

# 飞 机 系 统

段维祥 郝劲松 编

西南交通大学出版社

· 成 都 ·

# 前 言

“飞机系统”是民用飞机驾驶专业的一门技术基础课。教学大纲要求,通过本课程的教学与考核,使学生了解现代航空技术在民用飞机系统中的应用与发展;熟悉民用飞机机体结构型式特点与使用安全,各系统的功用、组成及工作原理;掌握现代民用飞机系统的工作控制与基本使用方法。其目的是为飞行学生初、高教机训练并取得商用机驾驶执照作好准备,为进一步取得航线运输机驾驶执照,成长为合格的民用机机长奠定良好的理论基础。大纲规定本课程总共 68 学时,内容包括绪论、飞行载荷与机体、起落架系统、飞行操纵系统、飞机燃油系统、飞机液压与气压传动系统、飞机座舱空调系统、飞机防冰系统、飞机氧气与灭火系统等。

《飞机系统》编写的依据是:民用飞机驾驶专业培养目标与学院制订的理论教学改革新大纲;国外民用机飞行员理论培训教程与执照标准;通用航空与运输飞行实际需要;商用机、运输机驾驶理论执照考试要求;多年教学实践的经验与航空公司的反馈信息。

《飞机系统》编写的指导思想及要求是:把握该学科教学大纲规定的知识主线,贯穿飞机驾驶专业必需的知识点,引向现代航空新技术在民用飞机结构及系统中的应用;绪论中概要介绍飞行安全系统的诸因素,突出人的因素是飞行安全的主要保证;介绍飞机飞行载荷时,突出飞行中的变化与控制,机体结构特点与使用安全;介绍飞机系统的功用、组成及工作原理时,对设计、制造的有关理论与技术则尽量简略,突出系统的基本工作原理与使用控制;介绍飞机及系统共性知识的同时,尽量突出国内外典型机种的系统特点,教材中多以波音 737 与 A 320 飞机系统为例说明;尽量收集现有资料,特别是有代表性的新资料;注重知识的宽度,对多种型式的系统,着重介绍典型系统的知识,有的则概要提及,注意多而不繁、宽而不深,起到打基础的作用;内容安排及叙述具有较强的逻辑性,并考虑有利于教学方式的改变与教学手段的更新;插图力求清晰、美观、适用,以利学生学习;每节后留有复习题,并考虑有利于教学效果评估与教学质量检查;语言尽量简练。

《飞机系统》的内容不仅较全,而且较新,既能满足民用飞机驾驶学员有关知识的需要,也是商用机、运输机驾驶执照考试的依据,同时可供飞行员继续教育和机务人员、空管人员学习参考。

《飞机系统》全书包括绪论及八章内容,其中绪论、第一章、第二章、第四章、第七章、第八章,共 46 学时,由段维祥同志编写,丁时熙同志审稿;第三章、第五章、第六章,共 22 学时,由郝劲松同志编写,段维祥同志审稿。我院飞机教研室的同志对教材的编写及试用本的修改提出了宝贵的意见。

本教材 1997 年开始试用,先后用于 96 级、97 级飞机驾驶专业本科、专科及“大改驾”、“领通机改驾”等六批 30 多个班次,约 1500 余学时的教学,确保了学科教学计划的实施。1998 年着手教材修改工作。编者广泛征求了授课教师及参考过本教材的其他学科教师的意见,征求了部分学生的意见,并分析了教材质量调查表的反馈信息,对学科教材知识点的适用性征求了航

空公司部分飞行员的意见,同时还征求了教务部门编排、印刷等科室的意见。在此基础上,编者重新收集消化了大量资料,重新研讨了驾驶专业《飞机系统》的知识体系及学科教学特点,确定该教材修改以教学大纲为依据,以提高教学质量为目的,以优秀教材的条件为准则,以存在的问题为重点,并结合课程建设及教学改革的要求,集中我院飞机教研室全体教师的力量参与修改工作。前后经过半年多时间,对试用教材进行了较大改动,使之更适于学科教学。

《飞机系统》是按新大纲要求首次编写的教材。鉴于目前教学体制的现状,既要满足国家教委对本科教学与授予学士学位的要求,又要吸取国外飞行员培养的教学经验,同时还要满足民航市场对飞行员的素质需要,加之学时与篇幅限制,因此教材编写中有许多难以处理的问题,编者对此颇费心思,才写出了这本较为满意的教材。但由于占有资料难全,深入考证不足,加之编者水平有限,书中定有不妥之处,在此向读者表示歉意。

本书编写过程中,得到本院教务处、图书馆、驾驶系及飞机教研室的大力支持,并参考了许多作者的著作,在此深表谢意。

编 者

2000年4月8日

# 目 录

绪 论	1
第一章 飞机飞行载荷与机体	15
§ 1-1 飞机飞行载荷与过载	15
§ 1-2 机翼设计载荷与结构型式	20
§ 1-3 机身载荷与结构型式	28
§ 1-4 飞机翼面颤动	34
§ 1-5 飞机结构强度规范与试验	38
§ 1-6 飞机结构失效与使用安全	43
第二章 飞机起落架系统	49
§ 2-1 飞机起落架的型式与基本组成	49
§ 2-2 起落架收放系统	56
§ 2-3 起落架刹车系统	63
§ 2-4 前起落架特点与飞机地面转弯操纵	70
§ 2-5 起落架减震装置与严重受载情况	76
第三章 飞机飞行操纵系统	82
§ 3-1 飞行操纵系统概述	82
§ 3-2 无助力机械传动式飞行主操纵系统	87
§ 3-3 液压助力式飞行主操纵系统	93
§ 3-4 飞行辅助操纵系统	98
§ 3-5 干线运输机飞行操纵系统工作特点概述	104
第四章 飞机液压与气压传动系统	112
§ 4-1 飞机液压传动概述	112
§ 4-2 飞机液压传动系统的基本组成及功用	117
§ 4-3 飞机液压传动系统的工作与控制	124
§ 4-4 飞机气压传动系统	129
第五章 飞机燃油系统	135
§ 5-1 飞机燃油系统的型式与基本组成	135
§ 5-2 飞机燃油系统的使用	143

第六章 飞机座舱空气调节系统.....	148
§ 6-1 客机座舱空调要求概述 .....	148
§ 6-2 飞机气源系统 .....	152
§ 6-3 座舱空气温度调节系统 .....	157
§ 6-4 座舱压力调节系统 .....	164
第七章 飞机防冰与风挡排雨系统.....	170
§ 7-1 飞机翼面防冰系统 .....	171
§ 7-2 飞机座舱风挡防冰与排雨系统 .....	176
第八章 飞机氧气系统与灭火系统.....	182
§ 8-1 飞机氧气系统 .....	182
§ 8-2 飞机灭火系统 .....	187
参考文献.....	194

# 绪 论

## （一）飞机发展与现状概述

站在地上抬头望，变幻莫测的太空多么神秘、宽广，人类很早就渴望像鸟儿一样展翅飞翔。然而，嫦娥奔月只是神话，人体也长不出翅膀，通天之路只有靠倾注才智、不畏艰险，才能一步步开创。

人们最初的愿望是升天，1487年达·芬奇画出了人力扑翼机草图。1783年法国人约瑟夫·蒙哥尔费兄弟俩利用浮力原理，放飞了第一个热气球，并将一只羊、一只鸡和一只鹅送上了518 m高空；继而，一位大胆的法国人爬进气球下的吊篮，成了世界上第一位升空者。从此，驾驶气球升天盛行了100多年，并多次参加过战争。1961年创造了载人气球的高度记录34442 m。1978年三位美国富翁历经137小时6分钟，实现了乘气球飞越大西洋的梦想。目前有人还在作乘气球环绕地球飞行的尝试。

1852年法国人制造出了蒸汽机驱动的飞艇，功率2.2 kW，全重160 kg，三角形的风帆作舵，以9.7 km/h的速度飞过了巴黎上空。于是，飞艇成了航空发展的一个分支。1909年德国成立了世界上第一家飞艇民用航空公司，到1914年共运送旅客34028人次，后来飞艇加入了第一次世界大战。如今，飞艇仍用于少量的货运、客运和空中旅游，一些发达国家还用于广告宣传、通讯与电视转播等。

气球与飞艇使人们看到了遨游太空的曙光。1810年空气动力学的研究成果和1876年内燃机的发明，使有志于航空的人们得到启发，开始了直升机的研制。由于当时对动力装置及旋翼系统的难题无法解决，致使花费了100多年才有了进展，1936年成功地试飞了第一架载人直升机。与此同时，人们的注意力转向了定翼机。

18世纪中叶，英国人设计出一架翼展45.72 m，螺旋桨直径6 m，以30马力蒸汽机为动力的客机，并取得专利，使空中乘机旅行向现实迈进。1860年英国人提出了采用双翼机增大升力面积和有弯度翼型的设想，经原始型风洞试验后，获得“较小弯度”翼型的专利。然而动力装置仍制约着飞机的发展。19世纪末，德国人经过2000多次试验，制造出一架可操纵而无动力的带人滑翔机，进行了近1000次的飞行。

一次次探索与失败，孕育着成功的到来。美国莱特兄弟吸取前人的经验，在滑翔机基础上，设计制造出了一架装12马力内燃活塞式发动机的双翼飞机，连同驾驶员总重约360 kg，称之为“飞行者”号。1903年12月17日莱特兄弟亲自驾机试飞，持续飞行59秒钟，距离260 m。这次世界公认的成功飞行，掀起了席卷全球的航空热潮，航空试验室、研究所先后在法、俄、德等国出现。法国首先倾注力量，几年后跃居世界航空领先地位，1909年法国制造出的双翼机获得飞行速度74 km/h的冠军。之后，人们开始注重改进飞机外形与动力装置来提高飞行速度，并同时改善飞机的操纵性与稳定性。

1914年第一次世界大战爆发。当人们的生命受到威胁时，总是不惜采取一切手段保护自身的安全，飞机很快成了战争的武器。全世界数十家工厂生产出数十种型式的军用机迅速投入

战场,60000 多架飞机在空中较量,促进了航空工业的发展。

第一次世界大战期间及结束之后,军用航空技术转向了民用航空,首先是改军用机为民用机。1916 年英国将轰炸机改为客机,开办了一家飞机运输与旅游公司,1916 年又成立了两家航空公司;1919 年建立了伦敦—巴黎的客、货运输线;1924 年几家公司合并为英国海外航空有限公司。1919 年法国开办了巴黎—伦敦间的航空服务,改装的客机可载客 10 人。1925 年德国获准经营航空运输业时,用非参战机改装出德国最早的运输机,载客 6~8 名;1926 年几家小公司合并为德国航空联盟,成为汉莎航空公司的前身。1923 年美国制造的 T-2 单翼运输机,首先实现了横跨北美大陆的不着陆飞行;1925 年美国波音公司生产出了一系列邮政机和旅客运输机;1926 年后生产出全金属三发 12 座运输机,成了当时美国航线上的主要机种。

1927 年美国完成横跨大西洋到巴黎不着陆飞行的创举,大大激发了人们的航空热情,世界从此步入了航空发展的黄金时代。在短短的五年期间,美国就出现了 150 多家飞机制造商。航空发展出现的新特点是:九缸气冷式星形发动机功率进一步提高,为商业航空发展奠定了基础;飞机外形更加趋于流线,机体采用金属结构与埋头铆钉,表面更光滑;单翼取代双翼使阻力减小,升阻比提高;座舱仪表及领航设备研制取得进展,陀螺技术开始应用,自动驾驶仪出现。

1931 年美国生产出双发 570 马力的波音-247,成为第一种真正的当代航线客机,载客 10 名,巡航速度 265 km/h。1936 年美国生产出著名的可以赚钱的 DC-3 客机。此后,波音公司生产的四发“同温层”旅客机被环球与泛美航空公司首先订购。到 1939 年,各种运输机及轻小型通用机大量出现又为军用机的发展奠定了基础。

第二次世界大战爆发,纳粹德国的空中战斗力量使美、英、法、苏猛醒,一场空中实力较量的格斗展开了。美国总统罗斯福先提出每年生产 50000 架军用机,到 1944 年猛增到年产 96315 架。前苏联 1943 年达到年产各种飞机 35000 架。一切为了战争,民用运输机大多数被改为军用运输机与轰炸机。美国的 DC-3 改为 C-47、C-46,DC-4 改为 C-54,波音-299 改为 B-17 四发巨型“飞行堡垒”轰炸机。后来生产出最大的四发轰炸机 B-29,可深入日本国土心脏地区。

英国与德国在研制新型军用机的同时,发动机技术有了突破性进展。德国的喷气发动机首先处于领先地位,1939 年 8 月世界上第一架装备涡轮喷气式发动机的 He-178 试飞成功。1941 年 5 月英国的喷气飞机 E 28/39 上天,1944 年生产出世界上第一种涡桨式喷气战斗机“空中彗星”。喷气发动机的出现揭开了人类航空新时代的序幕。

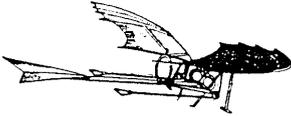
第二次世界大战结束后,全球对空中运输的需要迅猛增长。美国生产的 DC-6、C-97 改装的波音-377 和洛克希德的“星座”等双发与四发客机加入了空中航线网。这些客机均在 50~70 座之间,全增压客舱,巡航速度约为 400~500 km/h,装有新型的着陆系统和地面控制进场雷达。

1952 年英国制造出四发喷气客机“彗星”号,巡航速度 788 km/h,英国海外航空公司首先购买 8 架。美国生产的康维尔 340 成了当时国内一流航线客机之一。1955 年前苏联生产的图-104 是当时唯一飞往世界各地的喷气式客机;1955 年设计出图-114,1961 年 6 月投入航线使用,载客达 220 人,最大巡航速度 854 km/h。20 世纪 50 年代末,美国生产的波音-707、DC-8 相继进入世界民航市场。波音-707 设计着重考虑了材料的疲劳特性,泛美航空公司一次订购了 30 架,航程超过 5000 km。英国生产的三叉戟中程客机载客 60~100 名,巡航速度达 925 km/h。60 年代末,喷气式客机时代已经来临。

无论是作为战争的武器,还是作为空中运输的工具,都首先对飞机提出了速度要求,不断提高飞行速度则一度成了飞机发展的主要努力方向。改善飞机气动性能,增大升力、减小阻力,

确保操纵性与稳定性,以及提高动力装置的功率,则成为飞机发展的主要途径。

改善气动性能主要是减小阻力、增大升力,由此飞机外形发生了一系列演变(图 0-1)。外



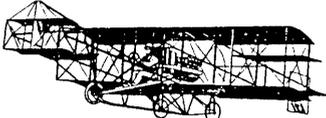
1487年达·芬奇画出的人力扑翼机草图



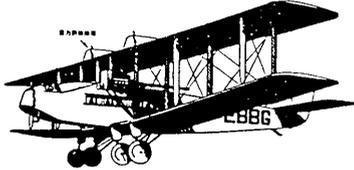
19世纪末德国制造的带人滑翔机



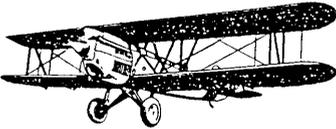
1903年12月17日莱特兄弟设计、制造并试飞成功世界公认的第一架带动力可控制飞机



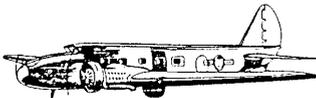
1909年法国制造的双翼机获得 74 km/h 的飞行速度冠军



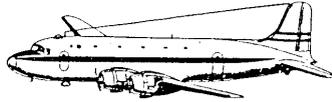
1919年法国改装的客机可载 12 人



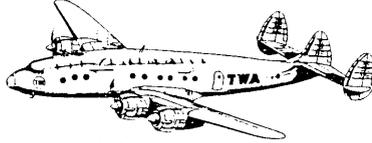
1925年波音公司生产的邮政飞机



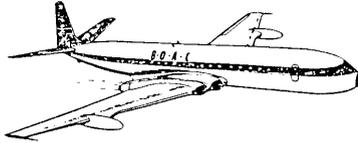
1931年美国生产的波音-247 客机



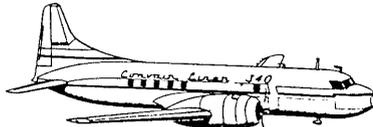
1939年美国生产的 DC-4 客机与 1936年生产的 DC-3 同样著名



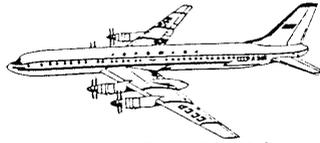
洛克希德的“星座”4 发客机



1952年英国生产的四发喷气客机“彗星号”



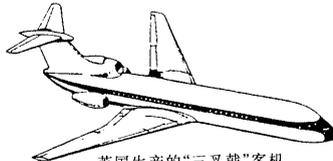
美国生产的一流客机康维尔 340



前苏联生产的图-114 载客 220 人



美国生产的波音-707



英国生产的“三叉戟”客机

图 0-1 运输机外形的演变

形的改变与动力装置的不断改进,使飞行速度呈现指数曲线上升,图 0-2 为 1903 年到 1960 年飞机飞行速度增长特性。从记载的飞行速度记录看出,大致每隔 10~12 年,飞行速度就翻一番。速度的上升也标志着空气动力学和发动机的研制成果,以及飞机外形与结构的演变。飞行速度提高首先是军用飞机,60 年代已超过了 3000 km/h。

1968 年前苏联生产的超音速喷气运输机图-144 首次飞行,速度达 2494 km/h,超过了英、法联合研制的“协和”号,预示空中旅行又一新时代开始,世界客机市场展开了更加激烈的竞争。

继波音-707 之后,美国波音公司又先后推出了波音-727、737、747、757、767、777 等系列客机,到 1991 年 1 月 1 日,波音-737 飞机各型号订货总数为 2727 架,居各型民用运输机之首。在世界商用喷气客机市场上,波音公司占有约 54% 的份额。

美国道格拉斯公司为适应国内中、短程客机的需求,首先生产出了 DC-9 与 DC-10。1967 年 1 月被麦克唐纳公司兼并后改名麦道公司,先后生产出了 MD-80、82、90 与 MD-11 等系列客机,在世界商用喷气客机市场上,麦道公司约占 18% 的份额。如今麦道公司与波音公司已宣布合并,成为了世界上最大的航空航天器制造商。

70 年代由英、法、德和西班牙组建的国际性联合飞机制造公司——欧洲空中客车公司,首先生产出 A300 进入市场,接着又生产出 A310 与波音-767 竞争;为了夺取 90 年代世界民航客机市场,又先后生产出 A320、330、340 等空客系列,目前已销售 1000 多架,成为世界第二大喷气客机制造商,90 年代约占世界 22% 的市场份额。

前苏联 1962 年生产出伊尔-62,性能与波音-707 相仿;70 年代又生产出伊尔-76、86 型与图-154 等中、短程喷气客机。独联体生产的安-225“梦幻”大型运输机,可运输 250 吨货物(可外挂 100 吨重的货物),起飞重量在 500 吨左右,曾多次载运“暴风雪”号航天飞机。目前俄罗斯正在生产新型干线喷气客机图-204 和伊尔 96-300。国外使用的几种大、中型客机主要尺寸及性能数据如表 0-1。

中国近代航空始于 1840 年鸦片战争之后,航空科学知识相继出现在中国出版物中。1909 年旅美华侨冯如制造出第一架飞机,当年 9 月 21 日驾机试飞成功。1912 年在北京南苑成立了中国第一所航空飞行学校。1920 年 4 月 22 日建立了中国第一条民用航线——京沪线北京—天津段,不久成立了相应的飞机修理厂。1930 年成立中美合办的中国航空公司,到 1949 年已有国内外航线 27 条,连接 38 个城市。1931 年成立中德合办的欧亚航空公司,到 1949 年已有航线 26 条,总长 33550 km。在八年抗战中,中国一共进口飞机 2300 架。解放战争结束时,人民政府共接收各种飞机 113 架,发动机 1287 台,机场 40 个,主、辅机工厂 12 个。新中国成立不久,人民空军就参加了抗美援朝战争,军用飞机制造业迅速发展起来。

1956 年 10 月国家决定仿制前苏联的小型多用途运输机安-2。南昌飞机制造厂于 1957 年 12 月生产出的第一架运 5 飞机试飞成功,并投入批量生产,到 1986 年先后生产了 948 架。从 70 年代到 80 年代,哈尔滨飞机厂研制出了运 11 和运 12 两种小型多用途运输机。1985 年改装的运 12 II 型客机载客 17 人,已出口亚洲、南美与非洲等国家 20 余架。1970 年 12 月 25 日,西安

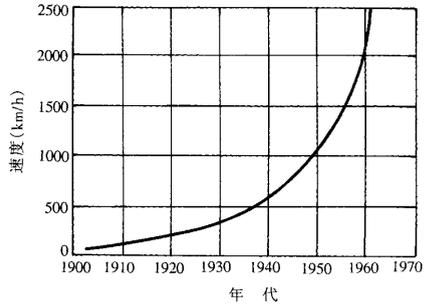


图 0-2 飞机飞行速度增长曲线

表 0-1 国外常见客机主要尺寸及性能

机 型	机长 (m)	机高 (m)	翼展 (m)	巡航速度 (km/h)	最大起飞重量 (kg)	客 座 数	载重航程 (km)
A 310-300	46.66	15.80	43.89	851	150000	~ 265	8450
A 330	62.60	16.70	58.60	~ 900	208000	288 ~ 328	9172
A 340	59.40	16.70	58.60	~ 900	249000	295 ~ 335	14800
伊尔-86	59.54	15.81	48.06	900	206000	~ 350	3600
伊尔-96	55.35	17.57	60.11	850 ~ 900	216000	235	7500
图-204	45.00	13.88	42.00	850	93500	196	5300
DC-10	55.50	17.17	50.41	925	259450	280 ~ 380	7413
MD-11	61.17	17.70	50.40	945	275227	276 ~ 405	8895
波音 747-400	70.66	19.33	63.30	900 ~ 939	~ 377840	~ 550	12970
波音 767-300	54.94	15.85	47.57	898	159211	204 ~ 290	5150
波音-777	63.73	18.35	60.02	~ 960	263088	360 ~ 440	8200

飞机厂生产的第一架运七飞机试飞成功,经改装的运七-100型飞机于1986年1月获得中国民航局颁发的适航证。1974年12月西安飞机厂研制的运8中型运输机试飞成功,1980年12月由陕西飞机厂正式设计定型投入批量生产。1980年9月26日上海飞机厂仿制波音707的运-10首次升空。1985年4月上海航空工业总公司与美国麦克唐纳-道格拉斯公司合作,生产的首架MD-82于1987年7月2日试飞成功,目前已生产数十架。

为了迅速发展民用航空运输业,中国民航各航空公司在改革开放中大量购进了西方先进的大中型客机。近10年来,乘飞机的人数正以每年21%的速度增加,1993年乘客达3800多万人次,1995年已超过5000万人次。随着经济的发展,中国民航将以更高的发展速度赶上世界先进水平。

和平与发展是人类社会进程的必然趋势,民用航空始终是主要推动力之一。离开了旅客空中运输,就不能称为现代社会生活。中、运程大、中型客机已成为当今世界主要交通工具之一,预计到2005年,全世界的国际航线将达到1.6万条左右。世界客运量正以每隔10年翻一番的速度递增,70年代为5000亿客公里,80年代为10000亿客公里,90年代达20000亿客公里。全世界每天有将近300万人乘机飞行,有的发达国家每年坐飞机的人次已超过了本国人口的总和。货运量也以年均10%的速度增长,随着经济的发展还将逐渐增加。各类飞机逐年增多,世界航空公司每年购买600~700架各类商业运输机,到1996年总数已达12000多架。新航线不断开辟,航班频率加快,天空开始出现拥挤;不同性能的飞机并存,并需适应不同地区的不同地空条件;年轻飞行员大量加入,飞行标准越来越严格;激烈的市场竞争和效益的驱使,对飞行效率(燃料、维护、机组成本、最低延迟量等)和安全提出了更高要求。这一系列严峻的挑战,给商业航空带来了新的风险与发展机遇。

中国民航各航空公司所使用的飞机型号及主要外形尺寸、性能参数如表0-2。波音-747的机型有:波音747-400、波音747-SP、波音747-200B。此外还包括表0-1中已列出的波音-767、波音-777、A310-300、A340、MD-11、伊尔-86等。

表 0-2 中国民航使用的飞机型号及其性能

机 型	机长 (m)	机高 (m)	翼展 (m)	巡航速度 (km/h)	最大起飞 重量(kg)	最 大 客座数	最大航程 (km)
波音 -707	46.61	12.93	44.42	886	151315	189	12030
波音 737-300	33.40	11.13	28.88	960	56472	149	4361
波音 747-SP	56.31	19.49	59.64	995	285765	299	9544
波音 747-300	70.66	19.33	59.64	935	351535	496	10463
波音 -757	47.32	13.56	38.05	0.8 M	108860	200	7079
MD-82	45.06	9.04	32.87	0.8 M	67812	172	6764
MD-11	61.20	17.60	51.60	0.82 M	273292	405	11100
A 300-600	54.08	16.53	44.84	890	165000	250	6246
A 310	46.66	15.80	43.89	851	138600	265	6486
A 320-200	37.57	11.77	33.91	0.78 M	72000	179	4730
图-154	47.90	11.40	37.55	900	90000	167	6900
肖特 360	21.59	7.21	22.81	393	11793	36	1697
冲 8	22.25	7.49	25.89	487	15649	40	1650
BAe-146	26.19	8.61	26.34	709	38102	82	1733
雅克 42	36.38	9.83	34.88	750	54000	120	3800
萨伯 340	19.73	6.91	21.44	522	12927	34	1807
伊尔 86	59.54	15.81	48.86	900	206000	350	4600
双水獭	15.77	5.94	19.81	338	5670	20	1704
福克 100	35.31	8.50	28.08	0.77 M	41500	107	2224
运七-100	23.708	8.553	29.20	481	21800	48	1900
夏延 III A	13.23	4.5	14.53	451	5080	9	4204
TB-20	7.71	2.85	9.77	277	1400	4	1803

喷气飞机已积累了约 40 年的经验。鉴于干线飞机从研制到投入航线使用需要 8~10 年的周期,而一种型号的客机一般寿命可长达 20 年,至今世界上只研制过二三代干线客机。90 年代初,全世界有干线飞机总数 6500 架,其中近、中程约占 80%,有的国家达 90%;80% 的干线客机安装涡扇发动机,17%~18% 的干线客机安装涡桨式发动机。

## (二) 飞机的分类

在地球大气层内外空间飞行的器械统称为飞行器。飞行器分为航空器、航天器及火箭与导弹三大类。在大气层内飞行的飞行器称为航空器；主要在大气层外空间运行的飞行器称为航天器；火箭与导弹是以火箭发动机提供动力并在大气层内外空间飞行的飞行器。

航空器的分类如表 0-3 所示,轻于空气的飞行器又称空气静力飞行器,升力由空气的浮力产生;重于空气的飞行器又称空气动力飞行器,升力由航空器相对空气运动产生;按升力的产生方式又分为定翼航空器与动翼航空器。定翼航空器的升力由固定机翼产生,有动力装置的称为飞机,无动力装置的则称为滑翔机。

表 0-3 航空器的分类

轻于空气的飞行器	气 球		自由气球	冷气球(氢气球 氦气球) 热气球						
	飞 艇		系留气球							
重于空气的飞行器	有翼飞行器	定翼飞行器	飞机	有人驾驶飞机	军用机	歼击机	强击机	轰炸机		
						侦察机	运输机	教练机		
					预警机	反潜机	陆上反潜机	水上反潜机		
					民用机	旅客机	货机	农业机	林业机	运动机
				研究机						
	无人驾驶飞机	靶机 无人侦察机 遥控格斗机								
	滑翔机	无动力滑翔机      动力滑翔机								
	动翼飞行器	旋翼飞行器	旋翼机							
			直升机	单桨直升机						
				双桨直升机	纵列式 并列式 共轴式					
多桨直升机										
扑翼机		可转动机翼飞机								
无飞行器	气垫飞行器 飞行平台 火箭 弹道式导弹									

飞机可按其用途、构造型式及性能特点等分类。

飞机按用途分为军用机与民用机。民用机包括旅客机、货机、农业与林业机、教练机与运动机等,旅客机、货机及客货两用机又称为民用运输机,其余的民用机统称通用机。

飞机按构造型式分类如图 0-3 所示,按不同的机翼、机身、尾翼及动力、起落架装置等又分为若干种型式。民用运输机多采用后掠下单翼,单机身与单垂尾(高或低平尾),涡桨式或涡扇式发动机吊装于机翼下或机身尾部,前三点轮式起落架装置。

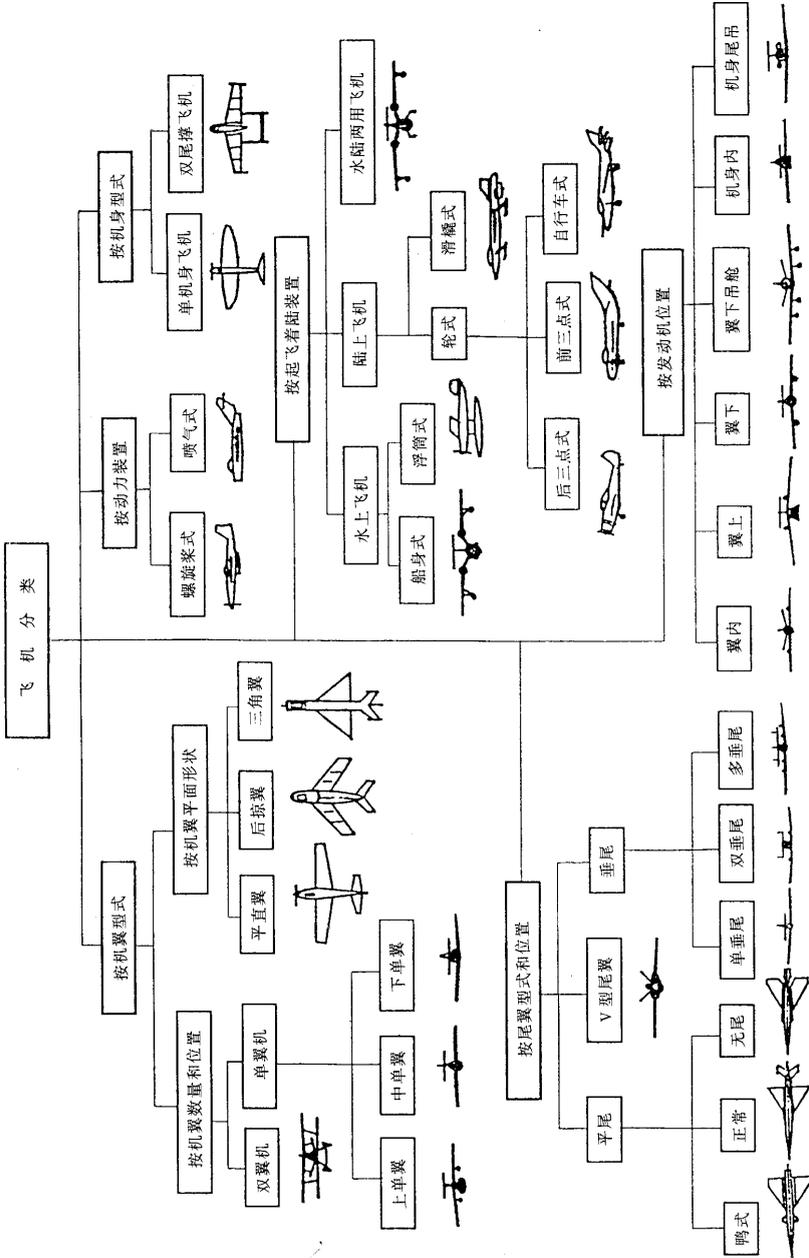


图 0-3 飞机按构造型式分类

客机按主要性能特点分类如图 0-4 所示,所列参数及划分范围目前并不完全统一。

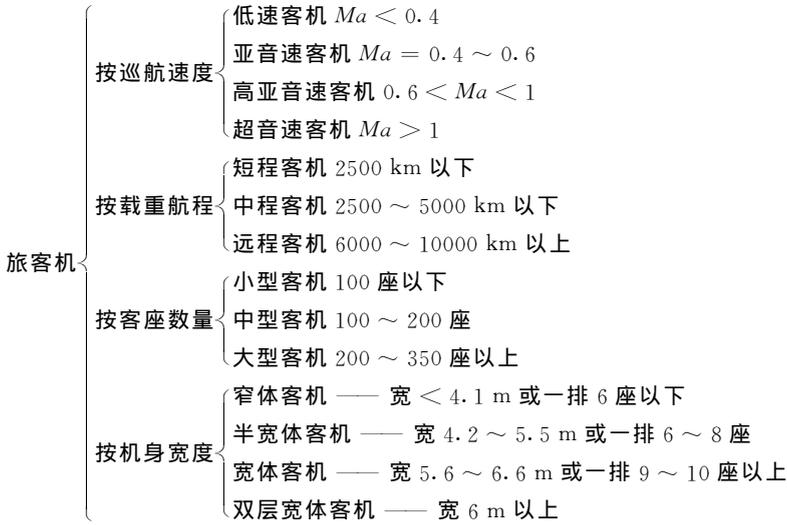


图 0-4 客机按主要性能分类

根据空中交通管制要求,在最大允许着陆重量下,仪表进近程序规定的进近速度是着陆形态下失速速度的 1.3 倍,据此又将航空器分为以下五类:

- A 类:指示空速小于 169 km/h(91 kn);
- B 类:指示空速 169 km/h(91 kn) 或以上,但小于 224 km/h(121 kn);
- C 类:指示空速 224 km/h(121 kn) 或以上,但小于 261 km/h(141 kn);
- D 类:指示空速 261 km/h(141 kn) 或以上,但小于 307 km/h(166 kn);
- E 类:指示空速 307 km/h(166 kn) 或以上,但小于 391 km/h(211 kn)。

以上分类的界线根据目前客机发展水平而定,实际使用中常常综合飞机有关性能特点而划分。如波音 747-400 型为远程大型高亚音速涡扇式宽体干线客机,国产 Y7-100 则为小型短程低速涡桨式支线客机。干线客机与支线客机也按综合性能划分,并且不同发展时期有不同划分标准。现代干线客机一般指大中型、中远程、高亚音速、宽体或半宽体涡扇式喷气客机,主要在国际航线和国内大城市之间飞行。支线客机一般指小型、短程、低速、窄体、涡桨式或活塞式客机,主要在国内中等城市间或与大城市间飞行。

### (三) 对旅客机的要求与飞行安全

飞机的种类及用途虽然各异,但都有其基本要求与专门要求。旅客机和各类飞机都应满足以下基本要求:良好的气动外形;足够的强度、刚度而重量最轻;制造工艺性与经济性好;使用维护方便。专门要求一般针对飞机具体用途与性能而提出,对旅客机的专门要求可概括为“安全、经济、舒适”六个字。对干线客机完善程度的判定指标是:飞机的产出率(吨·公里/航班或座·公里/航班),运输成本与耗油率,驻停条件及对环境的影响,旅客的舒适性与、机的安全性等,仍应满足六字要求。

现代客机从采用半宽与宽机身到座舱自动调温、程序增压,从缩短空中飞行时间到现代服务、娱乐设施,大大改善了座舱乘员舒适的生活、工作环境。

经济性是世界各民用航空公司运行的主要指标。现代客机为提高经济性采用了一系列措施：进一步加大单机载客量，将出现 500 ~ 1000 座的新客机；进一步降低油耗，采用油耗低、噪音小、排污少的大涵道比或超大涵道比的大推力涡扇发动机；采用翼剖面增厚的大展弦比超临界翼型提高升阻比与巡航  $Ma$  数等。

飞行安全对旅客机尤为重要，是民用运输的生命线，航线营运的永恒主题。世界上严重摔飞机事故多次发生，不仅可摔垮制造商，也可摔垮航空公司。飞行安全总是与飞行事故密切相关，事故率低则飞行安全性好，防止飞行事故发生则保证了飞行安全。飞行事故是飞机发生灾难、遇险和破损情况的总称。灾难为机毁人亡的一等事故；遇险则为机损人伤的二等事故；破损则为飞机局部严重损坏的三等事故。

飞行事故的影响因素很多，飞行安全是一个复杂的系统工程。发生飞行事故的主要原因可分为三类：人、飞机和环境。环境包括机上设备的使用环境，人员的生活、工作环境与自然环境。自然环境主要指飞行区域的天气、地形和其他自然现象，当其以冷热、风、雨、冰、闪电、山脉和火山灰等形式存在时，则可能对飞行安全产生影响。飞机所处的自然环境是超出人所控制而不能消除的，只有回避、限制或采取有效措施，保证飞机在恶劣环境下的飞行安全。

飞机本身的安全性是飞行安全的基本保证。飞机安全性是飞机在飞行期间，结构、设备处于良好工作状态，保证连续完成任务而无失效故障的特性。飞机安全性主要由设计、制造与管理保证。

飞行事故的人为原因主要包括机组、维护、空管、气象等与飞机营运相关人员的影响。飞行安全性主要指上述人员严格按照规定使用飞机，防止事故状态发生，正确处置特殊情况，危急状态保证机上人员安全脱险的各种特性的总和。

国外曾对 1977 ~ 1984 年全世界 93 起商业喷气飞机失事分析中鉴别出 182 个重要促成因素。飞机失事的重要促成因素分布如图 0-5，一个重要促成因素导致的失事占 28%，两个的占

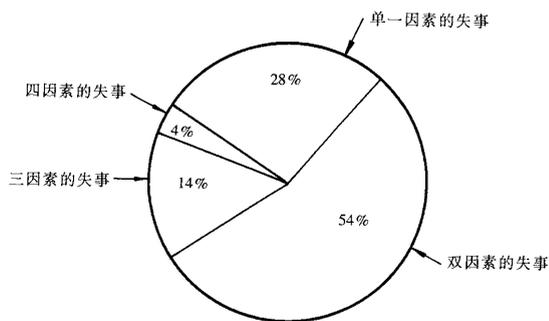


图 0-5 飞机失事的重要促成因素百分比

54%，三个以上的占 18%。从事故因素分析得出的最重要结论是，每一个重要促成因素都有一个补救的方法化险为夷。从 1982 ~ 1991 十年间的 138 起解体事故分析中，确定的防止方法共有 37 种，每起重大事故平均有 4.39 个防治方法。然而，由于机组为首的相关人未能完全采取及时有效的措施而引发了事故。事实上，绝大多数飞行事故都可追溯到人的失误原因，都直接或间接与人有关，因此人是飞行事故的最主要原因，也是飞行安全的决定因素。在飞机使用寿

命期间,事故的人的原因随时间上升,飞机的原因则随时间下降。世界范围商用喷气飞机事故主要原因如图 0-6 所示,机组直接或间接原因占 65.2%,人的原因占 80% 以上。

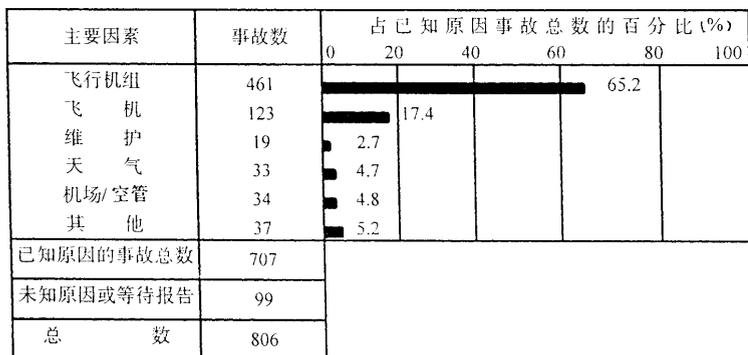


图 0-6 世界范围商用喷气飞机事故的主要原因分析

世界商用客机 1959 ~ 1994 年飞行事故原因统计如图 0-7 所示,机组原因占 73.7%。其中 1983 ~ 1994 年的后十年中,机组原因占 70.1%,飞机原因占 12.6%,维修原因占 6.3%,空管原因占 4.7%,天气及其他原因占 6.3%。

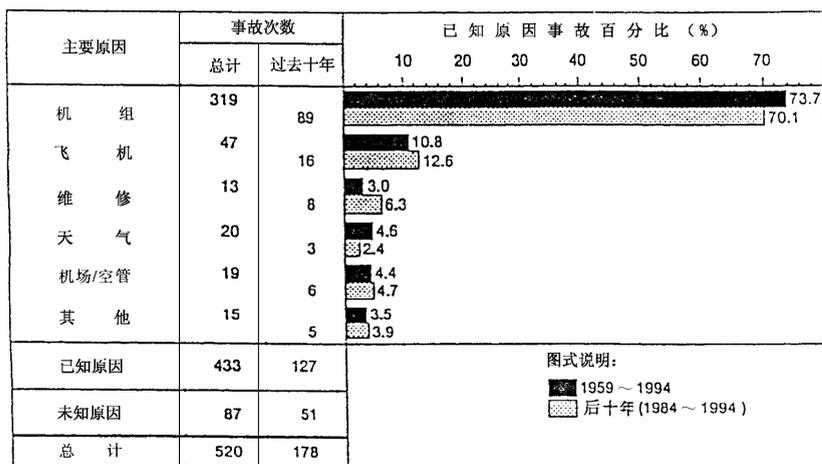


图 0-7 1959 ~ 1994 年世界商用客机事故原因(不含人为破坏)百分比

飞机起飞、着陆是事故的多发阶段。世界商用客机 1959 ~ 1993 年各阶段发生的飞行事故统计如图 0-8 所示。从进近和着陆阶段事故分析得出,机组原因达 80%,主要是使用情况复杂、操纵任务繁重而处置失当。

运输机失事地统计(图 0-9)表明,95% 的事故发生在近场区域场内,主要是下俯坠地、冲出跑道、撞击障碍、掉入沟河等。

为了保证飞行安全,减少飞行事故,现代客机设计、制造中应尽可能保证飞机安全。针对起飞、着陆阶段多发事故的情况,现代客机加强了飞行前的检查,机组人员必须详细掌握空中交通管制中心提供的起飞信息,包括飞机起飞重量、场高、气温、风向及离地临界速度等,以降低起飞阶段的事故率。与此同时,飞机上安装进近警告及引导系统,机场安装辅助装置,向机组提供着陆条件,引导飞机安全降落,以降低着陆阶段的事故率。

百分比是根据 1.6 飞行小时计算 (不含人为破坏)

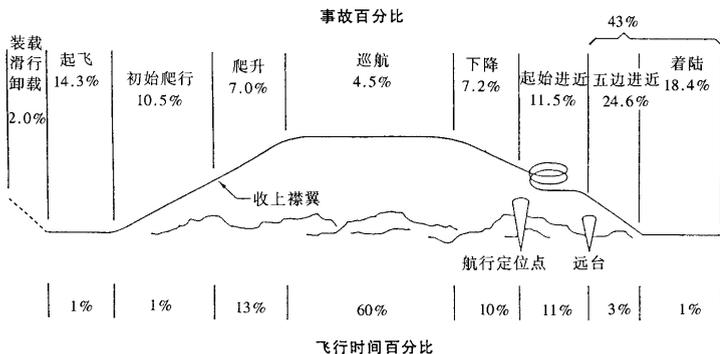


图 0-8 世界范围商用喷气机(1959 ~ 1989) 飞行阶段事故百分比

安全可防止事故、减少伤亡、保全设备,从而降低运营成本。无事故是航空运输业的奋斗目标,面对新形势带来的风险,迫使民用航空努力寻找事故率继续下降的有效途径。国际民航组织根据各方面的研究成果,全面分析航空安全信息,结合世界各航空公司的经验教训,提出了进一步改善航空安全记录的建议:安全优先,事故预防为有效策略;完善安全法规和系统管理;设计、适航与使用部门真诚合作;关键是通过培训,全面提高人—机—环境系统相关人的素质等,争取在 2005 年前将事故率再降低 50%。同时进一步指出,要在飞行安全上取得大的改善,必须更好地处理人的失误。飞机驾驶舱是所有谋求安全努力的焦点,飞机设计采用新技术提高安全性,法规、条例、程序、检查单与运营政策制定,飞行员选拔与训练,导航设备与空管等,所有方法与途径都通向最终共同之路——机组对驾驶舱可用资源的管理能力,一切安全措施都由此决定其成功与失败。

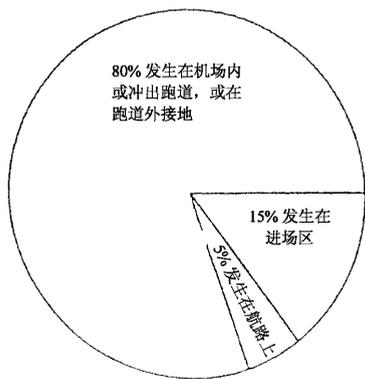


图 0-9 运输机失事地点分布

#### (四) 运输机的基本组成与本课程主要内容

民用运输机一般都由机体、起落装置、飞行操纵系统、动力装置与飞机设备等组成,图 0-10 示出基本组成及主要部件。

机体包括机身、机翼与尾翼,属飞机承力结构。机身主要装载人员、货物与设备,连接机翼、尾翼等部件为一体化;机翼主要产生升力,装载燃油、安装发动机、起落架等;尾翼连同机翼操纵面主要保证飞机的安定性与操纵性。

起落装置包括起落架系统与增升、减速装置。起落架系统主要功能是,支持飞机停放,保证飞机地面灵活运动,减小飞机着陆撞击,滑跑刹车减速与起落架的收放等。起飞着陆增升装置包括前、后缘襟翼与前缘缝翼,减速板与发动机反推装置等,主要功能是改善飞机起飞、着陆性能,缩短起飞、着陆滑跑距离,从而保证飞行安全。

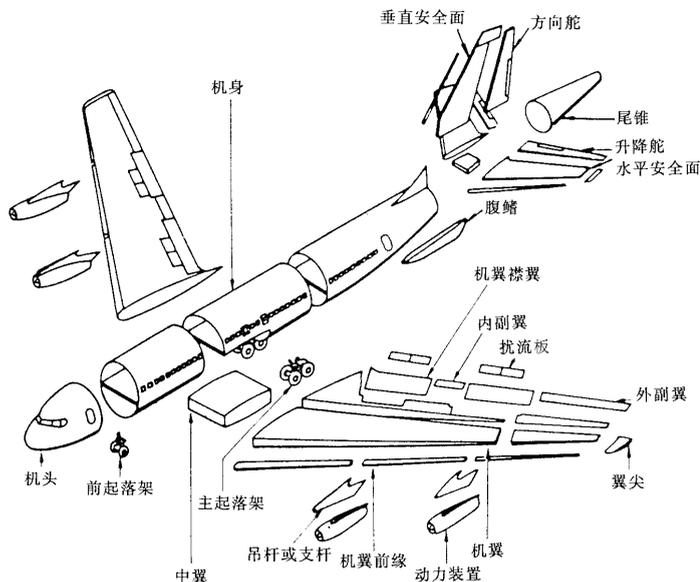


图 0-10 民用运输机的基本组成

飞行操纵系统包括主操纵系统与辅助操纵系统。主操纵系统主要操纵飞机副翼、升降舵、方向舵的偏转,改变飞机横侧、俯仰与方向姿态;辅助操纵系统主要操纵气动补偿装置减小操纵力,操纵襟翼、缝翼与减速板等,改善飞机起飞、着陆性能。

飞机动力装置包括发动机与燃油、滑油等工作系统,操纵控制与显示仪表等,其功能主要将燃料的热能转变为机械能,产生拉力或推力,确保飞机飞行的速度性能。

飞机设备包括飞行仪表、电气、无线电、雷达等特种设备,以及液压、空调、氧气、防冰、灭火等工作系统。其功能主要保证飞机可靠控制与安全。

《飞机系统》课程主要介绍民用机机体的型式及组成特点,所受载荷变化与使用限制;起落架系统的功能与组成、工作及控制,收放、刹车与地面转弯操纵等;飞机飞行操纵系统的基本组成,主操纵型式与辅助操纵特点等;飞机燃油、液压传动、座舱空调、飞机防冰、氧气与灭火等系统的功能、组成、工作原理及控制,重点介绍基本使用控制。在介绍民用飞机有关内容共性知识的基础上,适当结合现代客机系统的工作特点及使用。目的是为飞行学员学习机型理论与飞行训练作好准备,为航线运输机理论改装奠定基础。

## 复习题

- (1) 简述飞机发展的主要努力方向与途径。第一架世界公认的飞机何时试飞成功?
- (2) 现代商用喷气客机的主要型号有哪些?世界主要喷气客机制造商有哪些?
- (3) 简述飞机按用途与构造型式分类。
- (4) 民用客机按主要性能特点分类有哪些?何谓干线客机?
- (5) 简述对旅客机的基本要求与专门要求。
- (6) 简述飞行事故的主要原因。
- (7) 简述运输机的基本组成及功用。
- (8) 为进一步改善航空安全记录,国际民航组织提出了哪些主要建议?

# 第一章 飞机飞行载荷与机体

飞机载荷是飞机在滑行、起飞、着陆和飞行中所受的气动力、重力、推(拉)力和地面反作用力。按其产生及作用特点分为飞行载荷、地面载荷与座舱增压载荷。飞行载荷包括飞行中的升力、重力、阻力、拉力或推力;地面载荷包括飞机着陆、滑跑、滑行与停放时所受的地面反作用力;座舱增压载荷是气密座舱壁所受的内外气压差,一般又称为余压,现代客机座舱余压可达 $48 \sim 62 \text{ kPa}$  ( $7 \sim 9 \text{ lbf/in}^2$ )。飞机载荷的大小取决于飞机的重量、飞行性能、气动外形、起落装置、座舱增压特性与操纵控制等。飞机载荷主要由机体与起落架结构承受。飞机结构抵抗破坏的能力称为结构强度;飞机结构抵抗变形的能力则称为结构刚度。强度与刚度是飞机结构承受载荷能力的主要标志,超过结构承载能力则可能发生失效故障,严重时引发飞行事故。飞机结构设计的承载能力由强度设计规范决定。

本章主要介绍飞机飞行载荷及过载,机体载荷及结构型式,翼面振动与防振措施,飞机结构失效与强度规范等概念。

## § 1-1 飞机飞行载荷与过载

飞机飞行中的升力

$$Y = C_Y \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S$$

式中, $C_Y$  为外力系数, $\rho$  为空气密度, $v$  为相对气流速度, $S$  为机翼面积。外力主要由机翼产生;重力  $G$  包括飞机结构、装载与设备的重量;推力或拉力  $P$  由发动机功率决定。阻力

$$X = C_x \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S$$

式中, $C_x$  为阻力系数。阻力主要与飞机外形有关。升力、推力(或拉力)及阻力又称为表面力,这些力在飞行状态改变或受到不稳定气流作用时将发生变化。从结构安全使用的角度,有必要了解载荷变化的影响因素及其控制。

### 一、飞行载荷及其变化

飞行载荷随飞行状态及气流条件变化,按其特点分为平飞载荷、曲线飞行载荷与紊流载荷。

#### (一) 平飞载荷与机翼蒙皮受力

平飞指飞机等速水平直线飞行,是运输机的主要巡航飞行状态。设飞机所受升力、重力、推力(或拉力)、阻力均通过飞机重心(图 1-1),平飞的受力条件则为: $Y = G$  与  $P = X$ 。

由  $Y = C_Y \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S$  可知,平飞中改变飞行速度,升力与高度则随之变化。如果要保持原航线高度平飞,则要调节发动机功率,同时改变飞机俯仰姿态,这就出现了大速度小迎角与小速度大迎角两种平飞状态。两种平飞状态的升力大小虽然没改变,但由于速度与迎角改变引起气动力分布发生了变化,致使作用于机翼的表面力改变。图 1-2 为双凸翼型的受力状态,小速度大迎角平飞时(a),机翼上蒙皮受吸力,下蒙皮受压力;大速度小迎角平飞时(b),机翼上、下蒙皮均受吸力,前缘受压,当蒙皮刚度不足则可能发生蒙皮鼓胀与前缘下陷,导致气动性能变坏。运输机总是尽可能大速度巡航来提高经济性,飞行中应严格控制不同条件下的最大平飞速度与飞机俯仰姿态。

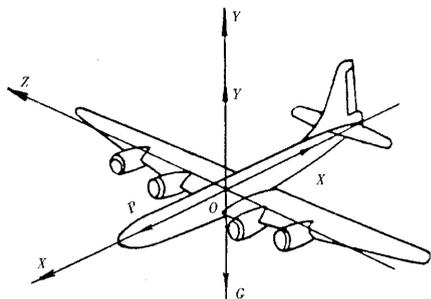


图 1-1 飞机平飞受力

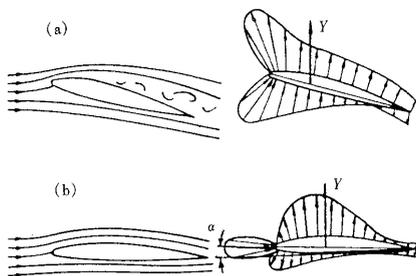


图 1-2 两种平飞状态的翼面气动力分布

## (二) 曲线飞行载荷及其变化

飞机曲线飞行是指飞行速度大小、方向改变,航迹为曲线的飞行。一般分为垂直平面和水平面内两种曲线飞行。曲线飞行中,飞机仍受升力、重力、推力和阻力的作用,但四力不再平衡。升力不仅要克服重力,而且要提供曲线飞行的向心力,其变化较大,下面重点讨论升力的变化。

### 1. 飞机在垂直平面内曲线飞行载荷

图 1-3 所示,飞机在垂直平面内作曲线飞行,取航迹上任一位置 a,此时纵轴线与水平面夹角为  $\theta$ 。根据牛顿定律

$$ma_n = \frac{G}{g} \frac{v^2}{R} = Y - G \cos \theta$$

得升力

$$Y = G \cos \theta + \frac{G}{g} \frac{v^2}{R}$$

在航迹最低位置 b 的升力为:

$$Y_{\max} = G + \frac{Gv^2}{gR} = G \left( 1 + \frac{v^2}{gR} \right)$$

由此得出:飞机在垂直平面内作曲线飞行时,升力为航迹曲率半径  $R$ 、飞行速度  $v$  及飞机重量  $G$  的函数,往往比平飞时大得多。控制速度、加大曲率半径可减小受力。

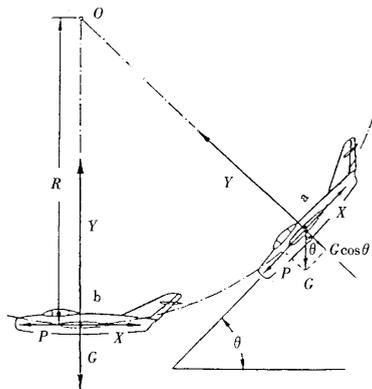


图 1-3 飞机在垂直平面内曲线飞行载荷

运输机不允许在垂直平面内作曲线飞行,但在直线下滑拉平着地前的短时间内有一段曲线(图 1-4)。运输机一般在退出紧急下降过程中,如果速度过大,拉杆(盘)过多与过急,升力可能增加许多。因此,应在到达预定退出紧急下降最大高度前,柔和带杆并适当加油门,切不可动作粗暴。

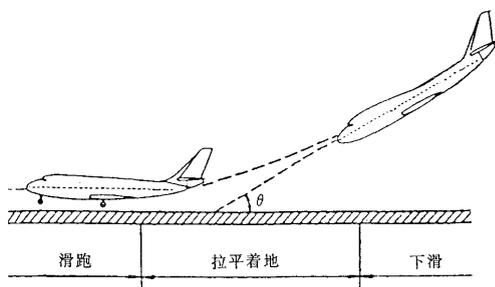


图 1-4 运输机下滑拉平着地航迹

## 2. 飞机在水平面内曲线飞行载荷

民用运输机曲线飞行主要是在水平面内转弯或盘旋,通常只作坡度  $\leq 30^\circ$  的盘旋。如图 1-5 所示。飞机水平转弯时,升力的水平分量即向心力  $Y \sin \gamma = \frac{Gv^2}{gR}$ ;升力的垂直分量克服重力,即  $Y \cos \gamma = G$ 。故升力为:

$$Y = \frac{G}{\cos \gamma}$$

式中,  $\gamma$  为飞机水平转弯时纵向对称面相对于铅垂面的倾斜角,称之为坡度。

由此得出:飞机水平转弯时,所需升力随坡度增大而增大,控制坡度则可减小结构受力。升力大则要求发动机功率和机翼临界迎角大,飞行中决不能任意压大坡度

转弯而导致失速,这是多次飞行事故的教训。对不允许作特技飞行的通用机、运输机,使用中转弯坡度一般限制在  $20^\circ \sim 40^\circ$  范围内,设计能力可达  $60^\circ$  左右。

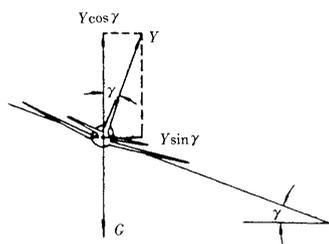


图 1-5 飞机水平转弯载荷

## (三) 飞机突风中飞行的载荷

突风是方向、大小变化的不稳定气流,又称之为紊流。突风载荷是飞机在飞行中遇到不稳定气流作用时产生的附加气动力。下面主要介绍水平突风、垂直突风与侧向突风对飞机的作用。

水平突风(逆风或顺风)又称航向突风,只改变飞机相对气流的速度,使升力或阻力变化。由于水平突风速度  $u$  比一般飞机的平飞速度  $v$  小得多,产生的附加气动力不大,  $\Delta Y \approx 2G \cdot \frac{u}{v}$ , 因此结构强度设计时不考虑。但在飞机起飞、着陆时,决不能忽视顺风产生的负升力增量,它可能导致飞机下俯着地。

垂直突风不仅改变相对气流速度的大小,而且改变相对气流方向影响迎角变化,故升力改变量大。如图 1-6 所示,飞机以  $v_0$  速度平飞遇到速度为  $w$  的向上突风作用时,相对气流大小及

方向改变,迎角增加  $\Delta\alpha$ 。因  $w \ll v_0$ ,  $\Delta\alpha$  较小可表示为:

$$\Delta\alpha \approx \text{tg}\Delta\alpha = \frac{w}{v_0}$$

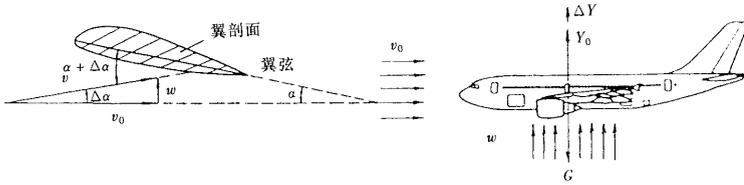


图 1-6 平飞遇垂直向上突风

飞机升力系数  $C_y$  随迎角  $\alpha$  变化曲线如图 1-7。运输机在临界迎角范围内,直线段斜率为  $C_y^\alpha$ ,升力系数增量  $\Delta C_y = C_y^\alpha \cdot \frac{w}{v_0}$ ,升力增量为:

$$\Delta Y = \Delta C_y \cdot \frac{1}{2} \rho v_0^2 S = \frac{1}{2} C_y^\alpha \rho w v_0 S$$

可见,垂直突风载荷与飞行速度、突风强度成正比。

当飞机平飞遇垂直向下的突风作用时,产生负迎角增量使升力减小  $\Delta Y$ 。由此得出飞机平飞遇垂直突风的升力变为:

$$Y = Y_0 \pm \frac{1}{2} C_y^\alpha \rho w v_0 S$$

侧向突风将使飞机产生侧滑,同时作用于垂直尾翼上而产生附加气动力,是民用运输机垂尾强度设计时应考虑的问题。在大气紊流区飞行时,常常是垂直、航向与侧向突风作用同时存在,导致飞机的剧烈颠簸。

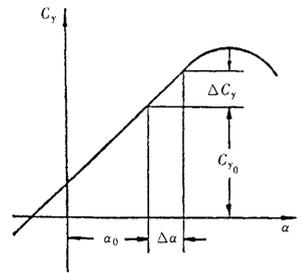


图 1-7 升力系数曲线

## 二、飞机过载及其意义

飞机飞行中所受载荷随飞行状态及不稳定气流的作用而变化。飞机结构强度设计需要依据载荷大小及其变化量,将某时刻基本不变的飞机重力与平飞载荷、曲线飞行载荷、突风载荷相比较,得出飞机飞行中的载荷变化程度。

### (一) 飞机过载及其大小

由前面的分析得出,飞机飞行中变化最大的载荷是升力。因此,通常说的飞机过载就是飞机在某飞行状态的升力与重力的比值,表示为:

$$n = \frac{Y}{G}$$

由此得出飞机飞行中的主要过载值大小:

飞机平飞  $n = 1$ ;

飞机在垂直平面内曲线飞行  $n = \cos\theta + \frac{v^2}{gR}$ ;

飞机在水平面内曲线飞行  $n = 1/\cos\gamma$ ;

$$\text{飞机平飞遇垂直突风 } n = 1 \pm \frac{1}{2} C_y^a \rho \omega v_0 S / G。$$

## (二) 飞机过载的实用意义

飞机过载包括设计结构强度时规定的设计过载  $n_{\text{设计}}$  (又称为最大使用过载  $n_{\text{使用最大}}$ )、飞行时允许的过载  $n_{\text{使用}}$  和随飞行状态变化的过载  $n$ 。因此,飞机过载是结构设计、安全飞行与维护的主要依据,具有一定的实用意义。

飞机设计过载大小表明其机动性好坏。机动性主要指飞机曲线飞行的快速灵活性。由飞机曲线飞行过载公式得出,飞机过载值大,则可承受垂直平面内大速度小半径的曲线飞行——快速、灵活,水平盘旋则可压大坡度转小弯。

运输机设计过载大小表明其经受强突风的能力。运输机受强突风作用时的过载往往比水平转弯时大。由突风过载公式得出,在其他条件不变时,设计的过载值大,能经受的突风速度  $\omega$  可大,飞机结构经受突风能力则强。

飞机允许的使用过载则表明飞行中的受载限制。各型飞机《飞行手册》中一般规定了  $n_{\text{使用}}$ ,有的规定为使用载荷  $Y_{\text{使用}} = n_{\text{使用}} \cdot G_{\text{飞机}}$ 。飞行中应严格按照规定的速度、坡度等性能限制柔和操纵飞机,一般不允许  $n$  超过  $n_{\text{使用}}$ 。飞机过载  $n_{\text{使用}}$  又称为载荷因数,是无量纲量。

## (三) 飞机部件过载概念

飞机过载一般是指外载荷通过飞机重心,视飞机为一质点而言,故飞机过载是指其重心处的过载。飞机由许多部件组成,在飞行姿态改变时,部件将受到附加载荷作用而使受力改变,因此飞机部件也存在过载问题。部件过载就是该部件在某飞行状态的质量力  $P_{\text{部件}}$  与其重力  $G_{\text{部件}}$  的比值,表示为:

$$n_{\text{部件}} = \frac{P_{\text{部件}}}{G_{\text{部件}}}$$

当部件相对飞机重心无角加速度转动时,部件随飞机运动,其过载与飞机过载相同。当部件绕飞机重心以一定角加速度转动时,其过载约等于飞机过载与附加过载之和。部件距飞机的重心越远,转动角加速度越大,则附加过载越大。为此,柔和操纵飞机俯仰、下滑拉平与滚转,可减小有关部件的过载。

部件受力随其过载大小变化,并通过接头传给机体。部件过载大小表明部件及接头受力的严重程度。如某设备重 100 N,当其过载为 2.5 时,该设备质量力就为 250 N,传给支承结构的力增加 1.5 倍。特殊飞行情况使部件过载增大时,应加强检查部件主要受力构件及接头有无损伤。

## 三、运输机突风过载影响因素

飞行中遇向上的垂直突风作用时,飞机过载可迅速增大。图 1-8 所示为某客机遇向上强突风的飞行记录,一般情况下过载都小于 1.5,遇突发上升强气流作用时过载可大于 2.5。

对于不允许作特技飞行的大型运输机,其使用过载主要根据飞机在不稳定气流中飞行时产生的最大过载(即突风过载)确定,为此必须弄清突风过载的影响因素及控制附加过载的方法。

由突风过载公式可知,升力系数曲线斜率  $C_y^a$ 、空气密度  $\rho$ 、突风速度  $\omega$ 、飞行速度  $v_0$  及机翼

载荷  $G/S$  (机翼单位面积分担的飞机重力) 都是突风过载的影响因素。

展弦比大的飞机  $C_y^a$  较大,小展弦比飞机突风过载可减小,对已定型的飞机在亚音速区飞行时  $C_y^a$  基本不变,属于飞行中无法控制的因素。

突风速度  $w$  是难以控制的自然因素。现代运输机设计结构强度时,规定最大垂直向上突风为  $20 \text{ m/s}$  ( $66 \text{ ft/s}$ ),事实证明飞行中遇到超过此速度突风的可能性极小。

现代客机飞行高度大,空气密度较小,增大高度须增大升力,因此以增大高度减小  $\rho$  来减小突风过载是不可取的。

增大飞机翼载荷  $G/S$  可减小突风过载,减弱飞机在不稳定气流中的颠簸,但  $G$  增大相应的总升力也需增大,飞机能够承受的附加过载将减小。

在紊流中以大速度飞行时,将使飞机结构受力过大而损坏,小速度飞行增大迎角可能超过  $\alpha_{\text{临}}$  而失速。为此,选择适当的飞行速度则成为保证突风中飞行安全的首要问题。运输机的飞行手册中都对强突风飞行速度作了明确规定,一般都比正常情况的飞行速

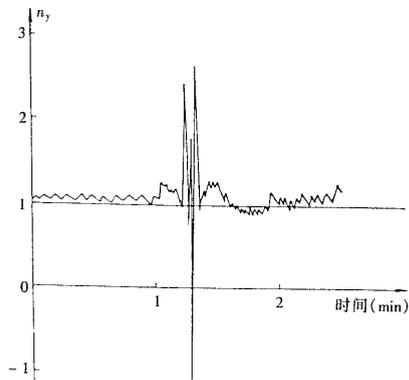


图 1-8 某客机遇向上强突风作用的飞行记录

度小。飞行中遇垂直向上突风作用时,适当减小飞行速度可减小飞机附加过载,但要保持航线高度须增大迎角,为此必须防止受突发性上升气流作用时超过临界迎角而失速。在遇到垂直向下突风作用时,附加过载减小总升力也减小,必须防止巡航中掉高度;在低空飞行或起飞、着陆遇突发性下洗气流作用时,因升力减小过快而掉大高度,导致飞机下俯着地。紊流区飞行操作要点如下:

- (1) 接通“系好座带”标志,把原因告诉旅客和机组其他成员;
- (2) 在可能出现紊流的地区飞行时,把速度设置在最佳范围内;
- (3) 使用气象雷达或根据空中交通管制的指令避开较强的紊流;
- (4) 如必须飞越强大的上升或下降气流,则按预定姿态飞行,允许飞机上升或下降;
- (5) 如大气温度传感器被冰封住,自动油门出现部分关闭,飞机速度开始下降,可人工设置保持速度必需的功率规定值。

## 复习题

- (1) 什么是飞行载荷?什么是飞机结构的强度与刚度?
- (2) 简述飞机曲线飞行载荷及其变化。
- (3) 什么是飞机过载?简述其实用意义。
- (4) 简述运输机突风过载的影响因素与控制。

## § 1-2 机翼设计载荷与结构型式

机体包括机翼、机身与尾翼,是飞机的主要受力结构。现代运输机的机体都是骨架加蒙皮,以骨架为基础的薄壁结构,其强度高、刚度大、重量轻。

机体所荷载荷按其作用方式分为集中载荷与分布载荷。机体结构在外载荷作用下将产生拉、压、弯、剪、扭及其复合变形，结构内对应产生轴力、剪力、弯矩与扭矩等抵抗变形的内力，结构的强度、刚度则与内力特点有关。作用于机体的载荷总是通过表面及连接点传递，由各结构件反抗变形的内力与外载荷平衡。机体结构的承载能力取决于结构型式及结构材料。

现代运输机机体所用材料主要有两大类，一类是金属材料，大量采用的是铝合金与镁合金，其强度、刚度高，重量轻；高温区采用不锈钢与钛合金；高承力结构则使用合金钢。第二类是复合材料——纤维作增强体、树脂为基体的层状结构材料，具有强度、刚度高，介电性好，损伤扩展慢，比铝合金约轻 70% 等特点，目前主要用作机体夹层结构、飞行操纵面等。

机体结构的破坏主要与外载荷及结构损伤有关。正确操纵飞机，不超过规定的载荷；严格按照规定精心维护，防止人为损伤与腐蚀，则是机体结构使用安全的保证。

## 一、机翼外载荷

运输机的机翼一般分为中翼（中央翼）、内翼（中外翼）与外翼三段加翼尖。中翼为盒形体穿过机身，整个机翼如同固定于机身的外伸梁。

载荷主要取决于结构的功用，功用 → 载荷 → 结构特点密切相关。机翼的功用主要产生升力、装载燃油、安装起落架与发动机等。这就决定了机翼以分布载荷为主，同时承受接头传给集中载荷，载荷使机翼结构变形产生内力。

机翼外载荷按其产生及作用方式分为空气动力  $P_{\text{气动}}$ 、结构质量力  $P_{\text{质量}}$  与部件质量力  $P_{\text{部件}}$ （图 1-9）。设计结构强度时依据的外载荷为设计载荷，即

$$P_{\text{设计}} = fP_{\text{使用}} = fn_{\text{使用}} \cdot G_{\text{飞机}}$$

式中， $f$  为安全系数。

因此  $P_{\text{气动}}$ 、 $P_{\text{质量}}$ 、 $P_{\text{部件}}$  均为设计载荷。

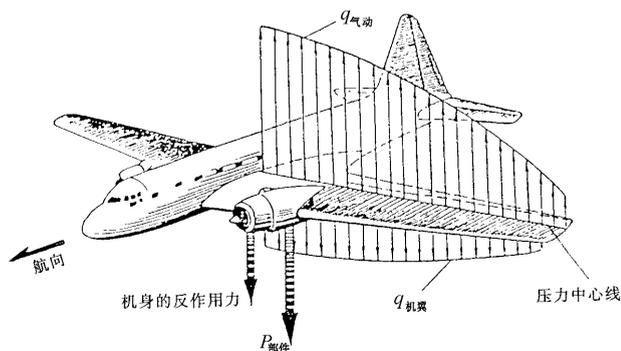


图 1-9 机翼的外载荷

### 1. 空气动力 $P_{\text{气动}}$ 的大小、方向与分布

机翼上的气动力有升力  $Y_{\text{机翼}}$ 、阻力  $X_{\text{机翼}}$ 。因  $Y_{\text{机翼}} \gg X_{\text{机翼}}$ ，且机翼沿翼弦方向的强度、刚度很大，故机翼总体强度、刚度设计时忽略  $X_{\text{机翼}}$ ，只在前缘蒙皮局部刚度设计时考虑；又因为飞

机升力主要由机翼产生,则气动力可视为近似等于升力,由此得出飞行中机翼气动力近似等于升力  $Y = n_{\text{使用}} \cdot G_{\text{飞机}}$ ,机翼设计气动力则为:

$$P_{\text{气动}} \approx Y \approx Y_{\text{机翼}} = fn_{\text{使用}} \cdot G_{\text{飞机}}$$

沿机翼展向任取一单位长小段,其面积  $\Delta S = 1 \times b$ ,  $b$  为小段机翼弦长,则设计的单位长段上升力大小为:

$$q_{\text{气动}} = fC_y \frac{1}{2} \rho v^2 \Delta S = fC_y \frac{1}{2} \rho v^2 b$$

沿翼展方向单位长段上的气动力  $q_{\text{气动}}$  大小与弦长近似成正比,近似垂直翼弦向上作用于压力中心线。

## 2. 机翼结构质量力 $P_{\text{机翼}}$ 的大小、方向与分布

飞行中允许机翼承受的质量力为  $n_{\text{使用}} \cdot G_{\text{机翼}}$ ,设计质量力为:

$$P_{\text{机翼}} = fn_{\text{使用}} G_{\text{机翼}}$$

式中,  $n_{\text{使用}}$  为机翼部件过载,滚转时等于飞机过载与附加过载之和,无滚转时则等于飞机过载。

按结构等强度设计原则,设计结构的承载能力应与载荷分布相对应,即载荷大的结构应强。为此机翼结构的质量力分布与气动载荷分布近乎一致,沿翼展单位长段上的质量力  $q_{\text{机翼}}$  大小为:

$$q_{\text{机翼}} = \frac{fn_{\text{使用}} G_{\text{机翼}}}{S} \cdot b$$

$q_{\text{机翼}}$  合力的作用点称为机翼的重心。设计机翼结构时,要保证机翼结构质量力作用于沿展向的重心线上。由此得出:机翼结构质量力沿展向分布近似与弦长成正比,向下作用于重心线上。

## 3. 部件作用力 $P_{\text{部件}}$ 的大小、方向与分布

设计部件作用力为:

$$P_{\text{部件}} = fn_{\text{部件}} \cdot G_{\text{部件}}$$

式中,  $n_{\text{部件}}$  等于飞机过载与部件附加过载之和,  $P_{\text{部件}}$  向下过部件重心,并分别作用于相连接头而传给机翼。

机翼在  $P_{\text{气动}}$ 、 $P_{\text{机翼}}$ 、 $P_{\text{部件}}$  作用下将产生剪切、弯曲与扭转变形。内力与结构特点是:剪力、弯矩、扭矩与外载荷  $q_{\text{气动}}$ 、 $q_{\text{机翼}}$  对应,从翼尖到翼根逐渐增大;机翼结构从翼尖到翼根逐渐变宽与增厚,强度、刚度逐渐增大;在机翼上安装部件、设备等,其重力向下与升力方向相反,相当飞行中减小了机翼根部的内力值——卸载作用。

# 二、机翼的结构型式

机翼按蒙皮参预总体受力的情况分为布质蒙皮机翼与金属蒙皮机翼。早期的小型低速飞机使用布质蒙皮机翼,布质蒙皮只承受气动力产生的张力,不参预总体受力。布质蒙皮机翼的剪力、弯矩传递与金属蒙皮机翼相同,扭矩则由翼梁、加强肋及张线组成的构架承受。

现代飞机都采用金属蒙皮机翼,主要有以下结构型式:

### (一) 梁式机翼——以梁为主承受弯曲轴向力的机翼

按梁的数量又分为单梁式、双梁式与多梁式机翼。如图 1-10 所示,梁式机翼主要构件有翼

梁、桁条、肋与蒙皮。其结构特点是梁强、蒙皮薄、桁条少而弱。

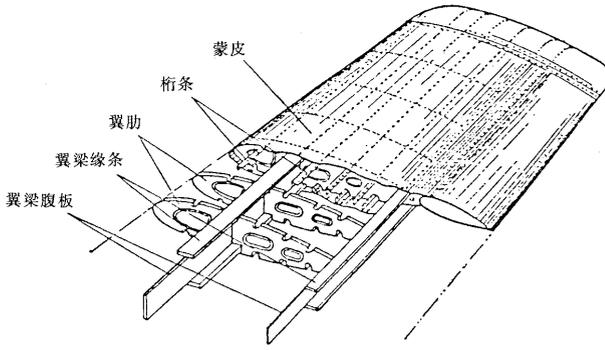


图 1-10 双梁金属蒙皮机翼

根据受力按刚度大小分配的原则，翼梁腹板抵抗垂直剪切变形的能力最强而承受绝大部分剪力；梁缘条抵抗弯曲变形的能力最强而承受大部分弯曲轴向力，蒙皮和桁条则承受少部分；蒙皮构成的闭合框抵抗扭转变形的能力最强而近乎承受全部扭矩。

梁式机翼的翼梁损坏时生存力较弱，也不适于作成结构油箱，但各机翼段之间的连接，以及与机身的连接较简单，检查维护比较方便，也适于开口。

## (二) 单块式机翼——桁条与蒙皮构成若干块壁板为主承受弯曲轴向力的机翼

如图 1-11 所示，单块式机翼主要构件有桁条、蒙皮、翼肋及纵墙（双墙或多墙），纵墙只有

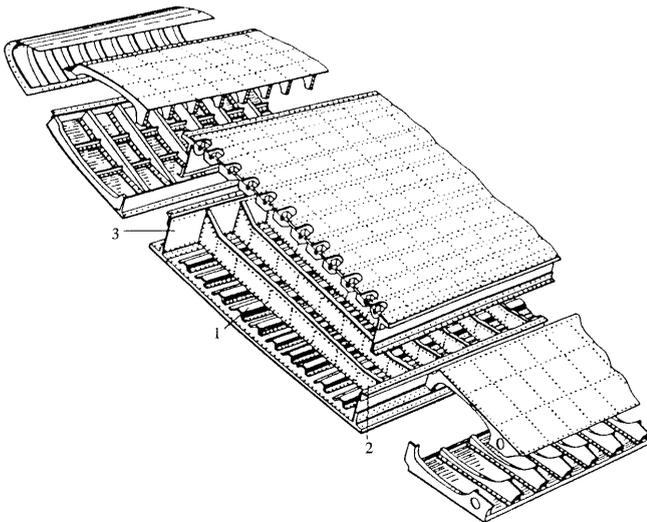


图 1-11 单块式机翼

1—长桁；2—翼肋；3—墙

腹板带弯边,没有梁那样强的缘条。单块式机翼结构特点则是,多而强的桁条与较厚蒙皮组成壁板,再与纵墙和肋相连而成。其受力特点是,纵墙主要承受剪力,壁板承受绝大部分弯曲轴向力,蒙皮同时还承受扭矩。

单块式机翼生存力较好,也适于做结构油箱,但不适于大开口,各机翼段间及与机身的周向连接接头多,检查维护不太方便。

### (三) 多腹板式(多墙式)机翼

如图 1-12 所示,多腹板式机翼无梁,翼肋少,一般布置 5 个以上纵墙,蒙皮厚达 10 多毫米,其受力及连接与单块式机翼类似。

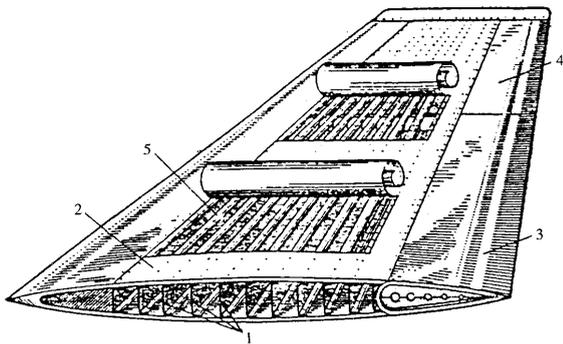


图 1-12 多墙式机翼

1—纵墙; 2—蒙皮; 3—襟翼; 4—副翼; 5—桁条

现代大型运输机利用梁式、单块式、多腹板式机翼的优点,作成梁式—单块式或梁式—多腹板复合式机翼,梁、墙、壁板、端肋组成的翼箱为主要受力结构。机翼根部受力大且有舱口,也为了便于与机身连接,采用梁式结构。外翼则采用单块式或多腹板式,在单块式到梁式的过渡区则采用加强传力结构。

### (四) 夹层与整体结构机翼

随飞行速度的提高,对蒙皮刚度提出了高要求,为了减少蒙皮厚度而采用夹层结构机翼(图 1-13)。上、下壁板由两层很薄的内、外面板中间夹很轻的蜂窝、泡沫或波形板粘合而成。这种结构不仅使刚度大大提高、重量减轻,而且表面质量好、内部空间大,有利于做整体油箱。但夹层结构不适宜大开口,工艺也比较复杂,现代大型客机的尾翼与操纵面一般采用夹层结构。

随着飞行速度进一步提高,不仅对气动外形提出了更高要求,而且气动热也可能使薄蒙皮软化而降低刚度。现代高速飞机则采用整体结构机翼(图 1-14),由整块铝或镁合金板材加工而成的蒙皮、桁条、缘条的合并体再与纵墙连接,其强度、刚度大,表面光滑,能承受较高气动热。但整体结构机翼加工困难,材料损耗大,成本较高,目前在高速飞机上采用。

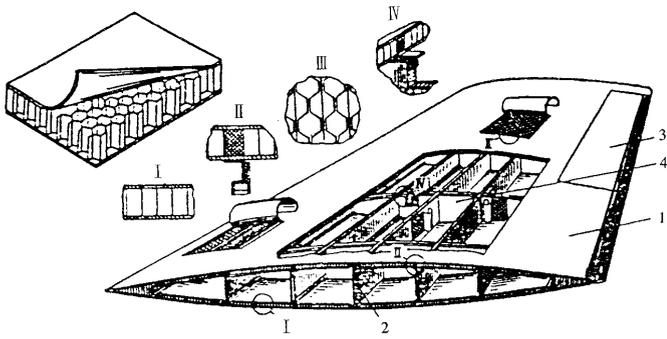


图 1-13 蜂窝夹层机翼

1—蜂窝夹层蒙皮；2—纵墙；3—副翼；4—翼肋

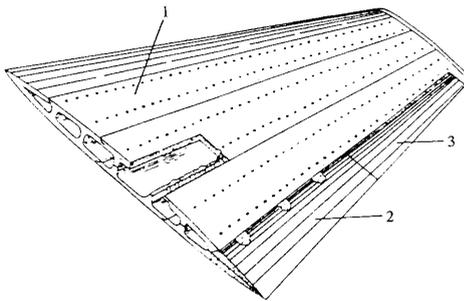


图 1-14 整体壁板机翼

1—整体壁板；2—襟翼；3—副翼

### 三、副翼与增升装置型式

#### (一) 副翼型式特点

副翼是铰接于机翼外侧后缘的操纵面，主要保证飞机的横侧操纵性。小型飞机一般为左右各一块副翼，也有的飞机为左、右各两块副翼。大、中型飞机左、右机翼一般各有内、外两块副翼。

不同外形及速度的飞机副翼型式有所不同。为了增加小型低速飞机着陆放襟翼效应，使两边副翼随襟翼放下一定角度，这种能同时起襟翼作用的副翼称为襟副翼。还有的三角翼飞机襟翼与副翼合并也称襟副翼。

现代大型客机采用内、外混合副翼。外副翼又称低速副翼，飞机低速飞行时操纵内、外副翼同时偏转；当飞行速度达到一定  $Ma$  数时外副翼锁定，由内副翼与扰流板保证飞机横侧操纵。其目的是防止大速度巡航飞行时，气动力引起机翼结构扭转变形过大而导致副翼反操纵。

在个别高速三角翼飞机上还采用了翼尖副翼,使翼尖端全动代替副翼的功能。对不装水平尾翼的三角翼飞机,还将升降舵与副翼合并为升降副翼。

副翼结构主要承受分布气动力,与机翼相比有以下特点:

- (1) 副翼一般为梁式且翼型薄,后缘为夹层重量轻,强度、刚度较小易变形。
- (2) 副翼以转动接头连于机翼后缘,机翼弯曲变形使转动轴线变弯可能引起卡阻,故一般翼展较大的飞机采用分段副翼双接头。
- (3) 飞行速度过大,副翼偏转时机翼发生显著扭转变形,迎角改变产生的附加升力与副翼偏转产生的附加升力相反,可能导致飞机与操纵反向滚转,出现反操纵现象。

## (二) 增升装置型式特点

装于机翼后缘的襟翼与前缘缝翼(有的飞机也装前缘襟翼)都属于增升装置,起飞时放下或打开一定角度,增大升力而缩短滑跑距离;着陆时全放下或打开,增大升力和阻力,既可缩短滑跑距离、降低着陆速度,又可减小着陆撞击。

现代客机的前缘增升装置都由液压传动,如图 1-15 所示。前缘襟翼由液压动作筒伸开或收回,前缘缝翼沿滑轨放出或收回。

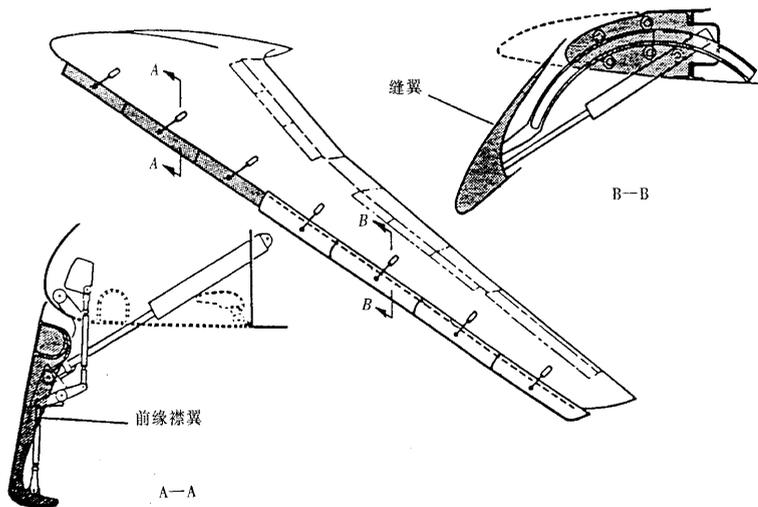


图 1-15 前缘增升装置

飞机后缘襟翼分为简单襟翼、双开缝襟翼与三开缝襟翼三种型式。简单襟翼用于低速小型飞机,按操纵偏转一定角度。双开缝与三开缝襟翼则在放下不同角度时,在机翼后缘分别形成一道、两道或三道气流缝隙(图 1-16)。

双开缝与三开缝襟翼收放时,由液压作动力沿机翼后梁上的弧形滑轨滑动(图 1-17)。收上到  $0^\circ$  时构成机翼后缘翼型。螺旋动作筒壳体固定于机翼后梁,螺杆一端与襟翼滑架相连接。

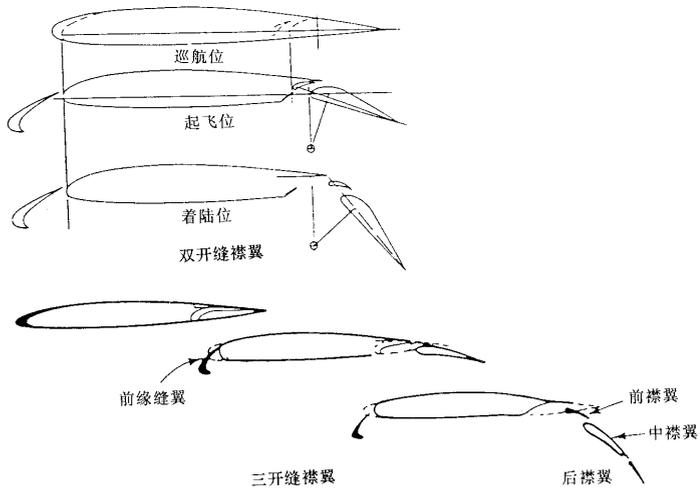


图 1-16 双开缝与三开缝后缘襟翼

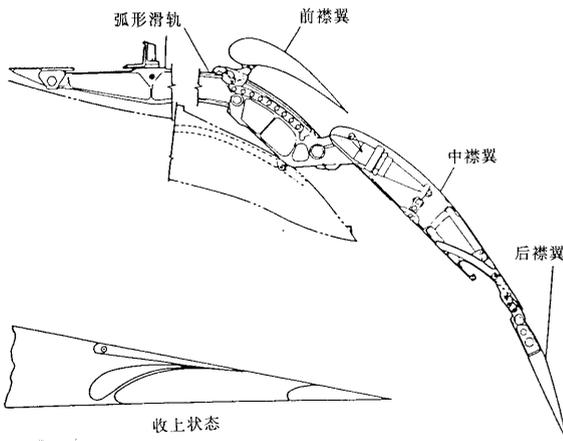


图 1-17 三开缝襟翼的连接

## 复习题

- (1) 现代运输机结构材料主要有哪些?复合材料有何主要特点?
- (2) 简述机翼外载荷的大小和分布以及机翼的主要结构型式。
- (3) 简述飞机副翼的型式。
- (4) 简述机翼增升装置的型式。

## § 1-3 机身载荷与结构型式

机身是飞机的主体。为了减少飞行中的阻力,要求机身为良好的流线体且表面光滑;横截面周向尺寸一定时包围的空间大,既减小阻力又可充分利用空间;机身承受的载荷大,要求结构具有足够的强度与刚度,客机座舱气密性好。

### 一、机身外载荷与变形特点

机身的功用主要是装载人员、货物,安装设备与连接部件为整体。飞行中机身结构受气动力、座舱增压载荷与集中力作用。机身上的气动力对称,气动合力不大,总体强度设计时不计气动力,只在局部强度、刚度设计时考虑。

机身与机翼相比主要特点是,机身以承受装载及部件传给集中力为主,机翼则主要承受分布气动力;机身截面形状近乎对称,水平方向与垂直方向载荷都较大,须同时考虑两个方向的载荷与变形,而机翼水平方向载荷小刚度却很大,只考虑承受垂直载荷的情况。

机身的外载荷按其分布特性分为对称载荷与不对称载荷,载荷对称性对机身变形影响较大。

对称载荷是作用于机身纵向对称面两边近似相等的载荷。飞机在垂直平面内作曲线飞行时机翼、尾翼传给载荷(图 1-18),飞机三点接地或两点正常着陆时起落架传给载荷等均属对称载荷。在对称载荷作用下,机身将产生剪切与弯曲变形。不对称载荷是作用于机身纵向对称面两边不相等的载荷。飞机转弯或滚转时机翼、尾翼传给载荷(图 1-19),飞机侧滑接地或单轮接地时起落架传给载荷等均属不对称载荷。在不对称载荷作用下,机身产生剪切、弯曲、扭转变形。

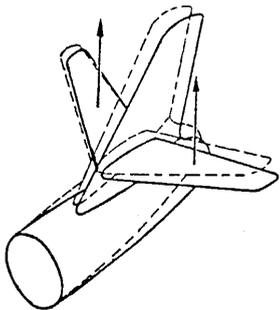


图 1-18 机身对称载荷

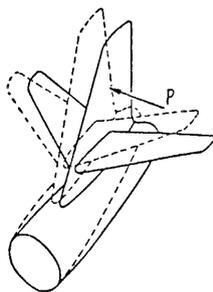


图 1-19 机身不对称载荷

机身气密座舱内的空气压力随飞行高度及压调特性变化,舱内外压差使舱壁受拉,轴向伸长、周向扩大,舱壁内对应产生拉应力。由计算和试验得出,沿横截面周向拉应力比沿轴向拉应力大。因此,机身结构长期在交变载荷作用下发生破坏时,裂纹一般沿机身轴线方向,气密座舱

破坏事故已多次证实,使用中应严格控制外表面蒙皮的轴向损伤。

## 二、薄壳式机身结构型式

现代飞机机身都是骨架加蒙皮以骨架为基础的薄壁结构,故称为薄壳式机身。按结构与受力特点,薄壳式机身分为桁梁式、桁条式与蒙皮式。

### (一) 桁梁式机身

如图 1-20 所示,桁梁式机身的结构特点是,较强的四根大梁,较弱的桁条、较薄的蒙皮与隔框铆接而成。受力特点是,机身水平与垂直方向的弯曲轴向力主要由梁承受,和机翼工字型梁比较,机身梁没有较大高度的腹板,其截面主要为盒形与槽形;蒙皮与桁条刚度小,只承受小部分弯曲轴向力;机身的剪力与扭矩则全部由蒙皮承受,垂直载荷使机身受剪切时主要由两侧蒙皮承受,水平载荷使机身受剪切时则主要由上、下蒙皮承受。桁梁式机身适于大开口,但生存力较差,有炸弹舱的轰炸机及开大舱门的货机常用。

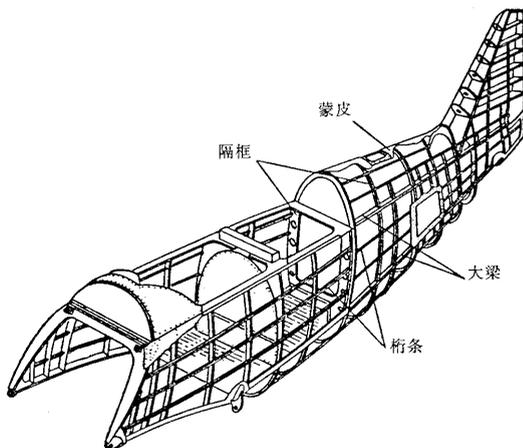


图 1-20 桁梁式机身

### (二) 桁条式机身

桁条式机身又称为半硬壳式机身,其结构特点是,局部弱梁或无梁,周向桁条多而强,与较厚蒙皮构成壁板,再与隔框连接而成。受力特点是,壁板承受绝大部分弯曲轴向力,而剪力和扭矩由蒙皮承受。桁条式机身壳体刚度较大,生存力强,高亚音速飞机大量采用。现代客机机身结构以桁条式为基础,增加承载能力强的地板。夹层地板由隔框、横向地板梁及两侧纵梁(龙骨梁)组成的骨架支持。图 1-21 所示为某客机机身中段,地板下部为机翼骨架与上蒙皮,地板上安装座椅。

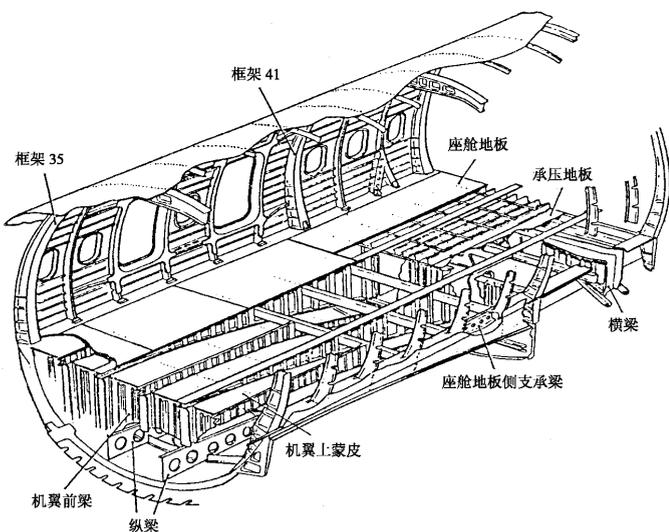


图 1-21 某客机机身中段

### (三) 蒙皮式机身

蒙皮式机身主要由厚蒙皮与隔框组成(图 1-22),因蒙皮强度、刚度很大,又称为硬壳式机身。蒙皮承受全部弯曲轴向力、剪力与扭矩,隔框支持蒙皮并承受、传递集中力。目前蒙皮式机身只用于小型高速飞机或低速飞机的局部。

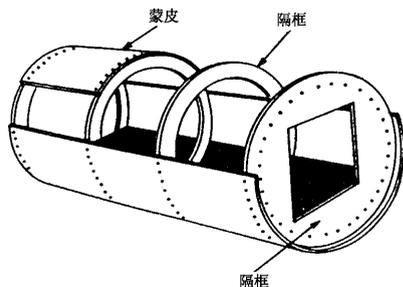


图 1-22 蒙皮式机身

## 三、大型客机的舱位

大型客机机身一般由机鼻、前段、中段、后段与尾锥组成。机鼻为雷达天线罩;前、中段为气密增压舱;后段一般不增压,主要安装机翼及部分设备。机身空间被地板分为上下两部分,上部为驾驶舱和客舱,下部为货舱、设备舱与起落架舱(图 1-23)。





## 四、飞机尾翼结构

飞机尾翼包括垂直尾翼与水平尾翼。根据机翼与发动机位置、气动性与结构受力等要求,各类飞机尾翼有不同配置型式(图 0-3),客机一般有后掠尾翼、正常尾翼与高平尾翼等型式(图 1-27)。

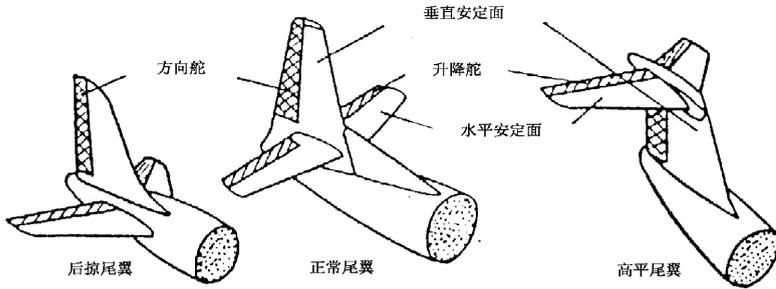


图 1-27 民用机尾翼配置型式

垂直尾翼由垂直安定面与方向舵组成。一般飞机方向舵为一块,有的大型客机方向舵由上下两段组成,主要目的是减小垂直安定面变形引起的偏转卡阻。水平尾翼由水平安定面和升降舵组成,一般飞机升降舵为左右各一块,有的大型客机升降舵为左右两块,目的是减小变形提高俯仰操纵效率。尾翼和机翼一样主要承受分布气动力,尾翼结构与机翼类似,图 1-28 所示为垂直安定面与方向舵的结构。

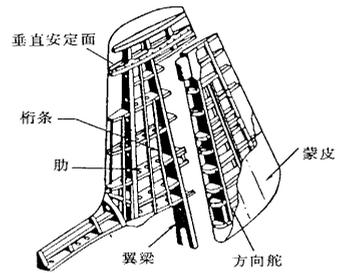


图 1-28 垂直尾翼结构

对于尾翼尺寸较小的低速飞机和超音速飞机,为了提高飞机的俯仰操纵性和局部激波产生时的俯仰操纵效率,使整块水平尾翼同时起升降舵与安定面的作用而称为全动平尾。全动平尾的转轴有直轴与斜轴两种,按转轴连接方式则分为定轴式与转轴式(图 1-29)。

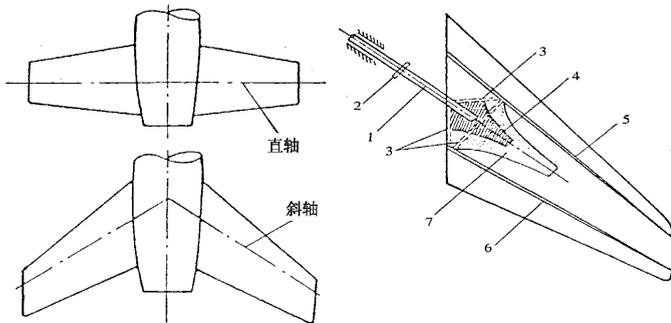


图 1-29 全动平尾的型式

1— 转轴; 2— 操纵摇臂连接点; 3— 加强翼肋; 4— 加强板; 5— 前纵墙; 6— 后纵墙; 7— 加强蒙皮

## 复习题

- (1) 举例说明机身对称载荷与不对称载荷的产生。
- (2) 简述机身结构型式及大型客机机身结构型式特点。
- (3) 简述现代大型客机的舱位分布及驾驶舱前面板的配置。
- (4) 简述飞机尾翼的组成。什么是全动平尾？

## § 1-4 飞机翼面颤振

振动是物体在平衡位置附近往复而有规律的运动，在飞机机翼和尾翼上也可能发生。

飞机上发生的振动主要有飞行姿态的振荡与结构的振动。飞行姿态振荡主要指飞行中航向、横侧与俯仰振动导致飞行姿态的不稳定，现代运输机采用增稳系统与阻尼装置保证姿态的动稳定性。飞机结构的振动主要有抖振与颤振。抖振主要由发动机振动、着陆减震装置与舵面偏转振动的激励，导致机体、发动机架、操纵机构等发生的受迫振动，设计时应尽量避开引发共振破坏的频率耦合而防止。飞机翼面发生的振动主要有尾翼的抖振与机翼、舵面的颤振。此外，飞机前轮高速度滑跑中还可能发生摆振。

飞机尾翼抖振的主要原因之一是发动机振动激励引起；原因之二则是流过机翼、机身等部件的气流因干扰而产生涡流，打在大迎角飞行的尾翼上。现代飞机安装涡喷发动机可减弱尾翼抖振；改变部件相对位置让开涡流区，加整流包皮减小涡流强度，增加结构内部阻尼，如蜂窝结构与复合材料，以此可避免或减弱尾翼的抖振。在机翼和舵面上可能发生的有害振动主要是颤振，即弹性结构在气动力作用下变形产生激振力而形成的剧烈自激振动。下面概要介绍机翼弯扭颤振和副翼偏转颤振。

### 一、机翼弯扭颤振

机翼是弹性结构体，受外力作用时将产生弯曲与扭转变形，变形引起气动力变化，机翼则在气动力与弹性恢复力交替作用下振动。

#### (一) 机翼弯曲振动产生阻振力

如图 1-30 所示，将机翼视为悬臂梁，飞行中受到不稳定气流作用时发生弯曲变形。当外力消失后，机翼则在弹性力作用下产生上、下弯曲的自由振动。

机翼弯曲振动使相对气流速度  $u$  方向改变，产生迎角增量  $\Delta\alpha$  (图 1-31)。当机翼向下弯曲时， $u$  向上使  $\Delta\alpha$  为正，产生附加升力向上，与振动方向相反；当机翼向上弯曲时  $\Delta\alpha$  为负，附加升力也与振动方向相反。机翼弯曲振动产生阻止振动的附加升力称为阻振力，沿展向单位长段上因迎角改变产生的附加气动力大小为：

$$\Delta Y_{\text{阻振}} = \frac{1}{2} C_y^a u \rho b v$$

阻振力与飞行速度  $v$  及机翼剖面弦长  $b$  成正比。

## (二) 机翼扭转振动产生激振力

机翼扭转振动伴随弯曲振动发生。如图 1-30 所示,当机翼向上弯曲时,作用于剖面刚心的弹性恢复力使剖面加速运动,在剖面重心处产生的惯性力  $N$  则使剖面绕刚心转动,致使机翼扭转,前缘向上产生正迎角增量;当剖面由  $c$  到  $e$  时,  $N$  使剖面反向扭转,到达  $e$  位置扭转角减为 0;剖面从  $e$  再向  $c$  时则产生负迎角增量;于是剖面就在平衡位置附近往复扭转,故机翼弯曲振动导致了扭转振动。

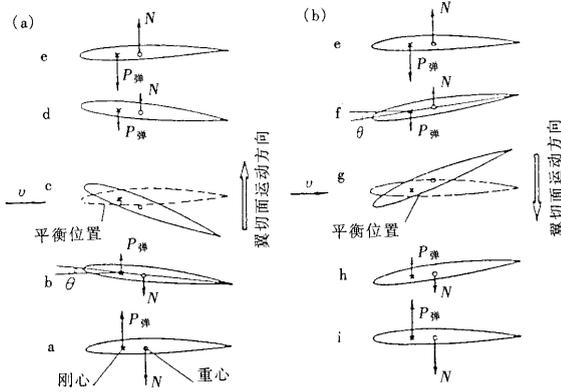


图 1-30 机翼的弯扭振动

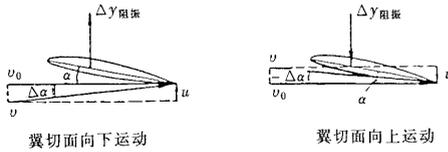


图 1-31 机翼弯曲振动产生阻振力

机翼向上弯曲时正迎角增量产生附加升力向上,使机翼加速向上弯曲,扭转角随之加大;当机翼向下弯曲时产生负迎角增量,附加升力向下加速机翼下弯。机翼扭转产生加剧弯扭振动的附加升力则称为激振力。沿展向单位长段上的激振力大小为:

$$\Delta Y_{\text{激振}} = \frac{1}{2} C_y \theta \rho v^2 \cdot b$$

激振力与扭转角  $\theta$ 、翼剖面弦长  $b$  和飞行速度  $v$  的平方成正比。机翼既弯曲又扭转的复合振动则称为弯扭振动。

## (三) 机翼弯扭颤振与临界速度

振动的强弱主要取决于振动系统的能量,能量逐渐消耗则振幅减小使振动减弱,能量增大则使振动加剧。机翼弯扭振动过程中,弯曲振动产生的阻振力  $\Delta Y_{\text{阻振}}$  作负功,使机翼弯扭振动减小的能量  $W_{\text{阻振}}$  与飞行速度近似成线性关系;机翼扭转振动产生的激振力作正功  $W_{\text{激振}}$ ,使机

翼弯扭振动加剧的能量随飞行速度的平方成正比地增加。图 1-32 为弯扭振动能量随飞行速度的变化曲线,在交点  $O'$  之左,  $W_{\text{激振}} < W_{\text{阻振}}$ , 弯扭振动因能量减小而减弱;在交点之右,  $W_{\text{激振}} > W_{\text{阻振}}$ , 弯扭振动因能量迅速增加而加剧。机翼弯曲振动引起扭转振动产生激振力而形成的剧烈自激振动则称为机翼弯扭颤振。

弯扭颤振的发生与飞行速度直接相关,大于  $O'$  点对应的速度飞行时弯扭颤振才可能发生。因此,把  $W_{\text{激振}} = W_{\text{阻振}}$  即将发生弯扭颤振的飞行速度称为弯扭颤振临界速度  $v_{\text{临界颤振}}$ 。

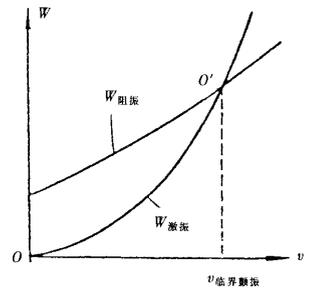


图 1-32 振动能量与飞行速度关系

## 二、防止机翼弯扭颤振的措施

机翼弯扭颤振时,弯曲振动与扭转振动相互激励,使机翼挠度及扭转角的幅值迅速增大,频率不断提高,不仅使机翼气动性恶化,而且将产生显著的永久变形,甚至使机翼结构折断而破坏(图 1-33),图中箭头分别表示弯曲与扭转方向。防止弯扭颤振则按其产生原因,主要从结构与使用两方面采取措施。

### (一) 发生弯扭颤振的结构原因与防振措施

机翼弯扭颤振的内因是,机翼为弹性结构体,在外力作用下产生弹性变形导致弯曲振动;机翼剖面刚心与重心不重合导致扭转振动。弯曲与扭转的程度主要取决于结构抵抗变形的能力即刚度。引起颤振的激振力大小则取决于机翼的抗扭刚度;抗扭刚度大,则扭转角小、 $\Delta Y_{\text{激振}}$  小,临界速度可增大,飞行速度则可提高。试验和计算表明,抗扭刚度提高  $n$  倍,  $v_{\text{临界}}$  则增大  $n^{0.55 \sim 0.6}$  倍。为此采取结构防振措施如下:

(1) 加厚蒙皮提高机翼的抗扭刚度。

(2) 使机翼剖面重心前移靠近刚心,以减小扭转角。为此加厚机翼前缘结构、减轻后缘,沿弦向合理分布配重或燃料、设备等,靠翼尖前缘配重可取得显著的效果。

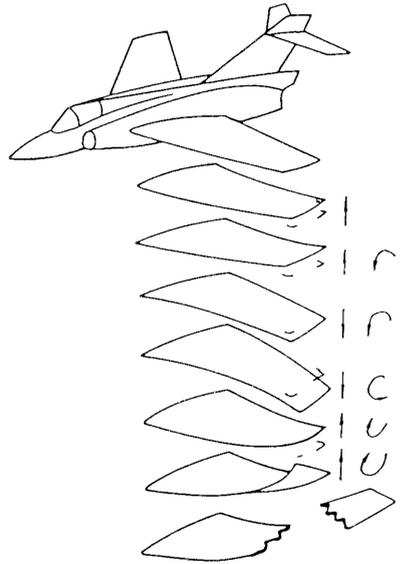


图 1-33 机翼弯扭颤振的变形

### (二) 使用限制

为防止弯扭颤振发生,飞行中允许的最大速度  $v_{\text{最大}}$  必须小于  $v_{\text{临界}}$ ,设计规定  $v_{\text{最大}}$  一般比  $v_{\text{临界}}$  小 20% 左右。飞行速度  $v > v_{\text{最大}}$  不仅使结构受力增大,而且可能导致颤振发生,故  $v_{\text{巡}}$  均小于  $v_{\text{最大}}$ ;机翼蒙皮受到损伤使刚度降低,  $v_{\text{临界}}$  随之降低,可能接近  $v_{\text{最大}}$ ,因此飞行中万一蒙皮遭到意外损伤时应降低飞行速度;维护中必须加强检查,使蒙皮处于良好状态。

### 三、机翼弯曲副翼偏转颤振

副翼偏转颤振随机翼弯曲振动产生。如图 1-34 所示,机翼弯曲振动时,副翼重心处受惯性作用而偏转,产生偏转振动。副翼偏转振动的迎角增量产生附加气动力与机翼弯曲振动方向一致,从而加剧了弯曲偏转振动,使振动能量随飞行速度平方成正比增加。当飞行速度达到一定值时,使机翼弯曲副翼偏转振动加剧而形成副翼偏转颤振——机翼弯曲振动引起副翼偏转振动产生激振力而形成的剧烈自激振动。即将发生偏转颤振的飞行速度则称为机翼弯曲副翼偏转颤振临界速度。试验和计算表明,副翼偏转颤振临界速度小于机翼弯扭颤振临界速度。因此,当飞行速度  $v > v_{\text{最大}}$  时,最先可能发生副翼偏转颤振。

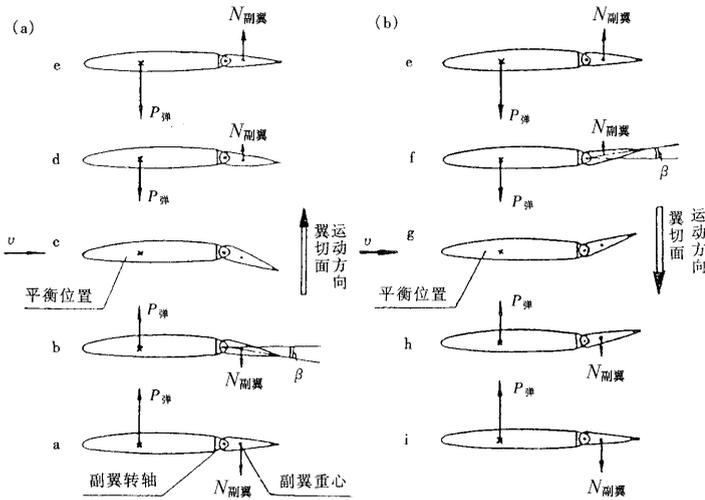


图 1-34 机翼弯曲副翼偏转颤振

机翼弯曲副翼偏转颤振的内因除机翼为弹性结构体外,还因副翼重心位于转轴之后,副翼操纵与传动机构弹性变形等。为此,防止副翼偏转颤振的结构措施主要是增大副翼传动机构的刚度,同时采用配重使副翼重心前移靠近转轴,配重的方法有集中与分散两种形式。

飞行中压盘操纵副翼偏转时产生附加升力  $\Delta Y_{\text{副}}$ ,当其随飞行速度增大到一定值时,  $\Delta Y_{\text{副}}$  不再增加还可能减小。当飞行速度  $Ma$  超过一定限度时,副翼偏转导致机翼显著的扭转变形使迎角改变,产生附加升力  $\Delta Y_{\text{翼}}$ 。如果  $\Delta Y_{\text{翼}}$  形成飞机的滚转力矩超过  $\Delta Y_{\text{副}}$  形成的滚转力矩,则导致飞机与操纵反向滚转,出现副翼的反操纵现象。图

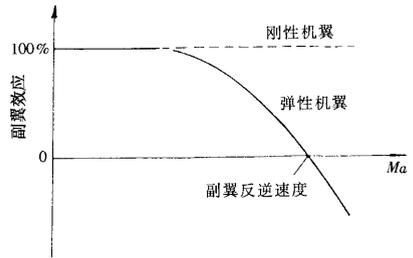


图 1-35 大速度副翼反逆

1-35 所示,随飞行速度提高,机翼扭转变形增大,副翼效应则降低。副翼开始出现反逆现象的飞行速度称为反效临界速度  $v_{\text{反效}}$ 。显然,飞机允许的最大飞行速度不仅应小于其临界颤振速

度,而且还应小于反效临界速度,才能防止副翼的颤振与反效,保证飞行安全。

在飞机平尾上也可能发生类似的舵面偏转颤振,飞机设计中都采取了相应防振措施。

## 复习题

- (1) 飞机飞行中可能发生哪些振动?
- (2) 简述机翼弯扭颤振的产生与临界颤振速度的确定。
- (3) 试述机翼弯扭颤振的原因与防振措施。
- (4) 什么是激振力、阻振力、机翼弯扭颤振、副翼偏转颤振?

## § 1-5 飞机结构强度规范与试验

飞机超载超过结构承载能力时则要发生破坏。保证飞行安全是十分复杂的系统工程,结构强度则是主要因素之一。为此,首先设计飞机结构应具有一定的承载能力,制造飞机时保证达到设计的能力,使用维护则不应降低结构的承载能力,使飞机结构处于良好工作状态。不同飞机结构的承载能力则由强度设计规范确定。

飞机强度规范(静强度、动强度与疲劳强度规范)是根据飞机的性能要求,对飞机各使用状态的严重超载特点、强度设计准则、结构承载余量、刚度要求及使用限制等作出的有关规定。

### 一、严重超载特点与强度准则概述

飞机严重超载与飞行中的过载、升力系数及速压有关,运输机严重超载情况主要由不同飞行状态遇突风作用产生,严重超载特点概括如下:

(1) 运输机接近临界迎角小速度平飞遇向上突风作用时,可能出现升力系数与过载值达最大,使机翼压力中心靠前,前缘及前梁受力增大,导致机翼弯曲与前扭,下反角与有效迎角减小。

(2) 运输机大速度下滑遇向上突风作用时可能出现速压最大的情况,使机翼压力中心靠后,弯矩、扭矩增大,蒙皮因局部受力大可能鼓胀、前缘下陷,机翼纵向构件和接头受力严重。

(3) 运输机大速度平飞遇向下突风作用时,可能出现小过载(反方向负过载)与速压最大的情况,机翼总受力减小,蒙皮局部受力与变形增大。

(4) 运输机巡航飞行遇向下突风作用时,可能出现升力系数与过载最小的情况,机翼总受力减小,可能导致飞机掉高度。

(5) 运输机超重着陆和粗暴着陆时,可能使起落架超载超规定,导致有关结构损坏。

(6) 运输机机翼在周期性阵风中剧烈振动时,可能出现机翼结构的交变载荷达最大允许值。

如何保证飞机结构在外载荷作用下不发生失效故障,即如何设计飞机结构抵抗破坏与变形的能力,这就需要在结构强度设计时遵循一系列规定——强度设计准则。

以保证飞机结构安全为宗旨,强度设计准则经历了一系列演变过程。

静强度设计始于20世纪30年代,主要保证飞机结构在静载荷作用下不发生破坏。静载荷指大小、方向不变或由零缓慢增大到一定值的载荷,如结构重力与机翼上的气动力。

到40年代,随着飞行速度的提高,曾多次发生机翼、尾翼颤振而导致飞机破坏的事故。为

此要求飞机结构不仅应有足够的静强度,而且应有足够的刚度。于是提出了气动性强度刚度设计准则,提高结构整体刚度,限制最大飞行速度,防止机翼、尾翼的颤振。

50年代初,世界上连续发生多起飞机结构疲劳破坏事故,于是提出了疲劳安全寿命设计准则,以保证结构在使用寿命期间承受交变载荷不发生可检裂纹。

到60年代末,大量飞行实践表明,疲劳安全寿命的强度设计准则并不能完全保证飞机结构在各种使用条件下的安全。于是在安全寿命设计基础上增加了破损安全设计准则和破损安全要求。由此保证结构能在疲劳破损或单个主要构件明显损坏后不发生灾难性破坏事故,由裂纹开始产生到扩展为临界裂纹(断裂前)的寿命应大于设计寿命(或结构的检查周期)。

到了70年代,对飞机使用经济性提出了较高要求,于是出现了经济寿命/损伤容限设计,其设计准则除破损安全、安全裂纹扩展限制外,增加了经济寿命要求。以此确保飞机结构到维修已不经济为止的使用寿命期内,经受严重的疲劳、腐蚀或意外损伤未测出前,剩余结构能承受适当载荷而不破坏或过量变形。现代大型客机一般都采用此种强度设计准则。

目前正在研究的新强度准则,将疲劳安全寿命设计、安全寿命/破损安全设计、经济寿命/损伤容限设计三准则,用可靠性理论和分析方法统一为可靠性设计,同时提高飞机结构的安全性、可靠性与经济性。

## 二、飞机结构承载余量与刚度要求

为保证飞机结构在使用寿命期间不发生破坏,设计结构承载能力时总要高出实际受载情况,这就是结构的承载余量,主要指标则是安全系数与剩余强度系数。

### (一) 安全系数

结构设计载荷  $P_{\text{设计}}$  与使用时允许的最大载荷  $P_{\text{使用}}$  的比值称为安全系数。表示为:

$$f = \frac{P_{\text{设计}}}{P_{\text{使用}}}$$

由载荷、过载与飞机重量的关系:  $P_{\text{设计}} = n_{\text{设计}} \cdot G$  与  $P_{\text{使用}} = n_{\text{使用}} \cdot G$ 。安全系数可表示为:

$$f = \frac{n_{\text{设计}}}{n_{\text{使用}}}$$

$P_{\text{设计}}$  相当结构中某一构件失去承载能力时所受的最大载荷。不同类型的飞机  $n_{\text{设计}}$  不同,运输机的  $n_{\text{设计}}$  主要取决于强突风过载,一般设计过载取值为  $-1 \sim +3$ 。能作特技飞行的飞机,机动性对过载要求较高,但因飞行员生理承受能力的限制,过载一般取  $-3 \sim +8$ ,同时采用抗过载装置。试验表明,人体承受过载的能力与其姿态有关,在飞机处于严重过载时人体俯卧能较长时间承受较大过载。

结构安全系数确定的基本原则是,既保证结构有足够的强度、刚度又使重量最轻。目前飞机的受力结构主要使用铝合金材料,其强度极限约为比例极限的1.5倍。由试验和计算得出,受静载荷作用的结构  $f$  取1.5,受重复载荷作用时间短的结构取1.65~1.8,受重复载荷作用时间长的结构取2,故飞机结构安全系数在1.5~2范围内。结构减重直接影响运输机的经济效益。一旅客机寿命60000小时,最大起飞重量100t,结构重量30t,若减轻0.33%则可增加商载100kg,在使用寿命内可增加约270万元的效益。现代运输机结构减重主要通过合理设计

与采用新材料(复合材料与铝锂合金)而实现。图 1-36 所示为新材料的应用使结构重量减轻的情况,从 1980 年到 2000 年间使干线客机结构重量下降 30%。

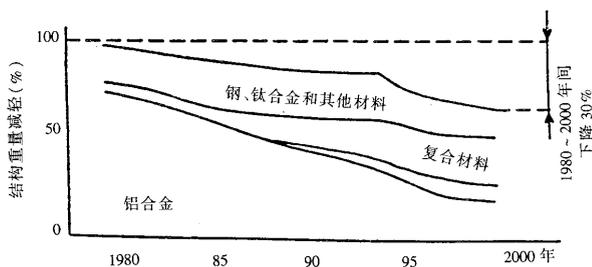


图 1-36 新材料使飞机结构重量减轻

## (二) 剩余强度系数

飞机薄壁结构在某一构件破坏时还有剩余能力继续受载,整个结构破坏时承受的最大载荷  $P_{破坏}$  显然大于  $P_{设计}$ 。剩余强度系数就是结构破坏载荷与设计载荷的比值。表示为:

$$\eta = \frac{P_{破坏}}{P_{设计}}$$

$\eta$  规定太大则强度剩余太多,结构重量增加。因为使用载荷一般都不超过设计载荷,为此规定  $P_{破坏}$  稍大于  $P_{设计}$ ,一般取值 1.03 ~ 1.1。

## (三) 刚度要求

飞机结构变形过大不仅使气动性能恶化,而且有可能使受压构件失稳破坏,为此对结构抵抗变形能力的刚度提出了要求,以保证结构既不允许有显著的永久变形,而且弹性变形也加以限制。主要要求如下:

- (1) 由飞机结构的弹性变形范围,规定翼面的最大挠度及扭转角等,以防止气动性变坏与副翼反逆。
- (2) 操纵效率要求有关结构的变形不导致操纵与传动机构的卡阻。
- (3) 机翼、尾翼颤振的临界速度下限应大于最大允许的飞行速度。

## 三、飞机结构强度刚度试验

飞机从设计到批量生产投入市场使用有一个试制阶段,此阶段必须进行结构的强度、刚度试验,以检查飞机结构在设计的使用条件下能否达到设计的承载能力。强度、刚度试验包括静力试验、动力试验和飞行试验。

### (一) 静力试验

主要检查飞机及部件在使用载荷、设计载荷和破坏载荷作用下的应力状态、安全系数与剩余强度系数,并测量变形,校核刚度。静力试验的一般方法是将整架飞机或一部件固定,然

后模拟各飞行状态的受载情况逐步加载。图 1-37 所示为机身前段模拟前起落架及机翼传给  
的载荷试验。每次加载后都要记录载荷与变形，先逐步加载到最大使用载荷再卸载到原状态，  
检查结构有无永久变形后，再加载到设计载荷、破坏载荷，直到飞机结构破坏为止。最后将试  
验、计算的强度数据与设计数据比较，如果达到或超过了设计指标，则飞机结构静强度符合  
要求。

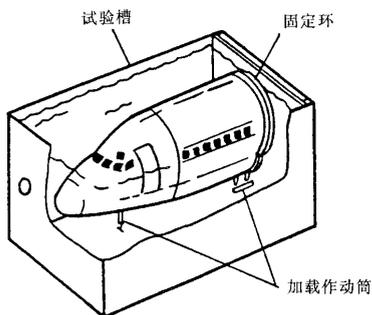


图 1-37 某客机前机身试验示意图

## (二) 动力试验

对受冲击载荷与交变载荷的飞机部件，如起落架、机翼等，还要模拟受力特点进行冲击试  
验与疲劳试验。某机疲劳试验及部件疲劳寿命如图 1-38 所示。检查受动载荷的强度和载荷频  
率、结构变形与损伤情况，并得出部件的冲击强度、交变应力特性和试验寿命等。

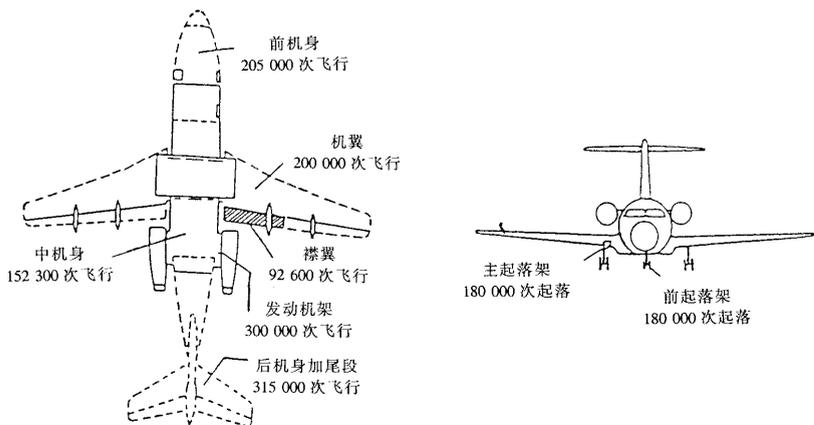


图 1-38 某机疲劳试验与部件寿命

图 1-39 所示为某客机气密座舱水压模拟试验示意，灌充水压的变化类似增压座舱余压随  
飞行高度的改变。

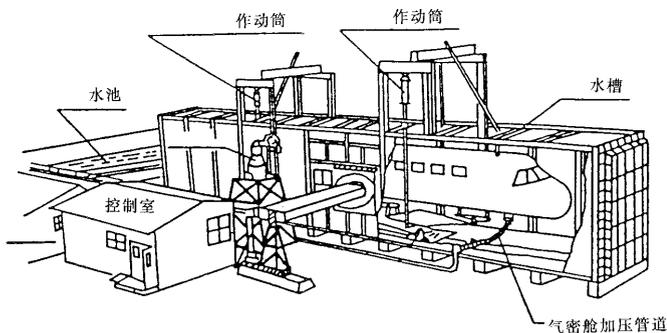


图 1-39 某客机气密座舱水压模拟试验示意

### (三) 飞行试验

飞行试验是促进航空发展和保证飞行安全的重要手段,主要包括研究机试验与新机型试验。专用研究机试验主要解决飞机发展中的气动外形、速度障碍、结构与性能等有关的新技术问题。民用新机型试验是颁发型号合格证及适航证的必要条件,是在新机型投入使用前对飞行性能的全面检验。国外大型客机的飞行试验一般由五架飞机持续一年左右时间,试验飞行达 1000 ~ 2000 小时,试验费用占新机型研制费的 25% 以上。飞行试验的内容由制造厂遵照适航条例确定,主要有以下几方面:

(1) 气动试验 —— 检查飞机低速与高速性能、颤振临界速度范围、操纵性与稳定性等。

(2) 动力装置与飞机管理试验 —— 验证发动机空中工作特性,各种飞行状态的控制及飞机地面制动能力。

(3) 飞行载荷试验 —— 用精密的应变仪和加速度计测量飞行载荷与突风载荷强度及对结构的影响,得出飞行载荷随航线飞行时间的变化规律即随机载荷谱。图 1-40 所示为某机机翼在一次飞行中的疲劳载荷谱,飞行中受突风作用发生振动及着陆受起落架传给的地面载荷,都可能出现载荷的峰值。

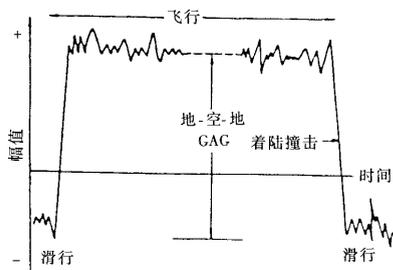


图 1-40 某机机翼一次飞行的载荷谱

(4) 飞机各系统功能可靠性试验 —— 检查在各种环境条件下,飞机连续长时间飞行过程中各系统的工作状态。

波音 767 飞机正式开始研制后,波音公司就制订了一个完整的试验计划,其中包括风洞试验、结构静力试验、系统模拟试验和飞行试验,以验证波音 767 是否符合适航局 FAA 的要求。

在合格审定试飞前,1978 年飞机研制初期,公司制定了全面的波音 767 合格审定试飞计划,并按美国《联邦航空条例》FAR-25 规定,编制了试飞大纲,其主要试飞项目有:气动修正量、失速速度、空中和地面最小可操纵速度、最小离地速度、决策速度,起飞和着陆性能,爬升和巡航性能,失速特性,纵向和横-航向静、动稳定性,操纵性以及配平特性,地面操纵与高速特性,动力装置和飞机各系统的工作可靠性。

在进行上述试验时,要考虑飞机重量和重心位置的各种不利组合,不同的襟翼位置以及所有发动机工作或单发停车等各种情况。

根据 FAR-25 的规定,波音 767 进行了高速滑跑试验,检查飞机地面操纵品质及反推力工作情况,并测定飞机在各种重量和最不利重心位置组合下的起飞特性,其中包括测定各种起飞速度(抬前轮速度  $v_R$ 、离地速度  $v_{LOF}$ 、起飞安全速度  $v_2$  等),起飞滑跑距离、起飞距离和加速—停止距离及起飞航迹(从起飞线滑跑、抬前轮、离地、直到飞机处于 450 m 高度的整个航迹)。此外,还测量起飞滑跑时的机场噪声等级、低速操纵特性,检验起落架、减速板、前缘缝翼、后缘襟翼在最小飞行速度时的操纵情况和主要系统的功能;测定失速速度和颤振特性;操纵性、稳定性及巡航性能;单发性能和最小离地速度;溅水滑跑特性;航线验证飞行。

以上对飞机结构设计准则、地面试验、飞行试验与取得合格证进入市场的全过程作了简要概括。由此看出,为保证飞机本身的安全已采取了一系列可靠措施,飞机本身的安全性是可以相信的,但必须严格按照规定使用飞机,才能确保飞机安全。

## 复习题

- (1) 什么是飞机结构强度规范?现代旅客机采用何种强度设计准则?
- (2) 什么叫结构安全系数与剩余强度系数?试述结构安全系数的确定原则。
- (3) 飞机结构强度、刚度试验主要有哪些?飞行试验的主要内容有哪些?
- (4) 什么叫静载荷、设计载荷与随机载荷谱?

## § 1-6 飞机结构失效与使用安全

飞机结构在外载荷作用下将产生变形,变形超过规定或失去承受外载荷的能力则称为失效或破坏,结构失效故障导致的飞行事故国内外已多次发生。结构失效故障的主要原因是,结构设计、制造中未被注意的隐患;使用条件改变导致的结构承载能力降低;不按规定使用或处置导致结构损伤破坏。

### 一、运输机结构失效故障概述

从大量的飞机机体结构失效故障分析得出,机身、机翼与尾翼结构失效主要是疲劳破坏。

运输机机身发生的疲劳破损故障有:增压座舱局部破裂成大洞,座舱门飞行中脱落,地板塌陷,机体变形过大舱门卡死,增压座舱后端框板破裂等,这些大的故障都可能引发飞行事故。此外,定检出的局部损伤裂纹故障有:机身尾部的喷管及空调进、排气管与靠发动机的热防护板裂纹,驾驶舱盖连接部位及机尾翼与机身接头裂纹,舱门密封带损坏,风挡玻璃裂纹与失去透明性等。美国的 DC-10 飞机曾因座舱地板下陷与发动机接头断裂脱落等破损故障而发生多起空难。波音 737 与波音 747 也曾因座舱壁破损而导致飞行事故。

机翼大部分故障是靠翼尖、起落架、发动机部位的蒙皮、肋板、接头等裂纹,燃油箱漏油,铆钉松动及蒙皮变形等。

尾翼典型故障是安定面上的疲劳裂纹,舵面铰接头腐蚀、磨损与裂纹,尾翼梁断裂等。

从机体结构故障分析得出构件的破坏形式,受拉构件出现断裂,受剪壁板产生曲皱、裂纹,受压构件失去稳定性,受冲击载荷的构件断裂,受交变载荷的构件多产生疲劳裂纹,严重时则导致结构失效。

飞机机体、发动机设备及系统失效故障的发生随时间变化,从飞机使用中发现的失效故障统计表明,故障率随时间呈“盆式”曲线变化(图 1-41)。使用初期阶段与最后寿命阶段(磨损阶段)故障率较高。

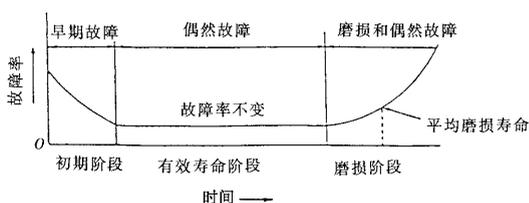


图 1-41 飞机故障率随使用时间变化

## 二、飞机结构特殊受载情况及其检查

运输机的特殊飞行情况主要包括重着陆或超重着陆,起落架非正常接地,穿越严重颠簸气流或遭雷击,遇强烈的垂直向上突风,发动机停车或工作超过限制,因故障迫降以及外来物撞击等。

重着陆又称为粗猛着陆,主要是不按正常着陆规定的下滑高度、速度、航迹与接地角,导致飞机受地面撞击载荷超过规定的着陆。重着陆不仅可直接损坏结构件,而且使结构疲劳载荷的幅值增大而缩短寿命。

超重着陆是指飞机着陆重量超过最大允许着陆重量的接地。最大允许着陆重量决定了起落架及有关结构的  $n_{使用}$ ,并以此确定  $n_{设计}$  而设计出结构的强度,严重超重着陆可能使结构载荷超过  $P_{设计}$  而破坏。现代大型运输机的最大允许着陆重量都比最大起飞重量小,超重着陆一般发生在紧急情况,来不及空中放油而被迫强行接地。

起落架非正常接地主要指飞机着陆姿态控制不当而导致的一边主轮先接地,主轮与前轮同时接地,前轮接地,带侧滑接地,一边主轮放不下的接地,所有起落架都放不下接地等。非正

常接地显然增大了接地起落架及相连结构的冲击力。

飞机穿越严重颠簸气流或遇雷击时,由于紊流的强烈作用,不仅使载荷峰值增大,而且因剧烈颠簸使载荷频率也瞬时变化(图 1-42)。飞机遭雷击损坏或导致的飞行事故时有发生,雷击是剧烈的放电现象发生在机体表面,击穿蒙皮、击毁天线,同时严重干扰有关仪表的指示,加之雷击时的复杂气流作用,直接危及飞行安全。

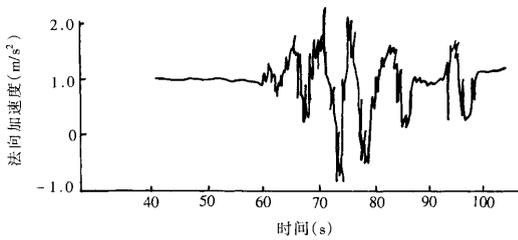


图 1-42 飞机遇雷击时的飞行记录

飞行中部分发动机停车时,工作发动机的功率需要增大,与其连接的接头及机体结构受力增大。发动机工作超温不仅直接影响到热部件的寿命,而且可能导致相连的机体结构超温产生热疲劳裂纹而提前损坏。

飞机迫降一般发生在发动机空中全部停车或所有主起落架都无法放下的紧急着陆。据统计,中国民航 1950 ~ 1987 年共发生一、二等飞机事故 83 起,其中因完全失去动力全发停车的事故 13 起(8 起是迫降失败造成),占总数的 15.7%。迫降可在场内或在场外,发动机停车场内迫降放下起落架,可能发生非正常接地与冲出跑道。场外迫降不能放下起落架,已部分放下的应在迫降前收上,此时靠机身下部与地面接触。场内、外迫降都将使起落架及有关结构受力增大,出现严重超载情况。

飞机飞行中的外来物撞击主要有飞鸟与冰雹。鸟击与雹击损伤的事故时有发生。一般撞击发生在雷达罩、风挡、发动机进气道等部位,外来物击破座舱风挡与吸入发动机都可能引发事故。

以上特殊飞行情况都使飞机有关结构受力增大而导致损伤,因此一般都要求机组在飞行中作好详细记录。每次飞行后,维护人员将根据飞行记录本的记载认真检查有关结构,除明显的严重损伤重点检查处置外,还要分别检查的内容如下:

- (1) 机翼上下蒙皮有无永久变形的波纹与皱纹;
- (2) 机翼、机身有关部位连接铆钉有无松动与剪断;
- (3) 从机身到机翼通过检查窗口查看翼梁腹板和壁板有无构件断裂,发动机吊舱及周围结构外表有无波纹状的变形;
- (4) 机翼燃油箱有无渗漏,密封层有无开裂;
- (5) 起落架构件及轮舱有无损伤,杆件有无失稳弯曲;
- (6) 严重受力部件的接头孔有无松动,连接螺栓有无断裂。

以上检查先目视或借助放大镜,对难以目视的结构及重要受力构件(机翼大梁、各种传力接头等)需要进一步检查时,则采用无损探伤借助仪器检查,如磁力探伤、射线透视与超声波检测等。

### 三、结构使用条件与安全

飞机结构失效故障的表现形式多数是构件的裂纹,以及裂纹扩展导致的破损,裂纹产生的主要原因则是结构材料的疲劳与腐蚀。大量事实表明,使用条件直接影响到结构的疲劳与腐蚀,也就直接影响到结构的寿命与安全。

国内外运输机结构失效引发飞行事故的主要原因是疲劳破坏,因此疲劳破坏是飞机结构失效的重要隐患。疲劳破坏是结构件在交变载荷作用下发生的断裂与破损,交变载荷就是大小、方向随时间周期性或不规则变化的载荷。飞机在特殊情况下的飞行,主要受交变载荷作用。疲劳破坏时,受交变载荷作用的结构,如机翼尾翼、增压座舱壁、起落架等构件发生断裂,其所受载荷峰值并不大;疲劳裂纹开始一般不易发现,裂纹扩展到突然断裂;疲劳裂纹总是在构件材料缺陷(孔穴、夹渣等)、机械损伤、腐蚀部位最先形成。

现代飞机结构疲劳问题越来越突出的主要原因是:

- (1) 飞机使用寿命不断增长。运输机寿命一般都在 15 ~ 20 年,30000 飞行小时左右。
- (2) 飞机速度提高。运输机为提高经济性而大速度巡航接近设计速度,同时速度变化范围大,低速到高速差数百公里 / 小时,使得气流脉动载荷值增大。
- (3) 飞行高度增加,座舱增压载荷增大。
- (4) 采用高强度合金钢结构材料,对疲劳裂纹较敏感、扩展较快。
- (5) 采用计算机精确设计计算,加之考虑经济性,结构疲劳强度剩余下降。
- (6) 导航技术与设备的完善,飞机能在复杂气象条件下飞行,受强烈紊流与雷暴作用的几率增大。

结构件材料抵抗疲劳破坏的能力主要由疲劳应力与疲劳寿命等指标确定。一般情况,同一结构疲劳载荷越大则寿命越短。图 1-43 为构件疲劳应力  $S_a$  与构件断裂时,循环次数  $N$  的对数值  $\lg N$  的关系曲线,通常称为  $S-N$  曲线。显然,疲劳载荷小则  $S_a$  小,构件断裂时承受的疲劳载荷次数就大,相当疲劳寿命长。保证构件无限次循环都不破坏的应力值称为构件的疲劳强度,不同疲劳应力对应不同的  $N$ ,也就对应不同的疲劳寿命。飞机结构的疲劳强度与疲劳寿命是根据飞机性能、使用条件、部件结构特点等设计,经过疲劳试验而确定的,同时对使用作出了相应规定。如某飞机机翼按设计的使用条件,寿命可达 90000 次起落,约 14600 飞行小时。但是,如果使用

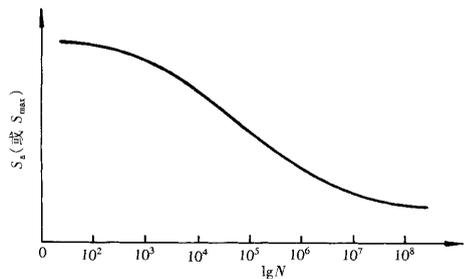


图 1-43 结构疲劳性能的  $S-N$  曲线

中违反规定条件,使疲劳载荷值增大,或者结构遭到损伤、腐蚀等,都将使疲劳应力增大而缩短结构的疲劳寿命。现代大型客机结构采用损伤容限设计,允许有一定的可检裂纹,由此确定出疲劳寿命,在使用寿命期间内应该是安全的。但使用条件的较大改变就可能影响到安全,一些结构未到寿命就破坏,已多次证明了这一点,因此必严格控制使用条件。

影响飞机结构疲劳寿命与疲劳强度的因素很多,与使用控制密切相关的主要有:

- (1) 严格按照规定使用飞机,控制不同飞行条件下的最大速度、高度、坡度等,使速压、过载、迎角不超过  $q_{最大}$ 、 $n_{使用}$ 、 $\alpha_{临}$ ,即不增大结构的疲劳载荷值。

(2) 飞机着陆避免不正常接地。训练飞行中不正常接地的几率增大,可能影响疲劳寿命,应加强检查或缩短定检周期。

(3) 避免人为损伤引起应力集中而产生疲劳裂纹,修复表面损伤时应尽量圆滑过渡。

(4) 载荷频率对不同材料的疲劳寿命也有影响,对于训练飞行的飞机,因起降频繁使交变载荷频率增大,可能使一些结构的疲劳寿命缩短。

(5) 结构材料的腐蚀、运动接触件擦伤也可产生疲劳裂纹。腐蚀是金属构件内部或表面受水、盐、碱或空气中氧的侵蚀产生氧化物、氢氧化物或盐类的变质损坏。腐蚀直接影响到结构寿命,是国内外航空界特别重视的问题。

疲劳破坏是影响飞机结构安全的主要因素,现代飞机设计时已考虑了正常使用寿命期间的安全,但使用条件改变时将影响使用寿命。为了保证飞机使用中不降低结构寿命,机型飞行手册中规定了飞行使用限制及特殊情况的处置,维护手册上规定有飞机维护注意事项,以确保飞机处于良好工作状态,不降低结构的承载能力。

飞机可靠性是指按设计状态使用、维护、修理、贮存、运输条件下,在某一期间内保持完成飞行任务能力的所有指标的综合特性。飞机可靠性是安全性的保证,使用过程中确保飞机的可靠性,主要包括以下内容:

(1) 提高飞前准备与飞后检查的质量。飞机起飞前的准备工作包括:检查排除一般的故障,补充燃油、滑油与专用液体,充气与充电,按飞行任务要求更换设备等;空、地人员利用机载自动检测系统检查飞机重要工作系统的功能,确保航班的安全性和正点率。飞行后除常规检查外还应参看飞行记录本确定检查内容。

(2) 做好再次起飞准备。为了保证再次起飞准备工作的高质量和飞行中无故障,起飞指令应极其准确地下达,并与作业顺序表完全一致。表 1-1 为波音 747 飞机的作业顺序表,再次起飞准备总时间为 45 分钟。

表 1-1 波音 747 飞机的作业顺序

作业项目	时间 (min)								
	5	10	15	20	25	30	35	40	
乘客下机	9								
卸行李	17								
机上餐厅维护		25							
清理客舱		21							
机上卫生间维护		31							
加注燃油			19						
加注饮用水				12					
装行李			19						
乘客登机						11			
发动机起动								3	

(3) 定期维修确保飞机可靠性。定期维修是按飞行时数(干线客机 300、900、1800 小时)或日历使用期对飞机进行检查排故,一般又称为定检。定检的主要目的是,使部件与系统恢复到设计工作条件,更换损伤件;发现裂纹类隐患,避免发生重大破坏性失效事故。预防性维修是飞机可靠性保证的重要手段。

(4) 地面设施对飞机安全使用的保障作用。现代飞机的成套地面设施,在保证无故障工作中起着非常重要的作用,必须使其保持良好工作状态。

(5) 隔离对飞机有害的因素。有害因素是飞机贮存和运营时,遇大气中的雪、雹、雨、阳光辐射、灰砂、盐碱液等造成的损害。民用机隔离的主要方法是放在停机棚、机库中或用蒙布遮盖,同时清理干净飞行后的有害物。

## 复习题

- (1) 简述运输机机身的主要失效故障及故障率随时间变化的阶段特点?
- (2) 飞机特殊飞行情况主要有哪些?
- (3) 什么是飞机结构的疲劳破坏、疲劳载荷与疲劳强度?为什么现代飞机结构的疲劳问题比较突出?
- (4) 使用中主要从哪些方面确保飞机可靠性?

## 第二章 飞机起落架系统

起落架是飞机的重要部件,主要保证飞机在地面灵活运动,减小飞机着陆撞击与颠簸,滑跑刹车减速;收上起落架飞行减小阻力,停放支持飞机。起落架系统的工作包括受力、减震、收放、刹车与地面转弯等,总重量约占飞机结构的 $1/5$ ,约占最大起飞重量的 $5\%$ ,起落架的安全使用寿命一般为试验寿命的 $1/4 \sim 1/6$ 。飞机起飞、着陆是飞行事故多发阶段,起落架系统的工作是保证飞行安全的重要因素之一。为此,起落架系统除满足强度刚度高、重量轻、使用维护方便的要求外,还应满足下列性能要求:

(1) 保证飞机地面运动具有良好的稳定性、操纵性——滑行转弯半径小、灵活易控制,滑跑不偏向、倒立与侧翻,前轮不发生摆振。

(2) 具有良好的减震性——吸收、消耗撞击能量快,减小起落架着陆过载,减弱小车式轮架的俯仰振动;

(3) 具有良好的刹车性能——滑跑刹车安全、效率高,停留刹车可靠,保证小车式机轮刹车时受力均匀。

(4) 收放安全可靠——收放动作协调,到位锁住与信号显示可靠等。

为了满足上述要求,现代大型运输机前、主起落架分别装有前轮转弯机构与中立机构、减震装置、收放机构、刹车与平衡机构、稳定减震器与轮架翻转装置等。

本章主要介绍飞机起落架系统的组成及工作,起落架的减震性能与受载控制,前起落架的特点与地面转弯控制;起落架收放控制与位置信号,滑跑刹车减速方法与刹车方式等。

### § 2-1 飞机起落架的型式与基本组成

飞机起落架的型式主要包括配置型式、结构型式与轮式滑行装置的型式等,下面概要介绍型式特点、基本组成及功用。

#### 一、起落架的配置型式

起落架的配置型式按飞机重心相对主起落架的位置而定。如图 2-1 所示:飞机重心在主起落架之后的称为后三点式(图 a);飞机重心在主起落架之前的称为前三点式(图 b);飞机重心在前、后主起落架之间则称为自行车式(图 c)。

后三点式起落架一般用于小型、低速、单发活塞式飞机,此种起落架的飞机地面运动方向稳定性较差,滑跑中受到相对重心的力矩作用而偏向时,两主轮受地面摩擦力对重心形成偏转力矩使方向偏转加大,操纵不当可能产生“打地转”;后三点式纵向稳定性差,当滑跑刹车减速时,惯性作用产生前翻力矩,操纵不当可使飞机倒立(拿大顶),因此应避免两点接地与粗猛刹车;由于后三点式方向稳定性不好,滑行中急转弯时可能“打地转”或侧翻,故侧向稳定性也不好。此外,保证后三点式飞机“轻三点”接地,抱杆压尾轮,以及刹车时机都不太好控制。

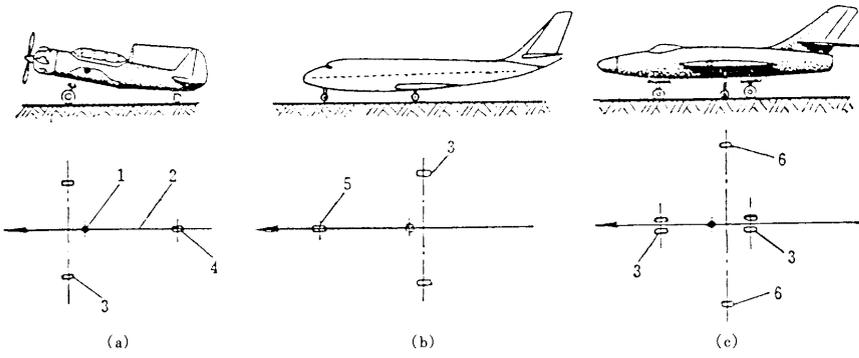


图 2-1 起落架的配置型式

1—重心；2—纵轴；3—主轮；4—尾轮；5—前轮；6—辅助轮

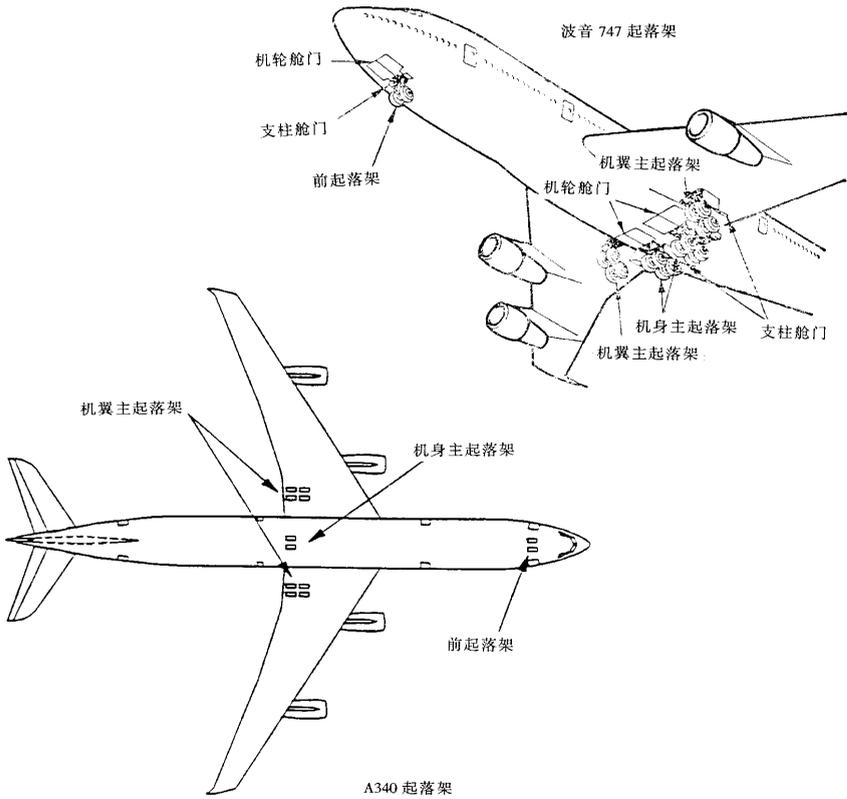


图 2-2 大型客机起落架的配置

前三点式起落架与后三点式相比较,飞机地面运动的方向稳定性、侧向稳定性均较好;因有前轮支撑,纵向稳定性也较好,可采用高效刹车装置;飞机接地轴线接近水平而坐姿舒适,驾驶员前方视线好,滑跑起飞阻力小,喷气发动机喷出的高温废气不会烧坏跑道,着陆两点接地好控制等,故现代飞机都采用前三点式起落架。现代大型客机起落架的配置以前三点式为基础,增加两个或一个机身主起落架(上页图2-2)以减小对跑道的冲击压力。机身主起落架有的为四轮小车式,有的为双轮式,机轮可以控制偏转,以保证飞机地面灵活运动。有的上单翼重型宽体运输机只有前起落架与机身主起落架,多机轮主起落架靠机身两侧分布。

对于一些高速上单翼飞机,因机翼较薄不便收藏尺寸大的主起落架,故前、后主轮采用自行车式布置。为了保证飞机滑行的侧向稳定性,在靠两机翼尖部安装辅助机轮。自行车式的前、后主起落架靠重心较近,在飞机起飞滑跑抬前轮及地面刹车转弯都比较困难,目前的民用客机一般不采用此种型式。

## 二、起落架的结构型式

按飞机起落架的结构及工作特点,其结构型式主要有构架式、支柱套筒式与摇臂式三种。构架式起落架由撑杆与减震支柱铰连而成的空间支架承力与减震(图 2-3)。构架只承受拉、压轴向力,故结构简单重量轻,一般用于早期低速、起落架不能收放的轻型飞机。两撑杆下端的梳状接头及连接螺栓因传递交变载荷,易产生裂纹,使用中应加强检查。

支柱套筒式起落架的减震支柱由内、外筒组成,外筒一般上连机体,内筒下挂机轮(图 2-4)。支柱套筒式受水平撞击时,减震支柱压缩量小,故减震效果差;安装时稍向前倾斜,地面反作用力不通过支柱轴线,故承受额外弯矩较大,密封装置局部磨损加剧;但其结构简单、重量较轻,民用客机的主起落架大都采用支柱套筒式,大部分飞机前起落架也采用。

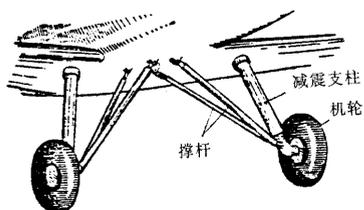


图 2-3 构架式起落架

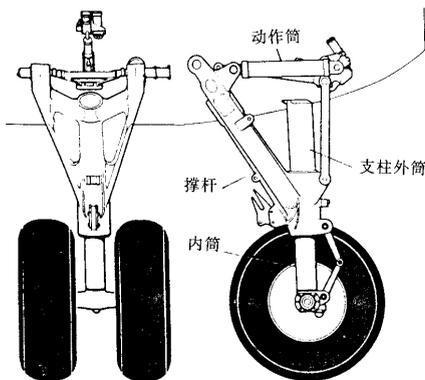
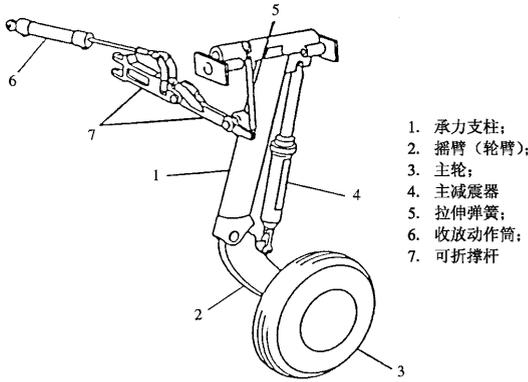


图 2-4 支柱套筒式起落架

摇臂式起落架的摇臂一端挂机轮,一端铰连于支柱,中部连减震器内筒,如图 2-5 所示。摇

臂式又分为减震器与受力支柱分开、合并和无受力支柱三种型式。与支柱套筒式相比,摇臂式起落架受水平撞击的减震效果较好;支柱一般不受弯曲,密封装置磨损均匀;结构长度尺寸比支柱套筒式小,但结构复杂重量较大。一些小型高速飞机的前、主起落架采用。



1. 承力支柱;
2. 摇臂 (轮臂);
3. 主轮;
4. 主减震器
5. 拉伸弹簧;
6. 收放动作筒;
7. 可折撑杆

图 2-5 摇臂式起落架

### 三、起落架的基本组成及功用

根据现代飞机起落架的功用及工作要求,其基本组成包括减震支柱、扭力臂、轮胎、收放机构、地面安全装置、主轮刹车装置与前轮转弯机构等。大型客机主起落架多采用支柱套筒式加四轮小车式滑行装置(图 2-6),除基本组成外还包括侧撑杆与阻力撑杆、稳定减震器、刹车平衡机构、轮架及翻转机构等,各组成的功用简述如下。

减震支柱上端与机体铰接,下端固接轮轴或铰接轮架,收放时绕铰接处转动,主要功用是承受、传递地面载荷,减小着陆撞击与颠簸。

扭力臂的上、下两臂由螺栓铰连,上臂连支柱外筒,下臂连支柱内筒,主要承受、传递扭转力矩,防止支柱内、外筒相对旋转。

侧撑杆由上、下撑杆铰接而成,上连机体下连减震支柱,主要减小支柱的侧向载荷,有的与收放动作筒合用,有的则与撑杆式放下锁合用。

阻力撑杆上连机体下连减震支柱,主要保证减震支柱前、后方向工作稳定,减小支柱水平方向的载荷。

稳定减震器一端连轮架,另一端与减震支柱相连,主要减弱轮架在不平跑道上的俯仰振动。

收放机构包括收放动作筒、位置锁、信号及安全装置(保险撑杆、地面锁与安全电门)等,主要保证起落架收放安全、可靠。

刹车平衡机构由刹车平衡连杆组成,对四轮双轴小车式滑行装置在滑跑刹车时,地面摩擦力形成力矩使轮架有逆时针转动趋势,导致前面两轮加载、后轮卸载。刹车平衡机构则将此力

矩经连杆铰接点转变为力传给支柱,从而保证前后轮受力与磨损均匀。

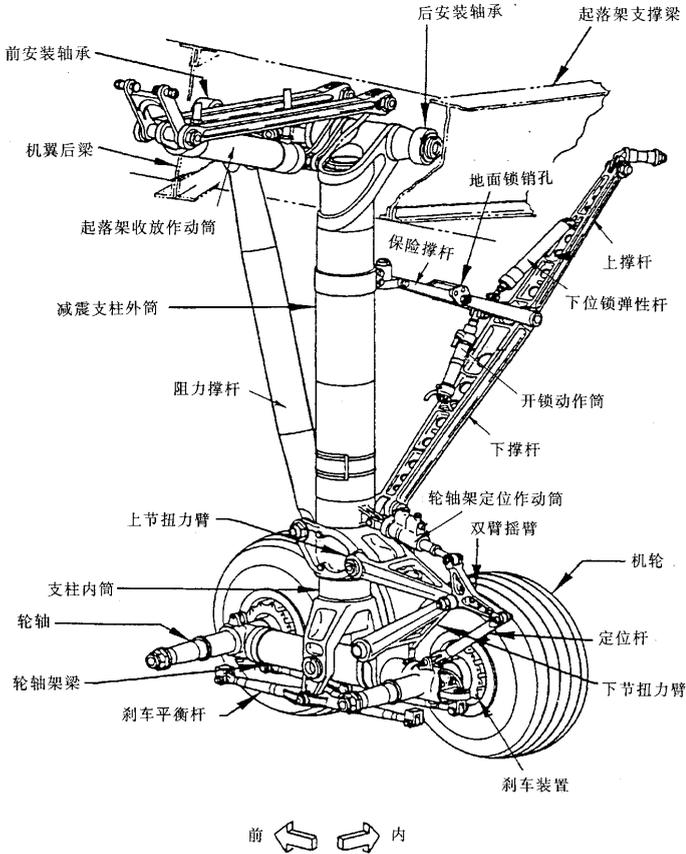


图 2-6 大型客机的主起落架

轮架翻转机构在起落架收上时使轮架翻转约  $90^\circ$ ,以便收轮入舱,定位器保证着陆时放正小车式轮架。

机轮主要保证飞机地面滑行与滑跑,主机轮安有刹车装置,前机轮可以偏转。

#### 四、轮式滑行装置的型式与轮胎

飞机滑行装置有轮式、滑橇式与浮筒式等,一般陆上飞机都采用轮式滑行装置,水上飞机采用浮筒式,多在冰雪地带起降的小型飞机与直升机采用滑橇式。

不同类型的飞机分别采用单轮式、双轮式或多轮式。单轮式又有半轴式、轮叉式与半轮叉式三种,前两种的轮轴与支柱都要承受侧向弯曲。中、小飞机的主轮和大、中型客机的前轮多为

双轮式,大型客机主轮则为双轮、四轮或六轮小车式。多轮式不仅可减小飞机对跑道单位面积的压力,设计计算表明还可减轻起落架的总重量,而且当其中一个机轮损坏时还可保证安全。

机轮是飞机起落架轮式滑行装置的主要部分,由轮毂与轮胎组成。轮毂主要支撑轮胎,与轴间装有轴承,一般由比重较小的铝镁合金制造,因此使用温度受到限制。轮胎不仅保证地面支撑飞机和运动,而且还要吸收一部分飞机着陆接地的能量,与跑道间产生摩擦力减速。轮胎一般按充气压力与构造特点分类。

轮胎按充气压力分为低压轮胎——压力 245 ~ 343 kPa(2.5 ~ 3.5 kgf/cm<sup>2</sup>),轮胎宽度大而对地面压力小,可在较软的土跑道上起降,用于低速轻型飞机;中压轮胎——压力 343 ~ 637 kPa(3.5 ~ 6.5 kgf/cm<sup>2</sup>),性能介于高、低压轮胎之间;高压轮胎——压力 637 ~ 981 kPa(6.5 ~ 10 kgf/cm<sup>2</sup>),宽度较小而对跑道压力大,用于速度较大的中、小型飞机;超高压轮胎——压力 981 kPa(10 kgf/cm<sup>2</sup>) 以上,宽度小,对跑道压力很大,多用于高速大、中型飞机。

轮胎按构造分为有内胎轮胎和无内胎轮胎两种(图2-7)。有内胎轮胎主要由内、外胎组成,胎冠为弧形或平底形开双槽。内胎是用优质软橡皮制成的密封环形囊,其上装气咀穿过轮毂。

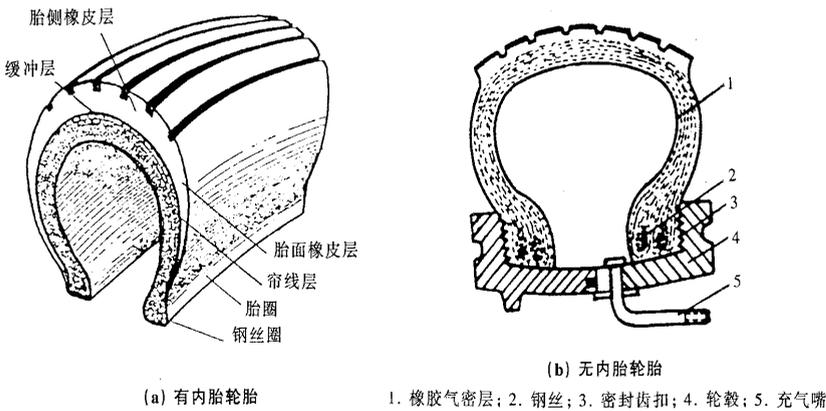


图2-7 轮胎的结构型式

当充气压力不足导致轮胎与轮毂相对滑动时,可能切断充气咀而泄气。为此在轮毂和轮胎侧面用红漆划有一道标记线,以便检查是否有相对错动。外胎由外表耐磨层、缓冲层、帘线层和胎圈组成,帘线层是外胎的主要受力部分,损坏时可能引起爆胎;缓冲层可扩散轮胎的撞击力,使帘线层受力均匀,且在受剪切时不脱离耐磨层;单面胎帘线层外有一层耐磨层,见帘线则须更换;双面胎两层耐磨层间夹有一层帘线,外面耐磨层损坏见帘线可按规定酌情使用;胎圈由钢丝圈与胎口涂胶包边布组成,抗拉强度、刚度大,使外胎紧固于轮毂上。无内胎轮胎比有内胎轮胎约轻7%,且更容易冷却,主要由轮胎内表气密涂层代替内胎,靠胎圈紧压轮缘齿槽密封。按受力的帘线层分布有斜交型与径向型两类,斜交型强度较高,如图2-8所示。当轮胎冠部沟槽任何部位磨光或缓冲层可见时,轮胎须按规定更换。此种轮胎耐高压、重量轻;

寿命可延长50%；刺破泄气慢；充气咀不会因毂、胎相对错动而切断；但密封较难，注意检查其气密性。

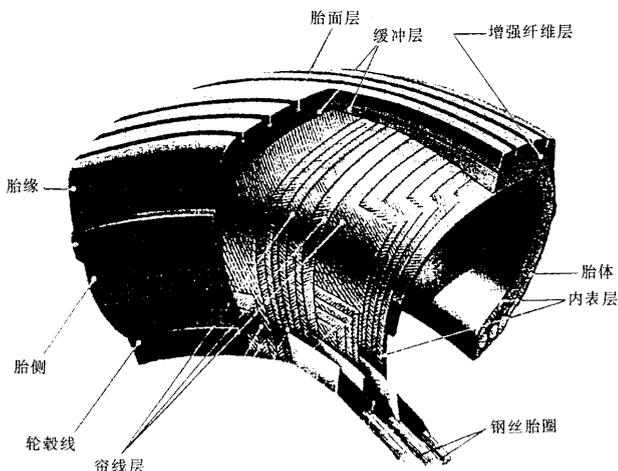


图 2-8 斜交型无内胎轮胎

飞机轮胎是高强度、高韧性的充气弹性体，既要承受高速运转的动载荷，还要承受静载荷。一架四发喷气运输机如果着陆速度  $110 \text{ m/s}$ ，轮胎的静载荷与动载荷可能分别达到 22 吨与 33 吨。飞机地面滑行与滑跑中轮胎损坏爆破，将直接影响到运动方向控制，严重时导致冲出跑道的事故。飞机轮胎的性能主要受充气压力、工作时间及温度影响，飞行中应按规定的速度、刹车及转弯使用方法，维护中应加强检查，防止过大的损伤，确保轮胎处于完好工作状态，轮胎损坏及使用限度一般都有规定。

损坏至下列程度的轮胎一般仍可使用：

- (1) 在任何一点上未深入到胎体的任何长度的坏胎割口；
- (2) 割口长度达  $31.75 \text{ mm}$ ，但深度没有超过四层帘线（非胎面加强纤维），且没有横向切入的肋形条纹；
- (3) 因天气原因或其他原因轮胎侧壁出现细裂纹和磨蚀损伤，但帘线未损伤或外露；
- (4) 轮胎表面显现出的螺旋型加强帘线处于正常螺旋形状态。

损坏至下列程度的轮胎不可再用：

- (1) 侧壁或胎面出现鼓包；
- (2) 胎面凹形切口使得胎面与胎体帘线之间出现结合不紧现象；
- (3) 斑块深度已达胎体帘线及胎布外露；
- (4) 轮缘正上方出现分离或热损伤痕迹；
- (5) 割口或损伤超过可用限制；
- (6) 侧壁上有线头伸出。

## 复习题

- (1) 简述飞机起落架的主要功能及性能要求。
- (2) 简述起落架的配置型式及特点。
- (3) 试述飞机起落架的构造型式,减震支柱、侧撑杆、阻力撑杆、稳定减震器的功用。
- (4) 简述轮式滑行装置的形式与轮胎分类。

## § 2-2 起落架收放系统

### 一、概 述

现代飞机起落架都可收放,收上起落架飞行不仅可减小阻力,而且有利于飞机姿态控制,因此起落架的收放直接影响到飞机的起飞着陆性能。

民用飞机主起落架收放方向有沿机翼展向与弦向两种,前、主起落架均收入专门的轮舱内,并由舱门掩盖。

多数单发飞机和部分多发飞机,以及发动机装于尾部的飞机,主起落架沿翼展向内收入根部机翼舱或机身舱内(图 2-9 a, b),少数沿翼展向外收入机翼舱内(c)(两边机翼根部有发动机的军用机)。

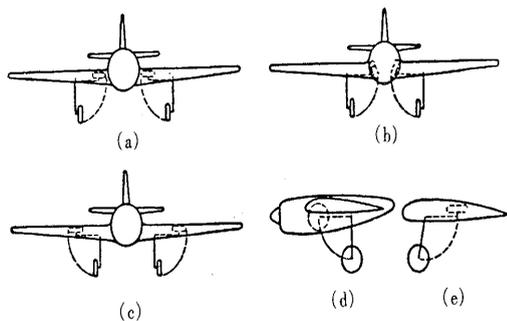


图 2-9 起落架的收放方向

多数双发或多发装于机翼的飞机,主起落架沿翼弦向前收入发动机短舱,个别向后收入(图 2-9d, e)。多数飞机前起落架向前收入机身舱,少数向后收入机身舱,个别向一侧收入机身舱。为了缩小起落架的收藏空间,多数小车式起落架收上时,由转轮机构将轮架转动一角度再收入,放下时定位器使轮架放正。

为了保证起落架的收放安全、可靠,对收放系统的要求是:收放时间符合规定;收上、放下到位可靠固定;起落架的收放与舱门开关协调;驾驶员能掌握起落架收放情况;不能正常放下时能应急放下。为此,收放机构包括收放动作筒、收放位置锁、舱门收放及协调装置,操纵控制与位置信号,地面安全装置与应急放下装置等(图 2-10)。起落架收放动力有电动与液压传动,

民用飞机大都采用液压传动,下面介绍的都是液压收放系统。

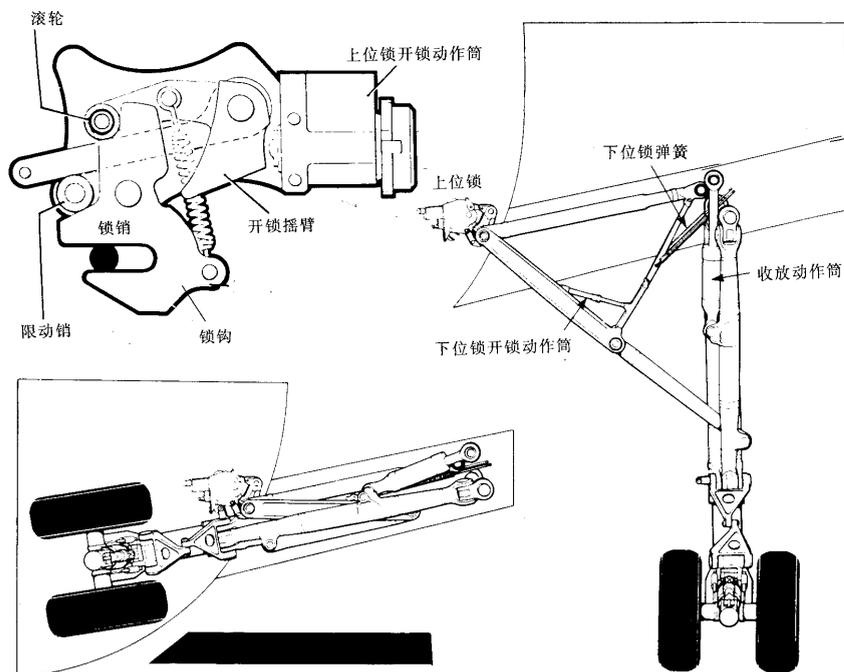


图 2-10 起落架收放机构

## 二、收放系统主要附件及功用

收放动作筒是起落架收放的传动机构。现代飞机起落架收放由手柄或电门操纵,控制液压换向阀,使液压进入动作筒传动起落架收放,保证收放时间与平稳上锁。不同飞机收放起落架的高度、速度等条件不一样,使用时应严格按照规定。

收上锁将起落架固定在收上位,防止飞行中自动掉下;放下锁将起落架固定在放下位,防止受地面撞击而收起。位置锁一般为机械式,也有的飞机采用收上液压锁——当起落架收上到位时,将油液封闭于传动管路,使动作筒不能移动,从而固定起落架。

机械式位置锁有挂钩式与撑杆式两种。收上锁除液压锁外均为挂钩锁;放下锁都为机械式,除少数飞机前起落架采用挂钩式放下锁,民用客机起落架多数采用撑杆式放下锁。

图 2-10 中所示收上挂钩锁为上锁状态,开锁动作筒无压力时缩入。当起落架即将收上到位时,支柱上的锁销压锁钩转动,锁钩上端相对滚轮移动;当收上到位时,锁销进入锁钩内,滚轮受拉伸弹簧作用紧压锁钩上端弧部,将起落架固定在收上位;放下开锁时,液压进入开锁动作筒,活塞杆伸出顶开锁摇臂转动,使另一臂上的滚轮脱开锁钩上端,并在弹簧力作用下压锁钩转一角度开锁。有的飞机液压开锁失效时,可操纵人工开锁手柄经传动使开锁摇臂转动打开收上锁。

撑杆式放下锁由可折斜撑杆、可折锁杆、开锁动作筒等组成。当动作筒作动起落架放下到位时，可折撑杆伸直（带一定过挠度）顶住起落架不能收起，可折锁杆（保险撑杆）在弹簧力作用下伸直顶住斜撑杆转动关节，有的飞机为钩住转动关节凸台，以此将起落架固定在放下位。收起起落架时，液压传动开锁动作筒克服弹簧力使锁杆折叠，同时带动斜撑杆折叠，起落架在收放动作筒作动下收上（图 2-11）。

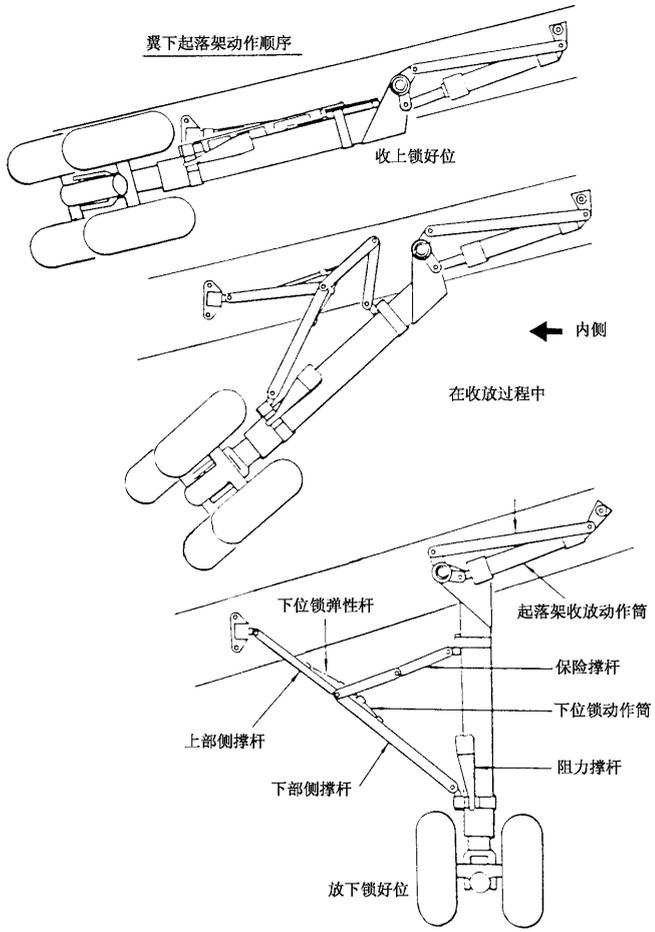


图 2-11 起落架收放示意

起落架收上到位锁住或放下到位锁住时，由终点电门接通驾驶舱信号板的位置信号显示。舱门机构保证舱门随起落架收放而开关，协调装置则保证放下时先开舱门，放好后部分舱门又关上，以减小外露口；收起起落架时先开关闭的舱门，收好后关闭全部舱门。

舱门收放机构有的为连杆式,由起落架收放时经连杆带动舱门动作。多数大飞机则由舱门动作筒开关舱门,其开关先后顺序由供压管路的顺序活门(或优先活门)控制供压顺序来保证。

为了防止飞机在地面时误收起落架的事故,收放系统设有地面安全电门与保险销等。安全电门在飞机着陆接地支柱压缩时,断开液压收放控制电路,或将收放手柄锁定(图 2-12);当飞机离地支柱伸长时,安全电门接通使开锁电磁线圈通电,锁销退出定位孔而使手柄能扳到收上或放下位。有的飞机安全电门只控制收放电路,收放手柄装有弹簧销保险,操纵时拔出手柄才能扳到“收上”或“放下”位”。有的飞机由空/地电门或接近电门系统同时起地面安全电门的作用。有的飞机地面安全电门与 Q 传感器串联,只有飞机速度大于一定值时,才能接通收放控制电路。

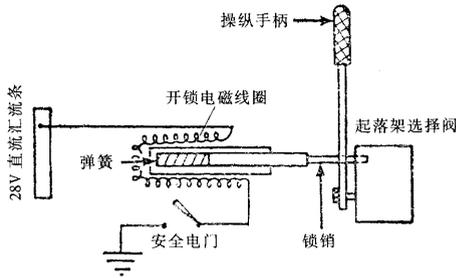


图 2-12 起落架安全电路

保险销又称地面锁,飞机在地面时用销子插入放下撑杆锁的折叠转动部位,或插入收放转动件与起落架支承结构的定位孔,使其不能转动折叠,锁销头带一小红旗表示地面保险销插入,飞前必须取下保险销。

### 三、起落架收放位置信号

信号装置向驾驶员提供起落架收放位置显示,并在着陆时提醒放下起落架。信号装置按其工作特点分为电气信号、机械信号与警告信号。

电气信号由信号板上红、绿灯显示起落架位置(图 2-13)。绿灯亮表示起落架已放下锁好;红灯(或琥珀色灯)亮时,大多数飞机表示起落架正在收放过程中(原苏制的有些飞机则表示收上锁好);有的小型机收上为液锁则只有一个红灯显示收放过程;红、绿灯熄灭表示起落架收上锁好。舱门由液压动作筒开关的飞机,还有舱门信号灯,灯亮表示舱门未关好。飞前应检查信号电路是否正常,按下检查按钮时,红、绿灯亮则正常。

有的飞机信号板上还有照明灯光昼、夜转换开关或调光旋钮,有的飞机的调光旋钮又与检查按钮合用。图 2-14 所示为波音 737-300 飞机起落架收放手柄与位置灯光信号,收放手柄通过机液(或电液)阀控制液压转换活门,前、主起落架收上或放下分别对应三个红灯或三个绿灯。有机身主起落架的飞机还对应位置指示灯。

当灯光信号失效时,则由机械信号指示判定起落架是否放下锁好。机械信号包括指示杆、

牌、块、线等,在规定的位置观察。图 2-15 所示为波音-737 与 MD-11 起落架放下锁好时,分别从检查口看红色检查标线对齐,从窗口看机上凸块伸出。灯光信号失效时一定要目视检查起落架确实放下锁好才能接地。

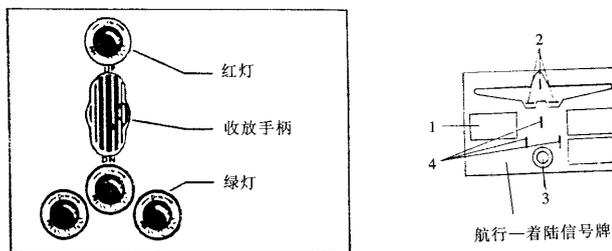


图 2-13 起落架收放位置指示灯

1—“放下起落架!”灯光信号牌; 2—红色信号灯; 3—检查信号和调节灯光亮度的按钮; 4—绿色信号灯

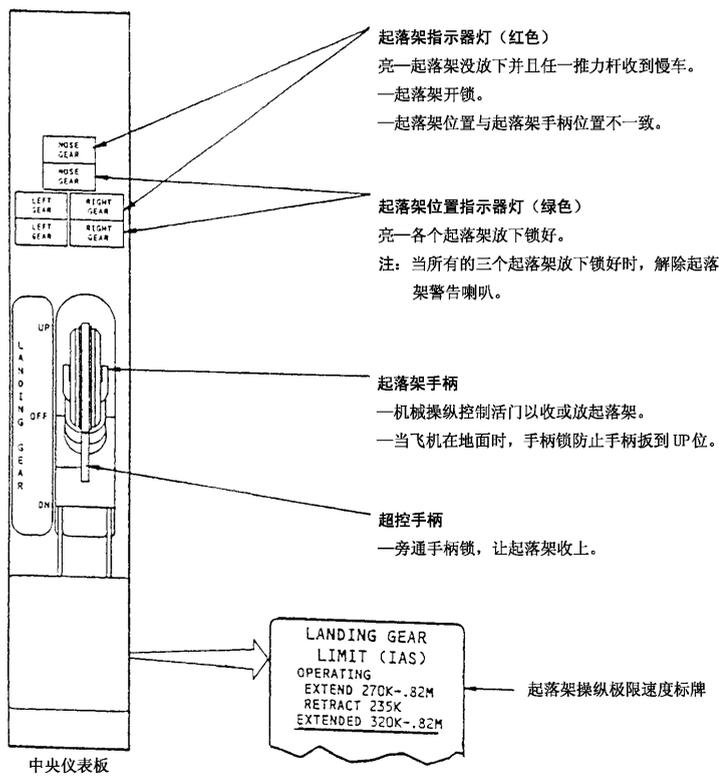
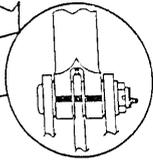
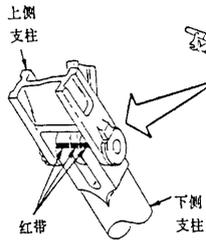
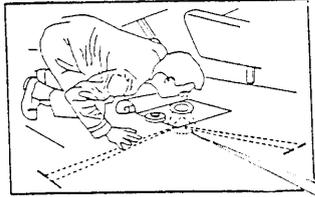


图 2-14 波音 737-300 飞机起落架位置信号

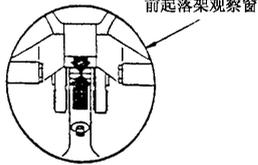
着陆放下起落架警告信号,由灯光和音响提醒驾驶员立即放下起落架。警告信号一般与着陆收油门或放襟翼的传动机构相连,当油门收到慢车位或襟翼放下到一定角度,起落架还在收上位,则接通红色警告灯亮和警告喇叭响。有的飞机可用止响按钮使喇叭停响。当按下止响按钮时喇叭停响,警告灯仍然亮。有的飞机着陆放襟翼已到一定角度,起落架还在收上位则止响按钮不能断开喇叭。

**主起落架观察窗**

- 在第三个窗户对面机翼上部出口的后面,离中心左边一英尺处,拉起有金属按钮标志的地毯以便看透观察窗,离开驾驶舱前,把轮舱灯电门放 ON 位。
- 用观察下锁和侧支柱上红色油漆条纹对正成一直线的方法,提供起落架放下并锁好指示。
- 有些观察镜可能装在过道座位下方。



**可见的指示器**  
当起落架放下并在锁住位置时指示器的凸块便伸出。



波音-737飞机

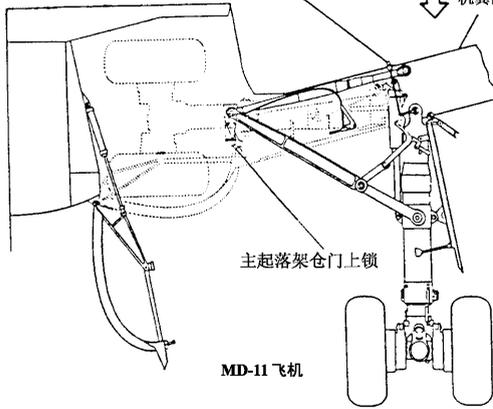


图 2-15 起落架放下锁好机械信号

现代客机驾驶舱内的发动机指示及空勤告警系统(EICAS)综合显示仪可按驾驶员选择(显示选择板上)的起落架状态,在屏幕上显示起落架收放位置情况,必要时与灯光信号、机械信号一起综合判断位置情况。

## 四、应急放下起落架装置

起落架正常收放控制失效时,多数飞机可应急收上,由应急收轮电门或手柄控制液压转换活门使其收上,起飞不能收上时应与地面联系后,再决定应急收上还是回场。所有飞机在正常放下失效时都可应急放下起落架,保证着陆安全。应急放下主要通过应急放下装置控制,应急放下装置工作失效时,也可在空中改变飞机姿态甩下起落架或采取特殊方式着陆,对不同机型的不同情况采取的方法有所不同。下面主要介绍通过应急放下装置放下起落架。

对收上锁为液锁的起落架,应急放下时主要操纵应急放下手柄,控制应急放下活门打开,使收上管路回油解除液锁,起落架在重力及气流冲压作用下放下并上锁。

对收放电门信号控制液压转换活门的起落架,当正常控制电信号失效而液压正常时,可通过人工手柄经机械传动控制液压转换活门,接通液压至动作筒放下。

收上锁为机械锁的飞机液压传动失效时,可通过人工开锁手柄经机械传动打开收上锁,起落架在重力、气流冲压或弹簧力作用下放下。图 2-16 为波音 737 的应急放下开锁手柄,应急放下时正常收放手柄“中立”位,打开盖板将三个应急手柄上拉到头开锁,检查确已放下后应急手柄压下复原。

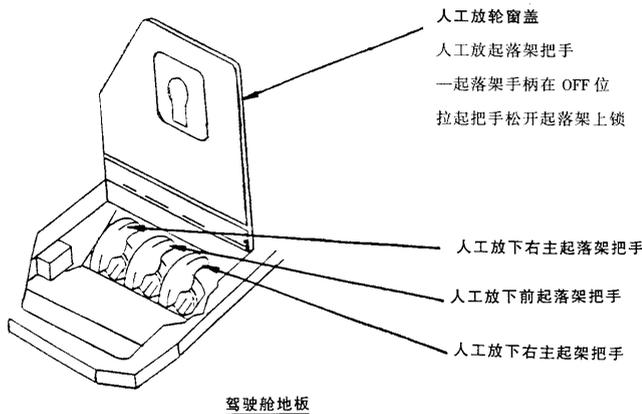


图 2-16 波音 737 飞机应急开锁放下起落架手柄

有的飞机正常液压放下失效时,采用气压应急放下起落架。使用时,正常收放手柄“中立”位,揭开“应急放下起落架”按钮保险盖,压下按钮接通气压进入动作筒,打开舱门锁、收上锁再传动起落架放下。

有的飞机正常供压放下失效时,则应急供压放下起落架,应急液压由电动油泵或手摇泵提供。采用应急供压或气压应急放下起落架的飞机,一般不采用人工打开收上锁的放下方式。

### 复习题

- (1) 简述对起落架收放系统的要求。
- (2) 试述起落架收放位置锁的功用及型式,简述撑杆式下位锁的工作原理。
- (3) 试述起落架地面安全装置的功用。地面安全装置主要有哪些?

- (4) 试述起落架收放位置信号及显示。
- (5) 试述应急放下起落架装置及应急放下方式。

## § 2-3 起落架刹车系统

### 一、飞机着陆滑跑减速概述

飞机起飞、着陆滑跑速度大,为了缩短滑跑距离,保证中止起飞与着陆安全,现代飞机都采用了减速装置。小型机主要靠刹车时地面摩擦力和放襟翼的气动阻力减速,涡桨式飞机也可利用负拉力减速。现代大型客机的减速力包括放出减速板与襟翼的气动阻力,发动机反推力与刹车时的地面摩擦力(图 2-17),其中刹车增大的地面摩擦力(又称刹车力)起主要作用。波音 747 飞机着陆重量 500000 磅(227 吨)时,减速力可达重力的一半。在着陆滑跑前段地速大时,总减速力的 55% 是空气阻力和反推提供,45% 由刹车力提供;在低速时,刹车提供 80% 的减速力。因此干跑道上滑跑时刹车是主要的减速手段。

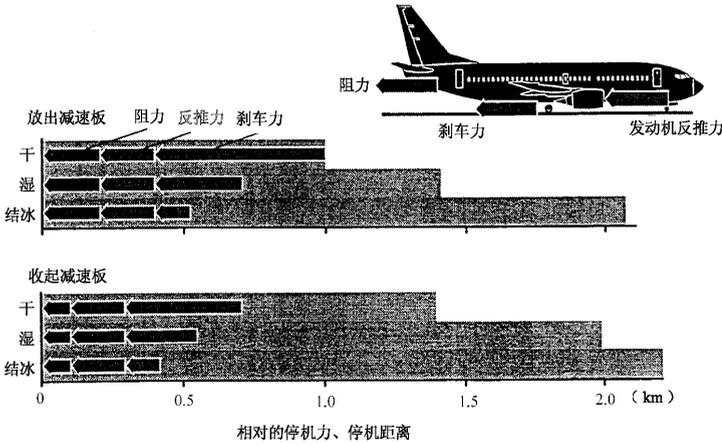


图 2-17 现代大型客机着陆滑跑减速力

刹车减速直接影响到飞机着陆与中止起飞的安全。除正确使用刹车外,还要求刹车装置能产生足够的刹车力矩,获得最高刹车效率;刹车装置的动、静摩擦件摩擦系数稳定,耐磨性与抗压性好不易破碎;刹车热能尽快散失,不致引起机轮过热与熔焊;刹车灵敏,刹车间隙适当且能调节;发动机在地面达正常转速时,能刹住机轮不滑转;滑行时单刹车转弯好控制。对滑跑刹车减速的要求可归纳为安全、高效。

### 二、刹车系统的型式与刹车装置

根据刹车加压与控制的不同特点,常用的刹车系统有三种类型:独立刹车系统、液压增压

刹车系统和动力刹车控制系统。一般民用运输机都在主起落架机轮安有刹车装置,个别飞机前轮也有刹车装置,在主轮刹车压力达一定值且滑跑速度大于一定值时,前轮刹车装置也工作。

独立刹车系统用在轻小型低速飞机上,主要由独立的油箱、主油缸、停留刹车手柄与刹车阀、刹车装置等组成(图 2-18)。刹车时踩下脚踏,经主油缸活塞压油液产生刹车压力,传动刹车装置工作;松刹时,油箱的油液经油缸活塞头部沟槽与活塞皮碗的凸缘周围自动补充油液,活塞皮碗只在踩刹车时起密封作用。放气活门排出管内空气,一般在检修加油后排气。

液压增压刹车系统主要用在小型速度较大的飞机上,该系统刹车加压原理与独立刹车系统类似。主要不同是主油缸与飞机液压管路相通,从液压管路的来油,并不直接进入刹车装置,而是帮助驾驶员踩脚踏时产生较高刹车压力,然后经刹车油箱回油。图 2-19 所示为液压增压刹车系统的组成及工作,当液压增压刹车失效时,拉出应急刹车控制手柄,使应急空气瓶的气压进入刹车装置实施气压应急刹车。

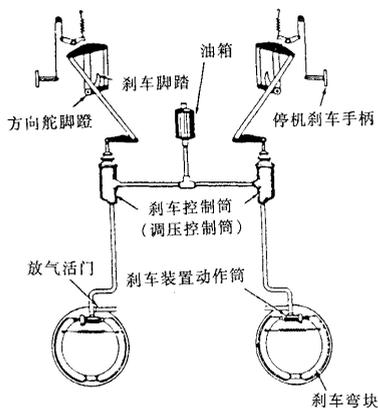


图 2-18 独立刹车系统

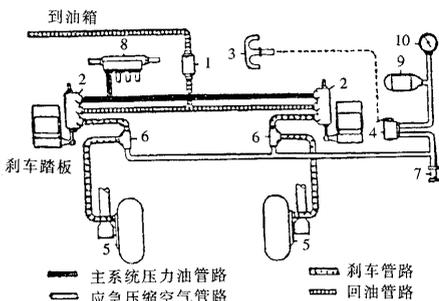


图 2-19 液压增压刹车系统

- |            |            |
|------------|------------|
| 1—刹车油箱     | 6—换向阀      |
| 2—液压增压主油缸  | 7—放气口      |
| 3—应急刹车控制手柄 | 8—主系统压力总管  |
| 4—空气释压阀    | 9—应急空气瓶    |
| 5—机轮刹车装置   | 10—应急空气压力表 |

动力刹车控制系统用于需要刹车油量多的大型飞机上,产生较大的刹车压力而提高刹车效率,现代客机都采用动力刹车控制系统。

刹车系统主要的工作部分是刹车装置,刹车装置的摩擦组件在刹车压力作用下紧压一起产生摩擦力,形成刹车力矩而增大机轮阻滚力矩。按刹车装置的组成及工作特点,主要型式有弯块式、胶囊式与圆盘式。

弯块式刹车盘如图 2-20 所示,由弯块、动作筒及主体等组成。主体与轮轴固定,两弯块一端与主体铰接,另一端与动作筒相连。刹车套装于轮毂内而随机轮转动。不刹车时,弯块与刹车套间保持一定间隙——刹车间隙,大小由螺钉调节;刹车时,压力油(或冷气)进入动作筒推活塞,使弯块紧压刹车套,接触

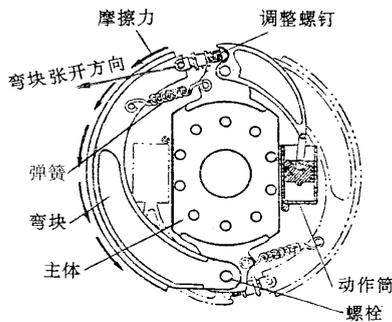


图 2-20 弯块式刹车盘

面间摩擦形成刹车力矩；松刹车时，弯块在弹簧力作用下回到原位置保持刹车间隙。弯块式刹车盘的块与套接触面积小，而且磨损不均，小型低速飞机采用。

气囊式(胀管式或鼓轮式) 刹车装置如图 2-21 所示，由主体、刹车片及弹簧片等组成，主体固定于轮轴，弹簧片将刹车片压在主体外的环槽内，气囊装于主体与刹车片之间。刹车时，冷气(或压力油) 进入气囊，气囊鼓起将刹车片紧压在刹车套上产生刹车力矩。气囊式刹车盘摩擦面比弯块式大，磨损均匀。但刹车热可使气囊老化提前损坏，而且使气囊鼓起需要一定压力和时间，故灵敏度较差，用于小型低速飞机。

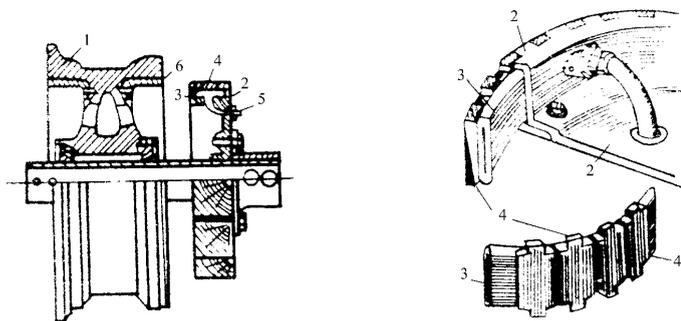


图 2-21 气囊式刹车装置

1. 轮毂；2. 刹车盘；3. 软管；4. 刹车块；5. 气嘴；6. 刹车钢圈

圆盘式刹车装置又分为单圆盘式、多圆盘式与扇形转子式。单圆盘式的单圆盘与轮毂相连随其转动，刹车压力作用固定于轮轴架上的刹车片夹住滚转圆盘，接触面间的摩擦形成刹车力矩，一般用于小型低速飞机上。

多圆盘刹车装置如图 2-22 所示，主要由动、静圆盘及动作筒、主体、复位弹簧等组成。数块

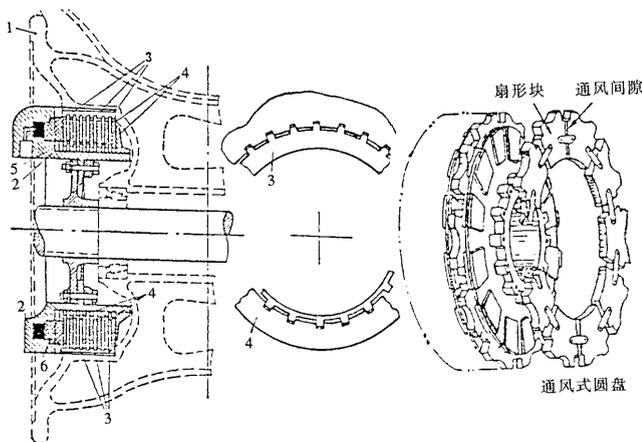


图 2-22 多圆盘式刹车装置

1. 轮毂；2. 刹车盘；3. 动盘组；4. 静盘组；5. 油嘴；6. 传动装置



愈快；飞机滑跑的大部分能量由摩擦热耗散。

滚转力矩小于阻滚力矩而出现机轮相对地面滑动的现象叫打滑，又称为卡滞或拖胎。设机轮接地中心点  $A$  相对轴心的线速度为  $v_{Ar}$ ，机轮未打滑时  $v_{Ar}$  的大小，等于轴心速度即飞机滑跑速度  $v_x$ （但  $v_{Ar}$  方向向后）；当刹车使阻滚力矩大于滚动力矩而打滑时，机轮滚动角速度  $\omega$  减小， $v_{Ar} = \omega r_A$  减小，致使  $v_{Ar} < v_x$ 。我们把  $\frac{v_x - v_{Ar}}{v_x} \times 100\%$  称为打滑率。式中的分子为轮上  $A$  点相对地面的速度。显然，未刹车时机轮自由滚动，打滑率为 0；机轮刹死时打滑率则为 100%。实际测量表明，轮胎与跑道的摩擦系数  $\mu$  受打滑率的影响很大（图 2-25），在打滑率 5% ~ 30% 范围内  $\mu$  较大。考虑到既增大刹车效果，又减小轮胎磨损，现代客机一般取 10% 左右。打滑率过大而导致严重拖胎时  $\mu$  很小，不仅不能有效地缩短滑跑距离，而且加剧轮胎磨损，可能导致爆胎使飞机冲出跑道。

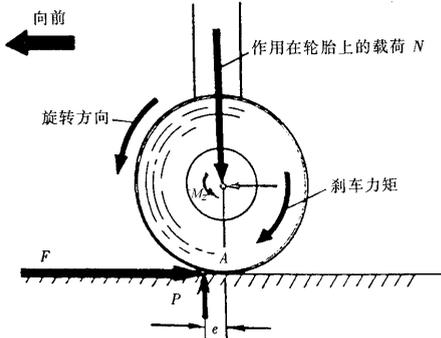


图 2-24 机轮滚动受力

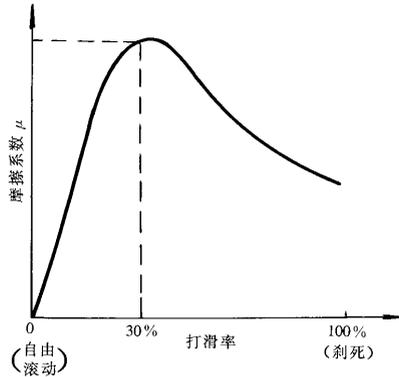


图 2-25 地面摩擦系数与打滑率的关系

机轮出现打滑时的最大摩擦力称为机轮与地面的结合力  $F_{结合}$ 。显然  $F_{结合}$  越大，刹车力矩也可增大，不仅刹车效果好，而且不会出现拖胎。 $F_{结合}$  形成的最大滚动力矩称为结合力矩  $M_{结合}$ ， $F_{结合}$  与正压力  $P$  及道面状况有关，即  $F_{结合} = \mu_{结合} \cdot P$ 。正压力为飞机重力与升力之差，升力随滑跑速度减小而减小，则正压力  $P$  随滑跑速度减小而增大， $F_{结合}$  随之增大； $\mu_{结合}$  为地面最大摩擦系数，除与打滑率有关外，还与跑道材质、表面粗糙度及干湿度有关。跑道上均匀覆盖有深 2 ~ 3 mm 以下的水时称为湿跑道；水深等于或大于 2 ~ 3 mm 的积水、雪浆、湿雪、干雪覆盖的跑道称为污染跑道。跑道有水或冰、雪时  $\mu_{结合}$  减小。图 2-26 所示为  $\mu_{结合}$  随跑道材质、表面状况及滑跑速度的变化，A 为宏观大块结构、排水好、表面粗糙，B 为宏观大块结构、表面平滑。

飞机在积水跑道上滑跑时，轮胎与地面接触如图 2-27，产生流体冲击阻力与滑水。冲击阻力  $P$  的垂直分量产生抬起轮胎的作用，使正压力减小；冲击阻力的水平分量则相对较小。由于滑水现象产生，在轮胎与地面间有一层流体薄膜起润滑剂作用，使得摩擦系数减小，严重时导致轮胎与地面完全脱离接触，因此滑水使地面结合力降低。

由上面分析得出，刹车安全、高效就是正确控制刹车压力，既使地面结合系数大而产生较大摩擦阻力，又不出现严重打滑现象。对前三点式起落架飞机人工刹车的基本刹车方法是：飞机着陆，前轮接地后，随着滑跑速度减小逐渐增大刹车压力，跑道有水或结冰则应缓和加压力。对后三点式起落架的飞机基本刹车方法是：着陆接地后，带杆压紧尾轮，不刹滑跑前半段，待速

度减小刹后半段,动作由轻到重莫粗猛。

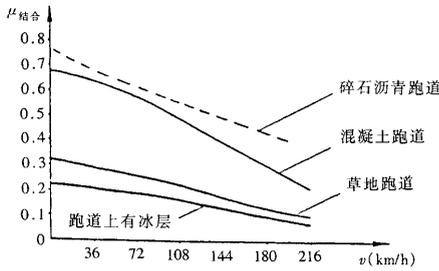
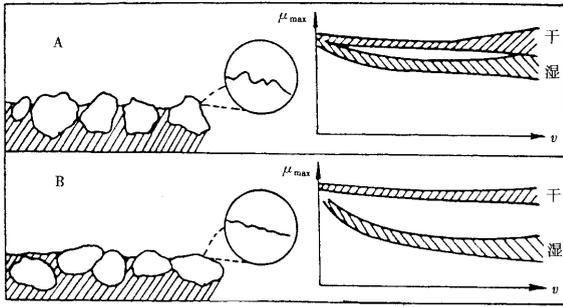


图 2-26  $\mu_{结合} (\mu_{max})$  随跑道状态及滑跑速度的变化

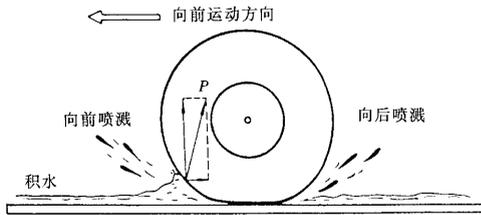


图 2-27 机轮与地面的滑水现象

现代运输机着陆滑跑能量大,要在飞机滑跑的每一时刻准确地控制刹车压力,保证安全、高效刹车是困难的。刹车压力太小则刹车效率降低,压力太大又可能出现机轮严重打滑。为此安设防滞刹车装置,在机轮严重卡滞或打滑率超过规定时解除或调节刹车压力。现代飞机采用的防滞装置有电磁阀式与电子式两种。波音 737 飞机刹车系统如图 2-28 所示,电子式防滞装置由电磁式转速传感器将机轮转速电信号输入防滞逻辑电路,由微处理机将实际转速与飞机滑跑速度应具有的转速相比较,若机轮超过规定的打滑率,则输出控制信号至正常刹车防滞组件调节刹车压力。电磁阀式防滞装置则在机轮卡滞时切断液压并回油以解除刹车。在飞机速度低于一定值时,防滞组件不提供松刹信号以利于滑行中单刹车转弯。一般低速小型飞机没有防滞

刹车装置,主要靠人工踩刹车轻重控制刹车压力,飞机着陆机轮接地,滑跑速度到一定值则可柔和踩刹车逐渐增大刹车压力。

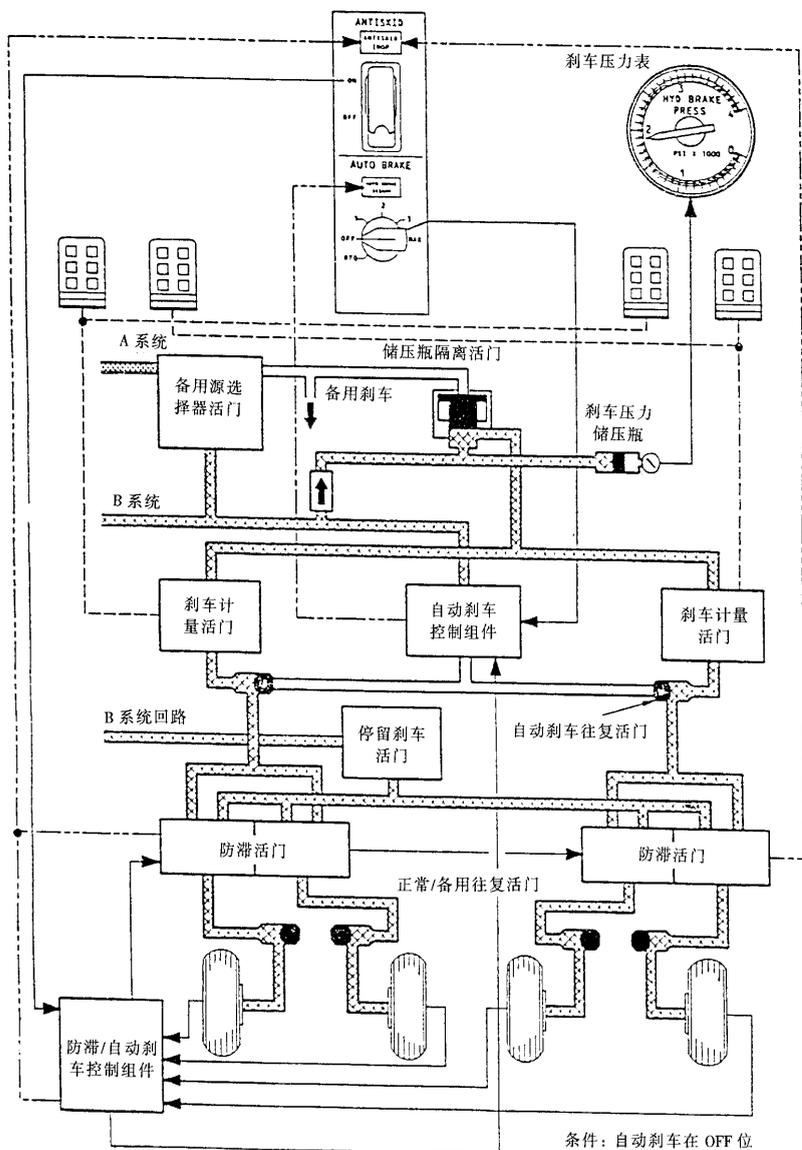


图 2-28 波音 737 飞机刹车系统

## 四、刹车方式

按飞机刹车系统的功能、要求及使用,刹车方式包括人工刹车、自动刹车、备用刹车、停机刹车与收轮刹车等。下面主要概括介绍波音 737 飞机刹车系统的工作与刹车方式。

**人工刹车方式** 由驾驶员踩脚踏,经钢索传动计量活门工作,按踩刹车的轻重(位移量)调节刹车压力。当刹车压力过大,导致打滑率超过规定时,防滞刹车装置传递信号到防滞活门调小刹车压力(电磁阀式则切断刹车压力),此时防滞装置工作信号灯亮。人工刹车时防滞装置配合工作,保证刹车安全、高效。

**自动刹车方式** 飞机着陆接地前,驾驶员根据着陆性能要求和跑道条件,由刹车选择电门选取刹车减速率等级信号,输入自动刹车控制组件的逻辑电路自检后进入“预位”状态。飞机接地,机轮转速达一定值,微处理机比较地速与所选减速率,输出液压控制信号至自动刹车控制组件的伺服活门,使进入刹车盘的液压与减速率对应。与此同时,压力电门将刹车液压信号返回微处理机监控。如同时使用反推,则刹车压力会自动减小,以保持预选减速率。在自动刹车时,防滞组件也一同工作,实现全自动刹车。人工刹车可超控自动刹车,当正常刹车力达一定值时,梭阀则堵死自动刹车进油。

**备用刹车方式** 备用刹车又称应急刹车,在正常供压系统无压或低压时使用。主供压为单液压源飞机的备用刹车由应急电动泵或储压器供压,有的飞机则备用冷气刹车。多液压源飞机则由备用液压系统供压,当正常刹车管路的压力电门感应到无压或低压时,接通备用刹车选择活门供压,由踩刹车控制;当正常与备用均无压力时,压力电门接通警告信号,此时刹车储压器还可供压保证有限次刹车。

**停机刹车与收轮刹车方式** 飞机停放或发动机地面工作时,刹住机轮防止飞机滑动。当踩下刹车时,压力油进入刹车动作筒,再拉出停机刹车手柄,将刹车机构固定,刹车液压封闭于刹车管路及动作筒。有的飞机将刹车调压活门固定在刹车位。不同飞机停机刹车压力不同,压力不足则禁止地面面试车。现代客机停机刹车时,压力降低或超过规定可自动调节。一般飞机停机刹车时有信号指示,飞机滑动前松开刹车,信号灯灭才能加油门。飞机起飞离地后,为了使高速转动的机轮尽快停转以便收轮入舱,应踩刹车刹住主轮,前轮舱一般装有摩擦止动带制动。

### 复习题

- (1) 大中型运输机着陆滑跑减速力主要有哪些?
- (2) 飞机着陆滑跑刹车减速有哪些要求?刹车系统的型式有哪些?
- (3) 简述飞机滑跑刹车减速原理。什么是机轮打滑与打滑率?
- (4) 什么是机轮与地面的结合力?主要影响因素有哪些?简要叙述滑跑刹车减速的基本方法。
- (5) 现代大中型客机的刹车方式有哪些?简述防滞装置的功用?

## § 2-4 前起落架特点与飞机地面转弯操纵

前起落架的功用及组成与主起落架有许多相似之处,不同点主要是为了保证飞机地面

灵活运动与滑跑方向控制,要求前起落架机轮能左右偏转。前轮的偏转带来了一系列问题:保证机轮滑行转弯与稳定,必须有适当的稳定距;控制前轮偏转必须有转弯系统;为了使飞机离地后前轮回到中立位置,必须有中立机构;防止滑跑时前轮产生摆振须有减摆装置;有的小型飞机经旋转筒带动支柱内筒使前轮偏转,为防止支柱内、外筒相对转动而加剧密封装置磨损,内筒端头须安装旋转接头。

## 一、前起落架组成特点

满足前轮偏转的要求,解决偏转产生的问题,便决定了前起落架的组成特点。下面简要介绍前轮稳定距、中立机构及减摆器。

前轮稳定距是前轮接地点到偏转轴线的垂直距离(图 2-29 中  $t$ )。稳定距有利于产生偏转力矩,保证前轮偏转稳定性与灵活性。

前轮中立机构保证在飞机离地时,前轮回到中立位置而有利于收轮入舱,着陆接地使前轮中立有利于滑跑方向控制。中立机构只有在前轮处于非控制状态才起作用,如果前轮处于操纵状态则有可能偏向一边,此时收轮则可能损坏起落架舱门。前轮非控制状态即自由定位状态,对液压传动前轮偏转的飞机,一般由支柱微动电门断开或转弯电门回中立而控制;对通过机械传动前轮偏转的飞机,由脚蹬回中立带动前轮回中。大型飞机前轮中立机构多采用凸轮式(图 2-30),飞机离地支柱内筒向下,活塞上的凸轮进入与外筒相连的凸轮槽,促使内筒偏转带动前轮回中立。小型飞机由装于支柱的滚轮或导向杆使前轮回中立。

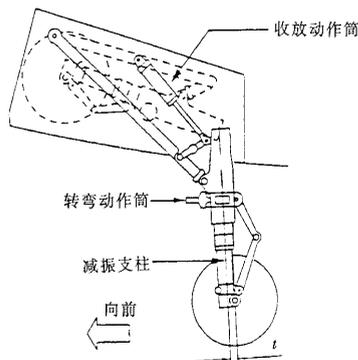


图 2-29 前轮稳定距

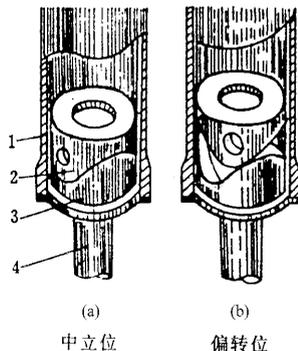


图 2-30 凸轮式中立机构

1—外筒; 2—带凸边活塞; 3—带凸边外筒底; 4—活塞杆

飞机高速直线滑跑中,前轮受外界撞击偏转后,在结构自身弹性力与地面摩擦力交替作用下,左、右不停地偏转,形成 S 形运动轨迹的高频自激振动则称为前轮摆振。前轮摆振一般发生在起飞滑跑离地前和着陆滑跑前期,前轮处于非控制状态的情况,处于操纵控制状态一般不会发生。摆振的外因是跑道不平引起的撞击,操纵不当使前轮偏离运动轴线而受到侧向摩擦力作用;摆振的内因则是前轮可偏转,轮胎与转弯传动构件弹性变形和存在间隙等。高

频率的摆振不仅加剧了前轮的磨损与构件的疲劳损坏，而且引起驾驶舱仪表板剧烈抖动，使滑跑方向难以控制。为了防止前轮摆振，现代飞机除采用双机轮产生减摆作用外，还安装减摆器减弱或制止摆振。飞机上常见的减摆器有活塞式、旋板式与液压传动管路的节流减摆装置，其基本原理则是在前轮左右偏转振动时，迫使油液来回流过孔道，靠油液与孔壁的摩擦阻尼耗散摆振能量，从而减弱、制止摆振。节流减摆装置的节流器与转弯动作筒活塞两边相连。图 2-31 所示为活塞式减摆器，前轮摆振时，经减震支柱内筒上的凸轮作动摇臂转动，摇臂另一端与减摆器活塞杆相连，活塞左右移动时迫使油液来回流过节流孔消耗能量，贮油缸中的油液受弹簧作动的活塞作用，经球形单向活门调节和补充工作油缸的油量。旋板式减摆器如图 2-32 所示，前轮摆振带动旋板来回转动时，迫使油液来回流过小孔产生阻尼而消耗能量。

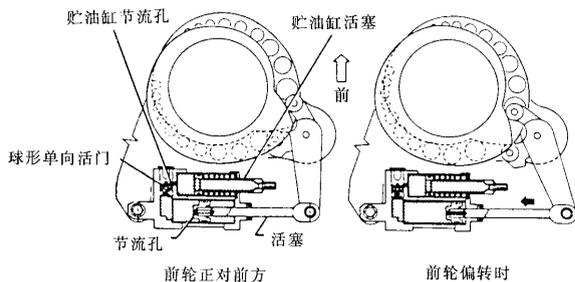


图 2-31 活塞式减摆器

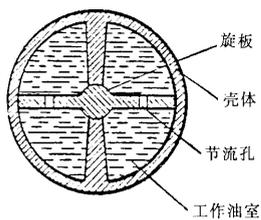


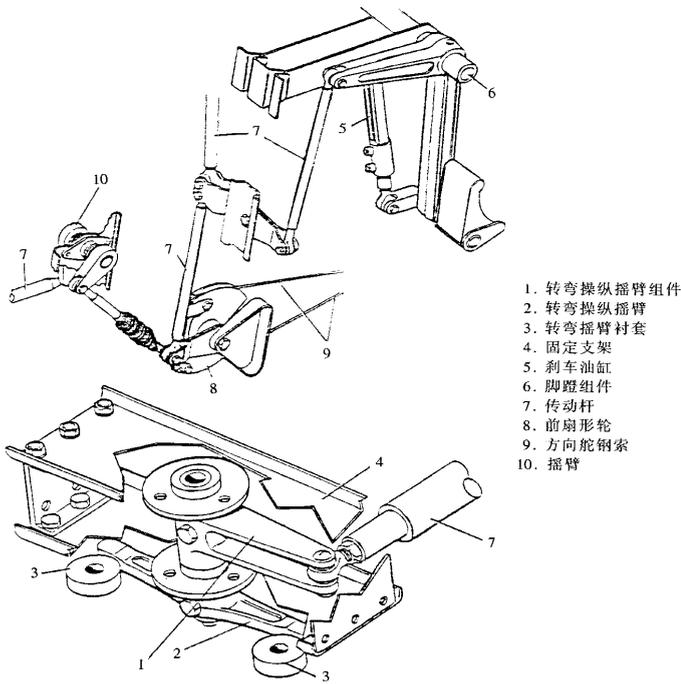
图 2-32 旋板式减摆器

## 二、前轮转弯系统

前轮转弯系统的功用是，按飞机地面转弯操纵传动前轮对应偏转，保证飞机地面运动的方向控制。小型飞机一般采用机械传动式前轮转弯系统，现代客机都采用液压传动式前轮转弯系统。

机械式转弯系统与脚蹬机构相关联(图 2-33)，飞机在地面时，蹬舵信号既传动钢索使方向舵偏转，同时经拉杆带动前轮转弯操纵摇臂组件，使转弯操纵摇臂转动，经左右衬套压转弯摇臂带动前起落架支柱及前轮偏转。飞机离地收上起落架时，支柱带动转弯摇臂及衬套与转弯操纵摇臂组件脱开，空中蹬舵前轮不偏转。

现代客机的液压传动式前轮转弯系统分为单动作筒与双动作筒两种型式，主要包括操纵控制、传动、反馈与安全限动装置等。单动作筒转弯系统如图 2-34 所示，转弯操纵信号经输入扇形轮控制转弯计量活门，计量活门按操纵方向与操纵量计量液压及流向，经计量的压力油进入转弯动作筒传动活塞，带齿活塞传动带齿阻环与转弯卡圈，经防扭臂、支柱内筒传动前轮与操纵对应偏转。当前轮偏转与操纵对应时，偏转反馈信号经随动弹簧盒、差动杆与摇臂组件，带动计量活门调节阀关断转弯液压，前轮定位于一定偏转角。转弯卡圈上面的凸轮随其偏转到前轮允许的极限角度时，传动关断活门切断到计量活门的液压而限动。有的飞机单动作筒的外筒内固定带孔活塞，液压作动活塞使外筒沿固定的活塞杆移动时，经传动摇臂等带动支柱与前轮偏转。



1. 转弯操纵摇臂组件
2. 转弯操纵摇臂
3. 转弯摇臂衬套
4. 固定支架
5. 刹车油缸
6. 脚踏组件
7. 传动杆
8. 前扇形轮
9. 方向舵钢索
10. 摇臂

图 2-33 机械传动式前轮转弯系统

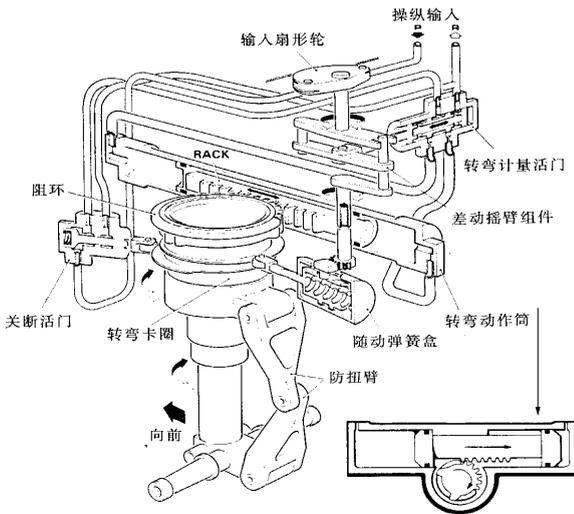


图 2-34 单动作筒传动的液压转弯系统

双动作筒传动的液压转弯系统如图 2-35 所示,转弯操纵手轮的操纵信号传至差动组件的操纵轮,经差动连杆传动转弯计量活门计量转弯压力。液压接通后,计量后的转弯压力(管路未示出)经安全(关断)活门进入调节阀(与动作筒 A、B 相连,未示出)入口,再进入转弯动作筒 A,活塞杆推动带齿的转弯臂带动支柱及前轮偏转。此时动作筒 B 内油液被挤出经调节阀 B 口进入与补偿动作筒相连的补偿器(未示出)回油。带齿转弯臂转动时,经反馈传动机构将前轮偏转信号回输至差动装置的操纵轮,经差动连杆传动转弯计量活门的调节阀关断,从而使前轮偏转角与操纵对应。反向转动转弯操纵手轮时则接通计量液压至动作筒 B,使前轮反向偏转。当前轮偏转到极限角度时,安全关断活门切断液压,防止转弯操纵失控,同时减小前起落架受载。当前轮受一边撞击,管内压力过高时,应急释压开关打开释放压力。补偿器使转弯动作筒内的油液任何时候都处于一定压力的增压状态。当前轮摆振时,A、B 动作筒内的油液经相连的调节阀内的节流孔道相通,较高压力产生较大阻尼,从而减弱摆振。调节阀由地面电门或机械联动打开或关闭,前轮处操纵状态一般都关闭,自由定位状态打开。

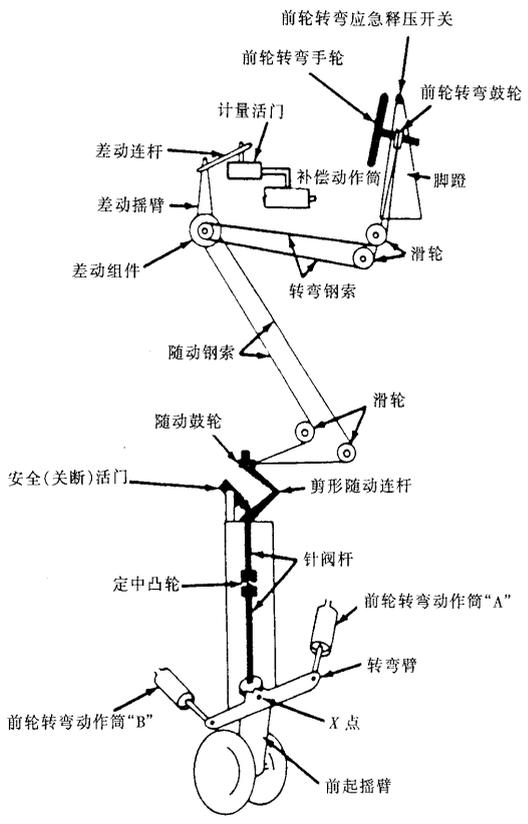


图 2-35 双动作筒传动的液压转弯系统

### 三、飞机地面转弯操纵

现代飞机地面转弯,有通过操纵转弯机构、主轮单刹车和调节机翼两边发动机功率等三种方式。滑行状态发动机功率已经很小不好调节,速度太小又不能用单刹车,故大、中型民用运输机主要操纵转弯机构保证前轮的转弯工作状态。机械传动式转弯系统的工作一般只受脚操纵控制,在滑行与滑跑蹬舵的同时,前轮也对应偏转,由舵面与前轮偏转效应保证飞机地面运动方向控制。液压传动的前轮转弯系统一般分别由手与脚操纵控制,包括滑行与滑跑两种工作状态,不同飞机的两种转弯工作状态的条件不一样。

**手操纵状态**——小速度滑行转大弯。飞机滑行速度达一定值,前轮转弯电门接通转弯油路,可柔和操纵转弯手轮使前轮偏转较大角度。扳动手轮的方向与前轮偏转方向一致,前轮偏转速度只取决于进入转弯动作筒的液压。为了减小支柱的扭矩和机轮的磨损,禁止操纵飞机绕一边主轮原地转弯,尽可能大半径转弯。

**脚操纵状态**——大速度滑跑修正方向。飞机速度达一定值或到起飞线,可接通转弯油路,蹬舵同时操纵转弯机构,使前轮偏转小角度,以保证滑跑方向。

图 2-36 所示为波音 737 飞机的前轮转弯操纵,起落架手柄“放下”位,前轮转弯电门

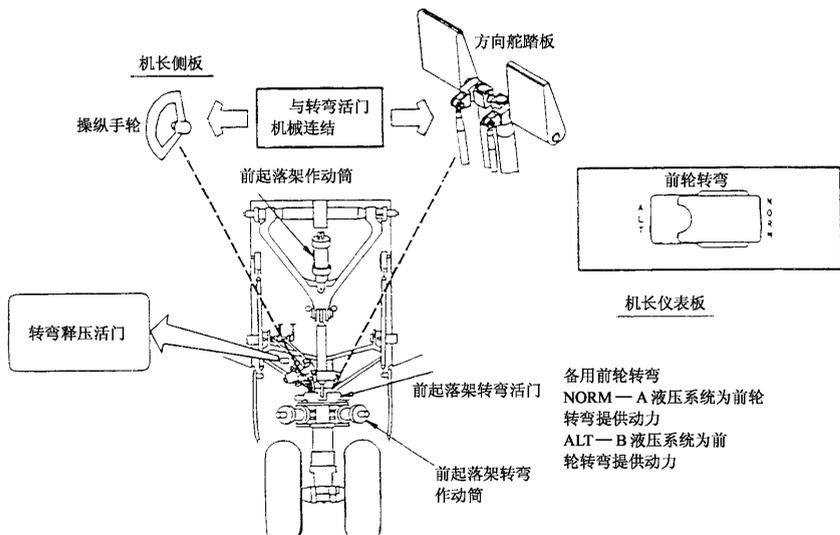


图 2-36 波音-737 飞机前轮转弯操纵

“NORM”位,A 液压系统的压力经前起落架放下管路到转弯计量活门。当地面操纵手轮或脚踏时,经机械传动控制计量活门(图中转弯活门)调节进入动作筒的转弯液压,作动前轮对应偏转。当 A 系统失效时,转弯电门板“ALT”位,B 液压系统提供液压备用前轮转弯。手轮操纵前轮偏转角 78° 比脚操纵偏转角 7° 大,而且手操纵可超控脚操纵转弯。当 A 系统有压力地面拖飞机时,可按进锁销使 A 系统压力经转弯释压活门释压。未按进锁销时必须由电门断开液压系统才能拖飞机,装上锁销时飞机不能滑出。飞机离地前起落架支柱伸长,使脚踏操纵脱离,空

中蹬舵不影响前轮。有的飞机由转弯电门控制液压,当转弯电门在滑行状态位时只能接通手操纵液压,操纵电门在“滑跑状态”位才接通脚操纵。飞机离地支柱伸长微动电门断开液压,或电门回中立断开液压。液压转弯快慢主要取决于计量活门调节的液压,不由操纵速度决定,过快时操纵沉重。对六轮式机翼主起落架的大型客机,为了保证地面运动的灵活性,操纵前轮偏转一定角度后,主起落架的前面两轮也能偏转一定角度。对有机身主起落架的飞机,前轮偏转一定角度后机身主起落架机轮也随之偏转。

## 复习题

- (1) 简述对前起落架的要求与组成特点。
- (2) 试述前起落架中立机构及减摆器的功用,前轮摆振的产生阶段及危害。
- (3) 试述飞机前轮转弯系统的功用及类型。
- (4) 简述波音 737 飞机的前轮转弯操纵。

## § 2-5 起落架减震装置与严重受载情况

飞机着陆接地与地面运动时,起落架不仅受到地面的反作用力,而且还有能量的转化与消散。地面冲击力过大导致起落架及有关结构损坏,能量消散过程中飞机将颠簸,也使起落架过载增大,直接影响飞机起飞、着陆安全。为此,飞机起落架安装有减震装置,减小撞击载荷,防止受载超规定。

### 一、飞机着陆减震原理与减震装置的要求

飞机着陆接地前具有一定的速度  $v$  (图 2-37),飞机接地时水平分量  $v_x$  对应的能量被地面

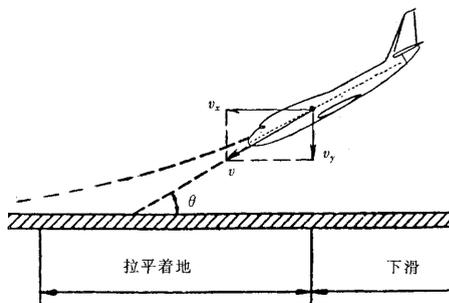


图 2-37 飞机下滑着陆速度

与刹车摩擦热消耗而减为 0;垂直分量  $v_y$  则在接地  $t$  时间内受撞击减为 0,相应的能量由减震装置吸收、耗散。由动力学公式,地面冲击力大小由下式计算:

$$mv_y = F \cdot t \quad \text{或} \quad F = ma = \frac{G}{g} \cdot \frac{v_y}{t}$$

由上式可知： $G$  小、 $v_y$  小、 $t$  大，则冲击力  $F$  小。所以要减小撞击则须控制着陆重量、接地速度分量  $v_y$  及其消失时间  $t$ 。

由碰撞与能量的关系，碰撞时弹性变形大，吸收能量多则撞击力减小，刚性碰撞则撞击力增大；弹性变形吸收的能量在撞击结束后放出，部分转变为飞机机体升高的位能。

由此得出飞机着陆减震原理是，延长  $v_y$  消失时间，可减小地面撞击力，消耗吸收的能量则可减弱飞机颠簸跳动。

根据减震原理，飞机着陆减震装置主要包括起落架减震器与轮胎。对减震装置的主要要求如下：

(1) 压缩量达最大时能吸收完规定的最大能量，而受载不超过规定的最大值。若操纵不当，导致粗暴着陆的载荷可能超规定，吸收不完规定能量发生刚性撞击，都将使构件受力增大。

(2) 耗能作用尽可能大，使飞机尽快平稳滑跑。

(3) 压缩时所受载荷应随压缩量增大而增大。

(4) 具有承受连续撞击的能力，完成一次压缩和伸张的时间一般不超过 0.8 s。

(5) 减震性能受外界温度影响较小，支柱密封性好而摩擦阻力小。

飞机起落架减震器按其工作特点分为橡皮式、弹簧式、油液橡皮式、油液弹簧式、全油液式与油气式等，现代民用飞机多采用油气式减震器。减震与受力合为一体则是油气式减震支柱。

## 二、油气式减震支柱的工作性能

图 2-38 所示，油气式减震支柱主要由内筒(活塞与连杆)、外筒、密封装置及充灌接头等组成 (a)，内筒下连机轮(或摇臂)，外筒上连机体骨架，内腔灌油、充气。减震支柱的工作包括压缩、伸张及其重复过程。

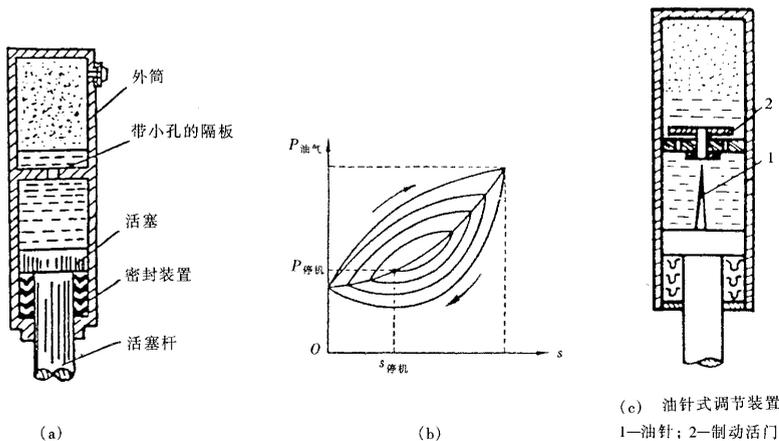


图 2-38 油气式减震支柱工作原理

压缩行程——飞机着陆接地，地面反作用力经机轮压动活塞杆向上，迫使油液高速流过隔板小孔向上压缩气体，接地动能大部分转变为气体压缩能，一部分为克服油液与孔壁的摩

擦力以热的形式耗散。

伸张行程——撞击压缩结束，气体膨胀使外筒上升顶起飞机，部分气体压缩能量转变为机体抬高的位能，同时迫使油液高速流过小孔向下，又将一部分能量以摩擦热的形式耗散。

重复压缩、伸张行程——气体膨胀完毕，升高的机体受重力作用又向下压缩支柱，气体受压吸收能量的同时，又迫使油液流过小孔消耗部分能量，接着又伸张。如此重复若干次，图中(b)所示，与 $v_y$ 相应的动能被消耗完后，减震支柱保持停机压缩量，使飞机平稳滑跑。

由此得出油气式减震支柱的工作原理是，利用气体压缩吸收接地动能减小撞击力，利用油液高速流过小孔的摩擦热耗散能量减弱颠簸跳动。

油气式减震支柱的减震性能包括减小着陆撞击力和减弱颠簸跳动。减小撞击力的能力与气体反抗压缩的作用力——气体作用力 $P_{气}$ 有关；减弱颠簸的能力则与油液流过小孔的摩擦力——油液作用力 $P_{油}$ 有关，也和密封装置与活塞杆的摩擦力有关。因此，减震性能取决于气体作用力、油液作用力与机械摩擦力。

减震性能调节主要是改变通油孔面积。 $P_{油}$ 正比于 $v_s^2$  ( $v_s$ 为压缩速度)，反比于 $f^2$  ( $f$ 为油孔面积)。在压缩初期能量大，压缩速度 $v_s$ 大，若油孔面积小，则阻止压缩的 $P_{油}$ 增大，支柱受载也就大，可能出现 $P_{油}$ 的最大值——“载荷高峰”，导致起落架受载超规定。如果将油孔开得大些，压缩阻力减小受载亦减小，但热耗作用也随之减小。为了兼顾减震与热耗，在减震支柱内安装油孔面积调节装置，如图中(c)所示油针式调节装置，使压缩初期通油孔面积大些，避免“载荷高峰”；随压缩量增大逐渐减小通油孔面积，以增大热耗作用。

减震性能的使用控制主要是控制充气压力与灌油量。减震支柱的充气压力与灌油量是按飞机减震要求确定的。如果充气压力过高或灌油过多，则相当减震支柱变“硬”而难压缩，与正常灌充量相比，相同压缩量时受力增大，支柱疲劳载荷值增大，粗暴着陆时载荷可能超规定，导致起落架受力构件破坏；充气压力过低或灌油量太少，则相当减震支柱变“软”而容易压缩，受力减小吸收能量也减小，达最大压缩量时吸收不完接地撞击能量又不能压缩，则导致起落架刚性碰撞而损坏。支柱内的气体压力与油量不仅和充灌有关，而且与密封性及环境温度变化等因素有关，应加强检查与控制。航线运营中，支柱漏油、泄气的故障时有发生。

### 三、轮胎减震与过热

轮胎在飞机着陆及地面运动中也要吸收与散失能量。飞机着陆接地，轮胎压缩变形吸收部分撞击动能而减小撞击力。吸收的能量主要克服轮胎反抗压缩的作用力，包括气体作用力与轮胎橡胶变形力。两种力都与压缩量有关，压缩量又取决于着陆重量、充气压力与轮胎的变形。

轮胎的充气压力是根据停机载荷、重复载荷、接地速度范围、减震性能及磨损等因素综合确定的。充气压力过大，轮胎帘线层受力增大，粗暴着陆或越障受撞击时，可能导致帘线层断裂而爆胎；压力过大，还导致轮胎变形小，吸收能量少，使有关构件受撞击力增大。充气压力过小，则变形量增大，重复载荷变化幅度随之增大，变形热增加，可能导致轮胎提前老化与疲劳破坏；充气压力过小还会引起胎侧接地磨损，轮毂与地面刚性撞击，轮胎与轮毂相对滑动。轮胎的气体压力不仅与充气压力有关，而且与密封性及工作温度有关，维护中应注意检查控制。

轮胎橡胶的变形力即弹性力，其大小随橡胶的老化程度而减小，因老化使橡胶变硬、变脆、

弹性降低。橡胶老化的主要原因之一则是工作温度的升高。

轮胎过热是指工作温度过高,引起气压显著增大,橡胶抗拉与抗剪强度显著降低,导致脱离、剥离和爆破。工作温度升高的原因主要是轮胎变形热、地面摩擦热与刹车热。

变形热与充气压力有关,充气压力过小则反复变形量大,变形热增加。温度升高、气压增大,可减小变形量,但又加大了轮胎受力和橡胶老化。飞机轮胎变形量比汽车轮胎大得多(约大 2.5 倍),因此更易老化。

刹车热由刹车装置产生,经轮毂传给轮胎。当粗猛刹车引起热量过于集中时,可使轮胎温度显著升高。地面摩擦热与滑跑距离及使用刹车等因素有关。

轮胎的工作直接影响飞机起飞着陆性能与安全,使用中保证轮胎工作安全可靠,主要是防止过热与载荷超规定。载荷超过限制将使轮胎产生过大变形而降低安全寿命;运动中产生严重损伤而导致爆胎,损伤多由道面异物扎刺引起。

为了防止轮胎过热,现代飞机充分利用迎面冲压气流散热,采用通风式刹车盘和轮舱风扇散热;轮胎安装热熔塞,当温度升高到一定值时,塞栓熔化自动放气;安装电子式刹车温度监控装置,以便根据轮胎温度情况适当控制刹车压力;有的飞机装安全活门释放过高压力。

飞机大重量快速过站时,在刹车装置及轮胎中仍积蓄有不少热量(图 2-39),需经过一段时间冷却后才能降低。如果过站时间太短,则再起飞时轮胎处于热状态,特别是中断起飞施加重刹车时,可能引起热熔塞熔化泄压,或过热状态而爆胎,导致飞机冲出跑道。对此,航线飞机都有快速过站最大重量和刹车冷却时间限制。为了保证使用安全,着陆应及时打开减速板与使用反推,控制接地速度与正确使用刹车;使用“快速过站最大重量”和“刹车冷却时间表”,保证停车冷却时间 20 ~ 30 分钟以上;夏季使用中,应尽量逆风起、降或减少刹车;起落训练飞行时可不收起落架,由迎面气流冷却。维护中应注意检查轮胎压力及磨损情况;对没有安装热熔塞的轮胎,不允许用放气的方法降低过热轮胎的气压,以免轮胎性能随温度下降而降低过多。

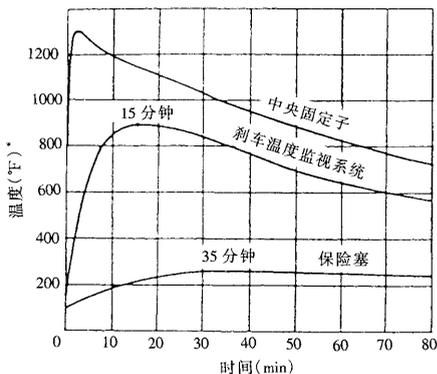


图 2-39 B 747 飞机承受  $4.1 \times 10^7 \text{ m} \cdot \text{N}$  刹车力矩温度的变化曲线

$$* \frac{t}{C^{\circ}} = \left( \frac{t}{F^{\circ}} - 32 \right) \times \frac{5}{9}$$

飞机地面运行中应注意以下问题:

- (1) 滑行期间正确操纵飞机,转弯半径不能太小,转弯速度应按规定。
- (2) 柔和使用刹车,防止粗猛刹车而加剧轮胎磨损与过热,滑跑中刹死轮胎可能使触地部分完全磨平,过大的摩擦热可能使胎面胶熔化(刹车起火)。
- (3) 严格控制起飞与着陆滑跑重量,避免产生过大撞击与变形,因为起飞滑跑时轮胎处于高应力状态,着陆受撞击力大,摩擦热量也大。
- (4) 保证滑行与滑跑道面干净无障碍,防止轮胎撞击损伤与刺伤。

## 四、起落架使用的严重超载情况

### (一) 使用载荷与严重情况

起落架的载荷按使用状态主要有停机载荷、着陆与滑跑撞击载荷、刹车与滑行载荷。

停机载荷是起落架支持飞机停放所受的地面反作用力。

着陆撞击载荷是飞机着陆接地起落架受到的地面撞击力,包括垂直撞击载荷与侧向撞击载荷。飞机前俯着地时前起落架受垂直撞击载荷增大。飞机重着陆——超重着陆与粗暴着陆时,撞击载荷增大。

滑跑冲击载荷是飞机滑跑时受到的迎面撞击力,主要与地面不平及障碍有关。

刹车载荷是飞机滑跑使用刹车时起落架受到的地面摩擦力,主要与操纵刹车及跑道状况有关。滑行载荷主要是地面摩擦力与转弯反力矩。

起落架在着陆接地时和地面运动中所受的动载荷按其方向分为垂直载荷  $P_y$ 、水平载荷  $P_x$ 、侧向载荷  $P_z$ 。起落架过载则是起落架某方向所受的载荷与停机载荷  $P_0$  的比值,分别表示为:

$$n_x = \frac{P_x}{P_0} \quad n_y = \frac{P_y}{P_0} \quad n_z = \frac{P_z}{P_0}$$

起落架强度设计时,按各方向载荷的严重情况设计相应的强度与刚度。

#### 1. 垂直载荷的严重情况

飞机着陆接地起落架受到垂直载荷  $P_y$  可能达到最大。影响  $P_y$  的因素有下沉速度  $v_y$ , 飞机接地姿态, 着陆重量及减震装置的“软、硬”等。

下沉速度  $v_y$  大, 则在  $v_y$  变为 0 阶段受到的地面垂直反作用力  $P_y$  也大。 $v_y$  主要受着陆重量及着陆下滑高度的影响。

着陆姿态不仅影响  $v_y$  接地的航迹角  $\theta$ , 而且非正常着陆姿态可能导致一边机轮接地。

着陆重量直接决定着  $P_y$  的大小, 还影响下沉速度  $v_y$ 。

减震支柱太“硬”则难压缩使  $P_y$  增大, 太软又可能发生刚性撞击。

由此得出: 飞机着陆高度大、下滑速度大、接地角大、重量大、减震支柱“硬”, 则导致垂直载荷的严重情况。

飞机着陆重量、高度、速度及下滑姿态、航迹与接地角是根据飞机的着陆性能及起落架有关构件的强度规定的。

#### 2. 水平载荷的严重情况

沿飞机轴线方向的水平载荷  $P_x$  产生于地面对机轮的摩擦力与迎面撞击力。地面摩擦力在机轮带刹车接地和重刹车时可能达最大。因此水平载荷的严重情况产生于踩着刹车接地、重着陆、重刹车和受迎面撞击。

#### 3. 侧向载荷的严重情况

垂直于起落架轮胎平面的侧向载荷  $P_z$  产生于飞机侧滑接地和滑行转弯。侧滑接地主轮受地面侧向摩擦力, 侧滑角越大、接地前回盘越猛, 则侧向载荷越大; 飞机滑行中转弯时, 起落架机轮与支柱分别受侧向摩擦力与扭矩作用, 大速度滑行中急转弯和小速度原地转弯都使侧向

载荷增大。

起落架载荷的严重情况不仅与单方向受载有关,还应考虑 $P_y$ 、 $P_x$ 、 $P_z$ 共同作用的情况, $P_y$ 、 $P_x$ 、 $P_z$ 同时作用将可能使起落架受载超过限制。

起落架设计的载荷决定了起落架及有关结构的强度,并由此作出了有关使用规定。如果使用中超过了允许的载荷,则可能超过构件的承载能力而破坏;维护中则应认真检查,保证构件的承载能力不降低。

## (二) 飞机起落架使用中发生的失效故障类型

(1) 气流漩涡作用导致起落架护板和舱门产生裂纹、扭曲与击伤等。

(2) 减震支柱、撑杆、轮轴等连接处产生裂纹,密封装置损坏而漏油漏气,使减震性能下降而载荷增大。

(3) 刹车装置摩擦面破碎,刹车装置与轮毂熔焊,防滑装置失效导致机轮卡滞而爆胎。

(4) 刺穿、裂口、磨伤所造成的轮胎损坏是高速飞机最普遍的故障,轮胎损坏不仅使飞机地面运动失控,而且飞出的破损碎片往往击穿机体结构,甚至引起机翼油箱着火;轮胎磨损不均导致滑跑及离地后振动。

(5) 收放机构变形过大导致卡阻,着陆放不下而起飞又收不上,位置锁失效而无法上锁,舱门变形打不开等。

(6) 前轮转弯机构变形卡阻,前轮摆振使构件受力增大而损坏。

对于直接危及飞行安全的失效故障,飞行手册中都有相应的处置措施,使用飞机前应有所了解,并可在模拟机上模拟训练。

## 复习题

(1) 试述飞机着陆减震原理。减震装置主要有哪些?

(2) 简述油气式减震支柱的基本工作原理和减震性能的影响因素。

(3) 简述轮胎过热的原因及危害。保证飞机轮胎安全运行应注意哪些问题?

(4) 什么是起落架的过载?简述起落架严重受载情况的产生。

# 第三章 飞机飞行操纵系统

飞机飞行操纵系统包括主操纵与辅助操纵两部分。主操纵系统实施对副翼、升降舵和方向舵的操纵,供飞行员操纵飞机绕三轴旋转,改变或保持飞机的飞行姿态,保证飞机的操纵性与稳定性。辅助操纵系统包括配平、增升装置、扰流板的操纵和自动驾驶,用于改善飞机的飞行性能、减小飞行员操纵力等。操纵系统是飞机的重要组成部分,其工作情况,直接影响飞机性能的发 挥和飞行安全。

本章主要介绍飞行操纵系统的型式和主、辅操纵系统的工作与控制。

## § 3-1 飞行操纵系统概述

### 一、对飞行操纵系统的基本要求

目前大多数民用飞机都采用驾驶盘和脚踏作为飞行员的基本操纵器,因此飞行操纵系统除了应满足传力构件强度、刚度足够且重量轻、维护方便、生存力强等一般要求外,还应满足以下要求:

- (1) 保证飞行员手、脚的操纵动作与人体生理的本能反应一致,从而有效防止错误操纵。
- (2) 操纵轻便,操纵力的大小适当,且随飞行速度、高度和舵偏角的变化而变化,既要防止操纵过量,又要减轻操纵疲劳。
- (3) 操纵灵敏、准确;操纵与传动机构的间隙和变形量尽量小。
- (4) 各舵面的操纵应互不干扰。
- (5) 操纵与传动系统应设置限位机构,限制舵面的最大偏角,防止因操纵过量而导致飞机姿态失控。

### 二、飞机飞行操纵面及操纵机构

#### (一) 飞行操纵面及其功能

飞行操纵面按功用和操纵特点分为主操纵面和辅助操纵面两部分。图 3-1 所示为现代民用运输机的操纵面种类及它们在飞机上所处的位置。各操纵面的基本功能见表 3-1。表中所列全动平尾常用于小型低速飞机或超音速飞机,用以改善俯仰操纵性。现代大中型运输机采用可调水平安定面,可对飞机进行俯仰配平操纵。

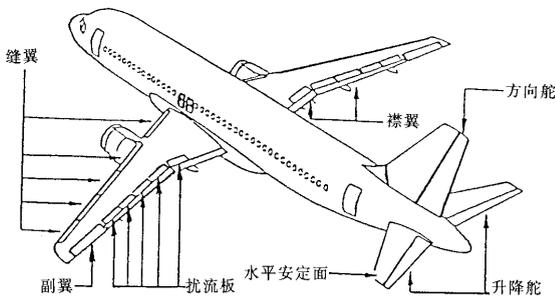


图 3-1 飞机的飞行操纵面

表 3-1

	操 纵 面	主 要 功 能
主 操 纵 系 统	副 翼	产生横滚力矩,实现横侧操纵
	方向舵	产生偏航力矩,实现方向操纵
	升降舵或全动平尾	产生俯仰力矩,实现俯仰操纵
辅 助 操 纵 系 统	后缘襟翼	增升装置,改善起飞、着陆性能
	前缘襟翼	增升装置,改善起飞、着陆性能
	前缘缝翼	增升装置,改善起飞、着陆性能
	飞行扰流板	空中减速,辅助副翼横侧操纵
	地面扰流板	地面卸升
	配平调整片	减小或消除操纵力,保持飞机平衡
	可调水平安定面	对飞机进行俯仰配平
	随动补偿片	帮助舵面转动,减小操纵力
反补偿片	提供适当操纵力,防止操纵过量	

需要说明的是,由于飞机的性能、用途、尺寸大小要求不同,操纵和传动形式的差异,并不是每种飞机都同时具备上述全部操纵面,而是根据实际需要在飞机设计制造时选用。但主操纵面以及增升装置、配平装置等则是每种飞机必须具备的基本操纵面。

## (二) 飞行操纵机构

飞机飞行操纵机构指飞行员在驾驶舱中实施对飞行操纵面的操纵而直接作用的器件,包括主操纵机构和辅助操纵机构两部分,在驾驶舱中通常所处的位置如图 3-2 所示。

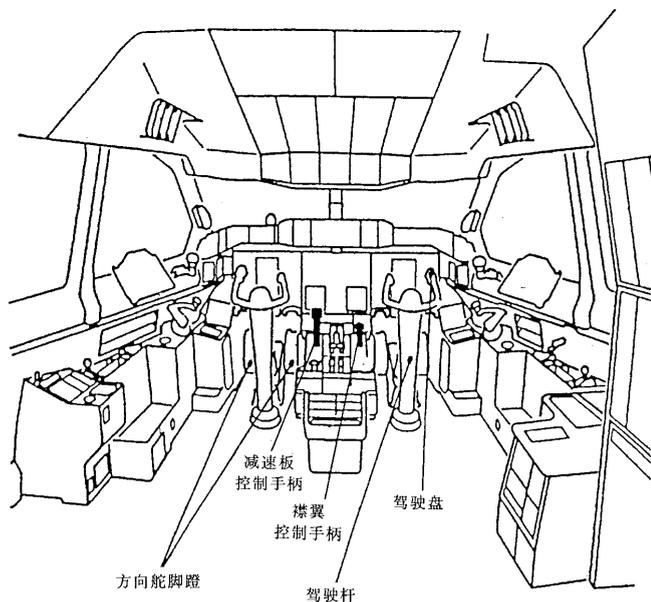


图 3-2 飞行操纵机构在驾驶舱的布局

主操纵机构包括驾驶盘、驾驶杆和脚蹬。民用飞机主操纵机构一般为并列盘式双操纵，即左、右座驾驶盘、杆和脚蹬是联动的，正常情况下只允许一人操纵。驾驶盘式(手)操纵机构分别对副翼和升降舵实施操纵，操纵互不干扰；脚蹬机构除了对方向舵实施操纵外，在地面还可实现前轮转弯操纵，踩下脚踏可对主轮实施刹车操纵。

辅助操纵机构包括对配平装置、增升装置和减速板的操纵。随飞机类别、型别以及相应操纵面的传动动力不同，其操纵机构的位置和型式存在差异。在驾驶舱中，配平操纵机构有手轮、手柄、电门等；增升装置操纵机构有电门或手柄；减速板操纵机构一般为手柄。

### 三、飞行主操纵力

#### (一) 主操纵原理

飞行主操纵是由驾驶员操纵飞机绕三根相互垂直的轴线转动，如图 3-3 所示。主操纵的基本原理是操纵主舵面偏转，产生附加气动力对飞机的纵轴、横轴和立轴形成转动力矩，改变飞机的横侧、俯仰和航向姿态。飞行中横侧操纵时，左转驾驶盘，左副翼上偏，右副翼下偏，对飞机纵轴形成左滚力矩，使飞机向左倾斜；右转驾驶盘则向右倾斜。俯仰操纵时，后拉驾驶盘(杆)，升降舵后缘上偏，对飞机横轴形成抬头力矩，使飞机上仰；前推驾驶盘(杆)则飞机下俯。偏航操纵时，蹬左脚蹬，方向舵后缘左偏，对飞机立轴形成左转力矩，使机头向左偏转，蹬右脚蹬则机头向右偏转。显然，当驾驶员操纵飞机各舵面协同动作时，飞机将会随之出现相应的飞行姿态。

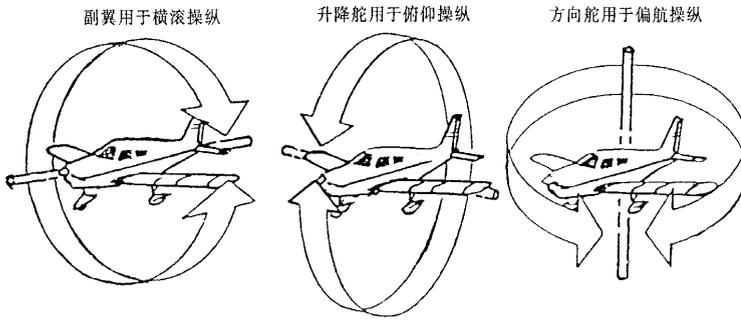


图 3-3 主操纵原理

## (二) 主操纵力

驾驶员进行主操纵时施加在主操纵机构上的力即主操纵力。如图 3-4 所示，舵面偏转时，舵面上的空气动力  $\Delta Y_{舵}$  会对舵面转轴（铰链）形成枢轴力矩 ( $M_{枢轴}$ )。该力矩迫使舵面回到中立位置。为了保持舵面在所需位置，就要求驾驶员在操纵机构上施加操纵力 ( $P$ ) 与枢轴力矩平衡。由气动力学知识可知，作用于舵面上的气动力随舵面尺寸、飞行速度和舵面偏角的增大而增大。因此，小型低速飞机的主操纵力较小，大型高速飞机的主操纵力较大。

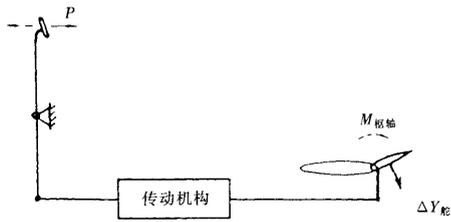


图 3-4 主操纵力与枢轴力矩

飞行主操纵力的大小直接影响飞行员对飞机实施操纵的安全性和有效性。主操纵力太小，则难于准确地控制操纵量，易造成操纵过量而导致飞机姿态失控；反之，主操纵力太大，会增加飞行员的操纵负荷，甚至不能达到操纵要求。所以，飞机设计时，一般都根据飞行姿态舵面所受气动载荷的具体情况，采取相应措施限制主操纵力在一定范围内。

美国联邦航空条例 (FAR25.143) 规定的主操纵力最大值见表 3-2。表中所列数值为飞行员体力所能提供的操纵力的最大值。

表 3-2

施加于驾驶盘或脚踏上的力	俯仰(驾驶杆) 牛(磅力)	横滚(驾驶盘) 牛(磅力)	偏航(脚踏) 牛(磅力)
短暂作用	340 (75)	270 (60)	670 (150)
持续作用	45 (10)	23 (5)	90 (20)

### 三、主操纵系统型式

飞行主操纵按驾驶员通过操纵机构发出的操纵信号和传递到舵面的特点,分为无助力机械式主操纵和助力式主操纵两类。采用哪种主操纵型式则主要取决于飞机种类。

对于小型低速飞机,因舵面尺寸较小,飞行速度较低( $< 500 \text{ km/h}$ ),舵面偏转时的气动力较小,驾驶员体力足以克服舵面气动载荷而实现对飞机的操纵,所以常采用无助力的机械式主操纵。操纵信号及操纵力通过机械传动机构直接传递至舵面使之偏转。这种主操纵型式一般还包括自动驾驶部分,其舵机的输出仍通过机械传动机构对舵面实施操纵,操纵和传动原理如图 3-5 所示。通用航空类飞机,包括飞行训练的飞机,其主操纵系统大多都属于这种型式。

随着飞机尺寸、重量的增大和飞行速度的提高,驱动舵面偏转所需力矩也不断增大,仅靠人力操纵已难以胜任。40 年代末出现了助力式操纵,即利用其他动力源帮助飞行员对操纵面实施操纵。较早的有气动助力式,例如 B 707、DC-9、MD 82 等,飞行员通过操纵铰接于主舵面后缘的操纵片偏转产生附加气动力带动主舵面偏转。现代民用运输机大多采用液压助力式主操纵,结合飞行控制计算机实施助力操纵、自动驾驶及配平,其操纵和传动原理如图 3-6 所示。

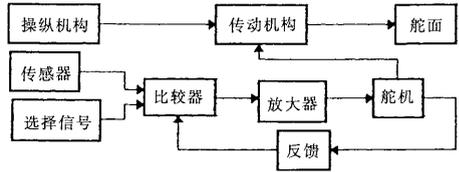


图 3-5 机械式主操纵与自动驾驶

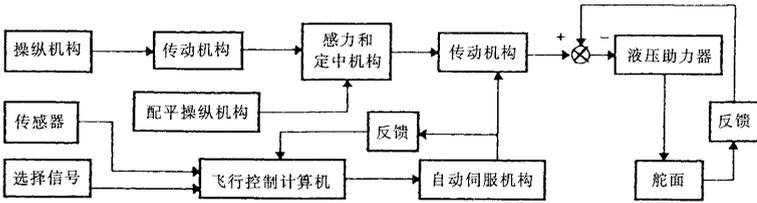


图 3-6 液压助力式主操纵与自动驾驶

采用助力式主操纵后,飞行员通过操纵机构发出的仅是操纵信号,而操纵舵面的力由液压助力器提供。主操纵信号一般通过机械传动机构传递至助力器的控制部分,由助力器的传动部分传动舵面偏转。

有的飞机主操纵信号的传递采用电传方式,即飞行员的操纵动作首先转换成电信号,输入给相应的飞行控制计算机,再由计算机给各助力器发出操纵指令,使操纵面按需要偏转。采用电传操纵后,飞行的自动化程度大大提高,飞行员从直接操纵者转变为监控者和管理者,显著降低了飞行员的工作负荷,提高了飞行安全性。目前采用电传操纵的飞机有 A 320、A 330、A 340 和 B 777 等。但电传操纵存在易受电磁环境干扰等缺点,所以今后将发展操纵信号光纤传递技术。

作为实例,表 3-3 列出了一些典型民用运输机飞行主操纵系统中操纵信号传递方式和舵面传动力的种类。

表 3-3

机 型	舵 面 传 动 力	操纵信号传递
B 707	气动助力机械式	机械传递
B 737	液压助力	机械传递
B 747	液压助力	机械传递
DC-10	液压助力	机械传递
A 300	液压助力	机械传递
A 300-600	液压助力	机械传递
A 310	液压助力	机械传递 / 电传
A 320	液压助力	电传

## 复习题

- (1) 简述飞行操纵系统的功用。对飞机操纵系统的主要要求有哪些？
- (2) 现代飞机一般有哪些操纵面？它们各自的功用如何？
- (3) 什么是飞行主操纵力？其大小与哪些因素有关？
- (4) 飞行主操纵型式主要有哪两种？各适用于哪些种类的飞机？

## § 3-2 无助力机械传动式飞行主操纵系统

靠人力操纵飞机主舵面的飞行主操纵系统称为无助力机械传动式主操纵系统。这种主操纵系统常为低速小型飞机采用，一些中型飞机的备用主操纵也采用这种型式。飞行员通过操纵机构发出的操纵信号（操纵位移量和操纵速度）及施加的操纵力由机械传动系统传递至舵面操纵摇臂，作动舵面按需要偏转。舵面枢轴力矩通过机械传动机构反传到主操纵机构，由飞行员施加的操纵力来平衡。因此，这种主操纵系统的操纵灵敏性、准确性和安全性在很大程度上取决于传动机构工作性能的好坏。另外，操纵力的减小或消除即配平操纵由调整片系统完成。

### 一、机械传动系统的型式与特点

在机械传动系统中，采用的传动机构分为硬式传动机构、软式传动机构及二者组合的混合式传动机构。

#### （一）硬式传动机构

硬式传动机构由刚性件组成，主要机件包括传动杆、摇臂和导向滑轮等，可改变操纵力的

大小、方向和传动速率。图 3-7 所示为某小型飞机升降舵硬式传动系统。

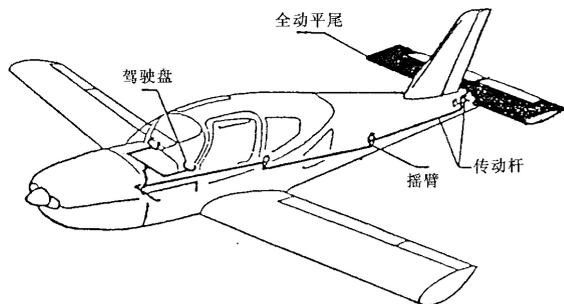


图 3-7 硬式传动示例

传动杆为铝合金或钢制管件。为防止其受压时失稳或发生振动，其长度一般不超过 2 m，或在较长杆中间加导向滑轮支撑。传动杆之间以及杆与摇臂之间均为铰接，保证传动灵活。

摇臂由铝合金制成，按其功能分为单摇臂、双摇臂和多摇臂等几种。不仅起支撑传动杆的作用，有的还可改变力的大小和方向。

由于飞行操纵性需要，有些飞机副翼和升降舵实施差动。所谓差动，就是当驾驶杆前后移动或驾驶盘左右转动同样的量时，升降舵或同一边副翼上、下偏转的角度不同。这种差动作用通常是利用双摇臂来实现的，只要杆、盘中立时双摇臂中的一个臂与相连的传动杆不垂直就可实现舵面差动。这种双摇臂又称为差动摇臂。

硬式传动机构具有刚度大、灵敏性好等优点，但其重量大、占空间，且不易绕过设备，小型或高速飞机常采用。

## （二）软式传动机构

软式传动机构由钢索及导向装置、滑轮、摇臂（或扇形轮）、松紧螺套或钢索张力调节器等传动件组成，更易实现操纵力大小和方向的改变。因为钢索具有挠性，只能承受拉力，故须构成钢索回路才能实现对舵面的双向操纵。图 3-8 所示为某小型飞机升降舵或全动平尾的操纵采用软式传动的情况。

由于软式传动系统具有重量相对较轻，便于沿机体构形布局，容易绕过内部设备，而且机体结构变形对传动没有太大影响等优点，所以它是应用最广泛的一种传动型式。大型运输机采用助力操纵后，操纵信号的传递一般仍采用软式传动机构。

软式传动的缺点主要是因钢索的弹性变形（所谓“弹性间隙”）降低操纵的灵敏性，特别是在环境温度变化较大的条件下。因此，在钢索系统中加装松紧螺套或钢索张力补偿器，根据外界条件的变化等因素对钢索的张力进行定期人工调节或自动调节，使钢索随时处于良好的绷直状态，不致过紧或过松。一些大型飞机上长而直的钢索段使用封闭式钢索，即铝管挤压在普通钢索上，使张力受温度变化的影响减小。

软式传动系统另一个常见问题是钢索的锈蚀与断丝问题。对于沿座舱地板下布设的钢索，飞机使用中应切记不要将有机溶剂、腐蚀性液体或生活废水泼洒在地板上，以免液体渗过地板

对钢索造成腐蚀而断丝,影响飞行安全。

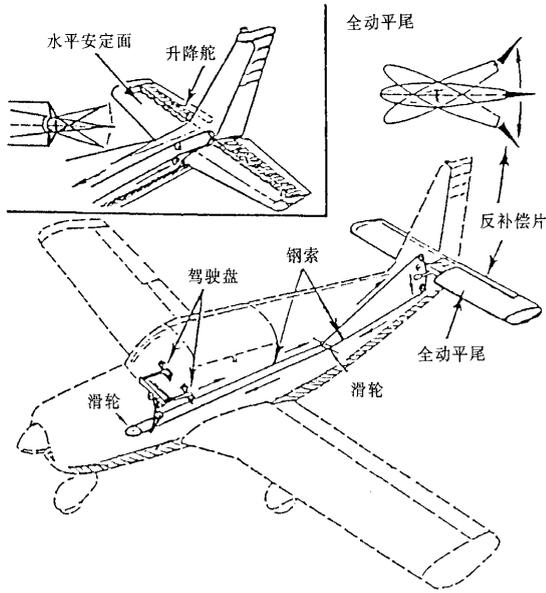


图 3-8 软式传动示例

### (三) 混合式传动结构

指在其主舵面的传动机构中既有硬式又有软件传动构件,利用二者的优点,避免其缺点。一般在操纵信号的输入和舵面作动段采用硬式,中间段采用软式传动。

## 二、舵面锁定装置

对于采用无助力机械式主操纵系统的飞机停放或系留固定时,用锁定装置将舵面固定,以防止阵风或持续大风吹动舵面来回偏转振动损坏舵面和传动机构;有的飞机在大风中滑行时也锁住舵面,保证滑行方向控制。常用的锁定装置有传动机构锁、操纵机构锁及外部舵面锁等型式。

### (一) 传动机构锁

如图 3-9 所示,锁定装置的工作原理是利用弹簧加载锁销插入传动机构机件(摇臂或扭力管)上的销孔内使其不能移动。锁销由驾驶舱内的舵面锁手柄控制,当手柄置于“开锁”位置时,锁销在其加载弹簧的作用下回到开锁位。给舵面上锁时,扳动手柄,钢索传动使锁销插入销孔让传动机构固定,从而锁住舵面。副翼、方向舵一般锁在中立位,升降舵则锁在后缘下偏位。

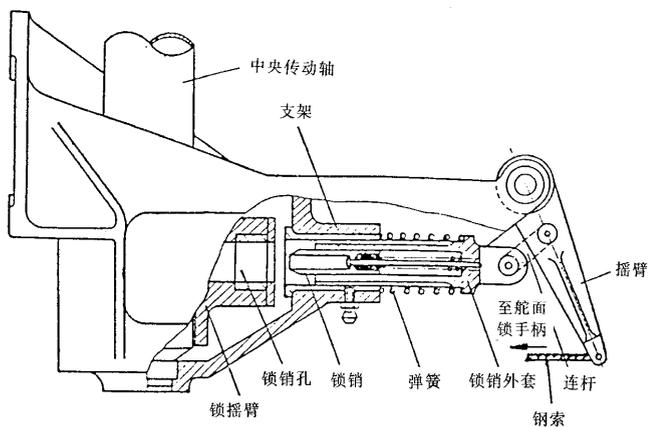


图 3-9 内部舵面锁构造

## (二) 操纵机构锁

许多小型飞机的舵面锁装置是将驾驶盘、驾驶杆和脚踏锁定,使相连的传动机构不能来回移动,以此锁定舵面。图 3-10 为一种操纵机构锁,用一个锁销插入驾驶盘扭力管与支架上的锁孔,使驾驶盘不能转动和前后移动,从而将副翼和升降舵锁定。

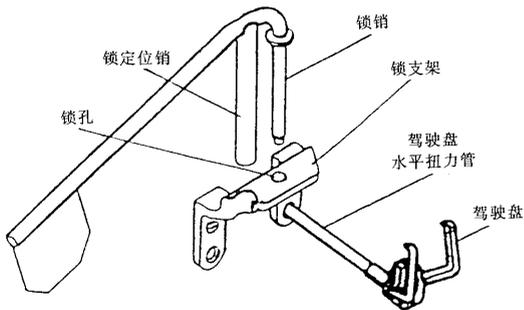


图 3-10 操纵机构锁装置

## (三) 外部舵面锁

有些小型飞机采用更简单的外部舵面锁装置,如采用“人”字形钢索与舵夹的组合将方向舵与升降舵两边联锁成一体;用舵夹将副翼与相邻的电动襟翼后缘同时夹住而固定副翼;另一种方式采用开槽木制挡块插入舵面与舵舱之间的缝隙,阻止舵面偏转。

为了防止锁住舵面起飞危及飞行安全,在设计上采取了一些安全措施,如舵面锁手柄与油门杆联锁,舵面锁没有开锁之前,发动机油门杆不能前推加大功率起飞;有的飞机操纵机构被锁住时,发动机起动电门或磁电机钥匙孔被锁装置挡住而不能起动。

虽然有以上防止舵面锁住情况下起飞的安全措施,但飞行前仍然需要加强检查,确保起飞

前各舵面处于开锁位置。特别对于那些采用舵夹的飞机,飞行前应重点检查舵夹是否取下。

采用液压助力式主操纵系统的飞机,液压助力器可吸收和减弱因阵风引起的舵面偏转振动,一般不设置舵面锁定装置,但在释放液压停放时仍需采取必要措施固定舵面。

### 三、调整片与补偿片

在多数小型飞机的主操纵面后缘铰接有可动小翼面,根据其作用不同分为配平调整片、随动补偿片和反补偿片等。

#### (一) 配平调整片

主操纵为无助力机械式传动的飞机上,主舵面的后缘一般都铰接有一块较小的可操纵翼面,称为配平调整片,简称调整片,如图 3-11 所示。其功用主要是对飞机实施配平操纵,以减轻或消除操纵力,减小飞行员的操纵负荷。另外,当主操纵的传动机构发生故障时,可通过操纵调整片对飞机进行应急操纵。

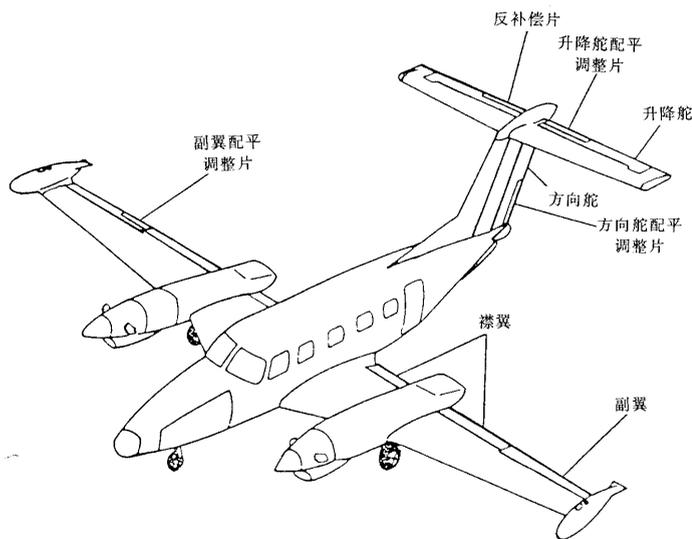


图 3-11 调整片在飞机上的位置

调整片减轻操纵力是利用力矩平衡原理,可由图 3-12 说明。当舵面偏转时,舵面气动力形成的枢轴力矩由飞行员承受;这时操纵调整片相对舵面反向偏转,产生的附加气动力对舵面转轴形成与枢轴力矩相反的附加气动力矩,部分或全部抵消了枢轴力矩,从而减轻或消除操纵力。

对调整片的操纵有机械式和电动式两种,对应的配平手轮或电门的操纵方向应与主操纵动作方向一致。例如,进行俯仰配平时,向前转动配平手轮则机头向下运动;向后转手轮则机头

向上运动。机械式操纵一般直接转动配平手轮或摇柄,经钢索、螺旋动作筒等机构的传动使调整片偏转。手轮旁边一般有指位刻度盘,当手轮上的指针与  $\Delta$  标对齐时表示调整片处于中立位。电动式则按压相应的配平电门接通双向电机,经螺旋传动机构使调整片偏转,有信号灯指示调整片的中立位置。

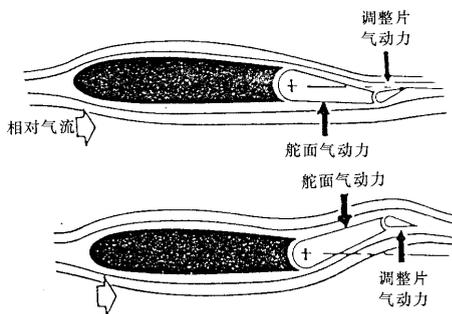


图 3-12 调整片省力原理

应当注意的是,飞机起飞前,应根据飞机本次飞行的装载重量及重心等条件,将升降舵调整片预调到起飞性能所要求的位置,以便在抬头离地时操纵感力适当。某些小型单发活塞式飞机,为了克服螺旋桨滑流、进动和反作用力的综合影响产生的偏头力矩,起飞前还需将方向舵调整片预调一定角度。

## (二) 随动补偿片

有些飞机在主舵面后缘安装随动补偿片,随舵面的偏转自动反向偏转,以减小操纵力。其工作原理同于配平调整片,所不同的是随动补偿片不需要飞行员操纵。在某些中型飞机助力操纵系统的舵面上也装有随动补偿片,正常操纵时可减小助力器的传动负荷。当助力操纵失效转由人工操纵时,可减小飞行员的操纵感力。

## (三) 反补偿片

有些小型低速飞机在俯仰操纵时,因为舵面枢轴力矩较小,造成操纵力小,飞行员操纵时会感觉很轻,容易导致“操纵过量”而影响俯仰操纵性和安定性,所以在升降舵(或全动平尾)后缘装有反补偿片(见图 3-11)。当操纵升降舵偏转时反补偿片自动随舵面同向偏转,且偏角大于舵面偏角,以便给飞行员提供适当操纵感力。在有些小型飞机上,当进行俯仰配平操纵时,反补偿片又可起配平调整片作用。

## 复习题

- (1) 什么是无助力机械式主操纵?传动系统型式有哪几种?
- (2) 试述硬式传动和软式传动的优缺点。如何解决软式传动的“弹性间隙”问题?
- (3) 试述舵面锁机构的功用和型式。设计和使用时如何保证不带锁起飞?
- (4) 简述配平调整片功用及省力原理。如何进行操纵?

(5) 什么是反补偿片和随动补偿片？

## § 3-3 液压助力式飞行主操纵系统

由于干线运输机发展日趋大型、高速化，舵面枢轴力矩也随之增大。因此，大型高速飞机的主操纵系统需要额外的动力来帮助飞行员操纵舵面。除了少数飞机采用气动或电动助力外，目前绝大多数民用运输机都采用液压助力式操纵系统。

### 一、液压助力操纵原理

#### (一) 液压助力操纵过程

如图 3-13 所示，助力器动作筒的活塞杆与飞机结构连接，带活塞的壳体与舵面连接，助力器的控制活门则通过活门控制杆接受操纵信号。图示状态为无操纵信号输入，控制活门中立，油路被关断，舵面固定于中立位。

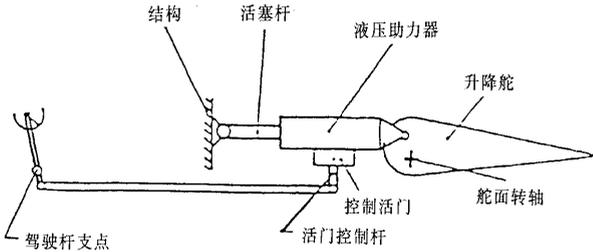


图 3-13 助力器的连接

图 3-14 表示驾驶杆前推，通过传动机构使活门控制杆反时针偏转，带动活门滑动，控制液压油流向助力器动作筒内活塞的右边，因此助力器壳体右移传动升降舵后缘下偏；动作筒活塞另一边的油液则通过助力器控制活门的另一油路回油。

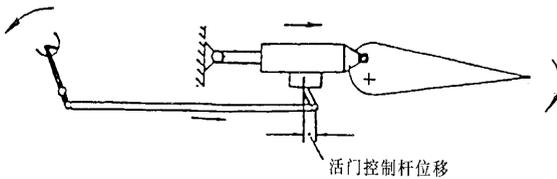


图 3-14 助力操纵过程

当驾驶杆停止移动时，活门控制杆输入端位移固定，另一端则随助力器壳体继续传动舵面运动。当活门控制杆达到中立位置时因其位移为零，所以油路被关断，舵面停止运动，如图 3-15 所示。可见，舵面的偏转角与驾驶杆的运动相对应，即与操纵量对应。

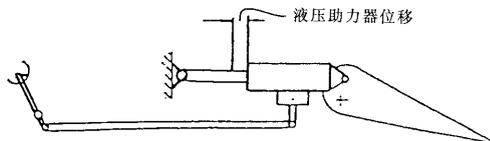


图 3-15 助力操纵结束

## (二) 液压助力器工作原理

现代运输机采用的液压助力器型式虽然多样,但基本工作原理却相同。

图 3-16 为某飞机方向舵的液压助力器工作原理简图。它由控制活门组件和动作筒组件两部分组成。助力器的控制部分包括操纵信号输入杆、外部随动杆和摇臂、内部摇臂和随动杆、控制活门(分流活门)等组成,接受机械操纵信号(或操纵电信号)以及通过活塞杆传来的舵面偏转反馈信号,由控制活门将液压油按操纵指令接通至动作筒活塞的某一边。动作筒在液压作用下通过活塞杆的运动传动舵面偏转。

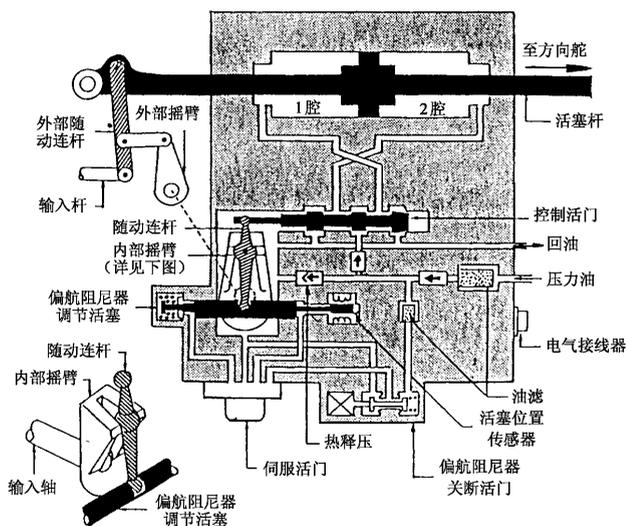


图 3-16 助力器工作原理简图

图示的偏航阻尼器部分接受偏航阻尼控制电信号,由伺服活门接通液压,使偏航阻尼调节柱塞移动,带动内随动杆使控制活门移动,按偏航指令接通液压至动作筒,使方向舵偏转一角度。(有关偏航阻尼器的功用将在本章第五节介绍)

飞行员实施助力操纵时,并不直接操纵飞机的各操纵面,仅仅通过操纵机构和机械传动(或电传)机构将操纵信号输入给助力器的控制部分。控制部分则根据输入的操纵信号和舵面偏转的反馈信号来控制液压油的通断及其流动方向,保证操纵面按飞行员的操纵输入偏转。操纵信号不断输入,助力器就不断地操纵舵面偏转;操纵信号停止输入,舵面则随之停止在已偏

转的位置上。助力操纵又称为液压伺服控制,输入助力器的操纵信号如果是机械信号,则称为机械伺服控制,如果是电信号则为电液伺服控制。

## 二、机械传递操纵信号的液压助力飞行主操纵系统

### (一) 机械传递式液压助力主操纵系统工作简介

图 3-17 为操纵信号机械传动的液压助力操纵系统工作示意。飞行员的操纵信号通过钢索传至后钢索扇形轮,然后由传动杆和活门控制摇臂将信号传给助力器,由助力器传动舵面偏转。这种主操纵系统的机械传动部分加装有“感力和定中机构”,其作用是为飞行员操纵飞机时提供模拟感觉力,并为主操纵机构定中立位。

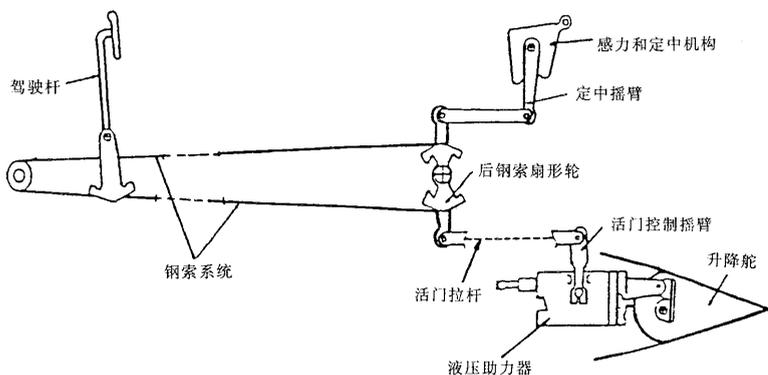


图 3-17 机械传动液压助力操纵系统简图

有些飞机的液压助力操纵系统中,当助力器失效时(例如失去液压、控制活门或动作筒卡阻等),整个助力器就成了刚性杆,起传动杆作用。飞行员通过机械传动系统对舵面进行直接操纵,这种备用操纵方式称为“人工恢复”,其含义是指从助力操纵转换为人工操纵。

### (二) 操纵力感觉装置

采用液压助力操纵后,因为飞行员通过操纵机构发出的仅仅是操纵信号,所以操纵力很小。为了在飞行中给飞行员提供适当的感觉力,必须采取一定措施,使操纵感力随舵偏角及飞行速度等因素的改变而变化。

一种方法是将舵面气动载荷部分地通过传动机构反传给操纵机构,使飞行员可以直接感受到舵面偏转产生的气动载荷,这种助力式主操纵称为可逆(有回力)助力操纵。

现代运输机的液压助力主操纵系统一般为不可逆(无回力)式,即舵面的气动载荷全部由助力器的液压承受,不能传递给操纵机构,所以飞行员操纵舵面偏转时没有真实的感觉力。为了给飞行员提供适当的操纵感觉力,以防止操纵过量和动作过于粗猛,在这类液压助力主操纵系统中装有操纵力感觉装置(又称载荷感觉器或加载机构),提供定中力和模拟感力。常见的操纵力感觉装置有以下几种型式:

(1) 弹簧式感力定中装置 在机械传动系统中设置感力弹簧机构(见图 3-14),操纵信号一方面传给助力器,另一方面使感力弹簧拉伸。随着操纵行程增大,弹簧拉伸行程增大,感力随之增大,从而较好地模拟舵面气动载荷随舵偏角增大而增大。

当松开操纵机构时,感力弹簧的弹力使其回到中立位,所以弹簧又有定中作用。现代运输机的液压助力操纵系统中,通过对感力定中机构弹簧中立位置的调节,可实现飞机的配平操纵,所以这种配平机构又称为“调整片效应机构”。

(2) 动压式感力装置 如图 3-18 所示,少数飞机在传动系统中连接有动压(Q)罐,操纵信号通过一个三摇臂向助力器传递,同时拉动感觉器的活塞克服气动压差而产生感觉力。感觉器活塞左边接全压信号( $p_0 + \rho v^2/2$ ),右边接静压信号( $p_0$ ),感力大小由全、静压差( $\rho v^2/2$ )决定。飞行高度一定时,飞行速度增大则感力增大,反之减小;飞行速度一定时,高度增大则感力随空气密度  $\rho$  的减小而减小。由此提供随飞行速度和高度变化的操纵感力。

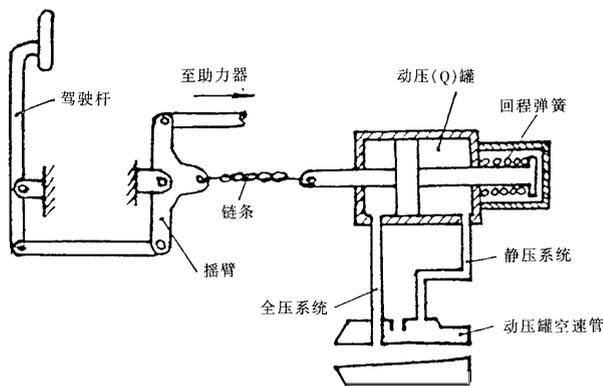


图 3-18 动压(Q 罐)式感力装置示意

(3) 感力计算机 感力计算机为一机械—液压装置,常用于升降舵操纵系统中。该装置感受全压信号、静压信号和可调水平安定面位置等信息,经计算机处理后输出计算的液压去驱动感力动作筒,给驾驶杆施加一个与飞行速度、高度和安定面位置等因素相关的模拟感觉力。可见,感力计算机提供的模拟感力与舵面气动载荷成一定比例,较为真实。

### 三、电力传递操纵信号的液压助力主操纵系统

飞行员的操纵输入转换为电信号传到助力器的液压伺服活门,控制液压传动舵面的飞行主操纵称为电传操纵。目前采用电传操纵的民用运输机有空客系列的 A 319、A 320、A 321、A 330、A 340 和波音的 B 777 等。空客系列飞机用电传取代了机械传动系统,用侧杆取代了驾驶盘和驾驶杆,从而降低了维护费用,减轻了飞机重量。例如 A 320 飞机因采用电传而减轻系统重量 600 kg,降低操纵系统维护费用约 40%。B 777 的主操纵则保留了驾驶盘式操纵机构和机械传动系统作为电传的备份,据称这种设计更符合飞行员的习惯,便于机型改装训练。

图 3-19 为电传操纵示意图,其主要特点是操纵信号电力传递到飞行控制计算机,计算机

接受操纵信号或自动驾驶信号等,经过处理后向液压助力器发出操纵指令传动舵面偏转。助力器传动位移和舵面响应反馈给计算机,使发出的操纵指令与操纵信号、飞行状态相对应。

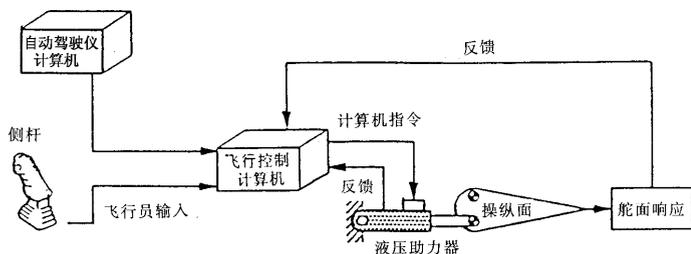


图 3-19 电传操纵原理示意

图 3-20 为 A 320 飞机电传操纵示意图。所有辅助操纵和横滚、俯仰操纵均为电传操纵,水平安定面和方向舵可由机械传动装置控制。在电传系统中多台飞行控制计算机(EFCC: Electronic Flying Control Computer),包括两台升降舵副翼计算机(ELAC: Elevator Aileron Computer)和三台扰流板升降舵计算机(SEC: Spoiler Elevator Computer)。

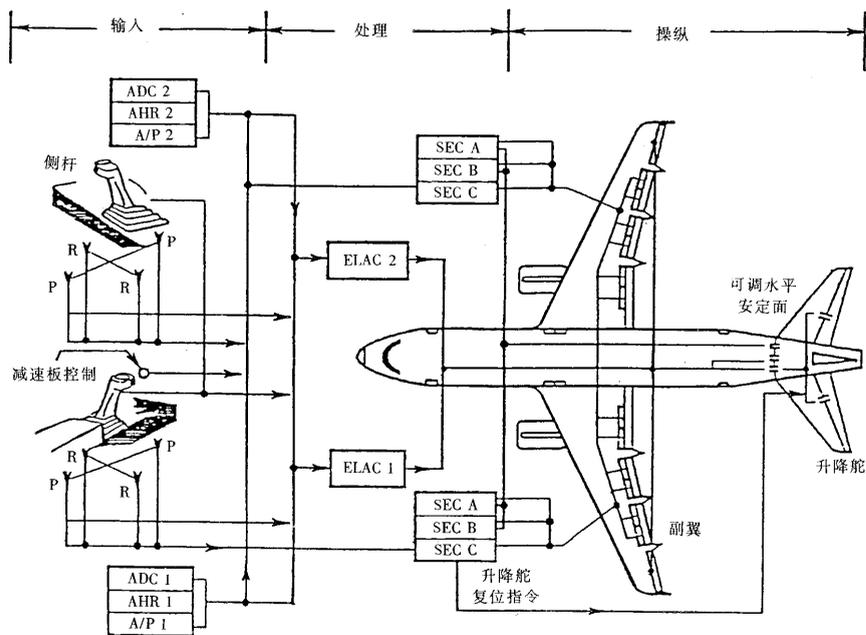


图 3-20 A 320 飞机电传操纵系统示意图

EFCC 的输入为侧杆位置、减速(扰流)板手柄位置、襟翼/缝翼手柄位置和横滚配平电门位置。此外,还接受大气数据计算机(ADC)、姿态和航向基准系统(AHR)、自动驾驶仪(A/P)和一

个加速度传感器的输入信号。ELAC 和 SEC 对这些输入进行处理,并发出指令给助力器电液伺服活门,控制助力器操纵相应舵面偏转。信号处理根据对飞机运动控制的各种影响因素的综合即控制律进行,这些控制律使操纵简化,并提高飞行操纵的自动化程度。例如,飞行中向一边压侧杆时,ELAC 不仅向副翼和扰流板助力器发出操纵指令,还要向控制方向舵的飞行增益计算机(Fly Augmentation Computer)发出方向舵操纵指令,以实现协调转弯。另外,计算机系统还提供俯仰姿态保护、载荷因数限制、超速保护、大迎角保护和坡度保护等,以提高飞行的安全性。

用于俯仰和横滚操纵的侧杆位于两侧操纵台上。两侧杆之间无机械联系,其操纵信号分别输入计算机。如果两飞行员同时操纵各自的侧杆,则两个操纵指令在计算机中进行算术叠加,但其叠加结果限制在单一侧杆最大位移量之内。每个侧杆端部有一个优先按钮,两个飞行员均可按动它以取消另一方的操纵。由于侧杆与舵面之间没有直接联系,所以侧杆操纵力较小,飞行员不是根据操纵力而是根据飞机姿态的响应来监控。

通过侧杆操纵,飞机姿态的调整总是自动配平的。如果松开侧杆,飞机将保持在所调定的姿态。

## 复习题

- (1) 什么是液压助力操纵?简述液压助力器的基本组成和工作原理。
- (2) 简述机械传递式液压助力操纵过程。系统的操纵力感觉装置主要有哪几种型式?
- (3) 什么是电传操纵?其主要特点有哪些?

## § 3-4 飞行辅助操纵系统

飞行辅助操纵系统包括对增升装置、配平装置、扰流板与减速板等辅助操纵装置的操纵,其作用主要是改善飞机的飞行性能或减轻飞行员的操纵负荷。

### 一、配平操纵

在 § 3-2 节中对无助力机械主操纵系统配平装置(即配平调整片)及其操纵情况作了介绍。这里仅介绍液压助力主操纵系统的配平操纵。

配平操纵的主要目的都是为了减小飞行员的操纵负荷。由于助力操纵系统的操纵感力由感力定中机构提供,所以它的配平操纵就是指消除感力定中机构的模拟感力。但无论是调整片还是感力定中机构,在驾驶舱中进行配平操纵的器件以及飞行员的配平操纵动作都是类同的。

#### (一) 横滚和方向配平

在液压助力操纵系统中,横滚和方向配平操纵类似,都是扳动相应配平电门或旋钮,控制配平电机工作,使定中机构重新定中立位。例如,转动驾驶盘或蹬脚踏操纵飞机,姿态稳定后,为了在松开驾驶盘或脚踏后飞机仍然保持这一稳定姿态,则与驾驶盘转动方向或蹬舵方向一致地扳动副翼配平电门或方向舵配平电门,直至操纵感力消除。这时驾驶盘或脚踏保持在已操纵的位置,副翼或方向舵保持一定偏角,飞机姿态保持一定。横滚和方向配平操纵主要在长时间保持盘旋或飞机出现较大不对称力矩的情况下使用。例如,当多发飞机的部分发动机失效时

欲保持直线飞行,则需进行横向和方向配平。

## (二) 俯仰配平

由于现代民用运输机采用可调水平安定面来改善飞机的纵向操纵性与稳定性(安定面偏转  $1^\circ$  的效果相当于升降舵偏转  $2.5^\circ \sim 3.5^\circ$ ),所以俯仰配平是指对水平安定面的操纵。可调水平安定面后缘一般铰接于机身结构上,前缘由螺旋动作筒驱动上下偏转,其范围约为  $+1^\circ \sim -12^\circ$ 。

图 3-21 为某飞机水平安定面配平示意。俯仰配平操纵一般有三种方式,即人工机械配平、

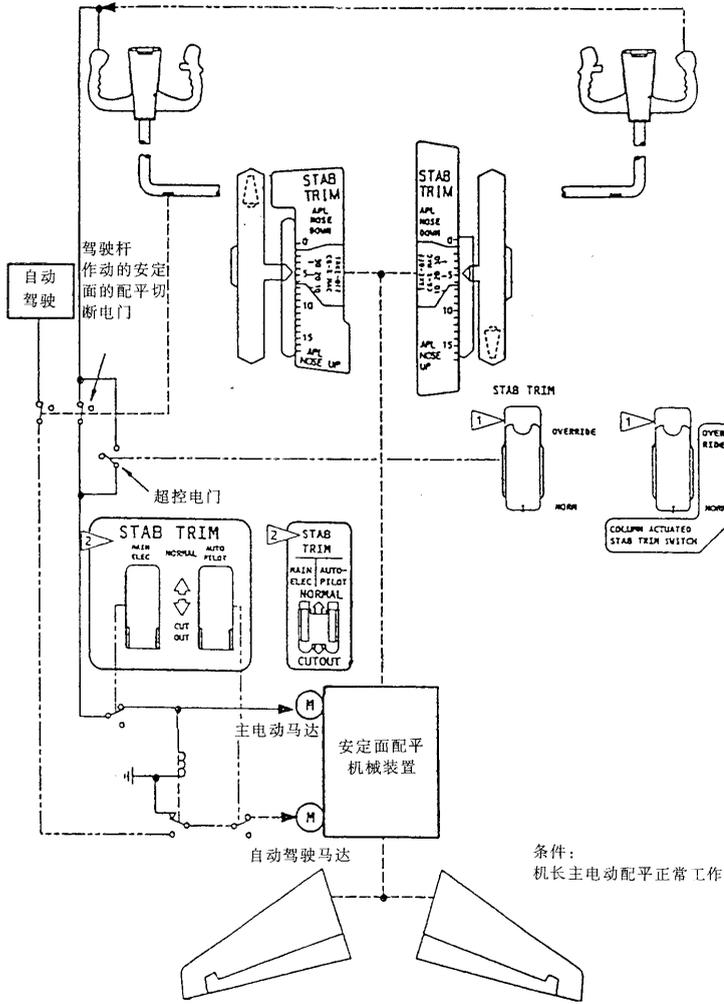


图 3-21 水平安定面操纵示意图

主电动配平和自动驾驶仪配平。中央操纵台两侧有机机械配平手轮和安定面偏转位置指示,人工转动手轮通过钢索系统控制螺旋动作筒的运动,传动水平安定面偏转;驾驶盘上有主电动配平电门,控制主配平电机或液压马达的工作,仍然通过螺旋动作筒传动安定面;当自动驾驶仪衔接时,可通过自动驾驶配平马达驱动螺旋动作筒传动安定面,实施自动俯仰配平。以上三种配平中,人工手轮机械配平总是最优先的,以便在紧急情况下进行人工俯仰配平;而主电动配平输入可切断自动驾驶配平。当驾驶杆运动方向与电配平方向相反时,驾驶杆的运动可切断电动配平输入(称为“配平刹车”)。在主电动配平或自动驾驶配平过程中,手轮随之转动,以指示安定面偏转情况。

飞机由水平安定面完成俯仰配平后,驾驶杆和升降舵就定位在接近中立位置,这样不仅便于飞行员对升降舵实施操纵,而且升降舵有较大剩余效率。又因为在稳定飞行中升降舵实际上是处于中立位置,这对升阻比产生了有利的影响。因此,升降舵和安定面的尺寸可做得较小,从而减轻了结构重量,减小了操纵升降舵和水平安定面所需的能耗。

如前所述,飞行前要根据飞机装载重量、重心及跑道长度等条件预先将水平安定面调整到一个适当位置,否则加推力起飞时驾驶舱会出现起飞形态警告(喇叭断续响)。

## 二、增升装置及其操纵

在起飞和着陆阶段,增升装置从机翼的前、后缘放出,通过改变翼剖面的升力特性来增加升力,减小失速速度,从而改善飞机起飞、着陆性能。当不需要这些增升装置时,就将其收回到机翼中,恢复翼型的正常特性。

襟翼放下时,增加了机翼的弯度和机翼的面积(如富勒式开缝襟翼),使机翼的临界迎角增大,从而增大了升力,同时也增大了阻力。因此,即使飞机的速度有一定量的降低,也不致于失速。这就允许在进场着陆时获得较大的下滑角,并以较小的速度进场。这对于缩短着陆滑跑距离有十分重要的意义。另外,在起飞时襟翼放下一定角度有助于改善起飞性能。下面主要介绍襟翼和缝翼的操纵控制。

(1) 小型飞机一般只装有机翼襟翼,它是铰接在两侧机翼后缘靠近翼根处的操纵面。小型飞机襟翼的操纵一般为电动,如图 3-22 所示。在驾驶舱中央操纵台上或中央仪表板下部有襟翼操纵手柄(少数为弹性电门),一般有多个卡位,供起飞、着陆及各种条件下选用。襟翼操纵手柄的运动接通电路,控制电机运转,使襟翼按操纵放下或收上。手柄附近有襟翼指位表,由襟翼位置传感器提供电信号指示襟翼位置。

(2) 大、中型运输机的增升装置包括后缘襟翼和前缘缝翼,有的翼根处还装有前缘襟翼(通常为克鲁格襟翼),前缘缝翼和前缘襟翼统称为前缘增升装置。这类增升装置的正常驱动力一般为液压,后缘襟翼的备用动力为电动。前缘装置的收放与后缘襟翼同步,并受后缘襟翼收放动作的控制,无须单独操纵。个别小型飞机的前缘缝翼由气动力作用而动作。

作为实例,图 3-23 所示为 B 737-300 飞机增升装置操纵示意。图中虚线表示机械(钢索等)联系,实线和双点画线表示电路,花纹带状表示液压管路。

中央操纵台右侧的襟翼位置选择手柄为增升装置的主要控制器件。当手柄后扳到某一位置时,通过钢索机械地打开襟翼控制活门接通液压源,液压马达带动驱动组件运动,通过螺旋机构传动襟翼放下。

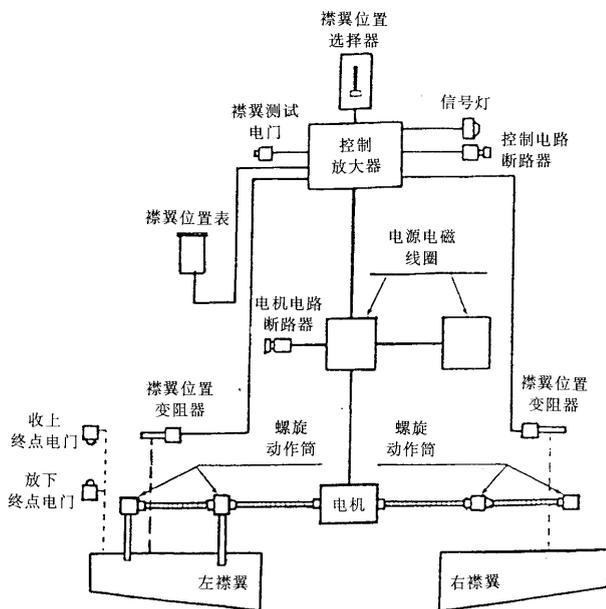


图 3-22 襟翼电动操纵系统简图

驱动组件运动同时机械打开前缘装置控制活门,接通液压至前缘装置液压动作筒,使前缘装置与后缘襟翼协调动作。

襟翼放下过程中,驾驶舱仪表盘上的襟翼指位表根据襟翼位置传感器信号指示襟翼位置,同时还有襟翼位置指示灯指示各襟翼、缝翼的收放状态,如收、放过程或收、放已达到选择位置等。当襟翼放下到手柄所选择的位置时,驱动组件的反馈信号机械地将襟翼控制活门关断,襟翼立即停止在手柄选择位置。

当正常液压失效时,可转为备用襟翼操纵,首先接通备用襟翼主电门至“预位”(ARM),电动关断襟翼旁通活门切断液压,然后按需要扳动襟翼备用操纵电门。这时后缘襟翼的操纵动力为电动,可以收上或放下(较正常慢);前缘装置的动力为备用液压源,只能放下不能收上。

在现代飞机襟翼系统中一般都设有襟翼不对称保护。当襟翼位置比较器感受到左、右襟翼放下角度达到一定差值时,即发出指令将襟翼旁通活门关断,停止放襟翼。个别飞机没有襟翼不对称保护,在操纵这类飞机放襟翼时,如出现明显横滚趋势应及时收回襟翼。

有的飞机在收或放襟翼时俯仰姿态会发生变化,需要用驾驶杆予以修正并配平飞机。

飞机起飞前,襟翼必须放下至起飞性能要求的位置,否则加油门起飞时将出现起飞形态警告(喇叭断续响)。特别应注意襟翼位置的判断不能仅凭手柄是否已选择了某放下位,而主要以襟翼指位表的指示为依据。

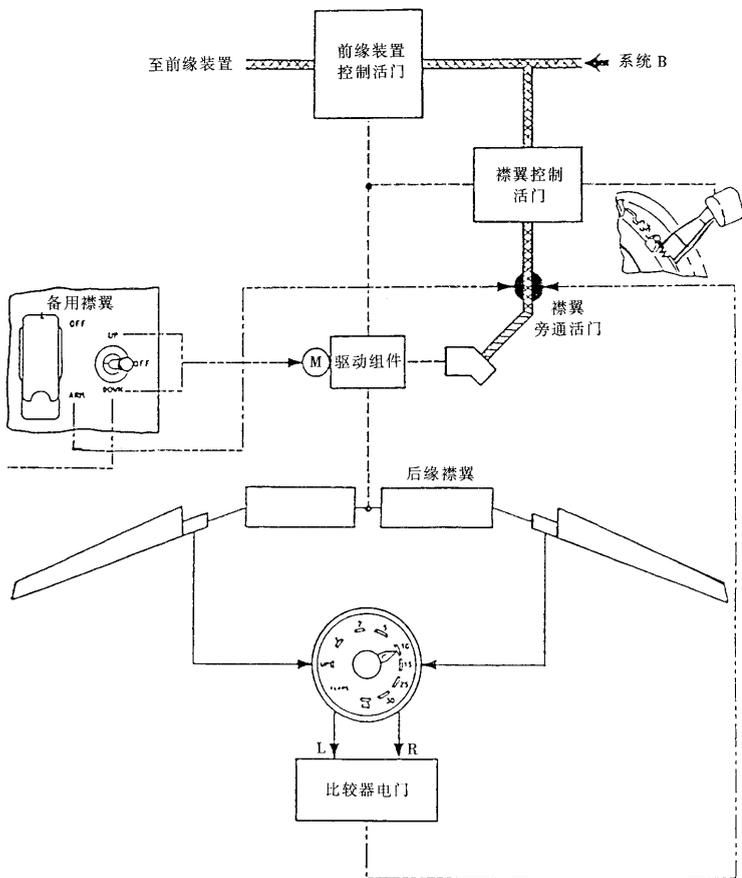


图 3-23 运输机增升装置操纵示意

### 三、减速板的操纵

减速板包括飞行扰流板和地面扰流板，一般装于后缘襟翼之前机翼上翼面，机翼两边对称布局，随机型不同有 8 ~ 14 块。

现代飞机扰流板是多功能操纵面，飞行扰流板的功用是：

- (1) 飞行中辅助副翼横滚操纵；
- (2) 通过操纵两边的飞行扰流板对称升起使飞机空中减速；
- (3) 在地面与地面扰流板一同起卸升作用，从而提高刹车效率。

有些飞机的飞行扰流板还用于降低机翼突风载荷。地面扰流板仅在飞机处于地面时才能工作。

图 3-24 为 B 737-300 飞机减速板系统工作简图。减速板手柄位于中央操作台上,有“放下”、“预位”、“飞行”及“升起”四个卡位。飞行中需要减速时手柄置“飞行”卡位,两边飞行扰流板

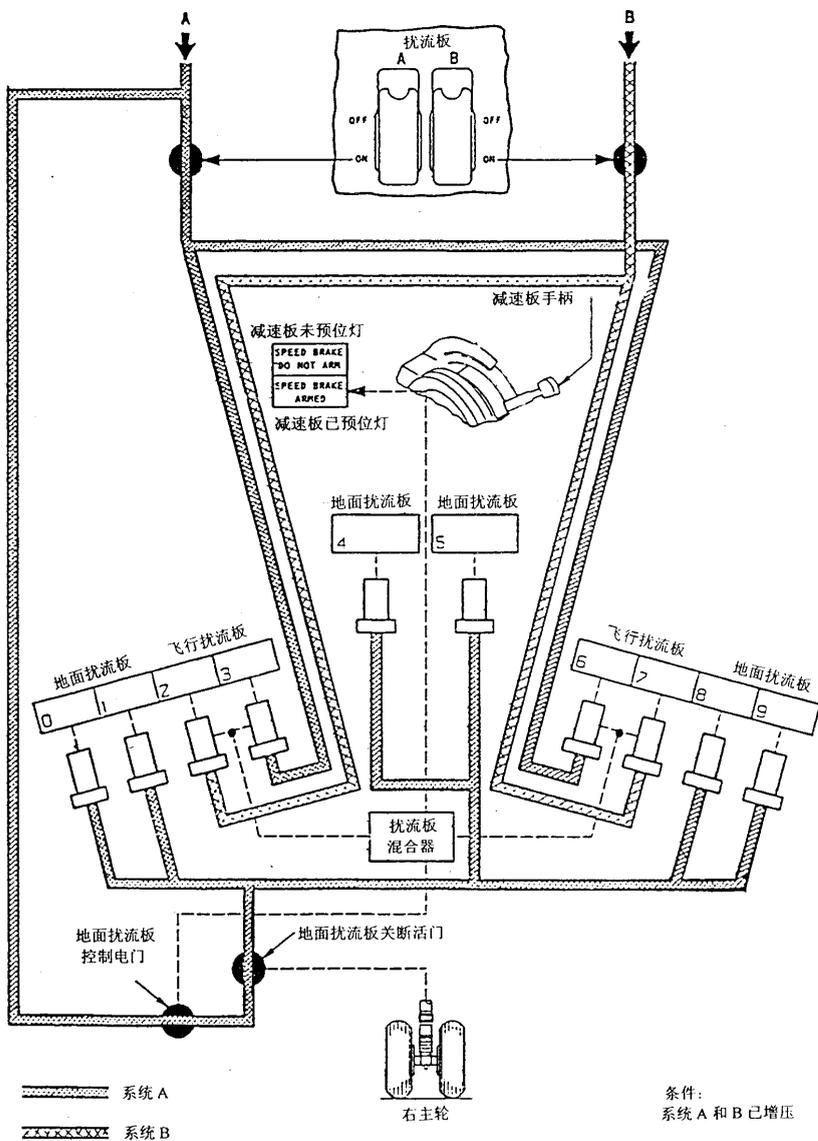


图 3-24 B 737-300 飞机减速板系统工作简图

板对称升起增阻卸升;着陆接地前手柄置“预位”位,飞机接地支柱压缩、机轮开始滚动且两发

动机油门杆在慢车位时,所有的飞行扰流板和地面扰流板自动全位升起,增大气动阻力,同时卸去大部分机翼升力,使飞机重量尽快作用于道面,增大机轮与道面的结合力,从而提高刹车效率。如果手柄在“预位”失效,飞机接地后可人工将手柄强制扳至“升起”位。

飞机接地后,如任一油门杆前推,则所有扰流板自动放下,以便起飞加速,这时手柄自动移到“放下”位。在起飞过程中,如果中断起飞,且反推力手柄在“反推力”位,所有扰流板将自动升起以助飞机减速。

起飞前所有飞行和地面扰流板均应在“放下”位,否则加油门起飞时会出现起飞形态警告(喇叭断续响)。

## 复习题

- (1) 简述现代运输机横滚、偏航和俯仰配平方式。
- (2) 可调水平安定面进行俯仰配平有何特点?其配平操纵有哪几种方式?
- (3) 增升装置包括哪些操纵面?怎样对其进行操纵和监控?什么是襟翼不对称保护?
- (4) 飞行各阶段减速板起何作用?
- (5) 某运输机加油门起飞时出现断续的喇叭响(起飞形态警告),可能的原因是什么?

## § 3-5 干线运输机飞行操纵系统工作特点概述

分析现役民用干线运输机飞行操纵系统的组成和工作原理,概括飞行操纵的主要特点如下:

(1) 几乎所有飞机都采用不可逆液压助力操纵。

(2) 各舵面的助力操纵采用余度技术,即操纵信号的传递和舵面的传动均采用多个相互独立的通道,某通道故障时可将其断开,由完好的通道继续工作。例如,助力器由两套(B 737)、三套(A 300、A 310、A 320、B 757、B 767、MD 11)甚至四套(B 747、伊尔86、L-1011)独立的液压系统供压,部分液压失效时保证飞行安全。

(3) 宽体客机广泛采用分段式操纵面,如分段式副翼、方向舵和升降舵,分段式襟翼、扰流板等,各段操纵面相对独立地操纵,既提高了舵面效率,又防止反操纵与卡滞,保证了操纵的可靠性。

(4) 在俯仰和横滚操纵系统中采用双套机械传动线路,当一条传动线路卡滞、脱钩或断裂时,通过驾驶盘或驾驶杆的加力运动由工作正常的传动线路旁通故障线路。

(5) 俯仰配平广泛采用可调水平安定面,其操纵由双套电气线路控制,外加人工手轮备用机械配平;俯仰操纵力由升降舵感力计算机进行调节。

(6) 广泛采用数字式、多通道自动驾驶仪系统,能够保证所有飞行阶段的自动飞行(包括 ICAO III 级着陆)。

(7) 越来越多地采用电传助力操纵以取代自动化程度有限的机械传动助力操纵系统,在电传操纵的基础上,实现飞机各种自动系统的高度综合化,保证高水平的飞机驾驶与飞行技术性能,提高机组和旅客的舒适性,简化操纵系统的维护。

综上所述,飞行操纵系统正朝着更可靠、更安全和更舒适的方向发展。下面分别讨论横侧、俯仰、偏航操纵以及增稳系统、失速警告系统的工作特点。

# 一、横侧操纵方式及特点

横侧操纵通过副翼和飞行扰流板的偏转来完成。用图 3-25 所示的 B 737-300 飞机横侧操纵系统来说明。

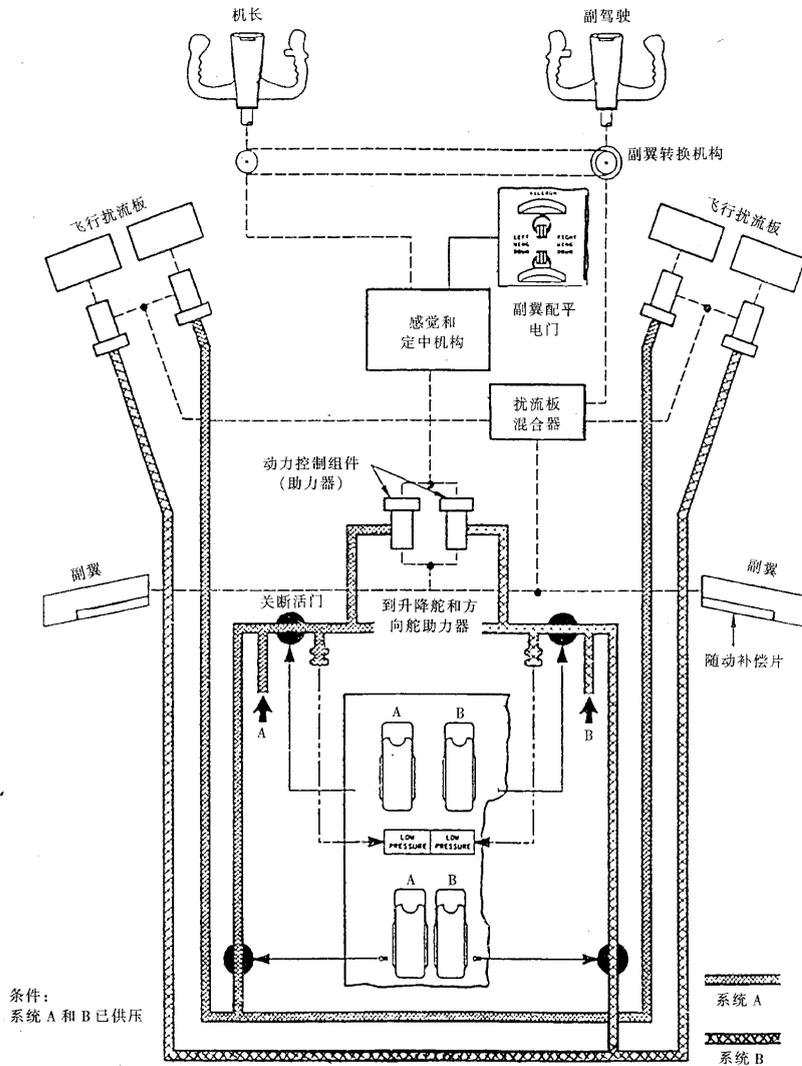


图 3-25 B 737-300 飞机横侧操纵系统简图

飞行员用驾驶盘将操纵信号机械地输入两个独立的液压助力器(分别由液压系统 A 和 B 供压),由助力器传动两边副翼偏转。驾驶舱顶板上的两个飞行控制电门控制去副翼的液压油路的通断。单个液压系统即可实现副翼的全程操纵。万一所有液压都失效时,可通过驾驶盘操纵,借助副翼上的补偿片和平衡板机械地操纵副翼偏转。当副翼机械传动系统卡阻时,右驾驶盘加力转动可旁通副翼系统,只操纵扰流板进行横滚操纵;当扰流板机械传动系统卡阻时,左驾驶盘加力转动可旁通扰流板传动路线,只操纵副翼实现横滚操纵。这两种情况下横侧操纵效率都有所降低。

每边机翼上表面各有两块飞行扰流板,内、外侧分别由液压系统 A 和 B 供压,由驾驶舱顶板上的两个扰流板控制电门控制其油路的通断,保证任何一个液压系统失效时仍然有一对扰流板可用。当转动驾驶盘偏转超过一定角度时,副翼助力器一方面传动副翼偏转,同时又将信号传给扰流板混合器去控制飞行扰流板偏转。扰流板随副翼成比例地运动,即副翼上偏一边的扰流板也成比例地升起,而副翼下偏一边的扰流板紧贴翼面不动。飞行中当扰流板用作空中减速(两边扰流板对称升起)的同时又有横滚操纵信号输入时,副翼下偏一边的扰流板成比例地放下,仍可辅助横滚操纵。

在操纵副翼的同时,感力定中机构为驾驶盘提供模拟感力。欲保持副翼在一定偏角,同时又需要从驾驶盘上松手时,可扳动中央操纵台上的副翼配平电门,通过配平电机使处于拉伸状态的定中弹簧重新定中立位,从而使副翼系统重新定中立位,这样就消除了驾驶盘上的感力,且副翼偏角保持一定。这种操纵就是横滚配平或称副翼配平。

大型宽体客机采用内、外混合副翼。外副翼装在机翼的外侧后缘,只用于起飞着陆(低速)状态,当飞行速度超过一定值时外副翼被锁住,故称之为“低速副翼”。内副翼装于机翼中部的后缘,它在所有飞行状态都可工作,可称之为“高速副翼”。此外,在着陆放襟翼到一定角度时两边的内副翼也随之对称地下偏一定角度,增大放襟翼效应。

## 二、偏航操纵系统工作特点

飞行中的偏航操纵是利用方向舵来控制。对于那些采用翼挂发动机短舱布局的飞机,一台发动机失效会造成很大的偏航力矩。这种情况下,可利用方向舵及其配平来克服此力矩。在地面滑跑时,可操纵的前轮偏转是保证方向相当有效的手段。

同副翼操纵类似,方向舵助力操纵也采用多液压源供压。图 3-26 所示为 B 737-300 飞机方向舵操纵示意。正常操纵时,飞行员通过脚踏和钢索系统将操纵信号传至助力器。助力器由液压系统 A 和 B 供压,通过双腔动作筒传动方向舵偏转;另有备用液压源及备用助力器,在 A 和(或)B 系统失效时帮助操纵方向舵。三个液压系统中只要有一个正常就能提供方向舵的全程操纵。方向舵感力定中机构以及方向舵配平方式与副翼类同。

偏航操纵系统工作的重要特点是广泛使用“偏航阻尼器”。飞机以小速度大迎角飞行时,其方向静稳定性和横侧静稳定性发生变化,导致二者匹配失当,造成飞机侧向稳定性变差,可能发生由机体倾斜与偏航合成振动,即飘摆振荡(荷兰滚)。现代飞机安装偏航阻尼器,根据空速信号和方向舵侧滑角加速度信号,经过偏航阻尼器处理,适时提供指令使方向舵相对飘摆振荡反向偏转(见图 3-13),从而增大偏航运动阻尼,消除飘摆。一般由偏航阻尼器产生的舵面最大

偏转角度不超过  $5^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 。另外,偏航阻尼器还可与副翼操纵配合使飞机协调转弯。有的飞机同时还装有横滚阻尼器。

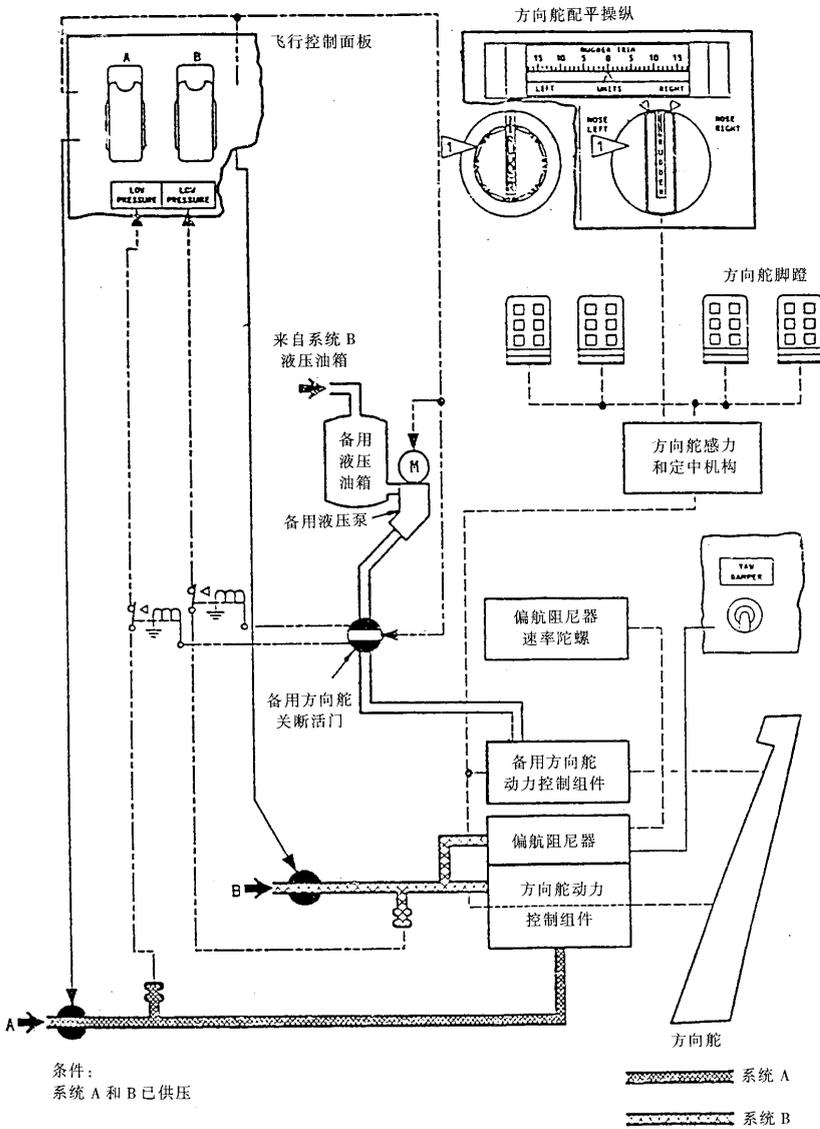


图 3-26 B 737-300 飞机方向舵操纵系统简图

为了提高方向舵的效率,许多大型运输机采用上、下分段式方向舵(如 B 747、MD 11 等),上段

偏转角度较小,下段偏转角度较大。它们分别由各自的助力器传动,并由不同的液压系统供压。

为了改善高速条件下的偏航操纵性,大型运输机的方向舵控制一般还设置有方向舵偏角限制器。常用的比例变换器,保证在速度范围内控制飞机同一姿态的蹬舵量相同。例如 B 747 飞机方向舵调节范围为  $\pm 25^\circ \sim \pm 4^\circ$ 。

### 三、俯仰操纵系统工作特点

现代大型运输机的俯仰操纵通过控制升降舵和水平安定面的偏转,以控制飞机俯仰姿态和平衡。有关机械传动液压助力控制的升降舵系统和水平安定面配平的工作情况在前面已有叙述,这里仅讨论电传操纵系统的有关特点,另外简单介绍马赫配平系统。

#### (一) 电传操纵系统俯仰操纵工作特点

以图 3-27 所示的 A 320 飞机俯仰操纵为例。首先通过驾驶舱顶板上飞行控制面板的按压式电门接通“升降舵—副翼计算机”(ELAC)和“升降舵—扰流板计算机”(SEC)。然后按需要前推或后拉侧杆。这时 ELAC 和 SEC 接受侧杆的俯仰操纵信号以及飞机加速度信号(ACCELERO)、飞行操纵导引计算机信号(FMGC)、大气数据惯性制导基准装置信号(ADIRU)、无线电高度(RA)、缝翼/襟翼控制计算机信号(SFCC)、起落架控制界面装置信号(LGCIU)和液压系统压力信号,根据俯仰正常控制律、备用控制律或直接控制律等综合处理后,向升降舵和水平安定面发出操纵指令。

正常情况下升降舵和水平安定面由 ELAC 2 控制,这时左、右升降舵由液压绿系统(G)和黄系统(Y)分别供压的两个液压助力器传动,而水平安定面由一号电机控制两个液压马达(分别由绿系统和黄系统供压)驱动螺旋动作筒传动。

当 ELAC 2、相应的液压系统和液压助力器三者之一失效时,俯仰控制自动转换为 ELAC 1。这时 ELAC 1 控制由液压蓝系统(B)供压的助力器传动左、右升降舵,水平安定面转由二号电机控制。如果 ELAC 1 和 ELAC 2 都失效,则俯仰操纵转换为由 SEC 1 或 SEC 2 控制,水平安定面转为二号或三号电机控制。

左、右升降舵各有两个电控液压助力器,每个助力器有三种工作模式:主动模式——助力器位置受电信号控制;抑制模式——助力器随舵面运动;定中模式——助力器由液压保持在中立位置。正常工作中,两个助力器中仅一个处于主动模式,另一个处于抑制模式,只有在大载荷因数时抑制模式的助力器才会转为主动模式。当主动模式的助力器失效时,抑制模式的助力器转为主动模式,而失效助力器自动转为抑制模式;当两个助力器失去电信号控制时,它们自动转换为定中模式,也就是把升降舵定在中立位置。

俯仰电传操纵的一个显著特点是俯仰配平不需要单独操纵,随着侧杆的输入或自动驾驶仪的输入,俯仰配平总是随俯仰操纵同时自动完成的。

水平安定面除了电动控制液压驱动以外,还可通过位于中央操纵台两侧的机械配平手轮进行人工操纵,而且机械手轮配平操纵优先于电动控制。

俯仰操纵系统中还提供俯仰姿态保护、超速保护和大迎角保护,保证了飞行安全。

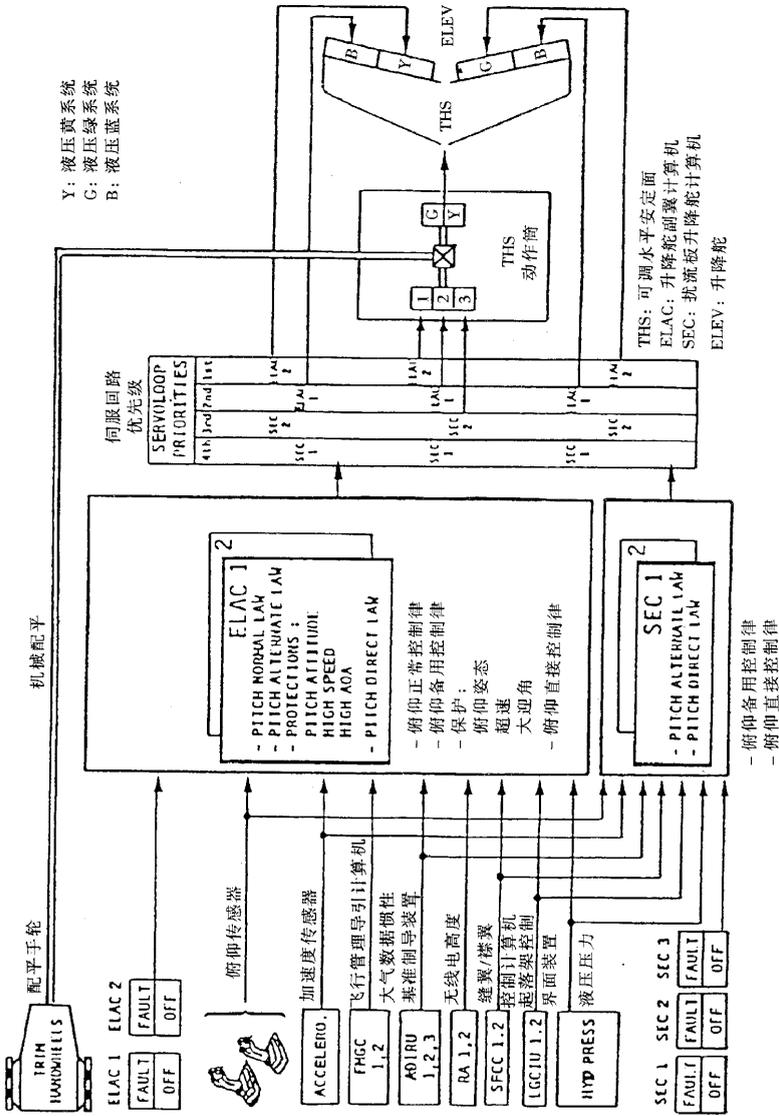


图 3-27 A 320 飞机俯仰操纵系统示意图

## (二) 马赫配平系统

现代运输机采用后掠翼布局,巡航飞行状态( $Ma \approx 0.6 \sim 0.8$ )条件下明显地存在着在随速度变化的纵向力矩不稳定性,即飞机以较高马赫数飞行时,出现气动力作用中心后移的跨音速效应,造成机头自动下沉现象。马赫配平系统则可提供较高马赫数飞行时飞机的稳定性,即当空速增加时,飞行控制计算机接受大气数据计算机的马赫数信息,产生随动位置信号,自动使升降舵按一定规律调整,以使飞机抬头,保持巡航姿态。

## 四、失速警告系统

现代飞机一般都设置有失速警告系统,在飞机接近失速时给飞行员提供明显的警告信号,以便及时改出。

较简单的失速警告系统仅根据飞机迎角信号来判断失速情况。如果飞机接近失速,则提前向飞行员发出音响警告。有的飞机在进入失速时可同时发出音响和灯光警告。小型飞机常采用这类系统。

大、中型飞机的失速警告系统则较为复杂,如图 3-28 所示。它由失速警告计算机、多种传感器和抖杆马达等组成。失速计算机接受迎角、增升装置位置、发动机功率等信号以及空地信号和大气数据计算机的信号,经综合处理后,一般提前 7% 发出指令,使装于驾驶杆底部的一个偏心马达转动,致使驾驶杆抖动,警告飞行员飞机即将失速。

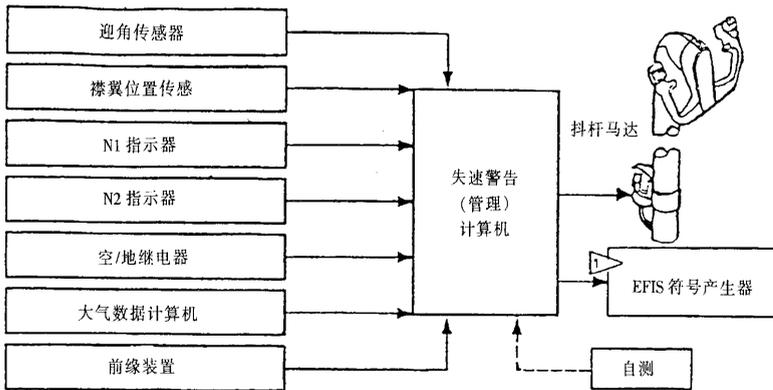


图 3-28 失速警告系统示意

采用高平尾的飞机,为了防止进入深度失速,除了有失速警告系统外,还有“自动顶杆器”,在飞机即将失速时,自动向前顶驾驶杆,使飞机低头而改出失速。

## 五、突风载荷降低系统

该系统是主动控制技术的应用。采用突风载荷降低系统的目的是:通过降低机翼外侧的气

动载荷面减小飞行中翼根所受弯矩；由于在飞行中对突风进行补偿而改善了飞机乘员的舒适性。

这种系统目前已在 A 320 等飞机上使用,如图 3-29 所示。为了减小突风载荷,两边副翼和两块外侧扰流板对称向上偏转。沿机身纵轴分布的四个加速度传感器感受突风过载信号。当飞机载荷因数与飞行员操纵指令的载荷因数相差 0.3 时,通过计算机(ELAC 和 SEC)控制相应动作筒工作,由高性能的液压伺服活门和专门的储压器提高副翼的偏转速度( $100(^{\circ})/s$ )和扰流板偏转速度( $200(^{\circ})/s$ )。这可使得 A 320 翼根处所受弯矩减小 15%。

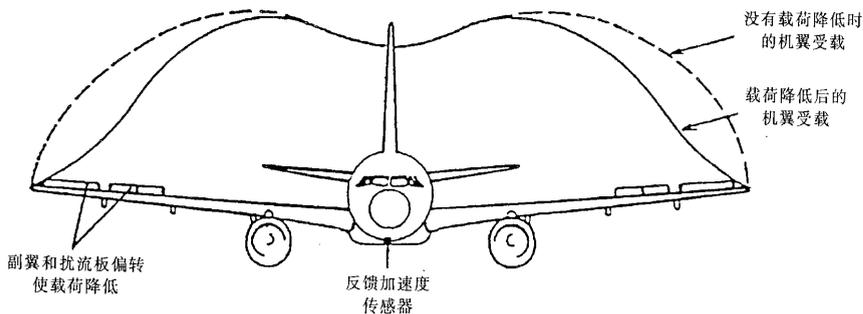


图 3-29 突风载荷降低系统的作用

## 复习题

- (1) 现代运输机的飞行操纵系统有哪些显著特点?
- (2) 在助力操纵系统中采用多通道的操纵和传动目的何在?
- (3) 运输机横侧操纵有何特点?当副翼或扰流板机械传动线路卡阻时如何处置?
- (4) 简述偏航阻尼器的功用和基本工作原理。
- (5) 电传俯仰操纵系统有何特点?什么是马赫配平?
- (6) 现代飞机的失速警告信号主要有哪些?
- (7) 设置突风载荷降低系统的目的是什么?它是如何工作的?

## 第四章 飞机液压与气压传动系统

飞机操纵控制的动力有机械与电力传动、液压与气压传动。液压传动重量轻、体积小,输出的力或力矩大,操纵效率几乎达百分之百,有利于自动控制,动态与静态稳定性好,散热较快,自润滑,安装、检查维护方便。现代飞机的起落架系统与飞行操纵系统广泛应用液压传动,如起落架收放、主轮刹车、前轮转弯、飞行主操纵面与辅助操纵装置的传动等。飞机液压系统的常见故障有管路开裂、油液漏失、油泵失效、油液超温与传动卡阻等。现代大型客机的液压传动不仅采用了多液压源、多通道控制,而且向着高压、大功率、高可靠性与计算机控制的方向发展,对保证飞行安全起着重要的作用。目前一些小型飞机上主要采用机械、电力与气压传动。液压与气压传动有许多共同之处。本章主要介绍液压传动原理、系统组成及功用、典型液压传动系统的工作与使用控制等,同时概要介绍气压传动系统及其在飞机上的应用。

### § 4-1 飞机液压传动概述

#### 一、液压传动原理与要求

飞机液压传动系统是利用密闭管路内不可压缩的液体流动传递压力,并按控制将压力能转变为机械能作功传动部件,使部件移动与操纵对应的回路系统。图 4-1 所示为基本液压系统,油泵吸油加压经管路传到方向控制活门,按操纵控制改变进入动作筒的进油与回油方向,从而使动作筒传动部件的运动与操纵对应。当管路压力过高时,安全活动门打开回油。

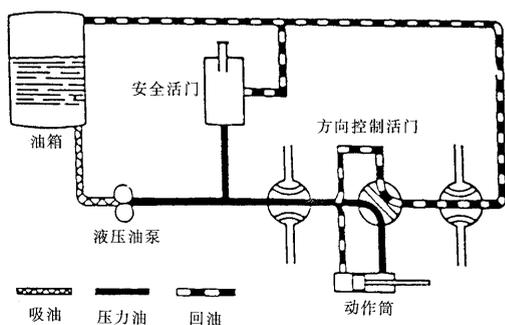


图 4-1 基本液压系统

液压传动与控制原理如图 4-2 所示,由电机、发动机或其它动力(气压、机械动力)带动油泵旋转,从油箱吸油加压供至液压控制组件;由电门或机械手柄发出操纵信号,经放大综合转换装置作

动控制组件,使其按操纵信号控制压力油流向、压力及流量,控制后的压力油作传动装置,输出机械动力传动负载(部件);负载位移信号回输反馈至液压控制组件(机械反馈信号)或放大综合转换装置(电反馈信号),管路传感器信号同时回输到驾驶舱显示;做功后压力降低的油液流回油箱。

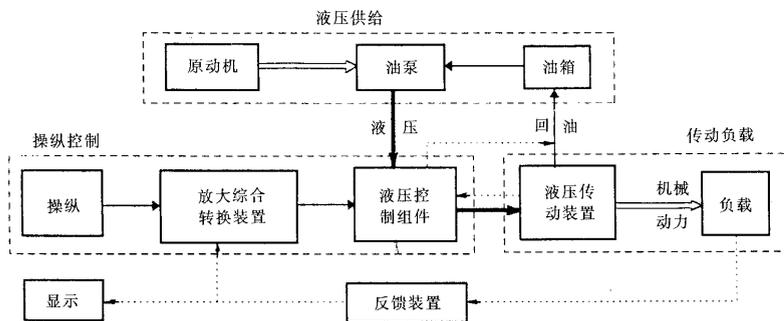


图 4-2 液压传动与控制原理

对飞机液传动系统的要求概括如下：

(1) 在规定的时间内有足够的功率输出,满足力或力矩、传动转速或速度的要求,现代大型客机系统压力在 20.7 MPa(3000 lbf/in<sup>2</sup>) 左右。

(2) 有良好的动态性能,大动载荷作用下有必要的稳定性与响应的快速性,保证传动灵敏度与精度。

(3) 受环境因素影响小,对冲击、振动、温差及加速度过载不敏感,环境温度 - 60°C ~ + 50°C 时,应保持液压油工作温度 + 50°C ~ + 80°C。

(4) 能监控系统工作状态,可靠性高,故障概率保证在(10<sup>-9</sup> ~ 10<sup>-7</sup>)/飞行小时以下。

(5) 重量轻,体积小,耗能少,寿命长,使用维护方便。

以上要求在系统设计、制造时都必须满足,并同时规定了使用条件,飞行中应严格按机型手册规定,维护中应按规定的程序检查、修理,保证系统始终处于良好工作状态。

## 二、液压伺服控制与传动部件

飞机液压传动系统属于液压伺服控制系统,即液压动力机构按操纵传动部件且有反馈的控制系统。不仅能自动、准确而快速地复现操纵输入量的变化,而且能对输入信号放大与变换。液压伺服控制可按输入信号、传递、控制与传动等特点分类。

按操纵输入信号可分为三类:输入信号为一定的恒值系统,如操纵手柄、电门产生的操纵信号;输入信号按一定规律的程序系统,如计算机产生的控制信号;输入信号为任意规律的跟踪型系统,如飞行姿态稳定系统产生的修正信号。

按操纵信号的传递可分为三类:机液伺服控制、电液伺服控制与气液伺服控制。机液伺服控制如图 4-3 所示,操纵输入信号 1 经输入环节 2 传动比较装置 3(摇臂),传动液压控制组件 4,改变去动作筒内腔的油液流向与流量 5,推动传动活塞杆 6 传动部件,传动活塞杆另一端 7 则产生反馈位移信号。飞机上的液压助力器是典型的机液伺服控制。图 4-4 所示为电液伺服控制,操纵输入信号 1 经输入环节 2 感应并转为电信号到综合比较放大装置 3,控制液压组件 4 的电磁阀改变去动作筒内腔的油液流向与流量 5,推动传动活塞杆 6 端传动部件;传动活塞杆另一端的位移经回输装置 7 感应转变为电信号返回输入环节 2,当传动活塞移动至极限位置时则

直接断开液压控制组件的电磁阀，现代客机的起落架与襟翼收放系统一般都为电液伺服控制。

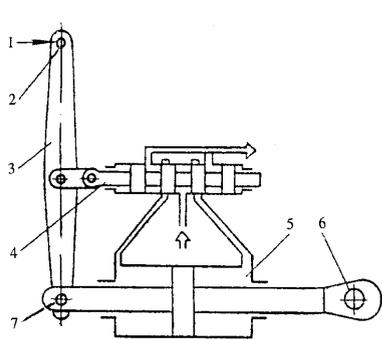


图 4-3 机液伺服控制

1—输入；2—输入环节；3—比较放大装置；4—液压控制组件；5—流量；6—传动活塞；7—回输反馈装置

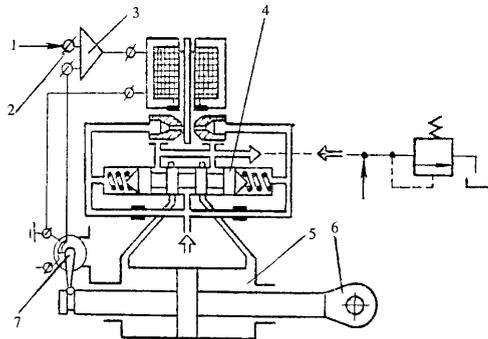


图 4-4 电液伺服控制

1—输入；2—输入环节；3—比较放大装置；4—液压控制组件；5—流量；6—传动活塞；7—回输反馈装置

气液伺服控制的输入信号为气压信号，经放大综合转换装置转变为机械位移信号，传至液压控制组件调节到液压传动装置的油液流向与流量。

按液压控制组件的控制量分为节流控制与容积控制两种，分别控制到传动装置的油液压力与流量，从而控制作功能力。

按被控制的传动量主要分为三类：位置伺服控制——每一给定的输入量对应一个确定的输出位移或转角；速度伺服控制——每一输入信号对应一个输出速度或角速度；施力伺服控制——其输出量是力、力矩或压力。

飞机液压传动系统一般按液压源分为单源系统与多源系统。前者一般用于起落架收放，有的飞机同时供压收放襟翼（图 4-5）；后者同时用于起落架与飞行操纵系统（图 4-6），多源系统又称余度液压系统。

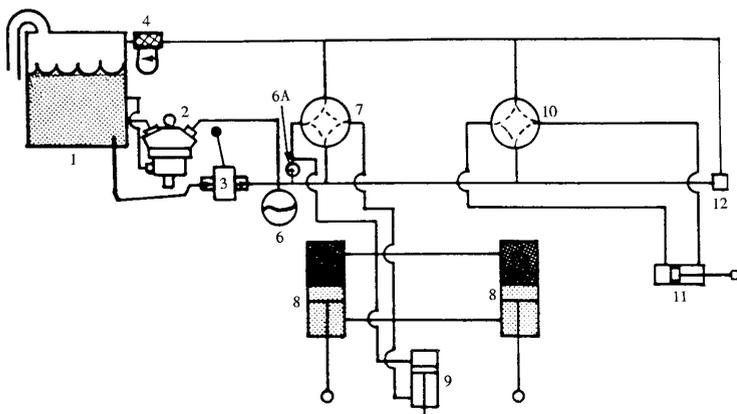


图 4-5 收放起落架与襟翼的单源系统

1—油箱；2—发动机驱动油泵；3—手摇泵；4—油滤；5—增压空气；6—蓄压器；6A—压力表；7—起落架选择活门；8—主起落架动作筒；9—前起落架动作筒；10—襟翼选择活门；11—襟翼传动装置；12—安全活门

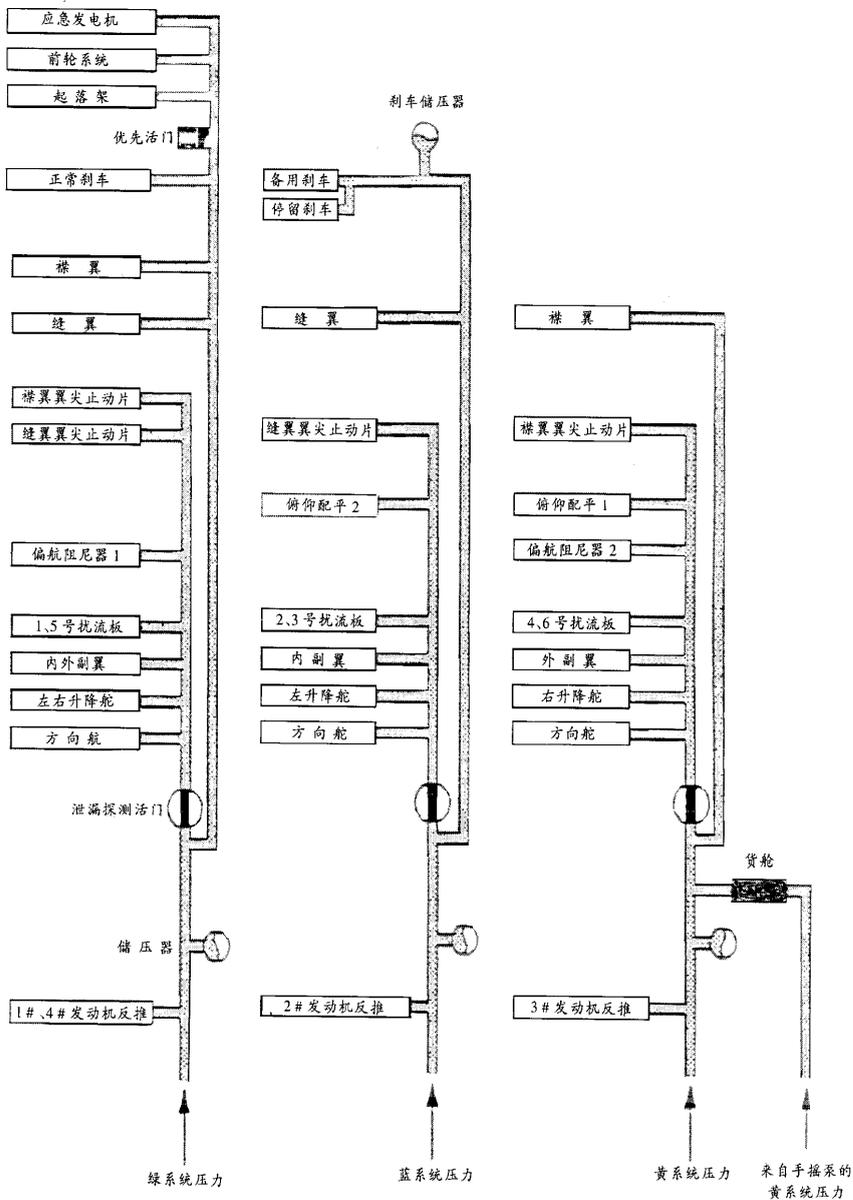


图 4-6 A 340 飞机液压传动的部件

### 三、液压传动介质及其对系统工作的影响

民用飞机液压传动工作介质常用三种油液，一是蓖麻油和酒精制成的植物基液压油，用于早期飞机的液压传动；二是从石油提炼出的矿物基液压油，加入抗氧化、耐高温的添加剂；三是磷酸酯基液压油，属非石油基的合成液压油，具有良好的防火、耐低温与低腐蚀性能，用于现代大型客机的液压传动。液压油具有一般流体的属性，有关特性对飞机液压传动的的影响如下。

压力损失 —— 流动液体因粘性及流速改变产生能量损耗引起的传递压力降低。粘性是流动液体产生内摩擦力的特性。压力损失因压力能消耗而降低了传动效率，但同时又可利用压力损失作节流器(图 4-7)等，改变传动压力及其增长速度，控制、协调部件的传动速度与减弱压力波动等。

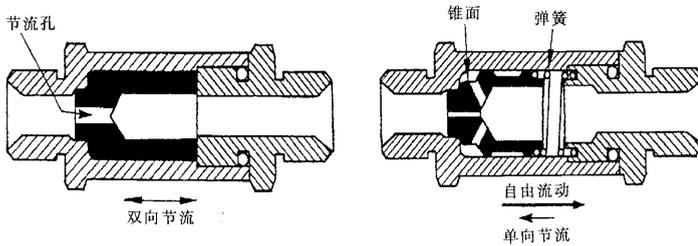


图 4-7 节流器

泄流损失 —— 因传动管路的外漏或内漏造成的工作油量不足。外漏是管路破裂或接头装配不当、密封装置老化导致的向外漏油；内漏是压力油从传动件一边沿间隙流向另一边而回油箱。内漏与外漏均应认真检查排除。

气穴 —— 液压传动系统低压区的气泡或油蒸气囊到高压区消失而形成的传动空穴。气穴影响传动的稳定性与连续性，产生的主要原因是油泵进口压力低，油液的挥发性及油中混有空气所致。液压油箱增压可防止气穴。

液压撞击 —— 传动管路气塞或控制阀门的突然开、关引起管内油液的高频压力振荡。液压撞击使管壁受胀、缩交变应力作用而易疲劳破裂。防止气塞与柔和操纵阀门开、关可避免液压撞击。

液压介质的特性直接影响到系统的工作，液压油的粘性、化学稳定性、热膨胀性等对传动性能影响最大，为此对航空液压油提出如下要求：

(1) 粘性适度且变化小。粘性不仅影响油液流动速度，而且导致压力损失。粘性太大，则阻力及能量损耗大，使油液工作温度升高；粘性太小，则密封性差导致内漏或外漏。为此对航空液压油的粘性有专门规定，且要求粘性受温度变化的影响小。

(2) 化学稳定性好 —— 抗氧化、变质的能力强。油液传动中温度升高，高温下易氧化而碳化、起渣；油液受到空气、水、盐和其它杂质作用会变质，产生胶状物和沉淀。

(3) 闪点与燃点高、凝固点低。闪点即油蒸气遇火星闪现火光的温度；燃点即油蒸气点燃而持续燃烧的温度；凝固点即油液变成固态的温度。闪点、燃点与凝固点分别决定了液压油的高、低温工作性能。

(4) 热膨胀性小，使管壁受力减小。

使用中应防止液压油工作超温，维护中应严防油液污染，并定期检查，更换油液。前面介绍的三种液压油管路分别采用不同材料的密封装置，使用中严禁代用与混用。

## 复习题

- (1) 简述液压传动与控制原理,对飞机液压传动系统的要求。
- (2) 什么是液压伺服系统?按操纵信号的传递分为哪三类?
- (3) 飞机液压传动的部件有哪些?
- (4) 现代飞机主要采用何种液压油?有哪些主要特性?
- (5) 什么是液压传动管路的压力损失、泄流损失、气穴与液压撞击?

## § 4-2 飞机液压传动系统的基本组成及功用

根据液压传动与控制原理,飞机液压系统应具有供压、控制、传动与显示等功能,因此液压系统又分为供压系统、传动系统、操纵控制与工作信号等四部分。本节主要介绍供压与传动系统的基本组成、功用及工作特点。

### 一、供压系统的主要附件及功用

飞机液压传动的供压系统主要向传动系统供给一定压力和流量的工作油液,并接收过滤回油,主要附件有油箱、油泵、油滤、蓄压器、控制活门等。

油箱一般为整体式。箱上装有加油口、放沉淀口、抽油接头、通气接头,箱内装有回油滤与油量传感器等。为了保证油泵进口一定正压,防止液压传动管路气穴和加油时排气,对巡航高度较低的小型机油箱上设有通气口;现代客机巡航高度大,液压管路传递压力高,因此采用增压油箱来保证油泵进口有一定压力。对直接通大气的油箱,大气压力和油液重力是油液流向油泵进口的作用力。现代飞机液压油箱增压主要从发动机压气机引入增压空气,有的飞机也采用油液压力增压。油液压力增压是将圆筒形油箱分成两部分,中间用薄膜隔开,薄膜上为储油室,薄膜下装有活塞,从供压管路引入部分压力油推动活塞,经薄膜给储油腔的油液加压。现代客机液压油箱增压从发动机压气机引气,增压系统如图 4-8 所示,从左、右发动机压气机高压级引出的压缩空气压力约  $689.5 \text{ kPa}$  ( $100 \text{ lbf/in}^2$ ),油滤节流器滤出引气中混入的滑油等流体杂质并节流限压后,经单向活门到空气滤滤去机械杂质,再经减压活门将压力减小到约  $103 \sim 207 \text{ kPa}$  ( $15 \sim 30 \text{ lbf/in}^2$ ) 通入油箱增压。油箱上一般装有安全活门,当减压器故障,箱内压力大于规定值时打开释压。因油泵一般由发动机带动,飞机在地面,发动机起动前必须给油箱增压,油箱未增压禁止起动发动机。油箱地面增压空气可用地面气源经充气接头充入,也可由辅助发动机 APU 供气。飞机在地面停放应释放掉箱内压力。

液压油泵主要从油箱吸油加压送入供压管路,相当于液压传动系统的“心脏”。油泵按传动动力分为手摇泵与动力驱动泵两类。个别小型飞机采用手摇泵直接供压,有的飞机也采用手摇泵作备用液压源应急供压传动。现代飞机主供压都采用动力驱动油泵,动力驱动泵又分为发动机驱动泵与电动泵,有的飞机应急供压也采用空气涡轮泵或冲压空气泵。按油泵供液流量是否可控制分为定量泵与变量泵。定量泵供液流量不可调,这样的供压系统必须有卸荷装置或压力调节装置,控制定量泵的充压与卸荷状态,调节系统压力在一定范围;变量泵的供液流量可根据需要由调节装置自动调节,现代大型客机一般采用变量泵。

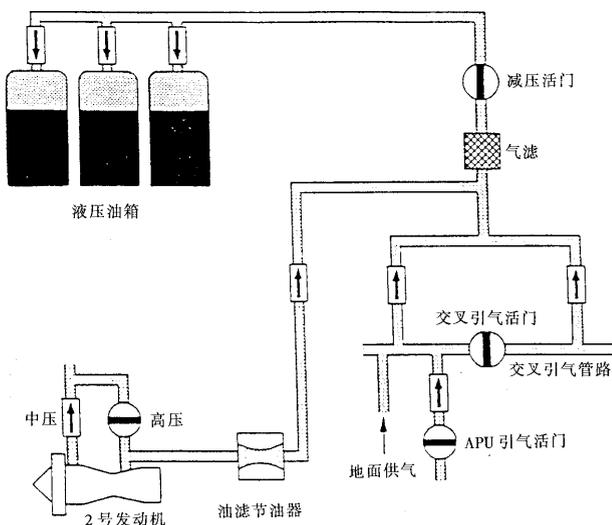


图 4-8 油箱增压系统

按不同型式的泵油装置, 液压泵又分为齿轮泵、转子泵、叶片泵与柱塞泵。现代飞机主要采用齿轮泵与柱塞泵。齿轮泵一般用于小型单液压源系统的飞机, 由发动机经机械传动装置带动。图 4-9 为齿轮泵工作原理, 壳体内装一对圆柱形齿轮, 发动机带动主动齿轮转动, 带动啮合的从动齿轮转动, 进油口两轮齿脱开, 油液进入齿槽内, 出油口两轮齿啮合将油液挤出加压, 齿轮泵供出的压力油流量一定。柱塞泵可供出大流量、高压力的油液, 而且供油流量可根据需要调节, 现代客机广泛采用。柱塞泵靠缸筒内的柱塞移动而吸油、挤油加压, 按柱塞移动方向又分为径向式与轴向式, 轴向式柱塞泵按传动轴与缸筒的相对位置又分为直轴式与斜轴式。图 4-

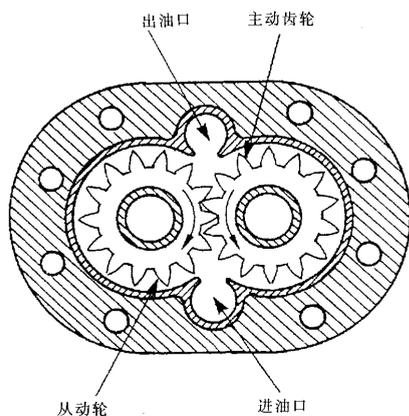


图 4-9 齿轮泵工作原理

10 所示为电动直轴式柱塞泵,油泵通电工作时,油箱油液从进油口进入壳体,电机输出轴右端的螺旋叶轮甩出少部分油液给电机励磁和转子线圈散热,同时将大部分油液送至预增压泵叶片,在离心力作用下增压的油液,进入输出轴带动的缸体缸筒内,经柱塞泵体转动再增压后,从出油口进入供压管路。出油口补偿活门感受压力超过调定值时弹簧被压缩,压力油进入斜盘作动活塞,减小其斜角,从而减小供液流量调节压力。油温超限时,温度传感器接通警告信号,提醒飞行员采取措施。

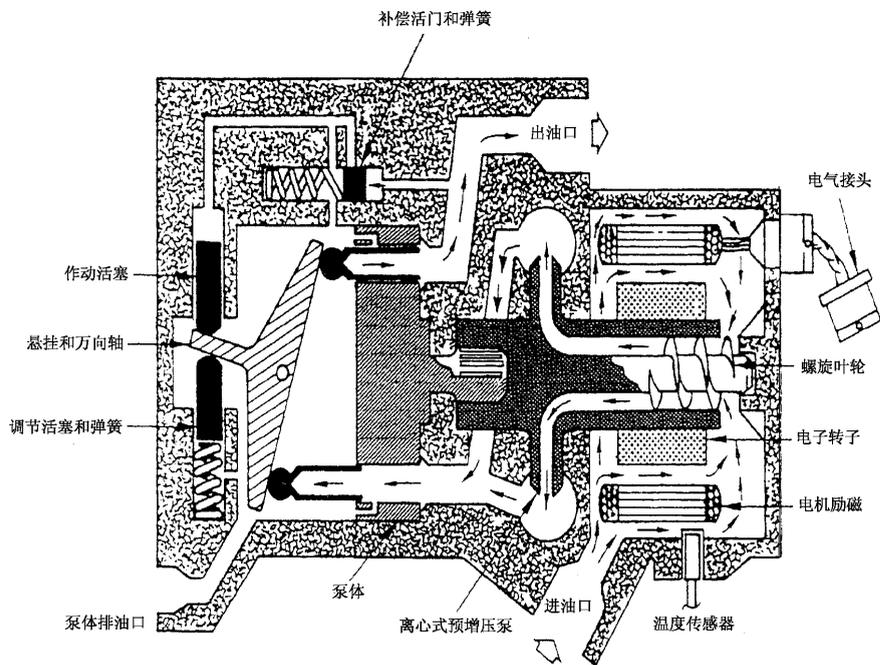


图 4-10 轴向式柱塞泵工作原理

油滤主要滤出油中的机械杂质和污染物,保证液压油高度清洁。系统中的油滤包括压力油滤与回油滤,压力油滤装于供压管路,过滤度要求细到  $5 \sim 10 \mu\text{m}$ ,并有防堵塞措施。图 4-11 为液压油滤的一种,滤芯由纸质、多孔网状金属或磁性物质制成,当滤芯因污染或结冰堵塞,导致进、出口压差达一定值时,旁通活门打开旁通油路保证连续供压。油箱回油滤主要滤出回油中的杂质,现代大型客机采用回油滤组件,不仅能起过滤作用,还有污染指示与回油温度传感。为了给回油降温,一些飞机燃油箱内安装有回油流过的散热器,利用燃油吸热降低回油温度,驾驶舱内同时有回油温度显示以便监控。

蓄压器主要功用是储存一定压力能,保证多个传动装置需要同时供压时的输出功率;储压与供压可减小系统的压力波动;当油泵故障时可向直接影响飞行安全的传动装置供压,如保证有限次刹车需要的工作压力。蓄压器的种类虽多,共同原理都是利用压力油压缩气体而储油,管路压力降低时气体膨胀挤出压力油而供压。现代客机多采用活塞式蓄压器(图 4-12),上腔为空气室,一般充一定压力的氮气。有的飞机蓄压器的气腔接压力传感器,当储油稳定时指示压力相当供压管路压力。

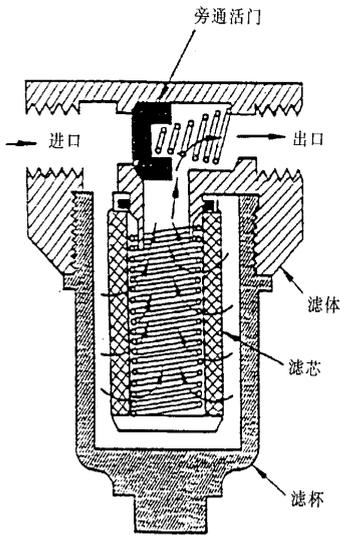


图 4-11 液压油滤

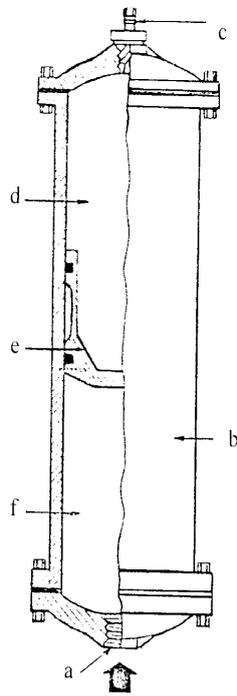


图 4-12 活塞式蓄压器

a. 油液口； b. 钢筒； c. 高压空气充气嘴； d. 空气室；  
e. 活塞装置； f. 油室

## 二、传动系统主要附件及功用

传动系统主要功用是将经控制的压力能转变为机械能作功，输出力或力矩传动部件，保证部件的传动与操纵对应。传动系统主要附件有动作筒、液压助力器、液压马达与控制活门等。

动作筒主要用以传动部件直线运动。飞机液压传动使用的动作筒型式很多，基本组成有缸筒体、活塞、活塞杆与密封装置等(图 4-13)。主要分为单向作用动作筒与双向作用动作筒。控制压力油与回油方向则控制了传动方向；控制压力油的压力及流量则控制输出功率和传动速度。

液压助力器又称液压舵机，一般用于飞行操纵系统，工作原理与动作筒类似，但控制却有所不同。图 4-14 所示为一种液压舵机，双液压源双通道控制，操纵输入信号进入控制检验组件处理、监控，经电液放大器放大后传动分流活门，控制液压油进入传动活塞的油腔而输出力或力矩；当分流活门与传动活塞移动时，分别由偏转系统传感器感受、回输信号至控制和检验组件，综合输入信号并供监控测试。

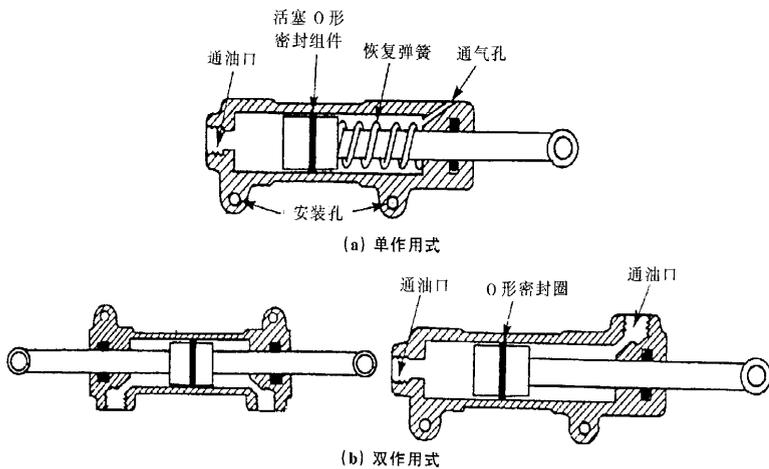


图 4-13 两种型式的动作筒

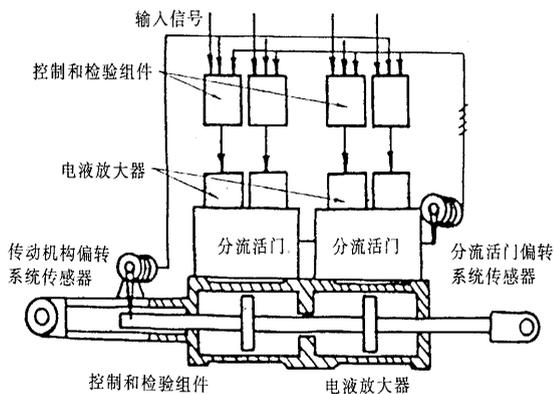
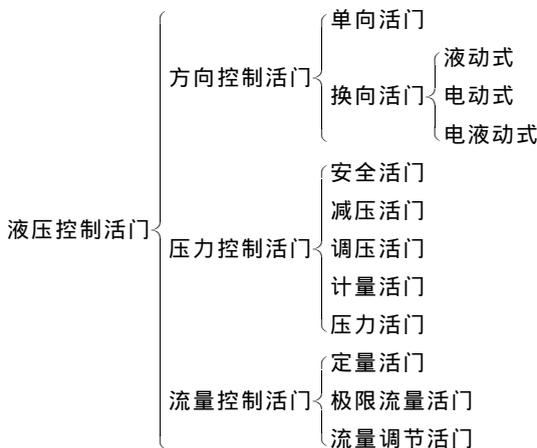


图 4-14 液压助力器工作原理

液压马达主要输出力矩传动部件偏转。液压马达的工作原理与斜轴式柱塞泵相反，由液压推柱塞的作用力形成输出力矩使传动件转动，多用于襟翼收放系统。

### 三、液压控制组件与液压系统附件图示符号

液压控制组件主要按操纵输入信号控制到液压传动装置的液压，从而使传动件的动作与操纵对应。液压传动系统做功的功率  $W = p \cdot Q$ ，取决于做功的液压  $p$  及流量  $Q$ 。要使传动件按操纵动作，则必须控制油液流向、压力及流量。液压控制组件主要包括供压与传动系统的各种控制活门，控制活门又称控制阀。飞机液压传动系统的控制活门归类如下：



方向控制活门控制压力油与回油的流向,从而达到控制传动方向的目的。单向控制活门控制油液按一定方向流动,换向活门则按操纵改变油液的流向。液动式换向活门一般装于主供压与应急供压系统管路之间,主供压来油作动活门堵住应急进油而进入传动管路,应急供压来油则相反。电动式与电液动式换向活门主要由操纵电门的电信号作动活门电磁阀,使活门工作改变油液流向,有的飞机起落架与襟翼收放系统采用。

压力控制活门主要控制系统的压力。安全活门感受管路压力,超过规定值时打开回油而释压,保证液压管或传动件的安全。减压活门主要按需要将供给的压力减少为一定值进入传动组件,这不仅限制输出功率,而且可减少内漏。调压活门主要调节油泵输出压力,对单液压源定量泵的充压、卸荷进行控制,并调节系统压力在一定范围,故又称自动卸荷活门;对多液压源系统的发动机驱动油泵或电动泵,调压装置则根据管路压力传感器信号控制油泵的输出功率而调压。计量活门主要用于主轮刹车与前轮转弯系统,按操纵量或操纵力计量(调节)到传动装置的压力。压力电门又称压力传感器,既传递系统压力信号,又控制某些附件的工作,同时传递显示低压信号。

流量控制活门包括定量活门、极限流量活门及流量调节活门,主要控制到传动装置的油液流量。定量活门又称定量器,当流过活门的油液量达到调定量时则关闭;极限流量活门使最大流量一定,从而控制传动件的传动速度;对需要增大或降低传动速度的部件,则采用流量调节活门,使供给传动装置的流量增加或减少。

液压传动系统的部分主要附件图示符号与识别如图 4-15 所示,飞行手册示意图与原理图中多采用图示符号。

## 复习题

- (1) 简述现代客机液压油箱增压目的与增压的压力及主要增压方式。
- (2) 简述液压油泵的功用与主要型式和液压油滤的功用。
- (3) 简述蓄压器的功用与工作原理。
- (4) 液压传动系统的主要传动附件有哪些?简述控制活门的类型及功用。
- (5) 试述主要液压传动附件图示符号与识别。

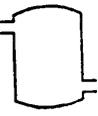
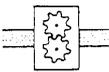
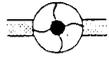
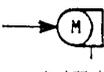
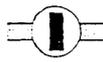
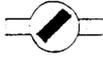
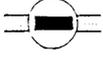
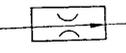
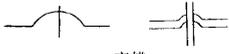
类别	附件图示符号与名称	
油箱蓄压器	 油箱	 蓄压器
油泵	发动机驱动泵  No. 1 EDP 电动泵  No. 2 EMDP	 齿轮泵  涡轮泵  动力转换组件
动作筒与马达	 液压作动筒	 电动驱动的作动器  马达  交流马达  直流马达
控制活门	 液体关断活门  双通液体活门  三通液体活门  四通液体活门  往复式活门  超控控制释压活门  释压活门  调节释压和旁通活门	 全关  半开  全开  单向活门
传感器	 压力传感器	 压力电门  温度传感器
其他附件	 过滤器  旁通过滤器  油滤  压力表  节流器  电液动阀  连接  交错  连接	

图 4-15 飞行手册中飞机液压传动系统常见附件图示符号

## § 4-3 飞机液压传动系统的工作与控制

前面介绍了飞机液压传动与控制原理, 液压传动系统的基本组成及功用, 下面分别概要介绍单液压源系统与多液压源系统的工作与控制, 以及现代客机供压安全保证。

### 一、单液压源系统的工作与控制

飞机单液压源系统主要用于起落架收放, 有的飞机也同时用于传动襟翼收放。

图 4-16 为供压收放起落架的单液压源系统, 当起落架收放手柄扳向“收上”位时, 接通液

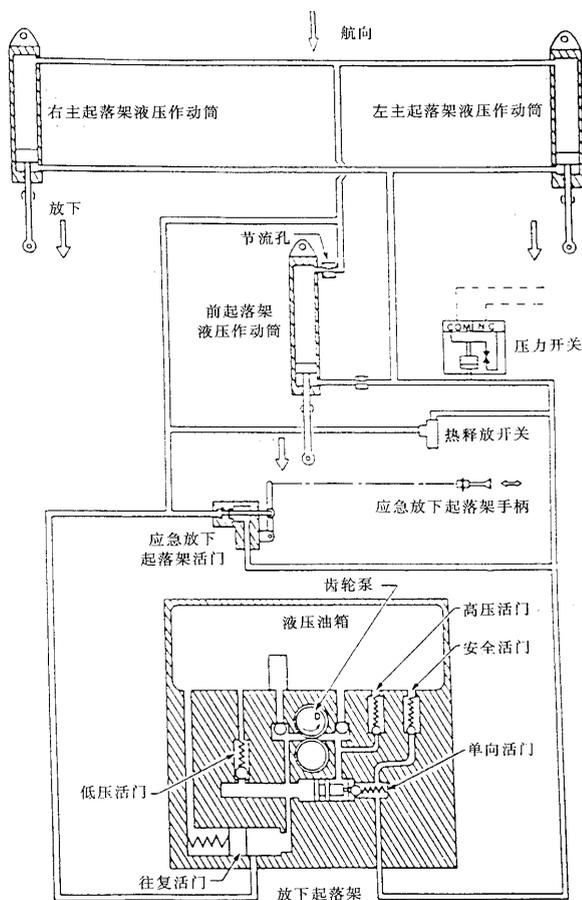


图 4-16 起落架液压收放系统

压动力组件内的电动齿轮泵工作,压力油压打开单向活门进入右边的收上管路,分别作动主起落架和前起落架收入轮舱内,动作筒另一端回油经左边管路及往复活门回油箱。起落架收上管内压力达一定值  $p_1$  时,压力电门断开油泵电机停止供压,单向活门关闭而液锁起落架于收上位;飞行中收上管内压力低于  $p_1$  时,压力电门接通油泵电机工作而补油。当压力电门故障不能切断油泵电机导致收上管内压力超过  $p_1$  达  $p_2$  时,高压活门打开使油泵出口直接回油。当压力电门与高压活门都失效,油泵出口压力超过  $p_2$  达  $p_3$  时,释压活门(安全活门) 打开回油;当飞行中收上管内压力因温度上升而升高,释压活门又打不开时,热释压活门打开释压保证管路安全。当收放手柄扳到“放下”位放下起落架时,油泵电机反向转动,压力油经左边出口压往复活门向左堵住回油而进入放下管,传动起落架放下,与此同时压力油压分流活门向右顶开单向活门使收上管路回油。当起落架放下锁好,绿灯微动电门不能切断油泵电机致使放下管内压力达一定值时,低压活门打开油泵出口直接回油。动作筒进、出油口的节流器控制压力增长,协调开锁、上锁与收放顺序。当着陆液压放下失效时,拉出应急放下手柄打开应急放下活门,使收上管回油而解除液锁,起落架在重力和弹簧补偿力作用下放下。

图 4-17 所示为收放起落架和襟翼的单液压源系统,发动机驱动油泵从油箱吸油加压,经

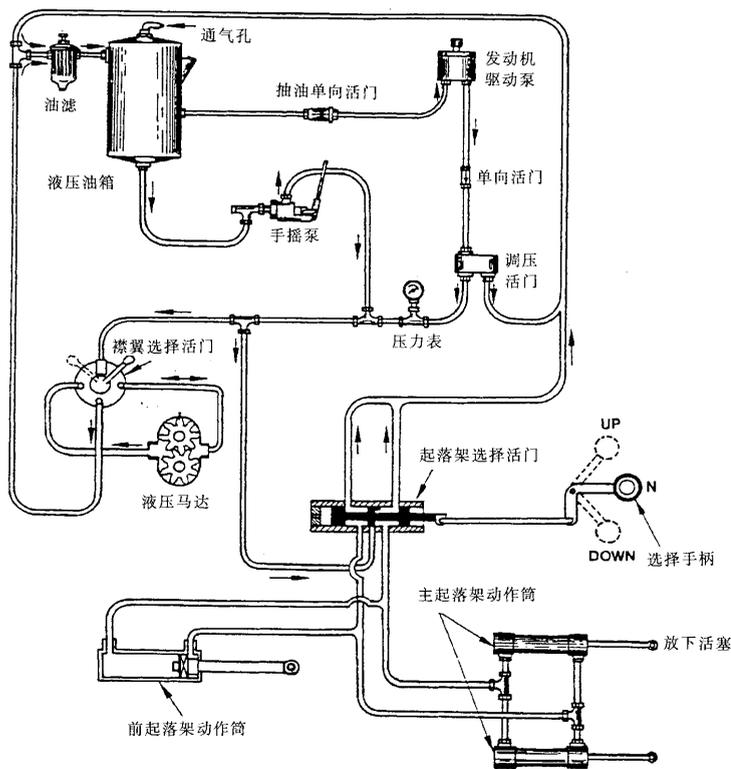


图 4-17 起落架与襟翼收放系统

调压活门调节压力后送入传动管路,压力传感器传递系统压力信号到压力表显示。当起落收放手柄(或电门)在“中立”位时,起落架选择活门堵住进油而接通动作筒回油;当收放手柄扳“收上”或“放下”位时,选择活门按操纵接通动作筒收上端或放下端进、回油。当襟翼收放手柄(或电门)在“中立”位时,襟翼选择活门堵住进油而接通液压马达回油;当收放手柄扳“放下”或“收上”位时,选择活门接通压力油驱动襟翼液压马达,马达轴上齿轮带动较大的输出齿轮使传动机构转动,襟翼在螺杆机构作动下收放。现代飞机起落架与襟翼收放一般为远距电控选择活门,收放电信号接通选择活门的电磁阀而控制进、回油方向,这样的选择活门又称电动或液动换向活门。当发动机驱动泵失效时,由人工扳压手柄操纵手摇泵吸油加压,供给应急放下起落架与襟翼,保证飞机着陆安全,扳压手摇泵的次数应按手册规定。

## 二、多液压源系统的工作与控制

现代航线运输机飞行操纵面多,操纵力或力矩大,起落架收放、主轮刹车、前轮转弯等液压传动的需要功率大,液压传动失效时人力无法控制,为了保证飞行安全只有采用多液压源、多通道(多余度)控制。几种客机多液压源系统安排如表 4-1。

表 4-1 几种客机多液压源系统

飞机	发动机驱动泵 (EDP)	电动泵 (EMDP)	空气驱动泵 (ADP)	动力转换组件(PTU)
B 737	A、B 系统各一个	A、B 及备用系统各一个	无	一个,从 A 到 B
B 747	1、2、3、4 系统各一个	4 号系统一个	1、2、3、4 系统各一个,发动机引气	无
A 320	绿、黄系统各一个	蓝、黄系统各一个	蓝系统一个冲压涡轮泵	绿、黄系统之间一个,可逆
A 300 A 310	蓝、黄系统一个 绿系统两个	绿系统两个	黄系统一个冲压涡轮泵	从绿到蓝一个 从绿到黄一个

图 4-18 为波音 737 飞机液压传动系统的工作流程,A 系统、备用系统、B 系统(左、中、右系统)独立地平行工作,各系统油泵从对应的油箱吸油增压送入传动管路。A、B 系统主油泵分别由左、右发动机经传动装置驱动,当其供压不能满足要求时接通需求电动油泵供压。A、B 系统同时向三个主舵面——方向舵、升降舵、副翼供压,任一系统正常供压都能保证姿态操纵。A 系统同时向地面扰流板与内侧飞行扰流板、左发反推、自动驾驶舵机、起落架正常收放、前轮转弯、备用刹车等供压。B 系统同时向外侧飞行扰流板、右发反推、前缘襟翼与缝翼、后缘襟翼、备用收上起落架、正常与自动刹车供压。当 A、B 系统失效时,备用系统电动泵向反推装置、方向舵、前缘襟翼与缝翼供压,保证起飞、进近与着陆安全;当 B 系统发动机驱动泵失效时,A 系统隔离活门(转换组件控制活门)接受压力传感器信号打开,动力转换组件在 A 系统压力驱动下,从 B 系统油箱吸油加压供给自动缝翼系统。A、B 系统油箱增压空气来自左、右发动机压气机引气,备用系统油箱增压空气与 B 系统油箱相通。A、B 系统控制电门及信号位于驾驶舱顶板(图 4-19),发动机驱动泵电门控制泵内的封闭活门,电门“ON”位封闭活门断电打开,油泵向

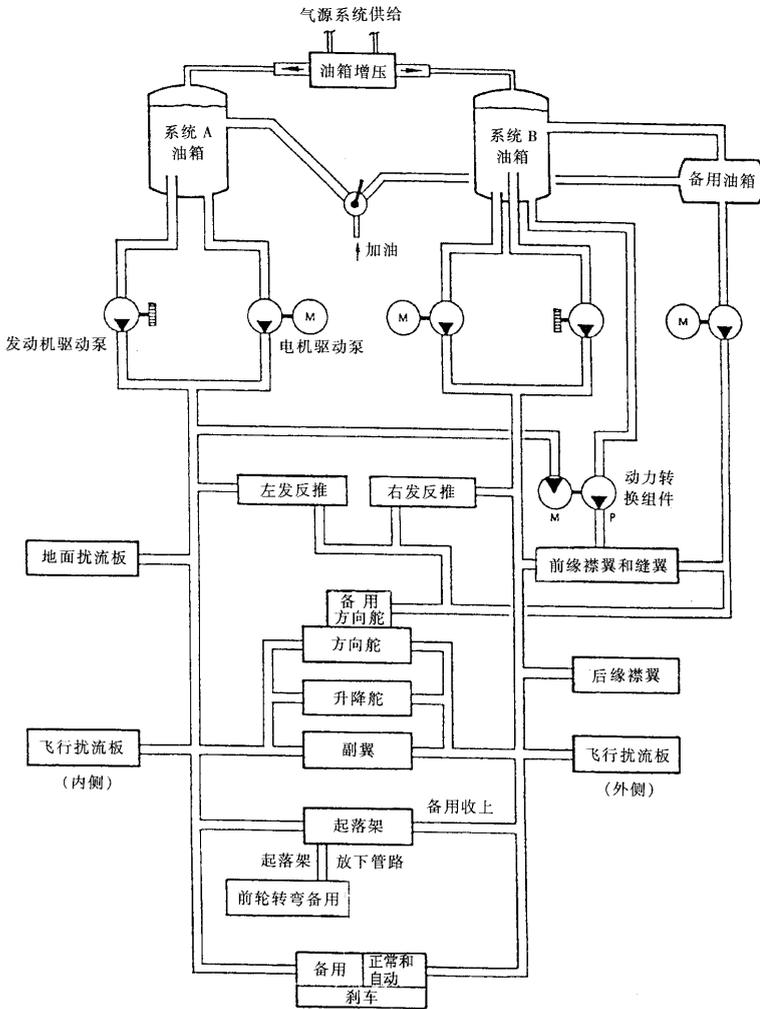


图 4-18 波音 737 飞机液压传动系统

系统供压,发动机停车时电门在“ON”位;电门“OFF”位时则给内封活门通电关闭而切断油泵供压输出。电动马达泵电门接通或切断电动油泵供压,当电动油泵或流过的冷却、润滑油液过热时,琥珀色过热灯亮。

A、B 系统四个油泵出口压力低于一定值时,对应的油泵低压灯亮,但当拉出火警电门而切断液压时对应发动机驱动泵的低压灯不亮。备用系统控制与显示在另一面板上,也有低油量警告灯。

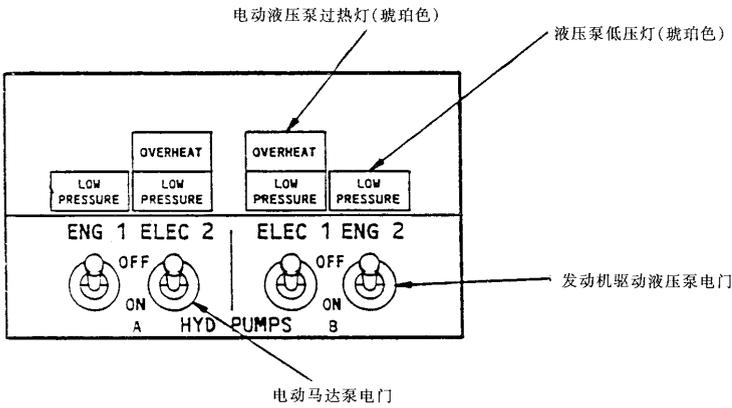


图 4-19 波音 737 飞机 A、B 液压系统控制与显示

图 4-20 所示为波音 747-400 型飞机一个主供压系统的控制与显示, 按压发动机驱动泵开关则工作, 驱动泵断开由按压开关和灭火电门控制, 驱动泵出口管路压力传感器传递压力信号并显示。需求电动泵三位电门在“自动”位时, 由管路压力传感器感受压力低于一定值则自动

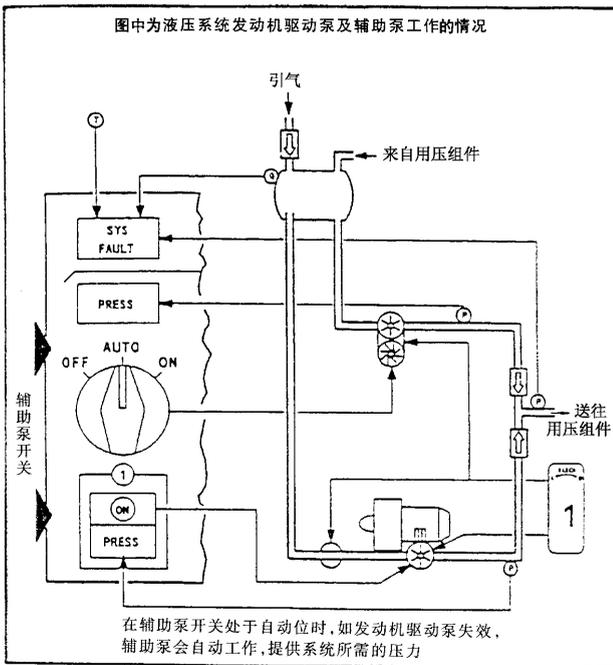


图 4-20 波音 747-400 型飞机主液压系统控制与显示

接通电动泵工作,需求电动泵也可由电门扳“ON”位接通,电动泵出口压力传感器感受压力而显示,传动管路低压时压力电门接通低压或失效指示灯。

### 三、现代客机液压系统供压安全保证概述

液压系统供压安全保证包括管路最高压力限制与压力振荡的防止;防止电动油泵电机、压力油、回油等过热;保证飞机任何控制状态的传动功率;主供压失效时应急供压保证安全;驾驶舱内能监控与测试系统的工作等。

下面概要介绍大型客机供压传动的主要安全措施。

大型双发飞机一般都采用三个系统供压,有的大型多发飞机则采用四个供压系统。每个主供压系统都有一个主油泵和一个需求泵,双发飞机左、右主供压油泵由发动机驱动,有的驱动泵由调压活门控制其输出压力及工作状态,需求泵则为电动泵;为了保证一边发动机失效时的工作,左、右需求泵由左右发动机带动的发电机交叉供电;中央供压系统的主油泵一般为电动泵,需求泵则为空气涡轮泵,由发动机压气机引出高压空气冲动涡轮而带动油泵。

当飞行中出现主发动机都发生故障的紧急情况时,有的飞机备有冲压空气泵,此时操纵空气泵叶轮(风车状)伸出,由冲压空气带动叶轮转动而使油泵工作,一般从中央系统油箱吸油加压供飞行姿态控制。个别飞机还保留手摇泵供压。为了确保飞机起飞、着陆安全,一个主供压系统油泵失效时,有的飞机采用动力转换组件,由工作系统引入压力油,驱动油泵从失效系统油箱吸油加压供增压装置传动;当主供压管路破裂油液大量漏失时,有的飞机中央系统油量传感器低油量信号控制隔离活门关断向主系统供压,留下油液只供给飞机着陆主轮刹车与前轮转弯。

为了确保飞机与电动油泵用电,在发电机故障时,有的飞机备有液压发电机,由压力油驱动液压马达带动发电机发电。

为了确保飞行操纵面的液压传动,一般采用两个或三个助力器同时传动,分别由各供压系统供压,只要有一个助力器工作就可传动,只是传动速度稍有不同。有些飞机则采用双腔或多腔助力器,各腔分别由不同系统供压,只要助力器一腔有压即可传动。四块以上两边对称的飞行操纵面,则由各系统分别供压,保证一边至少有一块能工作。

为了防止电动油泵电机过热而烧坏,从油泵出口引回一股压力油流过电机壳体散热,并给油泵起润滑作用,过热时有过热灯指示,此时应断开油泵。为了防止回油过热,在飞机燃油箱内装有热交换器,使回油流过散热管降温后再回油箱。

#### 复习题

- (1) 简述起落架液压收放系统的压力控制。
- (2) 现代双发客机液压系统的供压系统一般有几个?油泵如何进行工作与控制?
- (3) 简述现代大型客机供压传动的安全保证。供压系统一般有哪些信号显示?

## § 4-4 飞机气压传动系统

现代飞机的操纵控制主要采用液压为动力。有的飞机也采用气压传动,主要传动舱门开、

关与密封带充气,应急放下起落架,液压油箱增压,气压驱动液压泵(空气涡轮泵)、发动机、起动机、水泵、翼面气动除冰与气动排雨,操纵农业喷洒设备与其它应急设备;一些小型飞机还采用气压传动刹车或作为备用应急刹车动力。

## 一、气压传动原理与特点

气压传动就是利用压缩气体膨胀作功传动机件。常用的压缩空气又称为冷气,有的也采用压缩氮气。气体压缩时储存一定能量,膨胀时压力能转变为机械能作功。

如图 4-21 所示,打开开关时,储存在冷气瓶内的冷气进入动作筒的左工作腔,推动活塞向右移动,随着工作腔容积不断增大,冷气总体积也不断增大,压力逐渐减小。当活塞停止运动时,冷气压力降低到  $p'$ 。在冷气膨胀过程中,压力的变化情况可用图中曲线  $ab$  表示。图中阴影部分面积  $abc$  表示初容积为  $V_0$ 、初压力为  $p_0$  的冷气,膨胀到压力为  $p'$  时所做的功。

冷气作功的能力,取决于冷气瓶的容积  $V_0$  与充气压力  $p_0$ 。为了使冷气系统具有足够的能量,以满足传动工作的需要,要求装容积较大的冷气瓶,并充入较大压力的冷气,飞机上一般采用容积较小的高压冷气瓶。

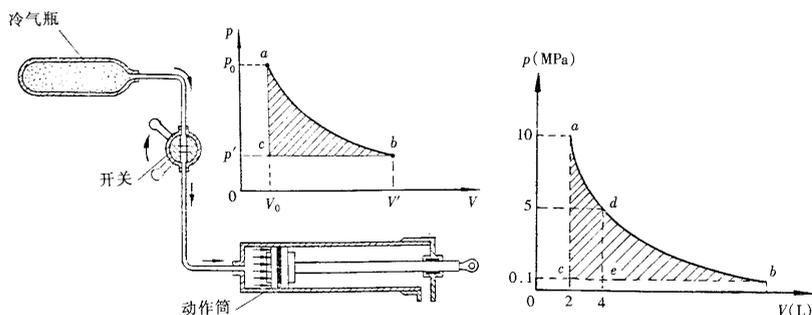


图 4-21 冷气膨胀作功与气压变化

从提高冷气作功能力的角度看,增大充气压力比增大冷气瓶容积更为有利。例如容积为 2 L、压力为 9.8 MPa 的冷气,其作功能力就比容积为 4 L、压力为 4.9 MPa 的冷气大。因为前者在等温条件下膨胀到容积为 4 L 时,其压力也为 4.9 MPa。但在膨胀过程中已经作了一部分功,所以总的作功能力比后者大。

气压传动与液压传动相比,因采用气体为工作介质而具有以下优点:

(1) 以空气为工作介质且工作压力较低,介质来得比较容易,用后的空气排入大气,不必像液压传动那样设置回收油的油箱和管道。

(2) 因空气的粘度很小,故管路能量损失很小(一般损失仅为油路的千分之一),所以便于集中供应、远距离输送。

(3) 工作介质清洁,管道不易堵塞,不存在介质变质问题,故维护简单。

(4) 工作环境适应性好,特别在易燃、易爆、多尘埃、强磁、辐射、振动等恶劣工作环境中,比液压、电子、电气控制优越。

(5) 成本低,过载能自动保护。

气压传动与液压传动相比,主要缺点如下:

(1) 由于空气具有可压缩性,因此工作速度的稳定性稍差,但采用气液联动装置会得到满意的效果。

(2) 因为工作压力低,又因结构尺寸不宜过大,因而气动装置总输出力不会很大。

(3) 气动装置中的气压信号传递速度比电信号控制的液压传动慢,因此气压信号不适于高速传递的复杂回路。

(4) 系统工作时排气声比较明显,对传动摩擦面没有润滑能力,密封性差。

## 二、气压传动系统的组成

### (一) 基本组成

气压传动是以压缩气体传递动力和控制信号的管路系统,基本组成(图 4-22)包括以下四个部分:

(1) 气压发生装置——压缩空气源。其主体部分是空气压缩机,它将原动机供给的机械能转变为气体的压力能,飞机上用冷气瓶储存压缩空气。

(2) 执行元件——以压缩空气为工作介质产生机械运动,并将气体压力能转变为机械能的能量转换装置,如作直线运动的动作筒、作回转运动的摆动缸、气马达等。

(3) 控制元件——控制压缩空气的压力、流量和流动方向,以便使执行机构完成预定运动规律的元件。如各种压力阀、流量阀、方向阀、逻辑元件(逻辑阀、射流元件)和行程阀等。(阀又称活门)

(4) 辅助元件——使压缩空气净化、润滑、消声及元件间连接等所需要的一些装置。如过滤器、油雾器及管件等。

飞机上的压缩气源主要有高压与中压两种,按需要提供不同压力的冷气或氮气。高压气源的压力一般为  $6.9 \sim 20.7 \text{ MPa}$  ( $1000 \sim 3000 \text{ lbf/in}^2$ ),由专用贮气瓶或多级空气压缩机提供。高压贮气瓶充气与供压简单,重量轻,但不能连续工作较长时间,一般用作备用的应急气压传动,如应急放下起落与应急刹车。有些飞机上装有二级或三级空气泵,将空气吸入并经多次增压供给连续传动(图 4-23),如操纵农业设备与冷气刹车等。中压气源的压力一般为  $0.69 \sim 1.03 \text{ MPa}$  ( $100 \sim 150 \text{ lbf/in}^2$ ),压缩空气主要引自喷气发动机的压气机,经过引气活门与压力调节装置控制后供给传动,如舱门开关与密封带充气,驱动起动机或发电机,翼面气动除冰等。有的飞机还有低压空气源,低压气源的压力一般为  $6.9 \sim 69 \text{ kPa}$  ( $1 \sim 10 \text{ lbf/in}^2$ ),通常由真空泵或引射泵抽吸而产生一定真空度,真空泵作为真空源由电机或发动机驱动,低压气源没有作功能力,一般与仪表系统或气压控制装置相连。

气压传动的压缩气源由带空气泵与不带空气泵的供压系统提供,传动系统的执行元件(附件)则将压力能转变为机械能传动机件,控制元件既控制供压也控制传动。

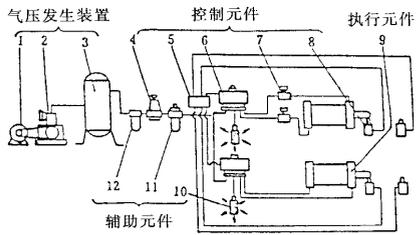


图 4-22 气压传动系统的基本组成

- 1—电动机；2—空气压缩机；3—气罐；4—压力控制元件；5—逻辑元件；6—方向控制阀；7—流量控制阀；8—行程阀；9—气缸；10—消声器；11—油雾器；12—减压阀

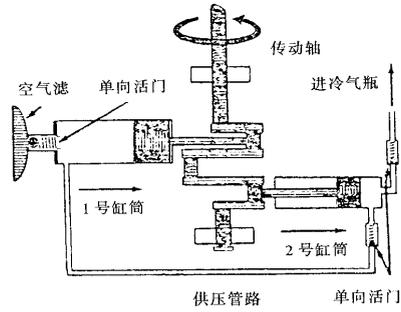


图 4-23 两级式空气泵

## (二) 主要附件及功用

图 4-24 为某机带冷气泵的供压系统，主要附件有冷气泵、分油分水器、气滤、自动调压器、减压器、冷气瓶、压力表、冷气开关等。

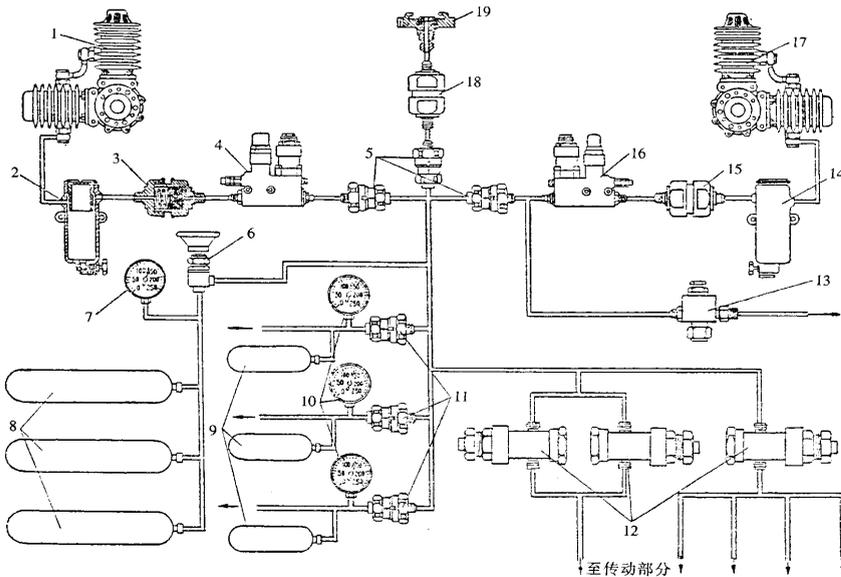


图 4-24 带冷气泵的供压系统

- 1、17—冷气泵；4、16—自动调压器；7、10—冷气压力表；12、13—减压器；2、14—分油分水器；5、11—单向活门；8—主冷气瓶；19—充气口；3、15、18—气滤；6—冷气开关；9—应急冷气瓶

左、右三级式冷气泵由发动机经传动机构带动,相当一个双级泵与一个高压泵串联,可产生 13.7 ~ 15.2 MPa 的冷气。

分油分水器主要分离除去冷气中的水、油蒸气,以免沉积于管路导致堵塞,飞后打开放沉淀开关排放;飞行中出现调压失效导致压力过高时,也可空中打开放沉淀开关排气。

气滤主要滤出冷气中的机械杂质,以免管路与传动件堵塞。

自动调压器自动调节系统压力在 13.7 ~ 15.2 MPa,压力超过 15.2 MPa 时排放冷气,使冷气泵处于卸荷状态;当自动调压失效时,释压活门(安全活门)打开放气而制限最高压力。

减压器根据传动需要将供给的压力减小,以便控制传动速度。

经调压后的冷气贮存于主冷气瓶和应急冷气瓶,当应急冷气瓶充到一定压力后则关闭,当主冷气瓶正常供压失效时可应急供压传动。

冷气开关控制冷气瓶的充气,飞行中处于打开位。冷气压力表指示系统冷气压力。

### 三、传动系统的工作与控制

传动系统主要按操纵控制压缩气体作功传动机件。下面主要以冷气刹车系统与应急放下起落架系统为例说明其工作控制。

图 4-25 为冷气刹车系统工作流程示意,由供压系统来的冷气经减压后进入,握刹车把手压刹车调压器,按握刹车把手的轻重调节刹车压力;蹬脚踏同时控制刹车分配器将刹车压力分配到两边机轮或一边机轮刹车装置,双刹减速或单刹转弯;管路压力传感器感受刹车压力,座舱双针压力表显示;飞机地面试车或停放时,握刹车把手并看刹车压力表达规定值则将把手固定于刹车位。

为了保证冷气刹车系统的安全可靠,地面开车前应打开冷气开关检查冷气瓶压力。压力过低,应地面充气保证停留刹车压力;检查两边刹车压力上升或下降是否一致,以免引起双刹减速时飞机偏离跑道;检查传动管路是否漏气,握住刹车把手看刹车压力表指针移动;着陆下滑过程中应握一下刹车把手,检查有无刹车压力与两边刹车压力是否一致。冷气刹车系统飞行中常见的故障有冷气压力表不指示或压力下降,刹车动作不协调,刹车失效,解除刹车慢,刹车调压器跑气,冷气压力超过规定继续升高等。不同机型故障不完全一样,飞前了解上述故障的原因,熟悉处置的方法。

图 4-26 所示为某机气压应急放下起落架系统。前主起落架舱各有一个氮气瓶,充气压力为 13.8 MPa(2000 lbf/in<sup>2</sup>)左右,构成三个独立的高压气源。当液压放下失效时,按下应急放

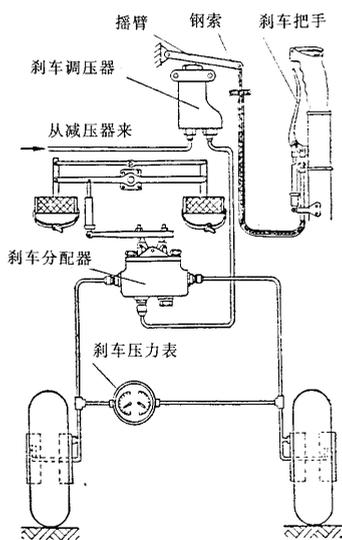


图 4-25 冷气刹车系统

起落架按钮,经逻辑控制电路接通电阻丝点燃氮气瓶口的爆炸活门,高压氮气进入前起落架收上锁动作筒开锁后,再经两用活门(堵住液压端)进入收放动作筒的放下端而作动放下;与此同时,高压氮气先打开主起落架收上锁和主舱门后,再进入主起落架收放动作筒的放下端作动放下。逻辑控制电路保证只点燃没有放下的起落架对应氮气瓶爆炸活门。主起落架主舱门应急打开后不能关上,致使飞机地面滑跑与滑行时,起落架舱外露口增大。应急放下条件及放下锁上的检查按手册规定。

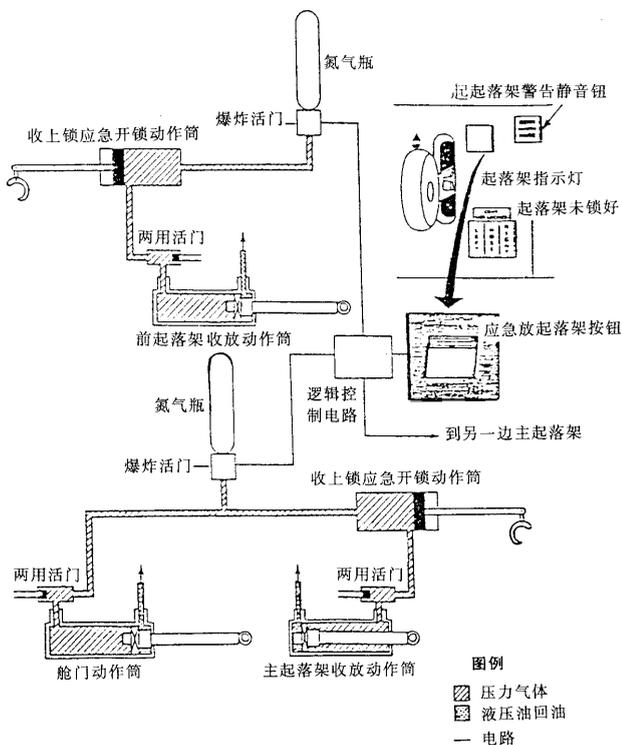


图 4-26 氮气应急放下起落架系统

### 复习题

- (1) 简述气压传动原理与作功能力的影响因素。气压传动主要用于传动哪些飞机部件?
- (2) 简述气压传动特点,飞机上的传动气源主要有哪些?
- (3) 简述冷气泵、自动调压器、分油分水器、刹车调压器、刹车分配器的功用。
- (4) 简述冷气刹车与氮气应急放下起落架的控制。

# 第五章 飞机燃油系统

燃油系统一般分为飞机燃油系统和发动机燃油系统两部分。本章介绍的飞机燃油系统指从燃油箱到发动机驱动泵之间的供油管路系统。飞机燃油系统的功用是：按规定的压力输送一定流量的洁净燃油，保证发动机在所有飞行阶段都有可靠而确定的燃油流量，满足发动机各工作状态的燃油要求。这些飞行状态包括改变高度、剧烈机动、突然加速或减速等。此外，燃油可作为一种冷源，在飞行中冷却滑油和液压油等。有些大型运输机还利用燃油的转输来调整飞机重心位置及平衡。

本章主要介绍飞机燃油系统的型式、组成及使用情况。

## § 5-1 飞机燃油系统的型式与基本组成

### 一、飞机燃料及其要求

目前飞机使用的燃料绝大部分为液体化学燃料，主要是石油燃料，亦称为烃类燃料。这类燃料来源广泛，加工方便，价格便宜，并且具有航空燃料所要求的各种优良性能。航空燃料是含有化学能的液体，通过燃烧以热能的形式释放出来，并由发动机转换为机械能，进而产生推力或拉力。

航空发动机大多以空气为氧化剂。这类发动机的燃料包括活塞式发动机燃料和喷气式发动机燃料两大类，前者为航空汽油，后者为航空煤油。

对航空汽油的性能要求是：有良好的蒸发性；抗爆震；不生成沉积物和积炭；不腐蚀发动机机件；有良好的物理化学性能；不含水分和外来物质。

喷气发动机是目前航空的主要动力装置，故航空煤油也就成了用量最大的航空燃料。从贮存到燃烧完毕的整个使用过程中，对燃料的每个阶段都提出了专门要求，也就是使用性能要求，包括以下几个方面：

- (1) 良好的燃烧性。在雾化、蒸发、与空气混合后点火燃烧的 0.01 秒瞬间完全燃烧，不积炭。
- (2) 良好的物理化学稳定性。含杂质少，贮存、运输过程中不变质。
- (3) 良好的输送性。要求燃料清洁，流动性好，使用中无冰晶、气塞现象。
- (4) 不腐蚀有关机件。
- (5) 良好的着火安全性。在较高环境温度条件下，不自燃，不爆燃。

### 二、飞机燃油系统的功能和型式

飞机燃油系统的工作除了储存燃油并向发动机供油外，还包括加油、放油、油箱通气以及

系统工作控制、信息显示等功能。

飞机燃油系统的型式主要取决于发动机的数量和种类。一般有单发选择供油系统、双发独立与交输供油系统和多发总汇流管供油系统三类。

单发选择供油系统一般用于小型活塞式飞机,如图 5-1 所示。飞行员通过燃油选择器控制左或右油箱向发动机供油。这种燃油系统的供油动力可以是燃油自身重力、发动机驱动泵抽吸或电动燃油增压泵增压,或者是它们的组合。许多小型飞机的燃油系统中装有电动增压泵,保证飞机在起飞、着陆等阶段的正常供油。

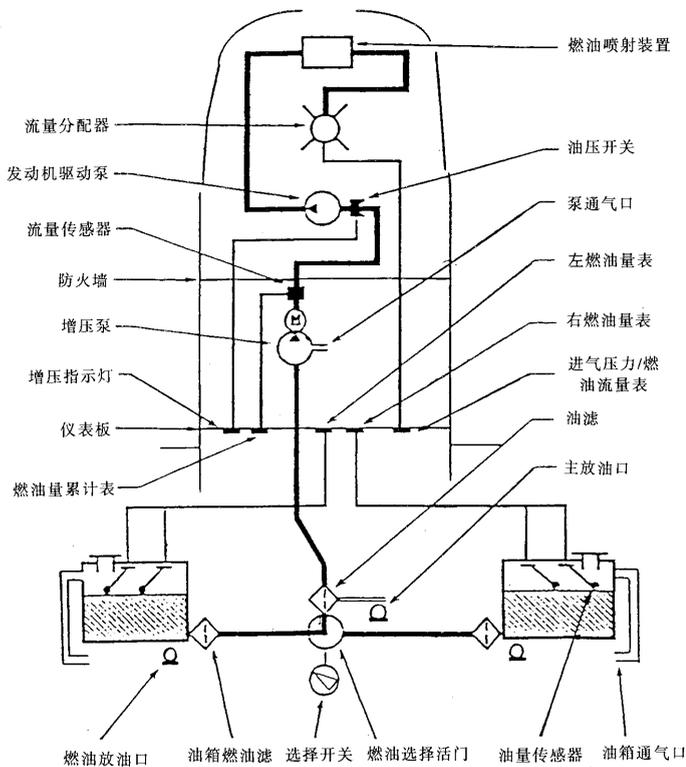


图 5-1 单发供油系统

双发独立与交输供油系统如图 5-2 所示。正常情况下左、右系统独立地向两发动机供油。在单发情况或机翼左右两边油箱的油量不平衡而需要交输时,交输活门打开进行交输供油。双发飞机燃油系统大多为这一型式。

多发总汇流管供油用于三发以上的飞机,是交输供油的演变型,如图 5-3 所示。燃油可从各主油箱分别供给对应的发动机,也可将各主油箱的燃油经汇流活门先送至总汇流管,再从总汇流管分配给各发动机。辅助油箱的燃油则必须经总汇流管才能供给发动机。总汇流管系统可以在某发动机失效时,将其对应油箱的燃油经汇流管供给其余工作发动机;而当一个主油箱损

坏时,其对应的发动机又可直接从汇流管得到燃油而无须交输供油。

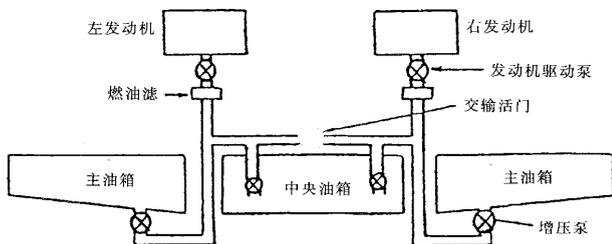


图 5-2 双发供油系统

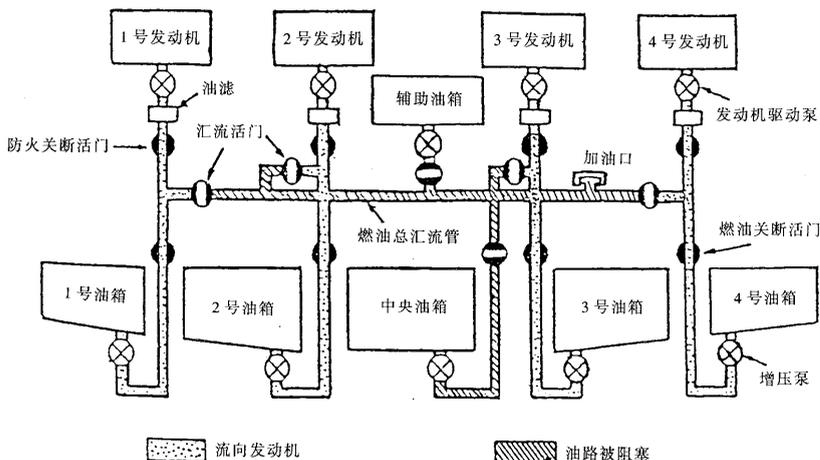


图 5-3 多发供油系统

### 三、飞机燃油系统的基本组成

按飞机燃油系统的功用和要求,它主要由燃油箱、燃油泵、燃油滤、控制活门和控制、显示等部分组成。

#### (一) 燃油箱及其通气系统

##### 1. 燃油箱种类

飞机燃油箱按其在飞机上所处位置可分为机翼油箱、机身(中央)油箱、机翼或机身辅助油箱及外挂式副油箱。运输机一般为几个机翼油箱和一个中央油箱。运输机的大型油箱最低处设置有放油口,可放出油液中的水分、沉淀物或放空油箱以便维护。按油箱结构特点又可分为固定油箱(包括硬壳式油箱和软油箱)、结构油箱等。

硬壳式油箱由铝合金制成,装于机翼或机身内,可整体更换。其优点是抗漏性好,缺点是不能充分利用机翼和机身的结构空间,且增加了重量。

软油箱由多层合成橡胶或尼龙织物制成,由固定框架支撑,装于机翼或机身内。可整体更换。其优点是可较好地利用结构空间,并且因为采用了双层壁以及材料的弹性而具有较高的安全性。缺点也是额外增加了重量。

结构油箱又称整体油箱,为现代飞机所广泛采用。如图 5-4 所示,它由机翼蒙皮壁板、端肋和翼梁腹板围成的结构空间,内表涂以密封材料而成。所以装设这种油箱的机翼又称为“湿翼”。为防止燃油在油箱内来回振荡,某些翼肋作为隔板并装有单向活门,以使燃油从翼尖流向翼根而不倒流。结构油箱的优点是最大限度地利用了结构空间,使油箱重量减小而加油量增大。缺点是维护较困难,维护成本较高,结构密封损坏漏油。

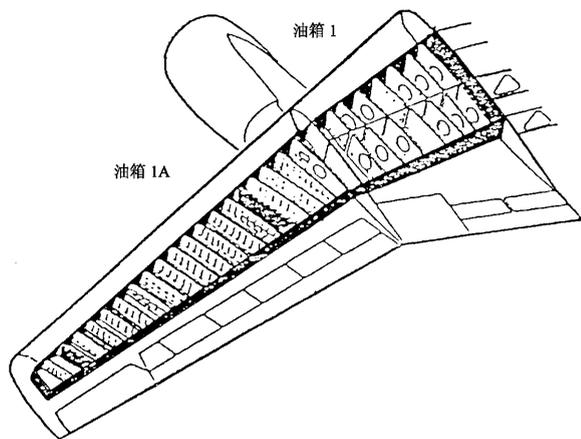


图 5-4 结构油箱

## 2. 油箱的分布

油箱分布取决于飞机大小、发动机数量和飞机燃油容量。双发短程飞机一般有两个机翼油箱,但也有其他布局。双发或三发中、短程飞机通常有两个机翼油箱和一个中央油箱,但也可能有更多油箱,如图 5-5 所示。远程四发飞机每边机翼有三个油箱和一个中央油箱,如图 5-6 所示。多油箱设置主要是从安全角度考虑。

主油箱序号与相应发动机序号一致。有些飞机的油箱则称为左、右和中央油箱。而左、右油箱又可分为内侧和外侧油箱(如 A 320)。

## 3. 油箱通气系统

油箱通气的目的是防止加油时油箱内产生过大的正压,在飞行中给油面提供冲压空气压力,防止因耗油产生负压,保证顺利加油和向发动机供油。通气系统还可排出油箱内的燃油蒸气,防止形成爆燃条件。

现代飞机的油箱通气系统包括冲压通气口、翼尖通气油箱、一根或数根将通气油箱与主油

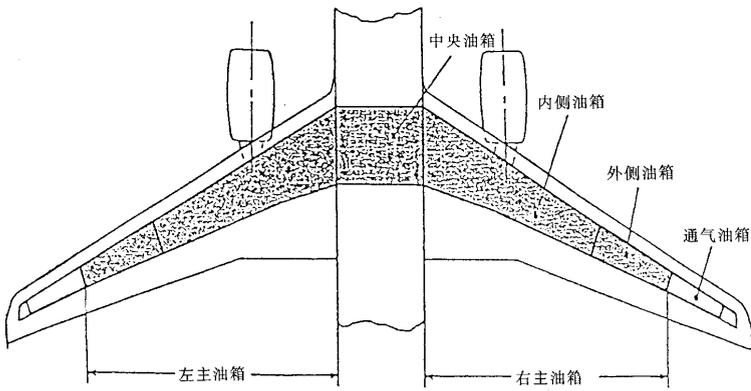


图 5-5 A 320 飞机油箱分布

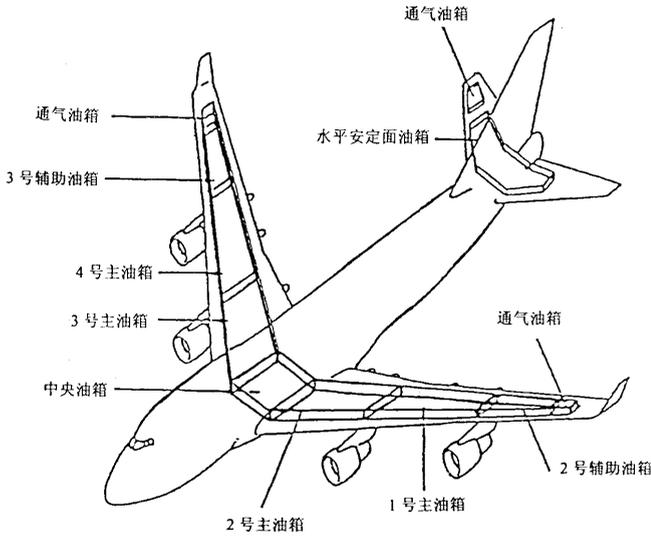


图 5-6 B 747 飞机油箱分布

箱连接的通气管等,如图 5-7 所示。冲压通气口(庖斗形)与通气油箱相通,进气口具有防冰、防虹吸能力,内部有消焰器,既可给排出的燃油蒸气降温,又可防止外部火焰进入通气油箱。

为防止飞行中因飞机姿态剧烈改变造成燃油从通气系统漏出,通气管中装有通气浮子活门,当油面升高到满油时活门浮起而关闭通气管路。如果燃油振荡已经漏到通气油箱中,因其位置较高(具有上反角的机翼),漏出的燃油可通过一单向活门流入相邻的主油箱。

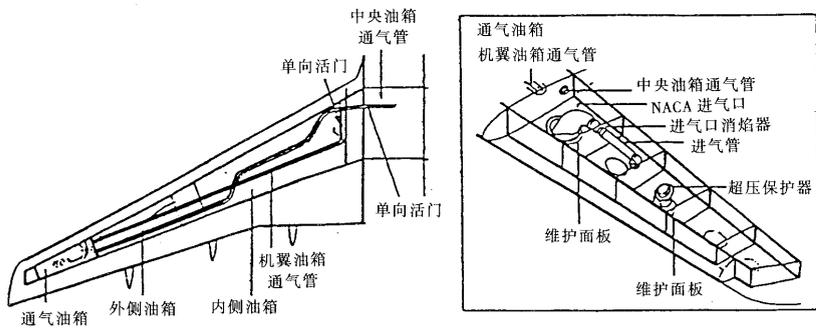


图 5-7 油箱通气系统

## (二) 燃油泵

飞机燃油系统的燃油泵主要有增压泵、超控泵、引射泵、转输泵和搜油泵等(见图 5-8)。其中增压泵、超控泵和转输泵为电动离心式,引射泵和搜油泵为文氏管式。

增压泵保证向发动机驱动泵提供具有一定压力的燃油,一般为浸入式,即泵体浸没在燃油中。每个主油箱前后各装一个泵,保证飞机各种姿态下供油的连续。

超控泵用于控制耗油次序,其出口处的单向活门打开压力较小,这样就保证了先消耗安装超控泵油箱的燃油,后用其他油箱的燃油。

引射泵用于小型飞机,利用增压泵的部分压力油流过文氏管抽吸无泵油箱的燃油至消耗油箱。搜油泵原理同引射泵,可将辅助油箱的剩余燃油抽至主油箱。

转输泵可将燃油转输到其他油箱或放油管路。

## (三) 燃油滤

燃油滤在结构上与液压油滤类同。在飞机燃油系统的供油管路中一般设有粗、细两种油滤。粗油滤的过滤度约为  $70 \mu\text{m}$ ,主要滤去燃油中的机械杂质;细油滤的过滤度小于  $10 \mu\text{m}$ ,主要用于过滤燃油中的细微杂质和水分。粗、细油滤都有旁通油路,当滤芯堵塞时旁通活门打开,保证连续供油。在细油滤的进、出口之间有一个压力电门,当滤芯堵塞两端压差达到一定值时接通油滤堵塞信号灯(驾驶舱中)电路,为飞行员提供油滤堵塞信息。

## (四) 控制活门

燃油管路中控制活门主要有油箱选择活门、燃油关断活门及交输活门等。

油箱选择活门用于单发飞机选择左或右油箱供油,也起关断燃油的作用。在冷天飞行时应注意防止该活门冻结而阻碍正常的供油选择,方法是经常性地转换左或右油箱供油。

燃油关断活门又称为防火关断活门。正常供油时由电力接通,发动机失火时应关断该活门,活门关闭信号灯亮。所以燃油关断活门既受专门的电门或发动机起动手柄控制,又受防火电门(开关)的控制。有些飞机的燃油系统中关断活门和防火关断活门是分开的,分别由单独的电门或开关控制。

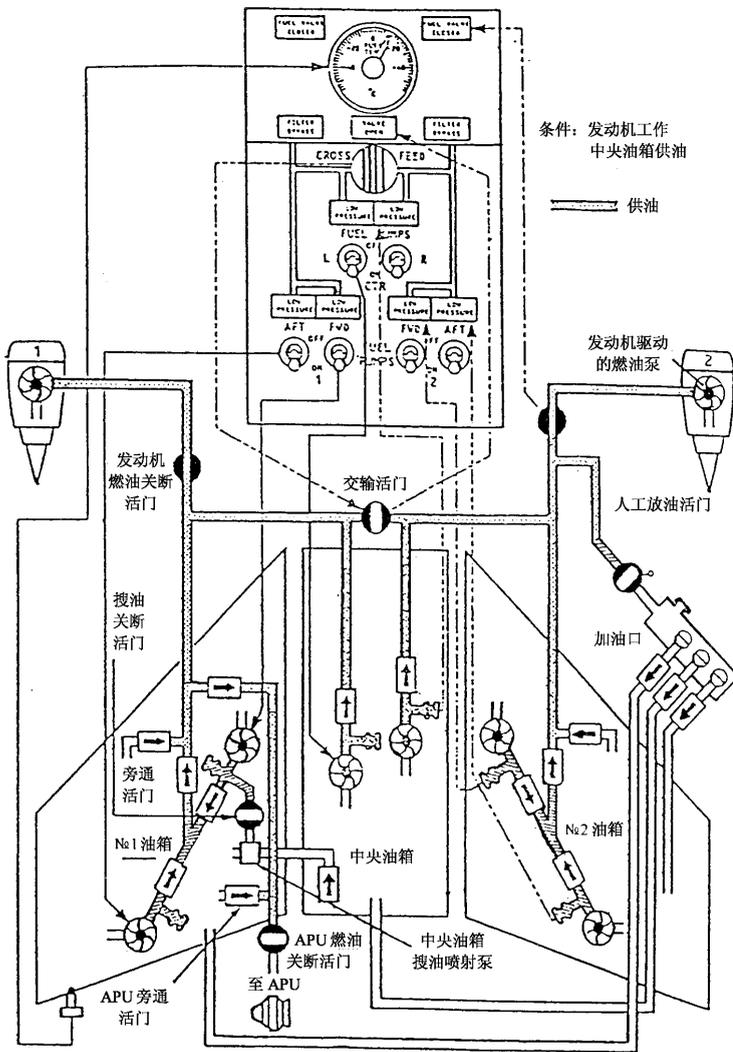


图 5-8 飞机燃油系统控制面板和燃油油量表

交输活门结构类似于关断活门,用于双发飞机燃油系统中。正常供油时该活门关断,需要交输供油时,由专门的电门控制其接通。交输活门接通时,相应的位置信号灯亮。

### (五) 飞机燃油系统的工作显示

飞机燃油系统的工作显示主要有如下几个方面:

(1) 燃油量表 有油量表(电气)、测油杆等几种。现代运输机的油箱内有电容式油量传感器,为油量表提供电气信号,指示误差小。有些飞机当总油量低于一定值时,驾驶舱仪表板上的低油量警告灯闪亮,以告诫飞行员飞机剩油不多,应采取相应措施。

(2) 燃油消耗量表 显示的数据为所有发动机已消耗的燃油总量。

(3) 燃油流量表 指示去燃油喷嘴的燃油流量(属于发动机燃油系统)。

(4) 油泵工作与低压警告灯 燃油增压泵正常工作时相应工作灯亮(一般为绿色);当燃油增压泵出口压力低于正常值时,相应的低压灯亮(红色或琥珀色)。

(5) 燃油温度表与低温信号 指示某燃油箱内的燃油温度值,以此代表总的燃油温度。当油温低于一定值时,飞行员应采取必要的措施,如接通燃油循环装置、打开燃油加温器、增加空速或改航等。有些飞机还设有燃油低温指示灯。

(6) 燃油滤旁通信号灯 灯亮时表示相应油滤处于旁通,油滤可能被污染物或结冰堵塞等。一旦出现旁通信号,飞行员应作好记录并采取相应措施。

(7) 活门位置指示灯 表示诸如燃油关断活门、交输活门等所处状态。

以上各种信号指示是针对一般飞机而言,具体机型则根据燃油系统类型及其工作要求设置。作为实例,图 5-9 为 B 737-300 飞机燃油系统的操纵控制面板和燃油量表。

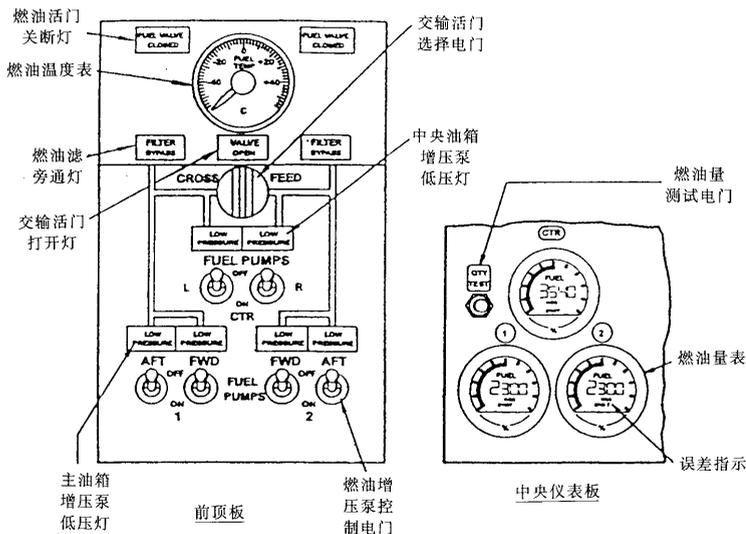


图 5-9 B 737-300 飞机燃油供给系统

## 复习题

- (1) 飞机燃油系统应具备哪些基本功能?
- (2) 飞机燃料主要有哪两种?对航空煤油的使用性能有哪些要求?
- (3) 飞机燃油系统的型式主要取决于什么因素?有哪几种型式,各有什么特点?

- (4) 燃油箱按其结构分有哪些种类?各有什么优缺点?
- (5) 试述民用运输机燃油箱的编号方法及双发飞机燃油箱分布特点。
- (6) 试述燃油箱通气的作用,燃油系统增压泵、超控泵、搜油泵的功用。
- (7) 飞机燃油系统的主要控制活门有哪些?各有什么功用?
- (8) 燃油系统的工作指示有哪些?燃油滤堵塞信号灯亮包含了什么信息?

## § 5-2 飞机燃油系统的使用

飞机燃油系统的使用主要包括向发动机供油、给飞机加油以及应急空中放油等。

### 一、飞机燃油供给系统

以双发飞机为例。向发动机供油一般有正常供油、交输供油和抽吸供油三种方式,如图 5-8 所示。

正常供油时,接通所有增压泵电门,交输活门处于关闭位置,以保证向每台发动机供油的独立性。因中央油箱单向活门打开压力较低,故先由中央油箱向两发供油,快用完时自动转换至主油箱供油,从而保证了先中央油箱后主油箱的用油次序。当增压泵出口压力低时,相应的低压信号灯亮。

当两边机翼油箱的油量不平衡或一台发动机失效时,为了保证飞机的横向姿态控制,可采用交输供油方式。燃油通过交输活门,可从任一油箱向任一发动机或所有发动机供油。例如,单发情况下需要平衡油量时,首先确认发动机失效一边的增压泵工作正常,然后打开交输活门,最后关断工作发动机一边的增压泵即可实现交输供油。待油量平衡后,接通被关增压泵,由两边油箱向工作发动机供油。

如果某主油箱的所有增压泵都失效,则相应发动机的供油为抽吸方式。每个主油箱内的供油管上有一个增压泵旁通活门,由发动机驱动的燃油泵(低压和高压)通过这一旁通活门将燃油从油箱抽吸至发动机,同时还有燃油重力和通气系统的冲压作用。中央油箱一般不设旁通活门,所以当中央油箱有油而两泵都失效时,其所剩燃油量不可用,应根据油量表指示的主油箱油量重新计算续航时间。

在飞行期间一般不进行油箱与油箱之间的燃油转输。但有些飞机(如 MD-11 等)则有以调整飞机重心为目的的燃油转输,即按需要自动进行机翼主油箱与平尾油箱之间的燃油转输。

### 二、飞机的加油

飞机加油包括地面加油和空中加油。民用运输机一般采用地面加油,主要有重力加油与压力加油两种方式。

所有小型飞机的机翼上表面都有重力加油口作为主要加油口。这种标准加油口处标注有飞机所需的燃油等级和相应油箱可加燃油量,如图 5-10 所示。大型飞机也装有这种加油口作为备用。

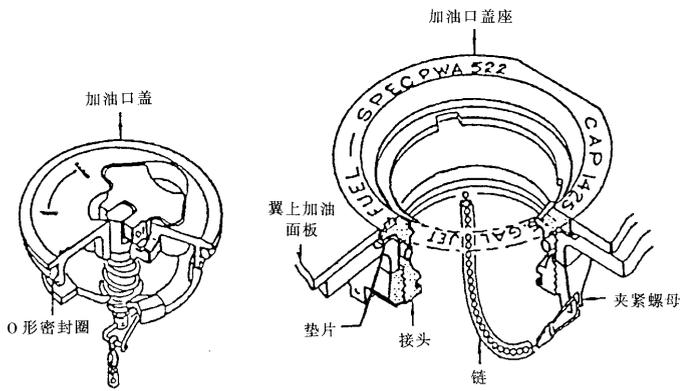


图 5-10 重力加油口示意

压力加油系统可提供快速加油(例如 B 737 为 1 t/min),并且可减小加油时的外来污染。压力加油口及控制面板一般位于机翼前缘下表面的盖板内,如图 5-11 所示。根据加油量的大小,压力加油口可能有一个或两个。该系统主要由加油接头、加油总管和加油活门等组成。加油时,将地面加油管接入机上接头,接通相应的加油活门,则燃油向所有的油箱同时或分别加注,每个油箱加油量可通过面板上的油量指示器监控。有些飞机的加油量可预先设定(如 A 320 等),且加油过程为全自动。加油活门可自动或人工关断。

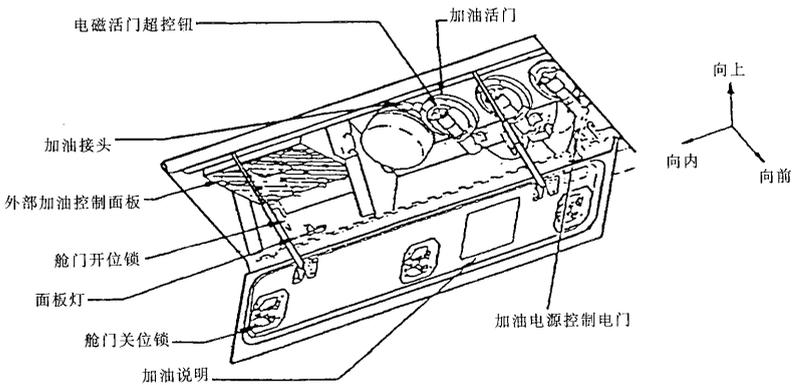


图 5-11 压力加油面板

加油时特别应注意燃油牌号、油量单位、加油顺序和防火安全。航线营运中曾因搞错了燃油的牌号,或弄错了油量单位(如把磅当成了公斤,或者把升当成了加仑)等,造成多次空难和严重事故隐患。另外,如果采用重力加油,则在加油前飞机必须接地,以防静电跳火引起火灾;加油口必须清洁,以防止水分和污染物随着加油混入油箱。重力加油结束后,切记盖好并拧紧加油口盖。

### 三、空中放油

按国际民航组织规定,最大起飞重量与最大着陆重量的比值大于 105% 的飞机必须设置空中放油系统,以保证着陆安全。FAR 25 部规定,一架飞机以最大起飞重量起飞后,除了 15 分钟飞行(包括在出航机场起飞、复飞和着陆)期间所消耗的燃油外,如果飞机重量仍然不能满足 FAR 25 所规定的起飞、进场和着陆爬升性能要求,则该飞机必须设置空中放油系统。中远程飞机如 B 707、B 727、B 747 等都设有空中放油系统。

对于以燃气涡轮发动机为动力的飞机,放油系统自身结构保证了空中放油的最小剩油量能满足飞机从海平面爬升至 3048 m(10000 ft),并以最大速度巡航 45 分钟的用油量。考虑到燃油的价值,一般放油至飞机达到最大着陆重量为宜。这时的放油量计算方法是:飞机最大着陆重量与记载于飞行计划上的飞机无燃油重量之差,就等于放油后应保留的燃油量。

空中放油系统常见的有两种型式,即重力放油系统和动力放油系统。

重力放油系统空中放油时,电机带动放油槽从翼根后缘伸出,利用燃油重力直接放油,由放油活门控制放油管路的通断。这种系统不能用于发动机后置的飞机。图 5-12 所示的 B 707 飞机空中放油系统即属于这一型式。

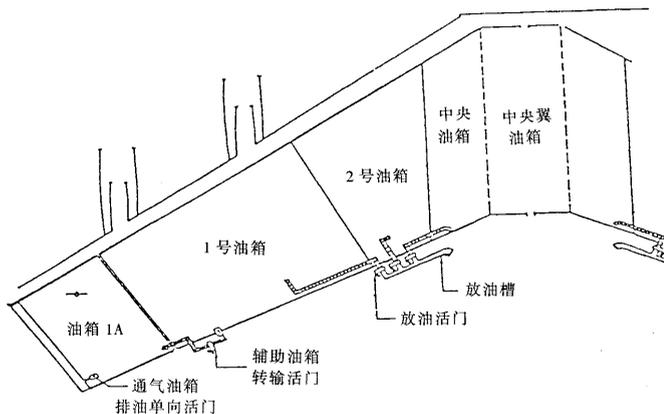


图 5-12 重力放油系统

动力放油的放油喷口位于翼尖后缘。当各油箱内的燃油增压泵工作,同时打开放油活门时,燃油由增压泵打入放油系统的放油总管。这时如果再接通放油喷口活门,则燃油从翼尖排出机外。当油箱内油面降至关断高度或发动机供油管路压力降至安全值以下时,放油活门自动关断,以保证剩油量足够。图 5-13 为 B 747 空中放油系统示意。

空中放油虽然不是一种紧急情况,但在程序上需要认真对待,注意密切配合。与处理其他非正常程序一样,首先应确保有人以主要精力操纵飞机,然后由实施程序的飞行员喊出检查项目,把手放在适当的开关上或指向适当的开关,经另一名飞行员证实为正确后再行动。除了最紧急的情况外,空中放油应注意的问题是:① 遵从空中交通管制部门的指挥,到指定空域、规定高度上放油,以保证地面人员和财产的安全。一般在 1830 m(6000 ft) 高度上放油,放出的燃油在达到地面前就已完全汽化掉了。② 放油期间飞机应处于净形状态,即增压

装置和起落架应处于收回状态。

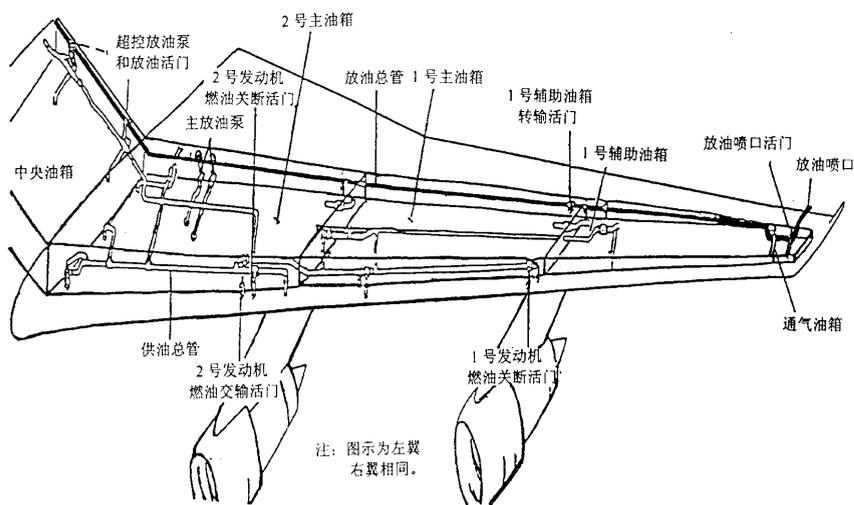


图 5-13 动力放油系统

## 四、燃油系统常见故障

(1) 燃油渗漏 燃油渗漏指燃油从油箱、油泵底座、管路或管接头处向外渗出的现象，飞行前应认真检查。出现渗漏时，飞机是否适航要根据使用手册的规定结合渗漏的严重程度而定，但如果存在连续滴滴情况，无论出现在飞机什么部位，都应停止飞行。连续滴滴的判断以每分钟漏油滴数为标准，每种机型都有具体规定。

(2) 燃油含水量过大 水可以溶解于燃油中或以游离形式混在燃油中，其来源是空气中所含的水蒸气、加油时混入的水、油箱中冷凝水等。游离水易与燃油结合形成一种类似胶冻的物质，温度低时还可引起燃油系统结冰(冰晶)，可能堵塞增压泵滤网和燃油滤；大量的水分会引起发动机功率下降甚至停车；水还会使油箱中的电气油量传感器短路，影响油量表指示；水还可以滋生微生物。

因此，为了保证飞行安全，必须防止燃油中有过量的水存在。使用中的措施是：飞行后或飞机停放期间加满油箱，防止空气中水分在油箱内壁凝结，同时使燃油中的水分和杂质沉淀；飞行前放出积存于油箱底部的水分和杂质并化验检查其是否适航。如果起飞前加油，应等待一段时间(如 15 分钟)，使水分沉淀后再放油检查。TB-20 飞机飞行训练中曾因飞行前未放完油箱积水而造成发动机空中停车，导致一等飞行事故。

(3) 燃油泵压力低 飞行中当油箱油量低而飞机又处于颠簸气流中，在爬升、下降期间，燃油泵出口压力可能降低，驾驶舱中相应的“油泵低压灯”闪亮。因为有抽吸供油方式，一般可正常飞行；但如果一个油箱中的全部增压泵都处于低压状态，这在高空可能出现发动机功率下降的现象，应采取相应措施。

(4) 油量表指示误差大 通用航空类飞机(包括大部分训练飞机)的燃油量表一般为机械式或电动式,其传感器是浮于油面的浮子。因油面振荡、信号机械传递机构摩擦等原因,这类油量表的指示误差较大。因此这类飞机的燃油量不能以油量表指示为唯一依据,在计算续航时间和航程时一般以“时间基准算法”,即根据加油量、平均耗油量和飞行时间进行计算。另外,有的飞机装有耗油量累计表,则存油量可根据加油总量与已耗油量之差来计算。

## 复习题

- (1) 飞机供油系统的工作方式有哪几种(以双发飞机为例)?在什么情况下需要交输供油?什么情况下处于抽吸供油状态?
- (2) 飞机加油方式有哪两种?压力加油的优点是什么?重力加油注意事项有哪些?
- (3) 运输机为何要设置空中放油系统?空中放油有哪两种方式?放油时应注意些什么?
- (4) 简述燃油系统常见故障种类及其处置。

# 第六章 飞机座舱空气调节系统

飞机座舱空气调节系统是飞机座舱环境控制系统的主要组成部分,其主要功能是保证高空飞行时乘员的安全与舒适。

现代运输机的飞行高度都在 10000 m 左右,超音速运输机可达 18000 m,甚至更高。高空(平流层底层)飞行气象条件好,无云且风速、风向稳定;保持相同空速时,燃气涡轮发动机燃油消耗率较低空小,航程和续航时间相应增大,经济性提高。但高空大气压低、缺氧及低温使人体难以承受。为了解决这一矛盾,现代飞机采用了气密座舱加空调系统,在飞行高度范围内,向座舱提供一定压力和温度的空气,并按需要进行调节,保证飞机乘员的生理需求和安全舒适。飞行中飞行机组必须清楚座舱压力意外下降的危险性与应急措施,作好处置紧急情况的准备。

本章主要介绍民用运输机座舱空调的基本要求、空调气源、座舱温度和压力调节系统基本组成、调节原理和方式。

## § 6-1 客机座舱空调要求概述

### 一、高空大气环境对人体生理的影响

高空大气环境对人体主要产生高空缺氧和低气压物理性影响,另外还有低温影响。

#### 1. 高空缺氧

高空缺氧是因为高空大气中氧气分压降低,使机体组织得不到正常氧气供应或不能充分利用氧气来进行代谢活动所致。例如,海拔 10000 ft(约 3000 m)时,血液中含氧饱和度约为 90%,属于轻度缺氧,长时间在此高度停留会感到头疼和疲劳;海拔 15000 ft(约 4500 m)时,血液中含氧饱和度仅为 81%,属于中度缺氧,人会感到嗜睡、头疼、嘴唇和指甲发紫、视力和判断力减弱、气促和心跳加快以及情绪上产生某些变化;在海拔 22000 ft(约 6700 m),血液中含氧饱和度降低为 68%,属于严重缺氧,人会产生惊厥、丧失意识直至死亡。如果在海拔 25000 ft(约 7600 m),血液中含氧饱和度进而下降到 50% ~ 55%,人在 5 分钟内就会失去知觉。

1986 年我国制订的国家军用标准规定了六种生理界限值:① 最佳值为海平面;② 夜航安全值为 1500 m;③ 功效保证值为 2500 m;④ 功效允许值为 4000 m;⑤ 缺氧耐限值为 5500 m;⑥ 缺氧极限值为 7500 m。

#### 2. 高空低气压影响

包括高空胃肠胀气、高空减压病及体液沸腾三个方面。其根本原因都是大气压力降低。大

气压力降低时,胃肠道内气体迅速膨胀,来不及排出引起腹胀、腹痛;组织体液中溶解的氮气析出形成气泡,堵塞血管或压迫局部组织,引起关节痛、皮肤瘙痒或刺痛、咳嗽、胸痛等;在 19000 m 时,体液开始沸腾,皮下组织气肿、心脏扩张受损而致死亡。

另外,压力迅速降低或称爆炸减压对人体也有较严重的危害,主要是减压综合症和肺损伤。高空飞行时,座舱内空气压力大于外界压力(高出部分称为余压),如果因飞机结构等原因造成座舱内高压空气迅速外流,则在很短的时间内(百分之几秒到 1 秒)座舱压力降低到与外界压力相等的程度。爆炸减压对人体的危害程度取决于减压时间和余压大小,所以对余压值有限制。

### 3. 环境温度对人体的影响

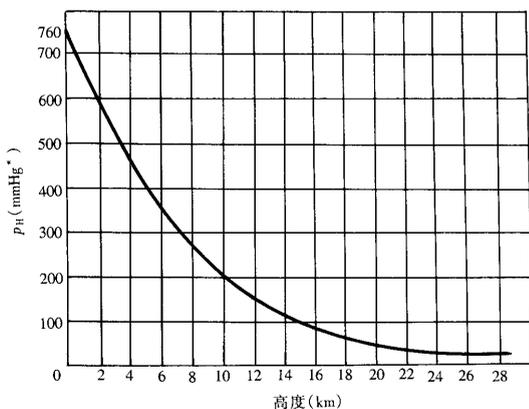
环境温度对人体的影响表现在高温和低温的影响两个方面。

环境温度高时,过多热量在人体内蓄积(称为“热积”),使体温升高,心率加快,机体耗氧量增加,消化功能及中枢神经系统功能失调,工作效率降低。临床观察表明,当直肠温度达到 40°C 时,体温调节机制已失去作用,43.5°C 时人即死亡。

低温条件下,当机体散热量超过产热量(称为“热债”)时,体温下降,出现寒颤,手脚僵硬,主观上不能忍受,工作效率降低。直肠温度 35.5°C 为最低体温限度。

## 二、对座舱空调系统的要求

大气压力随高度的变化规律见图 6-1。在高空飞行时,如果对座舱内的空气不进行必要的调节,将对飞机乘员产生上述各种不利影响。因此,对气密座舱空调系统提出了下列要求。



\* 1 mmHg  $\approx$  133.3 Pa

图 6-1 大气压力随高度变化曲线

### 1. 座舱空气压力的要求

座舱空气压力是气密座舱内空气的绝对压力,简称座舱压力,通常又以另一个对等的概念来表示,即座舱高度——座舱内空气绝对压力所对应的海拔高度(注意它与飞行高度的区别),以  $H_c$  表示。

根据试验得出,旅客机舒适的座舱高度为  $0 \sim 2400 \text{ m}$  ( $0 \sim 8000 \text{ ft}$ ),安全座舱高度为  $3000 \text{ m}$  (约  $10000 \text{ ft}$ ),最大座舱高度不超过  $4500 \text{ m}$  (约  $15000 \text{ ft}$ )。

## 2. 座舱高度(压力)变化率的要求

座舱高度变化率指座舱压力变化的快慢程度,一般以  $dH_c/dt$  表示。它受飞机座舱压力制度和飞机升降率的影响。座舱高度变化过快会使中耳产生不适感(胀耳或压耳),严重时中耳会发生气压性损伤。

座舱高度变化率与飞机升降率  $v_y$  的关系可用下式表示:

$$\frac{dH_c}{dt} = \frac{dH_c}{dH} \cdot \frac{dH}{dt} = K \cdot v_y$$

式中  $K = dH_c/dH$  为座舱高度随飞行高度的变化率,由相应飞机的座舱压力制度决定。对于一架特定的飞机, $K$  值按座舱压力制度的一定规律变化。可见座舱高度变化率  $dH_c/dt$  受飞机爬升或下降速度  $v_y$  的影响较大。

旅客机座舱高度变化率规定得较为严格,一般为:上升率  $\leq 500 \text{ ft/min}$  (约  $2.54 \text{ m/s}$ ),下降率  $\leq 350 \text{ ft/min}$  (约  $1.78 \text{ m/s}$ )。

## 3. 座舱余压的要求

余压指飞机气密座舱内外大气压力之差。

如果座舱内气压始终保持海平面气压,则人员最为舒适。但飞机在高空时,座舱余压很大,要求的结构强度大,飞机重量随之增大,同时有爆炸减压的潜在危险。解决办法是在满足人体生理需要的基础上,确定座舱内的气压应高于飞机飞行高度的气压,但低于海平面气压。例如,一架客机在  $12000 \text{ m}$  的高空飞行时,为了保持座舱高度为  $2400 \text{ m}$ ,则余压为  $56.5 \text{ kPa}$  ( $8.2 \text{ lbf/in}^2$ )。

喷气式飞机最大余压为  $7 \sim 9 \text{ lbf/in}^2$  ( $48.3 \sim 62.1 \text{ kPa}$ );涡桨式飞机最大余压为  $5 \sim 7 \text{ lbf/in}^2$  ( $34.5 \sim 48.3 \text{ kPa}$ )。

## 4. 座舱温度和湿度要求

现代飞机的飞行高度范围和地区范围变化很大,所以环境温度变化也就很大,如图 6-2 所示。因此有必要对飞机座舱(甚至货舱)进行加温或冷却,以使座舱内温度舒适。

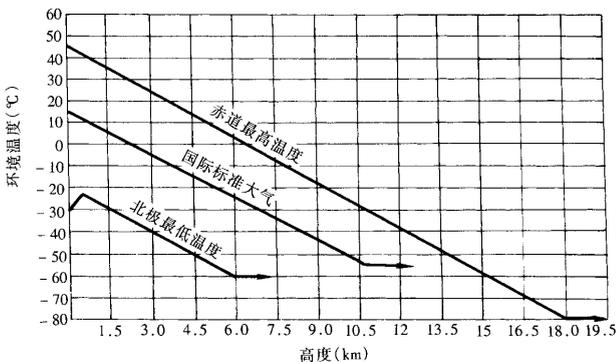


图 6-2 可能的温度变化范围

当人体皮肤平均温度在  $33^{\circ}\text{C} \sim 34^{\circ}\text{C}$  时,人体无须体温调节,体内无热蓄积,这种状态一般称为热舒适状态,相对应环境温度即为舒适温度。夏季约为  $19^{\circ}\text{C} \sim 24^{\circ}\text{C}$ ,冬季约为  $17^{\circ}\text{C} \sim 22^{\circ}\text{C}$ 。因此,飞机座舱空调温度范围一般在  $17^{\circ}\text{C} \sim 24^{\circ}\text{C}$  范围内。旅客个人通风口的温度不能高于座舱温度,但也不能太低,以  $10^{\circ}\text{C} \sim 12^{\circ}\text{C}$  为宜。

当空气湿度大时,高温条件有“闷热”感,低温条件有“湿冷”感;空气湿度小时,人将会感到鼻腔和喉咙粘膜干燥。所以对飞机座舱内空气湿度也有一定要求,以改善乘员的舒适性。试验证明,飞行时间小于 4 小时的旅客机座舱低湿度引起的症状不明显。相反,因为旅客机组乘员较多,空气湿度因人们的呼吸而增大,所以向座舱的供气应除水。

图 6-3 为温度、湿度舒适范围曲线图,其中阴影部分为舒适范围。

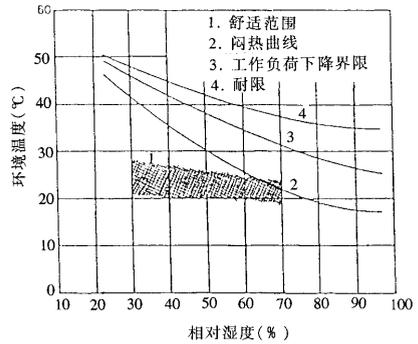


图 6-3 舒适温度和湿度范围

### 5. 通风换气的要求

座舱通风换气主要为了保证座舱空气压力、温度及新鲜的要求。在正常情况下每人每分钟需要  $0.7 \sim 0.9 \text{ kg}$  的新鲜空气,每人所需的舒适空间为  $1 \sim 1.8 \text{ m}^3$ 。若将座舱空气再次循环利用时,新鲜空气需求量下降一半。旅客机座舱换气次数不能少于每小时  $25 \sim 30$  次。

座舱内空气流动速度也不能太大,以不超过  $1 \text{ m/s}$  为宜,个人通风口则不超过  $3 \text{ m/s}$ 。

## 三、飞机气密座舱型式特点及安全要求

低空飞行的小型飞机一般采用非气密座舱,无法控制、调节座舱内空气的压力,只能进行一定程度的温度调节。

要对座舱进行温度和压力的精确调节,就必须采用气密座舱。宇宙飞行器采用的是再生式气密座舱,座舱内外完全隔绝,由生活保障系统循环产生氧气及水。运输机则多采用通风式气密座舱,为半密封式。一方面向座舱供以一定温度和压力的空气进行座舱温度调节和增压,另一方面控制座舱向机外的排气量来调节座舱压力。

图 6-4 为通风式气密座舱空调系统原理图。整个系统分为气源系统、空气温度调节系统和座舱增压系统三个部分。现代飞机气源系统的压缩空气一般来自发动机压气机引气、辅助动力装置 (APU) 引气或地面气源车供气;座舱空气调节部分利用气源系统的热空气与经过制冷的冷空气混合而得到适当温度的空气供向气密座舱,同时实现座舱增压和通风;座舱压力调节则通过控制座舱向机外的排气量而实现。

气密座舱作为一个压力容器,它是空调环境的边界,其强度和气密性直接关系到空调系统的工作安全。

座舱气密性指气密座舱漏气的程度。在座舱门、窗、操纵系统传动机构穿过处虽然都采取了密封措施,但仍不能保证在有余压情况下座舱空气没有泄漏现象。因此,座舱被称为“气密”

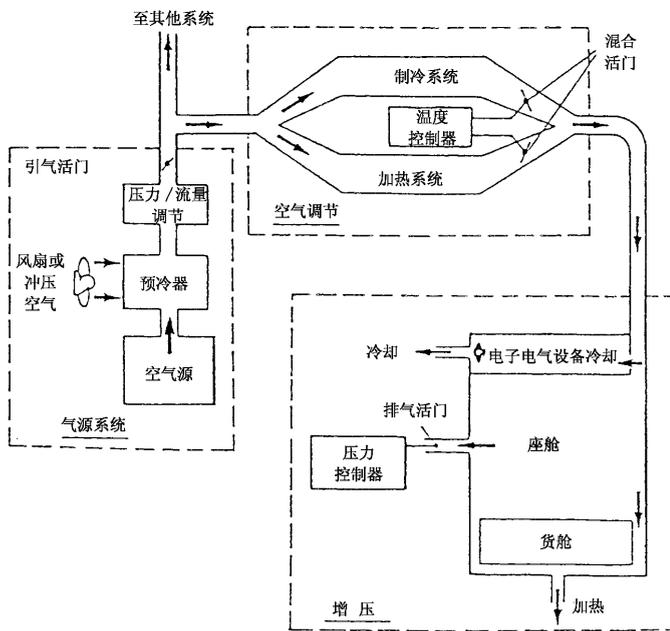


图 6-4 通风式气密座舱空调系统原理图

是有条件的。在正常飞行中,从座舱各种不严密处泄漏的空气量不应超过最小的可用增压供气量;在增压系统故障而紧急下降到安全高度的过程中,座舱应具备保持一定压力的能力。对座舱气密性应定期检查,特别是大修后应进行地面增压试验和飞行增压试验。

增压座舱强度是根据压差载荷与总体受力特点设计的。设计压差载荷相当于飞机最大额定压差载荷的1.33倍,并同时考虑飞行中的外部压力分布、应力集中和疲劳的影响。飞机制成或大修后须经过增压试验。飞机使用中如果座舱结构受损,如疲劳裂纹、外来物的撞击等,会造成强度降低,导致舱壁破损而发生爆炸减压。一旦在高空发生爆炸减压的紧急情况,机组和旅客应立即用氧,并迅速下降到安全高度。

## 复习题

- (1) 高空大气环境对人体生理有哪些主要的影响?
- (2) 对旅客机座舱空调系统有哪些要求?其参数如何?
- (3) 简述运输机气密座舱的型式与特点。什么是座舱的气密性?

## § 6-2 飞机气源系统

为了使气密座舱内产生余压(增压)、进行通风换气和调节温度,需要给座舱输入一定温度





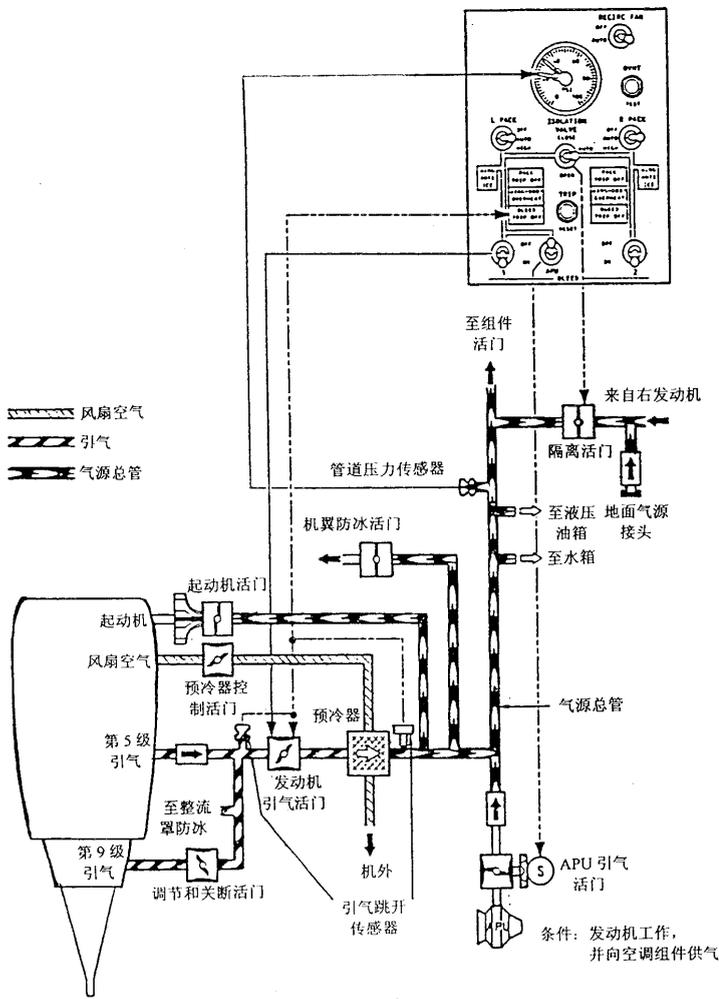


图 6-8 B 737-300 飞机气源系统简图

动装置,它将活门下游气流压力与基准压力比较,发出气动控制信号控制处于引气管道中蝶形活门的开度,即当下游压力减小时活门开大;下游压力增大时活门关小,从而控制引气活门下游的空气压力基本稳定(如  $310 \pm 28 \text{ kPa}$  ( $45 \pm 4 \text{ lbf/in}^2$ ))。同时,引气活门还对下游温度作出反应以限制引气温度为  $232^\circ\text{C}$ 。另外,引气活门还可根据驾驶舱引气控制面板上空调组件电门的位置指令自动调节引气流量;当引气总管温度上升到  $254^\circ\text{C}$  时,引气活门自动关闭。由此可见,引气活门既控制引气压力,又对引气温度起到限制作用。

引气温度控制由预冷器及其控制活门完成。预冷器是一个空气式热交换器,利用来自发动

机风扇通道的冷空气冷却发动机引气。根据预冷器出口的引气温度,预冷器控制活门自动调节开度,增大或减小风扇冷空气流量,从而保持所需的气源温度(正常约为 200°C)。另外,当飞机在地面使用大翼热空气防冰时,预冷器控制活门自动保持在全开位,以防止机翼过热。

## (二) 操纵和指示

驾驶舱气源系统控制面板(B 737-300)如图 6-9 所示。面板上包括发动机和 APU 引气电门、引气管道压力表、引气活门故障灯和机翼、机身过热灯等装置。其操纵方法或指示含义见图中标注。

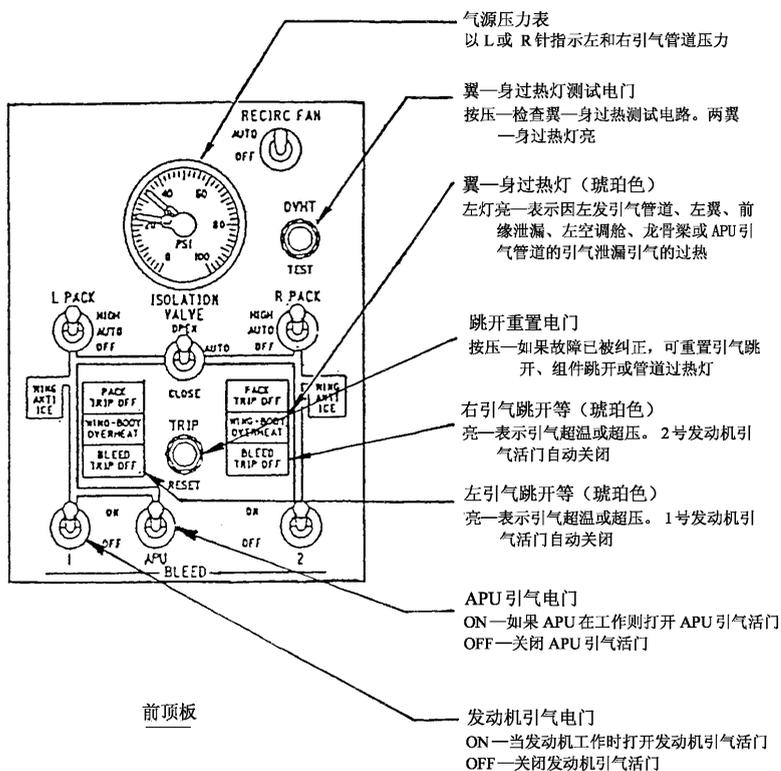


图 6-9 B 737-300 飞机气源系统控制面板

在实际飞行中发动机引气系统故障较多,其一是热天爬升时引气压力低,巡航时又转为正常。主要原因是环境温度高,预冷器冷却能力有限或其控制活门故障,造成引气过热,使引气活门关小,表现为引气压力偏低;其二是引气活门自动关断(引气跳开灯亮),主要因发动机引气超温或超压所致,待引气冷却后可按压“跳开重置”按钮恢复引气。

飞行中引气系统出现故障时要严格执行相应的检查单,注意机组间的配合并正确处置。例

如,在爬升中两台发动机的引气活门都“跳开”时,操纵飞机的飞行员首先应将飞机改平,由另一飞行员执行非正常情况检查,并相互提醒,排除故障或采取相应措施。如果机组只顾处理故障而忘了将飞机改平,则随着飞机的继续爬升,旅客和机组都会面临失压和缺氧的危险。

## 复习题

- (1) 飞机座舱空调供气的来源有哪些种类?现代运输机气源包括哪些?
- (2) 发动机引气需要控制哪些参数?如何控制?
- (3) 简述发动机引气控制的显示。

## § 6-3 座舱空气温度调节系统

飞机座舱在所有飞行阶段都会与周围环境发生热交换,从而使座舱内环境温度发生变化。为了改善机组成员的工作条件和旅客的舒适性,必须对座舱进行加温或冷却。

### 一、座舱热载荷与温度调节基本方法

将座舱作为研究对象,当维持舱内温度恒定时,单位时间内传入或传出座舱的净热量称为座舱热载荷。当不考虑气动加温等瞬态过程时,认为座舱与环境之间的热交换过程处于稳定状态,即整个座舱在热传递过程中温度场及各种热流均不随时间变化,则稳定状态下座舱热载荷可表示为:

$$Q_T = Q_W + Q_B + Q_S + Q_R + Q_P + Q_E + Q_D + Q_L$$

式中: $Q_T$  为座舱热载荷; $Q_W$  为通过座舱外壁表面的热流; $Q_B$  为通过座舱内壁的热流; $Q_S$  为通过透明表面的太阳辐射热流; $Q_R$  为座舱壁内表面的辐射热流; $Q_P$  为乘员所散发的热流; $Q_E$  为舱内电子、电气设备所散发的热流; $Q_D$  为防冰装置传给座舱的热流; $Q_L$  为座舱空气泄漏所带走的热流。

上式中各种热流有的传给座舱使舱温升高,有的从座舱传给环境使舱温降低,而且在现有的技术条件下不可能对它们进行有效的控制,因而座舱热载荷  $Q_T$  就成为座舱空气温度调节系统的工作载荷。当  $Q_T$  使舱温下降低于舒适温度时,需要空调系统向座舱加入热量(提高供气温度)以增温;反之,则从座舱吸热(降低供气温度)以降温。因此,气密座舱温度调节的基本方法是:调节供给座舱的空气温度(即供气温度),以满足座舱内乘员对舒适温度的要求。这实际上与地面民用建筑空调的基本方法相同。

### 二、非气密座舱的加温与冷却

许多小型通用航空飞机的座舱是非气密的。这类飞机一般没有专门的制冷设备,也没有充足的热空气源。但由于其座舱容积小、乘员少,多采用简单的方法对座舱空气温度进行一定程度的调节。图 6-10 所示为小型飞机座舱加温和通风系统示意。

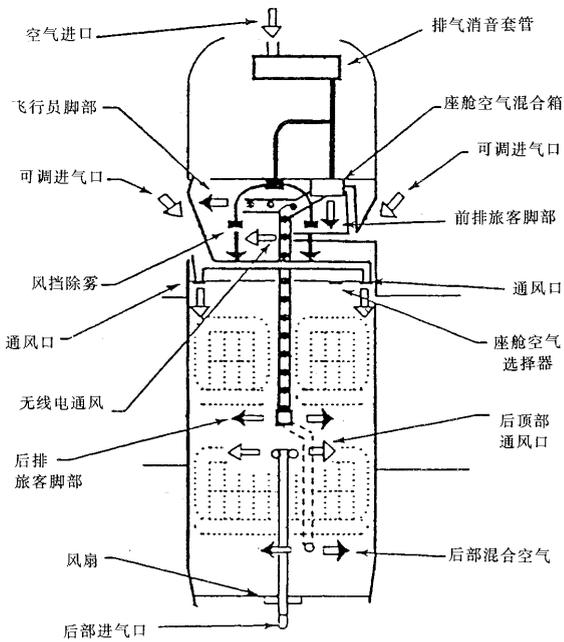


图 6-10 座舱通风和加温示意图

### (一) 座舱通风系统

小型飞机是利用加快座舱内空气流动速度，从而加强对流换热效果来达到降低座舱温度的目的。飞机飞行中外界冲压空气从位于机头前或两侧进气口（图示为左侧）以及垂尾根部进气口进入座舱，所有通风口都可由飞行员手动控制其开关并调节开度。因座舱不密封，进入座舱的空气从门窗和结构缝隙漏出，因而座舱内空气能够正常流动，实现了通风冷却。

机头侧进气口的冲压空气主要用于飞行员通风冷却，一般由左、右仪表板下方的通风口喷出，并向后流动。通风口处有拨动式调节片以调节流量。座舱除了前部通风外，一般还有后通风管。冲压空气从垂尾根部进气口进入通风管，从后部舱顶喷出。为了加速空气流动，在后通风管中加装一个通风风扇，由电门控制电机驱动。

对于飞行高度不高的小型飞机，这种通风冷却方式部分解决了热天飞行时的座舱冷却问题，并且因为没有增加额外的设备，所以减轻了飞机重量。但良好的座舱通风的前提是飞机必须有速度，所以在地面停机时座舱通风条件较差。

### (二) 座舱加温系统

活塞式飞机没有专门的压缩热空气来进行座舱加温，所以对座舱空气采用各种加温方法，如发动机废气加温器、燃烧加温器、电加温器及电加温涂层等。其中废气加温器使用较为广泛，

其优点是结构简单,利用发动机排气作为热源而不需消耗额外的能源。

如图 6-10 所示,飞行中外界空气由机头处的冲压空气口进入发动机“排气消音套管”,当空气流过套管时被发动机的排气加热,然后进入“座舱空气混合箱”与从右冲压进气口进入的新鲜空气混合,经过手动调节后进入座舱供气管,从飞行员脚部出口和乘客脚部出口流出,对座舱进行加温。另外,热空气在进入混合箱之前可通过飞行员的控制去对风挡进行除雾。

### 三、民用运输机座舱空气温度调节

以喷气发动机为动力的飞机利用来自发动机引气总管的压缩空气作为空调气源,其优点之一是引气本身就具有较高温度,所以不需要额外的加温设备,而引气制冷又成了主要问题。

#### (一) 引气制冷

飞机引气制冷方式一般有两种,即蒸气循环制冷和空气循环制冷。

蒸汽循环制冷系统的制冷原理与普通民用冰箱、空调器相同,如图 6-11 所示。它利用制冷剂的相变(液相 → 气相)通过蒸发器吸收需制冷处的热量,再将热量带至冷凝器,把热量传给环境空气或冷却水等。制冷剂在封闭系统中连续循环流动,循环动力由电机或发动机带动的压缩机提供。这种制冷系统常用于热带地区飞行的飞机上,通常与空气循环制冷系统串联使用,以增大制冷量。

空气循环制冷系统(图 6-12)主要利用发动机引出的高温高压空气,经热交换器初步冷却后,再经冷却涡轮进行膨胀降温,由此获得所需冷空气。其优点是重量轻,成本低,调节和控制方便,制冷介质(空气)同时可输入座舱作为增压之用,使座舱通风、增压和调温由同一系统完成。

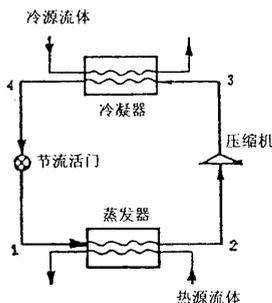


图 6-11 蒸发式制冷系统原理

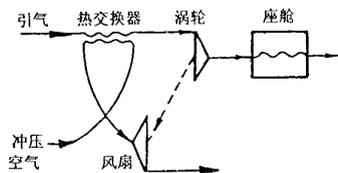


图 6-12 简单式空气循环制冷系统示意图

空气循环制冷系统主要有简单式、升压式(低压除水)和高效系统(高压除水)等几种型式。简单式用于早期飞机,而中短程运输机则常采用升压式,先进客机多采用高效系统。

#### (二) 空气循环制冷系统

图 6-13 为典型的采用升压式空气循环制冷系统的飞机(B 737-300)空调系统示意图。空

调气源来自气源总管,由组件活门控制流向空调组件的引气流量。根据飞机大小和发动机数量的不同,一般有两个或三个组件独立地平行工作。来自各空调组件的已调空气送入混合总管,最后供入座舱。当一个组件失效时,剩下的组件能够保证座舱增压和温度调节的需求。

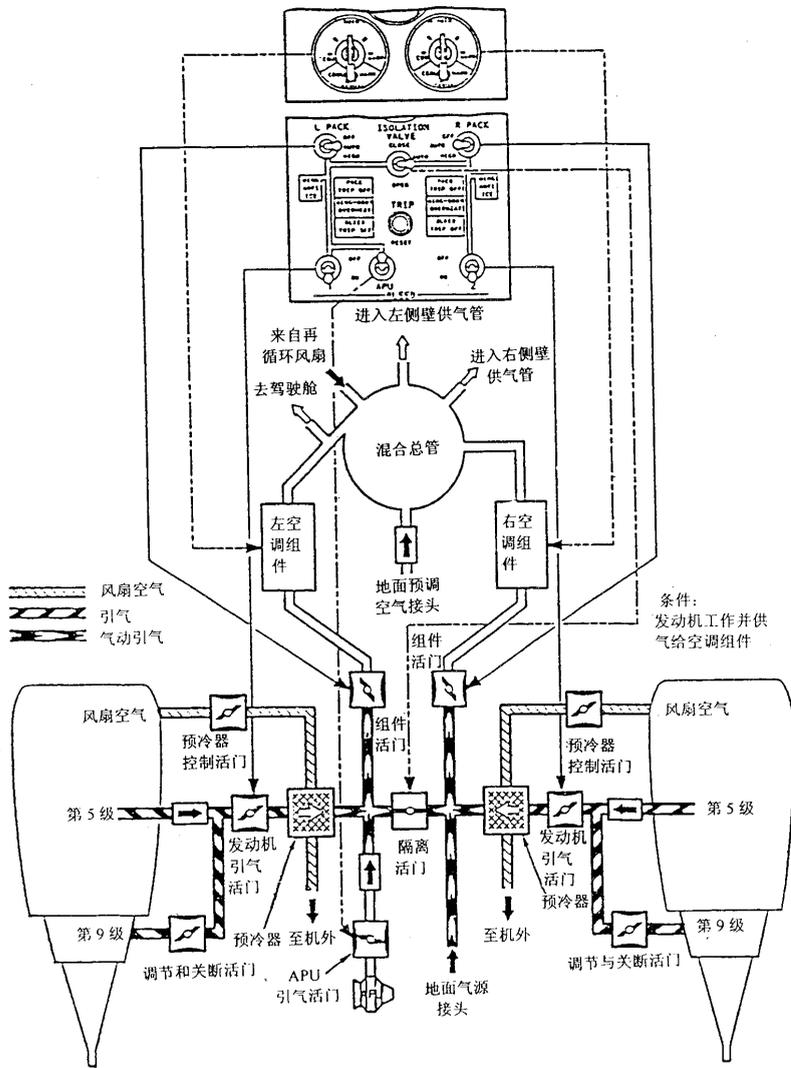


图 6-13 B 737-300 飞机空调系统示意图

空气循环制冷系统(即空调组件)是整个空调系统的核心部分。图 6-14 为升压式空气循环制冷系统的工作简图。从发动机压气机引出的高温空气(约  $300^{\circ}\text{C} \sim 400^{\circ}\text{C}$ ) 首先由预冷器冷却至  $190^{\circ}\text{C}$

左右,然后分成热路和冷路。热路空气经控制活门直接流向混合室,而冷路空气要经过制冷循环。

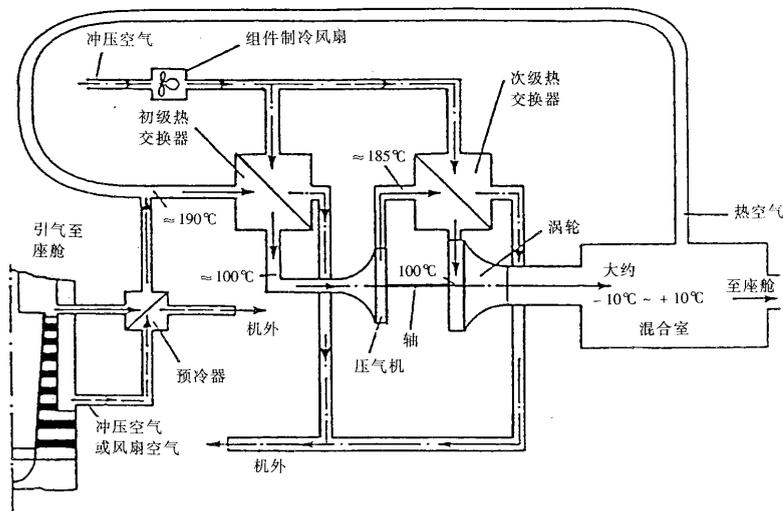


图 6-14 升压式空气循环制冷系统流程图

冷路空气由初级热交换器冷却至约  $100^{\circ}\text{C}$ , 进入空气循环机(压气机 + 冷却涡轮)的压气机, 压力和温度得到提高, 接着再由次级热交换器冷却, 将多余热量散失掉。热交换器由冷、热管束通道组构成, 利用外界冲压冷空气流过其冷边, 强迫对流换热, 将热空气冷却, 然后排出机外。通过次级热交换器后, 冷路空气进入空气循环机的冷却涡轮膨胀做功, 冲动涡轮带动压气机高速旋转消耗内能, 空气自身的温度和压力则降低。涡轮出口的空气温度一般在  $-10^{\circ}\text{C} \sim +10^{\circ}\text{C}$  范围内。

从涡轮流出的空气因其温度低, 空气中的水分会凝结成水滴。所以, 在冷却涡轮出口处一般装有水分离器, 将水分离出后, 喷入冲压空气通道入口处, 一方面减小了供向座舱空气的湿度, 另一方面又提高了热交换器的效率。

冷、热路空气按温度调节的需要, 在混合室内混合, 最后供入座舱。

有些空气循环机为三轮式, 由冷却涡轮带动一个压气机和一个风扇同轴转动。风扇位于冲压冷空气通道内, 其作用是抽吸冲压冷空气通道的空气, 加速其流动, 特别是飞机在地面不运动时风扇作用更重要。

### (三) 座舱温度调节与控制

从前述内容可知, 座舱温度调节的基本方法是调节供向座舱空气的温度。气源通过空调组件的工作, 已经得到了热路和冷路两种不同温度的空气, 只要控制它们的流量, 使其按需要以一定比例混合即可。

图 6-15 为座舱温度控制原理图。由温度控制器根据选择温度和座舱实际温度的差异发出信号调节冷、热路活门的开度, 控制冷、热路空气流量, 混合后得到所需供气温度, 从而供给座舱以一定温度和流量的空气, 使座舱温度保持在选择的范围内。

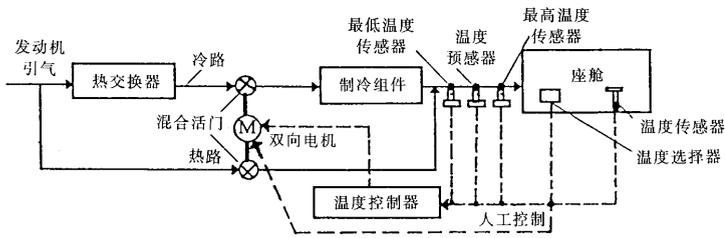


图 6-15 座舱温度控制原理

图 6-16 为 B 737-300 飞机空调组件及其温度调节与控制流程。温度调节由座舱温度选择

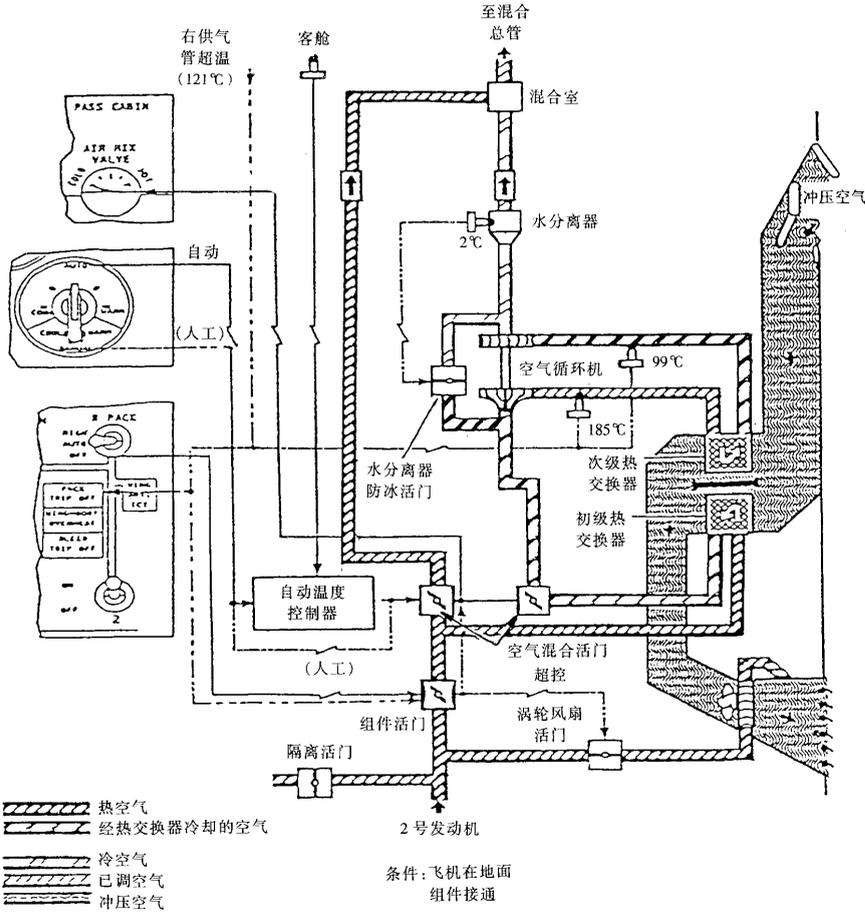


图 6-16 B 737-300 飞机座舱温度调节与控制示意图

器、座舱温度传感器、温度控制器及执行机构(空气混合活门或双温活门)等组成。座舱温度选择器由飞行员用旋钮控制,有“自动”、“人工”两种方式。正常情况下选自动方式,由温度控制器自动控制供气温度;自动失效时,选人工方式,由飞行员直接控制供气温度的冷热。

座舱温度传感器感受座舱或驾驶舱的实际温度,并将温度信号转换为电信号传递给温度控制器。温度控制器主要接受温度选择器和座舱实际温度信号,通过电桥电路的处理,输出与温度偏差或温度变化率成正比的电压信号,经放大后向温度控制执行机构发出工作指令。当所选温度与实际温度一致时,控制器无信号输出。

温度控制执行机构由双向电机和冷、热路活门(图中为“空气混合活门”)组成。冷、热路活门又称双温活门,它们是联动的,即一个开大,另一个就关小,由一台双向电机驱动。电机接受控制器发来的指令或人工方式时飞行员的指令,驱动双温活门的开、关,控制冷、热路的流量。在空气循环机的压气机出口、冷却涡轮进口和座舱供气管道中设有温度传感器,当这些地方空气温度过高时,组件活门自动关闭并向驾驶舱发出故障信号。

#### (四) 供给座舱空气的分配

从每个空调组件流出的已调空气都进入混合总管,将各组件的已调空气混合均匀后,由总管分配至座舱供气管道。客舱供气通过侧壁从顶部供气口进入客舱,有些飞机还有地板供气口。在客舱中设置有个人通风口供每个旅客选用。驾驶舱从飞行员脚部地板、天花板等出气口进入,如图 6-17 所示。

有些大、中型运输机的机身较长,为了使座舱内空气温度均匀,采用分区供气和调节的方式,即把整个座舱分为驾驶舱和客舱前区、后区三个区域或驾驶舱和客舱前、中、后四个区域,从混合总管分支出相应数量的供气管道分别向各区供气,并在各供气管道中设置调整空气活门,可将热空气引入各供气管道,以便进一步精确控制各区温度。

温度调节系统常见故障包括供气管道过热、组件活门自动跳开或空调冒烟等。前两种故障在驾驶舱中都有相应的故障指示灯。供气管道过热主要由于组件制冷能力下降或双温活门在热路活门打开位失效所致,飞行员应将温度选择器旋钮向“冷”的方向旋转,或转为人工温度调节方式。采用人工调温时应注意根据舱温变化适当提前停止加温或冷却操纵。组件活门自动跳开主要由于压气机出口、涡轮进口或供气管道超温所致。此时应将温度选择器旋钮向“暖”的方向旋转,以减小组件制冷负荷,然后按压“跳开重置电门”使组件活门复位。空调冒烟主要因发动机失火或滑油系统故障而导致引气混入烟雾引起。出现冒烟时机组人员立即带上防烟氧气面罩并建立机组内话通讯,按检查单检查并隔离烟气来源。如冒烟不止,则就近机场着陆。

#### 复习题

- (1) 飞机座舱空气温度调节的基本方法是什么?
- (2) 非气密座舱的加温与冷却通风采用什么方式?
- (3) 发动机引气制冷方式主要有哪些?空气循环制冷有何优点?升压式空气循环制冷系统的基本制冷原理是什么?
- (4) 气密座舱温度调节与控制的基本原理是什么?
- (5) 已调空气如何供向座舱?长机身客机供气有何特点?

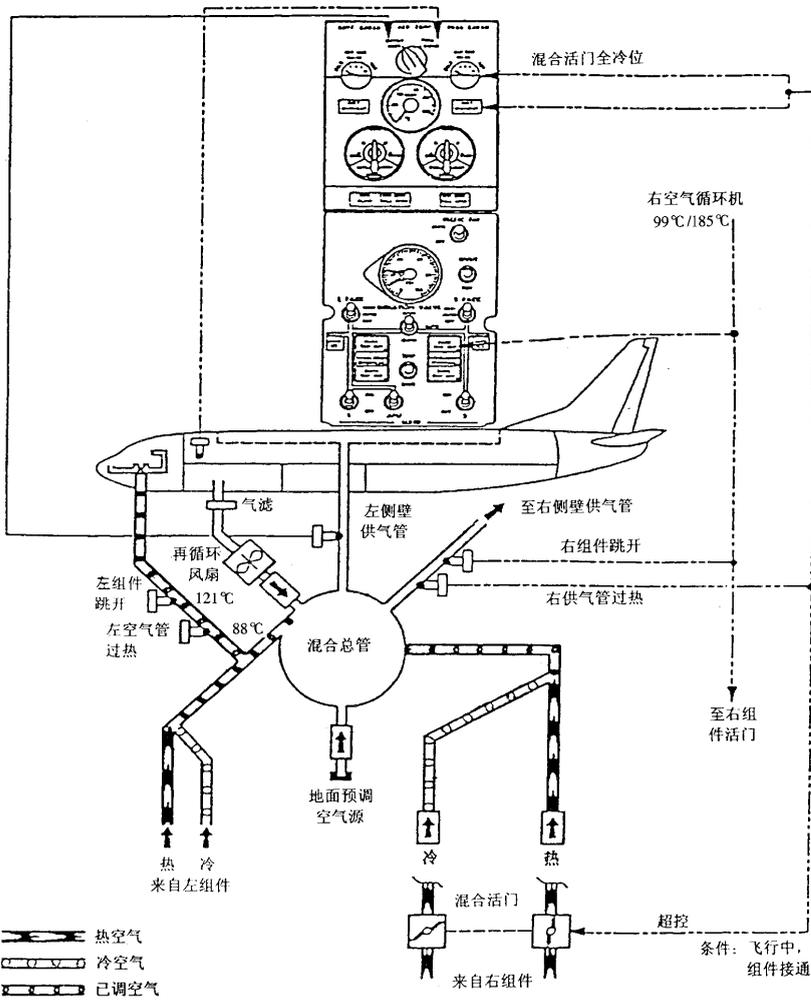


图 6-17 B737-300 飞机已调空气的分配

## § 6-4 座舱压力调节系统

美国联邦航空条例 FAR 25.841 规定:当飞机以最大飞行高度飞行时,座舱及行李舱的气压高度不得超过 8000 ft(2400 m)。当飞机需要在 25000 ft(7600 m) 以上高度飞行时,必须保持增压系统故障时座舱内气压高度不超过 15000 ft(4500 m)。旅客机座舱调压系统至少须装两个排气活门、两个安全活门、紧急释压活门、负压释压活门、自动或人工压力调节器以及显示座舱高度、余压和座舱高度变化率的仪表和座舱高度警告装置等。

# 一、座舱基本调压方法、压力制度

## (一) 座舱压力调节基本方法

气密座舱内的压力变化取决于向座舱的供气量、座舱向外界的漏气量和向外界的主动排气量三个方面的综合影响。供气量因空调等原因相对稳定，漏气量在飞行中非人工所能控制，所以只有排气量可以进行调节和控制。因此，座舱压力调节的基本方法是：控制座舱向外界的排气量。这一调节过程是通过控制排气活门的开度来完成的。调压系统则主要由座舱压力控制器和排气活门组件构成。

## (二) 座舱压力制度

座舱压力制度指气密座舱内空气绝对压力(或座舱高度)和余压随飞行高度变化的规律，也称为座舱压力调节规律。旅客机常见的压力制度有三种，如图 6-18 所示。

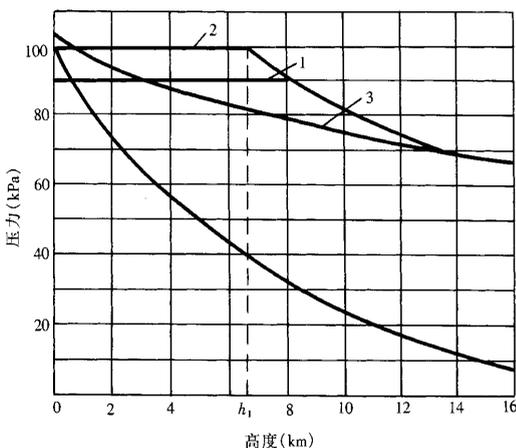
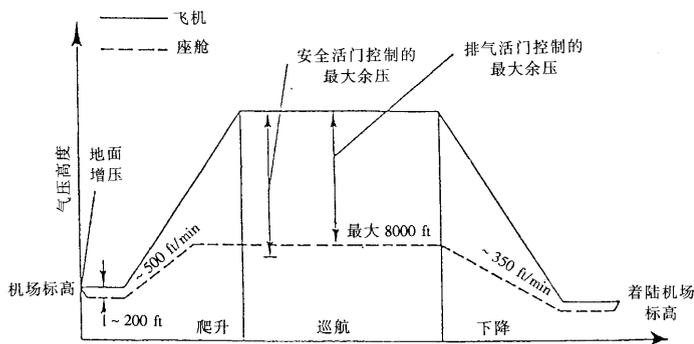


图 6-18 飞机气密座舱压力制度曲线

图中曲线 1 表示，起飞爬升至一定高度(气密开始高度)之前，座舱与外界自由通风；座舱从这一高度开始增压，直到余压达到一定值后，随着飞机继续爬升，保持余压不变。下降、进近和着陆过程则相反。这种压力制度有利于保证飞机起飞、着陆阶段有足够的发动机功率，常用于发动机富余功率不太大的小型飞机。但在起飞、着陆过程中座舱压力随飞机爬升或下降速度变化，即座舱高度变化率较大，旅客有不舒适感。

图中曲线 2 表示，从起飞开始，随着飞机爬升，保持座舱压力一定至保持余压一定。其优点是避免了低空外界大气压力随高度变化大时的不舒适感，使旅客较为舒适。

图中曲线 3 表示，起飞、着陆滑跑阶段座舱预增压，防止座舱压力波动，增加乘员的舒适感。爬升和下降阶段座舱压力随飞机升降按一定比例变化。巡航阶段则保持座舱压力不变，余压也不变。整个飞行剖面的座舱增压情况如图 6-19 所示。现代大型客机多采用这种压力制度。



(1 ft = 0.3048 m)

图 6-19 飞行过程中飞行高度和座舱高度的关系

## 二、座舱压力调节型式

按座舱压力控制信号的产生以及排气活门的开关动力,座舱调压分为气动式、电子气动式和电子电动式三种型式。

### (一) 气动式压力调节

图 6-20 为某小型飞机气动式压力调节系统工作流程示意。座舱增压由发动机引气经空调组件向座舱供气完成。而座舱压力及其变化率最终由排气活门的开度控制。系统由座舱压力控制器、真空源、排气活门、余压控制活门、安全活门等组成。

排气活门的打开或关闭由压力控制器产生的真空度气动信号控制。真空源由专门的真空系统产生,它通过压力调节器的控制与活门隔膜上腔(基准腔)相通;活门下腔与座舱空气相通。活门的开、闭就取决于上、下腔的压力差,即基准腔压力与座舱压力之差为排气活门的开、关提供动力。当座舱压力大于基准腔压力时,排气活门在压差作用下开大直至全开;反之,活门就关小直至全关。

座舱压力控制器用于选择所需座舱高度及其变化率,按座舱压力制度产生真空度气动控制信号通至排气活门的基准腔,进而调节排气活门的开度。

最大余压控制活门装于排气活门和安全活门上,当座舱余压达到规定值时自动打开释压,保持座舱余压一定。另外,在排气活门和安全活门上都设有负压释压膜片,当外界压力大于座舱压力时,外界压力将两活门顶开,使舱内外压力迅速平衡,以防止机身结构损坏。

安全活门在座舱正常增压过程中不工作。但是当余压控制活门失效,座舱余压超过规定值时,由人工接通真空源通至安全活门的基准腔,则安全活门在座舱压力的作用下打开使座舱释压,以防止因座舱余压过大而损坏机身结构。

综上所述,气动式座舱压力调节就是通过座舱压力控制器按一定压力制度,同时根据所选择的起始气密高度、座舱高度变化率和余压等参数,产生气动控制信号至排气活门的基准腔,由基准压力与座舱压力的压差控制排气活门的开度,达到调节和控制座舱压力及其变化率的目的。



图 6-21 为 B 737-300 飞机电子电动式调压系统简图。飞行员可通过增压控制面板上的方式选择钮选择“自动”、“备用”、“人工直流”和“人工交流”四种增压控制方式。主排气活门位于机身后下部,由交流和直流两台电机驱动。为防止结冰冻结,主排气活门有电加温元件。

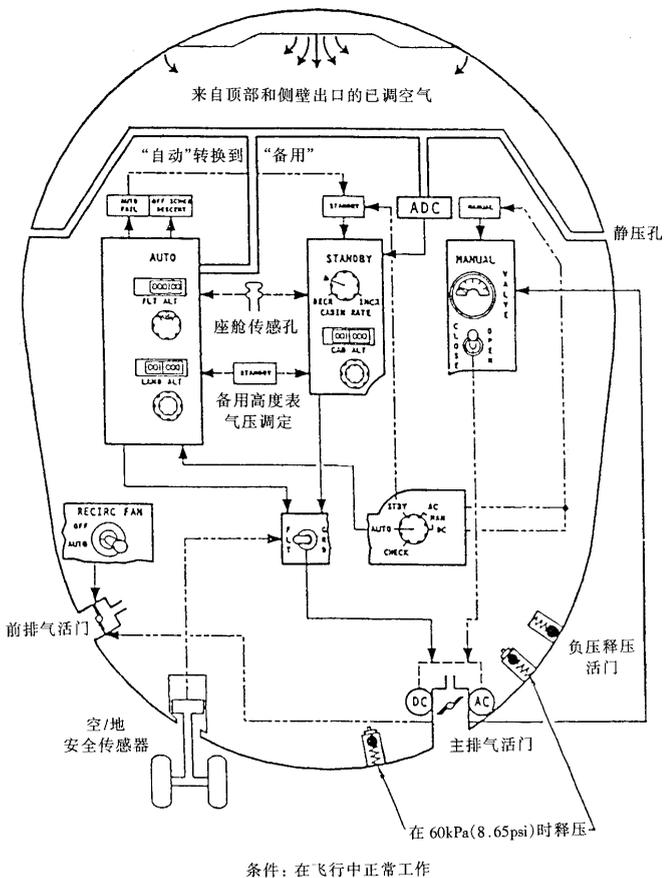


图 6-21 B 737-300 飞机电子电动式压力调节系统示意图

“自动”增压方式在正常情况下使用。飞行员只需输入本次飞行的计划巡航高度和着陆机场标高,以及在起飞、着陆阶段时转换空—地电门。在整个飞行过程中座舱压力由电子压力控制器(微处理机)按预设程序即压力制度自动调节,由交流电机驱动主排气活门的开度,整个飞行剖面座舱增压过程如图 6-22 所示。在计划巡航高度上飞行,即使遇到颠簸气流造成飞行高度有波动,座舱高度仍然能保持恒定。

“备用”增压方式为半自动,在“自动”方式失效时使用。这时需由飞行员选择座舱高度及其变化率,并进行空—地转换,压力控制器发出信号,由直流电机驱动主排气活门开关。

“人工”增压方式在“自动”和“备用”方式都失效时使用。主排气活门的开关由飞行员用电门控制交流或直流电机驱动。

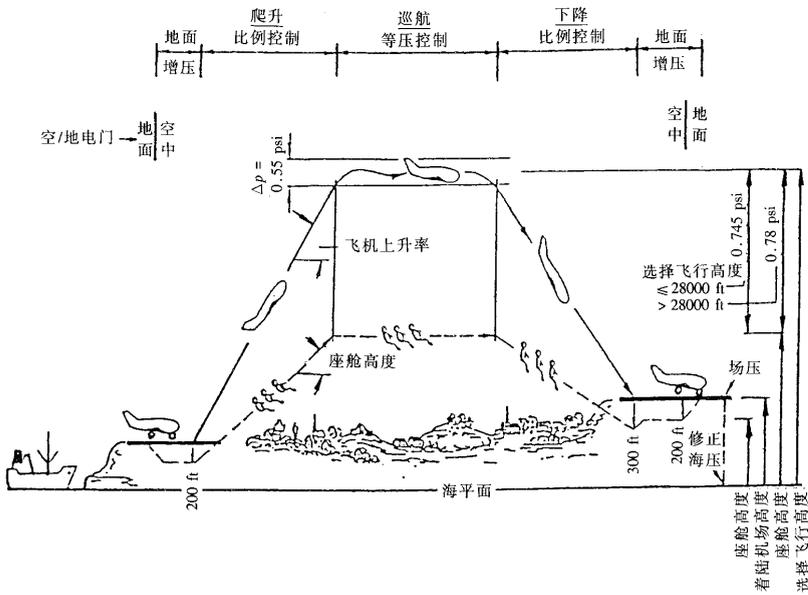


图 6-22 B 737-300 飞机座舱自动增压方式飞行剖面

另外,如图所示,系统还有两个安全活门、一个前排气活门和一个负压释压活门。安全活门在座舱余压达到  $59.6 \text{ kPa}$  ( $8.65 \text{ lbf/in}^2$ ) 时自动打开释压;前排气活门位于前机身左侧,当主排气活门打开且座舱再循环风扇关断时打开辅助排气,否则将关闭;负压释压活门在外界大气压力大于座舱压力  $1.38 \text{ kPa}$  ( $0.2 \text{ lbf/in}^2$ ) 时自动打开,平衡座舱内外压力。

飞行中飞机座舱增压系统出现故障较多,突出表现为飞机在爬升和下降过程中增压不正常,座舱高度变化率过大,造成明显的压耳感,同时常伴随有座舱高度警告。可能的原因是压力控制器故障、排气活门在打开位失效或引气活门因故障跳开等。机组应综合判断并处置,严重时应紧急下降高度、返航或就近机场着陆。另外,在巡航高度飞行时如果座舱失密,应立即用氧,建立机组通讯,增压方式选择“人工”并将排气活门关闭。当座舱高度不能保持  $4300 \text{ m}$  ( $14000 \text{ ft}$ ) 时紧急下降高度。

## 复习题

- (1) 什么是座舱压力制度?旅客机常见的座舱压力制度有哪几种?各有什么特点?
- (2) 座舱压力调节的基本方法是什么?座舱压力调节有哪几种型式?各自的工作特点如何?
- (3) 简述座舱压力调节系统中的排气活门、安全活门、负压释压活门的功用。

## 第七章 飞机防冰与风挡排雨系统

现代运输机巡航飞行高度在 5000 ~ 10000 m 左右,大气温度都在 0°C 以下,通用机也常在负温度层中飞行。当飞机的迎风部位风挡玻璃、机尾翼前缘、螺旋桨、发动机进气道、空速管与温度传感头等遇上冰晶云时则产生干结冰,遇上水蒸气则产生凝华结冰(霜凇冰),遇上过冷水滴则产生滴状结冰(雨凇冰),冻雨将导致严重的滴状结冰。常见的滴状结冰对飞机飞行性能的影响较大,特别是起飞、着陆过程中遇上结冰,处置不当则引发飞行事故,早在 20 世纪 30 年代就有飞机结冰坠毁的记载。据美国航空局的综合分析,飞机结冰导致的飞机失事每年近 30 起,通用航空飞机结冰事故比例较大,飞机气动表面上有霜、雪、冰等引发的失事每年达 13 起,起飞、巡航与着陆过程中因结冰导致的失事各约占三分之一。1989 年 3 月至 1992 年 3 月的三年中,世界上共发生四起运输机与结冰有关的飞行事故,共死亡 53 人。据统计,飞行速度在 600 km/h 以下,结冰发生的几率最大(约占 90%),超过这一速度则减少;飞机结冰一般发生在 0°C ~ -20°C,严重结冰主要发生在 -2°C ~ -8°C 范围。前苏联的统计表明,冬季在 3000 m 以下飞行时结冰约占 56%,6000 m 以上高度飞行时结冰占 21%;夏季在 3000 m 以下高度飞行时很少发生结冰,在 6000 m 以上飞行时结冰占 62%。

飞机结冰不仅使气动性恶化,阻力增大、升力减小导致失速,而且使发动机功率下降、风挡视界不清、有关仪表读数不准,因此结冰直接影响到飞行安全。现代飞机都装有防冰系统,除去积冰与防止结冰。防冰系统分为机械除冰、液体防冰、气热防冰与电热防冰等。飞机常见的结冰部位与防冰方法如表 7-1。

表 7-1 飞机常见结冰部位与防冰方法

结 冰 部 位	防 冰 方 法
机翼前缘	气动法、气热法
垂尾和平尾前缘	气动法、气热法
风挡、窗和雷达罩	电热法、防冰液
加热器和发动机进气口	电热法、气热法
失速警告传感器	电热法
皮托管	电热法
飞行操纵面	气动法、气热法
螺旋桨桨叶前缘	电热法、防冰液
活塞式发动机汽化器	气热法、防冰液
盥洗室排水管	电热法

空速探头、皮托管、温度探头、失速警告传感器及结冰探测器等一般采用电热防冰。风挡排雨系统主要清除玻璃上的雪、雨、雾,保持良好透明度而利于起飞、着陆目视。下面主要介绍飞机翼面、驾驶舱风挡的防冰及风挡排雨。

## § 7-1 飞机翼面防冰系统

飞机翼面包括机翼、尾翼前缘与前缘缝翼、襟翼等。小型低速飞机一般采用气动法除冰与气热防冰；现代客机则主要采用气热防冰，而且随着飞行速度增大的气动热增温使翼面防冰区域逐渐缩小。

### 一、翼面气动除冰系统

翼面气动除冰属于机械式除冰的一种，主要是将冰层破碎由迎面气流吹除，采用超声波与电脉冲也能破碎冰层，民用飞机则主要采用气动法。

气动法是给结冰翼面前缘的除冰带充以一定压力的空气，使胶带膨胀管鼓起而破碎冰层。图 7-1 所示为一种通用机的气动除冰系统工作流程。不除冰时，由真空系统产生真空度，使胶带紧贴翼面保持较好气动外形；除冰时胶带充气鼓起将冰层破碎，故称为气动除冰。除冰气源一般由发动机压气机引气，经调压、控温后进入。由防冰电门接通电机，作动防冰活门关闭，使引气进入胶带管子鼓起。引射泵在不除冰时使胶带内产生真空度；定时器控制除冰带充气顺序及时间，图中先给机翼外侧除冰带充气 6 秒后，再给其余除冰带充气；除冰信号灯由压力电门（压力开关）接通。除冰带内分成若干管状空腔，图中充气管沿弦向排列，有的飞机充气管则沿展向排列，充气除冰时交错鼓胀。每按除冰电门一次，则触发定时器工作 12 秒钟后自动关闭；需继续除冰时，再按压除冰电门 2 秒钟触发定时器工作。有的飞机气动除冰的压缩空气由空气泵提供。目前国外正使用一种防冰化学品涂层，当除冰带表面加涂层时使冰霜难以粘结，可达到更好除冰效果。

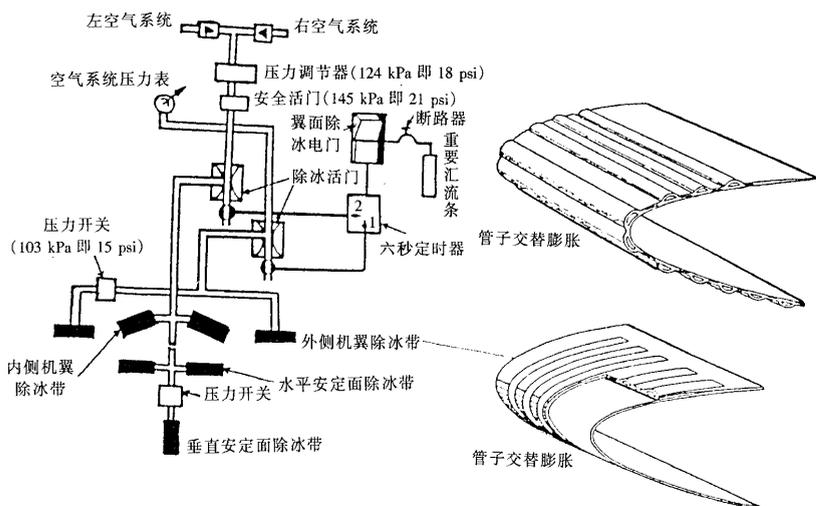


图 7-1 机、尾气动除冰系统工作流程

气动除冰注意的问题:大气温度低于  $-30^{\circ}\text{C}$  不准进入已知结冰区;翼面积冰厚达  $9.5\text{ mm}$  时才能除冰;不允许在温度低于  $-40^{\circ}\text{C}$  时使用,以免除冰胶带损坏;飞前检查除冰带应清洁、无损坏且紧贴翼面。

## 二、气热防冰系统

现代飞机的翼面主要采用热空气加热而防止结冰。防冰热空气多从发动机压气机引气,也可从辅助发动机 APU 引气,有的飞机则由废气加热器或燃烧加热器产生。图 7-2 所示为小型飞机采用的废气加热器,利用发动机排出的高温废气加热冷空气。防冰时由电门接通电机打开增温节气门与热源活门,加热的空气进入防冰管道。燃烧加热器多用于尾翼气热防冰和直升机气热防冰。

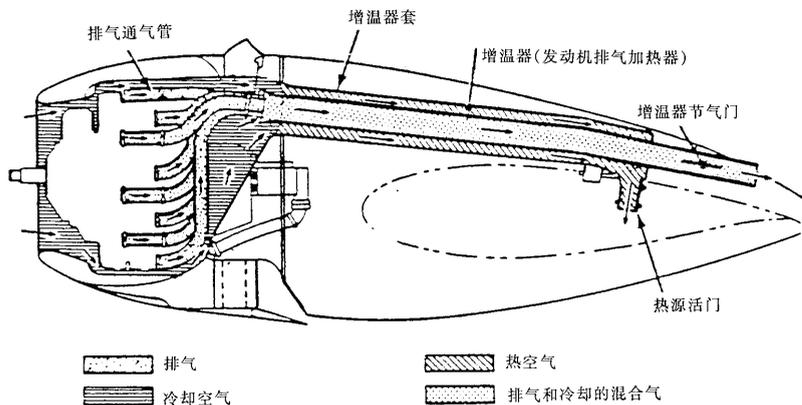


图 7-2 废气加热器工作流程

防冰热空气经压力调节器控制压力,并经温度传感器感受温度后,进入机翼、尾翼前缘防冰腔的防冰管道时,一定压力的热空气从管道小孔高速喷出形成局部低压区,将腔内冷空气吸入混合而增温(图 7-3),加热周围蒙皮后由翼尖排出。

气热防冰系统的使用包括飞行中的通/断、防冰显示、结冰判断与地面检查等。图 7-4 所示为波音 -737 飞机大翼防冰流程。飞行中需要防冰时,防冰电门置“ON”位,因空/地电门“空中”位而接通电路,交流马达传动防冰控制活门打开,来自气源总管的热空气进入机翼前缘及缝翼防冰腔内的防冰管道,加热防冰部位的蒙皮。防冰活门正

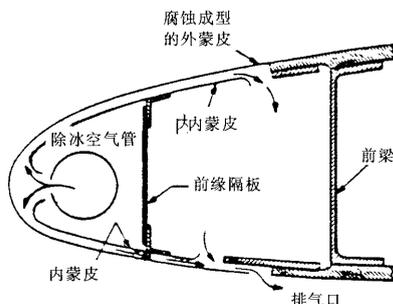


图 7-3 防冰前缘的加热

打开时,控制板上防冰活门工作指示灯为明亮的蓝色,当活门完全打开时灯光变为暗蓝色,活门完全关闭时灯灭故称三色信号灯。飞机在地面检查时,发动机推力低于起飞警告,机翼前缘温度低于一定值,防冰电门接通防冰活门,指示灯亮表明系统工作正常;当发动机推力高于起

飞警告,或机翼前缘温度高于一定值时,防冰电门无法接通防冰活门以防止地面过热。内侧襟翼与尾翼没有采用防冰装置,是因为气动外型设计时已考虑了结冰的影响。

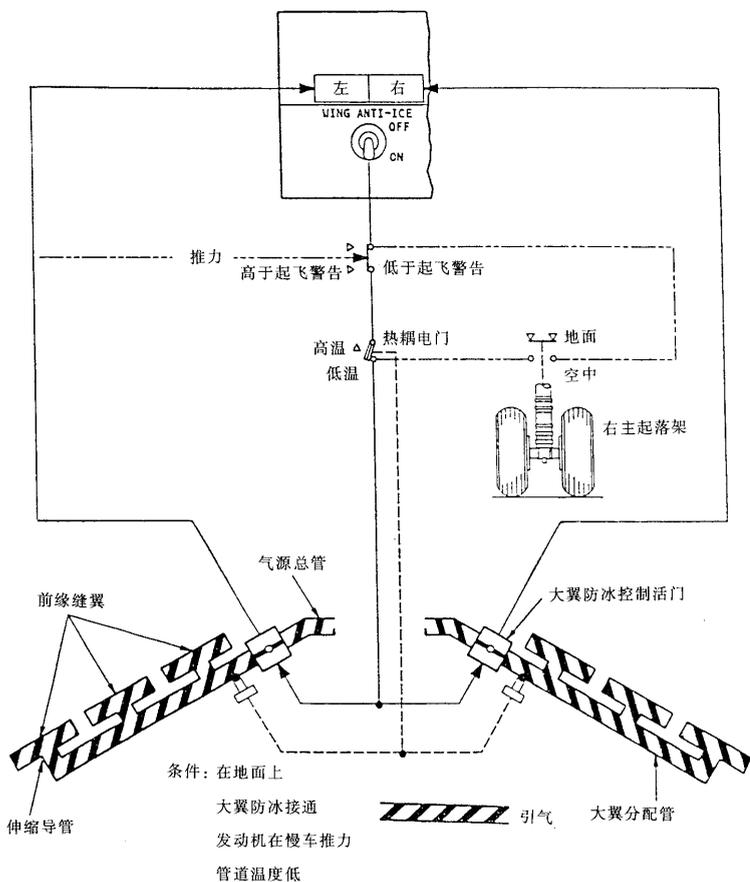


图 7-4 波音-737 飞机大翼防冰流程

图 7-5 所示为 A 320 飞机大翼防冰系统流程,空中需要防冰时,按下防冰面板上的防冰按钮打开防冰活门,经控制的热空气进入两边机翼外侧的三块前缘缝翼。防冰活门后的限流器控制热空气流量,当防冰管破裂时可切断供气。防冰活门同时接收防冰管路压力信号,当管路热空气大量漏失压力降低到一定值时,防冰活门自动关闭。防冰活门打开正常时,指示灯显示绿色;当管道热空气压力过高、过低或地面打开防冰活门时则显示为琥珀色;若在地面钟鸣器发声、示警灯闪亮,则应立即关闭故障一侧防冰活门和引气。地面检查测试时,防冰活门打开不能超过 30 秒,大于 35 秒会有警告信号。当防冰活门打开后,控制电源失效时活门能自动关闭。

现代飞机虽然具有一定的防冰能力,飞行中仍然需要采取有效措施预防因结冰引发的事故,航线飞行中防冰使用注意如下:

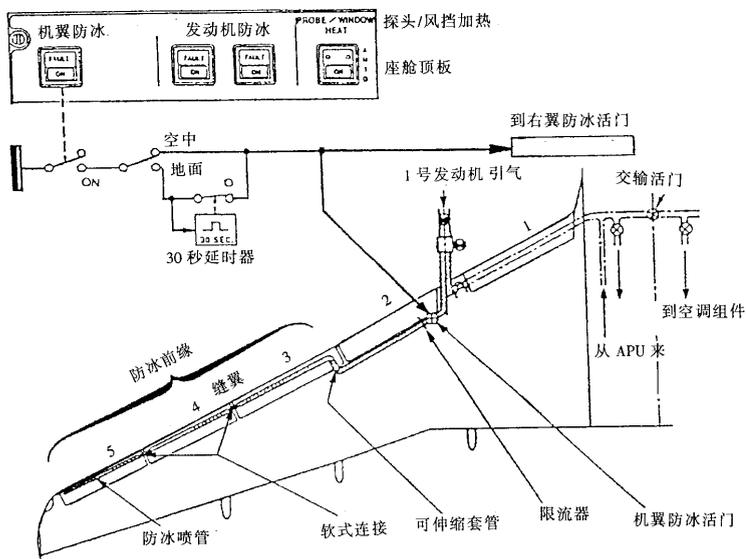


图 7-5 A 320 飞机大翼防冰流程

(1) 基本措施：

- ① 飞前和飞行中尽可能收集分析飞行区域与航线详尽的气象资料和简报。
- ② 在已知会有结冰的情况下，尽可能不要在结冰区飞行。
- ③ 飞行中（特别是夜间）注意查看外界气温和其他情况，如风挡边角处和凸出部位有否结冰迹象。
- ④ 在遇到可能出现的大气结冰温度与湿度时，应提前使用传感头和发动机进气道防冰。
- ⑤ 有的飞机下降过程和减小动力的时候，应保证有足够的汽化器热。
- ⑥ 当平尾有结冰时，要用尽可能小角度襟翼设定着陆。
- ⑦ 熟悉掌握机上防冰设备的能力、使用、监控与特殊情况处置。
- ⑧ 在起飞前要确保机翼、尾翼升力面没有霜、雾和别的污染，机翼、尾翼升力面上积冰未彻底清除导致的起飞事故已多次发生。
- ⑨ 如果飞机开始出现严重结冰，则在使用防冰设备同时，应尽可能绕过或避开结冰区，或改变飞机高度，或适当增大飞行速度。

(2) 在下列情况下不要操作飞机：

- ① 机场有中度到严重冻雨、严重冻毛毛雨或雨夹雪。
- ② 机翼、操纵面或飞机的螺旋桨上粘有一层霜、雪或冰，或霜、冰粘附在机长认为严重影响飞机性能与结构的部位上。在油箱下表面上薄层霜厚达 3.2 mm (in/8) 时可以起飞（见制造厂的建议程序），因为飞机从低温处下降后机翼油箱中的燃油温度很低，机翼下表面上会很快出现冻霜，这种霜在除去后又会很快形成，不会造成起飞性能降低。

(3) 在下列情况下可以操作飞机：

① 在有轻度冻雨、轻度或中度冻毛毛雨、轻度或中度雨夹雪时飞机可以着陆。

② 在有轻度冻雨、轻度或中度冻毛毛雨、轻度或中度雨夹雪时,只要飞机离港前使用了防冰程序并达到了机长满意的程度,飞机可以起飞。

③ 报告或怀疑存在严重结冰条件,但机长认为冰的厚度或在很低的高度上不会严重影响到爬升、下降或着陆期间的飞行安全,或结冰条件所在的高度(或位置)可以用正确的飞行计划来避开。

④ 报告或怀疑有严重的航路结冰条件,但机长已对这种形势进行了认真分析,如结冰条件的区域很大,已计划出了备用航路或预先制定出了偏航计划,且机上有执行对飞行安全有利的这类操作程序所需的足够油量。

### 三、飞机结冰探测装置

飞机结冰探测装置用以探测、显示飞机、发动机结冰情况,按其工作原理分为直观式和信号器两大类。

结冰探棒是最简单、可靠的直观式探测装置,安装于飞行员容易看到的迎风部位,如驾驶舱左右外侧。如图 7-6 所示,探棒为很小的薄翼型,在轻微结冰状态下就会出现积冰,可以直接观察判断。探棒底座有聚光灯,夜间由电门接通直照探棒以便观察;探棒内装有电加热器除冰,以保证再次结冰时的判断。

自动结冰信号器可感受结冰并向飞行员发出结冰信号,按其工作原理有压差式、热敏电阻式、射线式、导电式与旋转筒式等,现代民用飞机主要采用导电式结冰信号器。

导电式结冰信号器由受感器与随动器两部分组成。工作原理是利用外界气流中的圆柱受感器凝结的冰层导电性。无结冰时,受感器内、外套筒之间空气绝缘电路不通;当外界空气中大量过冷水滴时,过冷水滴便凝结在受感器上,使受感器内筒与外套筒之间为冰层(冰为电的良导体)所连接,内、外套筒电路接通,使随动器中的继电器动作,将 27 V 电压加到受感器加热电阻及信号灯上,信号灯亮表示处于结冰状态。加热电阻使受感器加热,受感器上的冰融化,电路断开使继电器断电,受感器停止加热;而信号灯则由于延时电路的作用,仍接通 1 分钟左右才断开熄灭;受感器又开始冷却,当其表面温度降到  $0^{\circ}\text{C}$ ,在受感器两套筒之间的表面上重新产生冰层时,又引起上述过程的重复,使信号灯在持续结冰过程中断续地发出信号。

结冰信号器显示的是间接结冰信号,有时因信号电路故障而失效,或发出不准确信号,其可信度比起直接目视观察的结冰探棒差一些,因此有的飞机两类信号装置都采用。由于飞机实际结冰的分布很不规律,上述两类只探测探头的局部结冰情况,因此当其显示结冰时应综合气象条件和结冰征候而判断。有的飞机则主要根据风挡及凸块部位的冰霜来判定。目前出现一种气流扰动探测器,气流扰动探头可以探测其前方的气流特性,采集有关数据而综合判断显示。

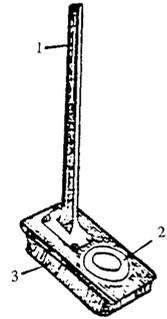


图 7-6 直观式结冰探棒

1—冰探测棒; 2—聚光灯; 3—安装座

## 复习题

- (1) 简述飞机结冰部位及防冰、除冰方法。
- (2) 简述气动除冰原理及控制。不除冰时气动除冰装置外形如何保持?气动除冰注意哪些问题?
- (3) 简述飞机气热防冰的热空气源。如何加热机翼、尾翼防冰部位蒙皮?
- (4) 简述波音-737 与 A 320 飞机气热防冰控制以及三色防冰信号灯的显示。
- (5) 航线飞行中防冰应采取哪些基本措施?哪些情况下可以飞行?哪些情况下不可以飞行?
- (6) 简述直观式结冰探棒与导电式结冰信号器的工作控制。

## § 7-2 飞机座舱风挡防冰与排雨系统

飞机座舱风挡结冰、起雾或霜、雪覆盖,不仅直接影响飞行员目视飞行视线,而且降低玻璃的冲击韧性;风挡外表面被雨水打击或覆盖时也影响观察视线。因此,现代飞机座舱风挡都采用了防冰、除雾与排雨装置。

驾驶舱风挡防冰一般采用液体防冰与电热防冰两种,有的小飞机两种方法都采用,大飞机主要采用电热防冰,有的飞机也采用气热防冰与除雾。

### 一、风挡电热防冰系统

电热防冰是利用电阻热升温防止表面结冰或化去薄冰,是现代飞机风挡常用的防冰、除雾方式。现代运输机的风挡玻璃一般由三层玻璃加热压合而成(图 7-7),两层间夹有透明的金属导电材料和乙烯树脂胶,其强度、韧性都比较好,外层玻璃内表面的传导覆盖层还可消除来自风挡的静电。风挡电热防冰系统的组成包括风挡自耦变压器和加热控制继电器、防冰电门、热敏电阻式传感器、防冰信号与温度调节装置等。防冰电门接通位时,加热控制继电器被激励接通,给风挡自耦变压器提供交流电源,变压器再给加热电路提供 218 V 交流电而使加温元件发热,防冰电门在“高”位或“低”位时则提供不同电压(或电流)的交流电。温度调节器接收温度传感器与防冰电门位置信号,接通防冰信号灯,调节温度在规定范围,发出超温信号并实施过热保护。

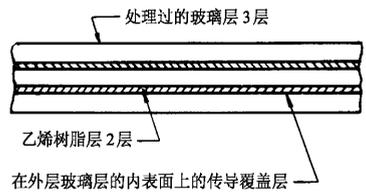


图 7-7 多层风挡玻璃

图 7-8 所示为波音-737 飞机驾驶舱风挡防冰系统工作原理。四个防冰电门分别接通左、右 1、2、4、5 号风挡玻璃加温;1、2 号风挡外层玻璃内表面有导电涂层清除夹层里的雾气并消除静电,左、右 1 号风挡也可用空调热空气加温防冰除雾;温度调节器接收温度传感器信号可自动调节 1、2 号风挡保持一定温度,提高强度防鸟类撞击;风挡温度过热时,对应的过热灯与两个主警灯亮,自动断开过热风挡电源;左、右发电机组都可向风挡供电,以保证一发失效时的防冰,APU 带动的发电机可作备用电源;当防冰电路接通时对应的绿色防冰信号灯亮;4、5 号侧风挡加温时由热耦电门控制超温;3 号风挡由两块玻璃构成空隙而采用热空气防冰;测试电门

用于检查风挡加温电路是否正常,电门放测试位,防冰接通灯及过热灯、警戒灯都亮表明正常。风挡电热防冰产生的主要故障是过热、断路、玻璃脱层、表面擦伤、褪色与发毛、产生火花等。飞前注意对系统工作的检查测试,地面加热时间不能过长;飞行中发现上述故障应作好记录;产生电火花主要是加热元件绝缘层破坏或玻璃表面涂层击穿所致,发生火花的地方可能出现局部过热。

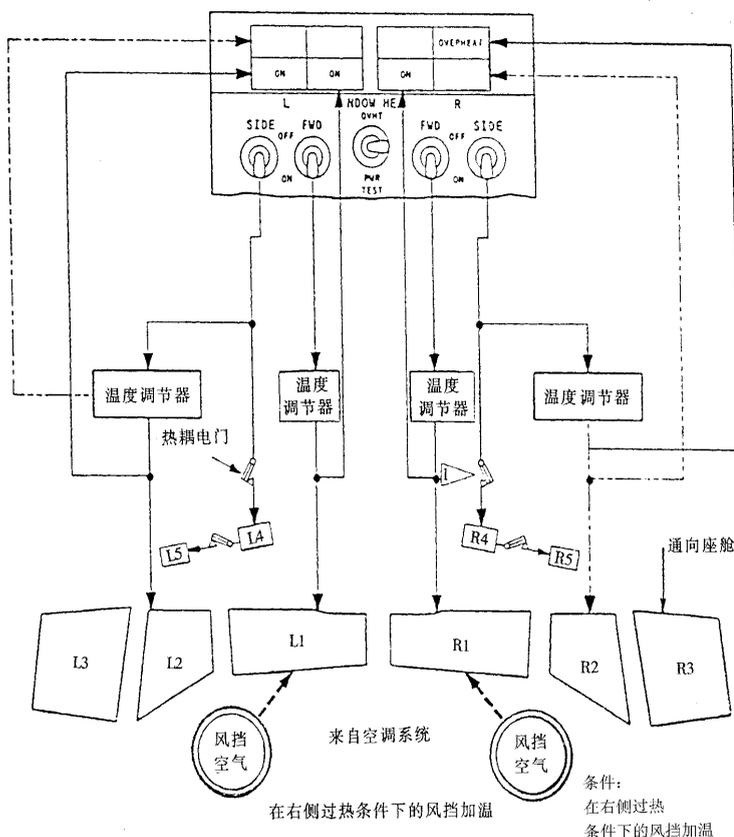


图 7-8 波音-737 飞机风挡电热防冰系统

图 7-9 所示为 A 320 飞机风挡电热防冰除雾系统,两个分别供电且独立工作的防冰控制计算机控制左右风挡防冰。其主要功能是:保持风挡温度稳定在  $35^{\circ}\text{C} \sim 42^{\circ}\text{C}$ ,当温度低于  $-60^{\circ}\text{C}$  或高于  $+60^{\circ}\text{C}$  时停止加热;保持加热电源电压恒定,飞行中遇闪电击中风挡时实施过压保护。发动机起动或飞机离地时,风挡防冰则自动接通;地面接通则由防冰按钮控制;地面低加温与空中高加温均由计算机控制。当风挡防冰出现故障时蜂鸣器鸣叫,示警灯闪亮。若两侧防冰系统均失效,则应迅速改变高度或航向脱离结冰区,或适当增大空速利用气动加热防冰。

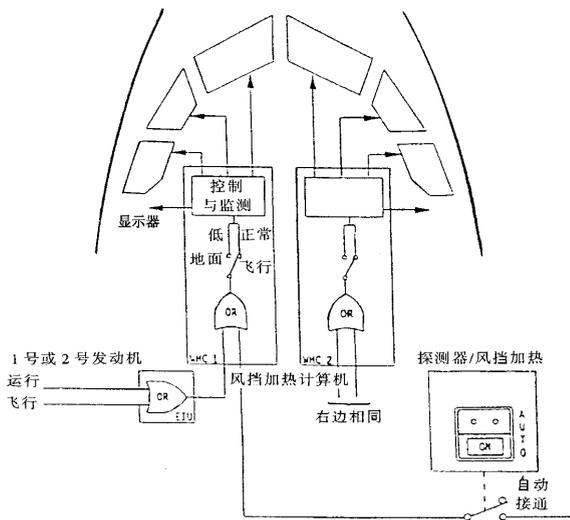


图 7-9 A 320 飞机风挡电热防冰系统

## 二、风挡液体防冰系统

液体防冰是将冰点很低的液体(如乙烯乙二醇、异丙醇、酒精等)喷洒在防冰部位,使其与过冷水滴混合后冰点低于表面温度而防止结冰。液体防冰一般用于小型低速飞机的风挡、螺旋桨、汽化器等部位。

图 7-10所示为风挡与汽化器酒精除冰系统。三个酒精泵从酒精箱中吸出酒精加压后供

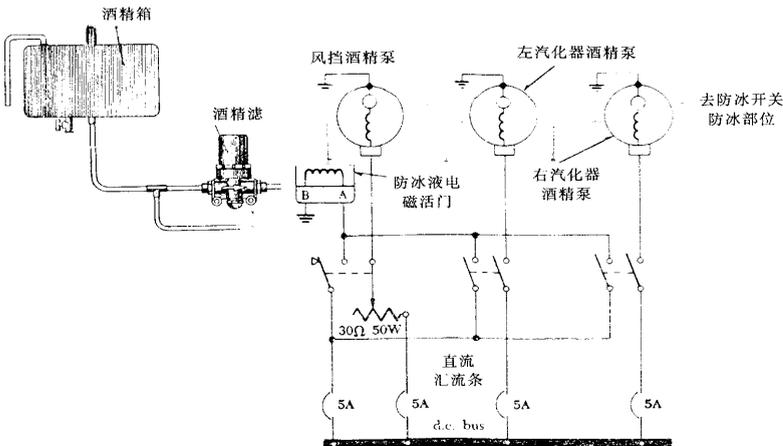


图 7-10 液体防冰系统

出，当防冰电门接通酒精泵电机时，防冰液电磁活门打开酒精箱供液，酒精箱出口装有酒精滤。带一定压力的酒精分别经管路送至左右风挡喷管喷出，此时应打开风挡刷使酒精均匀分布，并刷去松碎的冰层。汽化器防冰电门有“接通”与“关断”两个位。风挡防冰由变阻器电门接通，旋转到不同位置可控制电流而调节喷液量，根据结冰程度确定。有的飞机液体防冰管路还装有防冰液开关。液体防冰增加了飞机重量，而且防冰能力有限，对严重结冰的防冰效果较差。

### 三、风挡排雨系统

驾驶舱风挡排雨的目的是除去风挡玻璃外表面的雨水或淤雪，保持良好透明度，以免影响飞行员目视飞行视线。排雨的方式有刷掉、吹除与隔离，对应的排雨装置有风挡刮水器、气动除雨器与化学排雨剂。

风挡刮水系统驱动雨刷在玻璃表面来回运动而刷掉雨水，按其动力有电动与液压驱动两种。图 7-11 为电动风挡刮水器系统的控制，刮水器雨刷机构由电机驱动，将刮水器电门调到需

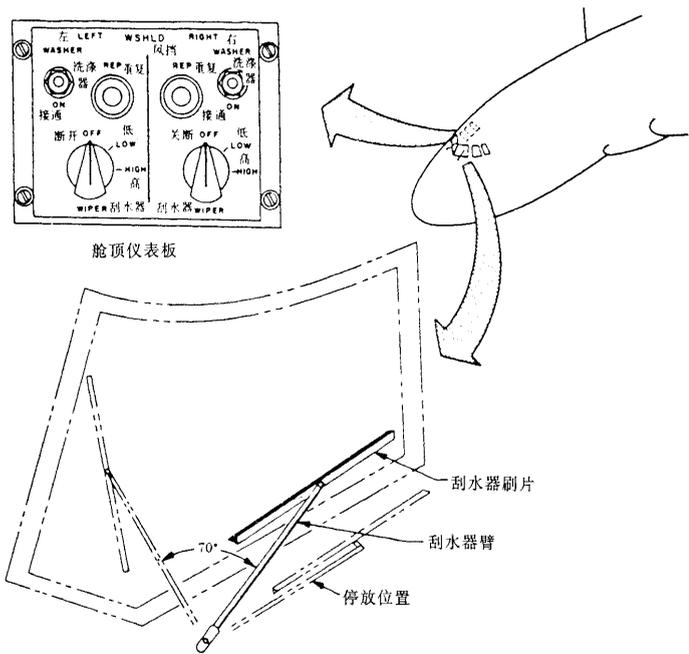


图 7-11 电动风挡刮水器

要的速度位置，则控制电机转速而使雨刷往返速度不同；当电门到关断位时，电机继电器触点能使电机转到刷子规定的停放位；电机变换器改变电机旋转方向而使刷子重复往返；图中控制板上洗涤器在地面清洗风挡玻璃时用。图 7-12 所示为液压风挡刮水器系统简单示意，从液压

系统来的压力油经速度控制活门控制压液流量,从而控制雨刷来回运动速度,并经控制机构(方向变换器)控制刷子动作机构左、右端的进、回油,刷子动作机构在液压作动下来回运动,动作筒的带齿活塞带动刷子轴上齿轮传动刷子。

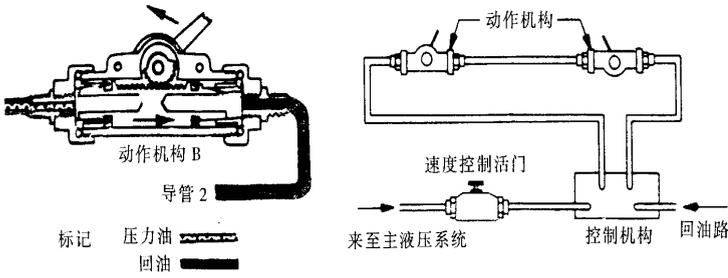


图 7-12 液压风挡刮水器

风挡刮水器地面检查时应洒上水,冬天喷洒酒精,干刷次数过多可能使玻璃发毛。飞行中空速过大,雨刷运动会影响视线,此时应按手册规定使用或停止使用;此外,雨太大时刮雨效果也较差,玻璃表面滑流气动力会减小雨刷压紧力,使得刮雨不均匀或失去作用,因此刮水器一般用于小型低速飞机。

目前在一些喷气发动机的小型高速飞机上采用了气动排雨系统,利用压气机引出的高压、高温空气吹过风挡(图 7-13),形成空气屏障,吹除并阻止雨滴打击风挡表面。引气需经过温度、压力控制后,进入风挡边沿的喷管,由开关控制喷出。

现在运输机上广泛采用风挡排雨剂,此种液体化学品喷洒在玻璃表面能形成透明的薄膜,使雨水落下后像水银落在玻璃上一样成为水珠,而不是扩散开成水膜覆盖表面,水珠容易被流过玻璃的滑流吹除掉,使风挡不被雨水浸润保持干燥而透明。排雨系统使用时,通过驾驶舱内的电门或按钮控制电磁活门打开,排雨剂装在增压密封瓶中,经电磁活门到喷嘴喷出;排雨剂膜被连续雨水冲击会慢慢消失,因此有时需要周期性地反复使用。图 7-14 为波音-737 飞机的排雨控制,一般在速度较大且雨也大时用排雨剂,低速小雨仍可用电动刮水器。电动雨刷由旋钮控制,旋钮有停放、关断、低速与高速四个位置。排雨剂由左右风挡排雨按压式电门控制,当按下电门时,规定数量的排雨剂就会经电磁活门到喷嘴喷出。排雨电门经延时器控制电磁活门,每按一次电门则喷出一定量排雨剂。干风挡上不要使用排雨剂。

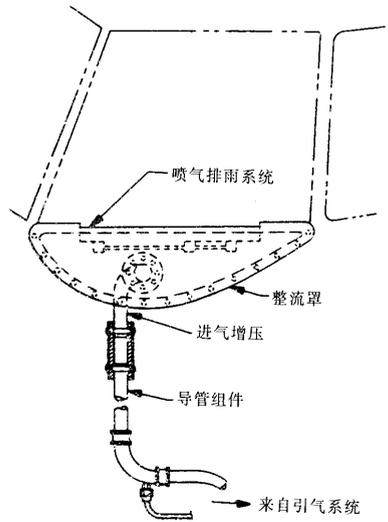


图 7-13 气动排雨系统

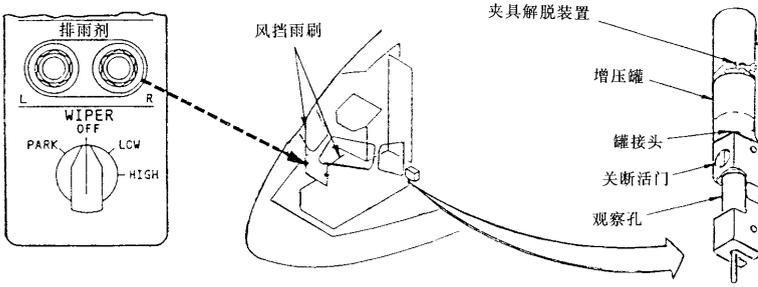


图 7-14 波音-737 飞机风挡排雨控制

### 复习题

- (1) 简述座舱风挡防冰方法以及风挡电热防冰系统的基本组成。
- (2) 简述波音-737 飞机风挡电热防冰控制与显示。
- (3) 简述液体防冰原理以及风挡液体防冰控制。
- (4) 简述风挡排雨方式和排雨装置以及排雨剂排雨原理。

# 第八章 飞机氧气系统与灭火系统

现代飞机上都装有高空设备与安全设备,民用飞机的高空设备包括空调与供氧,安全设备主要是防冰与灭火系统。本章主要介绍民用飞机氧气系统与灭火系统的功能、基本型式、工作与控制、使用及注意事项。

## § 8-1 飞机氧气系统

现代运输机的巡航高度可达 10000 m 左右,空调增压可保证舒适座舱高度在 2400 m 以下,正常情况下机组与乘客不需供氧,但当座舱增压失效时必须供氧,保证机上乘员的生命安全。航空条例规定飞机超过一定高度必须有备用氧气。对于一些座舱不增压的通用机,氧气设备可为乘客与机组供氧,保证在 4000 m 左右高度飞行的生理需要。有的飞机备有手提式氧气瓶作为机上急救之用。

### 一、飞机氧气系统的型式与氧气源

现代飞机氧气系统按供氧特点有连续供氧、断续供氧与增压式供氧等基本型式。飞行高度 7600 m (25000 ft) 以下的通用航空飞机最常用连续供氧系统。图 8-1 所示为连续供氧系统的基本组成,储氧瓶内充有高压氧气,调节器将氧气调到可用的较低压力,分配管路将调节的氧气导向座舱内各出口,座舱氧气开/关活门控制座舱供氧。飞行员和旅客需要补充氧气时,将面罩插入出口就可获得氧气。在面罩和软管间有一再生式气囊,吸气时氧气从气囊中进入体内而气囊收缩,呼气时氧气又进入气囊、气囊鼓起。环境压力越低鼓起越大,氧气含量百分比就越高。

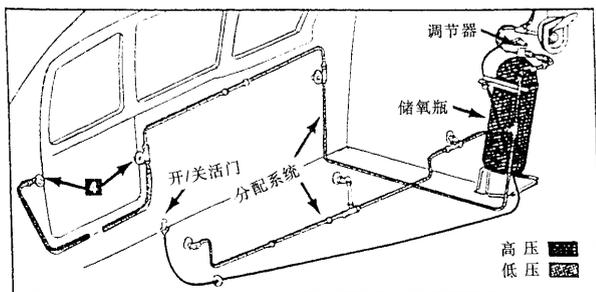


图 8-1 连续供氧系统

断续供氧系统用于需要吸入时供氧,飞行高度超过 7600 m (25000 ft) 的飞机都要求安装。断续供氧系统与连续供氧系统一样,也由储氧瓶、调节器与分配管路等组成。不同的是在面罩与软管

间装调节器代替氧气囊,调节器利用小手柄选择正常供氧(稀释供氧或供给 100% 的氧气),而且随高度增大自动增加供氧量,高度接近 9000 m(30000 ft) 则供给 100% 的氧气。

飞行高度超过 11000 m(35000 ft) 的飞机则使用增压式供氧系统,是向人体肺部提供增压氧气的特殊供氧系统,供给的氧气压力比人体肺泡内气压高,因此呼气时必须克服进入氧气的压力。

飞机氧气系统必须灌充“航空人员呼吸用氧”,符合国际标准规定,其规格为 99.5% 纯氧,每公升含水量不超过 0.005 mg。医药用氧水分太多,如飞机上长时间使用则可能积沉于活门和管路,导致阻塞而影响氧气流动。

飞机上的氧气源主要有两种,一种是氧气瓶,另一种是固态氧气系统的氧气发生器。图 8-2 所示为高压氧气瓶,不锈钢或合金钢材料制成,再用金属丝包缠抗破损,表面涂绿颜色,并有“航空人员呼吸用氧”标记。瓶内最大充氧压力 13.8 MPa(2000 lbf/in<sup>2</sup>),通常只充到 12.4 ~ 12.8 MPa(1800 ~ 1850 lbf/in<sup>2</sup>)。低压氧气瓶一般漆上淡黄色,最大压力 3.1 MPa(450 lbf/in<sup>2</sup>),通常充到 2.8 ~ 2.9 MPa(400 ~ 425 lbf/in<sup>2</sup>),当压力降到 345 kPa(50 lbf/in<sup>2</sup>) 则不能供氧了。一般氧气瓶口装有安全塞,当环境温度升高或其他原因导致氧气压力超过规定值时则打开释压。为了检查氧气瓶是否已释压,在氧气活门体内通常装有一个膜片,当其释压后膜片被冲掉或露出红色;有的飞机则在过热释压口装膜片,用导管连接氧气瓶的安全塞与机体蒙皮上的检查口,有的飞机释压活门装于供压管路。目前的运输机主要由高压氧气瓶向机组供氧,用氧气发生器为旅客供氧,小型高速飞机座舱释压紧急下降高度时,也采用固态氧气发生器供氧(图 8-3)。发生器筒形芯体内装有固态氯酸盐和铁粉的混合物,当其加热至 250°C 左右

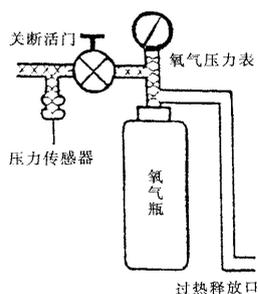


图 8-2 高压氧气瓶

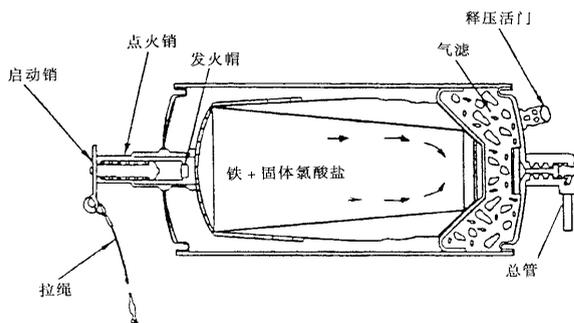


图 8-3 氧气发生器

时则发生化学反应产生氧气,产氧量约为氯酸盐本身重量的 38% ~ 45%,可供使用约 10 分钟。供氧启动可由启动拉绳拉动启动销,发火帽使一端点火而逐渐燃烧,有的飞机采用电门接通电阻丝引燃,产生的氧气经过滤后可达到医用纯净吸氧标准,发生器壳体上有释压活门防止过压。固态氧气装置与高压气态氧气系统比较,重量可减小约 35%,体积减小约 80%,检查维护方便,安全可靠成本低,但供氧速率一定且效率低。飞机上的手提式氧气瓶(图 8-4),一般作备用或急救供氧,充氧压力通常为 12.4 MPa(1800 lbf/in<sup>2</sup>);瓶口装有流量与减压控制活门(压力调节器),使用时接好面罩缓慢打开通 / 断开活门,氧气流动速率一般有正常、高和应急三种,由断续供氧调节器控制;压力表检查氧气存量,释压活门在温度升高(约 80°C) 压力超过一定值时打开放气。

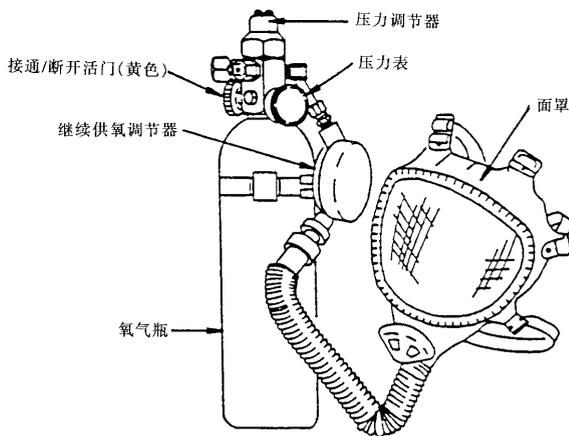


图 8-4 手提式氧气瓶

## 二、氧气系统的工作与使用控制

飞机上的氧气系统按其氧气源有三种工作类型，一是机组与旅客均采用高压氧气瓶供氧，二是机组采用高压氧气瓶而旅客由氧气发生器供氧，三是全采用氧气发生器供氧。

图 8-5 所示为机组压力供氧系统，机上氧气瓶由充氧接头经充氧活门、氧气滤、单向活门进入氧气瓶，氧气瓶口有关断活门，充氧活门有“氧气灌充活门标牌”作记号。飞行中打开关断活门时，注意将旋钮慢慢转到“开”位，猛然打开可能损坏管路。管路活门可在供氧管路漏气时关断。减压活门将氧气瓶供给的高压氧气降低到约  $2.1 \sim 2.8 \text{ MPa}$  ( $300 \sim 400 \text{ lbf/in}^2$ )。

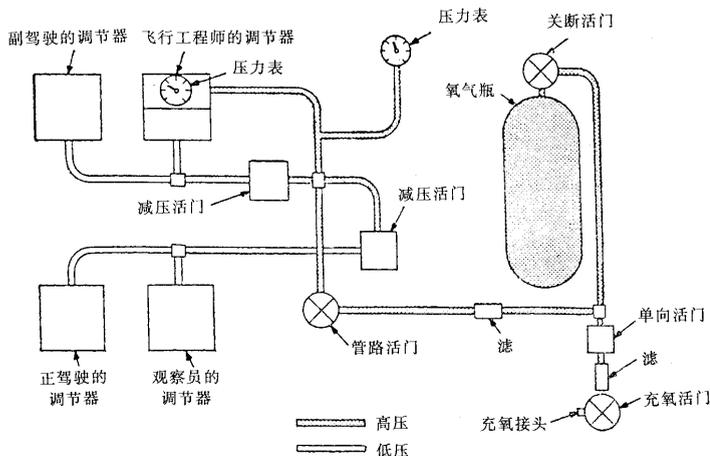


图 8-5 机组压力供氧系统

机组供氧分别由各自的氧气调节器控制,调节器可吸入适量空气而实施稀释供氧,由稀释器手柄放“正常供氧”位而定,手柄放“100% 供氧”位时则供给纯氧。

图 8-6 所示为波音 -737 飞机机组与旅客彼此独立的供氧系统。机组压力供氧系统主要由氧气瓶、减压器、供氧关断活门、供氧调节器等组成。需要供氧时戴好面罩,供氧调节器控制稀释供氧或供纯氧,供氧时间 1 小时以上。旅客供氧采用高压氧气瓶或氧气发生器供给,图为氧气发生器供氧,由旅客氧气电门或气压高度电门接通工作,供氧信号灯显示。使用时,旅客氧气电门“接通”位,或气压高度电门感受座舱高度  $\geq 14000$  ft(4300 m) 时自动接通,旅客服务组

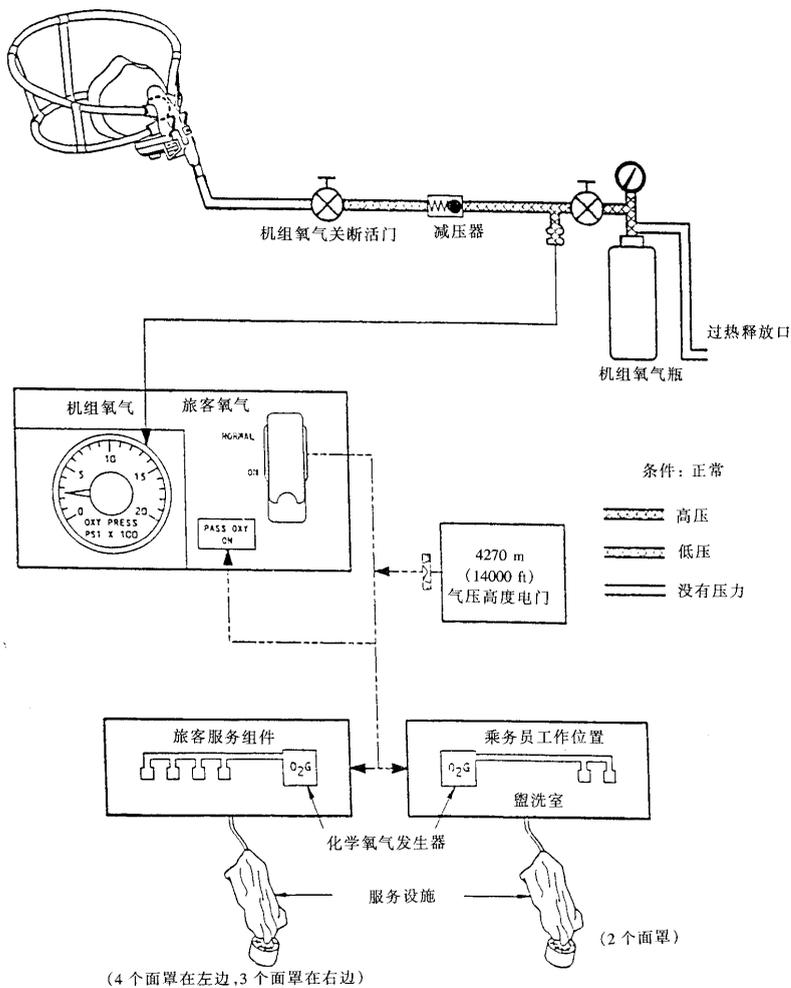


图 8-6 波音 -737 飞机氧气系统

件舱门打开使面罩自动掉下,拉动其中一个点火销时,发生器工作供氧至各个面罩,供氧时间约 10 分钟,为防止服务组件舱门电动打不开,有一个人工机械放下小窗备用。

### 三、氧气系统使用注意事项

装有氧气瓶的飞机,每次飞行前必须检查确定机上氧气源能用多长时间,可使用时间取决于氧气量和总消耗率。可用氧气量根据瓶中氧气压力确定,总消耗率为各用氧者每小时消耗的压力量的总和,有的飞机飞行手册中有图表可直接读出可用时间。如图 8-7 所示,纵轴为可使用时间(OXYGEN DURATION · HOURS),横轴为氧气瓶压力(GAGE PRESSURE · [PSI]\*),斜直线反映总人数,图中粗线所示为氧气瓶压力 12.4 MPa(1800 lbf/in<sup>2</sup>),两名旅客和一个驾驶员时可用时间约 9.2 小时。此种计算只有所有乘员都使用时才能获得较精确数据。一些大型运输机的氧气可使用时间由计算确定。运输飞机的供氧使用一般由氧气稀释调节器控制,稀释器手柄飞行中一般在“正常供氧”位——稀释供氧;手柄放“100% 供氧”位时,可避免废气或有毒气体的损害,防止高空病和窒息,消除缺氧症状,因此座舱增压失效或着火时则需供给纯氧;若稀释器手柄控制失效,可用调节器上的红色旋钮反转打开供氧。

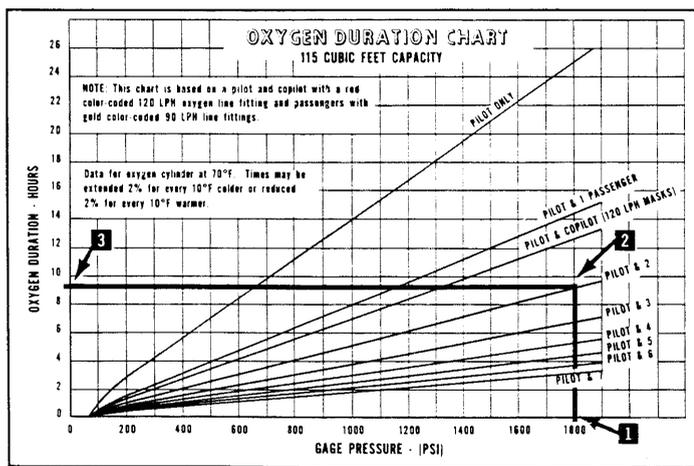


图 8-7 机上氧气瓶可用时间检查

氧气系统使用显示主要有氧气压力表、氧气流动指示器和用氧信号灯。图 8-8 所示为流动指示与氧气压力表。氧气压力表有低压与高压两种,指示氧气瓶或供氧管路压力,量程分别为 0~500 PSI 与 0~20000 PSI,现代大型客机上已采用数字显示器。流量指示器有黄色十字标志与眨眼器,黄色十字与眨眼器在每次呼吸时眨眼(或显示)一次,表示供氧流量正常。

只要使用氧气就有着火或爆炸发生的可能,为了保证飞行安全和避免用氧伤害,应严格遵循下述飞机氧气系统安全使用注意事项。

\* 1 PSI = 1 lbf/in<sup>2</sup> ≈ 6.895 kPa

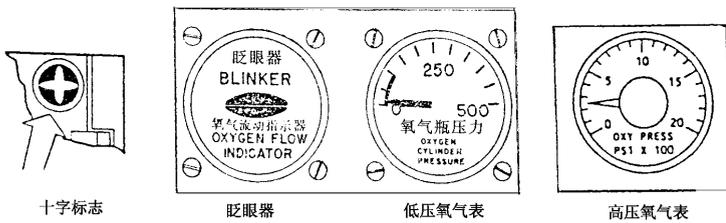


图 8-8 眨眼器与氧气压力表

### 1. 地面维护时

- (1) 必须采取适当的防火措施,如灭火瓶类防火器材,防止用氧管路、氧气瓶过热等。
- (2) 氧气设备应保持清洁,不得沾上滑油与油脂,因为油类与压力氧接触时容易燃烧。
- (3) 氧气瓶内压力下降到一定值则应充氧,为机上氧气瓶充氧时,不得上下旅客与装卸货物,不得拆卸电器与接通电源,不得放油与加油,离飞机 15 m 半径内不得有机动车运动,机组与机务人员应彼此协调。
- (4) 定期对氧气系统进行泄漏试验,飞前查看释放口膜片,飞行中发现氧气泄漏时应关断氧气瓶开关。

### 2. 飞行中使用

- (1) 挂出“严禁吸烟”标牌或显示,用氧时不准吸烟,不准有明火,因为用氧时人体须发及衣服内氧气浓度较大。
- (2) 用氧时避免检查电气与无线电系统。
- (3) 搬动氧气瓶应小心,开关氧气活门应柔和,用过后应立即关闭。
- (4) 氧气与气态、液态洗涤剂接触时易着火,以油脂为基本原料的面霜、唇膏或其他化妆品和 100% 的纯氧接触时可能引起严重烧伤。
- (5) 氧气发生器供氧时表面温度可达 120°C,切勿触摸或搬动。

### 复习题

- (1) 简述飞机氧气系统的基本型式与适用高度。
- (2) 飞机氧气源主要有哪些?对机上氧气有哪些要求?高、低压氧气瓶的颜色与充气压力有何关系?
- (3) 氧气调节器、释压活门、眨眼器各有何功用?
- (4) 简述氧气系统使用注意事项。

## § 8-2 飞机灭火系统

所有飞机上都有可燃物、高温区与起火点,因此存在着火的危险。飞机着火很可能烧坏发动机、引爆油箱,直接导致机毁人亡,即便座舱失火的烟雾也可使机上人员窒息而死。国内外都曾多次发生飞机着火事故,因此飞机着火是飞行安全的最大威胁之一,现代飞机上都装有灭火系统。

## 一、飞机着火种类与灭火剂

国际防火协会将着火分为 A、B、C 三种基本类型：A 类火为纸、木材、纤维、橡胶及某些塑料等易燃物品着火；B 类火为汽油、煤油、滑油、液压油、油脂、油漆、溶剂等易燃液体着火；C 类火为供电与用电设备短路、漏电、超温、跳火等引发的着火。此外，A、B、C 三类火引起的镁合金（易燃金属）件高温下氧化起火又称为 D 类火。以上四类火都可能在飞机上发生。飞机防火区包括驾驶舱、客舱、行李舱、货舱、轮舱、电子舱、燃油箱、发动机舱与管路区等。

灭火的原理是，尽快散失热量，降低温度到燃点以下；阻止热量传递，防止火势蔓延；隔绝空气断氧。

飞机部位与发动机灭火剂必须满足灭火能力强、无剧毒、无腐蚀、易清除等要求。按性能特点分为：A 类——水和水基灭火剂；B 类——干化学品灭火剂；C 类——气体灭火剂；D 类——粉末灭火剂。气体灭火剂主要包括惰性气体和卤代烃。不同类的火应采用对应类型的灭火剂。对 A 类火最好用水或水基灭火剂，兼有润湿、冷却与隔绝作用；对 B 类油火用二氧化碳和卤代烃化学品灭火剂覆盖，水对 B 类油火无效且有害；对 C 类电火最好用  $\text{CO}_2$  灭火剂和卤代烃灭火剂，水或水类灭火剂不可用；D 类火一般采用干粉灭火剂，禁止使用水类灭火剂。

卤代烃灭火剂最有效，品种也较多。广泛用于飞机部位与发动机高释放率灭火系统的灭火剂主要有溴氯二氟甲烷（卤代 1211）和溴三氟甲烷（卤代 1031），属于氟里昂灭火剂。这两种灭火剂毒性最小，无色、无腐蚀性，分别为雾滴和气态喷出，蒸发快、无剩余物。

惰性冷却气体灭火剂主要有二氧化碳（ $\text{CO}_2$ ）和氮（ $\text{N}_2$ ）两种，液态贮存、气态放出。飞机部位与发动机常用有效的  $\text{CO}_2$  不可燃、轻毒、无腐蚀；液态变气态时大量吸热，因此既可使火与空气隔绝，又可降低温度。活塞式发动机与座舱主要采用  $\text{CO}_2$  灭火剂。

飞机上浓缩的灭火剂高温下将产生有毒气体，如  $\text{CO}_2$  的毒性虽然很轻微，但人在灭火过程中呼吸 20～30 分钟  $\text{CO}_2$  也能引起窒息。驾驶舱内释放  $\text{CO}_2$  灭火瓶后一分钟左右， $\text{CO}_2$  气体浓度仍可超过 3% 而对人体产生危害。因此，座舱灭火时应注意通风，降低有毒气体浓度，并使用 100% 纯氧供给。

## 二、灭火系统的基本组成

灭火系统主要由火警探测装置、灭火瓶、管路、控制与显示装置等组成。探测装置感受、传递、显示火警信号，操纵电门或按钮控制灭火瓶释放灭火剂，灭火管路将灭火剂导向灭火区喷出。

飞机上的灭火瓶有固定式与手提式两种。固定式灭火瓶一般装于座舱、货舱、轮舱等部位，其型式、容量、位置与重量均有专门规定。固定式灭火瓶组成与控制如图 8-9 所示，作为耐高压容器，一般用不锈钢制成并且用钢丝缠绕以防爆破。灭火瓶按所装灭火剂分为氟里昂灭火瓶与二氧化碳灭火瓶。 $\text{CO}_2$  灭火瓶正常的气体贮存压力是 4.8～6.9 MPa（700～1000 lbf/in<sup>2</sup>），用二氧化碳的重量确定灭火瓶内灭火剂的填充状态。这种灭火瓶约有 2/3 到 3/4 的二氧化碳是液化的，释放二氧化碳转化为气态时体积大约要膨胀 500 倍。

二氧化碳灭火瓶不必做防寒保护，因为  $\text{CO}_2$  的冰点是  $-73.9^\circ\text{C}$ ，但在气温炎热时，可能过早释放。为了防止这种故障，在为灭火瓶灌充二氧化碳之前，先充入大约 1.4 MPa（200 lbf/in<sup>2</sup>）

的干燥氮气,使多数二氧化碳灭火瓶在 71.1°C 以下均能防止过早释放。因为随温度增加,氮气压力的升高并不像二氧化碳压力升高那么快,氮气的稳定性使其随温度的变化缓慢。寒冷季节在低温条件下正常释放二氧化碳时,氮气还能提供附加的压力。

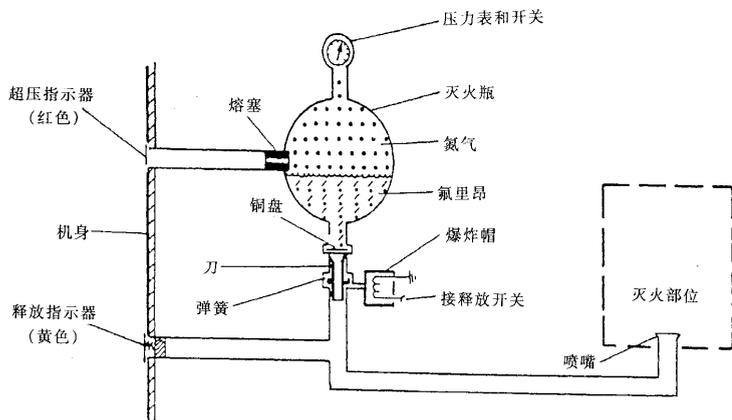


图 8-9 氟里昂灭火瓶及其控制

二氧化碳灭火瓶装金属安全膜片,在 15.2 ~ 19.3 MPa (2200 ~ 2800 lbf/in<sup>2</sup>) 的压力下破裂。膜片装在排放活门上,一条管路从接头连到机身蒙皮的释放指示器上,红色的膜片破裂就意味着过热使灭火瓶的安全塞击穿了;黄色膜片破裂表示该系统已经在正常状态下排放了。

氟里昂灭火瓶一般为钢制球形容器,灌充氟里昂灭火剂与氮气,当温度 98°C ~ 104°C,压力升高超过规定值时,易熔安全塞熔化而释放,机体蒙皮上的指示器显示红色。

灭火时,灭火电门或灭火按钮接通灭火电路,灭火释放开关通电点燃引爆管,产生高压气体强压带刀尖的推杆刺破铜片,液态氟里昂(或 CO<sub>2</sub>) 灭火剂沿导管喷向火区,同时经小孔冲破释放指示器膜片显出黄色。灭火瓶压力表显示瓶内压力,应经常检查是否符合规定。灭火瓶开关在充灌时打开后处于关闭状态。

图 8-10 为客机盥洗间固定式灭火瓶,有两个热作用喷咀,释放灭火剂喷向毛巾存放箱或洗手池下部的废纸桶。在盥洗室舱门内有一个温度指示器标牌,当处于高温时,标牌上四个

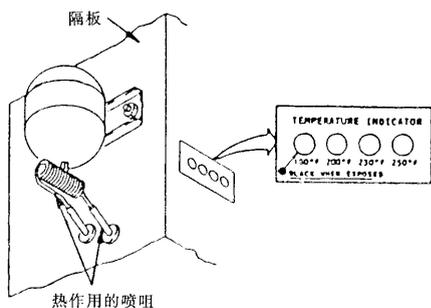


图 8-10 盥洗间固定式灭火瓶

白色的圆点随温度升高逐渐变成灰色、深灰色、黑色。指示器白点变成黑色则表明温度达最高规定值,热作用的喷咀打开而自动喷出,灭火剂释放后喷咀变为铝色。

图 8-11 所示为波音 -737 飞机发动机灭火瓶,充灌氟里昂灭火剂与氮气,瓶上有压力表和过压释放活门。当发动机火警灯或过热灯亮时,电磁开关松开火警电门锁;当拉出火警电门手柄(图中 1 或 2)时,每个释放爆破钮预位,关闭故障状态发动机燃油切断活门,发动机控制继

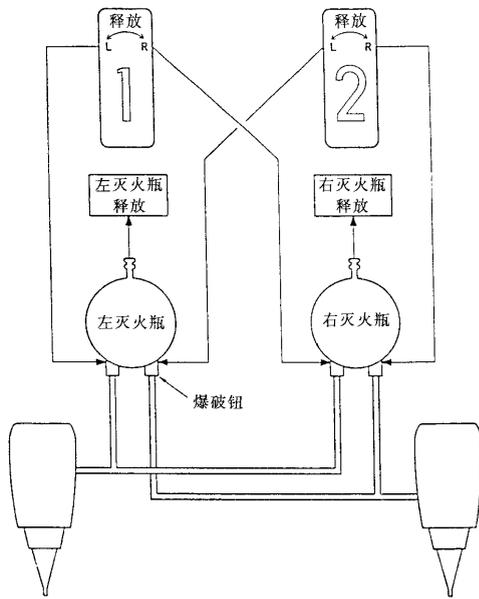


图 8-11 波音-737 飞机发动机灭火瓶及控制

电器和跳开关跳开断电,关闭液压切断活门、发动机引气与反推装置,断开发动机驱动的液压泵低压灯;转动火警电门手柄接通点燃灭火瓶爆破钮,击穿灭火瓶密封装置;一边灭火电门可使两边灭火瓶向着火发动机喷出灭火剂,此时显示板上灭火释放灯亮表明灭火瓶释放。发动机失火或严重损坏检查单如下:

- |                          |                      |
|--------------------------|----------------------|
| 推力手柄.....                | 关闭                   |
| 自动油门(如接通).....           | 脱开                   |
| 起动手柄.....                | 关断                   |
| 发动机火警电门.....             | 拔出                   |
| 超控按钮 .....               | 人工压下并提起,使火警电门松锁      |
| 如果发动机火警灯或过热灯保持亮:         |                      |
| 发动机火警电门 .....            | 向左或右转到停止位并保持1秒钟      |
| 如果30秒后发动机火警灯或过热灯仍亮:      |                      |
| 发动机火警电门 .....            | 转到另一灭火瓶向反方向转到底并保持1秒钟 |
| 如果发动机火警灯或过热灯保持亮:就近合适机场着陆 |                      |

- |                |          |
|----------------|----------|
| 隔离活门电门 .....   | 关闭       |
| APU 引气电门.....  | 关闭       |
| APU(如可用) ..... | 启动并接通汇流条 |
| 燃油 .....       | 平衡       |

如需机翼防冰:

组件电门(受影响的一边) ..... 关闭

隔离活门电门 ..... 自动

在火警熄灭前不得打开隔离活门

飞机上的手提式灭火器主要用于座舱灭火,一般有  $\text{CO}_2$  灭火器与溴氯二氟甲烷(1211) 灭火器两种(图 8-12)。 $\text{CO}_2$  灭火器充灌水、 $\text{CO}_2$ 、与防冻剂的混合液,只适用于纤维、纸、木材等燃烧的 A 类火,手柄顺时针方向转到底则可释放。溴氯二氟甲烷灭火器主要用于油类、电气引起的 B、C 类火,取下环形安全销,在约 2 m 距离处使排液喷嘴对准火源,按压操纵杆则可释放灭火剂。

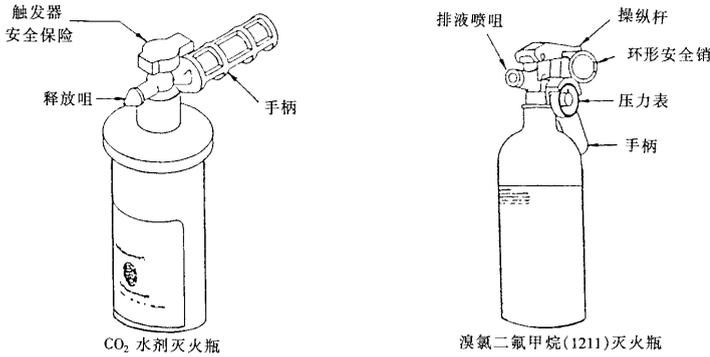


图 8-12 飞机座舱手提式灭火器

### 三、火警探测装置

在现代飞机上,探测失火的主要方法不是靠机组人员的观察,而是靠火警探测装置,包括火警探测器与警报器。探测器感受火警,发出电信号,接通警报器的火警灯亮和警告喇叭响。图 8-13 所示为火警探测装置的工作原理。热电池汇流条供电,当探测器感受温度超过一定值而导电时,金属壳体接地使警告电路接通,火警灯亮、警铃响;当按下断开按钮时主火警灯灭、警铃停响,但由探测器接通的着火发动机火警灯仍然亮。测试开关闭合时,火警信号由探测器内部导体或测试电路接通。对火警探测器的要求是灵敏、准确、可靠,便于检测、维护。

火警探测的方法包括过热、温升、烟雾探测与机组人员观察等。目前用于飞机、发动机的火警探测器主要有:温度上升率探测器、热敏感探测器、烟雾探测器、过热探测器与机上人员的观察装置等。

当温度上升率探测器的热电偶感受到发动机防火区的温度上升率超过一定值时,发出火警信号。当发动机正常工作缓慢超温时,电流很小而不发出警告;当发动机着火,温度急剧上升,上升率超过一定值使电流大于 4 mA 时则发出火警信号。

热敏感探测器采用电阻敏感元件,感受火区温度达到警告温度时突然降低电阻,从而使信号电路电流突然增大到一定值接通火警信号。图 8-13 中的半导体在感受警告温度时导电接通。

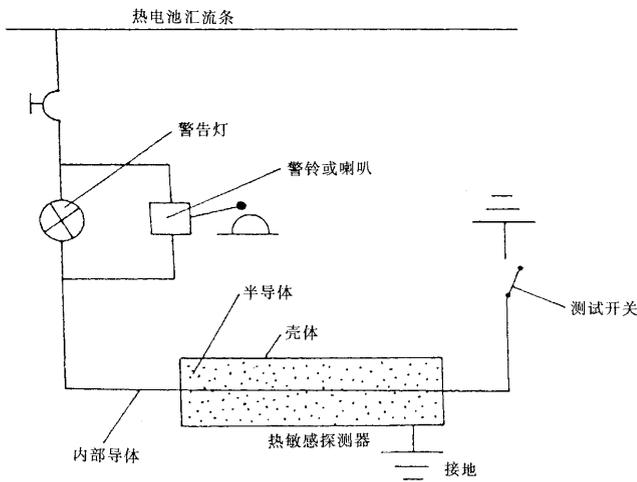


图 8-13 火警探测装置工作原理

过热探测器又称热敏开关或感温器,多个敏感元件装于防火区不同位置,敏感元件变形对温度变化最敏感。失火时,感受温度升高使变形量超过一定值而接通火警信号。如图 8-14 所示,温度超过规定值时,热敏感双金属片变形而使触点接通火警信号,张力调整螺帽调节滑动活塞位移从而调整双金属片预张力。

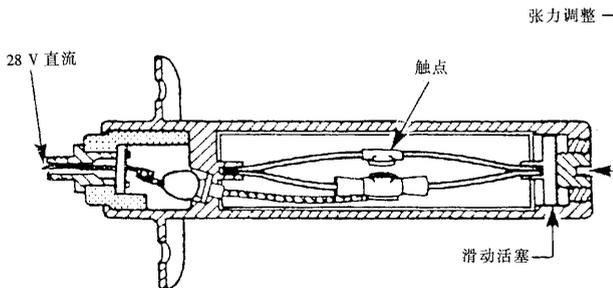


图 8-14 过热探测器

烟雾探测装置用于监测货舱和行李舱是否有着火征兆的烟雾存在,并发出火警信号。烟雾探测装置主要有一氧化碳探测器、光电烟雾探测器与目视烟雾探测器等。

一氧化碳探测器广泛用于驾驶舱和客舱,安装于舱壁易见处,用以探测一氧化碳气体浓度。一种型式的工作是,当 CO 含量正常时,指示器感受剂为绿色,其深浅与 CO 浓度成正比。另一种型式的感受剂正常为棕黄色,随 CO 浓度增大逐渐变为深灰色与黑色,以此显示可能有不完全燃烧存在。

光电烟雾探测器组成及工作原理如图 8-15 所示。飞行中探测器通电时,工作灯一直亮;当没有烟雾时,工作灯光射不到光电管,光电管不输出电信号;当有失火烟雾发生时,进入探测器

的烟雾使工作灯光折射到光电管,光电管内电阻显著下降而输出电信号到放大器,发出火警信号;检查试验时,接通试验灯亮(图中工作灯关),光线直射光电管而发出信号,表明探测系统工作正常。

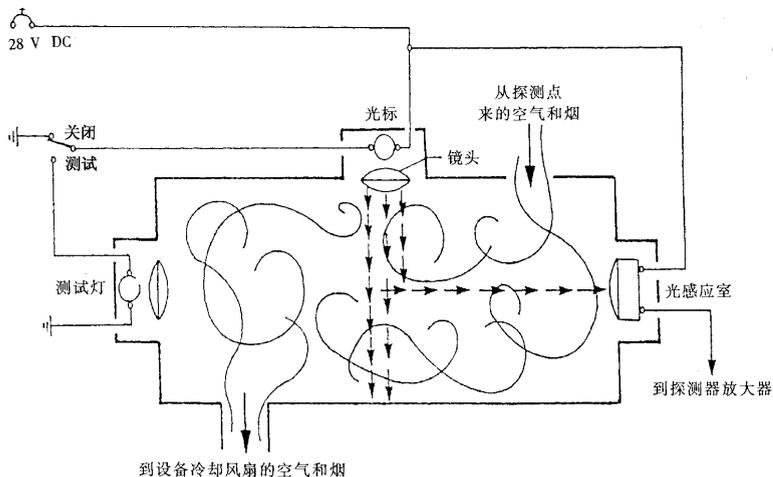


图 8-15 光电烟雾探测器工作原理

目视烟雾探测器在少数飞机上是烟雾探测的唯一方法。主要采用烟雾吸入装置使烟雾进入指示器,当观察窗口红灯点亮时,可直接看到烟雾。

## 复习题

- (1) 简述飞机着火种类与使用的灭火剂。
- (2) 简述飞机灭火系统的基本组成,固定式灭火瓶的类型与释放显示,手提式灭火瓶的使用。
- (3) 简述火警探测装置的基本组成,火警信号的显示与测试。
- (4) 简述飞机上火警探测器的型式及其基本工作原理。

## 参 考 文 献

- 1 [美]道格拉斯·罗尔夫. 世界飞机大观. 孟鹤鸣译. 北京: 航空工业出版社, 1992. 3
- 2 史超礼, 李成智. 人类飞行的历程. 北京: 中国劳动出版社, 1995. 3
- 3 过崇伟. 航空航天技术概论. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1992. 6
- 4 冯元生. 飞机结构设计. 北京: 国防工业出版社, 1985. 6
- 5 冯元生. 飞机结构的分析与先进设计原理. 西安: 西北工业大学出版社, 1991. 6
- 6 吴富民. 结构疲劳强度. 西安: 西北工业大学出版社, 1985. 4
- 7 吴森. 结构试验基础. 北京: 航空工业出版社, 1992. 5
- 8 [俄]安采利奥维奇. 飞机可靠性、安全性和生存性. 唐必铭等译. 北京: 宇航出版社, 1993. 3
- 9 陈治怀. 飞机性能工程. 北京: 中国民航出版社, 1993. 2
- 10 中国民航出版社编辑. 世界航空安全与事故分析. 北京: 中国民航出版社, 1995. 12
- 11 钱永年, 林一平. 现代宽体喷气客机. 北京: 国防工业出版社, 1988. 2
- 12 郭增麟. 世界航空探密. 北京: 当代世界出版社, 1994. 8
- 13 中国民航航空工程司标准处. 民用航空器维修人员指南. 成都: 四川科学技术出版社, 1986. 10
- 14 王占林. 液压伺服控制. 北京: 北京航空学院出版社, 1987. 10
- 15 王道荫. 迈向21世纪的航空科学技术. 北京: 航空工业出版社, 1994. 10
- 16 [俄]比施根斯 Г С 主编. 干线飞机空气动力学和飞行力学. 孙荣科等译. 北京: 航空工业出版社, 1996. 5
- 17 刘汉辉, 焦延津等. 安全飞行原理. 北京: 航空工业出版社, 1993. 10
- 18 美国联邦航空条例第二卷. 中国民用航空局编译, 1993. 4
- 19 寿荣中, 何慧姗. 飞行器空气调节. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991. 10
- 20 Pilot's handbook of aeronautical knowledge, U. S. Transportation department. FAA. 1983. 2
- 21 Airplane Systems 2, Lufthansa German Airlines Pilots School, 1992. 2
- 22 J Kroes M, Rardon J R, Bent P D, Mckinley J L, Mcgraw. Aircraft basic Science. Hill Book Company, 1980
- 23 Tanner A J. Aircraft landing gear system. Published By Society of Automotive Engineers, inc. 1989