006088151

V22
20

飞机构造基础

宋静波　编著

北京航空航天大学
藏书
图书馆

航空工业出版社

北航　C0989694

内 容 提 要

本书以我国各大航空公司引进的大中型民航客机为主，重点分析了飞机结构、飞机液压系统、起落架系统、飞行操纵系统和座舱环境控制系统，并介绍了飞机燃油、防冰排雨、防火、载重与平衡及飞机电子系统。从飞机的主要结构入手，分析了飞机结构可能发生的破坏形式及检查分析结构损伤的方法、常见故障及处理方法等。本书还引入了“民用航空器维修人员执照基础部分”培训大纲的部分内容。

本书可作为航空院校飞机地面维护（机电）专业，以及相关专业教材，也可作为“执照基础部分航空器机体”的培训、自学指导书。

图书在版编目（CIP）数据

飞机构造基础/宋静波编著．—北京：航空工业出版社，2004.2

ISBN 7－80183－336－8

Ⅰ．飞…　Ⅱ．宋…　Ⅲ．飞机—构造　Ⅳ．V22

中国版本图书馆 CIP 数据核字（2004）第 012529 号

航空工业出版社出版发行

（北京市安定门外小关东里 14 号　100029）

北京地质印刷厂印刷　　全国各地新华书店经售

2004 年 2 月第 1 版　　2004 年 2 月第 1 次印刷

开本：787×1092　1/16　　印张：22.25　　字数：565 千字

印数：1—2000　　定价：35.00 元

前　言

随着民用航空的飞速发展，飞机结构和系统越来越复杂，要求飞机结构应能满足强度、刚度和稳定性的要求，飞机的各系统能高效、稳定、安全地工作。保证飞机结构各部件的安全可靠及各系统的稳定工作是保证飞机安全飞行和乘员舒适的基本条件。近年来，发生了一些因飞机结构部件破坏和飞机系统故障影响飞行安全的事故。因此，地面机务维护人员加强对故障的预测和检查分析的能力就显得更加重要。

本书共有10章，重点分析了飞机结构、飞机液压系统、起落架系统、飞行操纵系统和座舱环境控制系统，并介绍了飞机燃油、防冰排雨、防火、载重与平衡及飞机电子系统。

本书所涉及到的飞机系统知识，以我国各大航空公司引进的大中型民航客机为主，同时包括小型飞机的部分内容。本书从飞机的主要结构入手，分析了飞机结构可能发生的破坏形式及检查分析结构损伤的方法，并分析了飞机各系统的组成和工作情况、飞机各系统的主要维护工作、常见故障及分析处理方法。它是掌握飞机专业知识及进行飞机故障诊断和分析的基础。

本书可作为航空院校飞机地面维护机电专业“飞机构造基础”的教材，也可作为飞机地面维护（机电）专业人员的参考书。本书引入了“民用航空器维修人员执照基础部分”培训大纲的部分内容，因此也可以作为“执照基础部分航空器机体”的培训、自学指导书。

由于编者水平与能力有限，书中错误与不当之处，恳请读者批评指正。

编　者

2003年9月

目 录

第1章 飞机结构

1.1 概述 …… (2)
1.2 飞机载荷 …… (2)
1.2.1 平飞中的受载情况 …… (2)
1.2.2 飞机在垂直平面内作曲线飞行时的受载情况 …… (3)
1.2.3 飞机在水平平面内作曲线飞行时的受载情况 …… (3)
1.2.4 飞机过载 …… (4)
1.2.5 飞机部件的过载 …… (5)
1.2.6 飞机着陆时的过载 …… (5)
1.3 载荷、变形和应力的概念 …… (5)
1.3.1 载荷及其分类 …… (5)
1.3.2 构件在载荷作用下的变形 …… (6)
1.3.3 内力和应力的概念 …… (6)
1.3.4 强度和刚度的概念 …… (7)
1.3.5 飞机承受的5种主要应力 …… (7)
1.4 机翼结构 …… (7)
1.4.1 机翼的功用 …… (7)
1.4.2 机翼的配置 …… (8)
1.4.3 机翼上的外载荷 …… (8)
1.4.4 平直机翼各截面的剪力、弯矩和扭矩图 …… (8)
1.4.5 机翼的主要受力构件 …… (9)
1.4.6 机翼结构形式 …… (11)
1.4.7 机翼构件构造 …… (14)
1.4.8 平直机翼结构中力的传递 …… (17)
1.4.9 小结 …… (22)
1.5 机身结构 …… (22)
1.5.1 机身外部载荷 …… (23)
1.5.2 机身的结构形式 …… (24)
1.5.3 半硬壳式机身结构的受力分析 …… (27)
1.5.4 机身构件的构造 …… (28)
1.6 尾翼和副翼 …… (28)
1.6.1 尾翼 …… (28)
1.6.2 副翼 …… (29)
1.7 机体开口部位的构造和受力分析 …… (29)
1.7.1 直接补偿开口 …… (29)
1.7.2 间接补偿开口 …… (29)
1.8 定位编码系统 …… (32)
第1章思考题 …… (33)

第2章 载重与平衡

2.1 重量与平衡的重要性 …… (35)
2.1.1 重量与平衡的目的 …… (35)
2.1.2 重量与平衡问题 …… (36)
2.2 重复称重的必要性 …… (36)
2.3 重量与平衡的理论 …… (36)
2.4 重量与平衡术语 …… (37)
2.4.1 基准面 …… (37)
2.4.2 力臂 …… (38)
2.4.3 重心 …… (38)
2.4.4 最大重量 …… (39)
2.4.5 最大着陆重量 …… (39)
2.4.6 最大停机重量 …… (39)
2.4.7 最大起飞重量 …… (39)
2.4.8 空重 …… (39)
2.4.9 空重重心 …… (39)
2.4.10 空重重心范围 …… (39)
2.4.11 实用重心范围 …… (39)
2.4.12 平均空气动力弦 …… (40)
2.4.13 飞机的水平顶置 …… (41)
2.4.14 燃油装载 …… (41)
2.4.15 最小燃油量 …… (41)
2.4.16 无燃油重量 …… (41)
2.4.17 毛重 …… (41)
2.4.18 有用载重 …… (41)
2.5 飞机称重的程序 …… (41)
2.5.1 飞机称重前的准备 …… (42)
2.5.2 称重设备的准备 …… (42)
2.5.3 称重测量 …… (43)
2.5.4 平衡计算 …… (43)
2.6 重量与平衡的极端情况 …… (44)

2.6.1 前极限的重量与平衡验算 …… (45)
2.6.2 后极限的重量与平衡验算 …… (45)
2.7 重心的移动 …… (45)
2.7.1 永久压舱物 …… (45)
2.7.2 临时压舱物 …… (45)
2.7.3 用压舱物调节飞机重心 …… (45)
第 2 章思考题 …… (46)

第 3 章 液压系统

3.1 液压系统概述 …… (48)
3.1.1 液压传动原理 …… (49)
3.1.2 液压传动功率 …… (50)
3.1.3 液压系统的组成 …… (50)
3.1.4 简单液压系统的组成 …… (51)
3.2 液压油 …… (52)
3.2.1 黏性和黏度 …… (52)
3.2.2 压缩性 …… (53)
3.2.3 润滑性 …… (53)
3.2.4 机械稳定性 …… (53)
3.2.5 化学稳定性 …… (54)
3.2.6 液压油的种类 …… (54)
3.2.7 液压油的使用和注意事项 …… (55)
3.3 液压源 …… (56)
3.3.1 油箱及油箱增压系统 …… (56)
3.3.2 液压泵 …… (58)
3.3.3 压力组件 …… (64)
3.3.4 回油组件 …… (64)
3.3.5 液压管路 …… (64)
3.3.6 液压指示系统 …… (64)
3.3.7 地面油箱灌充设备 …… (66)
3.4 液压动力元件 …… (66)
3.4.1 手摇泵 …… (66)
3.4.2 柱塞泵 …… (68)
3.4.3 斜盘式柱塞泵的变量控制 …… (70)
3.4.4 齿轮泵 …… (70)
3.4.5 叶片泵 …… (71)
3.4.6 摆线转子泵 …… (71)
3.4.7 液压泵的性能分析 …… (72)
3.4.8 变量泵和定量泵的卸荷 …… (77)
3.5 液压执行元件 …… (80)
3.5.1 作动筒 …… (80)
3.5.2 三位置作动筒 …… (81)
3.5.3 带锁作动筒 …… (82)
3.6 液压控制元件 …… (85)
3.6.1 顺序活门 …… (85)
3.6.2 液压延时器 …… (86)
3.6.3 优先活门 …… (87)
3.6.4 液压保险 …… (87)
3.6.5 单向活门 …… (89)
3.6.6 选择活门 …… (90)
3.6.7 安全活门 …… (91)
3.6.8 减压阀 …… (93)
3.6.9 快卸活门 …… (94)
3.7 液压辅助元件 …… (94)
3.7.1 液压油滤 …… (94)
3.7.2 蓄压器 …… (95)
3.7.3 密封材料和密封装置 …… (98)
3.8 液压系统泄漏检查 …… (99)
3.8.1 外漏的检查 …… (99)
3.8.2 内漏的检查 …… (99)
第 3 章思考题 …… (101)

第 4 章 起落架系统

4.1 概述 …… (103)
4.1.1 起落架配置形式 …… (103)
4.1.2 起落架的结构形式 …… (105)
4.1.3 起落架外部结构 …… (106)
4.2 起落架缓冲装置 …… (108)
4.2.1 缓冲原理 …… (108)
4.2.2 对起落架缓冲装置的要求 …… (108)
4.2.3 油气式缓冲器 …… (109)
4.3 起落架收放系统 …… (111)
4.3.1 起落架的收放形式 …… (111)
4.3.2 对起落架收放系统的要求 …… (112)
4.3.3 起落架液压收放系统的主要组成部件 …… (112)
4.3.4 起落架收放系统的工作过程 …… (113)
4.3.5 起落架收放位置锁 …… (116)
4.3.6 应急放起落架系统 …… (117)
4.3.7 起落架安全收放措施 …… (118)
4.3.8 起落架位置信号 …… (120)
4.4 转弯系统 …… (120)
4.4.1 前轮转弯系统的控制机构 …… (120)
4.4.2 典型的机械液压式前轮转弯系统 …… (122)
4.4.3 现代飞机前轮转弯系统的作用 …… (125)
4.4.4 前轮定中 …… (126)

4.4.5 主起落架转弯系统 …… (128)
4.5 刹车系统 …… (128)
4.5.1 刹车减速原理与最高刹车效率 …… (129)
4.5.2 独立的刹车系统 …… (129)
4.5.3 增压刹车系统 …… (129)
4.5.4 液压动力刹车系统 …… (130)
4.5.5 液压动力刹车系统的工作情况 …… (139)
4.5.6 防滞刹车系统 …… (144)
4.5.7 刹车温度探测和冷却系统 …… (149)
4.6 机轮 …… (149)
4.6.1 机轮的主要形式 …… (150)
4.6.2 轮胎 …… (150)
4.7 起落架系统主要维护工作 … (152)
4.7.1 缓冲支柱的灌充 …… (152)
4.7.2 动力刹车系统排气 …… (156)
4.7.3 机轮的维护工作 …… (157)
第4章思考题 …… (160)

第5章 飞机飞行操纵系统

5.1 飞行操纵系统概述 …… (162)
5.1.1 飞机转动轴 …… (162)
5.1.2 飞机平衡 …… (163)
5.1.3 飞行操纵系统的组成 …… (164)
5.1.4 操纵飞机绕三轴运动 …… (165)
5.1.5 对飞行操纵系统的要求 …… (165)
5.1.6 飞机操纵性 …… (166)
5.2 飞机操纵机构 …… (166)
5.3 传动机构 …… (169)
5.3.1 软式传动机构的主要构件 …… (169)
5.3.2 硬式传动机构 …… (173)
5.3.3 主操纵系统的传动系数和传动比 …… (176)
5.3.4 非线性传动机构 …… (177)
5.4 舵面补偿装置 …… (177)
5.4.1 轴式补偿 …… (177)
5.4.2 角式补偿 …… (178)
5.4.3 内封补偿 …… (178)
5.4.4 调整片 …… (178)
5.5 主操纵系统 …… (179)
5.5.1 副翼操纵系统 …… (180)
5.5.2 升降舵操纵系统 …… (186)
5.5.3 方向舵操纵系统 …… (189)
5.6 辅助操纵系统 …… (192)
5.6.1 飞机增升装置 …… (192)
5.6.2 扰流板 …… (202)
5.6.3 水平安定面 …… (204)
5.7 飞行操纵警告系统 …… (205)
5.7.1 起飞警告 …… (205)
5.7.2 失速警告 …… (206)
5.8 飞行操纵系统的维护工作 …… (208)
5.8.1 防止系统摩擦力过大 …… (208)
5.8.2 防止系统间隙过大 …… (208)
5.8.3 保持钢索张力正常 …… (209)
5.8.4 操纵系统的调整 …… (210)
5.8.5 测量舵面位移的工具 …… (211)
5.8.6 飞机主要结构的校装 …… (212)
5.8.7 飞行操纵系统的校装 …… (213)
5.8.8 操纵面的重新平衡 …… (214)
第5章思考题 …… (215)

第6章 座舱环境控制系统

6.1 座舱环境控制系统概述 …… (217)
6.1.1 飞机座舱环境控制系统的基本任务 …… (217)
6.1.2 大气物理特性及其对人体生理的影响 …… (218)
6.1.3 克服空中不利环境的技术措施 …… (220)
6.1.4 气密座舱的形式 …… (221)
6.1.5 气密座舱的环境参数 …… (221)
6.2 气源系统 …… (222)
6.2.1 现代大中型民航客机气源系统 …… (222)
6.2.2 其他形式的压力源 …… (225)
6.3 座舱空气调节系统 …… (226)
6.3.1 流量控制 …… (226)
6.3.2 空气循环冷却系统 …… (227)
6.3.3 温度控制系统 …… (237)
6.3.4 再循环系统 …… (240)
6.3.5 座舱空气分配系统 …… (241)
6.3.6 货舱加温系统 …… (242)
6.3.7 设备冷却系统 …… (245)
6.3.8 通风系统 …… (245)
6.3.9 空调系统的非正常工作 …… (245)

6.4 典型飞机空调系统 …… (246)
6.4.1 波音 757－200 飞机空调系统 …… (246)
6.4.2 波音 777 飞机空调系统 …… (248)
6.5 蒸发循环冷却系统 …… (253)
6.6 座舱增压控制系统 …… (254)
6.6.1 座舱增压控制原理 …… (254)
6.6.2 座舱增压系统概述 …… (254)
6.6.3 座舱自动增压控制系统的工作 …… (257)
6.6.4 应急增压控制 …… (260)
6.6.5 气动气控式增压控制系统 …… (261)
6.7 飞机氧气系统 …… (263)
6.7.1 机组氧气系统 …… (264)
6.7.2 乘客氧气系统 …… (268)
6.7.3 手提氧气设备 …… (270)
6.8 增压座舱泄漏试验 …… (271)
第 6 章思考题 …… (272)

第 7 章 防冰排雨系统

7.1 飞机结冰对飞行性能的影响 …… (274)
7.1.1 机翼及尾翼结冰的影响 …… (274)
7.1.2 发动机进气部件结冰的影响 …… (275)
7.1.3 螺旋桨结冰的影响 …… (276)
7.1.4 风挡玻璃、测温和测压探头结冰的影响 …… (276)
7.2 飞机防冰、除冰的方法 …… (276)
7.2.1 机械除冰系统 …… (276)
7.2.2 电脉冲除冰系统 …… (278)
7.2.3 液体防冰系统 …… (278)
7.2.4 热空气防冰系统 …… (278)
7.2.5 电热防冰 …… (279)
7.3 飞机防冰排雨系统 …… (279)
7.3.1 大翼防冰系统 …… (280)
7.3.2 发动机整流罩热防冰 …… (282)
7.3.3 大气数据探头防冰 …… (282)
7.3.4 驾驶舱风挡的防冰和除雾 …… (284)
7.3.5 风挡排雨系统 …… (286)
7.3.6 飞机结冰探测 …… (290)
第 7 章思考题 …… (291)

第 8 章 飞机燃油系统

8.1 飞机燃油系统概述 …… (292)
8.1.1 燃油系统的功用 …… (292)
8.1.2 燃油系统特点 …… (293)
8.1.3 飞机燃油系统的组成 …… (294)
8.2 航空燃油 …… (294)
8.2.1 航空汽油 …… (294)
8.2.2 航空煤油 …… (295)
8.3 燃油系统附件 …… (295)
8.3.1 增压泵 …… (295)
8.3.2 引射泵 …… (295)
8.3.3 燃油箱 …… (296)
8.4 燃油箱通气系统 …… (299)
8.4.1 燃油箱通气系统的作用 …… (299)
8.4.2 通气系统的组成和工作 …… (299)
8.5 加油和抽油系统 …… (300)
8.5.1 加油系统 …… (300)
8.5.2 抽油及油箱内油液的传输 …… (303)
8.6 应急放油系统 …… (305)
8.6.1 飞机燃油应急放油系统的基本要求 …… (305)
8.6.2 波音 747－400 飞机应急放油系统 …… (305)
8.7 供油系统 …… (308)
8.7.1 飞机燃油系统的供油方式 …… (308)
8.7.2 飞机燃油系统的供油顺序 …… (309)
8.7.3 波音 737 飞机燃油供油系统（双发动机） …… (310)
8.7.4 波音 747－400 飞机燃油供油系统（四台发动机） …… (311)
8.8 油箱油量指示 …… (314)
8.9 燃油箱维护工作 …… (316)
8.9.1 燃油渗漏分级 …… (316)
8.9.2 燃油渗漏的原因 …… (317)
8.9.3 渗漏的检查 …… (317)
8.9.4 渗漏的排除 …… (318)
第 8 章思考题 …… (319)

第 9 章 飞机防火系统

9.1 概述 …… (321)
9.1.1 燃烧的三个要素 …… (321)
9.1.2 火的种类及其灭火剂 …… (322)
9.1.3 飞机防火系统 …… (322)
9.2 火警探测器 …… (323)
9.2.1 点式火警探测器 …… (323)
9.2.2 连续火警探测器 …… (324)
9.2.3 烟雾探测系统 …… (327)
9.3 典型飞机防火系统 …… (327)

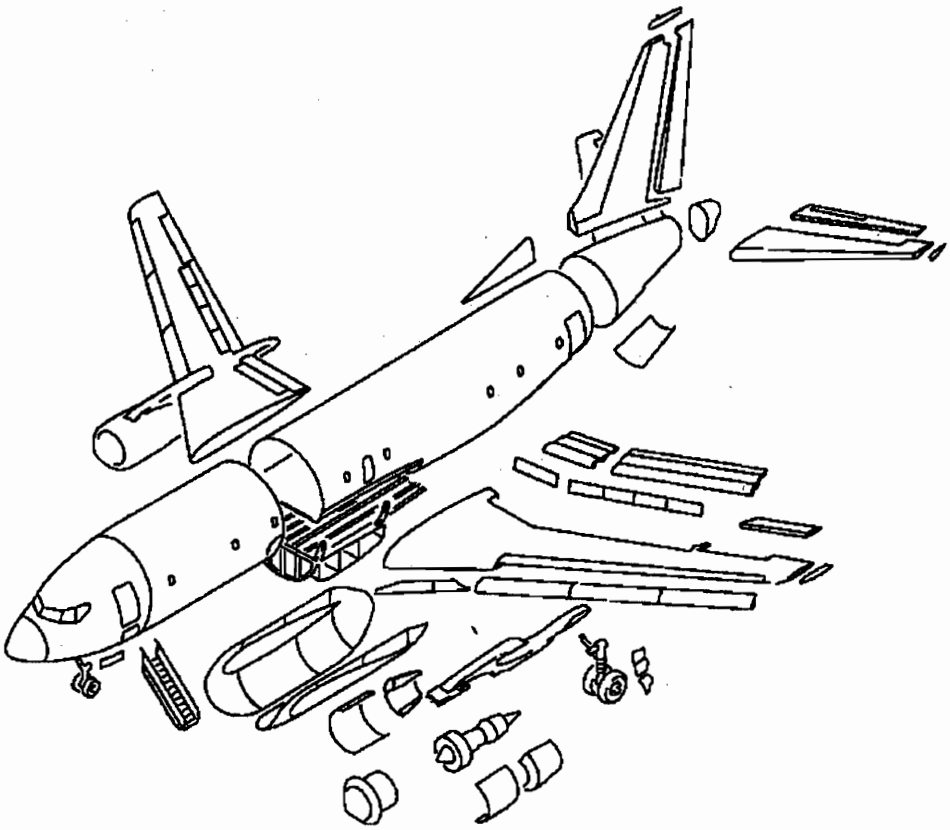
9.3.1 发动机火警（过热）探测 …… (328)
9.3.2 APU 火警探测 …… (329)
9.3.3 货舱烟雾探测 …… (330)
9.3.4 起落架舱火警探测 …… (331)
9.3.5 引气管道泄漏和过热探测 …… (332)
9.3.6 卫生间烟雾探测 …… (332)
9.4 飞机灭火系统 …… (333)
9.4.1 发动机灭火 …… (333)
9.4.2 APU 灭火 …… (334)
9.4.3 货舱灭火 …… (337)
9.4.4 卫生间灭火 …… (337)
9.4.5 手提灭火设备 …… (338)
第 9 章思考题 …… (340)

第 10 章 飞机电子系统

10.1 通信和导航系统概述 …… (341)
10.2 无线电通信系统 …… (342)
10.3 无线电导航系统 …… (342)
10.4 防撞系统 …… (343)
10.5 驾驶舱仪表板 …… (343)
第 10 章思考题 …… (344)

参考文献 …… (345)

第1章　飞机结构



1.1　概　述

1.2　飞机载荷

1.3　载荷、变形和应力的概念

1.4　机翼结构

1.5　机身结构

1.6　尾翼和副翼

1.7　机体开口部位的构造和受力分析

1.8　定位编码系统

1.1 概述

固定翼飞机的机体由机身、机翼、安定面、飞行操纵面和起落架五个主要部件组成。

直升机的机体由机身、旋翼及其相关的减速器、尾桨（单旋翼直升机才有）和起落架组成。

机体各部件由多种材料组成，并通过铆钉、螺栓、螺钉、焊接或胶接而连接起来。飞机各部件由不同构件构成。飞机各构件用来传递载荷或承受应力。单个构件可承受组合应力。

对某些结构，强度是主要的要求；而另一些结构，其要求则完全不同。例如，整流罩只承受飞机飞行过程中的局部空气动力，而不作为主要结构受力件。

1.2 飞机载荷

飞行中，作用于飞机上的载荷主要有飞机重力、升力、阻力和发动机推力（或拉力）。飞行状态改变或受到不稳定气流的影响时，飞机的升力会发生很大变化。飞机着陆接地时，飞机除了承受上述载荷外，还要承受地面撞击力，其中以地面撞击力最大。飞机承受的各种载荷中，以升力和地面撞击力对飞机结构的影响最大。

1.2.1 平飞中的受载情况

飞机在等速直线平飞时，它所受的力有：飞机重力 G、升力 Y、阻力 X 和发动机推力 P。为了简便起见，假定这四个力都通过飞机的重心，而且推力与阻力的方向相反，则作用在飞机上的力的平衡条件为：升力等于飞机的重力，推力等于飞机的阻力。即

$$Y = G$$

$$P = X$$

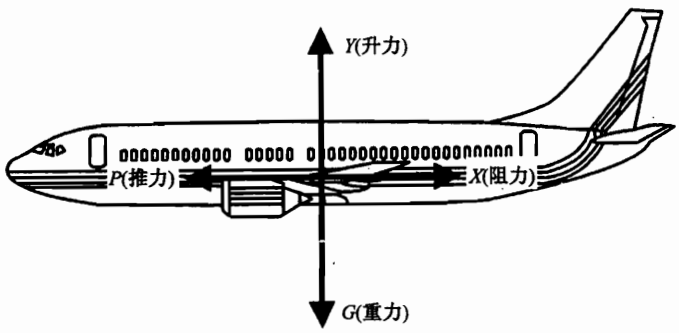


图 1－1 平飞时飞机的受载

飞机作不稳定的平飞时，推力与阻力是不相等的。推力大于阻力，飞机就要加速；反之，则减速。由于在飞机加速或减速的同时，驾驶员减小或增大了飞机的迎角，使升力系数减小或增大，因而升力仍然与飞机重力相等。平飞中，飞机的升力虽然总是与飞机的重力相等，但是，飞行速度不同时，飞机上的局部气动载荷（局部空气动力）是不相同的。飞机以小速度平飞时，迎角较大，机翼上表面受到吸力，下表面受到压力，这时的局部气动载荷并不很大；而当飞机以大速度平飞时，迎角较小，对双凸型翼型机翼来说，除了前缘要受到很

大压力外，上下表面都要受到很大的吸力。翼型越接近对称形，机翼上下表面的局部气动载荷就越大。所以，如果机翼蒙皮刚度不足，在高速飞行时，就会被显著地吸起或压下，产生明显的鼓胀或下陷现象，影响飞机的空气动力性能。

1.2.2 飞机在垂直平面内作曲线飞行时的受载情况

飞机在垂直平面内作曲线飞行的受载情况如图1－2所示。这时，作用于飞机的外力仍是飞机的重力、升力、阻力和发动机的推力。但是，这些外力是不平衡的。

曲线飞行虽是一种受力不平衡的运动状态，但研究飞机在曲线飞行中的受载情况时，为了方便起见，可以假设飞机上还作用着与向心力大小相等、方向相反的惯性离心力。这样，就可以把受力不平衡的曲线飞行作为受力平衡的运动状态来研究。

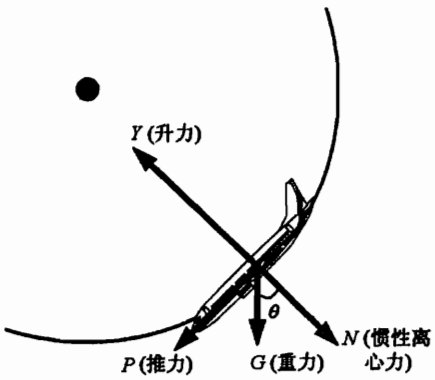


图1－2 飞机在垂直平面内的曲线飞行

飞机在垂直平面内作曲线飞行时，升力可能大大超过飞机重量。飞机在曲线飞行中所受的载荷可能比平飞时大得多。可以推导出如下公式（其中 r 为飞机机动飞行的曲率半径，v 为飞行速度）

$$Y - G\cos\theta = m\frac{v^2}{r}$$

由于飞机在每一位置的 θ 角不同，而且飞行速度和曲率半径也不可能一样，所以，飞机在垂直平面内作曲线飞行时，飞机的升力也是随时变化的。

1.2.3 飞机在水平平面内作曲线飞行时的受载情况

水平转弯时，飞机具有一定的倾斜角（坡度）β，升力与垂线之间也构成 β 角。这时，水平分力 $Y\sin\beta$ 就是飞机转弯时的向心力，它与惯性离心力 N 平衡；升力的垂直分力 $Y\cos\beta$ 与飞机重力 G 平衡，即

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

水平转弯时，$\cos\beta$ 总是小于1，故升力总是大于飞机的重量；倾斜角越大，$\cos\beta$ 越小，因而升力越大。

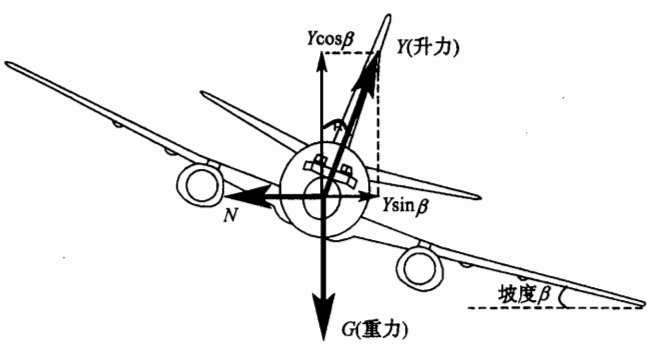


图1－3 飞机在水平转弯时的受载

1.2.4 飞机过载

在曲线飞行中，作用于飞机上的升力经常不等于飞机的重量。为了衡量飞机在某一飞行状态下受外载荷的严重程度，引出过载（或称载荷因数）这一概念。作用于飞机某方向的除重量之外的外载荷与飞机重量的比值，称为该方向的飞机重心过载，用 n 表示。飞机在 y 轴方向的过载，等于飞机升力（Y）与飞机重量的比值，即

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

飞机在 x 轴方向的过载等于发动机推力 P 与飞机阻力 X 之差与飞机重量的比值，即

$$n_x = \frac{P - X}{G}$$

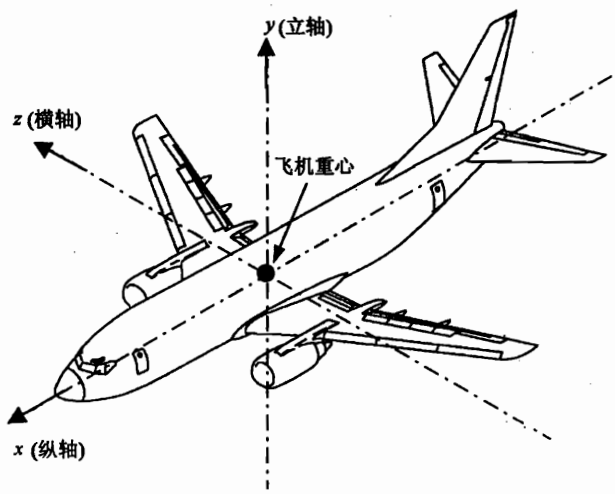


图 1－4 飞机的坐标轴

飞机在 z 轴方向的过载等于飞机侧向力（Z）与飞机重量的比值，即

$$n_z = \frac{Z}{G}$$

飞机在飞行中，y 轴方向的过载 n_y 往往较大，它是飞机结构设计中的主要指标之一，飞机的结构强度主要取决于 Y 方向的过载 n_y。而其他两个方向的过载（n_x，n_z）较小，它们对飞机结构强度的影响也较小。

在不同的飞行状态下，飞机重心过载的大小往往不一样。过载可能大于 1、小于 1、等于 1、等于零甚至是负值，这决定于曲线飞行时升力的大小和方向。飞机平飞时，升力等于飞机的重量，n_y 等于 1；曲线飞行时，升力经常不等于 1。驾驶员柔和推杆使飞机由平飞进入下滑的过程中，升力比飞机重量稍小一些，n_y 就小于 1；当飞机平飞时遇到强大的垂直向下的突风或在垂直平面内作机动飞行时，驾驶员推杆过猛，升力就会变成负值，n_y 也就变为负值；当飞机以无升力迎角垂直俯冲时，载荷因数就等于零。

n_y 的正、负号与升力的正、负号一致，而升力的正、负号取决于升力与飞机 y 轴（立轴）的关系。如果升力的方向与 y 轴相同，则取正号；反之，则取负号。

1.2.5 飞机部件的过载

在研究飞机各部件的载荷时，只知道飞机的过载是不够的，还必须知道部件的过载。部件过载是该部件在某一飞行状态中的质量力与其本身重量的比值。当飞机没有对重心的角加速度时，部件的过载等于飞机的过载；当飞机有对重心的角加速度时，飞机重心以外各部件的过载等于飞机的过载加上或减去一个附加过载。

1.2.6 飞机着陆时的过载

飞机着陆接地时的速度可分解为水平分速和垂直分速。由于水平分速是在着陆滑跑过程中逐渐消失的，因此飞机沿水平方向的受力不大；垂直分速是在飞机与地面相对撞击后很短的时间内消失的，故飞机沿垂直方向的撞击力较大。飞机着陆接地时承受的载荷，主要就是作用于起落架的垂直撞击力。飞机接地时垂直方向的过载，为作用于起落架上的垂直撞击力与飞机重量的比值。

如果飞机没有绕重心的角加速度，则部件的过载就等于飞机重心的过载；否则，还要加上由角加速度引起的附加过载。例如，前三点式起落架飞机以两个主轮接地时，作用于起落架的载荷对飞机重心的力矩，要使飞机产生机头下俯的角加速度。这时，飞机重心后面的部件，其过载等于飞机重心过载加上一个附加过载；而飞机重心前面的部件，则应减去一个附加过载。

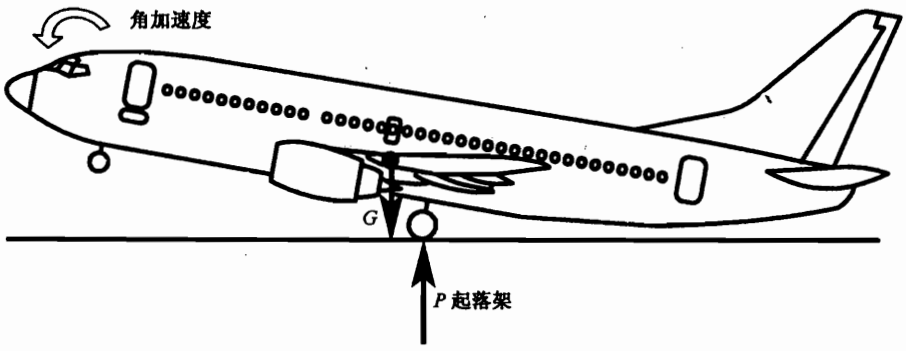


图 1－5 飞机着陆接地时部件的载荷

1.3 载荷、变形和应力的概念

1.3.1 载荷及其分类

任何结构和结构中的各个构件，在工作过程中都会受到其他物体对它的作用力，这种作用力通常叫做载荷（或外部载荷）。例如，飞行中机翼上的空气动力、起落架等部件的重力都是作用于机翼上的载荷。各种构件在载荷的作用下，它的支点都会对它产生反作用力。构件承受的各种载荷和支点的反作用力，统称为作用于该构件的外力。

按作用方式，载荷主要分为集中载荷和分布载荷。集中载荷是指集中作用于一点上的载荷。分布载荷是指作用在一个面积或长度上的载荷。如果分布载荷的作用面积相对较小，可

以把它近似看作是集中载荷，这样在实际中可使问题简化。例如吊装在机翼上的发动机对机翼的载荷可认为是集中载荷。

根据载荷作用于构件的性质的不同，载荷可分为静载荷和动载荷。如果载荷是逐渐加到构件上去的，或者载荷加到构件上后，它的大小和方向不变或变化很小，此载荷叫静载荷。如飞机停放时起落架所承受的载荷，就是一种静载荷；又如，千斤顶顶飞机时，所承受的载荷是逐渐增大的，它也属于静载荷。

如果载荷是突然加到构件上去的，或者载荷加到构件上后，它的大小和方向（或其一）有显著变化，这样的载荷称为动载荷。如飞机着陆时起落架所受到的地面撞击力；飞机着陆滑跑因为跑道不平，使各部分承受的力都属于动载荷。

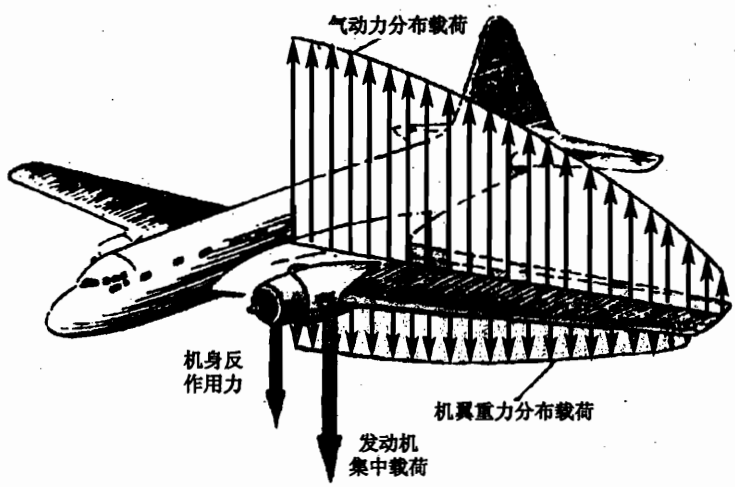


图 1-6 作用于机翼上的外载荷

1.3.2 构件在载荷作用下的变形

构件在载荷作用下，其尺寸和形状都会有不同程度的改变，这种尺寸和形状的改变叫做变形。

构件在载荷作用下所产生的变形，当载荷去掉后即能消失的变形叫弹性变形；不能消失的变形叫永久变形（或残余变形）。

构件承受载荷的情况不同，它所产生的变形形式也不一样，但其基本变形为拉伸、压缩、剪切、扭转和弯曲五种。实际上，飞机结构受力时，各构件的变形，往往是比较复杂的，常常是几种变形的组合，称为复合变形。

1.3.3 内力和应力的概念

当构件受到外力作用而变形时，材料分子之间的距离发生变化，这时分子之间会产生一种反抗变形、力图使分子间的距离恢复原状的力，这种力叫内力。构件受力变形时所产生的内力，可利用截面法求得。

要判断构件受力的严重程度，仅知道内力的大小是不够的。构件在外力作用下，单位横截面面积上的内力叫做应力。如果内力是均匀分布的，则构件任意截面上的应力等于截面上的总内力除以横截面积。应力可分成垂直于所取截面和平行于所取截面的两个分量。垂直于

横截面的应力称为正应力，平行于横截面的应力称为剪应力。

1.3.4　强度和刚度的概念

构件在传力过程中，横截面上的应力要随着载荷的增大而增大。对于一定材料制成的构件来说，当截面上的应力增大到一定限度后，构件就会损坏（产生显著的永久变形或断裂）。构件在外力作用下，抵抗破坏（或断裂）的能力叫做构件的强度。构件的强度越大，表示它开始损坏时所受的载荷越大。为了使构件在规定的载荷作用下工作可靠，应保证它具有足够的强度。

构件即使强度足够，但在载荷作用下还可能由于变形量过大而影响工作。因此，构件还应具有足够的抵抗变形的能力。构件在外力作用下抵抗变形的能力称为构件的刚度。构件的刚度越大，在一定的载荷作用下产生的变形越小。

构件在外力作用下保持其原有平衡形式的能力称为构件的稳定性。细长杆和薄壁结构受压后易突然失去原有的平衡形式，此种现象叫做失去稳定性，简称失稳。飞机蒙皮在受压后会产生皱折的现象，就是由于蒙皮受压失稳造成的。

要保证构件正常工作，构件必须具有足够的强度、刚度和稳定性。构件的强度、刚度、稳定性与其材料的性质、截面尺寸和形状有关。另外构件的强度和刚度还与使用、维护的条件有关。例如，构件装配不当，受到划伤或腐蚀等，强度和刚度就会减弱。因此，维护和使用过程中，应根据构件的性质和受力特点等，注意保持其强度和刚度。

1.3.5　飞机承受的5种主要应力

所有飞机都承受5种主要应力：

(1) 拉伸应力；

(2) 压缩应力；

(3) 扭转应力（扭矩）；

(4) 剪切应力；

(5) 弯曲应力（弯矩）。

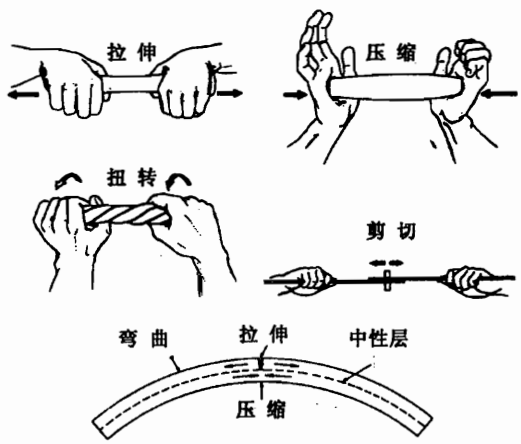


图1-7　作用于飞机上的5种基本应力

拉伸应力是抵抗试图拉断物体的应力。压缩应力是抵抗压力的应力。扭矩是产生扭转变形的应力。剪切应力是抵抗试图引起材料某一层与相邻一层产生相对错动之力的应力。弯曲应力是压缩应力和拉伸应力的组合。当杆件受到弯曲作用时，弯曲的内侧面缩短（压缩），而弯曲的外侧面拉长（拉伸）。

1.4　机翼结构

1.4.1　机翼的功用

机翼是飞机的一个重要部件，其主要功用是产生升力。当它具有上反角时，可为飞机提供一定的横侧稳定性。在机翼上安装有一些操纵面，在其后缘有副翼和后缘襟翼；在其前缘有前缘襟翼、缝翼；在其上表面有扰流板。另外，很多飞机的发动机和主起落架安装于机翼结构上。机翼的内部空间常用来收藏主起落架和贮存燃油。

1.4.2 机翼的配置

目前，除了个别低速飞机仍是双翼机外，绝大多数飞机都是单翼机。

单翼机在机身上的配置，可分为上单翼、中单翼和下单翼三种形式。

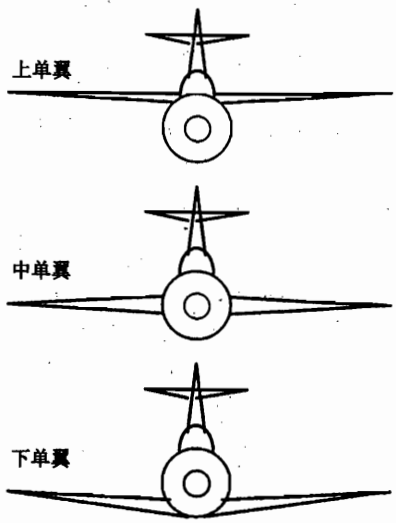


图 1－8 机翼的配置形式

从机翼与机身的干扰阻力来看，以中单翼为最小，上单翼次之，下单翼最大。从机身内部容积的利用来看，以上单翼最为优越。因为上单翼飞机机翼通过机身的部分骨架，位于机身上部，不影响机身内部容积的利用；中单翼的翼梁要横穿机身中部，对机身内部容积的利用有一定影响；下单翼飞机机身内的可用容积较大，但固定在机身下部的翼梁，会限制安装在机翼下部部件的尺寸。吊装在下单翼飞机下部的发动机维护比较方便。从起落架的配置来看，如果将起落架装在机翼上，上单翼飞机的起落架较长，这样不仅重量大，而且不易收放。在这方面，下单翼飞机比较有利。此外，上单翼飞机由于机翼位置较高，检修、拆装机翼上的发动机或其他附件，以及向机翼内的油箱添加燃油都不方便，这会给维护工作带来困难。

1.4.3 机翼上的外载荷

飞行中，作用于机翼的外部载荷有空气动力、机翼结构质量力和部件的质量力。机翼在外部载荷作用下，像一根固定在机身上的悬臂梁一样，要产生弯曲和扭转变形，因此，在这些外载荷作用下，机翼各截面要承受剪力、弯矩和扭矩。由于机翼结构沿水平方向尺寸较大，因而水平剪力和水平弯矩对飞机结构受力影响较小，在受力分析时只分析垂直剪力、扭矩和垂直弯矩，如图 1－9 所示。

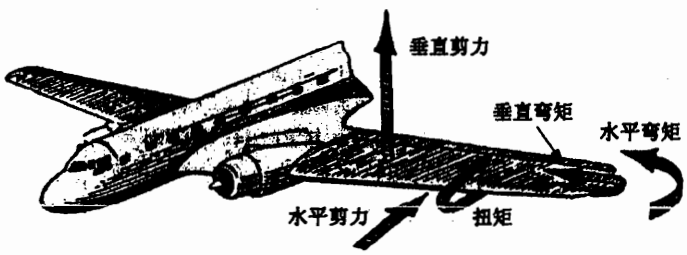


图 1－9 机翼上所受的剪力、弯矩和扭矩

机翼结构质量力是机翼结构重量和它在飞行中产生的惯性力的总称，即机翼结构重量和变速运动惯性力。

升力是当机翼以一定速度相对空气运动时，空气作用在机翼表面上的空气动力在垂直于来流方向上的分量，如图 1－10 所示。

1.4.4 平直机翼各截面的剪力、弯矩和扭矩图

机翼主要受两种类型的外载荷：一种是以空气动力载荷为主，包括机翼结构质量力的分

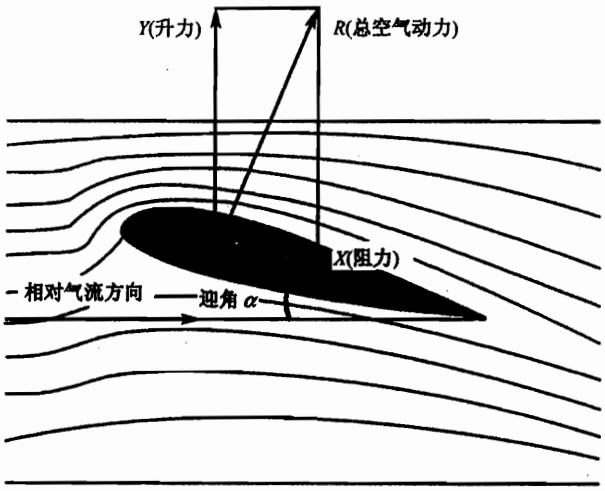


图 1－10　翼剖面上的空气动力

布载荷；另一种是由各连接点传来的集中载荷。这些外载荷在机身与机翼的连接处，与机身提供的支反力取得平衡。当机翼分成两半分别与机身相连时，可把每半个机翼看做是支持在机身上的悬臂梁；若整个机翼为一体时，则可把它看做是支持在机身上的双支点外伸梁。

作用于机翼各截面的剪力、弯矩和扭矩是不相等的。如图 1－11 所示，为平直机翼的剪力、弯矩和扭矩图，它们描述了机翼截面剪力、弯矩和扭矩沿机翼翼展方向的变化情况。可以看出：(1) 如果机翼上只有空气动力和机翼结构质量力，则越靠近机翼根部，横截面上的剪力、弯矩和扭矩越大。(2) 当机翼上同时作用有部件集中质量力时，上述力图会在集中质量力作用处产生突变或转折。

如图 1－12 所示为后掠机翼的剪力、弯矩和扭矩图。

1.4.5　机翼的主要受力构件

机翼的外部载荷是由许多构件组成的一定形式的结构来承受的。

机翼通常是由翼梁、桁条、翼肋和蒙皮等构件组成。翼梁由缘条和腹板铆接而成，翼肋铆接在翼梁腹板上，桁条铆接在翼肋上，蒙皮则铆接在翼梁缘条、翼肋和桁条等构件上。

机翼结构中，各种构件的基本作用有两个方面：一是形成和保持必需的机翼外形；二是承受外部载荷引起的剪力、弯矩和扭矩。

形成机翼外形的基本构件是翼肋和蒙皮。翼肋的形状就是根据选定的翼型制成的。蒙皮包在整个机翼骨架外面，可以保证机翼外表光滑和形成必要的翼型。为了使蒙皮在局部空气动力作用下不致产生过大的鼓胀和下陷，现代飞机都采用了金属蒙皮。此外，桁条对保持机翼的外形也有一定作用，因为它能支持蒙皮，防止蒙皮产生过大的变形。

机翼结构中承受剪力、弯矩和扭矩的基本构件是翼梁、桁条和蒙皮（如图 1－13 所示）。

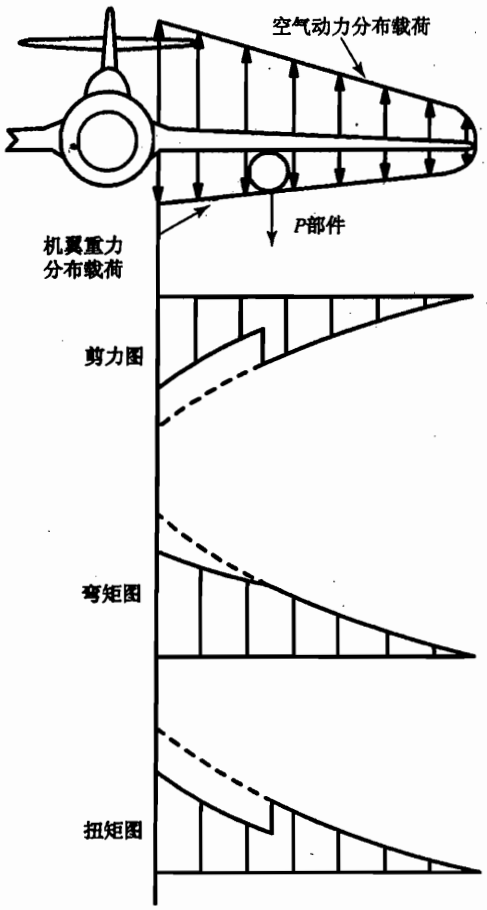


图 1－11　平直机翼剪力、弯矩和扭矩

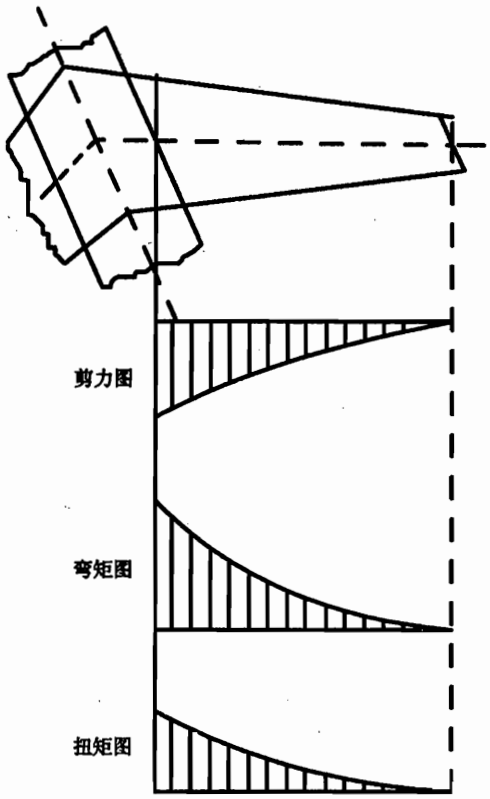


图 1－12　后掠翼力图

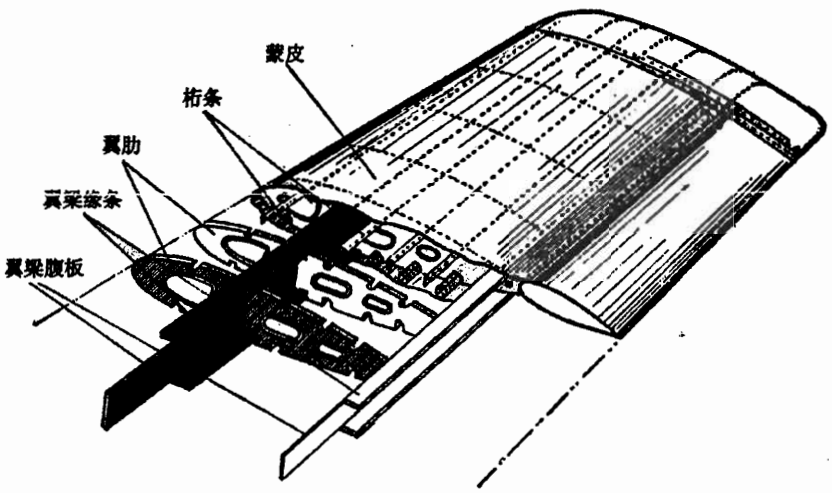


图 1－13　机翼结构的基本组成构件

剪力 Q 要使截面外端沿垂直方向向上移动。由于机翼的蒙皮、翼梁缘条和桁条沿垂直

方向很容易产生变形，而翼梁腹板抵抗垂直方向变形的能力却很大，它能有效地阻止机翼向上移动。所以，剪力主要是由翼梁腹板承受的，如图1－15（a）所示。

弯矩要使机翼产生弯曲变形。当向上弯曲时，翼梁下缘条、机翼下表面的桁条和蒙皮都会产生拉伸的轴向内力，而翼梁上缘条、机翼上表面的蒙皮和桁条则产生压缩的轴向内力，它们组成内力偶与弯矩平衡。所以，弯矩引起的轴向力是由翼梁缘条、桁条和蒙皮共同承受的，如图1－15（b）所示。

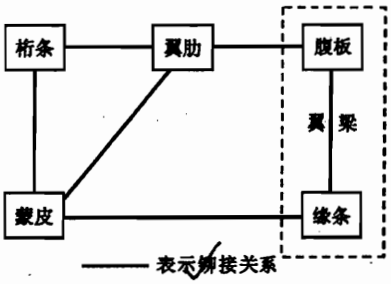


图1－14　机翼结构中各构件的连接关系

机翼受扭矩作用时，翼梁缘条和桁条都很容易变形，而金属蒙皮和翼梁腹板所组成的合围框，却能很好地反抗扭转变形，这时，蒙皮和腹板截面上会产生扭转剪应力并形成反力矩来与扭矩平衡。因此，金属蒙皮机翼的扭矩，是由蒙皮和腹板所组成的几个合围框承受。由于翼梁腹板上同时产生的两个方向相反的扭转剪应力，能互相抵消或部分抵消，所以，可近似地认为，扭矩是由蒙皮形成的整个合围框承受的。

对于双梁式机翼，其扭矩是由上、下翼面蒙皮和前、后梁组成的合围框（盒段）承受和传递的。如果机翼前缘没有安装前缘缝翼和前缘襟翼，则前缘蒙皮与前梁组成的盒段也承受和传递一小部分扭矩。

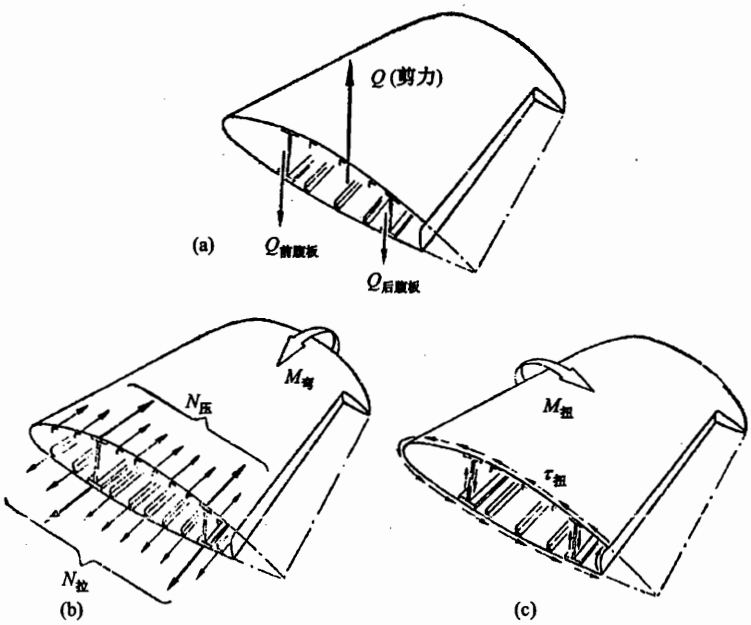


图1－15　机翼结构的受力概况

1.4.6　机翼结构形式

1.4.6.1　布质蒙皮机翼

这种机翼的结构特点是采用了布质蒙皮。布质蒙皮在机翼承受弯曲、扭转作用时，很容易变形，因此，它不能承受机翼的弯矩和扭矩，只能承受由于局部空气动力（吸力或压力）所产生的张力。图1－16所示为一种布质蒙皮机翼的结构图。在这种机翼结构中，弯矩引起

的轴向力，全部由翼梁缘条承受；剪力由翼梁腹板承受；扭矩则由翼梁、加强翼肋和张线组成的桁架来承受。

由于机翼前缘的局部空气动力较大，布质蒙皮机翼的前缘常采用薄金属蒙皮制成。这种机翼的扭矩，一部分由加强翼肋、张线等组成的桁架承受，另一部分则由前缘蒙皮和前梁腹板组成的合围框承受。

（布质蒙皮机翼的抗扭刚度较差，而且蒙皮容易产生局部变形（鼓胀和下陷），飞行速度较大时，会使机翼的空气动力性能受到很大影响，所以只适用于低速轻型飞机。）

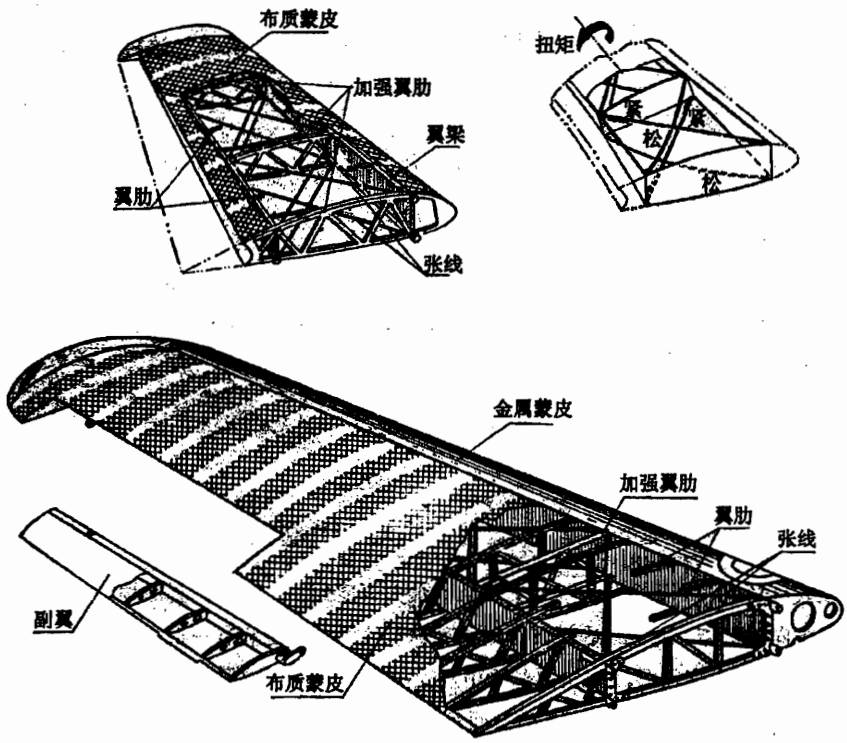


图 1－16 布质蒙皮机翼

1.4.6.2 金属蒙皮机翼

（现代飞机广泛应用了金属蒙皮机翼。金属蒙皮机翼不仅能承受局部空气动力，而且能承受机翼的扭矩和弯矩。）

翼梁腹板承受剪力，机翼上下蒙皮和腹板组成的合围框承受扭矩，同时蒙皮还参与承受弯矩，是这类机翼结构受力的共同点。然而机翼的具体构造不同，蒙皮参与承受弯矩的程度也有所不同。这样，金属蒙皮的机翼结构又可分为梁式和单块式两类。

（1）梁式机翼

梁式机翼通常有单梁式和双梁式两种。它们装有一根或两根强有力的翼梁，蒙皮很薄，桁条的数量不多而且较弱，有些机翼的桁条还是分段断开的。梁式机翼的桁条承受轴向力的能力极小，其主要作用是与蒙皮一起承受局部空气动力，并提高蒙皮的抗剪稳定性，使之能够更好地承受扭矩。这种机翼蒙皮的抗压稳定性很差，机翼弯曲时受压部分的蒙皮几乎不能参与受力；而受拉部分的蒙皮，由于截面积很小，分担的拉伸力也很小。由此可见，弯矩引起的轴向力主要是由翼梁缘条承受的，所以，这种机翼叫做梁式机翼。

（梁式机翼的受力特点是：弯曲引起的轴向力主要由翼梁的缘条承受；剪力由翼梁腹板承受。对双梁式机翼的扭矩可由前后梁腹板与上下蒙皮组成的盒段（合围框）、前梁腹板与前缘蒙皮组成的盒段承受。）

（梁式机翼的主要受力构件是翼梁，因此，它具有便于开口、与机身（或机翼中段）连接较简便等优点。当飞行速度增大到一定程度后，薄金属蒙皮在局部空气动力作用下就难以保持良好的气动外形。同时，薄金属蒙皮的机翼结构，也不容易获得必要的抗扭刚度。）

（2）单块式机翼

现代飞机多采用单块式机翼，如图1－17所示。单块式机翼的构造特点是：蒙皮较厚；桁条较多而且较强；翼梁的缘条较弱，有时缘条的横截面积和桁条差不多。有的单块式机翼还用波形板来代替桁条。这种机翼的蒙皮，不仅具有良好的抗剪稳定性，而且有较好的抗压稳定性，因此，它不仅能更好地承受机翼的扭矩，而且能同桁条一起承受机翼的大部分弯矩。由于这种机翼结构是由蒙皮、桁条和缘条组成一个整块构件来承受弯矩所引起的轴向力，所以叫做单块式机翼。

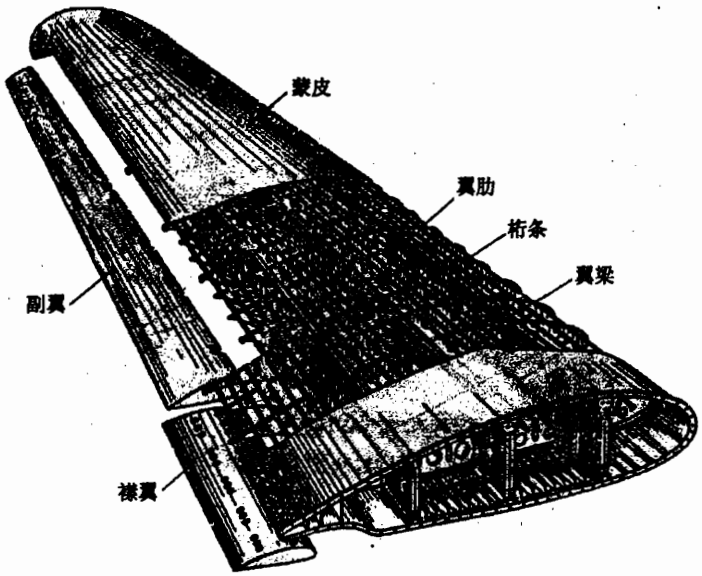


图1－17　单块式机翼

如今，单纯的梁式机翼很少采用，一般只用在低速或小型飞机上。速度较高的飞机大多采用带两、三根梁的单块式翼盒结构或多梁厚蒙皮式结构。

（单块式机翼的受力特点是：弯曲引起的轴向力由蒙皮、桁条和缘条组成的整体壁板承受。剪力由翼梁腹板承受。扭矩由蒙皮与翼梁腹板形成的闭室承受。）

（单块式机翼的优点是：①较好地保持翼型；②抗弯、扭刚度较大；③受力构件分散。缺点是：①不便于开大舱口；②不便于承受集中载荷；③接头连接复杂。）

梁式机翼与单块式机翼比较见表1－1和表1－2。

表 1－1 梁式、单块式机翼的结构特点

机翼形式	蒙皮	桁 条	翼 梁
梁 式	薄	弱，少，有时断开	强，承受剪力和弯矩
单块式	厚	多，强	较弱，承受剪力，小部分弯矩

表 1－2 梁式、单块式机翼的受力特点

机翼形式	剪 力	弯 矩	扭 矩
梁 式	翼梁腹板	翼梁缘条	蒙皮与翼梁腹板的盒段
单块式	翼梁腹板	翼梁缘条、桁条、蒙皮组成壁板	蒙皮与翼梁腹板的盒段

(3) 夹层结构机翼

夹层结构机翼在较大的局部空气动力作用下，仍能精确地保持翼型；在翼型较薄的条件下，可以得到必要的强度和刚度。

夹层结构机翼采用了夹层壁板来做蒙皮和其他构件。夹层壁板由内外两层薄金属板和夹芯组成。夹芯层有的是用轻金属箔制成的蜂窝状结构，有的是一层泡沫塑料或轻质金属波形板。夹芯层与内外层金属板胶接或焊接在一起。目前应用较广泛的是蜂窝夹层壁板。

夹层结构的最大优点是能够承受较大的局部空气动力而不致发生鼓胀、下陷现象；能够更好地承受弯矩引起的轴向压力而不易失去稳定性。因此，蜂窝结构机翼能够在大速度飞行时很好地保持外形，同时结构重量也较轻。

蜂窝结构有一些缺点，例如，很难在蜂窝壁板上开舱口，不便于承受大的集中载荷，损坏后不容易修补，各部分连接比较复杂。

在飞机上使用蜂窝结构的部位主要是一些承受局部空气动力载荷的非主要受力构件。如操纵面、调整片、机翼前缘、整流罩等。

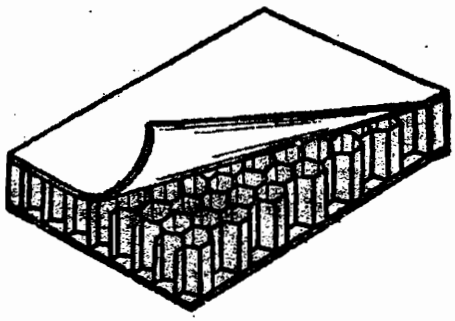


图 1－18 蜂窝夹层结构

1.4.7 机翼构件构造

(1) 翼梁

在各种形式的机翼结构中，翼梁的主要功用都是承受机翼的弯矩和剪力。主要有三种形式的翼梁：腹板式、整体式和桁架式翼梁。现代飞机机翼一般都采用腹板式金属翼梁。这种翼梁由缘条和腹板铆接而成。缘条用铝合金或合金钢的厚壁型材制成，用于承受拉、压力。腹板用铝合金板制成，用于承受剪力。薄壁腹板上往往还铆接了许多铝合金支柱，以增强其抗剪稳定性和连接翼肋。为了合理地利用材料和减轻机翼的结构重量，缘条和腹板的截面积一般都是沿翼展方向改变，即翼根部分的横截面积较大，翼尖部分的横截面积较小。腹板式翼梁的优点是能够较好地利用机翼结构高度来减轻重量，制造方便。

某些飞机上采用了整体式翼梁。整体式翼梁实际上是一种用高强度的合金钢锻制成的腹板式翼梁，它的优点是：刚度大，截面尺寸可以更好地符合等强度要求。

在翼型较厚的低速重型飞机上，常采用桁架式翼梁。这种翼梁由上下缘条和许多直支柱、斜支柱连接而成。翼梁受剪力时，缘条之间的支柱承受拉力和压力。缘条和支柱，有的

采用铝合金管或钢管制成，有的则用厚壁开口型材制成。

（2）桁条

（在金属蒙皮机翼中，桁条的主要功用是：支持蒙皮，防止它在承受局部空气动力时产生过大的局部变形，并与蒙皮一起把局部空气动力传给翼肋；提高蒙皮的抗剪和抗压稳定性，使它能更好地承受机翼的扭矩和弯矩；与蒙皮一起承受由弯矩引起的轴向力。）

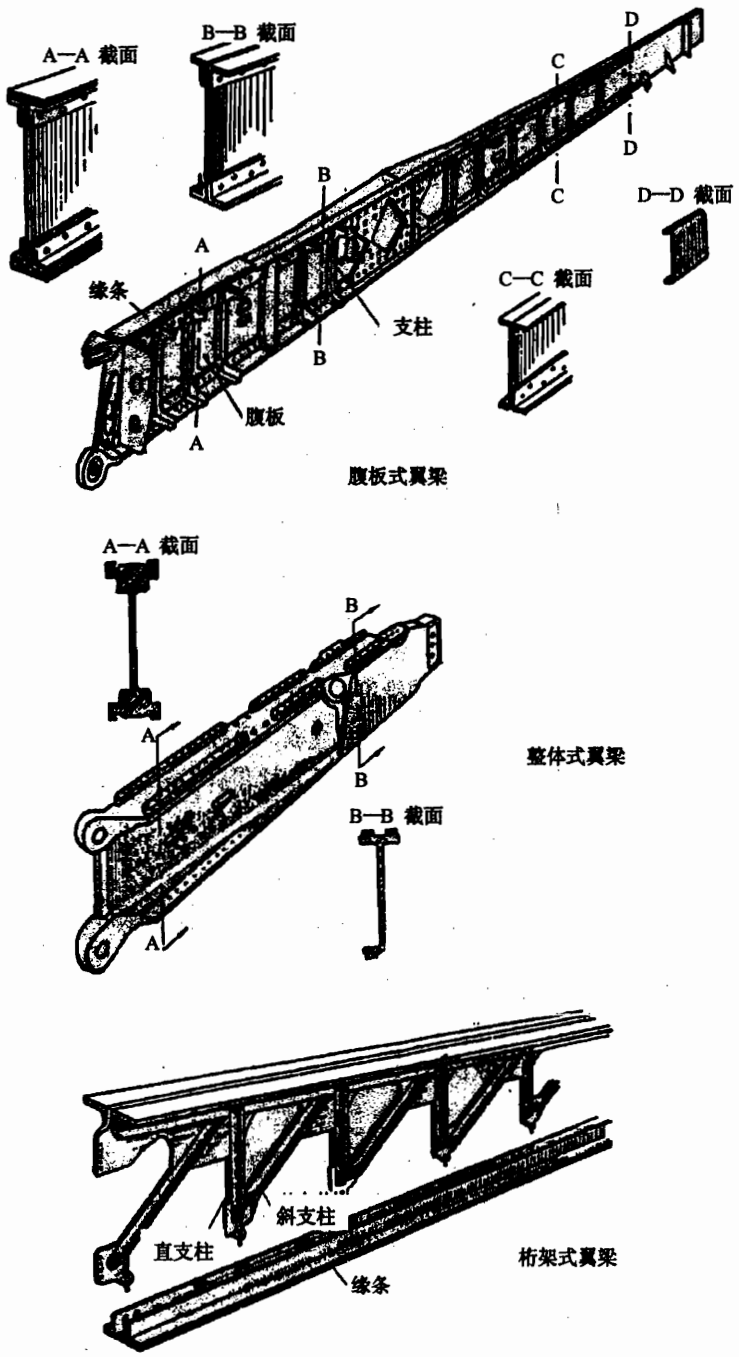


图 1－19　翼梁的构造

梁式机翼的桁条，一般都用薄铝板制成，它有开口和闭口两种。开口截面桁条的稳定性很差，而且由于壁很薄，实际上不能参与承受机翼的弯矩。闭口截面的桁条，稳定性较好，可以参与承受机翼的弯矩。但是这种桁条与蒙皮铆接时，有两道铆缝，对保持机翼表面光滑不利。

单块式机翼的桁条，是用铝合金挤压而成的，壁较厚，稳定性很好。

(3) 翼肋

翼肋按其功用可分为普通翼肋和加强翼肋两种。普通翼肋的功用是：构成并保持规定的翼型；把蒙皮和桁条传给它的局部空气动力传递给翼梁腹板，而把局部空气动力形成的扭矩通过铆钉以剪流的形式传给蒙皮；支持蒙皮、桁条、翼梁腹板，提高它们的稳定性等。加强翼肋除了具有上述作用外，还要承受和传递较大的集中载荷；在开口边缘处的加强翼肋则要把扭矩集中起来传给翼梁。

腹板式普通翼肋通常都用铝合金板制成，其弯边用来同蒙皮和翼梁腹板铆接。周缘弯边和与它铆接在一起的蒙皮，作为翼肋的缘条承受弯矩。翼肋的腹板则承受剪力。这种翼肋的腹板，强度一般都有富余，为了减轻重量，腹板上往往开有大孔。利用这些大孔还可穿过副翼、襟翼等传动构件。为了提高腹板的稳定性，开孔处往往还压成卷边，有时腹板上还铆着加强支柱，或者压成凹槽。腹板式加强翼肋的缘条，是铝合金型材制成的。为了承受较大的集中载荷，加强翼肋的腹板较厚，有时还采用双层腹板，或者在腹板上用支柱加强。

桁架式翼肋的构造与桁梁相似，也由缘条、直支柱和斜支柱组成。有些翼型较厚的机翼用这种翼肋来承受较大的集中载荷。

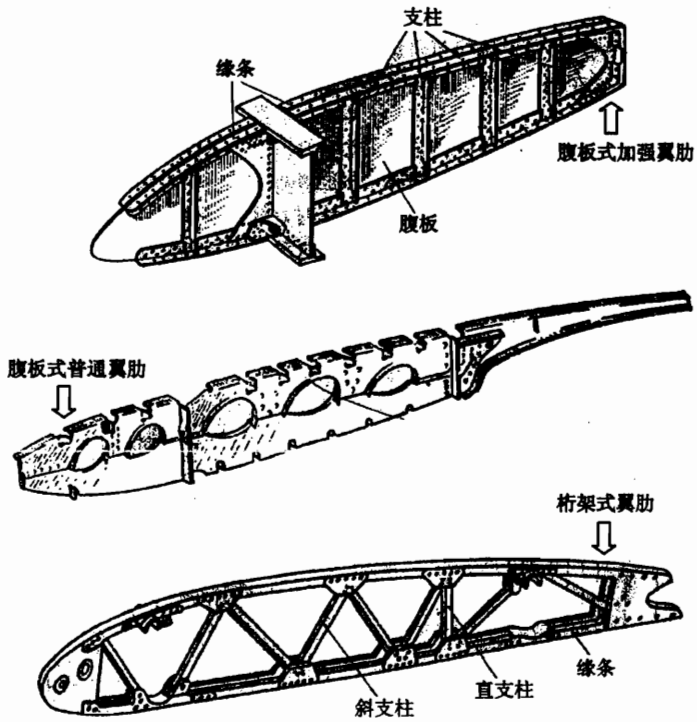


图 1－20 翼肋的构造

(4) 蒙皮

(各种机翼的蒙皮都具有承受局部空气动力和形成机翼外形的作用。在金属蒙皮机翼结构中，蒙皮还要承受机翼的扭矩和弯矩。)

(现代飞机的机翼通常都采用铝合金蒙皮，它的厚度随机翼的结构形式和它在机翼上的部位确定。)由于机翼前缘承受的局部空气动力较大，飞行中又要求它能够更准确地保持外形，而翼根部位承受的扭矩和弯矩通常较大，所以一般机翼的前缘和翼根部位蒙皮最厚，后缘和翼尖部位蒙皮较薄。为了避免由于各块蒙皮的厚度不同而影响机翼表面的光滑性，某些飞机还采用了变厚度的过渡蒙皮。现代飞机的某些操纵面采用了复合材料。

1.4.8 平直机翼结构中力的传递

(机翼受到各种外力作用后，结构中互相连接的各构件就会产生作用力和反作用力，依次把这些外力传到机身上去。同时机身就给机翼以反作用力使之平衡。力在机翼结构中的传递过程就是建立在构件之间的作用和反作用的关系上的。)

1.4.8.1 空气动力的传递

(1) 蒙皮怎样将局部空气动力传给桁条和翼肋

蒙皮铆接在桁条和翼肋上，当它受到吸力作用时，就会通过铆钉把力传给桁条和翼肋，这时铆钉承受拉力；蒙皮受到压力作用时，局部空气动力直接由蒙皮作用在桁条和翼肋上，铆钉并不受力。无论在吸力或压力作用下，蒙皮都要承受张力。

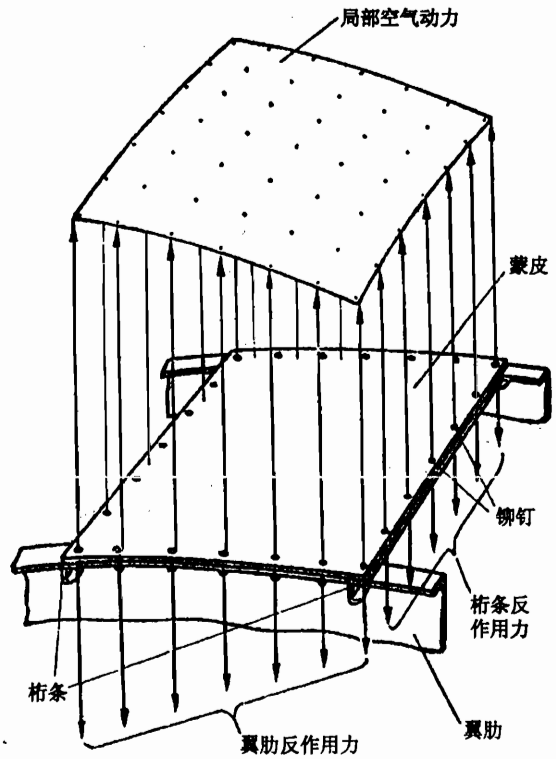


图 1-21　蒙皮的受力平衡

通过铆钉或由蒙皮直接传给桁条的力，由桁条在翼肋上的固定点产生反作用力来平衡。可见，桁条在局部空气动力作用下，像支撑在许多翼肋上的多支点梁一样，要受到弯曲作

用。有些蒙皮较厚的机翼上，桁条并不与翼肋直接连接，蒙皮受吸力时传给桁条的力，由桁条两边蒙皮与翼肋相连的铆钉产生的反作用力来平衡。综上所述，(作用在翼肋上的空气动力来自两方面：一方面是由直接与翼肋贴合的蒙皮传来的；另一方面，来自与翼肋相连的桁条。)

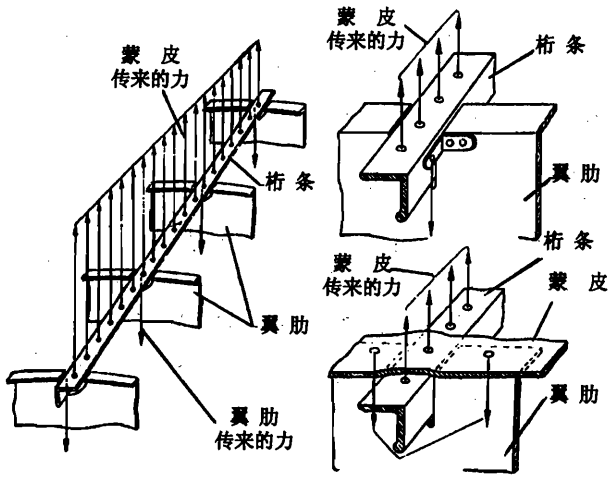


图 1－22 桁条的受力平衡

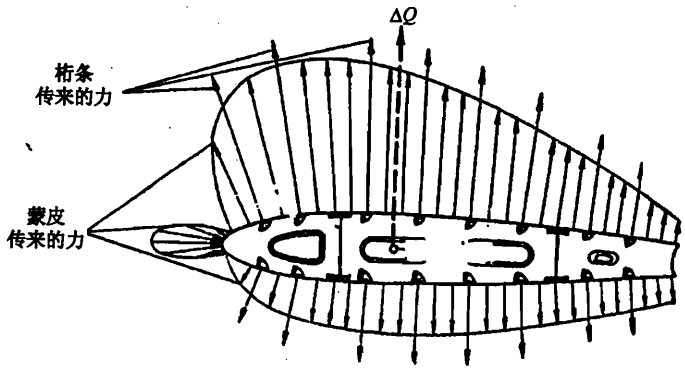


图 1－23 翼肋承受的空气动力

(2) 翼肋怎样将载荷传给翼梁腹板和蒙皮

如果忽略水平分力的作用，则传到翼肋上的空气动力，可以组合成一个垂直向上的合力，它作用于压力中心上。飞行中，机翼的压力中心通常不与刚心重合。因此，这个合力对于翼肋来说，相当于一个作用于刚心上的力和一个对刚心的力矩。刚心的定义是：机翼的每一个横截面上，都有一个特殊的点，当外力作用线通过这一点时，不会使横截面转动。如果外力作用线不通过这一点，机翼的横截面就会绕该点转动，这个特殊的点称为该横截面的刚心。机翼各横截面的刚心的连线称为机翼的刚心轴。

作用在刚心上的力，要使翼肋沿垂直方向移动，而翼肋是固定在翼梁腹板上的，在翼肋沿垂直方向移动的时候，就把这个力传给腹板，使两根翼梁弯曲。由于作用在刚心上的力不会使翼肋转动，在翼肋平面上，两根翼梁的弯曲变形程度相同，因此，翼肋传给前后梁腹板的力与前后梁的抗弯刚度成正比。前后梁腹板对翼肋的反作用力，分别与作用力 ΔQ_1、ΔQ_2 相等。

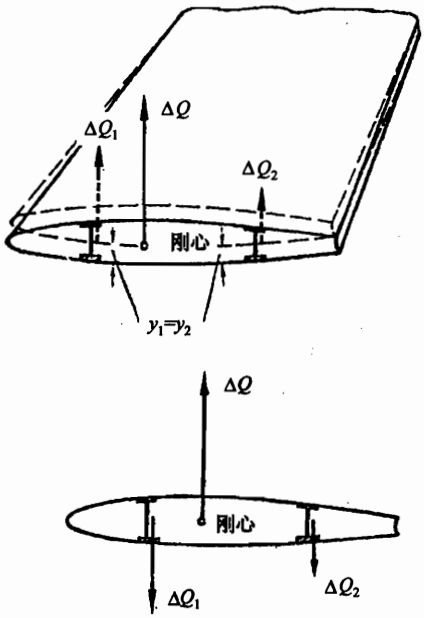


图 1－24　翼肋传给腹板的力

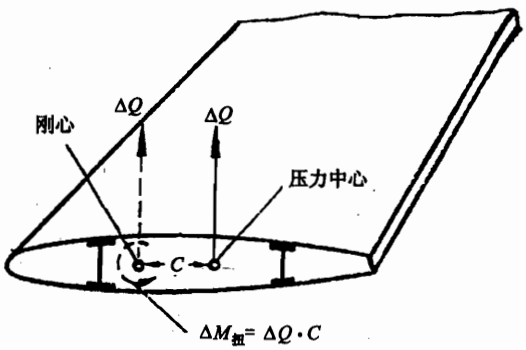


图 1－25　移到刚心上载荷

在传力的过程中，蒙皮和翼肋之间存在着相互支持、相互传力的关系：第一，蒙皮沿垂直表面的方向很容易变形（即刚度很小），当它受到吸力和压力时，要依靠翼肋的支持，并把空气动力传给翼肋；第二，蒙皮在自己平面内不容易变形（即刚度较大），当翼肋受到外力矩时，蒙皮能够对翼肋起支持作用，因而翼肋就将外力矩传给蒙皮。

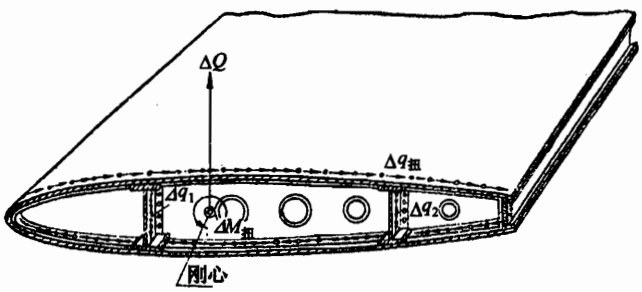


图 1－26　翼肋的受力平衡

(3) 蒙皮怎样将翼肋传来的载荷传给机身

翼肋以剪流形式传给蒙皮的力矩，要使机翼产生扭转变形，它对机翼来说是扭矩。机翼扭转时，蒙皮截面上会产生沿合围框周缘的剪流。剪流形成的内力矩与截面外端所有翼肋传给蒙皮的扭矩平衡。这时，机翼各部分的蒙皮都要产生剪切变形。

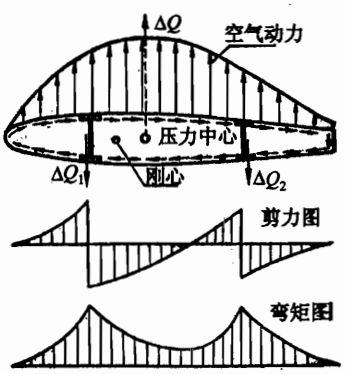


图 1－27　翼肋的剪力、弯矩图

翼根处的扭矩传给机身的方式，由翼根部分的构造来决定。如果翼根部分没有开大舱口，机翼蒙皮与机身是沿整个接合周缘连接的，扭矩就能通过蒙皮以剪流的形式沿接合周缘传给机身。如果翼根部分开有大舱口，机翼只是通过翼梁与机身隔框相连，那么蒙皮就只能将扭矩以剪流的形式传给

开口边缘的加强翼肋，并有使加强翼肋旋转的趋势。这时加强翼肋的两个支点（前后梁腹板），对它产生一对大小相等、方向相反的反作用力，形成反力偶来阻止它旋转。同时，加强翼肋也就对前后梁腹板各产生一个作用力，把扭矩以力偶形式传给翼梁。前后翼梁则将扭矩产生的作用力，在机翼与机身的连接点处，传给机身隔框。

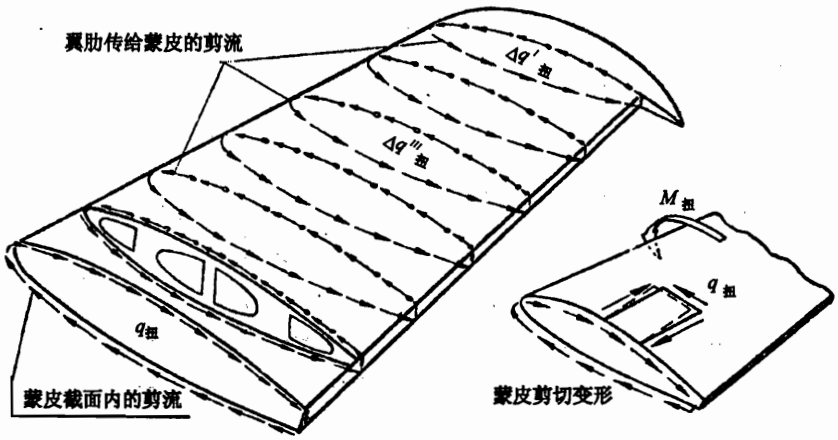


图 1－28 机翼蒙皮承受扭矩的情况

(4) 翼梁怎样将载荷传给机身隔框和缘条

翼梁腹板一方面与机身隔框连接，另一方面还以纵向的铆钉与缘条相连。

各个翼肋通过铆缝传给腹板的力，要使翼梁腹板承受剪切作用（翼根截面的剪力，由机翼与机身隔框相连的铆钉或螺栓产生反作用力来平衡）此外，（翼肋传来的力，还要使翼梁各截面承受弯矩。这个弯矩是通过腹板和缘条连接的两排纵向铆钉传到缘条上去的。）

(5) 翼梁缘条怎样传递腹板传来的载荷

如图 1－29 所示，当翼肋传给腹板的力的方向向上时，腹板沿纵向铆缝传给上缘条的剪流是由翼尖指向翼根的，它要使由前后梁的上缘条、上缘条之间的蒙皮和桁条组成的上部壁板向翼根方向移动。于是，上部壁板各构件的截面上要产生压缩的轴向内力，来阻止壁板移动，并与缘条上的纵向剪流平衡。下缘条上纵向剪流的方向相反，下部壁板各个构件要产生拉伸的轴向内力。可见，传到缘条上的纵向剪流不能完全由缘条本身产生的轴向力来平衡，它还要通过铆钉将一部分力传给蒙皮；而传到蒙皮上的那一部分力，也不能完全由蒙皮产生的轴向力来平衡，它又要将一部分力通过铆钉传给桁条。在这些传力过程中，壁板上的铆钉都要沿铆缝方向受到剪力。

以上分析表明，弯矩以纵向剪流的形式传给上、下缘条以后，是由上、下壁板来承受的。

1.4.8.2 集中载荷的传递情况

机翼上的集中载荷，如部件的质量力、偏转副翼和放下襟翼时产生的空气动力、飞机接地时起落架受到的撞击力等，通常都直接作用在某个翼肋上。翼肋受到集中载荷后，如前面所述的过程一样，把这个载荷按翼梁的抗弯刚度成比例地传给各个腹板，而把这个载荷引起的扭矩传给蒙皮。蒙皮和腹板受到翼肋传来的作用力以后，再把它们传给缘条和机身。

翼梁腹板和蒙皮都是薄壁构件，如果载荷集中地作用在薄壁的某一部位，它就容易损坏，但是，翼肋能以剪流的形式将载荷分散地传给蒙皮和腹板。可见，分散集中载荷也是翼肋在机翼结构中的作用之一。

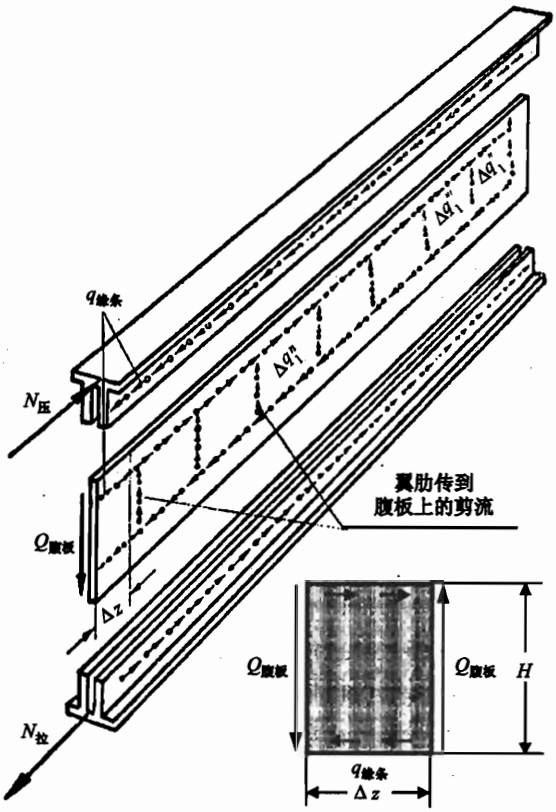


图 1－29 腹板的受力平衡

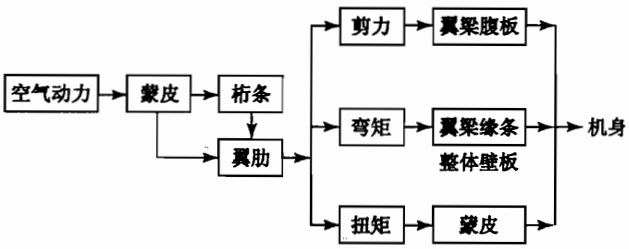


图 1－30 机翼结构中力的传递

传递较大的集中载荷的翼肋，通常都是加强的。它们的结构强度较大，同腹板、蒙皮的连接也比普通翼肋结实很多，一般是两排或三排直径较大的铆钉连接。尽管如此，当飞机作剧烈的机动飞行或粗猛着陆后，加强翼肋上的部件固定接头，以及加强翼肋与腹板、蒙皮连接的铆钉仍可能因受力过大而损坏。因此，对这些部位应当特别注意检查，修理这些部位时，也要特别注意保持其强度。

有些飞机机翼上的集中载荷，是通过固定接头上的螺钉或铆钉直接作用在翼梁上的。这时，集中载荷由翼梁腹板和缘条直接传给机身。维护工作中，对这些固定接头，也应加强检查。

机翼结构中力的传递过程可以简要归纳如下：

①蒙皮上的局部空气动力，由桁条和直接同翼肋贴合的蒙皮传给翼肋。

②翼肋将空气动力和集中载荷按梁的抗弯刚度成正比地传给腹板，将它们对刚心扭矩传

给蒙皮。蒙皮将扭矩传给与机身接合的周缘螺钉（或开口边缘的加强翼肋）。

③腹板把各个翼肋传来的剪力传给机身隔框，把这些力产生的弯矩通过纵向排列的铆钉传给上下缘条。

④机翼翼梁的缘条，连同桁条和蒙皮，把由纵向铆钉传来的力，传给机身的连接接头。

从力的传递的分析中可以看出：

检查机翼时应当注意观察各部分的铆缝情况，因为机翼各构件都是通过铆钉来传力的。检查铆缝时，可以根据飞机的具体情况，确定必须着重检查的部位。例如，飞机粗猛着陆后，应当着重检查固定起落架部位的翼肋或翼梁上的铆钉；飞机作剧烈的飞行动作后，则应对固定大部件的加强翼肋上的铆缝、翼根部位的腹板和缘条相连的铆缝等进行仔细检查。根据铆缝的损伤现象，可以大致判断造成损伤的原因。例如，飞机粗猛着陆后，在过大的撞击力作用下，机翼各部分的铆钉可能受到过大的剪切作用而损坏，这时铆钉孔则会因一侧与铆钉头剧烈挤压而变成椭圆形；又如飞机的飞行速度过大，蒙皮要承受过大的吸力，结果由于蒙皮或铆钉的变形，在铆钉孔周围可能出现圆圈状的痕迹。

现代飞机机翼结构中的蒙皮，不仅在传递扭矩时要受到剪切作用，而且在传递弯矩时还要承受压缩和拉伸轴向力，因此，在维护和修理工作中，经常保持蒙皮具有良好的表面状况和承载能力（强度、刚度、稳定性）是十分重要的。飞行中，如果操纵动作过于剧烈，机翼蒙皮就可能因受剪或受压失去稳定性而出现曲皱，或因受力过大而产生裂纹，此外，还会使蒙皮与其他构件相连的铆钉松动或脱落。这些故障都会使蒙皮表面粗糙和承载能力变差，在维护、修理时，必须注意及时发现和修复。

1.4.9 小结

飞行中，机翼的外部载荷有空气动力、结构质量力和部件质量力。在外部载荷作用下，机翼各截面要承受剪力、弯矩和扭矩。

飞行速度的提高是促使机翼结构不断改进的主要原因。金属蒙皮机翼结构有梁式（单梁、双梁）和单块式两类。为了综合利用两类结构形式的优点，并且尽量避免它们的缺点，目前有些飞机的机翼采用翼根部位为梁式、翼尖部位为单块式的复合式结构。梁式、单块式机翼在受力方面的共同点是：剪力和扭矩都要通过翼肋分别传给腹板和蒙皮承受。不同点是：梁式机翼的弯矩主要是通过腹板纵向铆缝传给翼梁缘条承受的；而单块式机翼则要传给由蒙皮、桁条和缘条组成的壁板承受。从机翼结构中力的传递情况可知，在维护、修理工作中，对于加强翼肋、翼梁根部等部位的铆钉，必须特别注意检查；对机翼蒙皮进行细心的维护也非常重要。

后掠机翼具有很大的后掠角，因此结构受力有本身的特点。

1.5 机身结构

机身是飞机的一个重要部件，它的主要功用是：固定机翼、尾翼、起落架等部件，使之连成一个整体；同时，它还用来装载人员（机组人员、乘客）、货物、燃油及各种设备。

飞行中，机身的阻力要占整个飞机阻力的较大部分，因此，要求机身具有良好的流线形、光滑的表面、合理的截面形状以及尽可能小的横截面积。在飞行和着陆过程中，机身不仅要承受作用于其表面的局部空气动力，而且还要承受起落架和机身上其他部件传来的集中

载荷，所以机身结构必须具有足够的强度和刚度。

1.5.1 机身外部载荷

1.5.1.1 机身与机翼受力比较

在飞行和着陆过程中，机身要承受由机翼、尾翼、起落架等部件的固定接头传来的集中载荷，同时还要承受机身上的各部件的质量力，以及结构本身的质量力。

机身在上述载荷作用下，与机翼一样，也要承受剪力、弯矩和扭矩。

(1) 机翼承受的载荷主要是在其上分布的空气动力，而机身承受的载荷主要是各个部件传来的集中载荷。这是因为，在飞行中机身表面虽然也要承受局部空气动力，但与机翼相比，机身的大部分表面承受的局部空气动力较小，并且局部空气动力是沿横截面周缘大致对称分布的，基本上能自相平衡而不再传给机身的其他部分。可认为局部空气动力只对结构中局部构件的受力有一定影响（如一些突出部分），而不会影响到整个机身的结构的受力。此外，机身结构本身的质量力也相对较小，通常是把它附加到各个集中载荷上去考虑。因此分析机身的受力时，只考虑集中载荷的作用。

(2) 机翼沿水平方向的抗弯刚度很大而载荷较小。在研究机翼的受力时，可以不考虑水平载荷的作用。但在研究机身的受力时，就必须考虑侧向水平载荷。因为，一方面机身的截面形状大多是圆形或接近圆形的，它沿水平方向和垂直方向的抗弯刚度相差不多；另一方面，机身承受的侧向水平载荷和垂直载荷也相差不大，而且在承受侧向水平载荷时，往往还要受到扭转作用。

1.5.1.2 机身外部载荷

作用于机身上的载荷通常可以分为对称载荷与不对称载荷。

(1) 对称载荷

与机身对称面对称的载荷称为对称载荷。飞机平飞和在垂直平面内作曲线飞行时，由机翼和水平尾翼的固定接头传给机身的载荷，以及当飞机以三点或两点（两主轮）接地时，传到机身上的地面撞击力等，都属于对称载荷。在对称载荷作用下，机身要受到对称面内的剪切和弯曲作用。一般在机身与机翼连接点处，机身承受的剪力和弯矩最大。

如图 1－31 所示，机身由 A、B 两个连接接头与机翼相连，机翼接头对机身的支点的反作用力分别为 R_A 和 R_B；水平尾翼的外载荷通过垂直尾翼机身相连的接头 C 和 D 传给机身，它们分别是 R_C 和 R_D；机身的质量力为 q。由此可做出飞机在垂直平面内作机动飞行时的剪力图和弯矩图。

(2) 不对称载荷

与机身对称面不对称的载荷称为不对称载荷。

机身的不对称载荷主要有如下形式。

①水平尾翼不对称载荷。

如图 1－32、图 1－33 所示，当水平尾翼的升力不对称时，水平尾翼形成不对称载荷。

②垂直尾翼侧向水平载荷。

③一个主轮接地时的撞击力。

④飞机作急转弯或侧滑等飞行动作时，机身上的部件产生的侧向惯性力。

在不对称载荷作用下，机身要承受剪切、弯曲和扭转，如图 1－34 所示。

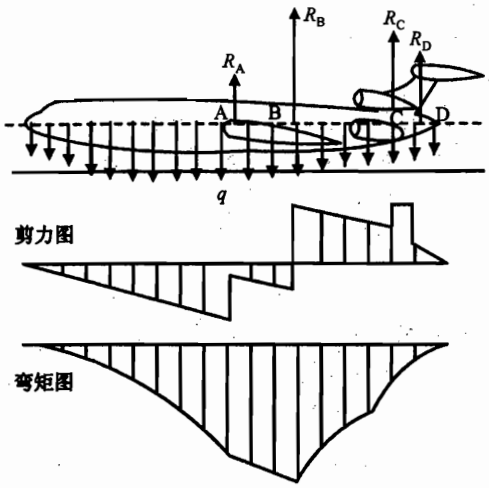


图 1－31 机身在对称载荷作用下的剪力、弯矩

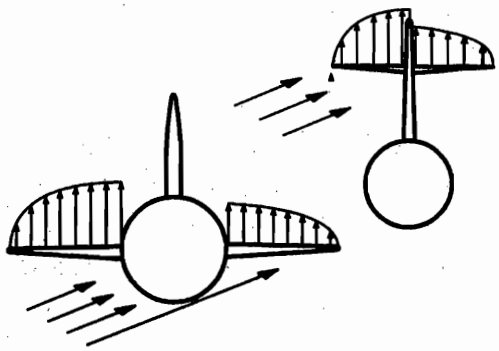


图 1－32 侧滑时水平尾翼上的不对称载荷

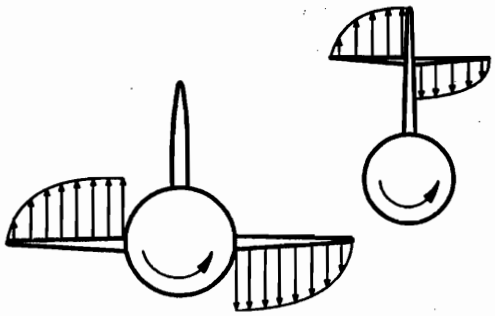


图 1－33 横滚时水平尾翼上的不对称载荷

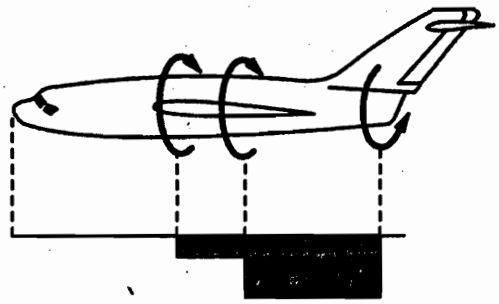


图 1－34 在不对称载荷作用下机身的扭矩

1.5.2 机身的结构形式

1.5.2.1 构架式机身（见图 1－35）

在早期的低速飞机上，机身的承力构架都做成四缘条的立体构架。为了减小飞机的阻力，在承力构架外面，固定有整形用的隔框、桁条和布质蒙皮（或木制蒙皮），这些构件只承受局部空气动力，不参加整个结构的受力。机身的剪力、弯矩和扭矩全部由构架承受。其中弯矩引起的轴向力由构架的四根缘条承受；垂直方向的剪力由构架两侧的支柱和斜支柱（或各对张线）承受；水平方向的剪力由上、下平面内的支柱、斜支柱（或张线）承受；机身的扭矩，则由四个平面构架组成的立体结构承受。构架式机身的抗扭刚度差，空气动力性能不好，其内部容积也不易得到充分利用。只有一些小型低速飞机机身采用构架式机身。

1.5.2.2 硬壳式机身（见图 1－36）

硬壳式机身采用框架、隔框、蒙皮形成机身的外形，而蒙皮承受主要的应力。硬壳式机身结构没有纵向加强件，因而蒙皮必须足够强，以维持机身的刚性。其主要问题是质量较大，现代飞机较少采用这种结构。

1.5.2.3 半硬壳式机身（见图 1－37）

为了使机身结构的刚度能满足飞行速度日益增大的要求，需要使蒙皮参加整个结构的受力。因此，目前的机身结构广泛采用了金属蒙皮，并且将蒙皮与隔框、大梁、桁条牢固地铆

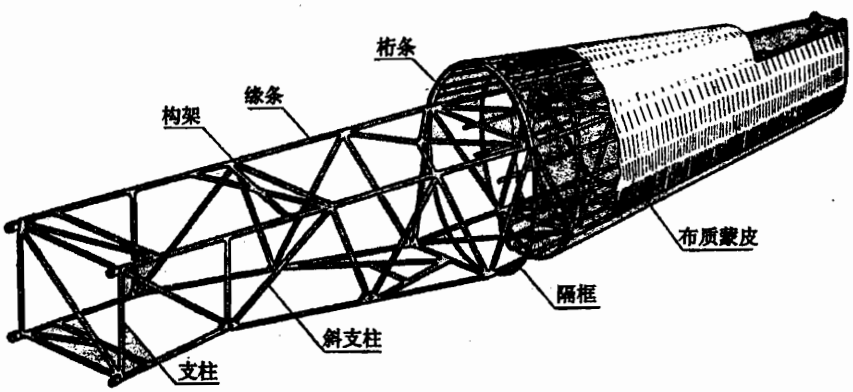


图 1－35　构架式机身结构

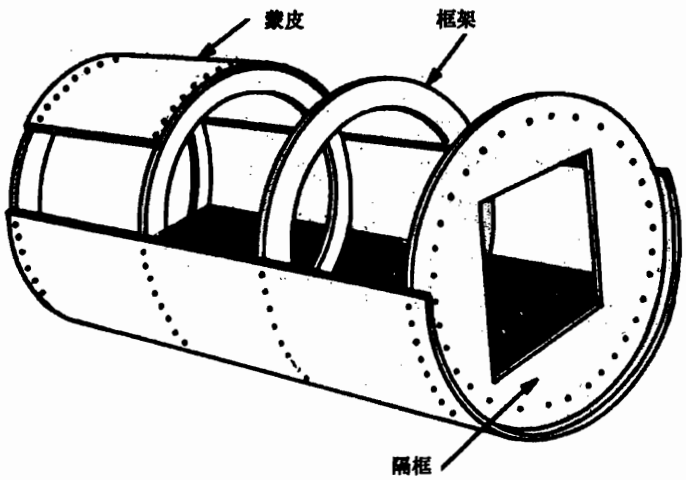


图 1－36　硬壳式机身结构

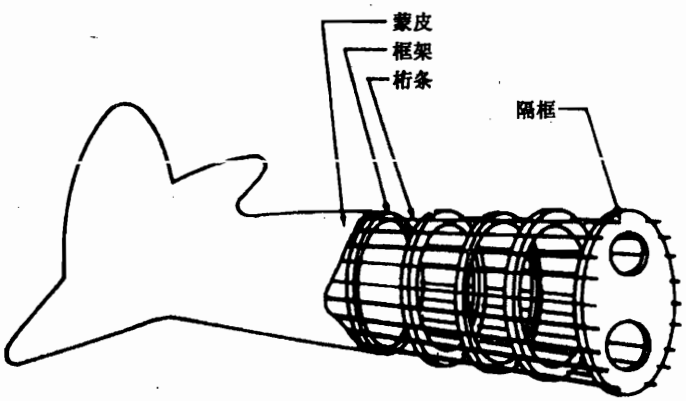


图 1－37　半硬壳式机身结构

接起来，成为一个受力的整体，通常称为半硬壳式机身。

在半硬壳式机身中，大梁和桁条用来承受弯矩引起的轴向力；蒙皮除了要不同程度地承受轴向力外，还要承受全部剪力和扭矩；隔框用来保持机身的外形和承受局部空气动力，此

外，还要承受各部件传来的集中载荷，并将这些载荷分散地传给蒙皮。

(1) 桁梁式机身（见图 1－38）

桁梁式机身由几根较强的大梁、较弱的桁条、较薄的蒙皮和隔框组成。机身弯曲时，弯矩引起的轴向力主要由大梁承受。蒙皮和桁条组成的壁板，截面积较小，受压稳定性较差，只能承受一小部分弯矩引起的轴向力。

桁梁式机身，由于采用了较强的大梁，因而开大的舱口不会显著地降低结构的强度和刚度。

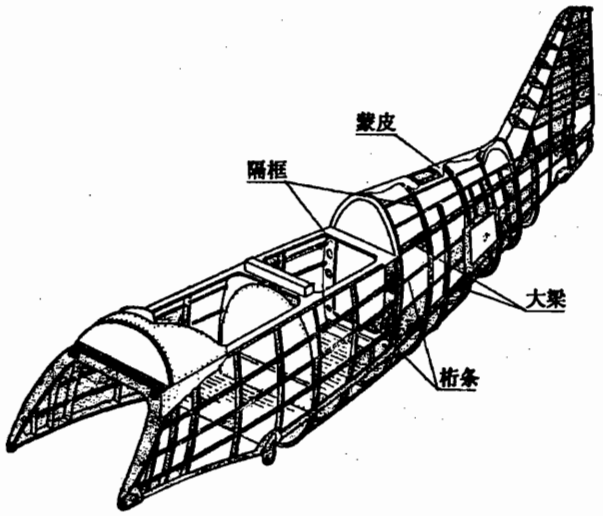


图 1－38 桁梁式机身

(2) 桁条式机身（见图 1－39）

桁条式机身的桁条和蒙皮较强，受压稳定性好，弯矩引起的轴向力全部由上、下部的蒙皮和桁条组成的壁板受拉、受压来承受。由于蒙皮加厚，改善了机身的空气动力性能，增大了机身结构的抗扭刚度，所以与桁梁式机身相比，它更适用于较高速飞机。此外，桁条式机身的蒙皮和桁条，在结构受力中能够得到充分利用。但是，这种机身由于没有强有力的大梁，不宜开大的舱口，如果要开口，必须在开口部位用专门构件加强。桁条式机身各构件受力比较均匀，传递载荷时必须采取分散传递的方法，因而机身各段之间都用很多接头来连接。

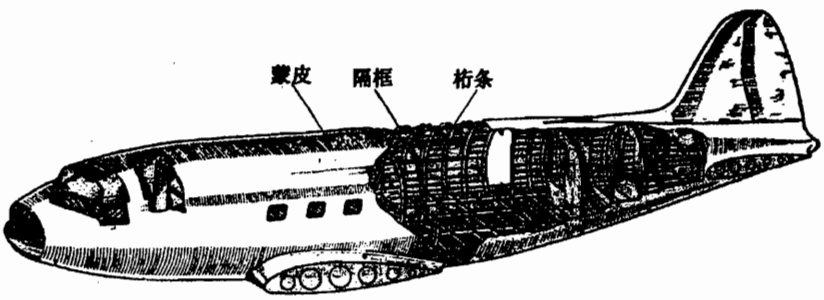


图 1－39 桁条式机身

表 1－3　桁梁式和桁条式机身的结构特点

半硬壳式	梁	桁　条	蒙　皮	隔　框
桁梁式	强	弱，少	薄	有
桁条式	无	强	厚	有

1.5.3　半硬壳式机身结构的受力分析

1.5.3.1　垂直载荷的传递

加强隔框在承受垂直方向的对称载荷时要沿垂直方向移动。大梁抵抗垂直方向变形的能力很小，不能有效地阻止隔框垂直移动；而蒙皮（尤其是两侧蒙皮）抵抗垂直方向变形的能力较大，它能有效地阻止隔框垂直移动。因此，蒙皮是支持加强隔框的主要构件。这时，加强隔框沿两边与蒙皮连接的铆缝把集中载荷以剪流的形式分散地传给蒙皮；蒙皮则产生反作用剪流，来平衡加强隔框上的载荷。

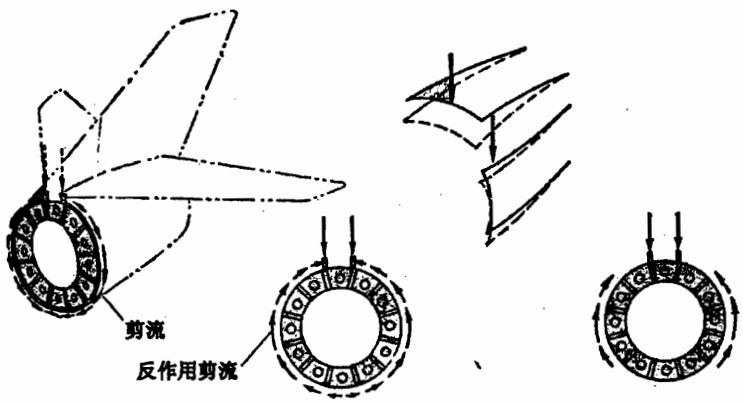


图 1－40　垂直载荷的传递

由于沿隔框周缘各部分蒙皮抵抗垂直方向变形的能力不同，周缘剪流的分布是不均匀的。机身两侧的蒙皮抵抗垂直方向变形的能力比上下蒙皮强，因此，这个部位剪流较大。为了研究方便，可以认为作用在隔框平面内的垂直载荷完全传给了两侧蒙皮，并由它产生的反作用剪流来平衡。即传递垂直载荷时，机身两侧蒙皮的作用相当于翼梁的腹板。

1.5.3.2　水平载荷的传递

作用于加强隔框的水平载荷（例如来自垂直尾翼的载荷）通常是不对称的，它对隔框的作用相当于一个作用于隔框中心处的力（即对机身的剪力）和一个对隔框中心的力矩（即对机身的扭矩）。

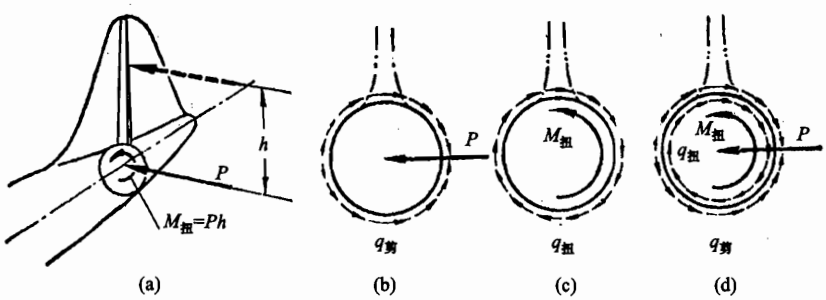


图 1－41　水平载荷的传递

加强隔框传递作用于中心处的力的情况与传递垂直载荷相似，它同样是沿铆缝以剪流的形式将载荷分散地传给蒙皮的。但由于力的方向是水平的，所以，机身上下蒙皮截面上产生的剪流最大。

（加强隔框承受扭矩时，要在其自身的平面内旋转。蒙皮组成的合围框具有较大的抗扭刚度，它能通过铆钉来阻止隔框旋转。这样，加强隔框便沿周缘铆缝把扭矩以剪流的形式均匀地传给蒙皮，蒙皮则产生反作用剪流，形成对隔框中心的反力矩，使隔框平衡。）

总之，加强隔框承受水平载荷时，隔框周缘要同时产生两个剪流，即平衡力 P 的剪流和平衡力矩 M 的剪流。周缘各处的总剪流的大小，就是这两个剪流的代数和。在承受垂直尾翼传来的载荷时，隔框上部两个剪流的方向相同，而下部方向相反。因此，固定垂直尾翼的加强隔框，上部受力较大，这些隔框的上部往往做得较强，而且机身尾段上部的蒙皮一般也比较厚。对于固定前起落架的加强隔框来说，在承受由前起落架传来的侧向水平载荷时，隔框下部的受力比上部大，所以，这种隔框的下部通常做得较强。

1.5.4 机身构件的构造

机身结构中，蒙皮、桁条的构造与机翼的相应构件相似，因此，下面仅说明机身中大梁和隔框的构造。

（1）大梁

从受力性质来说，机身的大梁相当于翼梁的缘条，它是承受弯矩引起的轴向力的主要构件。机身的大梁的构造比较简单，通常就是一根用铝合金或高强度合金钢轧制成的型材。在大型飞机上，也有采用铆合梁的。

（2）隔框

机身隔框可分为普通隔框和加强隔框两种。普通隔框的作用是形成和保持机身的外形、提高蒙皮的稳定性以及承受局部空气动力；加强隔框除了有上述作用外，主要是承受和传递某些大部件传来的集中载荷。隔框还可分为板式隔框、环形隔框和球形隔框。

1.6 尾翼和副翼

1.6.1 尾翼

（尾翼的主要作用是：

①保持飞机纵向平衡；

②飞机纵向和方向安定性；

③实现飞机纵向和方向操纵。）

（多数飞机的尾翼设计包括尾锥、安定面和操纵面。安定面包括水平安定面和垂直安定面。操纵面包括方向舵和升降舵。

尾翼结构一般也是由梁、肋、桁条和蒙皮组成的，而构成方法与机翼相似。

尾翼承受的应力也与机翼相似。由气动载荷引起的弯矩、扭矩和剪力，从一个构件传到另一

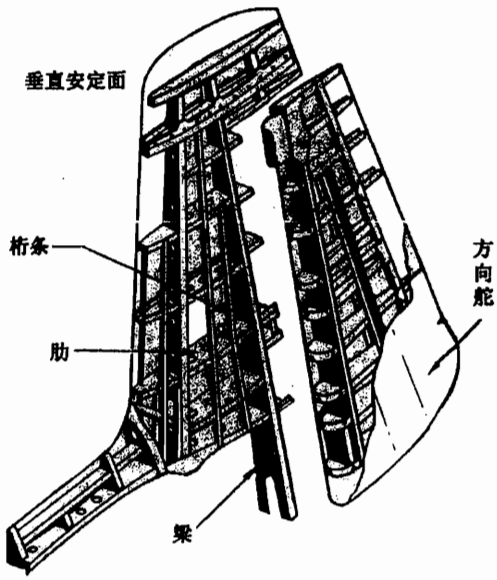


图 1－42 垂直安定面和方向舵结构

个构件。每个构件分担一部分应力，而把剩余的应力传给其他构件，最终传给翼梁，翼梁再把它传到机身结构。

早期飞机的水平安定面是不能运动的。现代飞机多采用可变安装角的水平安定面，可通过改变水平安定面的安装角来达到纵向配平的目的。

1.6.2 副翼

副翼主要有内副翼、外副翼及混合式副翼。在大型飞机的组合横向操纵系统中，其内副翼（2块）和外副翼（2块）共4块副翼。在低速飞行时，内外副翼共同进行横向操纵，而高速飞行时，外副翼被锁定而脱离副翼操纵系统，仅由内副翼进行横向操纵。现代飞机副翼通常采用复合材料和蜂窝结构。

1.7 机体开口部位的构造和受力分析

由于乘坐人员、安置设备等原因，往往需要在机体结构上开口。为了制造、维护和修理方便，机体各部分通常是分段制成后，再用装在分离面上的连接接头将各段连成整体的。在开口部位和连接接头处，由于结构发生了变化，力的传递情况也随之发生改变。这就给这些部位的构件在受力上带来一些特点。

1.7.1 直接补偿开口

（1）在开口处安装受力舱口盖

受力舱口盖由盖板和一些加强型材铆接而成，它用来代替开口部位的蒙皮、桁条、翼肋或隔框。为了使这种舱口盖能很好地参与受力，它的周缘要用很多铆钉、螺栓牢固地与开口周缘连接。这种舱口盖拆装不便，故多用在不需经常拆卸的部位。

（2）沿开口周缘安装加强构件

其舱口盖通常只用少量螺钉或锁扣来固定。在这种情况下，开口部位原来由壁板传递的载荷，将由加强构件组成的框型结构来传递，舱口盖不传递轴向力和剪流，仅承受局部空气动力，起盖住开口、保持飞机外表流线形的作用。

这种补偿方法多用在开口不大、而舱口盖又需要经常拆卸的部位。

必须注意，修理这种补偿开口部位的构件时，不仅要保持其足够的强度，并且应使其刚度符合原来的要求，因为载荷是按构件的刚度来分配的。如果修理以后的框型结构刚度不足，结构受力时，经框型结构传递的力应会减小，而沿开口段两边的壁板传递的力则会增大，结果开口段两边的壁板就容易因受力过大而损坏；反之，如果框型结构刚度过大，则经框型结构传递的力将比原设计情况的力大，这就会使与框型结构连接的构件受力过大，容易损坏。

1.7.2 间接补偿开口

机体的结构中的某些大的开口（如起落架舱口），采用直接补偿是不合适的，因为这些地方不可能设置受力舱口盖，而沿大的开口周缘安装加强构件又会使结构过重，所以，这些开口通常是间接补偿的。

下面以金属蒙皮机翼为例来说明在垂直载荷作用下，剪力、弯矩、扭矩在间接补偿开口

部位的传递情况。为了使问题简化，假设该机翼在两个翼梁和翼肋 1、2 之间的上下表面都是开口的（见图 1－43），且不考虑开口部位前后缘蒙皮和桁条的传力作用。

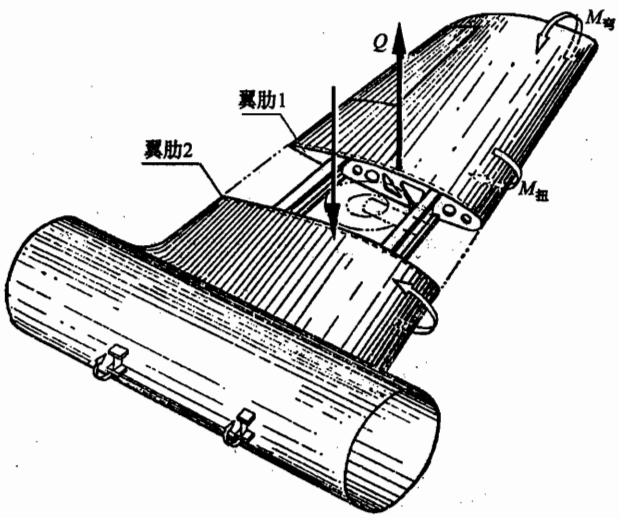


图 1－43 机翼的间接补偿开口

（1）剪力的传递

由于开口部位的翼梁是完整的，所以垂直平面内的剪力和未开口时一样，仍由翼梁腹板传递。

（2）弯矩的传递

在不同结构形式的机翼上，间接补偿开口对结构传递弯矩的影响是不同的。梁式机翼的弯矩主要由翼梁承受，上下蒙皮和桁条被去掉后，对结构传递弯矩的影响不大；单块式机翼中，弯矩引起的轴向力有很大一部分是由蒙皮和桁条传递的，蒙皮和桁条被去掉后，这部分轴向力就要由翼梁缘条传递，因此开口段翼梁缘条的受力大大增加。

原来由蒙皮、桁条传递的轴向力，在开口部位是怎样加到翼梁缘条上去的呢？我们可以取开口部位外侧两翼梁间的一块带桁条的蒙皮 abcd（见图 1－44）来研究。这块蒙皮的内端铆接在开口边缘翼肋上，两侧铆接在翼梁缘条上，外端则和外段蒙皮、桁条连接在一起，并受到外壁板传来的由弯矩引起的轴向力 P 的作用。在轴向力作用下，蒙皮 abcd 有向翼根移动的趋势。由于边缘翼肋受到垂直于它本身平面的力时比较容易变形，不能可靠地支持这块蒙皮，而翼梁缘条却能对它起支持作用，因而由外段壁板传来的轴向力便经过蒙皮侧边铆缝，以剪流的形式逐渐传给翼梁缘条，使缘条承受的轴向力逐渐增大。

在开口部位的内侧，翼梁缘条内由于开口增加的那部分轴向力，又以剪流形式逐渐传给蒙皮和桁条，使它们重新与缘条一起受力。

从开口部位的结构传递弯矩的分析中可以看出：单块式机翼的翼梁缘条在开口部位及其附近受力要显著增大。因此，在这个区域内，翼梁缘条的截面积都是加大的（见图 1－45）。

（3）扭矩的传递

开口部位外侧机翼的扭矩通过蒙皮以剪流的形式传递给外侧边缘翼肋以后是以力偶的形式传给翼梁的。当组成这个力偶的两个力分别经翼梁传到内侧边缘翼肋时，由于蒙皮的支持

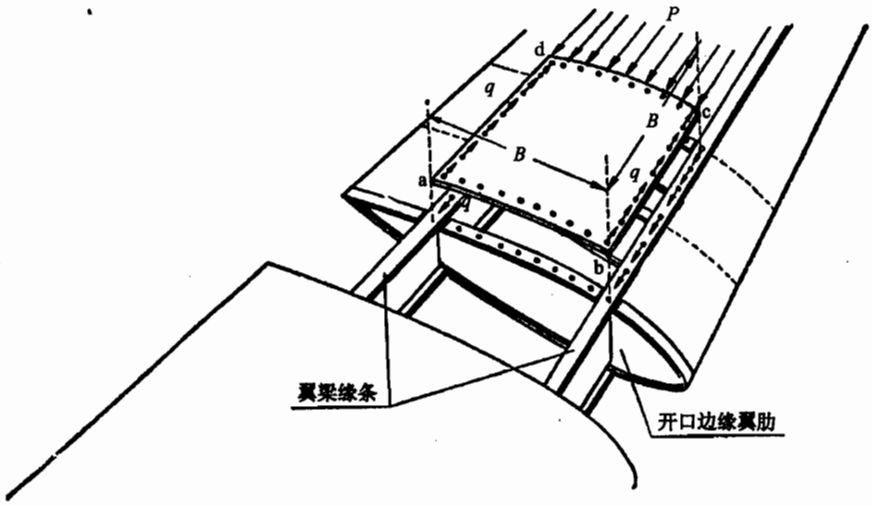


图 1－44　开口部位外侧轴向力的传递

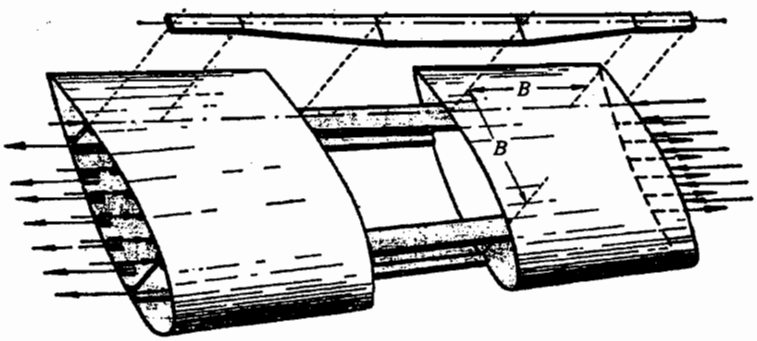


图 1－45　开口部位翼梁缘条的加强情况

作用，内侧边缘翼肋又要通过铆缝将这个力偶转变成剪流传给内侧机翼蒙皮。可见开口部位的两个边缘翼肋传递扭矩时，它们与蒙皮和翼梁腹板相连的铆钉承受的剪力较大，维护工作中应注意检查。

开口部位的翼梁传递扭矩引起力偶时要承受附加的剪力和弯矩。由于附加剪力的作用，腹板各截面承受的总剪力可能增大，所以，开口部位翼梁腹板通常也是加强的。开口部位的翼梁承受的附加弯矩，可通过图 1－46、图 1－47 来说明。图中表示开口部位的一段翼梁，它在两端的附加剪力作用下，有沿垂直平面旋转的趋势，这时，开口部位两侧的翼梁段会产生反力矩来阻止它旋转。

开口段翼梁两端受到的附加弯矩最大，开口段翼梁中间弯矩为零。另外，附加弯矩的最大值与开口部位沿展向的长度有关；开口部位越长，附加弯矩的最大值就越大。

总之，开口部位的翼梁不仅要承受机翼的全部弯矩，而且要承受由于机翼扭转而引起的附加弯矩。因此，开口段翼梁截面上的总弯矩是这两个弯矩的代数和。

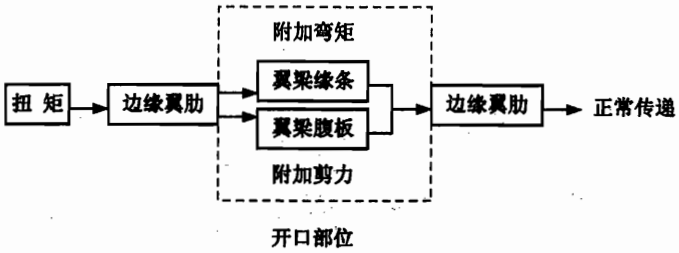


图 1－46 扭矩在开口部位的传递框图

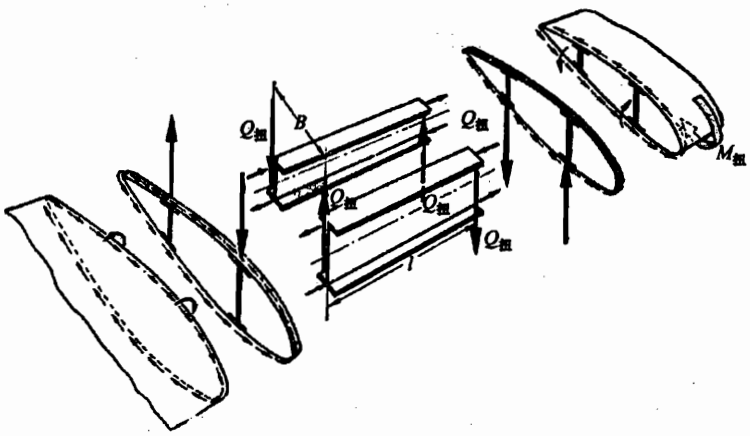


图 1－47 扭矩在开口部位的传递

1.8 定位编码系统

飞机定位编码系统用于定位机身上或某些部件上的零件的位置。其中机身站位用于沿前后方向（飞机纵轴方向）进行定位；纵剖线用于沿飞机纵向对称面的左、右方向（横向）定位；水线用于上、下（垂直）方向的定位。除此之外，还有襟翼站位、副翼站位等。

（1）机身纵向站位

用距离参考基准面的英寸数进行的编码。参考基准面是一个假想的垂直平面。

（2）机身横向站位（纵剖线或对接线）

平行于垂直中心线的左（右）宽度测量线。

（3）机身垂直站位（水线）

以英寸数为单位度量距水平平面的垂直高度值。该水平平面（基准面）被定位在飞机机身底部下面若干英寸数。

（4）襟翼站位

从垂直于机翼后梁的襟翼内侧面起，向外侧面以英寸为单位测量距离，规定某些距离值为站位号。

（5）副翼站位

从垂直于机翼后梁的内侧面起，向外侧面以英寸为单位测量距离，规定某些距离值为站位号。

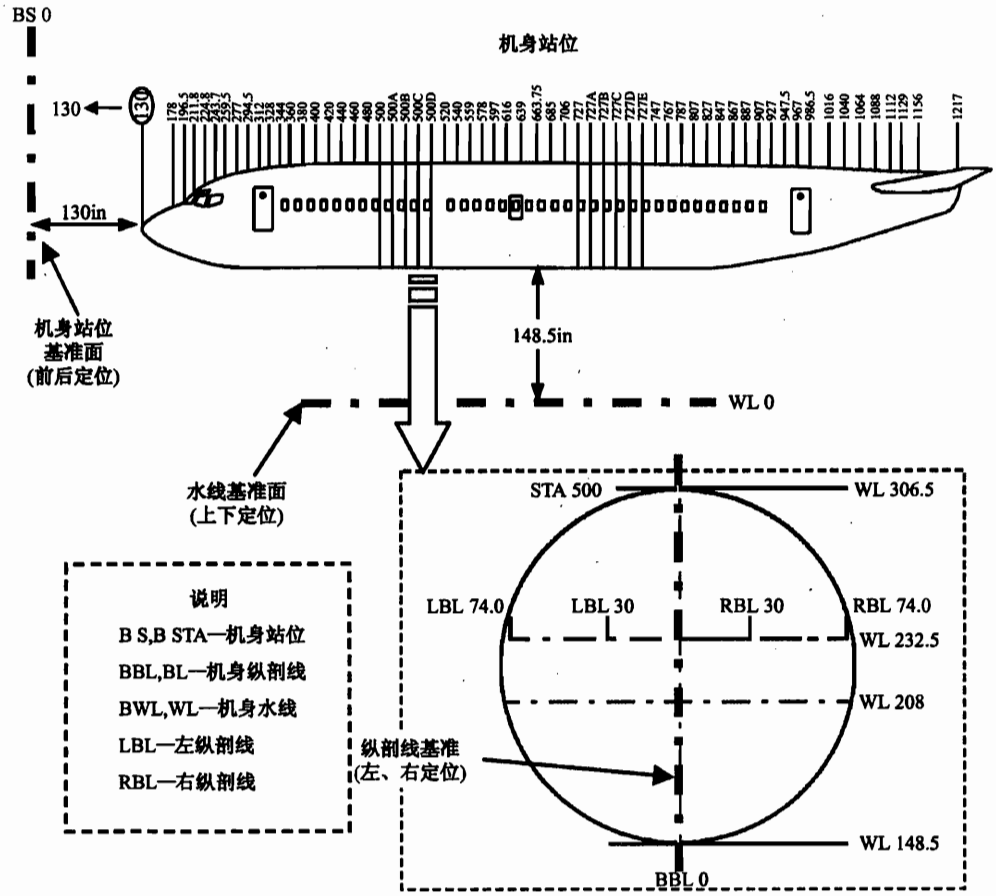


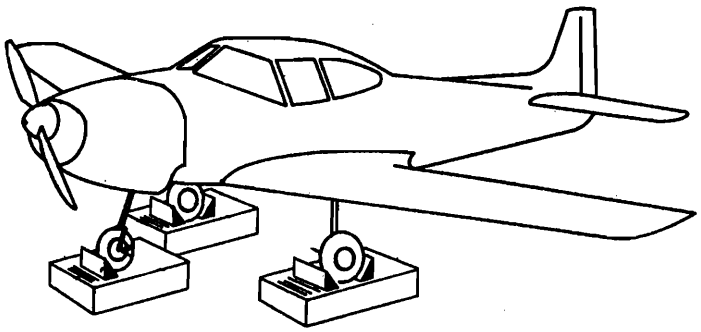
图 1－48　机身站位、纵剖线和水线

第 1 章思考题

1. 固定翼飞机机体的主要组成部件有哪些？
2. 飞行中，作用于飞机上的载荷有哪些？
3. 梁式机翼和单块式机翼在构造和受力上有什么不同？
4. 什么是坡度？
5. 什么是飞机的过载？在不同飞行状态下，过载的大小如何？
6. 在什么情况下飞机升力方向的过载会出现负过载？
7. 举例说明什么是集中载荷、分布载荷、动载荷和静载荷。
8. 机翼上承受的主要外载有哪些？
9. 飞机承受的 5 种主要应力是什么？
10. 机翼的主要作用有哪些？
11. 机翼结构各截面承受的主要应力有哪些？
12. 绘出平直机翼的剪力、弯矩和扭矩图。
13. 机翼结构的主要组成构件有哪些？

14. 梁式机翼的结构特点和受力特点是什么？
15. 单块式机翼的结构和受力特点是什么？
16. 梁式机翼和单块式机翼的结构和受力有何不同？
17. 飞机上哪些部位使用蜂窝结构？
18. 说明腹板式翼梁的组成构件及其功用。
19. 分析机翼结构中各主要构件的功用。
20. 金属蒙皮机翼如何承受和传递扭矩？
21. 分析机翼上的空气动力如何通过内部构件传递到机身结构。
22. 机身的主要作用有哪些？
23. 机身的主要外载荷有哪些？
24. 什么叫对称载荷和不对称载荷？
25. 半硬壳式机身结构的主要受力构件是什么？
26. 机身的横向结构件是什么？
27. 机身的垂直剪力主要由机身的哪部分蒙皮承受？
28. 桁条式机身如何承受对称载荷产生的弯矩？
29. 飞机在正过载下，机身和机翼的哪些部位受拉，哪些部位受压？
30. 机身的扭矩是由什么载荷引起的？
31. 开口区域的扭矩如何传递？
32. 机身站位是如何定义的？

第2章 载重与平衡



2.1 重量与平衡的重要性
2.2 重复称重的必要性
2.3 重量与平衡的理论
2.4 重量与平衡术语
2.5 飞机称重的程序
2.6 重量与平衡的极端情况
2.7 重心的移动

2.1 重量与平衡的重要性

飞机是一部动力机械，它要求在安全和有效的飞行中受到的所有的力都严格平衡。升力是由机翼产生的。重心，即认为飞机的所有重量集中于重心一点上，它位于升力中心稍前一点。这种布置将使飞机头部下俯，这一下俯力矩由水平尾翼的载荷平衡，它使机头上仰而使飞机水平飞行。

2.1.1 重量与平衡的目的

调整飞机载重与平衡的主要目的是为了安全，其次是为了在飞行中达到最高效率。从升限、机动性、上升率、速度和燃料消耗的观点看，不恰当的装载会降低飞机的效率。它可能使飞行不能进行到底，甚至飞机根本不能起飞，也可能发生机毁人亡的严重后果。

所有民用飞机的空重和相应的重心必须在发给合格证时测定。制造厂可以对飞机称重或者计算出重量与平衡的报告。允许制造厂在10架飞机中抽出1架来称重，然后根据实测数据的平均值来颁发另外9架飞机的重量与平衡计算报告。

2.1.2 重量与平衡问题

（关于飞机载重与平衡问题分为三种类型：超过最大载重，前部载重太大，后部载重太大。任何一种情况对飞机的飞行都不利。

如果飞机超载将发生下列情况：

①需要较长的跑道长度；

②较小的爬升角和较高的速度；

③降低结构安全系数；

④增加失速速度；

⑤要求发动机功率较大。

如果飞机重心太靠前，将发生下列情况：

①飞机会有俯冲的趋势；

②稳定性降低；

③要求有较大的发动机功率。

如果飞机重心太靠后，将发生下列情况：

①飞行速度下降；

②发生失速较快；

③稳定性降低；

④需要较大的发动机功率。

任何一种情况都可能导致严重后果。由于这个原因，有关技术人员和驾驶员了解重量与平衡的知识是非常必要的。）

2.2 重复称重的必要性

（飞机会因在不易清洗的角落里积聚灰尘和油脂等物而有增加重量的趋势。至于在一定时间内的增重程度则取决于飞机的使用、飞行时间，环境状况以及起落场地的类型。由于这个缘故，定期对飞机称重是必要的。）

私人使用的飞机按规定不需要定期称重，它们通常是在初次发给合格证时或在进行了要影响重量与平衡的重大改装之后需要称重。即使不需要称重，在飞行期间也必须使飞机的装载不超过最大重量以及重心的限制范围。

航班飞机（定期和不定期的）运送旅客或货物要受到某些规定的制约，要求营运者保证在实施飞行期间正确装载且不超过核准的重量与平衡的限制。

2.3 重量与平衡的理论

（重量与平衡的理论是非常简单的，它有如由一个点支撑的杠杆处于水平位置时表现的力的平衡或平衡状态一样。）重量的影响与重力离支点的距离成正比。为使杠杆达到平衡，必须这样来分配重量，即使它在支点一边的转动作用和支点另一边的相同。一般情况下，较轻的物体（W_1）离支点较远时（L_1）与较重的物体（W_2）离支点较近时（L_2），有相同的作用。物体离支点的距离叫力臂（L_1 和 L_2）。力臂乘以物体的重力就是它围绕支点的转动效能。这

个转动效能叫做力矩。如图2-1所示，当杠杆平衡时，支点两边的力矩相等，即

$$W_1 \cdot L_1 = W_2 \cdot L_2$$

同理，假如飞机以一个想像点悬挂起来而仍然保持水平，就表明飞机达到了平衡。这一点也就是飞机的理论重心位置。一架飞机处于平衡状态时并不需要完全水平，但它必须相当接近于这种状态。获得这样的平衡并不难，只要适当地安置装载物，使飞机装载后的平均力臂落在重心范围内。这个范围的主要位置，各型飞机均有详细说明。

重量与平衡的数据可以从下述资料中得到：

①飞机的技术规范；

②飞机的使用限制；

③飞机的飞行手册；

④飞机重量与平衡报告。

当丢失了重量与平衡履历本而且不能从任何来源复制时，必须对飞机再次称重。同时必须计算出一套新的重量与平衡数据并汇编成册。

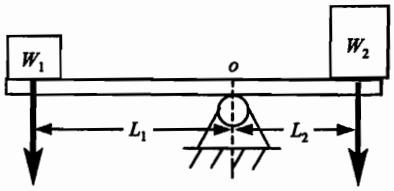


图2-1 杠杆的平衡

2.4 重量与平衡术语

在研究重量与平衡的原理、计算和控制问题时，必须知道所用术语的含义。在实施重量与平衡控制时要用到下列术语。

2.4.1 基准面

基准面是飞机处于平飞姿态时，为考虑平衡问题所选取的假想垂直面，而全部水平距离都是相对于该基准面测量的。它是一个垂直于纵轴的平面。对于每一种飞机成品和样机，设备、油箱、行李间、座位、发动机、螺旋桨等的各处位置，都是按从这个基准面算起是多少英寸，列入飞机说明书或型号合格证的数据单中。至于基准面的位置，则没有固定的标准。在多数情况下，是把基准面置于机头或飞机机体中的某点上。有些情况下它被置于机头之前一定距离的地方。为了测量和设备定位，以及计算重量与平衡的方便，制造厂有权选择基准面的位置。

在多数的飞机技术规范上都给出基准面位置。某些老式飞机上，基准面位置没有明确给出，则可选择任一适当的平面作为基准面。但是，一旦选择好了基准面，就必须把它正规地标明。

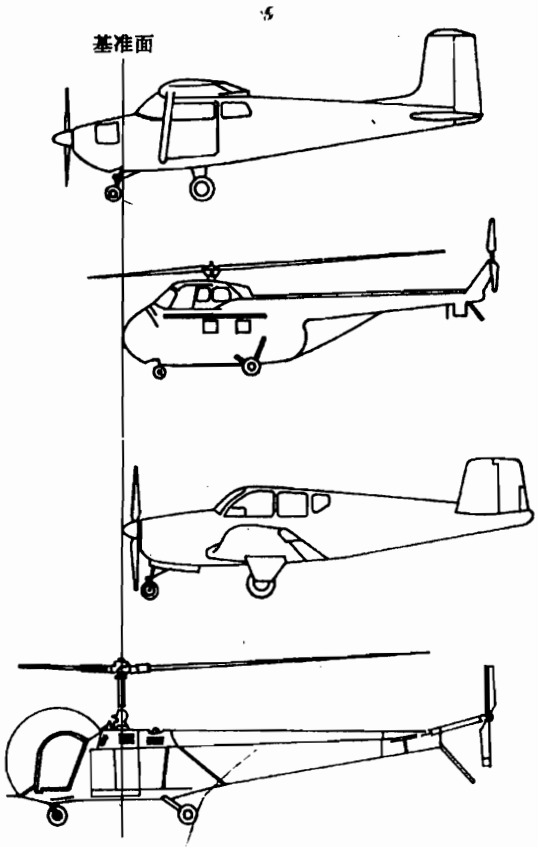


图2-2 不同基准面的位置

2.4.2 力臂

力臂是从基准面到所设置的设备的水平距离。这些力臂的长度是按英寸测量给出的，除了可能正好位于基准面（0）的位置以外，在力臂的前面要加上代数符号（+）或（-）。正号（+）表示在基准面后面的距离，而负号（-）则表示在基准面前边的距离。如果制造厂选择的基准面是在飞机的最前位置（或在飞机之前的某段距离），所有的力臂将是正力臂。基准面位置处于飞机上其他任何一点时，则在基准面后边的一些力臂为正，在基准面前边的一些力臂为负。

在飞机技术规范中，每个项目的力臂通常要放在紧接着项目名称重量之后的括号内。在基准面任何一边加上去的重量项目都算正的重量，拆除任何重量项目则算作负的重量。

（1）力臂的符号

重量的力臂在基准面之后为正号（+），在基准面之前为负号（-）。

（2）重量和符号

在基准面的任何一侧加上重量为正号（+）；在基准面的任何一侧拆除任何重量为负号（-）。

（3）力矩的符号

力矩的符号需要综合考虑重量及力臂的符号，即重量相对于基准面的位置以及重量是增加还是减少。在基准面之后增加重量和在基准面之前减去重量，其力矩的符号都为正号（+）；在基准面之前增加重量和在基准面之后减去重量，其力矩的符号都为（-）。力矩＝重量×力臂，所以当重量与力臂同符号时为正号，重量与力臂异号时为负号。

表 2-1 载重与平衡运算过程中的符号

（+）重量	×	（+）力臂	⇒	（+）力矩
（-）重量	×	（-）力臂	⇒	（+）力矩
（+）重量	×	（-）力臂	⇒	（-）力矩
（-）重量	×	（+）力臂	⇒	（-）力矩

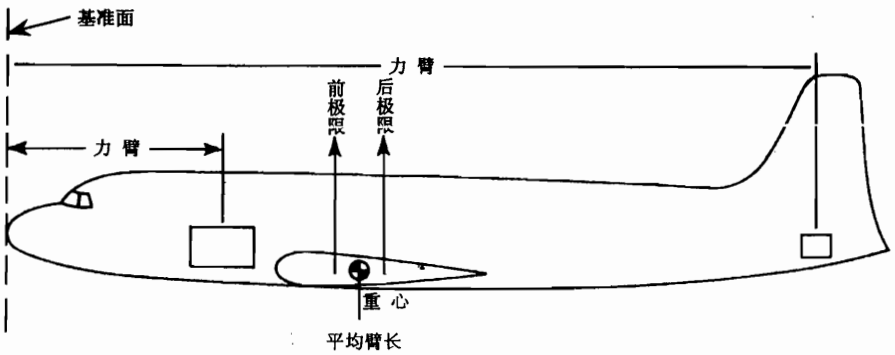


图 2-3 基准面、力臂、重心和重心前后极限

2.4.3 重心

一架飞机的重心就是对于该点的低头力矩和抬头力矩在量值上正好相等的那一点。如果

从这点上悬挂飞机，将没有上仰或下俯以及任何一方旋转的趋势。它是一架飞机或任何物体重力集中的那个点。重心位置是从基准面算起的。

2.4.4 最大重量

最大重量就是经过核准的飞机及其载重的最大重量，并在该机型的技术规范有明确规定。对于很多飞机来说，由于飞机执行的任务和飞行条件不同，最大容许重量也有所不同。

2.4.5 最大着陆重量

飞机着陆所允许的最大重量。它通常比最大起飞重量小，因为着陆过程中起落架结构受力比起飞过程中大。

2.4.6 最大停机重量

当飞机在停机坪停机时所允许的最大重量。它不同于最大起飞重量，由于在起飞地面滑行到起飞点时已消耗了部分燃油。

2.4.7 最大起飞重量

在飞机开始起飞滑跑时所允许的最大重量。

2.4.8 空重

一架飞机的空重，包含飞机内实际安装的所有固定设备。它包括机身、动力装置、必需的设备、选用或专用的设备、固定压舱物、液压油、滑油及剩余燃油的重量。

剩余的燃油，即在燃油导管和油箱内放不掉的液体。有关飞机各系统中必须包含在空重中的剩余流体重量，都记录在飞机技术规范里。

2.4.9 空重重心

空重重心，英文缩写为 EWCG，是一架飞机在空重条件下的重心。它是飞机重量与平衡资料的必备数据。它并不表示载重后的重心在哪里。

2.4.10 空重重心范围

空重重心范围是表明在这个限制范围内方可容许空重重心位置变化。只要飞机的空重重心处于这个范围以内，则技术规定的各种装载方案都不会超出空重重心限制。并不是所有的飞机都在飞机技术规范或型号合格证数据单里给出这一范围的。当给出时，也只有按照飞机的技术规范要求进行装载。这个范围才是确实的。在飞机技术规范中未列入的设备不能使用这一范围。

2.4.11 实用重心范围

实用重心范围指的是在有关的飞机技术规范或型号合格证数据单内给出的重心前极限和重心后极限之间的距离。早在设计和制造过程中，厂方已遵循各项控制飞机设计的容许规范，对飞机装载后的重心极限位置定出范围。这些限制是按 MAC（平均空气动力弦）的百分率或距飞机的基准面的英寸数来表示的。

飞机装载后的重心位置无论何时都必须保持在这些限制之内。

2.4.12 平均空气动力弦

飞机重心的前后位置，常用重心到某特定翼弦上投影点到该翼弦前缘点的距离，用占该翼弦的百分比来表示。这一特定翼弦，就是平均空气动力弦（MAC）。

如图 2－4 所示，所谓平均空气动力弦，是一个假想的矩形机翼的翼弦。该矩形机翼和给定的任意平面形状的机翼面积、空气动力以及俯仰力矩相同。在这个条件下，假想矩形机翼的弦长就是给定机翼的平均空气动力弦长。机翼的平均空气动力弦的位置和长度均可从飞机技术手册上查到。有了平均空气动力弦作为基准，就可以计算飞机重心相对位置。

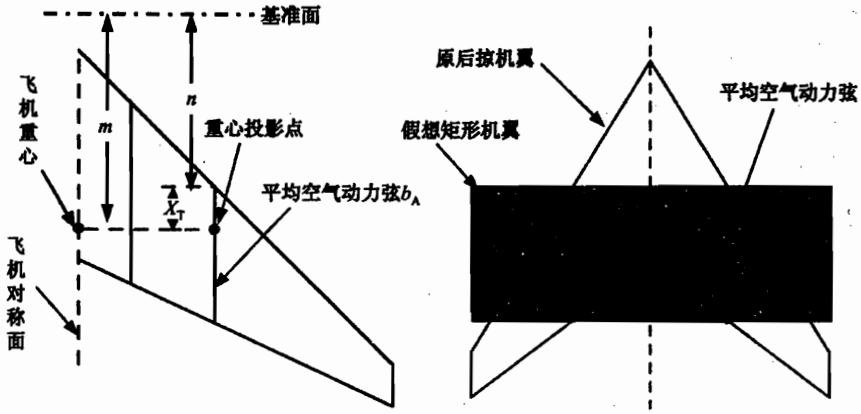


图 2－4 平均空气动力弦

飞机重心位置与装载情况有关，而与飞机飞行状态无关。当载重及其分布情况改变，飞机重心位置就要发生移动。如果飞机前部载重增加，重心位置前移；前部载重减少，重心位置后移。在飞行中，收放起落架、燃油的消耗等都使飞机重心位置发生变化。

有了平均空气动力弦作为基准，就可以计算飞机重心相对位置。设重心的投影点到前缘点的距离为 X_T，平均空气动力弦长为 b_A，则重心相对位置可用下式表示

$$\overline{X}_T = \frac{X_T}{b_A} \cdot 100\%$$

为获得所需要的稳定性，飞机 CG（重心）通常应处于 MAC 上的压力中心靠前的位置上。因为 CG 位置和由空气动力（其分量为升力）产生的力矩之间存在相互关系，因此重心位置通常相对于机翼来表示，这就是用机翼 MAC 上的百分率来表示 CG 位置。

相对于基准面的 MAC 位置，在飞机技术规范或型号合格证数据单、重量与平衡履历本或飞机飞行手册里都有说明。以 MAC 的百分率表示的 CG 位置，可按下述步骤计算（如图 2－4所示）。

①找出空重重心到基准面的距离：m。

②找出 MAC 前缘到基准面的距离：n。

③找出两个距离之间的差值：$X_T = m - n$。

④以 MAC 的长度（b_A）去除这个差值：$\frac{X_T}{b_A}$。

⑤将得数乘以 100%：$\overline{X}_T = \frac{X_T}{b_A} \cdot 100\%$。

2.4.13 飞机的水平顶置

为便于在地面上对飞机进行水平顶置，在飞机上设置了几个参考点。它们是由制造厂规定的，并在相应的飞机技术规范中指示出来。最常用顶置工序是在飞机构架上的几个指定点安置气泡水准仪。有些飞机在机体构架上装有特殊的水准刻度。该项刻度与铅垂结合起来，可校准飞机的纵向和侧向的水平姿态。

对飞机进行称重时，重力集中在秤盘上的一点叫做称重点。对轻型飞机称重时，通常是把机轮放在磅秤上。这就是说，实际上称重点也就是将通过轮轴中心的垂直线延长到秤盘上所得到的那个点。

飞机上有些结构部位能够作为飞机的支撑点，如主梁上的千斤顶底座，可以当作称重点而采用千斤顶支撑方式来对飞机称重。在重量与平衡履历本里应明确记载称重时的称重点位置。

2.4.14 燃油装载

燃油装载（Fuel load），指飞机上所携带的消耗性燃油部分，它只包括可用燃油，而不包括管路中或油箱沉淀槽里的剩余燃油。

2.4.15 最小燃油量

油箱中的最小燃油量指飞机在极端装载的条件下为使载重验算合格而必须具有的燃油量。它应小于发动机以最大功率连续工作 1/2 小时所需的燃油量。涡轮发动机最小燃油量的计算方法由飞机制造厂规定。

2.4.16 无燃油重量

无燃油重量是指飞机不带燃油时的最大容许重量。其中包含了货物、乘客和空勤机组人员的重量。因此所有超出无燃油重量的装载，只能是可用燃油。

2.4.17 毛重

毛重包括所有额外项目的重量，如千斤顶、轮挡及称重秤盘上平台塞块等，不包括那些需要称重的项目。如果这些项目的重量包含在称重总数中，必须将其扣除才可得到飞机的实际重量。

2.4.18 有用载重

有用载重也称为实用装载、营运装载或实用载重。一架飞机的有用载重规定为从最大允许重量中减去空重的值。有用载重由最大的油量（滑油、燃油）、乘客、行李、驾驶员、副驾驶员和全体乘务员组成。如有可能，有时需要减少上述某一项目的重量，以便使飞机按飞行类别保持在允许重量以内。决定这些重量的分配叫做载重验算。

2.5 飞机称重的程序

在开始研究飞机的称重程序或准备对飞机进行称重之前，必须首先熟悉相应的飞机技术

规范或机型合格证数据表中有关重量与平衡的资料。

飞机型号合格证的数据单和飞机技术规范包含的内容基本相同。然而，飞机技术规范中有关批准的设备重量及力臂的资料较详细。在飞机上有一个由制造厂提供的型号合格证数据单。在这两份文件中，能找到下列资料：①重心范围；②空重重心范围；③水平方法；④最大重量；⑤座椅容量；⑥行李容量；⑦燃油容量；⑧基准面位置。

2.5.1 飞机称重前的准备

①使飞机处于水平姿态。

②清洗飞机。因为一架飞机很大，很可能在飞机内部积有很多灰尘而使重量不准确。当一架飞机准备称重时，应该对它进行清洗，对所有的灰尘、杂质都应该从其表面和其内部清洗出去。

③检查飞机设备清单以确保所有需要的设备确实安装好，拆下不包括在飞机设备清单内的所有项目。

④对燃油系统放油直到油量指示为零，即排空。只有残存的流不出来的燃油（残余燃油），即在正常飞行状态下不能供给发动机的那部分燃油，才被作为飞机空重的一部分。

⑤装满液压油箱及滑油箱。液压油和滑油属于空重的一部分。

⑥饮用和洗涤水箱以及厕所便桶应当排空。

⑦当对一架飞机称重时，像扰流板、前缘缝翼、襟翼和直升机旋翼系统的位置是一个重要的因素。这些项目的规定位置，应查阅制造厂的技术文告。查看飞机，注意所有包括在核准空重中的设施都应安装在正确位置。去掉那些在正规飞行中并不携带的东西。还要检查一下行李舱，以确认其中是空的。

将所有的检查盖板、滑油和燃油箱盖、舱门、应急出口以及其他曾经拿掉过的部件放在原处。所有的门舱和滑动座舱盖都应该在正常飞行位置。

2.5.2 称重设备的准备

称重前要准备下列设备：

①磅秤、吊挂设备、千斤顶和水平顶置设备。

磅秤用于测量重量，吊挂及千斤顶用于吊起或顶起（支撑）飞机，水平顶置设备用于使飞机处于水平。

②轮挡和沙袋，用于使飞机在磅秤上稳定停放。

③标尺、气泡水准仪、铅垂、白粉线和一个测量卷尺。

用于测量水平及称重点到基准面的距离。

④适用的飞机技术规范和重量与平衡计算表格。

如果可能，飞机应在一个密闭的建筑物内称重，那里没有空气流动以引起磅秤读数的误差。如果风小且大气中的湿度很小，在室外称重也是许可的。

有两种设备可以用于飞机的称重，台秤通常用于较小的飞机，而电子秤常用于大型飞机的称重。

用千斤顶顶起小飞机并将它放于台秤上，每个轮子放于一个台秤上。

轮挡用于防止飞机在磅秤上滚动，刹车必须松开以减少磅秤上的侧面载荷引起读数不正确的可能性。大型飞机是由放置在千斤顶与底座之间的载荷传感器来称重的。这些载荷传感

器随着加给的载荷数量的大小成比例地改变电阻。用电桥把电阻的改变转换成飞机重量的读数。

按飞机型号合格证数据单的要求将飞机放水平。有些飞机水平状态的确定是通过横跨在机身一侧的两个螺栓上安放水平仪测定的，而其他飞机水平位置的确定是从通常位于机身门框上的规定的螺栓上用铅垂测水平。纵向水平是最重要的状态，但飞机也应该横向水平。

调节飞机在地面水平状态的参照点的位置由制造厂规定，在飞机技术规范中指示出来。要按照指定位置放置气泡水准仪。

如果飞机是在千斤顶上称重，则可通过调节千斤顶来保持水平，但是如果飞机的起落架放在秤盘上称量，水平调节是通过轮胎的充气和放气或缓冲支柱的充气来进行。

当用千斤顶顶起飞机或对飞机称重时，必须详细按照飞机制造厂的有关规定，因为每架飞机的称重程序不同。

当飞机在秤盘上是水平时，从基准面或称重点上放下铅垂，以便在地板上用粉笔记录下这条线，使测量准确以便确定重心。

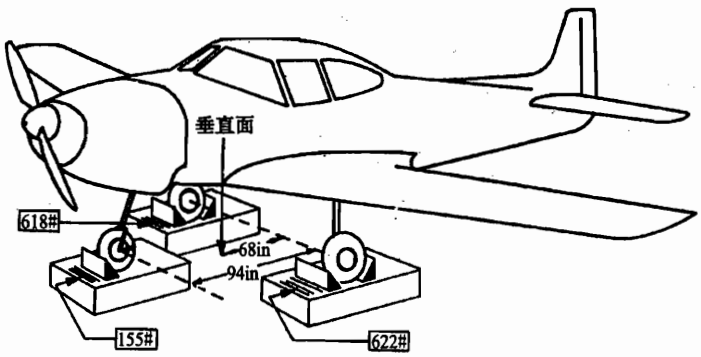


图 2－5 飞机在台秤上称重

2.5.3 称重测量

确定从基准面到主称重点中心线距离和从主称重点中心线到尾部（或前轮）称重点中心线的距离，这些距离可以由飞机技术规范或型号合格证数据单中的资料计算出来，但还需要通过实际测量来确定。

测量程序：

①将飞机放置在秤台上并取得水平；

②从基准面、主称重点和尾部（或前轮）称重点悬挂铅垂使这些铅垂接触到地面；

③在接触点的地面用粉笔作上记号，也可用白粉笔将记号连接起来，构成一个清楚的称重点距离与基准面的关系图形；

④飞机处于水平状态时，记录每个磅秤上指示的重量；

⑤记录重量和测量值之后，将飞机从秤台上搬开，称出毛重；

⑥从各个包含毛重的称重点磅秤读数中减去毛重。

2.5.4 平衡计算

记录左右主轮和前轮或尾轮的称重点上磅秤的读数，在秤盘上用来支持飞机的任何毛重

都要从磅秤的读数中减去，以获得这三个称重点上的每一个净重。

沿着地面基准点和称重点间所测量的距离记录在力臂栏里。如果称重点在基准点前，则力臂为负（－），而如果在基准点后，则力臂为正（＋）。力矩就是用力臂“英寸”乘以净重“磅”的结果，用“磅·英寸”表示。

力矩的代数和记录在力矩栏底部表格中，总重是三个称重点的读数和减去毛重。总力矩除以总重量就得出了重心的力臂

$$空机重心=\frac{总力矩}{总重量}$$

如果飞机不是空重，必须计算出燃油的重量和力矩。因为这些重量要从飞机重量中减去，因此这些重量是负号（－），而如果其力臂是负号（－），则力矩是正号（＋），而如果力臂是正号（＋），则力矩是负号（－）。

表 2－2 典型称重表格

称重格式

制造厂：　　型号：　　编号：　　N：

基准面位置：

主称重点位于基准面的（－…前）（＋…后）

尾轮或前轮称重点位于基准面的（－…前）（＋…后）

称重点	磅秤读数	－毛重	＝净重量	×力臂	＝力矩
左主轮					
右主轮					
前轮或尾轮					
称重总值					

飞机非空重有关项目列入下表

项　目	净重量	力臂	力矩
飞机称重量			
燃油　加仑　温度			
飞机空重和重心			

最大允许重量_____　　计算者_____

A&P 执照号_____

有用载重_____　　日期_____

2.6 重量与平衡的极端情况

所谓重量与平衡的极端情况，指的是飞机重心位置在前极限和后极限时的情况。

飞机具有靠前和靠后的两个固定点。在飞行中的任何时候，飞机重心不允许超出两点，因此应该进行验算，以确保空勤机组、乘客、货物和消耗性重量增加或减少时飞机重心不会

移到界限以外。如果超过界限且飞机还在这样的条件下飞行，则会导致飞机的稳定性不好，给操纵飞机带来困难。

当空机重心落在空机重心规定的允许范围边缘或之外时，或不按飞机技术规范规定的装载方案装载时，才需要进行重量与平衡的验算。

应该注意的是，当空机重心处于空机重心的规定范围之内时，就不要再进行前极限或后极限的重量与平衡验算了。换句话说，只要按照标准的装载和座位布置使用飞机，载重后的飞机是不会超出重心范围的。

2.6.1 前极限的重量与平衡验算

为了进行这一验算需要掌握下列资料：

(1) 空飞机的重量、力臂和力矩；

(2) 位于重心前极限之前的各有用载重项目的最大重量、力臂和力矩；

(3) 位于重心前极限之后的各有用载重项目的最小重量、力臂和力矩。

2.6.2 后极限的重量与平衡验算

为确立既不超过最大重量，也不超过重心后极限的情况，需要掌握下述资料：

(1) 空飞机的重量、力臂和力矩；

(2) 位于重心后极限之后的各有用载重项目的最大重量、力臂和力矩；

(3) 位于重心后极限之前的各有用载重项目的最小重量、力臂和力矩。

2.7 重心的移动

2.7.1 永久压舱物

如果改装后的飞机重心落在允许的范围之外，则可以通过增加永久性压舱物使其重心返回到允许的范围。压舱物用在飞机上，是为了获得所需重心平衡。凡是用以补偿取掉的或添置的设备项目以及准备长期留在飞机上的压舱物，叫做永久压舱物。它一般是铅棒或铅板，用螺钉固定在飞机结构上。永久压舱物一般漆成红色并标明永久压舱物不许拆除。一般情况下，设置永久压舱物总要增加飞机的空重。压舱物应该安装在一个尽可能长的力臂之处而使飞机重量最小。而且在各种飞行条件下，飞机结构必须有足够的强度来承受附加的压舱物重量。

2.7.2 临时压舱物

临时压舱物或可拆装的压舱物，是为满足某些需要经常改变装载用的物体，它一般采用铅粒袋、沙袋或其他非永久设置的形式。临时压舱物应标明：压舱物××磅，需要经重量与平衡验算后方可拆除。行李舱通常是安置临时压舱物最方便的场所。

2.7.3 用压舱物调节飞机重心

例：如图2-6所示，一架飞机，一台发动机改装并使飞机重心在空重重心前极限前 c 英寸，此时重心在基准面之后 a 英寸之处。如要把重心移回到极限范围内，用在尾部加压

舱物的方法，将配重安装在基准面之后 b 英寸处。如果加配重前空机重量为 W，a、b、c、W 为已知数。求需要加的配重的重量。

为了确定所需要的压舱物的重量，配重重量为 G，列出表 2－3。

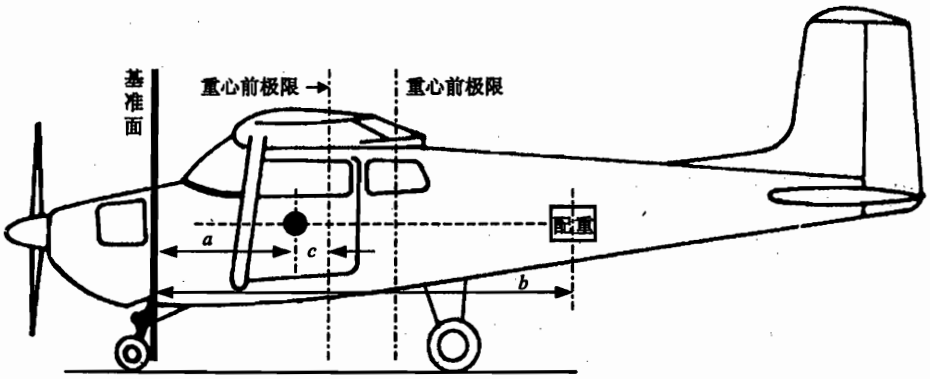


图 2－6 用配重调节飞机重心

表 2－3

项 目	重 量	力 臂	力 矩
飞机空重	W	$+a$	$+aW$
压舱物	G	$+b$	$+bG$
合 计	$W+G$	$a+c$	$aW+bG$

根据表格列出方程

$$(W+G)(a+c)=aW+bG$$

经简化得出

$$G=\frac{Wc}{b-a-c}$$

在上式中，$b-a-c$ 为压舱物到重心前极限的距离，得出计算压舱物重量的公式

$$\text{需要压舱物的重量}=\frac{\text{飞机重量}\times\text{超出极限的距离}}{\text{压舱物到所希望重心的距离}}$$

第 2 章思考题

1. 调整飞机载重与平衡的目的是什么？
2. 飞机载重与平衡问题分成哪三种类型？
3. 载重与平衡的数据可以从哪些资料中获得？
4. 什么是基准面？
5. 在载重与平衡计算过程中，重量、力臂和力矩的符号是如何确定的？
6. 什么是重心、空重、空重重心、空重重心范围？
7. 什么是最大着陆重量、最大停机重量、最大起飞重量？
8. 什么是平均空气动力弦？其作用是什么？
9. 什么是最小燃油量、无燃油重量？

10. 飞机称重前需要做哪些准备工作？

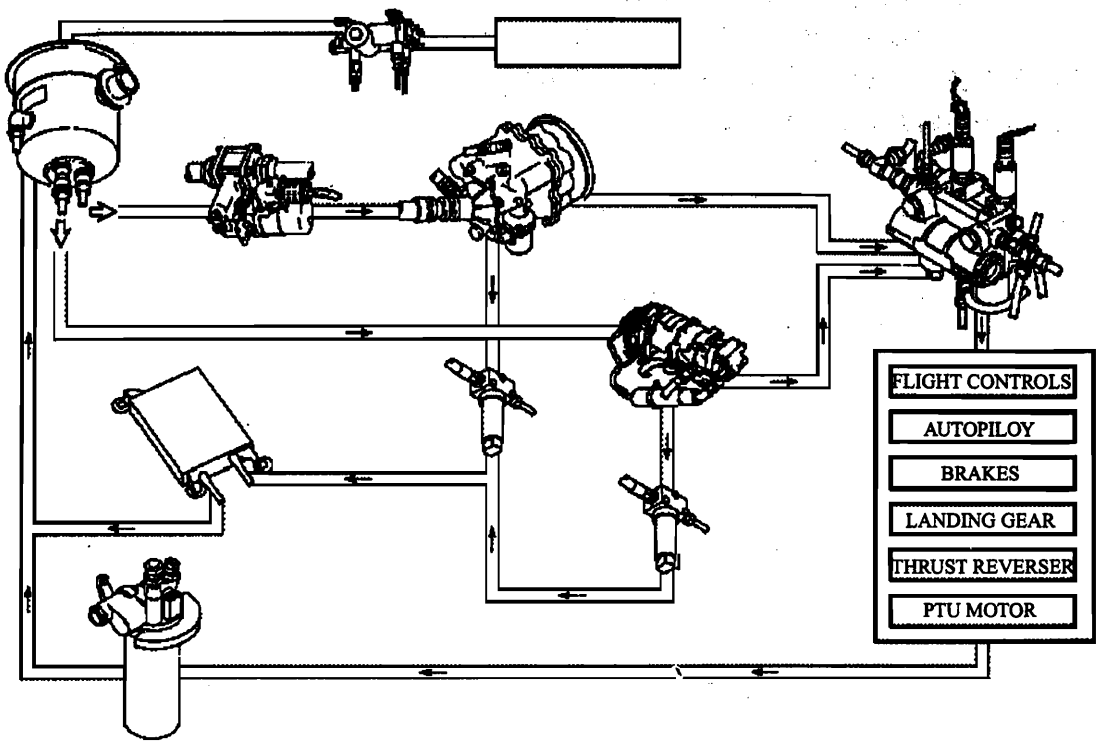
11. 如何计算飞机的空机重心？

12. 当空机重心处于空机重心的规定范围之内时，还需要进行前极限或后极限的重量与平衡验算吗？

13. 什么是压舱物？有哪几种形式？

14. 一架飞机空重为952.56kg，空机重心在+32.5处，进行了下列改装：①位于+73处的两个各重8.16kg的乘客座椅被拆除；②结构改进使+77处增加了7.72kg的重量；③在+74.5处安装了一套重量为11.34kg的座椅和安全带；④在+95处安装了一台重15.88kg的无线电设备。问新的空机重心位置如何？

第3章 液压系统



3.1 液压系统概述
3.2 液压油
3.3 液压源
3.4 液压动力元件
3.5 液压执行元件
3.6 液压控制元件
3.7 液压辅助元件
3.8 液压系统泄漏检查

3.1 液压系统概述

随着飞机的飞行速度和重量不断增大，用人力来操纵飞机和某些部件（如收放起落架、

襟翼等）日益困难。所以飞机上采用液压、电力驱动的部件日益增多。电力驱动的动作比较灵敏，但需用功率较大时，需要使用重量很大的电动机，而且电动机与被传动部件之间的连接也比较复杂，目前多用来传动需用功率较小或要求工作比较灵敏的部件。

飞机液压系统通常用来收放起落架、襟翼、减速板和操作机轮刹车以及操纵舵面的偏转。液压系统作为操纵飞机部件的一个系统，具有许多优点，如重量轻、安装方便、检查容易等。

3.1.1 液压传动原理

液压传动是一种以液体为工作介质，利用液体静压来完成传动功能的一种传动方式，也称容积式传动。在装满液体的密闭容器内，对液体的任一部分施加压力时，液体能把这一压力（压强）大小不变地向任何方向传递。这个原理称为帕斯卡定律。利用这个原理，可以制成一些省力的装置。如图3－1所示的密闭容器，只要在小活塞上施加较小的力 P_1，就可以在大活塞上支持住较大的重物 P_2。因为容器内的液体各部分的压力 p 是相等的，而两个活塞的面积 f_1 和 f_2 并不相等。

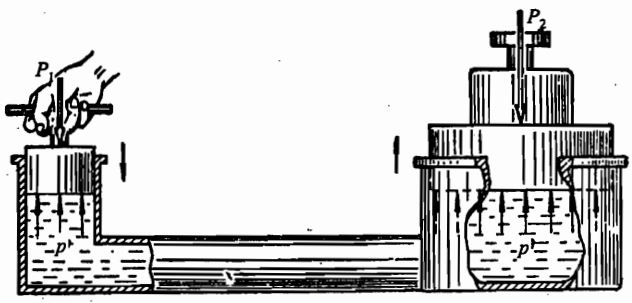


图3－1 液压传动示意图

液压系统的传力原理与上述情况相似。但是，要使系统中的油液能够推动附件做功，完成一定的传动动作，仅仅利用油液的传力是不够的，还必须使油液不断地向附件运动的方向流动。如图3－2表示液压传动的原理。液压泵在较小的面积上对油液施加压力，迫使油液

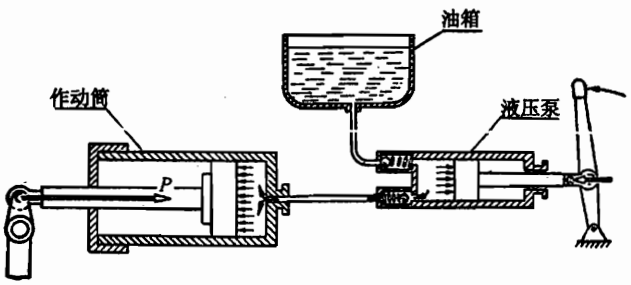


图3－2 液压系统的传动原理

不断地流入作动筒，推动活塞，使活塞杆伸出，以传动部件，如果不考虑油液在管路中的流动阻力，则油液压力的大小仅取决于活塞杆上载荷 P 的大小。载荷越大，油液压力就越大。由于液压泵的受压面积很小，而作动筒的活塞面积较大，所以，液压泵在原动力不很大的情况下，能使作动筒产生很大的传动力，去传动沉重的部件。油液在管路中的流动阻力，对油液压力也有影响。载荷一定时，作动筒内的油液压力是一定的，如果油液在管路中的流动阻

力增大，为了克服这一阻力，液压泵对油液施加的压力就要相应增大。传动过程中，油液流动阻力始终是存在的，因此，实际上系统中的油液压力并不是处处都相等的。

液压传动是以液体作为传递能量的介质而且必须在封闭的容器内进行。为克服负载，必须给油液施加足够大的压力，负载愈大所需压力亦愈大。这是液压传动中的一个基本原理——压力决定于负载，负载包括外负载和油液的流动压力损失。要完成一定的传动动作，仅利用油液传力是不够的，还必须使油液不断地向执行机构运动方向流动，单位时间内流入作动筒的油液的体积称为流量，流量愈大，活塞伸出的运动速度愈大，这又是液压传动中的一个重要规律——输出速度取决于流量。

3.1.2 液压传动功率

液压泵输出的油液进入作动筒推动活塞运动时，即对活塞做了功。如果传动过程中油液压力不变，且不考虑油液在管路中流动时的能量损失和渗漏等，则油液对活塞所做的功 A 可由下式给出

$$A = F \times S$$

式中：F——液压作用在活塞上的力；

S——活塞移动的距离。

油液在单位时间内对活塞所做的功叫做液压传动功率 N，即

$$N = \frac{A}{t} = F\frac{S}{t} = F v = P f v = P Q$$

即

$$N = P \cdot Q$$

式中，$\frac{S}{t}$为单位时间内活塞移动的距离，即活塞移动的速度，用 v 表示；$f v$ 为单位时间内流入作动筒的油液的体积，称为流量，用 Q 表示。

液压传动功率的大小决定于系统的工作压力（即油液压力）和流量。在其他情况相同的情况下，传动功率越大，传动速度越大。

目前，飞机的重量和飞行速度都在不断提高，液压系统传动部分的载荷相应增大，同时液压传动的速度也要求加快，因此，液压系统的传动功率日益增大。

提高系统的工作压力或增大油液流量都可以提高传动功率。但是，从减轻重量的角度来看，提高系统的工作压力比较有利。因为工作压力提高后，尽管作动筒和导管壁的厚度必须增加，但由于系统所需油量很少，而且作动筒等附件的尺寸可以减小，所以与增大流量相比，系统总的重量较轻。现代飞机液压系统的工作压力越来越高就是这个原因。目前飞机液压系统的工作压力达到 3000PSI（PSI 表示 lb/in^2）。当然液压系统工作压力的提高是有一定限度的。

3.1.3 液压系统的组成

目前对液压系统的分类方法主要有两种，一种是按组成系统的液压元件的功能类型划分；另一种是按组成整个系统的分系统功能划分。

(1) 按液压系统的功能划分

按液压系统的功能划分，液压系统主要由四种元件组成。

① 动力元件，指液压泵，其作用是将原动机的机械能（如电动机或发动机产生的机械

能）转换成液压能。

② 执行元件，其作用是将液体的压力能转换成机械能，如液压作动筒和液压马达。

③ 控制调节元件，即各种阀（或称活门）。用以调节各部分液体的压力、流量和方向，满足液压系统工作的要求。

④ 辅助元件，除上述各元件之外的其他元件都称为辅助元件，主要包括油箱、油滤、散热器、蓄压器及导管、接头和密封件等。

(2) 按组成系统的分系统的功能划分

从系统的功能来看，液压系统应分为两大部分。

① 液压源系统

液压源包括泵、油箱、油滤系统、冷却系统、压力调节系统及蓄压器等。现代民航客机上一般有三个隔离且独立的液压源系统。

②工作系统（或液压操作系统、用压系统）

它是利用液压源系统提供的液压能实现工作任务的系统。将执行元件和控制调节元件进行适当的组合，即可产生各种形式的运动或不同顺序的运动。例如，飞机起落架收放系统、液压刹车系统等。

3.1.4 简单液压系统的组成

一个简单液压系统的基本组成部件有：油箱、液压泵、安全活门、选择活门、作动筒等。液压油箱储存一定数量的液压油，液压泵把油液输送到各个传动部分。传动部分不工作时，液压泵还在不停地输送油液，为了避免系统压力过大，在输油管路上装有安全活门。当系统压力增大到一定数值时，油液可推开安全活门流回油箱。当选择活门在中立位置时，堵住来油路，传动部分不工作。工作时，把选择活门扳到某一工作位置，来油路便与作动筒的一端相通，油液经选择活门进入作动筒，推动活塞，并通过活塞杆带动部件。在传动过程中，活塞另一边的油液被挤出，经过选择活门流回油箱。

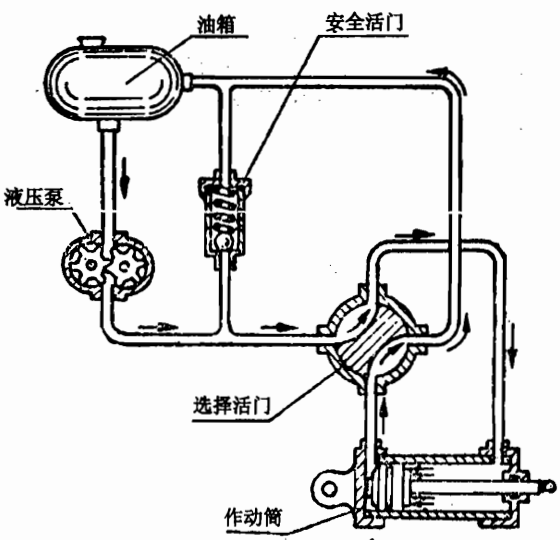


图 3-3 简单液压系统的组成

3.2 液压油

(液压系统使用的液体叫做液压油。液压系统的液压油主要是用来传递和分配油液压力去操纵各种部件的。液压油应能够在所有液压管道中流动，具有最小的阻力，并且必须是不可压缩的。它必须具有良好的润滑性能以减少液压部件的磨损，它必须对液压系统中的部件及密封件没有化学腐蚀作用。而且液压油必须在系统工作时不产生泡沫，因为进入液压系统内部的空气会使液压部件运动减慢，增加工作时间。)

3.2.1 黏性和黏度

液体流动时，由于液体分子之间内聚力和液体与固体壁面之间的附着力的作用，使液体各层的速度产生差异，液体相邻薄层之间的相对运动导致在它们之间产生内摩擦力，黏性是液体流动时内部产生摩擦力（内阻力）的一种性质。任何液体流动时，内部都会产生摩擦力，这种摩擦力的大小用黏度来标定。

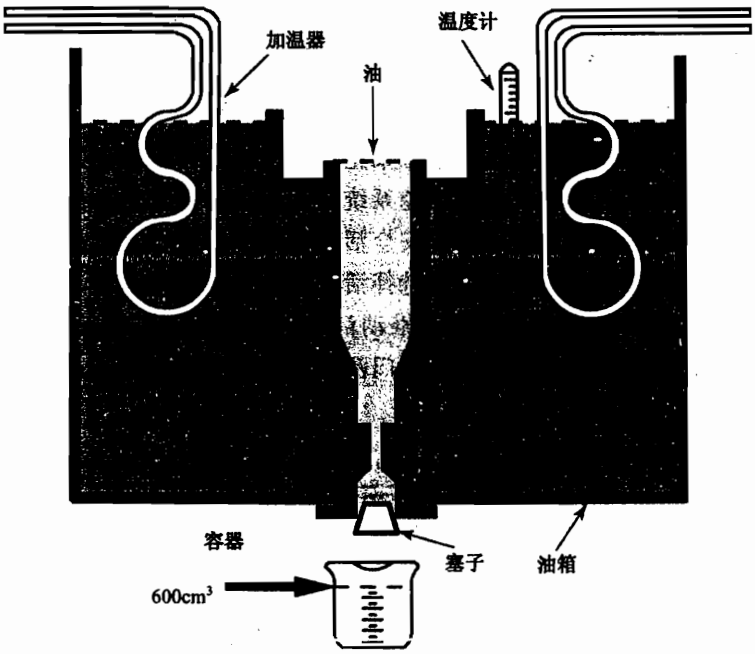


图 3－4 赛波特（Saybolt）通用黏度计

液体的黏度可用黏度计来测量。有几种黏度计，美国一般采用赛波特通用黏度计。此黏度计测定在特定温度下，一定量（60cm³）的油液通过一个标准长度和直径的小孔所需用的时间。此时间以秒为单位，其黏性读数可表示为 SSU（秒，通用赛波特）。中国和欧洲一些国家采用恩格列尔黏度计测量，它是在特定温度下，一定量油液（200cm³）通过一个标准长度和直径的小孔的时间与同体积蒸馏水流过同一小孔时间（约为 50～52s）的比值。此比值即为该油液的恩氏黏度（°E）。恩氏黏度越大，它在流动中内部产生的摩擦力也越大。

液体黏度的大小除了与液体的种类有关以外，还与其温度和压力有关。温度对液体黏度的影响很大。温度升高，液体黏度减小；温度降低，液体黏度增大。压力对液体黏度的影响

不大，只有在高压（210kgf/cm^2 以上）时，才有明显的影响，油液的黏度随压力的升高而增大。通常可认为液体的黏度不随压力变化。

液压油黏度的大小，直接影响着液压系统的工作质量。适合液压系统使用的油液必须具有足够的黏度，以便在油泵、活门和活塞处获得良好的密封。如果黏度过小，使液压系统密封效果差，油液容易渗漏，同时会使系统润滑效果变差，导致运动部件的磨损加剧和负荷加重。但如果液压油黏度过大，会造成过大的流动阻力，液体流动迟缓，传动动作慢，功率损失大和工作温度高，这些因素会加大运动部件负荷并使部件产生过度磨损。总之，油液黏度过大和过小都会导致运动部件磨损加剧和负荷加重。所以，液压油的黏度应适当，并且其黏度随温度的变化量应尽量小。

3.2.2 压缩性

液体的压缩性，是指液体所受的压力增大时其体积缩小的一种性质。一定体积的液体，在压力增量相同的情况下，体积的缩小量越小，则说明其压缩性越小。

实验证明，任何液体都是可压缩的，但可压缩的程度一般很小，因此，通常都认为液体是不可压缩的。

为了迅速传递压力，液压油的压缩性应尽可能小一些。液压油本身的压缩性是可以满足这一要求的。但是，如果液压油中含有气泡，其压缩性将显著增大，这样就会引起传压迟缓，甚至使液压系统的工作受到破坏。因此，要求液压油中不含有气泡。

3.2.3 润滑性

液体的润滑性，是指液体能够在两个附件的摩擦面之间形成一层“油膜”的特性。这层“油膜”遮盖着附件的表面，使它们的摩擦面不直接接触，因而可减小附件之间的摩擦力，并减少附件表面的磨损。

各种液体所能形成的“油膜”的厚度和牢固程度是不同的，因而它们的润滑能力也不同。“油膜”越厚，它对摩擦面上的不平滑部分就遮盖得越多，同时，摩擦面间各液层的相对流动速度也越小，所以附件表面的磨损和附件之间的摩擦力都越小，即液体的润滑性越好。“油膜”越牢固，在工作载荷作用下，“油膜”就越不容易破裂，液体的润滑性也越好。在液体中加入适量的添加剂，可以改善它的润滑性。液压系统是利用液压油来润滑的，所以液压油必须具有良好的润滑性。

3.2.4 机械稳定性

液体的机械稳定性，是指液体在长时间的高压作用（主要是挤压作用）下，保持其原有的物理性质（如黏性、润滑性等）的能力。液体的机械稳定性越好，在受到长时间的高压作用后，其物理性质的变化就越小。

大多数液体，尤其是矿物油，受到长时间的高压作用后，其分子结构会遭到破坏，黏度会减小。加有黏性添加剂的分子结构比较容易破坏，因此，黏度更容易减小。

液压油应具有良好的机械稳定性。因为液压油经常要在高压作用下通过一些附件的小孔和缝隙，如果它的机械稳定性不好，在使用过程中，黏度会很快减小，以致影响系统的工作。

3.2.5 化学稳定性

化学稳定性是液压油的一个非常重要的特性。化学稳定性主要是指液体抗氧化和抗变质的能力。

液压部件的运动会导致油液温度升高。油液的温度越高，它的氧化就越剧烈。油液氧化后，会产生一些黏稠的沉淀物，使油液的流动阻力增大，并使附件内的活动部件黏滞或堵塞通油孔。油液氧化后还会产生一种酸性物质，使金属导管和附件受到腐蚀，而腐蚀物又会使油液更快地变质。

油液受到空气、水、盐和其他杂质的作用会变质，一些金属如锌、铅、黄铜和纯铜，碰到某种油液时，将会发生化学反应。所以，液压油应具有良好的化学稳定性，并且不含杂质。另外，液压油应是中性的，即不呈酸性也不呈碱性，以免腐蚀系统的金属导管和附件，液压油对密封材料不应有腐蚀作用。

(1) 闪点

当油液产生足够量的蒸气而遇火苗时刹时点燃（或闪出火光），但不能维持燃烧，此时的温度称为闪点。液压油要求有高闪点，这是因为高闪点表明具有良好的防燃性和在正常温度下蒸发度低。

(2) 燃点

当油液产生足够的蒸气而遇到火花或火苗时，能点燃而持续燃烧起来，此时的油液温度称为燃点。液压油要求有高燃点。

3.2.6 液压油的种类

为了保证系统的正常工作和避免液压系统中的非金属元件的损坏，必须使用正确的油液。当向液压系统加油时，应使用飞机维护手册（AMM）中所规定牌号的液压油，或者使用油箱或附件的说明牌上所规定的油液牌号，如表 3－1 所示。

表 3－1 民航飞机上使用的三种液压油

液压油	颜色	适用密封圈	特点	组成
植物基液压油	蓝	天然橡胶	易燃	蓖麻油和酒精
矿物基液压油	红	合成橡胶	易燃	从石油中提炼
磷酸酯基液压油	浅紫	异丁橡胶	阻燃（有防火特性）	合成液压油

在民用飞机上通常使用三种液压油。

(1) 植物基液压油

植物基液压油（MIL－H－7644）由蓖麻油和酒精组成，有强烈的酒精气味。它与汽车刹车油液相似，但它们不能互换。这种油液用在最初的较老式的飞机上。油染成蓝色，以便识别。天然橡胶密封件适用于植物基液压油。假如这些密封件上沾染有矿物基液压油或磷酸酯基液压油，则密封件将发生膨胀、损坏，以致堵塞系统。系统可用酒精冲洗。这种类型的油液是易燃的。

(2) 矿物基液压油

矿物基液压油(如 MIL－H－5606)是从石油中提炼出来的，被染成红色，以利识别，因而也称红油。它基本上是煤油类型的石油产品，具有良好的润滑性能，加入各种添加剂，能阻止泡

沫产生，防止腐蚀。它的化学性质是非常稳定的，随着温度变化，黏度变化很小。使用这种油液的系统可用石油、矿物油、溶剂油来清洗。氯丁橡胶密封件和软管可以用MIL－H－5606油液，这种类型的油液也是易燃的。使用中不能与植物基和磷酸酯基液压油混合。

（矿物基液压油广泛用于轻型飞机刹车系统、液压动力系统和缓冲器中。）

（3）磷酸酯基液压油（合成液压油）

这种非石油基的合成液压油具有防火特性，于1948年用于高性能的活塞发动机和涡轮螺旋桨飞机上。将这种液压油喷向6000℃的焊接火焰进行耐火试验，不会持续燃烧，偶尔会出现闪燃。试验证明，非石油基液压油（Skydrol^R）不助燃，仅在超高温的情况下出现闪燃。这种液压油之所以不会传播火焰是因为它的燃烧被限定在热源附近，一旦除去热源或油液流动离开热源，就不会发生闪燃或持续燃烧。

当今常用的磷酸酯基液压油主要有：Skydrol^R－500B，浅紫色，具有较好的低温工作特性和低腐蚀性；Skydrol^R－LD，浅紫色，低重量液压油，主要用于重量为主要因素的大型运输机上。

Skydrol液压油，浅紫色，比水稍重，具有非常好的防火特性，在－65～225°F的很大温度范围内可持续工作。

但Skydrol液压油对大气中水的污染非常敏感，必须严加密封。当将Skydrol用于系统中时，必须极度小心，只能使用正确型号的密封件和软管。Skydrol系统可以用三氯乙烯来冲洗。

（磷酸酯基液压油广泛用于现代飞机的液压系统。）

3.2.7 液压油的使用和注意事项

（1）油液的混合

由于植物基、矿物基及磷酸酯基液压油各自的成分不同，因而不能相互掺合。不同的液压油使用不同的密封件。若一架飞机的液压系统加错了液压油，应立即放净并清洗系统，然后依照制造厂的说明书对密封件进行处理。

（2）液压油与飞机材料的相容性

液压油会对某些飞机材料产生腐蚀作用。采用Skydrol的飞机液压系统，只要油液不受到污染，一般不会明显影响飞机上的普通材料，如铝、银、锌、镁、镉、铁、不锈钢、黄铜、铬和其他材料。

合成液压油中的磷酸酯基、热溶塑胶树脂，包括乙烯树脂制品、硝基漆、油基漆、漆布和沥青都可以与Skydrol液压油起化学作用并软化。Skydrol液压油也会侵蚀聚氯乙烯，而且不能滴到电子线路上，因为它会破坏电子线路的绝缘材料。然而，这个化学作用需要较长的时间，如果能及时用肥皂水冲洗溢出来的油液就不会损坏上述的材料。

Skydrol与天然纤维和许多人工合成物(如尼龙和聚酯)相容，并且在许多飞机上被广泛应用。

用在石油基液压油系统内的氯丁（二烯）橡胶或丁腈橡胶制的密封件，不适合用于使用Skydrol油液的系统。Skydrol油液系统中的密封件必须使用异丁（烯）橡胶或乙烯—丙烯合成橡胶密封件。

（3）健康和处置

在正常使用时，液压油不会对人体的健康带来损害。但如果液压油接触到人体的皮肤，会产生腐蚀作用。一旦液压油接触到皮肤或沾到眼睛里，必须迅速用大量清水冲洗，根据情况进行医治。

当进行液压系统的维护时，应穿戴橡皮手套等防护设备，以防止液压油接触到人体。

3.3 液压源

液压源的作用是向用压系统提供具有一定流量的液压油，以进行助力操纵。现代飞机上都有液压源系统，以满足飞行操纵、起落架收放、前轮转弯、刹车、反推力装置等工作的需要。

现代飞机上都有几个独立的液压源系统，以保证供压的安全可靠。双发飞机一般有三个独立的液压源系统，如 A320、波音 737、波音 757、波音 767。而波音 747 有四台发动机，它有四个独立的液压源系统。所谓独立的液压源系统是指每个液压源都有单独的液压元件，并可以独立向用压系统提供液压。

不同机型上液压源系统的名称有所不同，如在 A320 上分为绿、黄和蓝液压系统，在波音 737 飞机上分为 A、B 及备用液压系统，而波音 757、波音 767、波音 777 飞机上都命名为左、中和右液压系统。在上述飞机上都有三个独立的液压源系统，波音 747 飞机上有四个独立的液压系统。表 3－2 给出了上述飞机的液压源系统。

表 3－2 几种民航客机的液压源系统液压泵的分配情况

机型	液压源系统			
A320	绿液压系统	蓝液压系统	黄液压系统	
	EDP（1）	ACMP（1） RAT（1）	EDP（1） ACMP（1） 辅助手摇泵（1）	
波音 737－300	A 液压系统	备用液压系统	B 液压系统	
	EDP（1） ACMP（1）	ACMP（1）	EDP（1） ACMP（1）	
波音 757	左液压系统	中央液压系统	右液压系统	
	EDP（1） ACMP（1）	ACMP（2） RAT（1）	EDP（1） ACMP（1）	
波音 767	左液压系统	中央液压系统	右液压系统	
	EDP（1） ACMP（1）	ACMP（2） ADP（1） RAT（1）	EDP（1） ACMP（1）	
波音 777	左液压系统	中央液压系统	右液压系统	
	EDP（1） ACMP（1）	ACMP（2） ADP（2） RAT（1）	EDP（1） ACMP（1）	
波音 747	系统 1	系统 2	系统 3	系统 4
	EDP（1） ADP（1） 辅助电动泵（1）	EDP（1） ACMP（1）	EDP（1） ACMP（1）	EDP（1） ADP（1） 辅助电动泵（1）
说明	EDP：ENGINE DRIVEN PUMP（发动机驱动泵） ACMP：ALTERNATING CURRENT MOTOR PUMP（交流电动泵） RAT：RAM AIR TURBINE（冲压空气涡轮泵） PTU：POWER TRANSFER UNIT（动力转换组件） ADP：AIR DRIVEN PUMP（空气驱动泵）			

液压源系统的基本组成部分是：液压油箱及油箱增压系统、液压泵、压力组件、回油组件、液压指示系统、地面勤务系统、液压管路。液压管路主要包括：供油管路、压力管路和回油管路，而回油管路又包括油泵壳体回油管路和系统回油管路。

3.3.1 油箱及油箱增压系统

（1）液压油箱

液压油箱的主要作用是存储液压油，并有足够的气体空间保证液压油有足够的膨胀空间。液压油的体积变化是由热膨胀和作动筒工作引起的。现代飞机的液压油箱都是增压密封的。这是为了在泵的进口提供正的液体压力，防止在高空低压环境下，液压泵进口的压力过低而导致气穴现象。

液压油箱通常是圆形或椭圆形（胶囊形）的，油箱外部有增压空气接头、供油管路接头和回油管路接头。

增压空气接头用于连接油箱增压组件，以进行油箱增压。

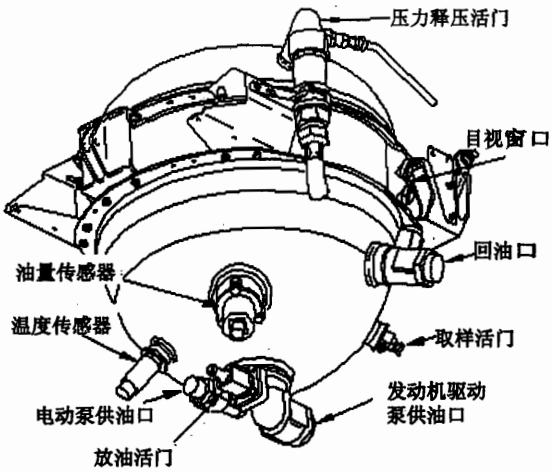


图3-5 液压油箱

供油管路接头连接油箱与液压泵，回油管路接头连接系统及液压泵壳体回油管路。在油箱的底部有放油活门，如图3-5所示。

油箱上有释压活门，用于释放过高的压力，保护油箱结构。

油箱内油量传感器的作用是将油箱内的油量信号输送到驾驶舱。在油箱上有油量表（有的飞机上是目视窗口）用于地面加油时指示油量。在有些飞机液压油箱上还有取样活门，用于提取液压油油样。

(2) 油箱增压系统

油箱增压系统的作用是保证液压泵的进口压力，防止在高空低压的工作情况下液压泵进口的压力过低而导致气穴现象。现代飞机的油箱增压通常是通过发动机压气机的引气进行增压，也可以从APU引气。如图3-6所示，油箱增压系统主要功能部件有：单向活门、空气过滤器、安全释压活门、人工释压活门、压力表、地面增压接头等。人工释压活门用于在地面维护时人工释放油箱内的压力。地面增压接头用于使用地面气源对液压油箱进行增压。限

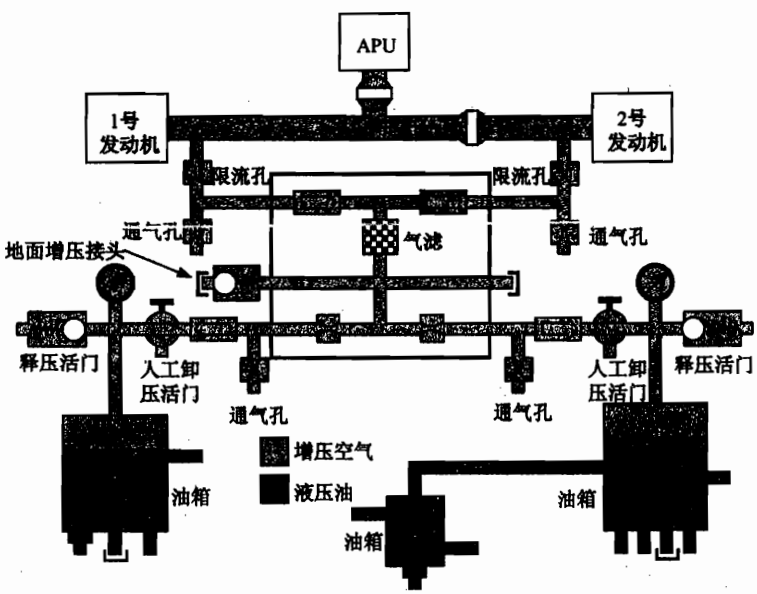


图3-6 典型飞机液压油箱增压系统

流孔用于当下游管路破裂时，防止引气管路压力大量漏失。通气孔的作用是将引气中的杂质排出油箱通气系统。

3.3.2 液压泵

现代民航客机上通常有数个独立的液压源系统，每个独立的液压源系统中都有 1～5 个液压泵。表 3－2 给出了几种民航客机上的液压源系统与液压泵的数量。

（1）液压泵按不同动力源的分类

液压泵按照动力源的不同主要有 6 种形式：发动机驱动泵（EDP）、电动泵（ACMP）、空气驱动泵（ADP）、冲压空气涡轮驱动泵（RAT）、手摇泵和动力转换组件（PTU）。

发动机驱动泵（EDP）安装于发动机附件传动齿轮箱的安装座上，发动机转子通过附件传动齿轮带动发动机驱动泵转子转动。EDP 是由发动机转子驱动的，如果发动机转动，则 EDP 就会转动；发动机停车，则 EDP 停止工作。

空气驱动泵（ADP）是由气源系统的引气驱动的。如图 3－7 所示，空气驱动泵组件包括：调节关断活门、涡轮齿轮组件及空气驱动泵，当调节关断活门打开时，气源系统的引气驱动涡轮并带动泵转子转动。飞机上的 EDP 和 ADP 通常是完全相同、可以互换的。

电动泵（ACMP）是由 115V 交流电机驱动的，由控制电门控制其转动。

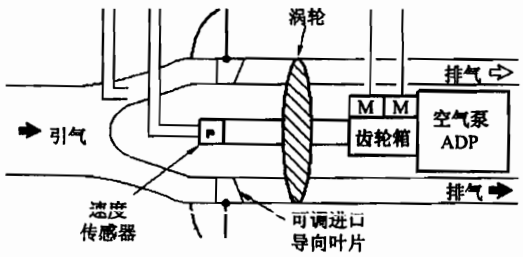


图 3－7 空气驱动泵（ADP）

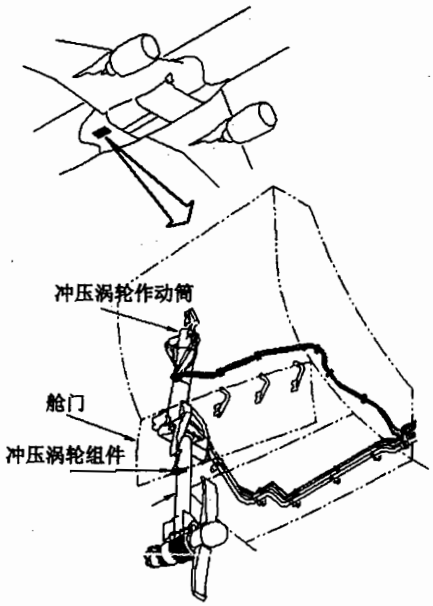


图 3－8 冲压涡轮驱动泵（RAT）

冲压空气涡轮泵（RAT）用于提供应急压力源以作动飞行操纵系统，也可以作为应急电力源。在正常情况下，RAT 是收进的，飞行中当满足某些条件时（例如失去三个液压源时），可以自动放出；RAT 也可以人工放出。冲压涡轮作动筒用于收放冲压涡轮组件，它是单作用式作动筒，依靠弹簧力放出，液压力收进，其内部有一个机械锁，使其保持在收进位置。应急工作时，冲压涡轮作动筒内部的机械锁打开，在弹簧力的作用下放出冲压涡轮组件。当冲压涡轮组件放出后，飞机飞行中的冲压空气驱动冲压涡轮转动，从而带动泵转子转动。

手摇泵是一种人力驱动泵，主要用于地面操纵某些部件工作。

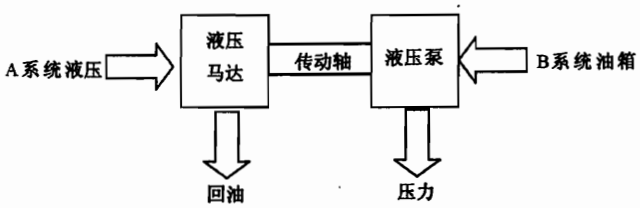


图3-9 动力转换组件（PTU）的工作原理

动力转换组件（PTU）是一种特殊形式的液压泵，它实际上是一个液压马达和泵的组合件。在工作时，利用某一个液压源系统（A系统）的液压驱动PTU中的液压马达转动，液压马达带动泵转子转动，从而驱动另一个液压系统（B系统）的液压油。大多数现代飞机上的PTU都是单向作用的，但也有双向作用式PTU，如A320飞机液压系统，可以实现绿、黄液压系统的双向作动，也就是说可以用绿系统液压驱动液压马达转动，从而增压黄液压系统的油液；也可以由黄系统的液压去驱动液压马达转动，从而增压绿液压系统的油液。

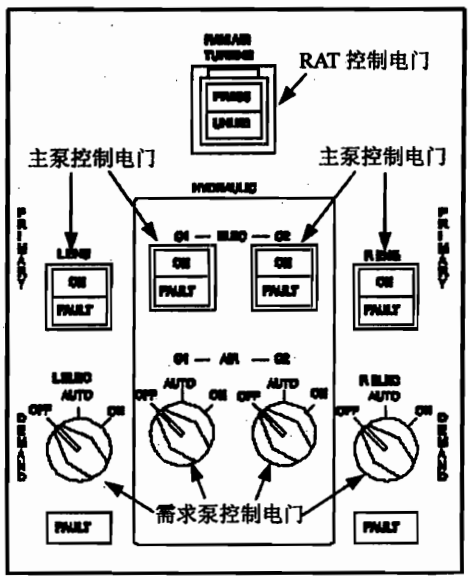


图3-10 液压源系统控制面板

（2）液压泵按不同工作方式的分类

按工作方式的不同，液压泵分为四种类型：主液压泵、需求泵、应急泵和辅助泵。

主液压泵在液压系统开始工作时持续工作，所以主液压泵的电门一般只有ON和OFF两个位置，在有些飞机上使用电门灯（Switch Light）式控制电门，即控制电门本身又是指示灯，通常为按压式的。现代飞机上大多采用发动机驱动泵（EDP）或电动泵（ACMP）作为主液压泵。

需求泵一般只有在需要时才工作。需求泵的控制电门一般有三个位置，即：ON、AUTO和OFF。当将需求泵的控制电门放在AUTO位时，需求泵在供压压力低于某一极限时会自动投入工作，在供压压力较高时停止工作。如果将控制电门放在ON的位置，需求泵也可以持续工作。现代飞机上大多采用电动泵（ACMP）或空气驱动泵（ADP）作为需求泵。

冲压涡轮泵（RAT）常作为飞机应急压力源，它可以自动放出，也可以人工放出，用于应急供压和供电。除了在波音737飞机上没有RAT外，其他机型像A320、波音757、波音767、波音777、波音747飞机液压系统都采用RAT作为应急压力源。

辅助泵主要是为满足在地面操纵某些部件的特殊需要而设置的，辅助泵多采用手摇泵或电动泵。A320飞机黄液压系统上的辅助泵采用的是手摇泵，主要用于操纵货舱门。在波音747 1号及4号液压系统中各有一个电动泵作为辅助泵，一个辅助泵用于在拖飞机时提供转弯压力；另一个用于在拖飞机时提供刹车压力。

如图3-11、图3-12、图3-13、图3-14所示，每一液压系统中的液压泵都是并联的。主液压泵和需求泵是并联工作的，它们可以同时向用压系统供压。尽管传动动力不同，EDP（发动机驱动泵）和ADP（空气驱动泵）是完全相同的，而且是可以互换的。当发动机工作时，EDP就持续运转，气源系统向ADP提供动力。

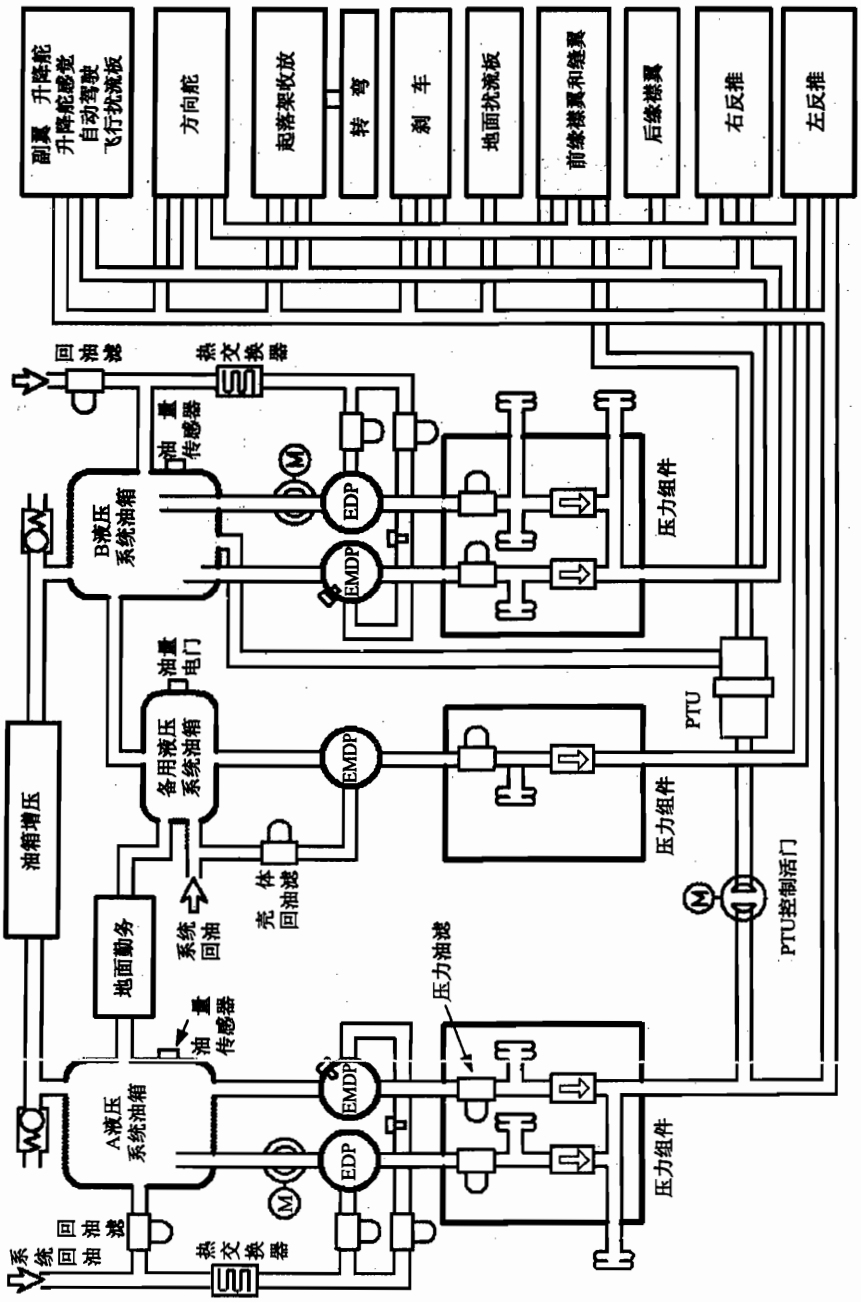


图 3－11 波音 737 飞机液压源系统

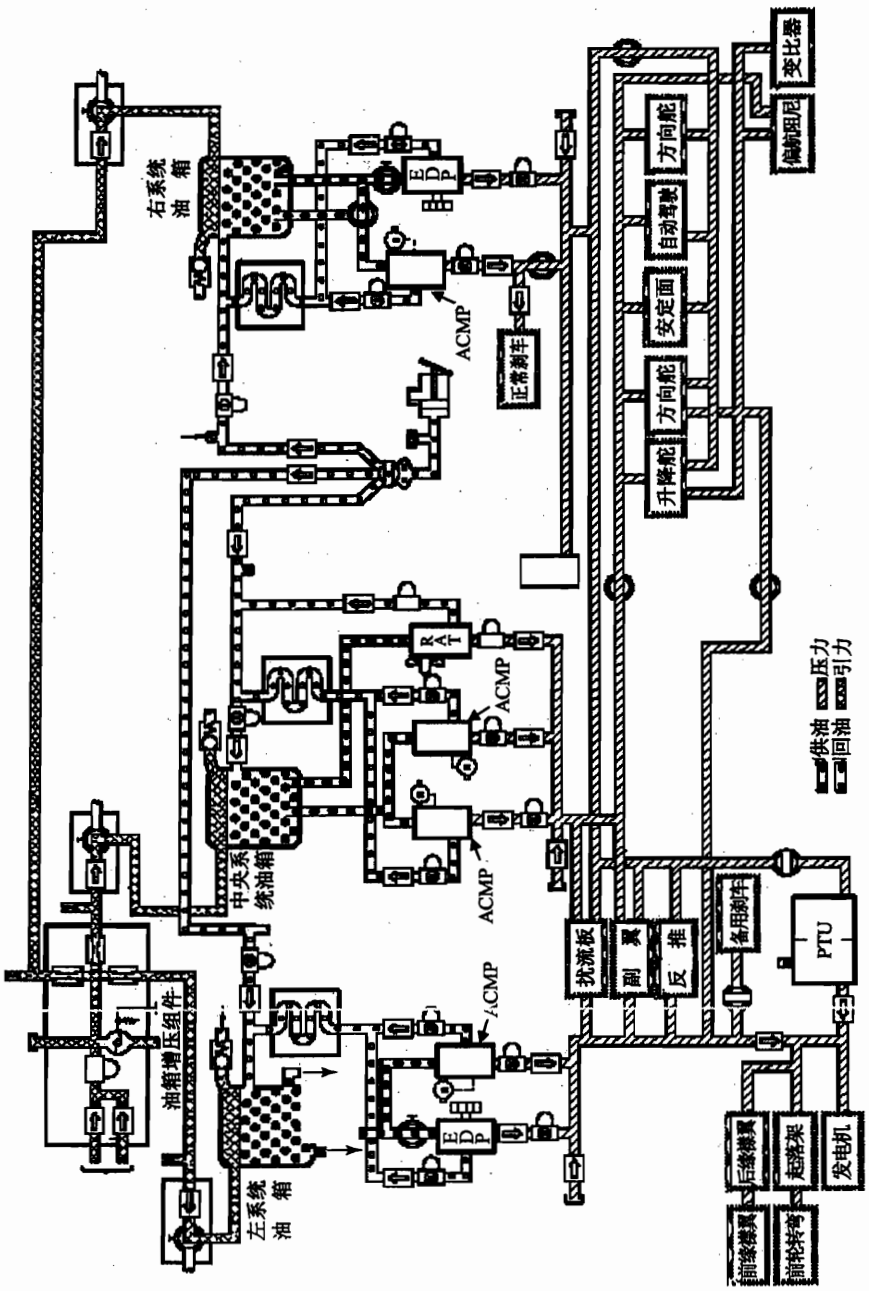


图3－12　波音757飞机液压源系统

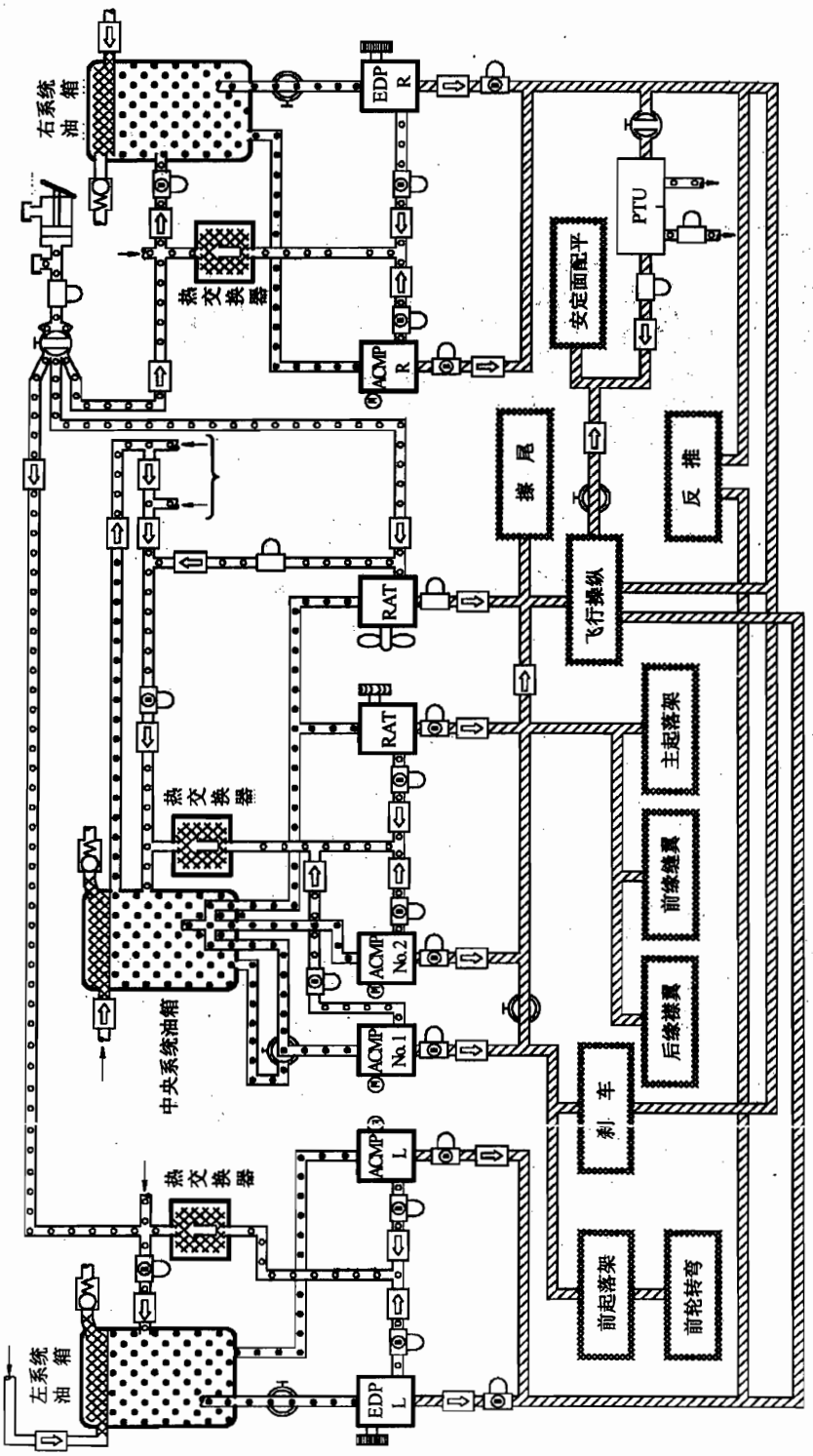


图 3－13 波音 767 飞机液压源系统

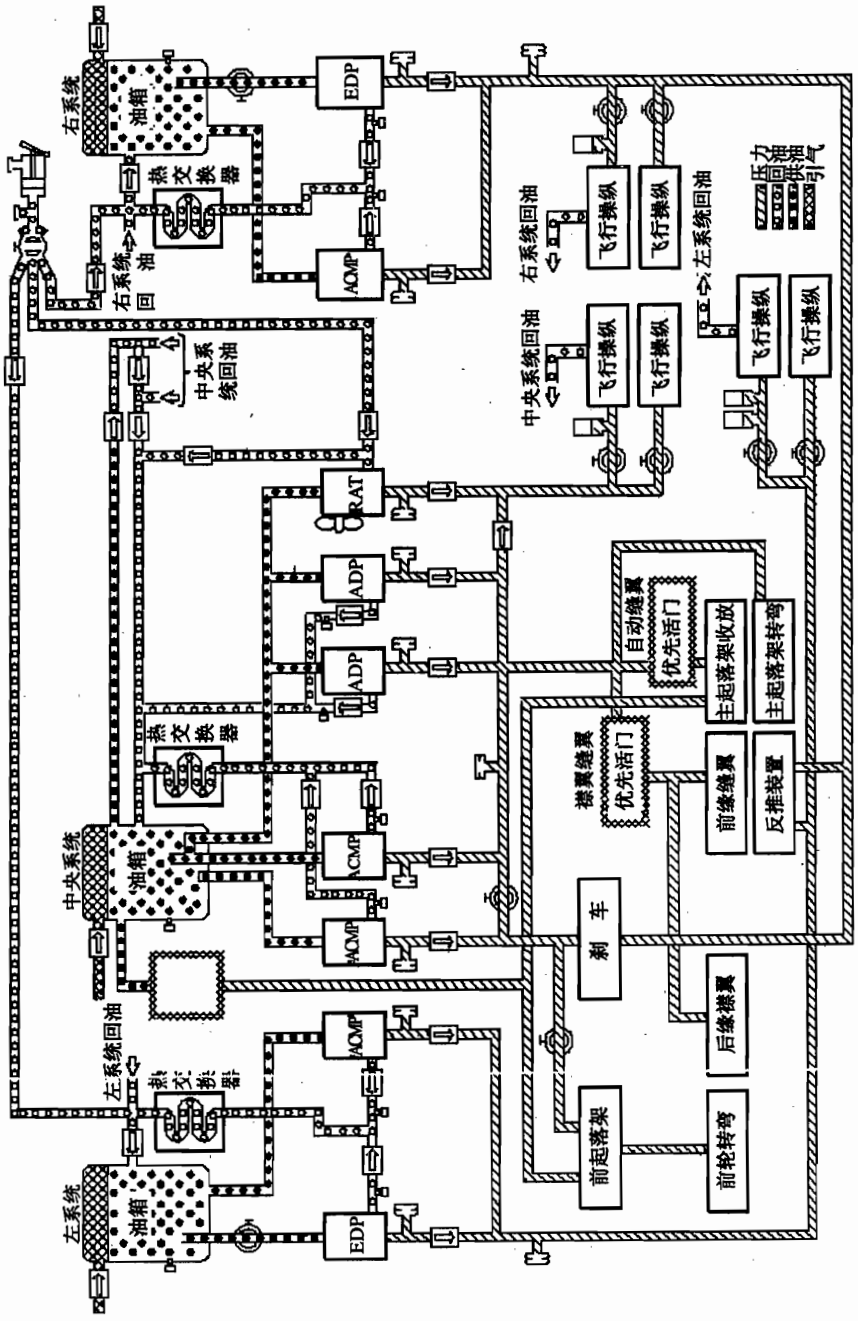


图 3－14　波音 777 飞机液压源系统

3.3.3 压力组件

压力组件（又称为过滤组件）是把一些液压元件组装在一起形成的组件，如图 3－15 所示，压力组件内主要包括：单向活门、油滤、释压活门、压力及温度传感器、地面压力接头等，不同型号的飞机其压力组件的组成元件会有所不同，即使同一架飞机内不同液压源系统内的压力组件的组成元件也可能各不同。压力组件位于液压泵的出口管路，即压力管路，它的主要作用是过滤和分配液压泵出口的液压到各用压系统。

3.3.4 回油组件

如图 3－15 所示，回油组件位于回油管路，它的主要组成元件是油滤、单向活门、旁通活门等。其主要作用是过滤及引导返回油箱的油液。回油组件内部的两个单向活门并联反向安装，形成一个负压环。它的主要作用是在当前系统不增压的情况下，允许油液从油箱流过回油组件，防止出现气隙（低压而导致原溶于液压油中的气体逸出）和油滤反冲现象。

3.3.5 液压管路

液压源系统的各部件都是通过液压管路相互连接的。液压源系统液压管路主要包括：供油管路、压力管路和回油管路。

（1）供油管路

供油管路是连接液压油箱与液压泵进口之间的管路，属于低压管路。在通往发动机驱动泵（EDP）的供油管路上有一个供油关断活门（如图 3－15 所示），也叫防火关断活门。防火关断活门是常开活门，即在正常情况下是打开的。当发动机出现火警，驾驶员提起灭火手柄（或电门）准备灭火时，防火关断活门就会关闭，从而切断供往发动机驱动泵（EDP 安装于发动机附件传动齿轮箱的安装座上）的液压油，以利于发动机灭火。

（2）压力管路

压力管路是液压泵出口到传动部件之间的管路，属于高压管路。压力组件即位于此段管路，其压力将会输送到对应的用压系统。

（3）回油管路

回油管路包括系统回油管路和油泵壳体回油管路。系统回油是指从传动部分返回的油液，它最终将返回油箱。油泵壳体回油管路用于输送液压泵的润滑和冷却的油液返回油箱，液压泵就是利用液压油进行润滑和冷却的。由于液压泵的高速转动，油泵润滑和冷却的油液的温度会很高，因而，在油泵壳体回油管路上，常安装有热交换器（或称散热器）（如图 3－16所示），用于降低液压油的温度。现代飞机使用的大多是燃油—液压油热交换器，即通过燃油与液压油的热交换，降低液压油的温度。

飞机液压系统中的油滤主要位于压力管路、油泵壳体回油管路和系统回油管路。压力管路上的油滤位于油泵出口，用于保护工作系统，滤掉泵工作时产生的污物。油泵壳体回油总管上的油滤用于滤除液压泵磨损等产生的污物。系统回油管路上的油滤是在工作系统回油进入油箱前过滤油液，其作用是保护泵，滤掉工作系统中产生的污物。

3.3.6 液压指示系统

液压指示系统主要包括液压控制面板上的警告灯，以及有些飞机上的EICAS（Engine

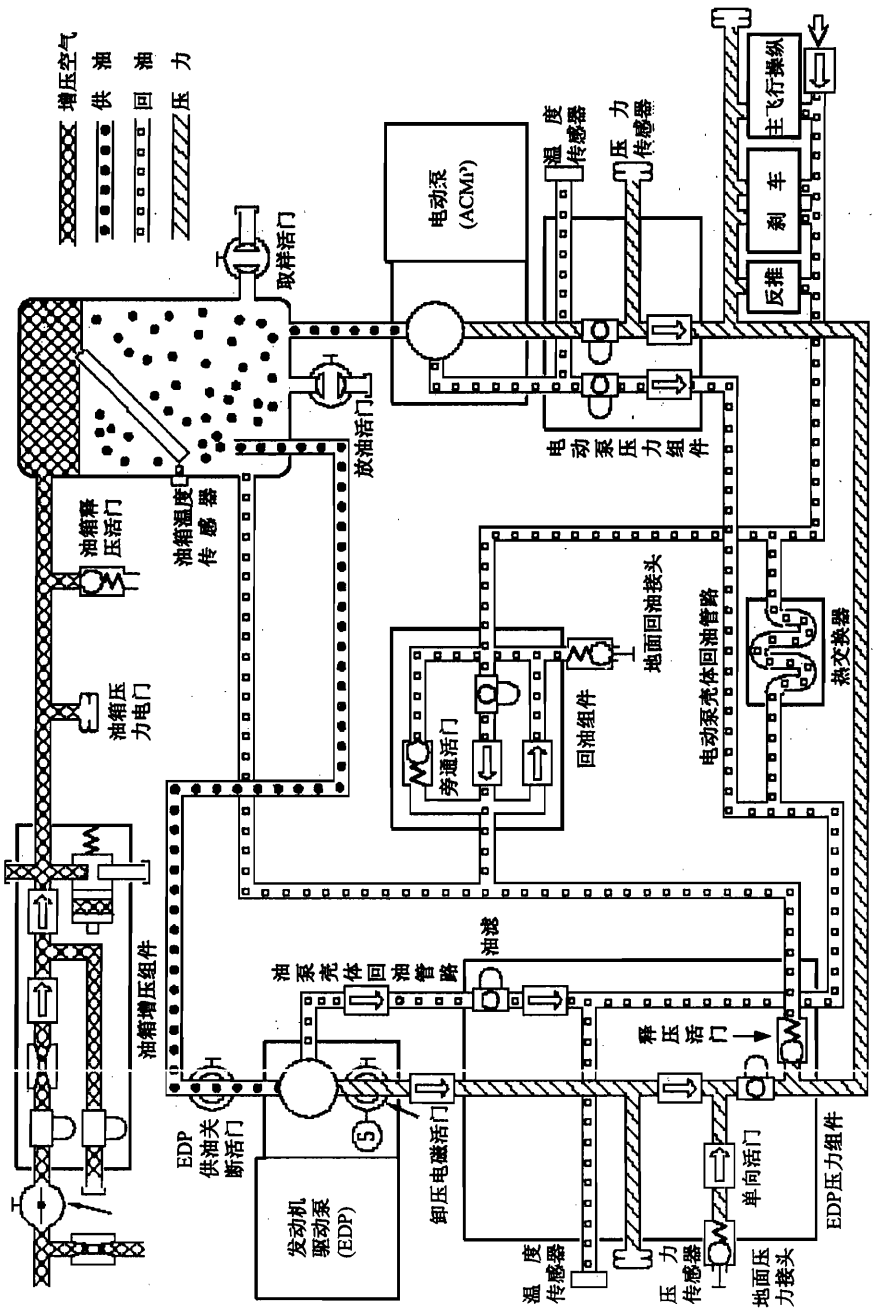


图3-15 典型飞机液压源系统

Indicating and Crew Alerting System）信息。指示系统主要是监控液压油的压力、温度、油量以及液压油箱空气压力。）

3.3.7 地面油箱灌充设备

（地面油箱灌充设备用于地面液压油箱的灌充。一般有两种灌充方式：人工方式和压力灌充。人工灌充利用手摇泵进行灌充，而压力灌充则利用地面液压车进行灌充。）

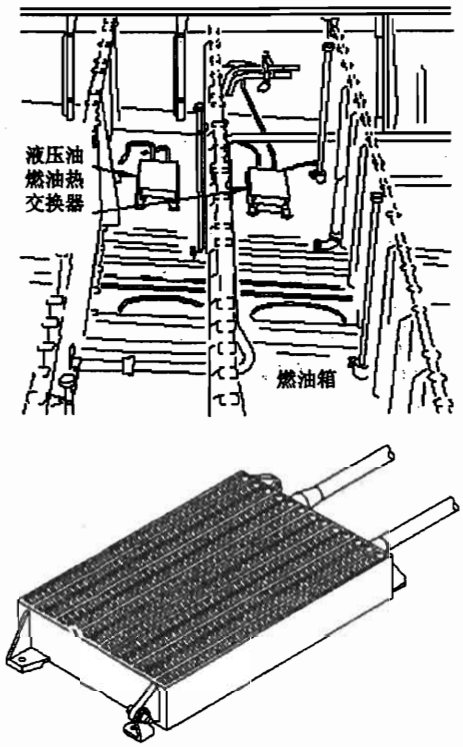


图3－16 液压系统热交换器

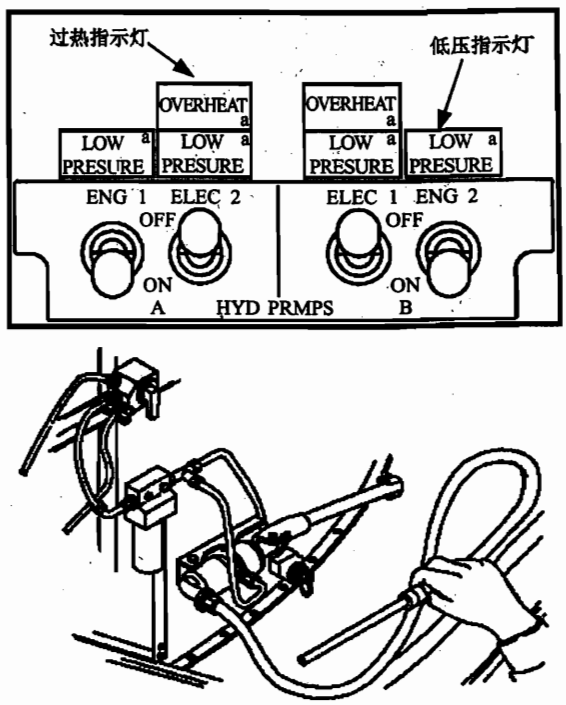


图3－17 液压油箱灌充设备

3.4 液压动力元件

（液压系统使用的动力源为液压泵。液压系统使用的液压泵都是容积式液压泵，所谓容积式液压泵就是在泵内部的部件都会形成多个空间（称为工作腔），当液压泵工作时，此工作腔的容积会发生变化。当工作腔的容积增大时，工作腔内部压力减小，此时工作腔与吸油窗口相通，大气压力就会迫使油箱中的液压经吸油窗口进入工作腔内，这就是吸油过程；当工作腔容积减小时，工作腔中吸入的油液受到挤压，此时工作腔与一个排油窗口相通，其中的油液就会从排油窗口排出，从而完成排油过程。液压泵就是通过不断的吸油和排油过程输出液压能的。）

容积泵按结构形式可分为：柱塞泵、齿轮泵、叶片泵。齿轮泵一般为定量泵（即供油量不可调节），适用于中高压以下压力等级的系统。对于高压系统，大都采用柱塞泵，现代大中型民航客机液压系统中大多采用柱塞泵。

3.4.1 手摇泵

（手摇泵是一种由人力驱动的液压泵。在一些小型飞机上，它通常只在主液压泵损坏时

作应急用，或在主液压泵的供油量不能满足需要时，作为辅助液压源。此外，当飞机在地面停放时，还可以利用手摇泵向系统供油。现代飞机通常仅在地面使用手摇泵。

如图3-18所示，手摇泵由壳体、柱塞、进出口单向活门和手柄等组成。当向左摇动手摇泵手柄时，柱塞向右运动，工作腔容积增大，压力减小，进口单向活门打开，把油吸入，此时出口单向活门关闭；当向右摇动手摇泵手柄时，柱塞向左运动，工作腔容积减小，压力增大，出口单向活门打开，把油挤出，此时进口单向活门关闭。柱塞往返一次的出油量等于柱塞的工作面积与其行程的乘积。通过工作腔容积的变化来吸油和挤油。此类型的手摇泵仅在排油行程供油，而在吸油行程不供油，因而也称为单作用式手摇泵。

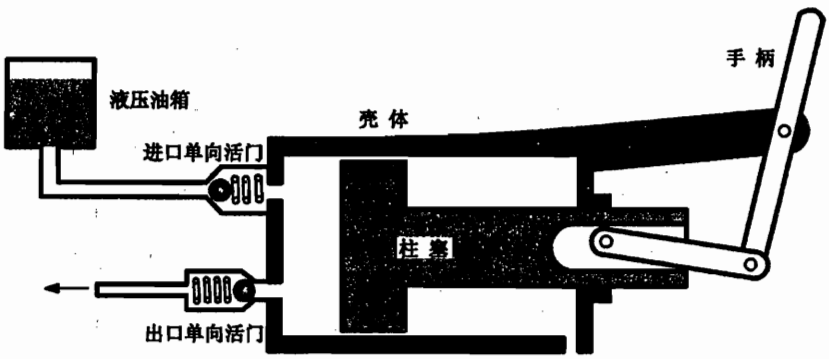


图3-18 单作用式手摇泵

图3-19所示为一种双作用式手摇泵，它在每一个行程都有油液输出。它由缸筒和两个接头、一个活塞、两个单向活门（进口单向活门和中心单向活门）和一个作动手柄组成。

当向左摇动手柄时，活塞向左移动，B腔压力升高，进口单向活门关闭，中心单向活门

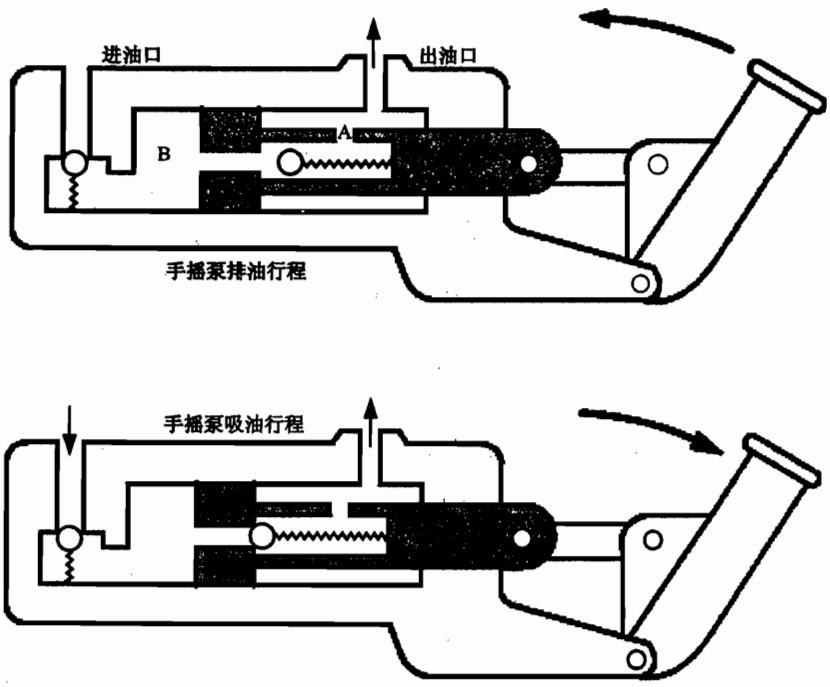


图3-19 双作用式手摇泵

打开，允许油液通过活塞。由于活塞的左端面积大于其右端面积，部分油液通过出口排出。

当向右摇动手柄时，活塞在缸体内向右运动时，中心单向活门关闭（由于活塞 A 腔的压力增大，B 腔的压力减小），通过进口单向活门将油液吸入。与此同时，在活塞 A 腔的油液通过出油口排出。

3.4.2 柱塞泵

柱塞泵按柱塞排列的方式不同，分为轴向式柱塞泵和径向式柱塞泵。

3.4.2.1 径向式柱塞泵

如图 3－20 所示，径向式柱塞泵由壳体、油缸主体、配油轴、若干个柱塞和弹簧（图中未标出）等组成。配油轴固定在壳体上，它的左腔与进油口相通，右腔与出油口相通；油缸主体由传动轴带动，它相对于壳体是偏心的，因此，当它转动时，柱塞在油缸内作径向的往返运动。第一个柱塞从位置 1 转到位置 2 的过程中，工作腔的容积逐渐增大，这是吸油过程；从位置 2 转回到位置 1 的过程中，工作腔的容积逐渐减小，这是注油过程。油缸主体每转一圈，每个柱塞完成一次吸油和注油。径向式柱塞泵每转一圈的出油量等于各柱塞在一圈运动中注油量的总和。

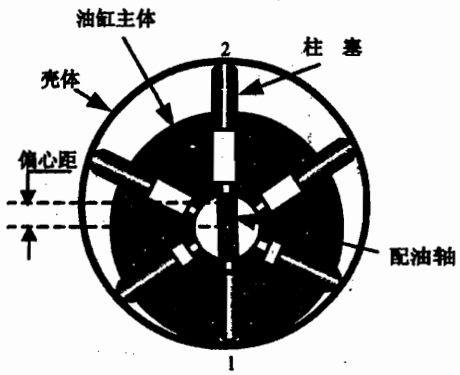


图 3－20 径向式柱塞泵原理图

在柱塞的直径和数目一定情况下，径向式柱塞泵的流量除了与它的转速有关外，还与偏心距有关。改变油缸主体的偏心距，就可以调节泵的流量。

3.4.2.2 轴向式柱塞泵

轴向式柱塞泵按其结构特征可分为直轴式（斜盘式）和斜轴式（摆缸式）两大类。

（1）斜盘式轴向柱塞泵

如图 3－21 所示，斜盘式柱塞泵由壳体、转子（驱动轴、缸筒、柱塞）和斜盘等组成。壳体端面有配油盘，配油盘上的两个弧形槽分别与进油口和出油口相通；缸筒体内安装着若干个柱塞（一般有 7 个或 9 个），沿圆周方向均布在缸筒体内，并能在其中滑动。斜盘固定

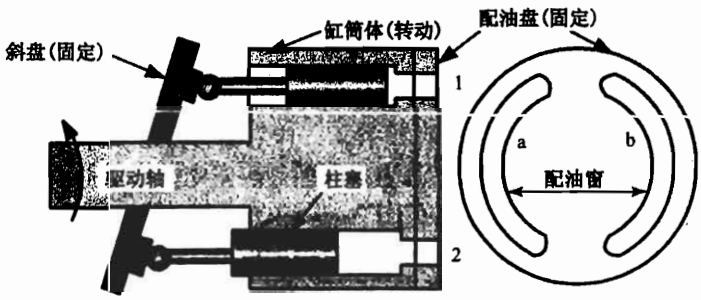


图 3－21 斜盘式轴向柱塞泵的原理图

在壳体上，并与转动轴线的垂线成一定的夹角，此夹角称为“斜盘倾角”，斜盘不随转子转动。柱塞腔内有弹簧（图中未标出），它一方面将柱塞顶在斜盘上，以便吸油，另一方面将转子压在配油盘上，使之密封。当转子转动时，驱动轴带动缸筒体转动，柱塞也随之旋转，同时柱塞在油缸内作轴向的往返运动，柱塞端部始终紧靠在斜盘上。每一个柱塞从位置 1 转

到位置2的过程中，逐渐向外伸出，工作腔容积增大，把油吸入；从位置2转到位置1的过程中，柱塞被斜盘压回，工作腔容积减小，把油挤出。转子每转一圈，每个柱塞完成一次吸油和注油。改变斜盘角度，就可以改变柱塞的行程，从而改变泵的供油量，因而起到变流量的作用。

（2）摆缸式轴向柱塞泵

摆缸式轴向柱塞泵的特点是：转子轴线与传动轴轴线之间成一个角度；转子及其各缸筒体内的柱塞分别用带万向接头的连杆与传动轴相连。如图3－22、图3－23所示，转子转动时，传动轴带动缸筒体和柱塞一起旋转，当某一柱塞从位置2转到位置1的过程中，其工作腔容积逐渐增大，完成吸油行程；当某一柱塞从位置1转到位置2过程中，其工作腔容积逐渐减小，完成挤油行程。柱塞能在缸筒内作相对的往返运动，进行吸油和注油。柱塞的行程由转子轴线的倾斜角决定。改变转子轴线的倾斜角，就可以调节泵的流量。

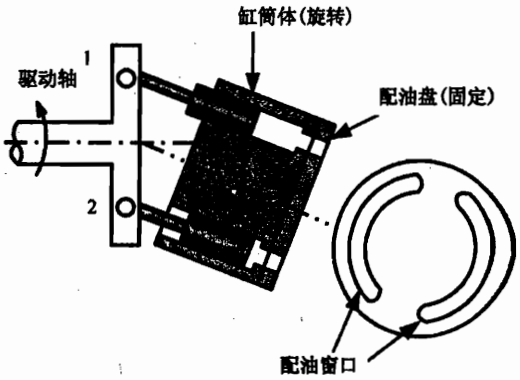


图3－22 摆缸式轴向柱塞泵

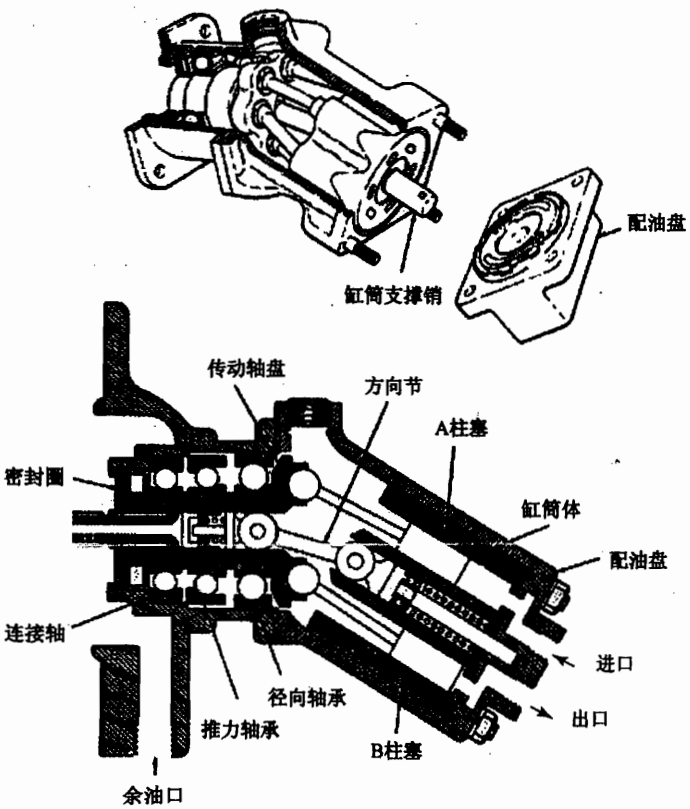


图3－23 摆缸式轴向柱塞泵

柱塞泵的构造一般比较复杂，而且由于它比较精密，对液压油的品质要求较高。但它的效率较高，能产生很高的压力，与其他液压泵相比，在重量相等的条件下，产生的功率较

大，而且它的流量通常是可调节的。因此，在现代飞机的液压系统中柱塞泵得到广泛应用。

3.4.3 斜盘式柱塞泵的变量控制

如果在轴向式柱塞泵上设置某种改变柱塞行程的装置，则其输出流量就可以进行控制，即成为变量泵。变量泵按其对流量和压力特性曲线的控制情况分为：恒功率变量泵、恒流量变量泵和恒压变量泵。恒压变量泵是将泵输出压力与给定值相比较，根据其差值改变供油量，从而保持泵的输出压力为给定值。飞机液压系统中使用的变量泵多为恒压变量泵。

图 3－24 所示为一种发动机驱动的斜盘式柱塞泵的变量机构工作原理图。

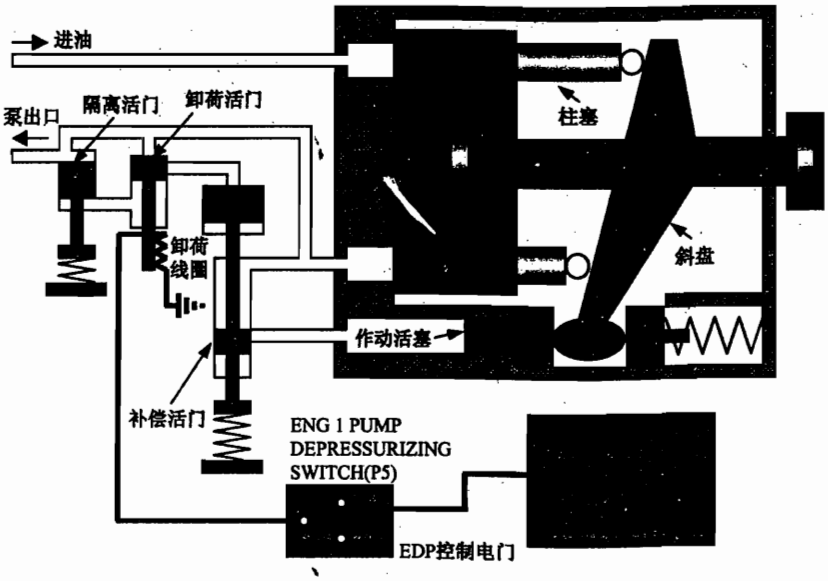


图 3－24 斜盘式柱塞泵的变量原理

当 EDP 控制电门放在 ON 的位置，卸荷线圈断电，卸荷活门处于极上位置，补偿活门在弹簧力作用下也处于极上位置，作动活塞的左腔通回油，在弹簧力作用下推动斜盘到最大倾角位置。随着发动机的工作，发动机转子通过附件传动齿轮箱驱动泵转子转动，油泵不断将进口液压油输送到泵出口，油泵出口压力提高。当泵出口压力升高到足以克服隔离活门弹簧力时，隔离活门打开，油泵开始向系统供压。

补偿活门用于感受油泵出口压力。当油泵出口压力超过给定值（由补偿活门弹簧预紧力确定）时，液压力作用到小面积一端，补偿活门下移，油泵出口压力供到作动活塞的左腔，推动斜盘角度减小，供油量减小，从而限制油泵出口压力的进一步增大。由此看出，恒压变量泵通过不断改变斜盘角度，改变供油量，以保持油泵出口压力恒定。

3.4.4 齿轮泵

如图 3－25 所示，常用的齿轮泵由壳体和一对齿轮（主动齿轮和被动齿轮）两部分组成，此外，还有轴承和密封装置等。当主动齿轮顺时针方向转动时，被动齿轮便被带着反时针方向转动。在吸油室 A 处，齿与齿互相脱开，齿谷（两相邻齿之间形成的空间，即工作腔）容积逐渐空出，把油液从进油口吸入。在齿轮旋转过程中，齿谷里的油液被带到增压室 B，然后，齿与齿之间互相啮合，把油液从齿谷中挤出。可见，齿轮每转一圈，每个齿谷完成一次吸油和注油。

（齿轮泵具有结构简单、体积小、重量轻、工作可靠而且对液压油的污染不太敏感、便于维护与修理等优点。但齿轮泵的齿谷容积和齿数不能改变，因此其流量是不可调节的，而且供油压力较低，流量脉动和压力脉动较大，噪声高，故其使用受到了限制，现代飞机的液压系统较少使用齿轮泵。）

3.4.5 叶片泵

如图3－26所示，叶片泵由一个含有4个叶片的油室，一个带有4个插入叶片槽的空心钢转子和一个带动转子的联轴器组成。转子被偏心安置在衬套内。安装在转子槽内的4个叶片随转子一起转动，并将定子的内腔分成四个部分（每相邻2个叶片之间形成一个工作腔）。当转子转动时，每个部分依次经过容积最小处和最大处。转子转第一个半圈时，工作容积由最小逐渐增加到最大，转子转第二个半圈时，工作容积由最大逐渐减至最小。当一个工作容积逐渐增大时，这个容积就通过定子上的开孔与进油口连通。由于逐渐增大的这部分工作容积产生部分真空，油液则通过泵的进口和衬套的开孔被吸入。当转子转过第二个半圈时，工作容积逐渐减小，油液被挤出并通过衬套上的开孔和泵的出口流出。

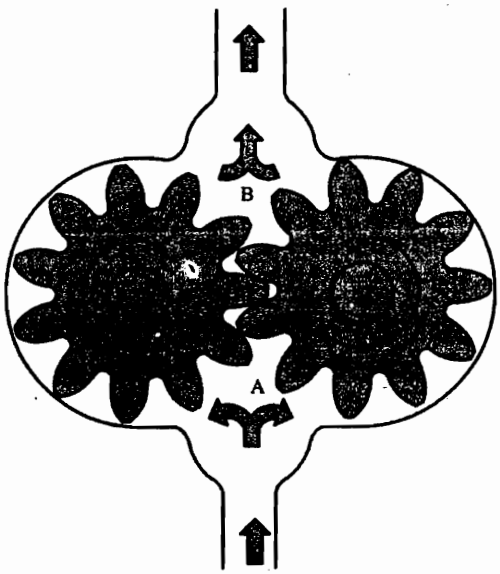


图3－25 齿轮泵

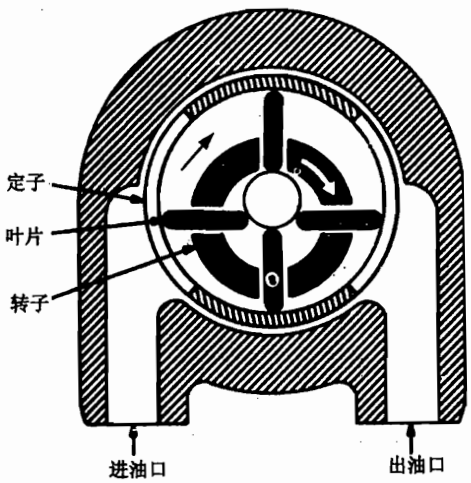


图3－26 叶片泵

3.4.6 摆线转子泵

如图3－27所示，转子泵由一个固定的偏心衬套所构成的油室，一个有5个短而宽的内齿的转子，一个有4个狭齿的主动正齿轮和一个含有2个月牙形孔口的端盖组成。一个孔口与进口相通，另一个孔口与出口相通，这个泵的端盖有它的装配面，将其翻转过来可清楚地显示出月牙和孔口。

当端盖转过去装配在泵室上时，左边为进口，右边为出口。油泵在工作时，齿轮顺时针转动，在油泵左端的工作腔，从最低位置朝着最高位置移动，工作腔容积增大而形成部分真空。当工作腔与进口相通时，油液被吸入。当这些同样的工作腔（现已充满油液）转至泵的

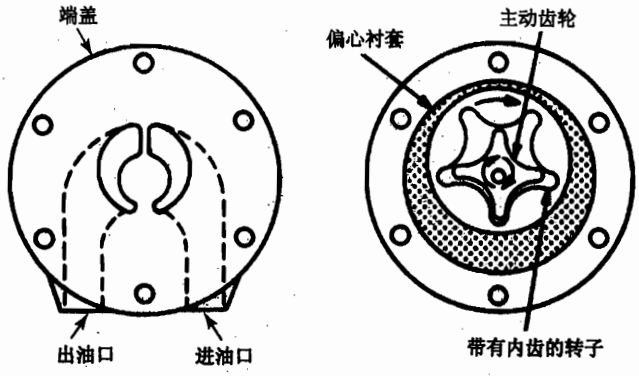


图 3－27 摆线转子泵

右边，从最高位置朝着最低位置移动，工作腔容积减少，油液通过出口，从工作腔排出。

3.4.7 液压泵的性能分析

液压泵的主要工作性能是指供油性能、功率和效率。各类液压泵工作性能中的主要问题是相似的，下面以齿轮泵为主来分析这些性能。

3.4.7.1 液压泵的供油性能

液压泵供油性能的好坏，主要表现在液压泵实际流量的大小以及油液流量和压力的脉动程度两个方面。

(1) 液压泵的实际流量

液压泵工作原理中所述的流量，是指在液压泵内部没有泄流，并且每个工作腔吸油时能够完全充满油液时的流量，这一流量叫理论流量。对于制成的液压泵来讲，它的理论流量可以通过实验方法求得：在保持液压泵出口压力相等的条件下，慢转一圈，测出它的出油量 Q，将这一出油量乘以液压泵的转速 N，就是液压泵在这一转速下的理论流量。实际上，由于液压泵内部有泄流，各工作腔吸油时也可能填充不满，液压泵的实际流量总是小于理论流量。因液压泵的内部泄流而损失的流量，叫做泄流损失；因工作腔填充不满而损失的流量，叫填充损失。液压泵的实际流量就是理论流量与这两种损失之差。

①泄流损失

液压泵的内部泄流，是由于增压室的油液在高压作用下，通过泵内某些间隙流回吸油室而造成的。油液泄流量的多少与这些间隙的大小，以及增压室和吸油室压力差的大小有关。此外油液的黏度对泄流量也有直接影响。

液压泵内部存在着间隙是不可避免的。这是因为，液压泵工作时，零件间有相对运动，在这些零件间必须保持一定的间隙。而且，由于零件在油液压力作用下变形（如壳体胀大）、零件磨损，以及温度变化时，不同材料的零件膨胀（或收缩）程度不同，还可能使间隙变大。零件加工的精密程度，也直接影响着间隙的大小。

齿轮泵中造成泄流的间隙有：齿轮尖端与壳体内壁的间隙——径向间隙；齿轮侧面与轴承座之间的间隙——轴向间隙；齿与齿衔接处因接触不够紧密而形成的间隙。在加工良好的齿轮泵中，最后一种间隙引起的泄流量极小，对液压泵的流量基本上没有影响。实验证明，油液通过轴向间隙的泄流量比通过同样大小的径向间隙的泄流量大。这是因为：第一，当间隙大小相同时，油液沿径向间隙流动的总长度比轴向间隙长；第二，当齿轮旋转时，在齿

齿衔接的部位，油液经过轴向间隙的泄流方向与齿的运动方向相同，但油液经过径向间隙的泄流方向与齿的运动方向相反。

柱塞泵造成的泄流的间隙有：柱塞与油缸内壁的间隙和配油装置与油缸主体（或转子）的间隙等。这些零件在制造中比较容易达到很高的精密度，所以柱塞泵的泄流量较小。

尽量避免泵内的间隙扩大，对保持液压泵的供油性能具有特别重要的意义。因为油液的泄流量与间隙大小的三次方成正比。在使用过程中，液压泵内部间隙变大的主要原因是零件磨损。液压油是一种较好的润滑剂，液压泵正常工作时，零件的磨损比较缓慢。但如果液压油因变质或温度升高而使润滑性变差，或者液压油内混有杂质，液压泵的润滑条件就会变差，零件的磨损就要加剧。如果液压泵内发生干磨，则磨损要加剧。因此，在构造上都采取一定的措施，来保证在液压泵的运转过程中油液始终能循环流通，使之获得必要的润滑和冷却；维护工作中则必须保持液压油的清洁，防止其他油液混入液压油，并保证油箱内经常存有足够的油液。

液压泵内油液的泄流量与其进出口压力差有关。出口液压增大时，进出口压力差也增大，泵内油液的泄流量增多，因而实际流量随之减小。转速一定时，泵的出口液压越大，其实际流量就越小。当出口液压增大到一定程度时，如果转速不变，泵内油液的泄流量就可能增大到等于从工作腔挤出的总油量。这时，液压泵的实际流量为零，出口液压不再增加。这一压力叫做液压泵的最大工作压力。正常液压泵的最大工作压力都比系统中所需要的最大压力大。但当液压泵的工作时间接近或超过其使用期限时，由于其内部零件磨损，间隙增大，油液泄流量增大，它的最大工作压力可能低于系统需要的最大压力。这时液压泵就不能再继续使用。当发动机的转速为某一数值，而泵的出口液压达不到系统需要的最大压力时，必须更换液压泵。

液压泵内油液的泄流量还与其黏度有关。油液温度升高时，黏度降低，流过间隙的阻力减小，泄流量会增大。出口液压相同时，油液温度越高，泄流量越大，因而实际流量越小。为了避免油液温度过高，有些飞机的液压系统在油箱或回油管路上装有散热器。

②填充损失

（造成液压泵填充损失的主要原因是：吸油室压力过低、工作腔剩余容积的影响和液压泵转速过大三方面。）

a. 吸油室压力过低

吸油室压力降低的主要原因有二：一是飞行高度增高时，作用在油箱内油平面上的气压降低；二是油液在进油管路中流动的压力损失。压力降低时，油液中要分离出空气，当压力降低到一定程度以后，油液还会沸腾。这时油液中的蒸气和空气要占据工作腔的一部分容积，因此液压泵的实际流量会随着降低。此外，工作腔中充有气体，还会引起“液压撞击”，使液压泵内零件、系统导管以及其他附件提前损坏。

从油液中分离出来的空气，在液压泵吸油室中占据的容积，与油液流过进油管路时的压力损失有关。压力损失越大，空气在吸油室中占据的容积越大，泵的流量降低得越多。

吸油室内油液沸腾时，油液蒸气显著增加，液压泵的实际流量会急剧降低。如果吸油室内绝对压力继续降低，油液蒸气就可能占据工作腔的全部容积，使泵的实际流量降低为零。为了使工作腔在吸油室中能可行地充满油液，必须保证吸油室具有一定的最低绝对压力。

综上所述，为了减小液压泵流量的填充损失，必须设法避免吸油室内压力过低和油液的饱和蒸气压力过高。为此，现代飞机的液压系统在构造上采取了一系列提高高空性的措施。

b. 工作腔剩余容积的影响

工作腔剩余容积，是指工作腔中排不出来的那部分油液所占的容积。它之所以会引起填充损失，是因为油液中混有空气（或其他气体）以及油液本身具有一定的压缩性。

液压泵工作时，其增压室与吸油室之间存在着很大的压力差。混有空气的油液从吸油室进入工作腔而被带到增压室后，在高压作用下受到压缩，一部分混有空气的油液被挤向出口，而剩余容积中经过压缩的空气和油液则被带回吸油室。于是，这部分空气又要按比例膨胀，占据工作腔中相当一部分容积，使工作腔用来吸油的容积变小，泵的实际流量降低。

油液中混杂的空气越多，或泵的出口液压越高，则工作腔剩余容积中的空气膨胀后所占的容积越大，填充损失也越大。当油液中混杂的空气量多到一定程度时，即使泵的出口液压并不很大，工作腔剩余容积中的压缩空气也可能在转到吸油室时占据整个齿谷容积，这时，液压泵的流量降低为零。由于气体（或油液蒸气）占据了整个工作腔容积，以致液压油的流量降低为零的现象，通常叫做“气塞”。

从上述可知，工作腔剩余容积之所以会影响泵的流量，主要是因为油液中混有空气。因此在维护工作中，应防止空气进入液压系统，应防止空气进入液压泵的进油管路。空气进入系统的原因很多，例如液压泵进油管路不密封、拆卸导管或附件以及使用冷气应急放下起落架和襟翼时，都会有大量空气进入系统。所以，应特别注意检查导管的密封性。在更换附件或应急放起落架、襟翼后，要及时放气，并用液压收放几次，把空气经回油管路排回油箱放掉。

c. 液压泵的转速过大

液压泵的转速越大，各工作腔与吸油室连通的时间就越短。当转速大到一定数值后，油液就来不及充满工作腔，从这一转速开始，转速越大，填充损失也越大。

对于齿轮泵来说，转速增大时，齿谷中油液的惯性离心力也随之增大。在吸油过程中，这一惯性离心力阻挡着油向齿谷填充。为了使油液充满齿谷，油室的压力必须不小于惯性离心力所引起的反压力。

总之，造成液压泵实际流量降低的原因有泄流损失和填充损失两个方面，而这两种损失又与液压泵内的泄流间隙、进出口液压、油液黏度、工作腔剩余容积和液压泵转速等因素有关。对制成的液压泵来说，其最大出口压力、最大转速和工作腔剩余容积的大小是不能随意改变的，所以，在使用过程中，造成液压泵流量降低的主要原因是泄流间隙增大、进口液压过低和油液黏度不当。由此可见，防止液压泵过度磨损、进口液压过低，以及保持油液清洁、防止油液变质和温度过高或过低是维护好液压泵的主要环节。

(2) 油液流量和压力脉动

从各类液压泵的工作原理中可以看出，几乎各种液压泵都是由若干个工作腔依次供油的。以这些液压泵来说，在一定条件下，它们每分钟的出油量虽然是不变的，但每一个瞬间的出油量——瞬间流量是经常在变化的。因为工作腔在注油初期和末期瞬间挤出去的油液最少，而中期最多，所以，当一个工作腔完成一次注油时，瞬间流量便有一次起伏。液压泵每转一圈，瞬间流量起伏的次数等于工作腔的总数。这种瞬间流量周期性起伏的现象，叫做油液流量的脉动。如果增加齿数（或油缸数），由于每个齿谷（工作腔）的容积减小，油液流量脉动的幅度可以减小，即流量比较均匀。但齿数增加时，液压泵内工作腔的总容积减小，流量随之减小。所以，齿轮泵的齿数也不能过多。飞机上使用的齿轮泵，每个齿轮的齿数通常为 6 ~ 12 个。

油液流量的脉动会引起液压泵出口管路压力的脉动，而压力脉动又会引起导管和某些附

件（如压力表、单向活门）的振动。因此，有的液压系统在构造上采取了一些措施，来减轻这种压力脉动对附件工作的影响。例如在某些感受压力的附件（如压力表）前设置节流器。

3.4.7.2 液压泵传动轴上的扭矩

液压泵工作时，作用于传动轴上的扭矩的大小，是影响液压泵消耗发动机（或电动机）功率多少的一个主要因素，也是液压泵受力的一个主要方面。液压泵传动轴上的扭矩包括理论扭矩和阻力矩两部分。

（1）理论扭矩

传动轴的理论扭矩是液压泵挤压油液所需要克服的力矩。传动轴上的理论扭矩随着液压泵出口的液压的增大而增大。

（2）阻力矩

阻力矩包括油液阻力产生的力矩和零件间机械摩擦力产生的力矩两部分。

齿轮泵中，油液阻力产生的阻力矩，是由于齿轮旋转时，径向间隙中油液的相对运动造成的。齿轮泵的转速越大，齿轮的圆周速度也越大，油液阻力就越大。所以，油液阻力产生的阻力矩是随齿轮泵的转速增大而增大的。

机械摩擦力产生的阻力矩，是由齿轮轴与轴承之间的摩擦力、传动轴与密封装置之间的摩擦力、齿轮侧面与轴承座之间的摩擦力等因素造成的。因为油泵进出口的压力差越大，齿轮轴与轴承就压得越紧，机械摩擦力就越大，所以，机械摩擦力产生的阻力矩是随着泵的出口液压增大而增大的。

齿轮泵出口液压增大时，还会引起齿轮轴和轴承偏心磨损，使泵内油液的泄流量增大。当偏心磨损增大到一定程度时，齿尖会与壳体内壁摩擦，使阻力矩显著增大，严重时甚至可能扭坏传动轴。齿轮与壳体内壁摩擦，还会使壳体内壁急剧磨损，以致齿轮泵的供油性能显著降低。因此，对使用已久的液压泵，应注意检查齿轮轴和轴承的偏心磨损程度。

3.4.7.3 液压泵的功率和效率

液压泵功率的大小，决定着整个液压系统单位时间内做功能力的大小，而液压泵效率的高低，则说明发动机（或电动机）带动它转动的机械能有百分之多少转变成了系统的液压能。因此，它们都是液压泵性能好坏的重要标志。

（1）液压泵的功率

液压泵的功率有输入功率和输出功率之分。输入功率就是单位时间内发动机（或电动机）对液压泵所做的功；输出功率则是单位时间内液压泵对输出的油液所做的功。

如果不考虑功率的损失，也就是说，液压泵把发动机带动它转动的机械能全部用来对输出的油液做功，则输入功率等于输出功率，通常把这时的输入功率和输出功率叫做理论功率。液压泵输入的理论功率

$$N_T = M_T\omega = M_T 2\pi \frac{n}{60}$$

式中：N_T——理论功率；

M_T——理论扭矩；

$\frac{n}{60}$——液压泵每秒钟的转数。

液压泵输出的理论功率等于理论流量与进出口压力差的乘积，即

$$N_T = Q_T \Delta p$$

实际上液压泵工作时，功率是有各种损失的。液压泵轴上的各种阻力矩 $M_{阻}$ 要消耗一部分输入功率，这种消耗叫做功率的机械损失；液压泵流量的泄流损失 $\Delta Q_{泄}$ 和填充损失 $\Delta Q_{填}$ 会使输出功率降低，这种损失通常叫做功率的容积损失。由于液压泵的机械损失，液压泵实际输入功率为

$$N_{入} = (M_T + M_{阻})\, 2\pi \frac{n}{60}$$

由于功率的容积损失，液压泵实际的输出功率为

$$N_{出} = (Q_T - \Delta Q_{泄} - \Delta Q_{填})\Delta p$$

对于制成的液压泵来讲，理论流量是一定的，输出功率的大小主要决定于泄流损失和填充损失。

由以上分析可知，实际上液压泵的输入功率总是大于理论功率，而输出功率总是小于理论功率。液压泵输入功率和输出功率之差就是功率的总损失。损失的功率是由零件间的机械摩擦和油液分子间的摩擦等消耗掉的。损失的功率越多，说明上述摩擦越剧烈，液压泵和油液温度就越高，零件的磨损也越厉害。可见，液压泵的功率损失应力求减小到最低限度。

(2) 液压泵的效率

液压泵工作时功率损失的多少可用效率来表示。根据功率损失的原因不同，液压泵的效率有机械效率和容积效率之分。

①机械效率

用来表示功率机械损失的多少，是理论功率和输入功率的比值，即

$$\eta_{机} = \frac{N_T}{N_{入}} = \frac{M_T}{M_T + M_{阻}}$$

②容积效率

用来表示功率容积损失的多少，它是输出功率和理论功率的比值，即

$$\eta_{容} = \frac{N_{出}}{N_T} = \frac{Q_T - \Delta Q_{泄} - \Delta Q_{填}}{Q_T}$$

③液压泵的总效率

输出功率和输入功率的比值，它等于上述两个效率乘积，即

$$\eta = \frac{N_{出}}{N_{入}} = \frac{N_{出}}{N_T} \cdot \frac{N_T}{N_{入}} = \eta_{机} \cdot \eta_{容}$$

液压泵的总效率越高，说明它所损失的功率的百分数就越小，因此，液压泵的总效率应尽可能高一些。

(3) 影响液压泵效率的主要因素

①油液的黏度

黏度增大时，泄流损失减小，液压泵的容积效率随之增大。但当黏度增大到某种程度时，填充损失将显著增大，液压泵的容积效率又会减小。此外，黏度过大，还会使传动轴上油液阻力矩增大，液压泵的机械效率也会降低。所以，油液黏度应适当。

②液压泵的进出口压力差

压力差增大时，油液的泄流损失和工作腔剩余容积引起的填充损失都随之增大，液压泵的容积效率要降低；压力差增大时，机械摩擦阻力矩造成的功率损失也要增加，但实验得知，压力差在一定范围内增大时，这一损失比理论功率增加得少，所以机械效率反而增加。

可见，当压力差在一定范围内变化时，它对液压泵总效率的影响不大。如果压力差超过一定范围，不仅容积效率继续减小，而且机械效率也开始减小，液压泵的总效率就会显著下降，这是液压泵允许使用的出口液压有一定限度的原因之一。

（③液压泵的转速）

实验表明，液压泵转速增加时，因液体阻力矩而损失的功率比理论功率增加得多，机械效率要随转速增加而降低。液压泵的理论流量与转速成正比，而转速在一定范围内增大时，填充损失和泄流损失增加得并不显著，在这一范围内，容积效率随转速增大而增大；但当转速超过这一范围时，由于填充损失显著增加，容积效率又将随转速增大而降低下来。因此，液压泵的转速也有一定限度。

（④液压泵内各零件间的间隙）

间隙增大时，泄流损失增大，容积效率会降低。如果为了减小泄流损失，过分减小间隙，有相对运动的零件就可能发生局部接触，而且，温度变化时，由于各零件所用材料的膨胀系数不同，这些零件还可能互相压紧。这时，机械摩擦力矩要显著增大，液压泵的机械效率会大大降低。所以，在修理工作中，应按规定保持液压泵内各零件间的间隙。

3.4.8 变量泵和定量泵的卸荷

液压泵通常由飞机上的发动机带动，只要发动机工作，液压泵也就不停地工作。然而，液压系统各传动部分并不是不停地工作的。在传动部分不工作的时间内，系统压力虽然可以由专门的调压装置（如安全活门）来控制，但液压泵的输出功率将由于油液流过安全活门的摩擦而带来许多不良后果。例如，油液黏度变小甚至分解变质，液压泵磨损加剧，等等。此外，还无益地消耗了发动机的功率。因此，在传动部分不工作时，液压泵的输出功率应尽可能小。

传动部分工作时，要求液压泵的输出功率大；而传动部分不工作时，又要求液压泵的输出功率小。两者之间是有矛盾的。解决上述矛盾的基本方法是：在传动部分不工作时，把液压泵的输出流量或出口液压减小到最低限度。这种方法叫做液压泵卸荷。

3.4.8.1 变量泵的卸荷

(1) 自动卸荷

流量可以自动调节的液压泵（变流量泵）在各传动部分工作时，流量能迅速降低到最低限度。因而，这种液压泵本身就能达到卸荷目的。变量泵卸荷时，出口压力最大，流量最小（近似为零）。

变量泵常装有安全活门，这是为了在泵自动卸荷失效时防止系统过载。

如图 3－24 所示，当发动机驱动泵的控制电门在“ON”位置而发动机未工作时，油泵内各零件处于下列位置：

① 卸荷活门电磁线圈断电，卸荷活门将出口高压管路与卸荷活塞上部的管路隔断。

② 卸荷活门在其下部弹簧（未画出）作用下抬起，斜盘作动活塞左侧的计量管路与回油管路相通。因而，斜盘在控制弹簧的作用下处于最大供油量角度。

③ 液压油经进油口进入油泵，并经配油盘上的进油槽进入缸筒体的进口一侧。

发动机工作时，传动轴带着缸筒体及柱塞旋转，连接在柱塞端头的滑块，一方面在斜盘平面上滑动，一方面带着柱塞在缸筒内作往复运动。当柱塞转到配油盘上的吸油窗区域时，该柱塞处于吸油行程；当柱塞转到分油盘的排油窗区域时，该柱塞在排油行程。传动轴每转

一圈，每个柱塞完成一个工作循环，向系统连续地供给液压油。

当系统压力逐渐升高时，油泵出口压力也逐渐升高，并作用于补偿活门使其逐渐向下移动，首先使计量管路和回油管路隔断，当高压管路的压力升高到某一数值时，又使高压管路和计量管路接通，进入计量管路的油压开始推动斜盘作动活塞，使斜盘角度逐渐减小，以减小供油量。当系统压力继续升高达到某一数值时，斜盘角度减到最小，隔离活门关闭，油泵停止向用压系统输出。但此时油泵仍有约每分钟 1 加仑的输出，供油泵内部组件润滑和冷却的需要。这部分油液最后由油泵壳体上的油泵壳体回油管路（图中未标出）回到油箱。油泵的这种大压力、小流量的工作状态称为自动卸荷工作状态，此时油泵的负荷很小。

当操纵某传动部分工作而使系统压力下降时，补偿活门在其下部弹簧的作用下上移，使计量管路转而与回油管路接通。于是，斜盘角度在控制弹簧的作用下逐渐加大，油泵又向系统输出压力。

(2) 人工卸荷

如果将发动机驱动泵的控制电门放在“OFF”位置（如图 3－28 所示），则卸荷活门的电磁线圈通电工作，卸荷活门向下移动，将系统压力引导到补偿活门卸荷活塞的上部，使补偿活门向下移动，高压管路和计量管路接通，于是，斜盘作动活塞使斜盘的角度减小到接近零度，隔离活门关闭，油泵将停止向用压系统输出。在油泵内部仍必须有一定的压力使斜盘保持在接近于零度的位置，以及向油泵内部提供每分钟 1 加仑的供润滑和冷却用的油液。由于补偿活门卸荷活塞的工作面积大于补偿活门下部小活塞的工作面积，因此，补偿活门打开的压力可大大下降。油泵的这种小压力、小流量的工作状态称为人工卸荷工作状态。此时，油泵的负荷比自动卸荷工作状态还要小。

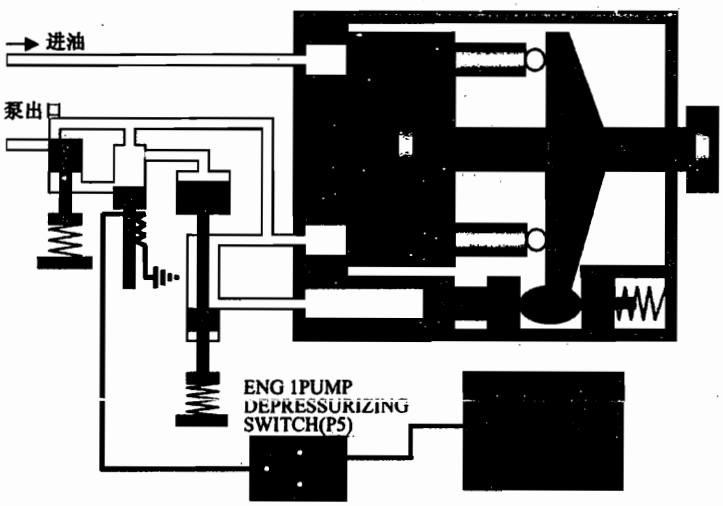
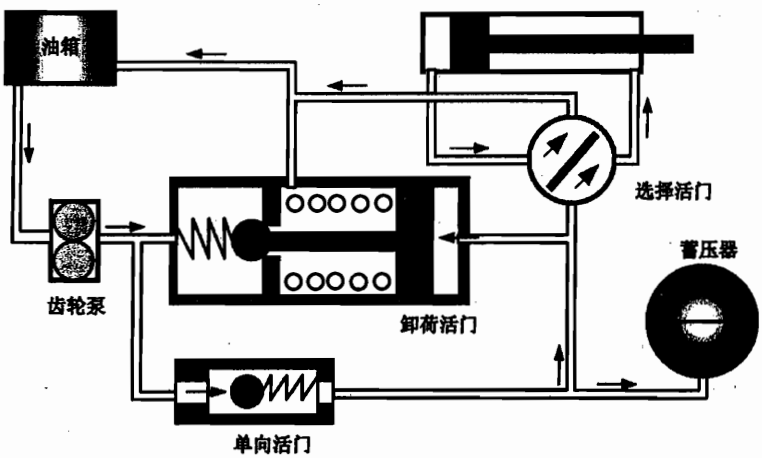


图 3－28 变量泵的人工卸荷

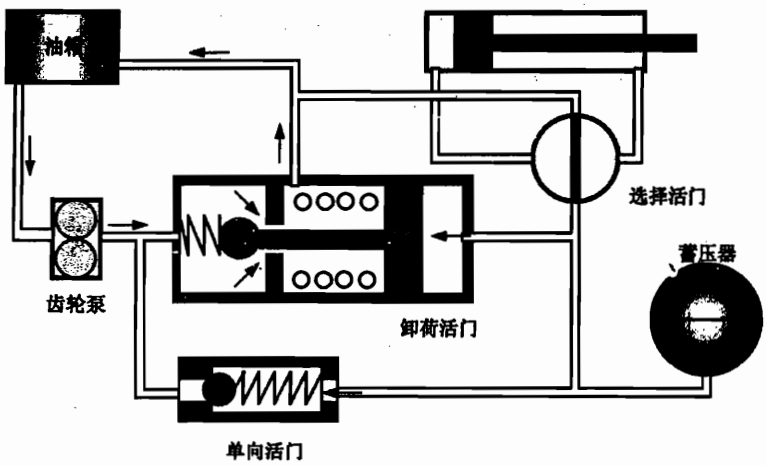
3.4.8.2 定量泵的卸荷

流量不能调节的液压泵（定流量泵），在传动部分不工作时，流量不会自动降低。所以，装有定流量泵的液压系统都采用使液压泵的出口液压降低到最小限度的方法来卸荷。

如图 3－29 所示，定量泵卸荷回路的基本组成部件有：液压泵、安全活门（图中未标出）、卸荷活门、单向活门、蓄压器。定量泵须与卸荷活门配合使用才能实现卸荷，其工作情况如下。



(a) 油泵正常供压时工作情况



(b) 油泵卸荷时工作情况

图 3－29 定量泵卸荷

(1) 当系统压力较低时，卸荷活门右腔室的压力较低，在弹簧力作用下，卸荷活门活塞右移，球形活门关闭。此时，泵出口油液经打开的单向活门通向蓄压器、卸荷活门活塞右室及用压系统。

(2) 当传动部分不工作时，系统压力将迅速增加，当它增大到系统的最大压力时，卸荷活门活塞上的油液作用力即可克服弹簧的初始张力和油液压力对球形活门的作用力，把球形活门顶开。这时液压泵的出口与油箱沟通，液压泵的供油直接回到油箱，液压泵形成空转。同时单向活门在前后压差作用下关闭，蓄压器内的油液不能反流。

(3) 当传动部分工作时，选择活门打开，作动筒移动，系统压力迅速下降。卸荷活门弹簧向右推动活塞，球形活门关闭，而单向活门打开，液压泵又可向系统供压。

通过定量泵与卸荷活门的配合工作，传动部分工作时，液压泵向系统供压，输出较大的功率；而传动部分不工作时，液压泵卸荷。此时，液压泵输出流量较大，而出口液压较低，液压泵处于空转状态。

3.5 液压执行元件

液压执行元件在液压系统中是对外界做功的一种液压元件，它直接将液压能转换成机械能。

液压执行元件分成两大类：一类为旋转运动型（如液压马达），它是将液压能转换成旋转机械能的液压元件；另一类为往复运动型。往复运动型中又分为往复直线运动型（如作动筒），它是将液压能转换成直线往复运动动能的液压元件，以及往复摇摆运动型（摆动缸）两类。

3.5.1 作动筒

线性作动筒有两种基本形式：单作用式和双作用式。它们都是由外筒、带杆活塞和密封装置等组成。活塞杆（或外筒顶端）的接头与被传动部件相连。

3.5.1.1 单作用式作动筒

单作用式作动筒（见图 3－30）内的活塞可在液压作用下向一个方向运动，然后由弹簧作用返回。通常用一个三通活门来控制单作用式作动筒的工作。

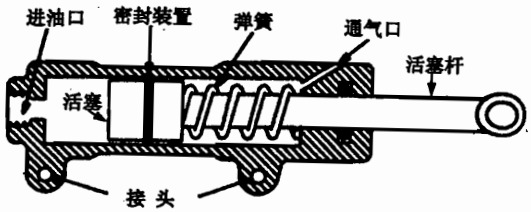


图 3－30 单作用式作动筒

3.5.1.2 双作用式作动筒

双作用式作动筒主要有两种形式：双向单杆式（或双作用非平衡式）和双向双杆式（或双作用平衡式）。双向作用式，能利用油液推动部件作往复运动。当高压油液从左边接头进入作动筒时，带杆的活塞在液压作用下向右移动，作动筒右腔内的油液则从右边接头流回油箱；若高压油液从右边接头进入作动筒，则带杆活塞的运动方向与上述相反。

双向单杆式作动筒（见图 3－31）也称双向非平衡式作动筒，活塞左右两边受液压作用的有效面积（即有效工作面积）是不相等的，当油液压力相等时，作动筒沿两个方向所产生的传动力并不相等。

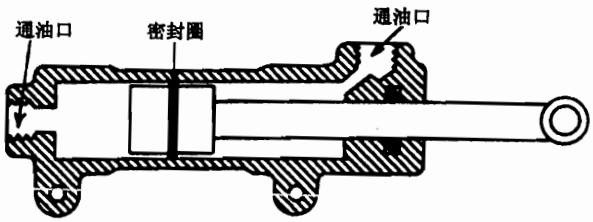


图 3－31 双向单杆式作动筒

双向单杆式作动筒常用于在两个方向上需要不同传动力的地方。如在起落架收放系统，常采用此种形式的作动筒。起落架在收上过程中，由于重力和空气动力的作用，使收上时需要较大的传动力；而在起落架放下过程中，重力是帮助起落架放下的，因此不需要很大的传动力。所以起落架收放作动筒常采用双向单杆式作动筒。在起落架收上时，让压力油通到作动筒活塞大面积一边，以获得较大的传动力保证迅速收上起落架。在起落架放下时，让压力油通到作动筒活塞小面积一边，而且有限流单向活门限制压力油流入小活塞面积腔，以防止起落架放下速度过猛和速度过大而产生撞击。

如果某些传动部件要求沿两个方向的传动力完全相等，这就需要在作动筒的构造上采取

相应的措施，以保证活塞两边的作用力完全相等。例如，将活塞杆的面积做得等于活塞面积的一半，需要活塞杆缩进时，仅向作动筒小面积腔供油，需要活塞杆伸出时，则左右两个腔同时接通高压管路。这样也可以做到沿两个方向的传动力完全相等。

双向双杆式作动筒（见图 3－32）在活塞两边装有同样粗细的活塞杆，使两腔油液的有效工作面积相同。

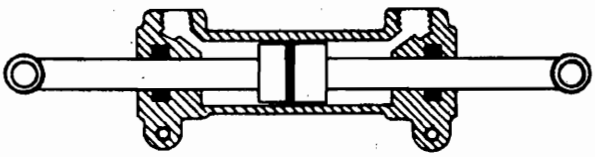


图 3－32 双向双杆式作动筒

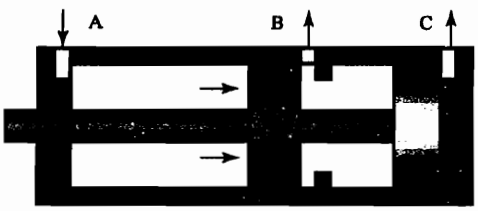
由 $v = Q/f$（v 为活塞运动速度，Q 为油液进入作动筒时的流量，f 为活塞有效工作面积）知，作动筒的工作速度与进入作动筒的流量成正比，与作动筒活塞的有效工作面积成反比。所以在操纵系统中的液压作动筒常采用双向双杆式作动筒，以保证作动筒活塞在往返运动时速度相等。

3.5.2 三位置作动筒

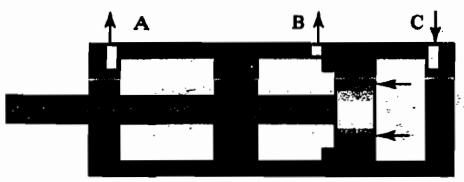
双向作用的作动筒，除了有上述双位置以外，还有三位置的，即带杆活塞不仅可以停留在左右两个极限位置，而且能够停留在中间的某一位置。

（1）三位置作动筒（一）

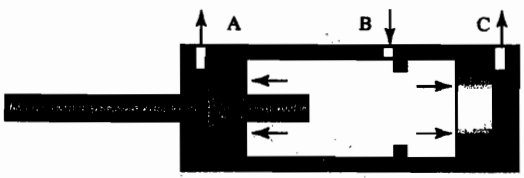
图 3－33 所示为一种三位置作动筒。它在构造上比双位置作动筒多了一个游动活塞和限动圈，外筒上还多了一个工作接头。



高压油从 A 端进入时，B 和 C 口通回油，带杆的活塞被推到右端极限位置



高压油从 C 端进入时，A 和 B 口通回油，游动活塞推动活塞杆伸出一段距离



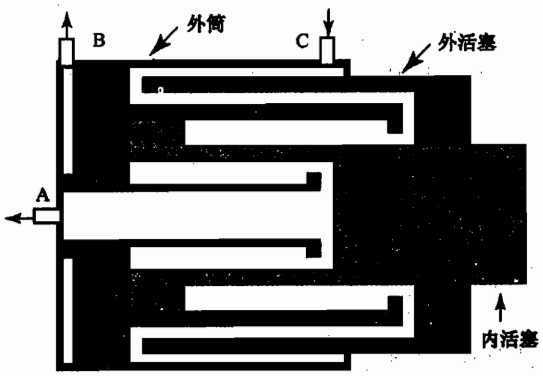
高压油从 B 端进入时，A 和 C 口通回油，带杆的活塞被推到左端极限位置

图 3－33 三位置作动筒（一）

（2）三位置作动筒（二）

如图 3－34 为波音 737－300 型飞机前缘缝翼作动筒，由外筒、外活塞、内活塞及 A、B、

C 三个接头组成。它可以使前缘缝翼停留在“收进”、“部分放出”和“完全放出”位置。

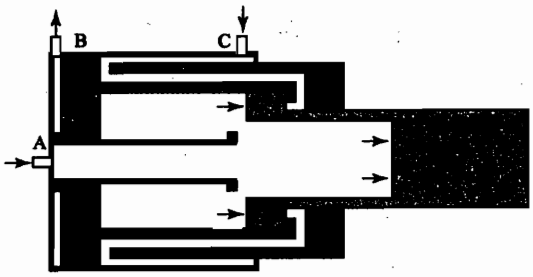


当 C 口通压力油，A 和 B 口通回油时，作动筒内外活塞处于完全缩入位置

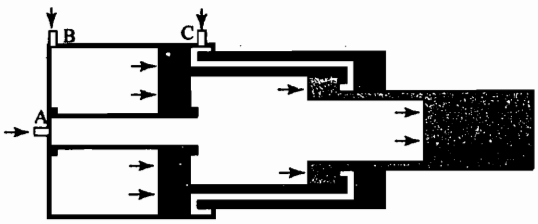
注意：

(1) 在所有工作过程中，C 口始终通压力。

(2) 外活塞左、右腔的油液有效工作面积不同。



当 A 和 C 口通压力油，B 口通回油时，作动筒内活塞伸出，而外活塞保持在缩入位置



当 A、B、C 都通压力油时，由于内活塞左腔油液有效工作面积大于右腔，因此内活塞带动外活塞伸出

图 3－34 三位置作动筒（二）

3.5.3 带锁作动筒

有些部件在收上和放下位置没有设置单独的定位锁，而是依靠附属于作动筒的定位锁来保持其位置的。这种定位锁，一般可分为机械锁和液压锁两类。

3.5.3.1 机械锁作动筒

(1) 机械锁作动筒（一）

图 3－35 所示为一种形式的机械锁。机械锁通常安装在作动筒内，成为作动筒的一个组成部分。常见的机械锁是钢珠锁，它由钢珠、锁槽、锥形活塞和弹簧等组成。钢珠安装在活塞上，锁槽则在外筒上。高压油从 A 口进入作动筒的左腔后，向右推活塞，钢珠就随着活塞一起向右移动。当钢珠与锥形

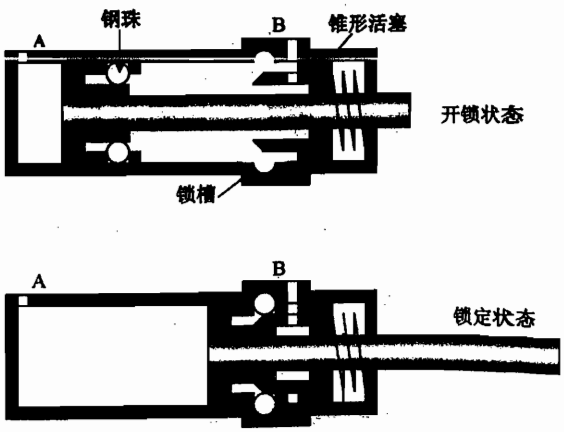


图 3－35 机械锁作动筒（一）

活塞接触时，把液压作用力传给锥形活塞，克服弹簧张力，使锥形活塞也向右移动。当钢球移到锁槽处，锥形活塞在弹簧力作用下，利用其顶端的斜面把钢珠推入锁槽，并依靠锥形活塞的侧壁挡住钢珠，使之不能脱出锁槽。这样，带杆活塞就被钢珠锁定在外筒上。上锁后，带杆活塞所受到的外力或液压作用力是通过钢珠传到外筒上的，所以钢珠要受到挤压作用。

打开钢珠锁的过程与上述相反。高压油从B口进入，向右推锥形活塞，使它离开钢珠，带杆活塞在高压油液作用下，即可使钢珠滑出锁槽，并向左移动。

以上所述的是单面钢珠锁，它只能把被传动部件锁在一个极限位置，此实例中只能把活塞杆锁定在伸出位置。如果被传动部件在收上和放下时，都要利用作动筒来固定其位置，则往往采用带双面钢珠锁的作动筒。

(2) 机械锁作动筒（二）

图3-36所示为波音737飞机地面扰流板的收放作动筒，它由外筒、活塞及活塞杆、锁定活塞、锁销、锁定衬套、弹簧、A和B接头组成。此作动筒有一个内部锁机构，可将作动筒活塞杆锁定在缩入的位置。当没有液压时，锁簧使其保持在锁定位置。

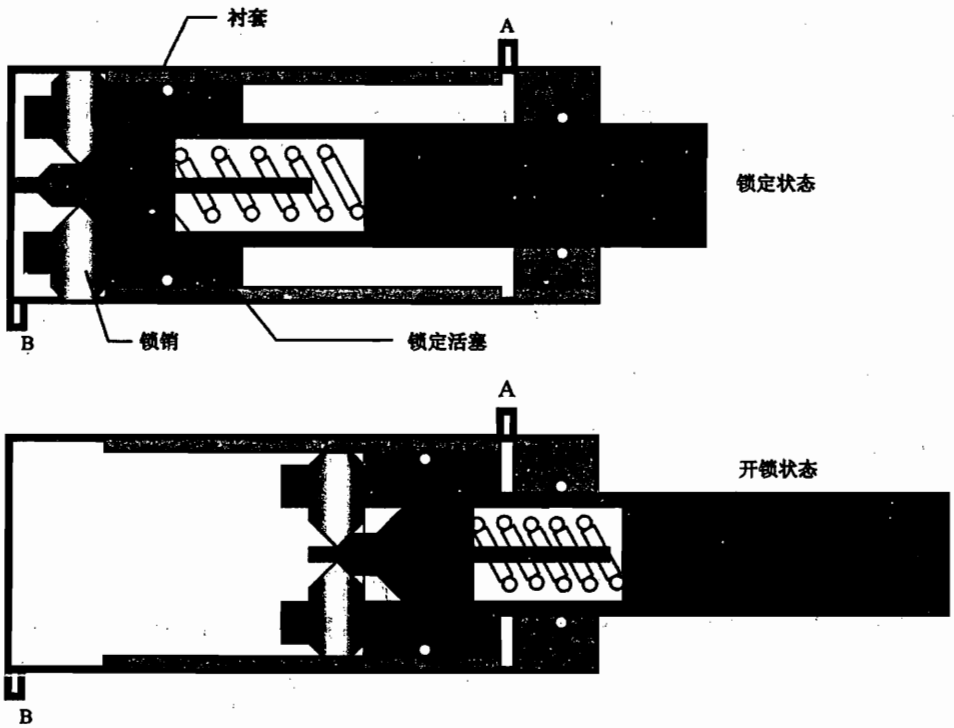


图3-36 机械锁作动筒（二）

作动筒活塞杆初始在缩入位置，内部机械锁将作动筒活塞杆锁定在此位置。当B口通压力油，A口通回油时，压力油克服锁定活塞弹簧力，推动锁定活塞右移，锁销可以向内缩入，在B、A两腔压力差作用下，首先打开机械锁，活塞开始伸出，直到到达完全伸出位置。

当A口通压力油，B口通回油时，在压力差作用下，活塞向左运动。当运动到极左位置，锁簧将锁定活塞推出，锁销向外伸出，将作动筒活塞杆锁定在缩入位置。此时即使A口无液压油，锁簧也会将活塞锁定在完全缩入位置。

3.5.3.2 液压锁作动筒

液压锁是作动筒的一个外部附件。它通过封闭作动筒的回油路来锁住带杆活塞。图

3－37所示为一种单面液压锁，它只能封闭作动筒一边的回油路，因而只能将作动筒活塞杆锁定在完全伸出位置。这种液压锁由壳体、钢珠、弹簧、开锁活塞及顶杆组成。

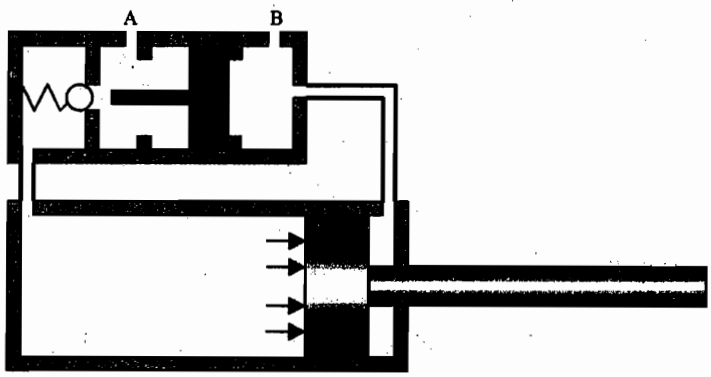


图3－37 单面液压锁作动筒（处于锁定位置）

高压油液从接头A进入时，能顶开钢珠活门进入作动筒，使带杆活塞向右移动。当带杆活塞移动到右边极限位置时，油液停止流动，随即钢珠活门在弹簧力作用下关闭，使作动筒左腔不能回油，由于油液的压缩性很小，带杆活塞就被锁定在右边的极限位置。

高压油液从接头B进入液压锁的右腔时，向左推开锁活塞，通过顶杆将钢珠活门顶开，使作动筒左腔的油液能流回油箱；另一方面进入作动筒的右腔液压，把带杆活塞推回左边。这种液压锁不能封闭作动筒右腔的回油路，因此不能把带杆活塞锁在左边的极限位置。

3.5.3.3 带缓冲装置的作动筒

传动某些部件（例如向后放下起落架）时，由于液压、空气动力和部件本身重量的共同作用，部件的运动速度较快。如果活塞运动到终点时，速度还很大，它就会与外筒产生较严重的撞击。尤其是重型飞机的起落架，这种撞击更严重。因此，传动这些部件的作动筒往往装有缓冲装置。缓冲装置可分为在行程终点起作用的和在全行程起作用的两种。

缓冲装置的基本工作原理是：节制作动筒的回油流量，使之产生反压力，从而减缓部件的运动速度。

带终点缓冲装置的起落架收放作动筒如图3－38所示。外筒一端的内壁上有四个小孔与接头相通，接头内有单向节流活门。

图3－38 带终点缓冲装置的作动筒

放起落架时，活塞杆收入。当活塞边缘还没有盖住外筒上的小孔时，回油流量较大，阻力较小，起落架的放下速度较大；当活塞向左移至开始盖住第一个小孔时，回油阻力开始增大，起落架放下速度开始减小；随着活塞的继续向左移动，其余各小孔相继被盖住，起落架的放下速度便越来越小；四个小孔全被盖住后，活塞左边的油液只能通过单向节流活门中间的小孔流出，起落架的放下速度大大减小。因此，活塞到达终点时，不会与外筒产生较严重的撞击。

收起落架时，空气动力和起落架本身的重量都是阻碍起落架收上的，带杆活塞的运动速度较慢，不需要缓冲。这时，高压油液从左边的接头进入，顶开单向节流活门，油液流动阻力较小，因此，无论小孔是否被盖住，缓冲装置都不起缓冲作用。

全行程缓冲装置的作动筒，其工作原理与带终点缓冲装置的作动筒相似，但它的缓冲装

置只有一个单向节流活门，而没有四个小孔。在放起落架（活塞向左）的全行程内，作动筒左腔内的油液都要经过单向节流活门中间的小孔流出，起落架的放下速度一直比较缓慢。收起落架时，单向活门打开，不起缓冲作用。

图3-39所示为另一种类型的缓冲作动筒，它用于起落架收放作动筒，其工作情况如下。

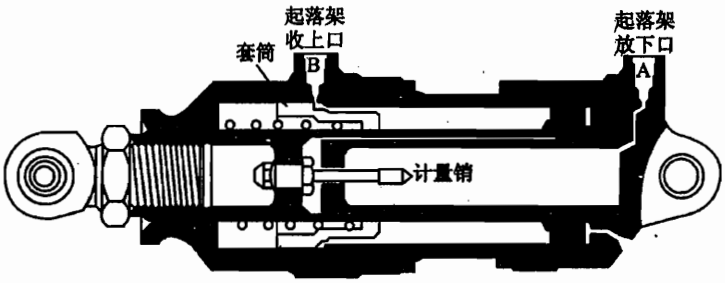


图3-39 缓冲作动筒

当液压通到A口（同时B口通回油），由于计量销的限制，通油孔开度很小，液压流动受到限制，活塞杆缓慢伸出；当活塞杆伸出到脱离计量销后，通油孔完全打开，活塞杆快速伸出；当活塞杆接近行程终点时，活塞接触到套筒，压缩弹簧，使活塞杆缓慢减速到最终停止。

可以看出，此缓冲作动筒可以实现缓慢起动、全速传动和终点缓冲的传动过程。

3.6 液压控制元件

3.6.1 顺序活门

顺序活门的功能是控制液压系统部件的工作顺序，使某些部件的工作优先于其他部件工作。如图3-40所示为顺序活门在起落架收放液压系统中的应用。

此系统假设只控制起落架收放和起落架舱门的工作顺序，而且起落架在放下位置时，轮舱门是打开的。

假如初始状态为起落架放下锁好。此时起落架收放作动筒的活塞杆在完全缩入的位置，舱门作动筒在完全伸出的位置。

当收起落架时，起落架收上管路通液压油，起落架放下管路通回油。液压首先通到起落架收放作动筒的上腔，而收放作动筒的下腔通过打开的2号顺序活门通回油，所以起落架收放作动筒的活塞杆伸出，进行收起落架。此时顺序活门1还未打开，液压油不能通到轮舱门作动筒，所以舱门不运动。当起落架收上锁好后，收放作动筒的活塞杆触动顺序活门1的顶杆，打开顺序1活门，使液压油通到轮舱门作动筒的上腔，而舱门作动筒的下腔通回油，使舱门作动筒活塞杆缩入，从而关闭舱门。此传动过程结束后，顺序活门1打开，顺序活门2关闭。起落架收放作动筒活塞杆在完全伸出的位置，而舱门作动筒在完全缩入的位置。这就实现了先收起落架，后关舱门的顺序控制。此顺序活门是依靠机械接触打开的。

当放起落架时，起落架放下管路通液压油，收上管路通回油。液压首先通到舱门作动筒的下腔，而舱门作动筒的上腔通过顺序活门1通回油，舱门作动筒的活塞杆伸出，先打开舱门。而此时，液压还未通到起落架收放作动筒。当舱门完全打开后，舱门作动筒的活塞杆触动顺序活门2的顶杆，顺序活门2打开，从而使压力通到起落架收放作动筒的下腔，而作动

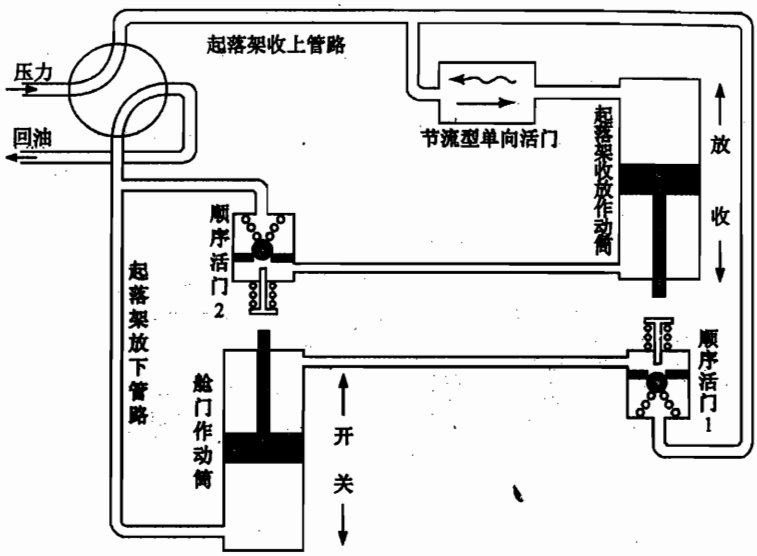


图 3－40 顺序活门在起落架收放系统中的应用

筒上腔通回油，收放作动筒的活塞杆缩入，起落架开始放下。当控制过程结束后，舱门作动筒活塞杆完全伸出，起落架收放作动筒活塞杆完全缩入；顺序活门 1 关闭，顺序活门 2 打开。这就实现了先开舱门，后放起落架的顺序控制。

以上说明了顺序活门控制舱门及起落架收放顺序的工作情况。要注意的是，此系统并不代表一个完整的起落架收放系统。一个完整的起落架收放系统通常包括起落架收放、起落架舱门及锁的顺序控制。而液压驱动的起落架舱门系统常常是起落架收放过程中舱门打开，而收放过程结束后（指起落架放下锁好后或收上锁好后）主舱门是关闭的。此种控制系统比较复杂，将在“起落架系统”中详细分析，在此不进行详细说明。

3.6.2 液压延时器

液压延时器是控制工作顺序的部件。延时器与被延时的作动筒并联，并在进油管路处接有节流器。如图 3－41 所示，为一液压延时器在起落架收放系统中的工作情况。此延时器由缸筒体和浮动活塞组成。

如果起落架的初始状态是处于收上锁好，当起落架收放手柄放到“放下”位置时，压力油通到起落架的放下管路。而此时收上管路通回油，但限流活门限制收上管路油液的流动。

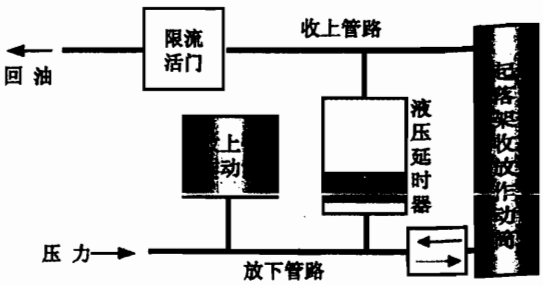


图 3－41 液压延时器在起落架收放系统中的应用

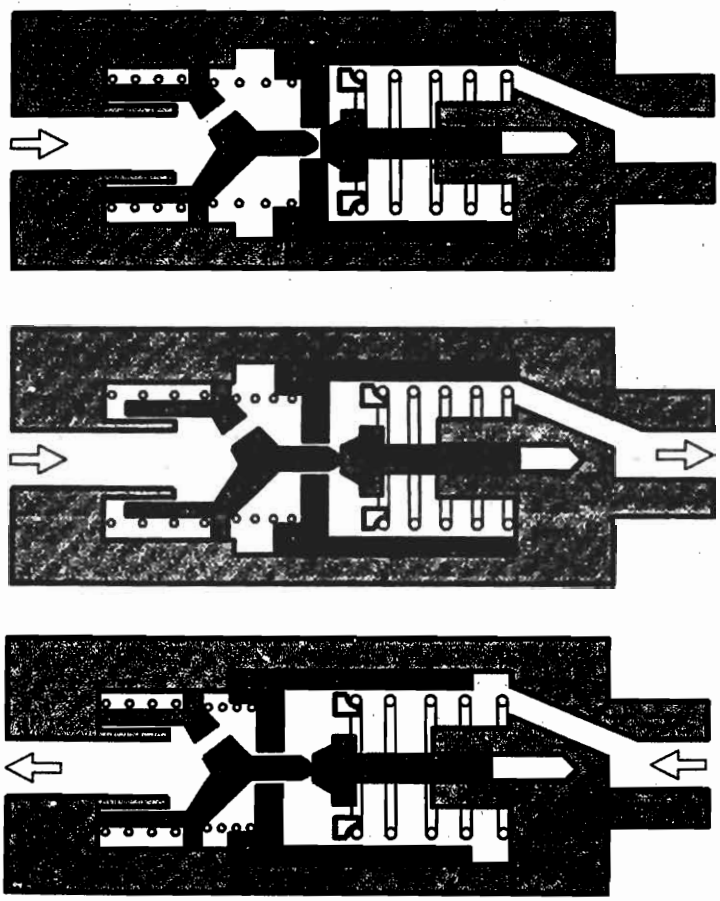
当压力油通到放下管路时，液压延时器的下腔通压力油，而其上腔与收上管路相通。在压力差的作用下，液压延时器的浮动活塞向上移动。此时放下管路通过浮动活塞向收上管路传压（相当于有一个液压泵向收上管路供压）。由于收上管路限流活门的作用，收上管路的压力升高，此时起落架不能放下，即起落架的放下动作被延迟。所以起落架放下管路的液压首先通到收上锁作动筒，先打开收上锁。当液压延时器的活塞运动到顶端极限位置时，起落架放下管路不再向收上管路传压，收上管路的压力下降，起落架开始放下。

由此可以看出，通过液压延时器的工作，使得放下起落架的动作被延时，实现先开锁，后放起落架，从而实现工作顺序的控制。

3.6.3 优先活门

（优先活门也是控制工作顺序的部件，但与顺序活门的不同之处是，优先活门是依靠液压作动力打开的，而顺序活门是通过机械接触打开的。）

图 3－42 所示为优先活门的工作情况。



(a) 无足够的压力打开活门，没有液压油流过优先活门

(b) 有足够的液压压力使活门保持打开，液压油可以流过优先活门

(c) 回油时液压油反向流动

图 3－42 优先活门

当优先活门上游的压力低于预定值时，优先活门关闭，此时优先活门下游无液压，从而使优先活门上游的液压元件优先工作。

当优先活门上游的压力达到预定值时，优先活门打开，液压流过优先活门，优先活门下游的液压元件开始工作。

3.6.4 液压保险

（液压系统中某些传动部分的导管或附件损坏时，系统的油液可能全部漏完，使整个系统不能工作。为了防止发生这种现象，在某些传动部分的供油管路上设置了安全装置。这种安全装置称为液压保险。液压保险在传动部分的供油管路漏油时，当油液流量或消耗量超过规

定值时，自动将管路堵死，防止系统内的油液大量漏失。常用的液压保险有定量器和定流量器（或称流量限制器）两种。

3.6.4.1 定量器

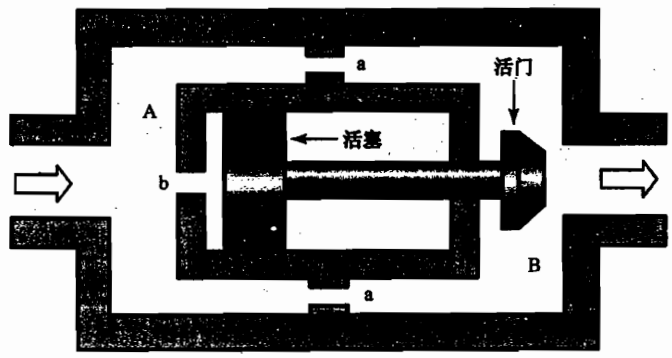
定量器是油液消耗量极限控制的液压保险。

（1）功用

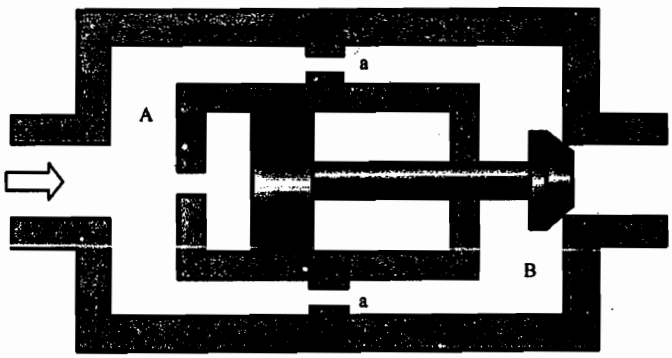
在使用作动筒作为作动机构的传动部分中，作动筒的容积是一定的，因此在正常情况下，传动部分工作一次，所需油的体积（油液消耗量）也是一定的。如果传动部分的导管或附件损坏，则当供油管路接通后，油液就可能不断地流向传动部分，并从损坏处漏出，使油液消耗量超过规定值。定量器的功用是：当油液消耗量超过规定值时，自动将管路封闭，以防止系统内的油液大量漏失。

（2）基本工作原理

基本工作原理如图 3－43 所示。



(a) 正常工作情况



(b) 自动切断油路

图 3－43 定量器

① 当作动筒不工作时，油液不流动，定量活门内的 A 室和 B 室通过节流孔 a 相通，液压相等，活塞两边的液压也相等，活塞停在左端位置。

② 当作动筒工作时，一定流量的油液经定量活门流入作动筒，由于节流孔的作用，使 A、B 两室形成一定的压力差，在这个压力差的作用下，油液经节流孔以一定的流量进入活塞的左室，推动活塞向右移动。如传动部分工作正常，则活门尚未右移到关闭位置，传动工作即可完成，油液停止流动，压力差消除，活塞不再移动；油液反向流动（即回油）时，能

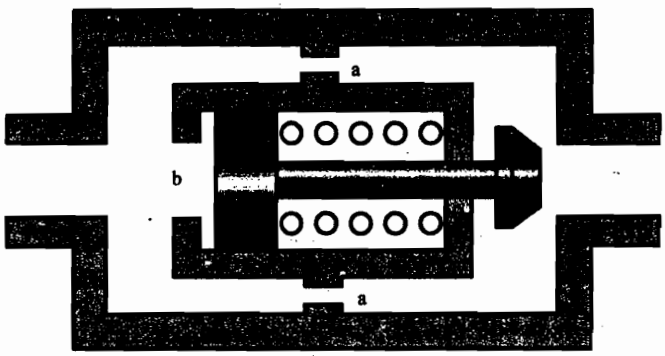
将活塞推回到左端位置。

③ 当下游导管漏油时，油液不断流动，活塞也就不断向右移动。当通过定量活门的油液消耗量达到某一值时(按设计情况定)，活门恰好移动到关闭位置，定量活门上游的油液不能继续外流。因而，当油液消耗量超过规定值时，定量器自动切断油路，防止系统油液大量漏失。

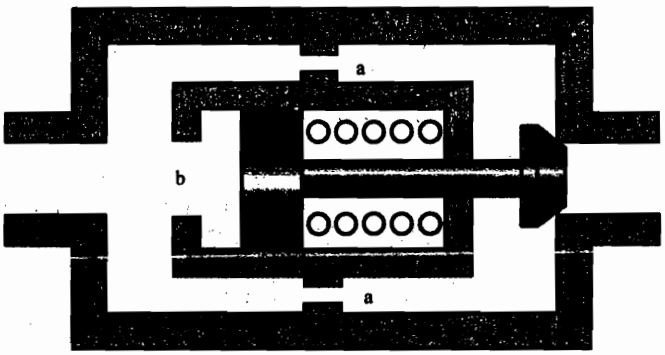
3.6.4.2 定流量器（流量限制器）

定流量器常装在向作动机构供油的管路上。当通过活门的流量超过规定值时，依靠节流孔前后的压差，克服弹簧力使活门关闭，切断油路。

如图3-44所示，定流量器（流量限制器）的构造与定量器相似，只是在活塞的后面增加了一个有一定初始张力的弹簧。系统工作正常时，节流孔前后的压力差不足以克服弹簧的初始张力，活塞不动，管路畅通。如果流量限制器以后的管路损坏，油液的流量超过了规定值，节流孔前后的压力差就能克服弹簧张力，将活塞推向右端，封闭出油口，阻止油液继续外漏。



正常工作情况



自动切断油路

图3-44 定流量器

3.6.5 单向活门

单向活门只允许油液沿一个方向自由流动，而在相反的方向上则不允许流动或流动受限制。这种液压油沿一个方向自由流动，而在相反的方向流动受到限制的单向活门称为节流型单向活门。

如图3-45（a）所示，球形单向活门只允许油液沿一个方向流动。液压油进入单向活门的进口，迫使活门离开活门座，活门弹簧受压缩，让油液流过所打开的通道；油液一停止

流动（或反向流动），弹簧就使活门回到活门座上，活门关闭，也就阻止了油液通过活门的反向流动。

如图 3－45（b）所示，节流型单向活门允许油液沿一个方向自由流动，此时同球形单向活门类似；当油液停止流动（或反向流动）时，弹簧使活门回到活门座上，球阀关闭，此时油液只能通过节流孔流动，即在反向流动时，流动受到限制。

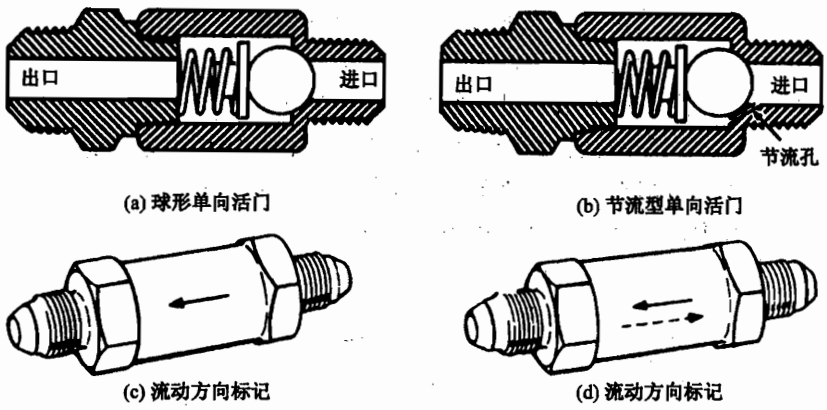


图 3－45 单向活门

3.6.6 选择活门

选择活门通常用于控制执行元件（作动筒或液压马达）的运动方向。它能提供压力油流入作动筒的一个腔室和将作动筒的另一个腔室通回油。选择活门通过迅速和方便地转换油液的流动方向以改变作动筒的运动方向。

典型选择活门的一个通油口与系统压力油路连通，作为液压的输入端；活门的第二个通油口与系统的回油管路相连，使油液回到油箱；选择活门另外的接头是通过管路连接到作动筒的进油和出口接头上。

选择活门有各种不同的接头数目，其接头数目取决于选择活门在系统的需求。最常用的选择活门有四个接头，通常称其为“四通”的选择活门。

如图 3－46 所示为常用的“三位四通”选择活门，一些手册通常用此方法表示。C 位为中立位，此时作动筒的两腔封闭。当选择 A 位时，压力油通到作动筒左腔，同时右腔通回油，活塞杆缩入。当选择 B 位时，压力通到作动筒右腔，同时左腔通回油，活塞杆伸出。

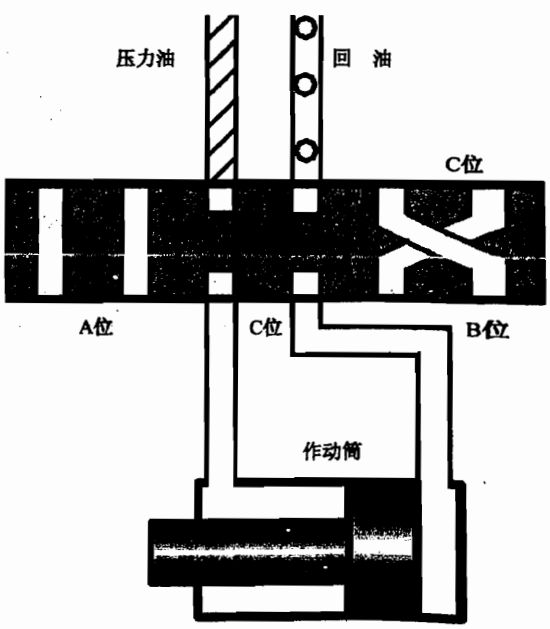


图 3－46 “三位四通”选择活门

图 3－47 所示为滑阀式选择活门。当选择活门的滑阀移到“关断”位置时（见图 3－47（a））两个缸筒通油口被滑阀凸肩堵住。当操纵滑阀向右运动时（见图 3－47（b）），压力油通到右通油口，左通油口通回油。当操纵滑阀从“关断”位置向左运动时（见图 3－47

(c))，压力油通到左通油口，右通油口通回油。

3.6.7 安全活门

安全活门用来限制液压系统的最大压力值，以防止在过大压力作用下，液压附件损坏或液压管路破裂。释压活门是系统的安全活门。安全活门的限压原理是用泵出口压力与预定弹簧力比较控制活门开度。

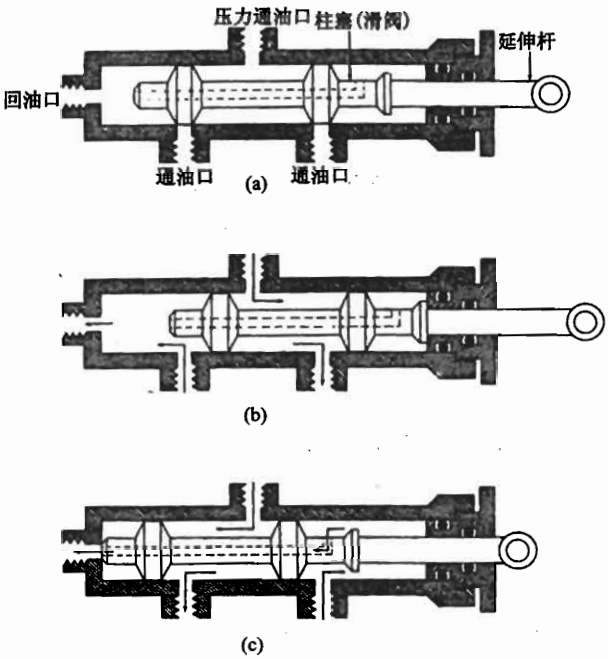


图 3-47 柱塞式（滑阀式）中位关断式选择活门

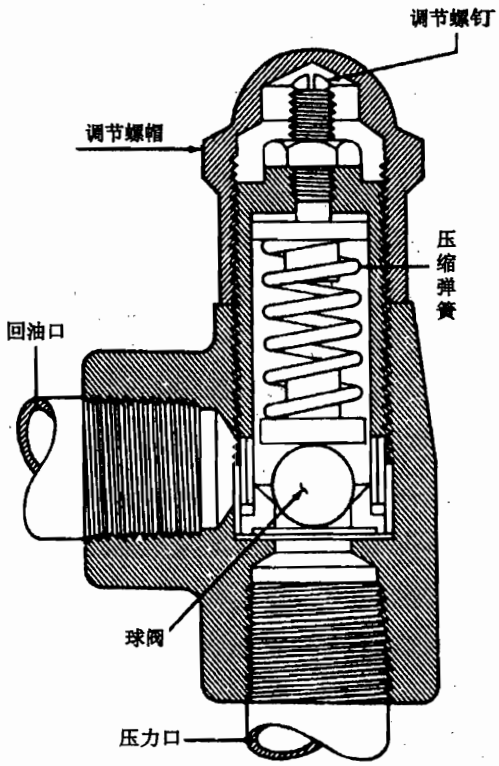


图 3-48 直接作用式安全活门

(1) 直接作用式安全活门

安全活门由壳体、球阀、调节螺钉和压缩弹簧等组成。这种活门装在压力油路和回油路之间。当系统压力小于一定值时，球阀上的油液作用力小于调压弹簧初始张力，活门处在关闭位置。当系统压力增大到一定程度，球阀上的油液作用力足以克服弹簧张力时，油液即可顶开球阀而流回油箱，以防止系统压力过高。此种活门适用于流量不大的系统中，即活门开度不大，对系统压力的稳定性影响不大。此种活门最大的优点是构造简单，所以在一些流量不大的系统中得到广泛的应用。

(2) 热力释压活门

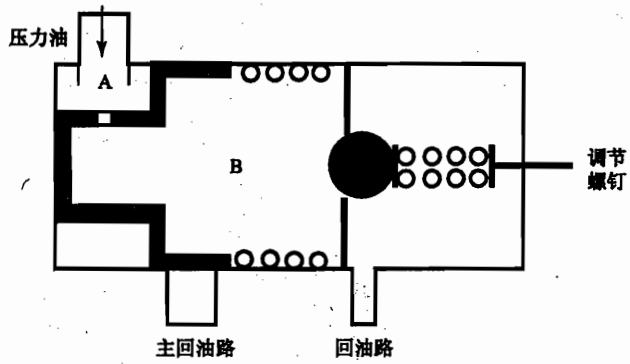
某些液压系统在有些情况下会存在一些封闭空间（如选择活门与作动筒之间的管路），如果外界温度升高，封闭空间内的油液膨胀，压力就会显著增大（因为油液的膨胀系数比金属的膨胀系数大得多），使导管受力增大，严重时会引起导管破裂。所以在这种封闭空间内常采用热力释压活门，当油液热膨胀超压时释压。

热力释压活门实质上是一种形式的安全活门，热力释压活门弹簧的初始张力大于系统最大工作压力对活门的作用力。平时活门是关闭的。当封闭腔内的油液受热膨胀时，压力增大到某一数值后，就能克服弹簧的张力，顶开活门，使一部分油液流回油箱，以免作动筒或导管受力过大。

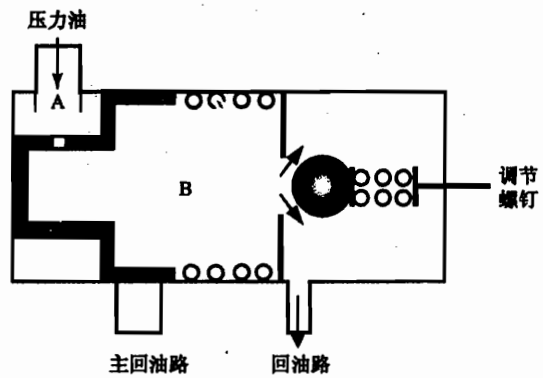
在液压系统中热力释压活门的释压压力是最高的，即热力释压活门的调节压力高于系统安全活门及其他压力调节活门，因为只有这样才能保证热力释压活门的工作不会对液压系统的正常工作产生干扰。

(3) 先导式安全活门

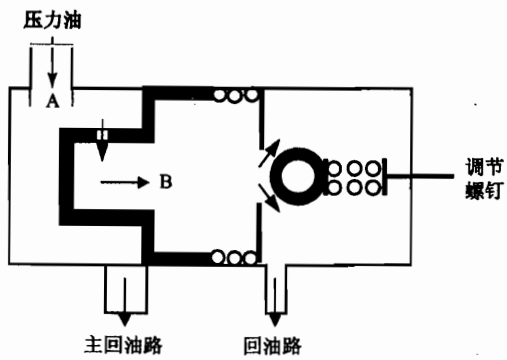
间接作用式安全活门（或称为随动式、先导式安全活门）常用在流量很大的系统中，因为这种活门工作时，系统压力随流量的变化很小。间接式安全活门的基本构造如图 3－49 所示。



系统正常工作时，球形活门在调压弹簧作用下堵死回油孔，油室 A 和 B 由活塞上的节流孔沟通，两室液压相等，活塞在弹簧力作用下，将主回油路堵死



当系统压力超过正常工作压力而达到某个数值 P_0 时，球形活门打开，使部分油液经过节流孔和球形活门回油箱



随着球形活门的开度增大，流量增大使经过节流孔的压降达到一定值，活塞在压力差作用下，克服弹簧力和摩擦力而向右移动，将主回油路打开，使大量的油液流回油箱，以防止系统压力过高

图 3－49 间接作用式安全活门

3.6.8 减压阀

当液压系统只有一个统一压力的液压源，而不同工作部分所需压力不同时，则使用减压阀。例如 MD－82 飞机上供扰流板操纵的液压压力为 1500PSI，而供压系统供到其他部分的液压压力为 3000PSI，就在主供压油路上安装减压阀来获得低压压力。

常见的减压阀有两种：定值减压阀、定差减压阀。减压阀的工作原理是利用阀口节流降压。

（1）定值减压阀

如图 3－50 所示为定值减压阀的工作原理图。在这种结构中，弹簧的调定压力仅由阀出口油压来平衡。阀口形成的节流作用，将出口压力降到由弹簧预紧力所确定的值。因此上游压力的变化对下游压力的影响很小，并且受出口负载增加的影响也不大。

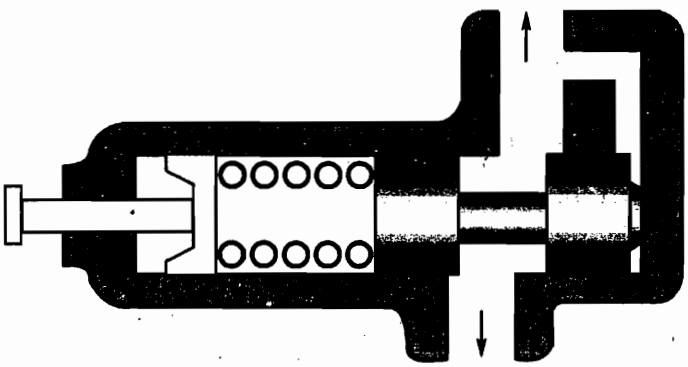


图 3－50 定值减压阀

（2）定差减压阀

如图 3－51 所示为定差减压阀的工作原理图。作用在阀芯上的弹簧的调定压力，是由阀进口高压和阀出口调定压力分别作用在阀芯两端的压力差来平衡的，阀口的开度仅受进、出口压力差调节，从而保持压差为恒定。减压阀主要应用于：

① 实现不同油压并联油路，以使不同工作分系统具有不同的工作压力；

② 稳定油压，减压阀可作为稳定油路工作压力的调节装置，使油路压力不受供油压力及其他并联油路的影响；

③ 定差减压阀与节流阀并联组成调速回路，由于定差减压阀的自动调节作用，当负载在一定范围内变化时，使节流阀前后压差不变，从而使流经节流阀的流量不变，活塞的运动速度也就不受负载变化的影响而保持恒定。

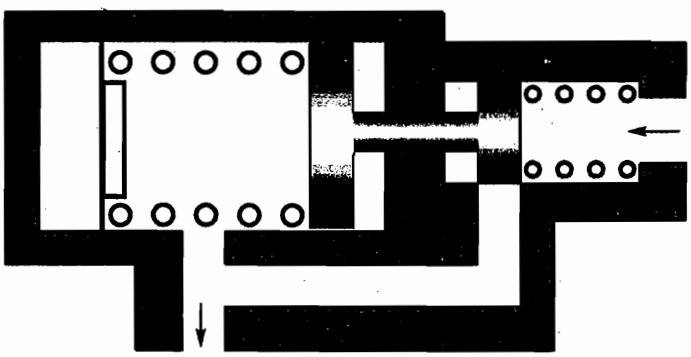


图 3－51 定差减压阀

3.6.9 快卸活门

快卸活门安装在液压管路中，用于当拆卸附件时防止液压油外漏。它安装于需要拆装的附件（如油泵）的上游和下游的管路上，如图 3－52 所示为快卸接头的原理图。

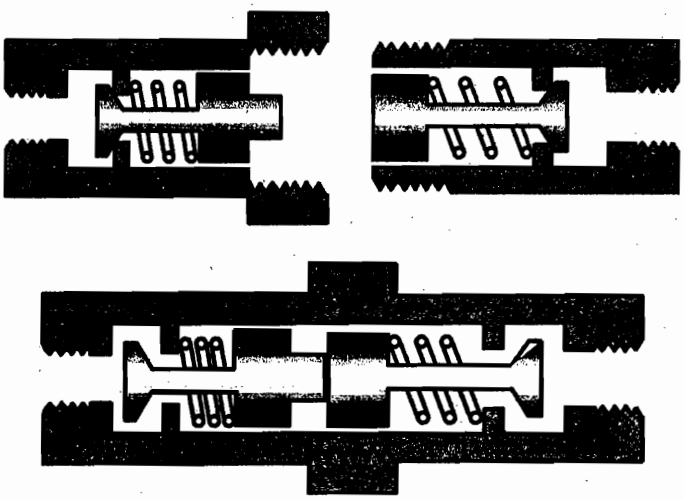


图 3－52 快卸活门

当活门互相连接时，连接螺帽将两部分连接在一起，活塞的伸出端顶动相对应的活塞，压缩各自的弹簧，从而打开活门，让油液连续不断地流过活门。

当松开连接螺帽时，在弹簧力的作用下，使活门关闭，从而堵住油路，防止液压油外漏。

3.7 液压辅助元件

液压辅助元件是组成液压系统不可缺少的部分，它主要包括液压油箱、油滤、蓄压器、密封装置、液压导管和接头等。

3.7.1 液压油滤

油滤的作用是过滤杂质和金属微粒，防止传动时损伤部件。

在系统工作时，选择活门、泵和其他附件在正常磨损中会产生金属微粒。另外液压油中还可能混有其他杂质，这些杂质如果混入运动部件的间隙中，会导致磨损加剧，损伤部件。因此在液压系统中要安装油滤以过滤油液中的杂质。

3.7.1.1 油滤的组成

油滤主要由头部壳体、滤杯和过滤元件组成，如图 3－53 所示。头部壳体用于安装到飞机结构上和连接管路。有的油滤在头部壳体内

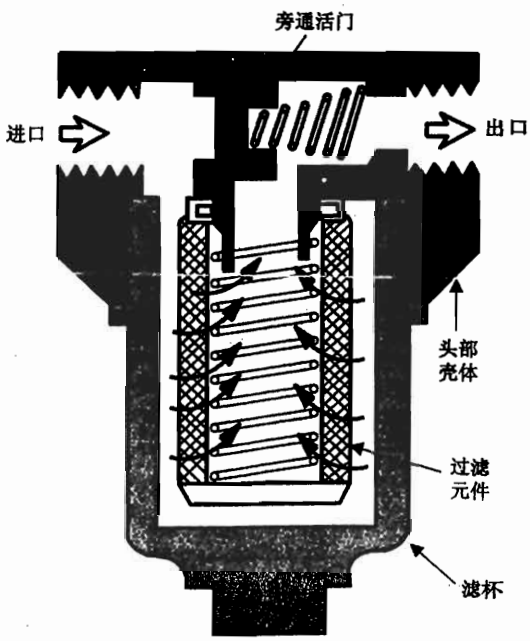


图 3－53 液压微孔油滤

装有旁通活门。旁通活门可在油滤被堵塞时，旁通过滤元件，使油液不经过滤流过油滤。滤杯用于安放过滤元件，并将其固定到头部壳体上，此部分在更换滤芯时可拆卸。

有些油滤上有目视指示销，当油滤的指示销从油滤壳体中伸出时，表明其过滤元件需更换或清洗。

3.7.1.2 液压系统油滤的位置及功用

液压系统的油滤位于：

① 油泵出口 用于保护工作系统，滤掉油泵工作时产生的金属屑；

② 系统回油管路 在进入油箱前的管路，用于过滤掉工作中产生的杂质；

③ 油泵壳体回油总管 滤除泵磨损等产生的金属屑。

3.7.2 蓄压器

蓄压器实质上是一种储存能量的附件。大多数飞机的供压部分中都设置了蓄压器。蓄压器在一定压力范围内的储油量对液压泵卸荷的稳定性、部件的传动速度等都有很大影响。

3.7.2.1 蓄压器的功用

在不同类型的供压部分中，蓄压器的作用不尽相同，但归纳起来主要有以下几点。

(1) 减缓系统压力脉动

液压泵流量脉动和部件动作会引起压力脉动。当液压泵流量瞬时增加时，一部分油液充入蓄压器，压缩冷气，由于蓄压器内冷气容易压缩，而且体积较大，相对压缩量较小，所以这部分油液进入蓄压器所引起的压力变化很小；当液压泵流量瞬时变小时，蓄压器可输出一部分油液，同理，这时压力变化也很小。

(2) 增大供压部分的输出功率

传动部分工作时，蓄压器可在短时间内和液压泵一起向传动部分输送高压油，因而加快了部件的传动速度。

(3) 作为系统的辅助能源

在液压泵不工作时，蓄压器可作为辅助压力源，驱动某些部件动作（如刹车蓄压器）。

(4) 提供压力油以补偿系统的内漏和外漏

在装有卸荷装置的供压部分中，在油泵卸荷后，蓄压器可向系统补充油液的泄漏，以延长油泵的卸荷时间，保证油泵卸荷的稳定性。

3.7.2.2 蓄压器的组成和工作

所有的蓄压器都有一个外筒，内部有一可运动的隔板（或隔膜）将其分为两个腔室。其中一个腔室为油液室，它与液压泵的供压管路相连；另一腔室为冷气室，其内部充有冷气（或氮气）。液压泵向蓄压器供油时，油液挤入油液室，推动隔板，压缩冷气。随着冷气压力逐渐升高，油液压力也相应升高。当压力达到系统的最大工作压力时，液压泵便停止向蓄压器供油。这时，已充入蓄压器的油液，由于冷气作用，仍可保持一定的压力。在上述过程中，液压泵提供的液压能储存在蓄压器内。传动部分工作时，冷气膨胀，将油液压力送至传动部分，推动部件做功。与此同时，冷气压力逐渐降低，油液压力也随之降低。

3.7.2.3 蓄压器的结构形式

(1) 薄膜式蓄压器

如图3－54所示，薄膜式蓄压器由两个空心的半球形金属体组成，两部分在中心线处连接在一起。在一个半球上有一个接头与液压系统连接，在另一个半球上安装有一个为灌充压

缩空气的空气活门。两个半球之间安装一个人造橡皮薄膜。在蓄压器的油液出口处盖有一个网屏，用以防止薄膜在气压力作用下进入系统压力口而损坏薄膜。这种情况可能发生在向蓄压器内灌充气体而薄膜另一边没有油液压力与之平衡时。一些蓄压器，在薄膜中间装有一个金属圆盘以代替网屏。

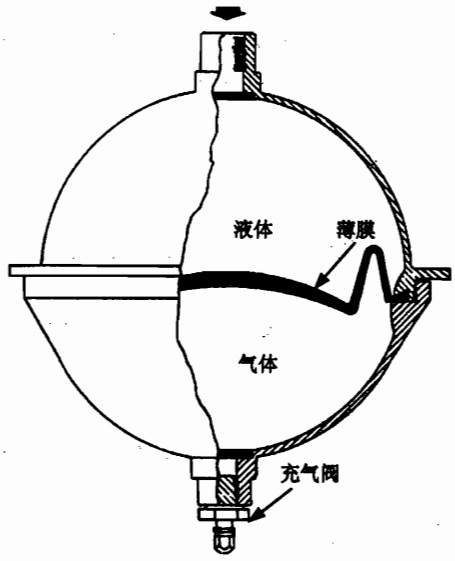


图 3－54 薄膜式蓄压器

(2) 气囊式蓄压器

如图 3－55 所示，气囊式蓄压器由一个整体的空心球体和顶部一个压力油口组成。在球体底部有一个开口，用以装入气囊，并用一个大螺塞将气囊固定住，同时也起密封作用。在螺塞上装有一个高压空气活门，在气囊顶部的两面装有金属圆盘，用以防止气囊在压力作用下被挤出压力口。当油液压力升高时，油液向下压气囊而压缩灌充在气室内的空气，压力油充填在上部油室。

(3) 活塞式蓄压器

如图 3－56 所示，活塞式蓄压器由一个缸筒体和活塞装置组成。一端灌充气体，另一端连接到系统压力油。

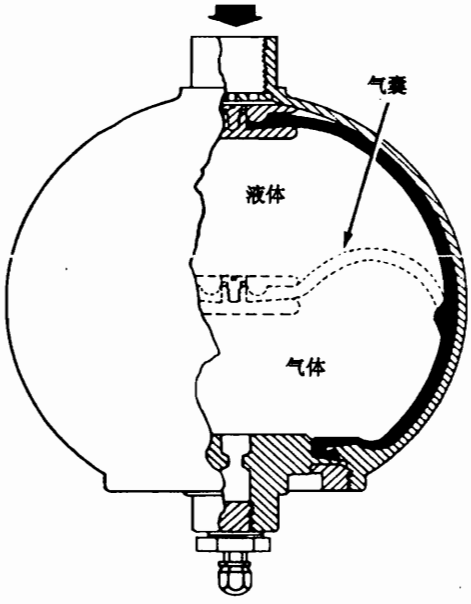


图 3－55 气囊式蓄压器

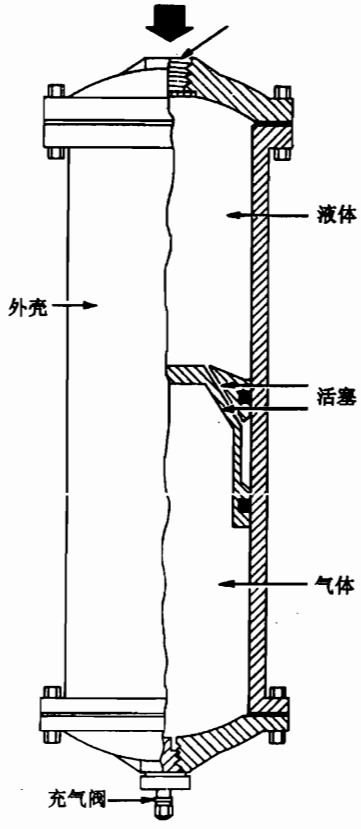


图 3－56 活塞式蓄压器

3.7.2.4 蓄压器储油量分析

蓄压器储油量通常应满足两点要求：

(1) 在液压泵的卸荷压力范围内，蓄压器应能输出足够的油液，以保证液压泵正常的卸荷时间和被传动部件具有一定的运动速度；

(2) 液压泵不工作时，蓄压器的总储油量应能满足某些部件工作一定次数的需要。

在系统的工作压力及蓄压器的总容积等都相等的情况下，其储油量的多少，主要决定于冷气初始压力（冷气室容积为最大时的冷气压力）的大小。

以活塞式蓄压器为例来说明冷气初始压力过大（见3-57图（c））或过小（见3-57图(b)）对储油量的影响。设液压泵卸荷的压力范围为80~160kgf/cm²。蓄压器冷气初始压力为40kgf/cm²。假定在工作过程中冷气的温度不变（等温过程），即冷气的压力和它的体积成反比。这样，在充压过程中，蓄压器内冷气压力从40kgf/cm²增大到80kgf/cm²时，冷气体积便缩小为原来的1/2；压力再增加到160kgf/cm²时，冷气体积再缩小1/2，即为原来的1/4。

同理可推出冷气初始压力过小和初始压力过大情况下的总储油量、工作储油量和卸荷压力范围内的储油量（简称卸荷储油量）。所谓工作储油量是指可用来做功的那部分储油量。当冷气压力小于40kgf/cm²时，蓄压器内剩余的储油量很难推动部件做功。

在图3-57中：

图（a）表示冷气初始压力正常情况；

图（b）表示冷气初始压力过小情况；

图（c）表示冷气初始压力过大情况。

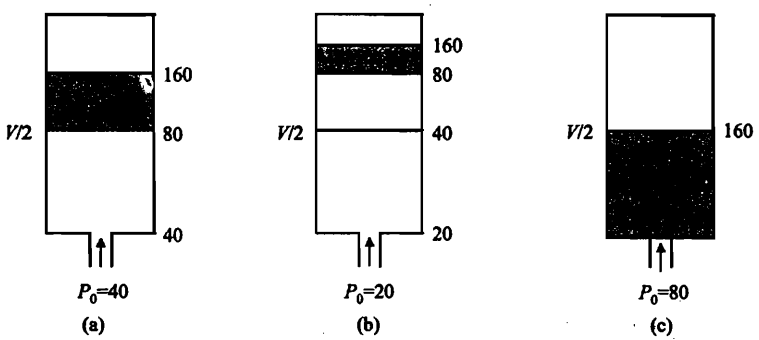


图3-57 蓄压器储油量分析

显然当冷气初始压力过小时，因为工作储油量减小，蓄压器不能保证某些部件完成规定的动作次数；而初始压力过大，容易使冷气渗漏到系统中去，影响系统工作，如表3-3所示。

表3-3 蓄压器储油量分析

冷气初始压力	总储油量	工作储油量	卸荷储油量	备注
40kgf/cm²	3/4V	3/4V	1/4V	图3-57（a）
20kgf/cm²	7/8V	3/8V	1/8V	图3-57（b）
80kgf/cm²	1/2V	1/2V	1/2V	图3-57（c）

3.7.2.5 液压系统频繁卸荷的原因

液压系统频繁卸荷的主要原因是蓄压器充气压力不足和系统的内漏、外漏严重。

通过上面分析可知，当蓄压器预充气压力较小时，其工作储油量及卸荷压力范围内的储

油量较少，所以容易引起液压系统的频繁卸荷。而如果系统的内外泄漏严重，使卸荷时间过短，同样会导致系统频繁卸荷。

发生频繁卸荷后，要对液压系统的有关部分进行检查。一般检查的顺序是：

①检查系统的外漏　外漏最容易检查，可观察液压管路及接头部件有无泄漏的痕迹；

②检查蓄压器预充气压力；

③检查系统的内漏。

3.7.2.6　蓄压器预充气压力的检查

（1）系统压力表装在主供压管道上

在液压泵不工作（发动机停车）时，缓慢操作用压系统，将蓄压器内的油液逐渐放出，这时，系统压力表所指示的压力逐渐下降，如果压力降低到某个数值 P_0 后，指针突然掉到零，则这个压力值（P_0）就是蓄压器活塞运动到限动位置时的冷气压力，因而也就是蓄压器的预充气压力。当系统压力表指示为零时，从蓄压器压力表上直接读出。因为只有在没有液压压力时，蓄压器压力表才表示蓄压器预充气压力。

（2）系统压力表装在蓄压器充气端

通过蓄压器充气端的压力表可检查其预充气压力。方法是：缓慢操作用压系统，当系统压力表指示不再下降时的压力即为蓄压器预充气压力。

3.7.3　密封材料和密封装置

在液压系统的使用和维护中，最难解决的、也是遇到最多的问题就是漏油。漏油不但影响系统的工作效率，严重时可能危及飞机的安全。

所谓密封，就是阻挡油液从两个配合零件表面的间隙中流出。密封装置就是利用密封材料制成的密封件，如常用的橡胶圈等。

（1）密封材料

密封材料分为弹性的和塑性的。弹性材料一般是合成橡胶，塑性材料一般为皮革，另外还有一些软金属材料也作为密封材料，而转动部件的端面（如轴向式柱塞泵）则常用碳作为表面材料。

目前飞机液压系统向高温、高压方向发展，对密封提出了更高的要求。并且一般液压附件的寿命也往往取决于密封装置的寿命。

合成橡胶是一种聚合材料，这种材料在室温下至少能伸长到原来的2倍，而当它一旦解除受力，便会基本上恢复到原来的长度。表3－4所示为某些橡胶的特性。

表3－4　合成橡胶的特性

材料名称	可用温度范围	适用的油液
丁腈橡胶	－65～275°F	油，冷却剂
聚丙烯酸酯橡胶	0～350°F	油，冷却剂
氟丁橡胶	－40～220°F	油，水，冷却剂
海帕伦	－40～250 °F	油，水，酸类
氟塑料	－40～450°F	油，燃料
富丙烷异丁橡胶	－65～300 °F	空气，磷酸盐酯
乙丙橡胶	－65～300 °F	空气，磷酸盐酯
尿脲橡胶	－40～212 °F	油
硅氧橡胶	－150～500 °F	油，磷酸盐酯

(2) 密封装置

(密封装置种类很多。按被密封部分的运动情况可分为固定密封装置（静密封装置）和运动密封装置（动封严）。)

(静密封，密封圈和密封垫在许多场合使用，通过两个表面之间的挤压达到密封效果。)装在两滑动表面之间的动密封，有许多不同种类的密封形式，这取决于密封的用途和液体的压力。U形和V形环密封仅仅对一个方向的密封有效。但O形密封圈和方形断面密封常常应用在两个方向都有压力作用的场合。)

为了保持密封的有效性，动密封需要润滑。在高压处使用O形密封圈的地方，通常要装有刚性挡板，以保持密封件的形状和防止密封件在两个运动表面之间被挤压。密封件所用材料取决于液体的类型和所应用的场合。如果在系统中密封材料使用不正确，密封质量将严重下降，并且可能引起元件失效。密封件是容易被固体颗粒损坏的，刮环常常安装在作动筒上以防止附在活塞杆上的固体颗粒损伤密封件。

3.8 液压系统泄漏检查

3.8.1 外漏的检查

(1) 接近发生外漏的部件。

(2) 清洁部件上的液压油。

(3) 提供液压。

(4) 测量泄漏速率。

根据表3-5判断是否需要维修。

表3-5 液压系统允许外漏速率

封严部分		正常运转允许渗漏量	应急放行允许渗漏量
1. 管接头		没有目视漏油痕迹	没有目视漏油痕迹
2. 静封严		每10分钟1滴	由维护人员确定
3. 动封严	电动泵	每分钟30滴	每分钟60滴
	发动机泵	每分钟10~20滴（据泵的型号不同而定）	每分钟20~30滴
	停止运动的动封严，在任何压力下	每分钟1滴	每分钟最多30滴
	处于运动状态下的动封严	每循环1滴	每循环1滴

3.8.2 内漏的检查

(1) 电流表法

内漏是液压系统的功率损失，因此在保证泵供压力恒定条件下，内漏大小与输入功率成正比。利用电动泵供压，电机输入功率等于电流和电压的乘积，电压保持恒定则内漏与电流成正比。

检查程序：

① 断开电动泵的电源接头，连接电缆组件的一个接头到电动泵，另一个接头连接到电源（如图3-58所示）；

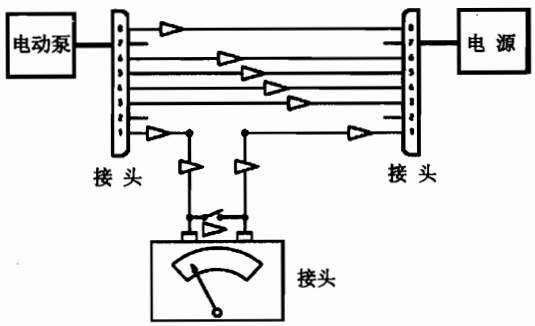


图3-58 采用电流表进行内漏检查

② 运行电动泵，确定供压压力满足要求；

③ 从电流表上记录电流值 I_1（基本电流）；在电动泵特性曲线（如图 3－59 所示）上查出流量值 Q_1；

④ 操纵用压系统（按照维护手册）；

⑤ 从电流表上记录电流值 I_2，记录下：$I_2 - I_1$；在电动泵特性曲线（如图 3－59 所示）上查出对应的流量值 Q_2；

⑥ 如果 $Q_2 - Q_1$ 超过标准流量，则说明系统有内漏。

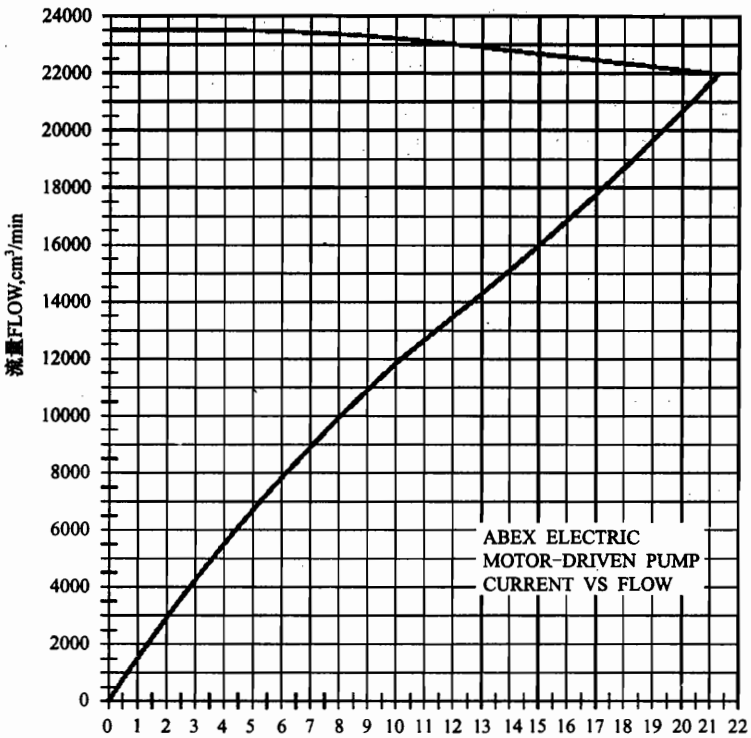


图 3－59 电动泵特性曲线

(2) 流量计法

以地面液压源供压为例。流量计连接于压力管路上，如图 3－60 所示。

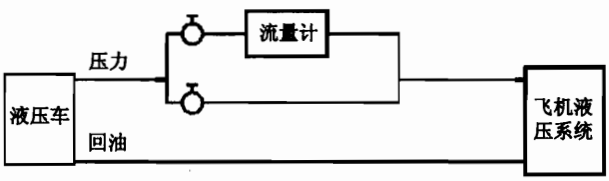


图 3－60 采用流量计进行内漏检查

检查程序：

① 起动液压源，确定供压压力满足要求；

② 从流量计上读出流量值 Q_1；

③ 操纵用压系统（按照维护手册）；

④ 从流量计上读出流量值 Q_2；

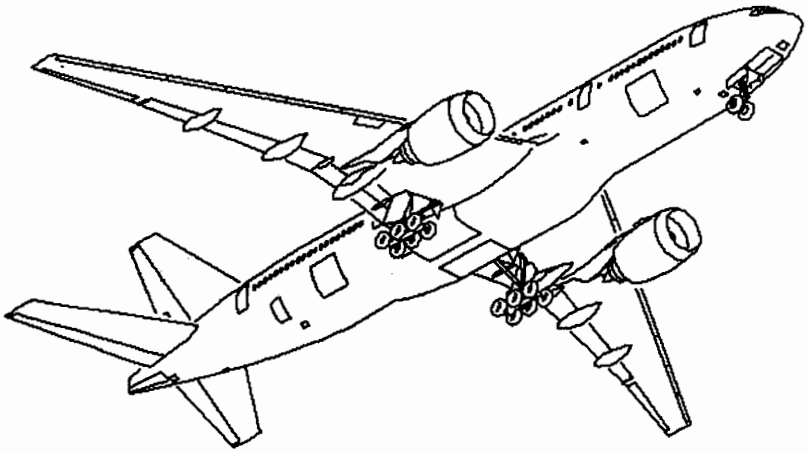
⑤ 如果 $Q_2 - Q_1$ 超过标准流量，则说明系统有内漏。

第3章思考题

1. 简述帕斯卡原理。
2. 实现液压传动的条件是什么？
3. 如何理解压力取决于负载？
4. 推导液压传动功率的公式。
5. 按液压系统的功能划分，液压系统的组成元件有哪些？
6. 简单液压系统的基本组成部件有哪些？
7. 什么是恩氏黏度？
8. 温度对液体黏度的影响如何？如果液压油中含有气泡，对液压系统工作有何影响？
9. 什么是液压油的闪点和燃点？
10. 民用飞机上通常使用的三种液压油是什么？
11. 磷酸酯基液压油的主要特点是什么？
12. 液压油使用过程中的注意事项有哪些？
13. 液压源系统的基本组成部分有哪些？
14. 油箱增压系统的基本组成部件和功用是什么？
15. 按动力源的不同，液压泵主要有哪几种形式？
16. 什么是需求泵？如何进行控制？
17. 液压源系统中的压力组件和回油组件的作用是什么？
18. 液压系统的指示主要有哪些？
19. 液压系统热交换器的位置和作用是什么？
20. 分析单作用式和双作用式手摇泵的工作原理。
21. 什么是容积泵？举例说明哪些泵属于容积泵。
22. 分析斜盘式柱塞泵的供油及变量控制原理。
23. 什么是液压泵的泄流损失和填充损失？其主要原因是什么？
24. 液压泵的总效率与容积效率、机械效率的关系是什么？
25. 分析斜盘式柱塞泵的自动卸荷和人工卸荷原理。
26. 分析定量泵的卸荷原理。
27. 线性作动筒的基本形式有哪些？
28. 分析双向单杆式和双向双杆式作动筒的主要区别。
29. 分析三位置作动筒的功用及工作原理。
30. 分析带锁作动筒的作用和工作原理。
31. 什么是带缓冲装置的作动筒，其主要作用是什么？
32. 控制工作顺序的元件主要有哪些？分析其工作原理。
33. 分析液压保险的作用、类型和工作情况。
34. 液压系统中单向活门、选择活门、快卸活门、减压活门的作用是什么？
35. 减压活门有哪几种类型？

36. 安全活门的种类有哪些？
37. 油滤主要安装于哪些液压管路上？
38. 蓄压器的作用是什么？主要有哪几种类型？
39. 如何进行液压系统外漏的检查？
40. 液压系统内漏的检查方法有哪些？

第4章 起落架系统



4.1 概 述
4.2 起落架缓冲装置
4.3 起落架收放系统
4.4 转弯系统
4.5 刹车系统
4.6 机 轮
4.7 起落架系统主要维护工作

4.1 概述

起落架主要功用是在飞机滑跑、停放和滑行的过程中支撑飞机，同时吸收飞机在滑行和着陆时的震动和冲击载荷。

4.1.1 起落架配置形式

在飞机出现的初期，曾采用过四点式起落架。后来实践证明，只要有三个支点，飞机就可以在地面稳定地运动，因而采用了前三点式和后三点式起落架（如图 4－1 所示）。前三点式起落架的两个支点（主轮）对称地安置在飞机重心后面，第三个支点（前轮）位于机身前部，尾部通常还装有保护座，防止在起飞离地时出现擦尾；后三点式起落架的两个支点（主

轮）对称地安置在飞机重心前面，第三个支点（尾轮）位于飞机尾部。由于在机身前部装有活塞式发动机，安装前起落架比较困难，同时，前三点飞机在着陆滑跑时迎角较小，不能很好地利用气动阻力来缩短滑跑距离，因此，前三点式起落架很少采用。

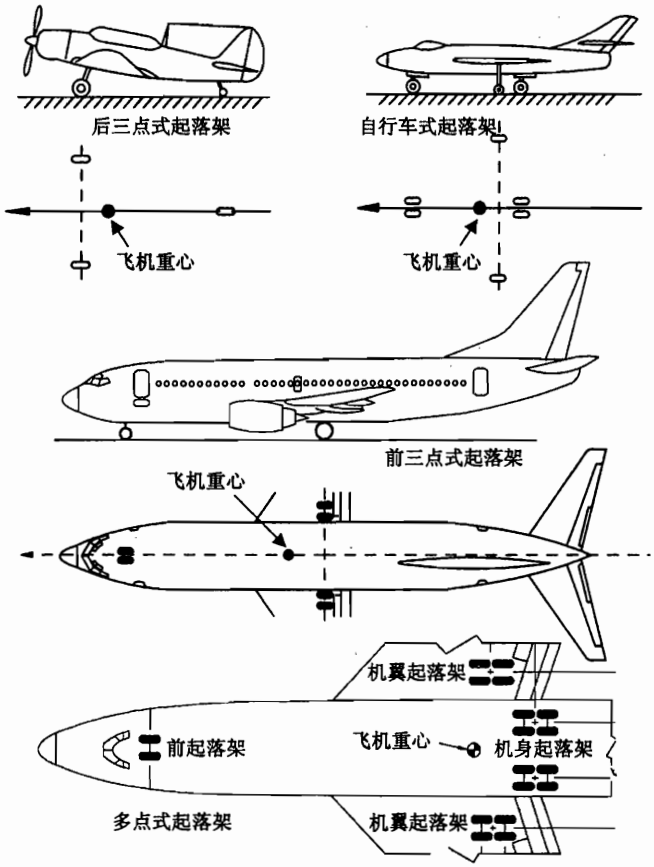


图 4－1 起落架配置形式

后三点式起落架与前三点式起落架相比，除了具有在螺旋桨飞机上容易配置和便于利用气动阻力使飞机减速等优点外，它的构造比较简单，重量也较轻。但是，具有后三点式起落架的飞机地面运动的稳定性较差，例如驾驶员操纵不当时，飞机容易打地转。此外，这种飞机着陆时须三点接地，操纵比较困难。如果飞机以较大的速度两点接地，因两主轮位于飞机重心前面，地面反作用力会对飞机重心形成上仰力矩，使飞机的迎角增大，升力增大，飞机就要向上飘起，即发生所谓的“跳跃”现象。由于这些缺点对低速飞机来说并不十分严重，所以在 20 世纪初到 30 年代末之间，后三点式起落架曾得到极为普遍的应用。

随着飞机的起飞、着陆速度不断增大，后三点式起落架性能与对飞机地面运动的要求之间的矛盾日趋尖锐。例如，为了缩短滑跑距离，在机轮上安装了刹车装置，结果却增大了飞机向前倒立（拿大顶）的可能性；又如在起飞、着陆速度较大的情况下，后三点式起落架飞机还容易打地转。为了解决上述问题，在新的条件下（如着陆减速问题已经解决），前三点式起落架又重新得到了应用。具有前三点式起落架的飞机，地面运动的稳定性好，由于飞机重心位于主轮的前边，因而有助于阻止飞机在滑行时打地转，作用于重心上的力使飞机保持向前作直线运动而不会打地转，滑行中不容易偏转和倒立；着陆时，只有两个主轮接地，比

较容易操纵。此外，这种飞机在地面运动时，机身与地面接近平行，驾驶员的视界较好。对喷气式飞机来说，前三点式起落架还能使飞机轴线基本上与地面平行，避免发动机喷出的燃气损坏跑道。前三点式起落架的主要缺点是前起落架承受的载荷较大，而且前轮在滑跑中容易产生摆振。总的看来，前三点式起落架比较适用于速度较大的飞机。因此，从20世纪40年代初开始，便得到了迅速的推广，目前已成为起落架在飞机上配置的主要形式。

自行车式起落架的两组主轮分别安置在机身下部、飞机重心的前后，另有两个辅助轮对称装于左右机翼下面。

多点式起落架常用于一些重型飞机，如波音747飞机，它由一个前起落架，两个机身起落架和两个大翼起落架构成，此种布局可以将飞机的重量分散在一个较大的面积上。

现代飞机起落架机轮的数量有多种形式。一般前起落架有两个机轮，每个主起落架大多有2~6个机轮，最常见的是4个机轮。多机轮的布置把飞机的重量分散到一个较大的面积上；另外，万一有1个机轮被破坏时还能提供一个安全余量。

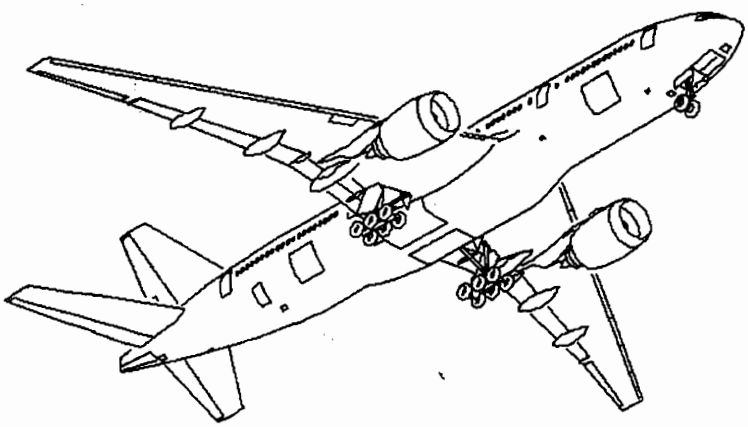


图4-2 波音777飞机起落架的配置

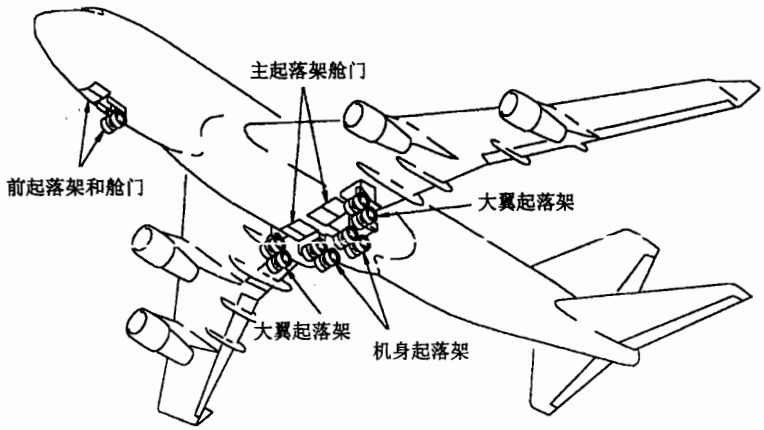


图4-3 波音747飞机起落架的配置

4.1.2 起落架的结构形式

(1) 构架式起落架

构架式起落架如图4-4所示，通过一套承力构架与机翼或机身连接。承力构架中的缓冲支柱及其他杆件都是相互铰接的，当起落架受到地面反作用力时，它们只承受拉伸或压缩

的轴向力，不承受弯矩，因此结构重量较轻，构造较简单，在一些轻型低速飞机上采用得较多。但这种起落架的外廓尺寸大，很难收入飞机内部，因而它的发展受到了限制，高速飞机已不采用。

(2) 支柱套筒式起落架

支柱套筒式起落架如图 4－5 所示。此类起落架是由外筒和活塞杆套接起来的缓冲支柱，机轮直接连接在支柱下端，支柱上端固定在机体骨架上。其承力支柱和缓冲器是一体。

支柱套筒式起落架比构架式起落架体积小，容易做成可收放的形式。但这种起落架承受水平撞击时，缓冲支柱不能很好地起到减震作用。因为当缓冲支柱受到正面来的水平撞击时，水平撞击力使支柱承受较大的弯矩，而不能很好地使支柱受到压缩。当缓冲支柱受到较大弯曲作用时，活塞杆和外筒接触点（支点）产生较大的摩擦力。这样不仅使缓冲支柱的密封装置磨损，产生漏油现象，而且它的工作性能也要受到一定影响。

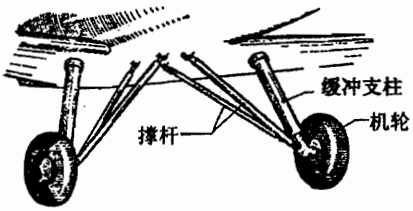


图 4－4 构架式起落架

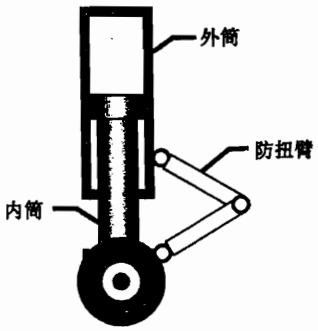


图 4－5 支柱套筒式起落架

现代飞机主起落架一般都采用支柱套筒式起落架。

(3) 摇臂式起落架

摇臂式起落架如图 4－6 所示。这种起落架的机轮通过一个摇臂悬挂在承力支柱和缓冲器下面。

当起落架承受水平和垂直撞击载荷时，都可使缓冲器受到压缩，从而具有水平和垂直方向的减震效果。而在传力的过程中，缓冲器只承受轴向力，不承受弯曲作用。

摇臂式起落架与支柱套筒式起落架相比较，具有以下优点：

① 缓冲器不受弯矩，只承受轴向力，所以密封性比较好，不易漏油，摩擦力较小；

② 吸收正面来的水平撞击载荷的性能较好。

摇臂式起落架还有不少缺点。例如，构造比较复杂，缓冲器及接头受力较大，重量一般也较重。因此，一般不易在重型飞机上使用。

4.1.3 起落架外部结构

起落架缓冲支柱是主要的受力构件。缓冲支柱还具有一些加强构件。

如图 4－7 所示，阻力杆的作用是沿前后方向支持起落架缓冲支柱，可防止起落架在接地过程中承受较大的水平撞击力时产生较大的弯曲。

侧撑杆给予起落架横侧支持，即沿左右方向加强起落架缓冲支柱。

防扭臂分为上、下防扭臂两个部分。上防扭臂铰接到起落架缓冲支柱的外筒上，下防扭臂铰接于起落架缓冲支柱的内筒上，上下防扭臂之间也是通过铰链连接的。防扭臂的作用是

限制内外筒之间的相对转动，而不限制其相对上下移动，以保持机轮的准确定位。前起落架的前轮转弯动作就是通过防扭臂传递到机轮的。

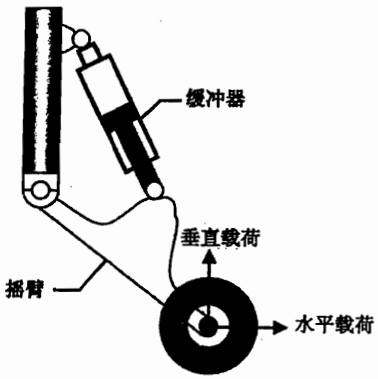


图4-6 摇臂式起落架

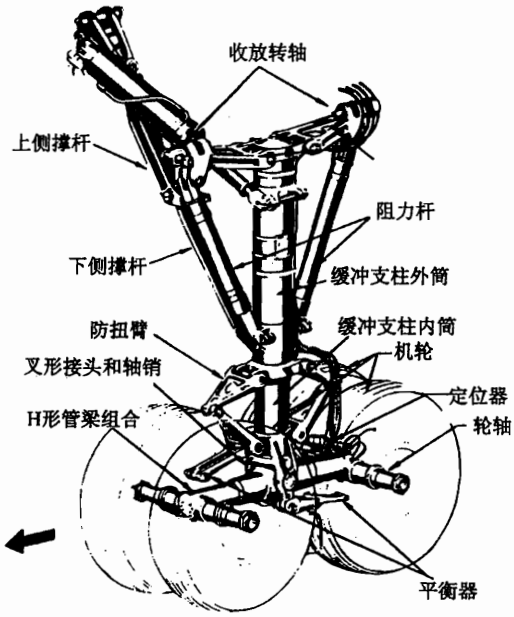


图4-7 小车式主起落架（四机轮）

重型飞机可用四个或更多的机轮。当一个支柱上连接两个以上机轮时，这个连接机构称为“小车”。

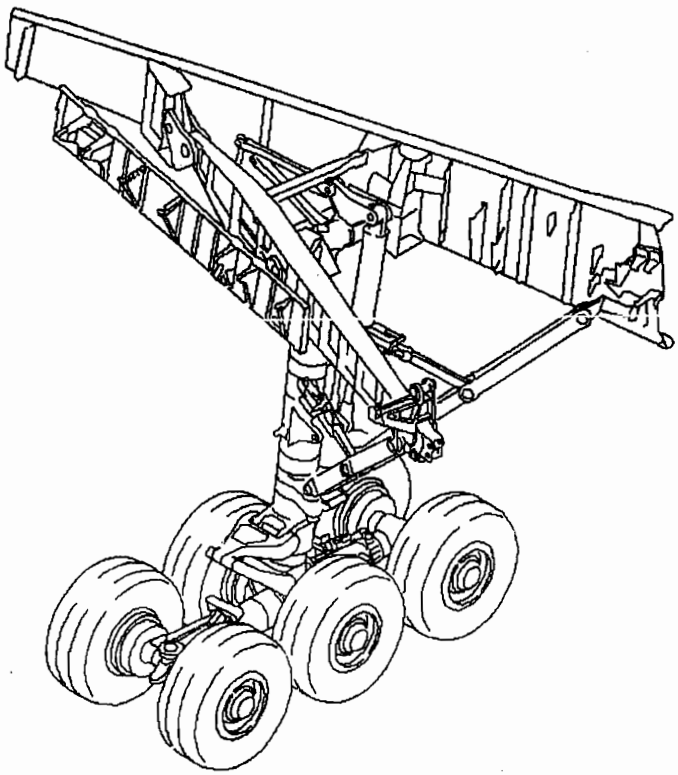


图4-8 小车式主起落架（六机轮）

4.2 起落架缓冲装置

起落架缓冲装置由轮胎和缓冲器组成。它的功用是减小飞机在着陆接地和地面滑跑时所受的撞击力，并减弱飞机因撞击而引起的颠簸跳动。

4.2.1 缓冲原理

物体相撞，总要产生撞击力。然而不同的物体相撞时，撞击力的大小往往不一样。如果两个质量相等的钢球从同一高度自由落下，A 球掉在石块上，B 球掉在弹簧上，它们与石块和弹簧接触时的速度都等于 v_0，而且最终都要减小到零。但 A 球与石块相撞，两者都很硬，不容易变形，A 球的速度势必在极短时间内消失，负加速度很大；而 B 球与弹簧相撞，弹簧较软，容易变形，B 球的速度 v_0 是在这段变形过程上逐渐消失的，时间较长，负加速度较小。牛顿第二定律告诉我们：物体产生的加速度与外力成正比，与物体质量成反比（$F=Ma$）。上述两球的质量相等，而 B 球的负加速度较小，可见，B 球受到的撞击力也较小。B 球所撞击的弹簧越软，受到的撞击力就越小。

起落架缓冲装置减小撞击力的道理也是这样。飞机着陆接地时，轮胎和缓冲器像弹簧那样产生压缩变形，增长垂直分速的消失时间，从而减小撞击力。

当然缓冲装置的缓冲原理并不仅仅是减小撞击力。试想，如果用弹簧制造缓冲支柱，则必然会导致飞机产生比较强烈的颠簸跳动。这主要是因为弹簧本身消耗撞击能量的能力较差。所以，如果起落架缓冲装置的热耗作用（将撞击能量转换成热能而消耗掉的作用）很差，飞机着陆接地后将产生比较强烈的颠簸跳动。因此，起落架上的缓冲器都有专门装置，来增大消耗能量的能力。

由以上分析可知，缓冲原理的实质是：产生尽可能大的变形来吸收撞击动能，以减小物体受到的撞击力；尽快地消散能量，使物体碰撞后的颠簸跳动迅速停止。

4.2.2 对起落架缓冲装置的要求

一般的起落架缓冲装置在性能方面应满足以下几点要求。

（1）缓冲装置在达到最大压缩量时，应能吸收完规定的最大能量，而载荷不超过规定的最大值。如果载荷超过规定值，飞机各部分受力就会过大；如果吸收不完规定的最大能量，则会产生刚性撞击，同样要使飞机各部分的受力增大。

（2）缓冲装置要有尽可能大的热耗作用。缓冲装置的热耗作用越大，就越能减弱飞机的颠簸跳动，而使飞机迅速平稳下来。

（3）缓冲装置在压缩过程中承受的载荷，应随压缩量的增大而逐渐增大。如果在压缩量不大时，就承受很大的载荷，则缓冲装置即使在吸收较小的撞击动能（如飞机在不平的地面上滑行）时，也会使各部分经常受到很大的力，如长期如此，飞机的某些结构就会因疲劳而提前损坏。

（4）缓冲装置要有连续接受撞击的能力，因此它完成一次压缩和伸张的时间（叫做工作周期）不能太长。

（5）工作性能受外界因素（如大气温度）变化的影响小；密封装置应保证缓冲器不漏气、不漏油，不因摩擦力过大而妨碍缓冲器的正常压缩和伸张等。

4.2.3 油气式缓冲器

油气式缓冲支柱主要利用气体的压缩变形吸收撞击动能，利用油液高速流过节流小孔的摩擦消耗能量（气储存和释放能量）。它的基本组成包括外筒、活塞、活塞杆、带小孔的隔板和密封装置等。外筒内腔下部装油，上部装气。缓冲器在未受外力时，由于冷气压力的作用，活塞处在最低位置。

飞机着陆接地后，要继续下沉而压缩缓冲器。于是，缓冲器内隔板下面的油液受活塞挤压而被迫经小孔高速向上流动，油平面逐渐升高，使冷气的体积缩小，气压随之增大。这时，冷气压力通过油液作用在活塞上，产生一个力，这个力叫冷气作用力；同时油液高速流过小孔时产生剧烈摩擦，还要产生一个阻止活塞运动的力，这个力叫油液作用力。这两个力和密封装置等的机械摩擦力都是反抗压缩的，因此，飞机下沉速度会逐渐减小下来。飞机下沉而压缩缓冲器的过程叫做缓冲器的压缩行程（或正行程）。在压缩行程中，撞击动能的大部分由冷气吸收，其余则由油液高速流过小孔时的摩擦和密封装置等的摩擦转变为热能消散掉。

飞机停止下沉时，缓冲器的压缩量较大，冷气作用力大大超过了停机时作用在缓冲器上的力（叫缓冲器的停机载荷），所以缓冲器随即伸张，飞机向上运动的速度逐渐增大。这时，油液在冷气压力作用下，经小孔高速向下流动，油平面逐渐下降，气压降低，冷气作用力随着缓冲器的伸张而逐渐减小。同时，油液作用力和密封装置等的机械摩擦力要抵消一部分冷气作用力，因此，缓冲器的伸张力总是小于冷气作用力的，而且它随着缓冲器不断伸张而减小。当缓冲器的伸张力小于其停机载荷时，飞机向上运动的速度逐渐减小。缓冲器伸张而顶起飞机的过程叫做缓冲器的伸张行程（或反行程）。在伸张行程中，冷气释放出能量，其中一部分转变成飞机的位能，另一部分也由油液高速流过小孔时的摩擦以及密封装置等的摩擦转变为热能消散掉。

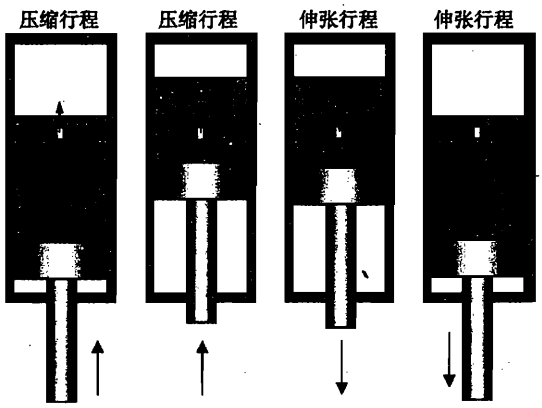


图4-9 通油孔流通面积不可调节的油气式缓冲支柱

飞机停止向上运动时，缓冲器的伸张力已小于其停机载荷，飞机便开始第二次下沉，缓冲器重新被压缩。由于在第一次伸张行程中，已有很大一部分能量转变为热能消散掉，所以，缓冲器在第二次压缩行程中吸收的能量比第一次小得多。经过若干次压缩和伸张，缓冲器就能将全部撞击动能逐步地转变成热能消散掉，使飞机很快平稳下来。

飞机在不平的地面上滑行时，缓冲器的工作原理与上述情况相同。一般飞机滑行时撞击动能较小，缓冲器压缩量也较小。

飞机粗猛着陆时，缓冲器的压缩速度一开始增加得特别迅速，如果通油孔面积比较小，油液作用力就会突然增大，缓冲器所受的载荷也突然增大；尔后，因冷气和油液大量吸收和消耗撞击动能，缓冲器的压缩速度又要迅速减小。这样缓冲器所受的载荷，在压缩行程之初会出现一个起伏，这种现象称为载荷高峰。在这种情况下，缓冲器所受的载荷可能超过规定的最大值。当飞机以较大的滑跑速度通过道面上的突起物时，通油孔面积较小的缓冲器也可

能产生载荷高峰。因为这时飞机来不及向上运动，缓冲器的压缩速度很大，甚至还可能超过粗猛着陆时的压缩速度。

增大通油孔面积，能减小油液作用力，从而避免载荷高峰；但飞机在正常着陆和滑行时，缓冲器压缩程度较小，油液作用力很小，缓冲器的热耗作用减小。为了既能避免载荷高峰，又能取得较大的热耗作用，目前大多数缓冲器通油孔面积在工作过程中是可以改变的。

现代飞机起落架缓冲器广泛采用了通油孔面积随压缩量变化的调节装置（如图 4－10 所示）。它的基本原理是：在压缩行程的最初阶段，通油孔面积很大，油液流过通油孔时，基本上没有流动阻力，这段行程称为自由行程；随着压缩量的增大，油针使通油孔面积逐渐减小。这种缓冲器不仅能消除载荷高峰并取得较大的热耗作用，而且还可以减小飞机在高速滑跑中受到的载荷。

具有通油孔面积调节装置的缓冲器，在伸张行程中，由于通油孔面积逐渐变大，热耗作用也较小。为了增大热耗作用，有的缓冲器装有在伸张行程中堵住一部分通油孔的单向节流活门，这种活门叫做反行程制动活门。它可以限制伸张速度以防止飞机反跳。有些缓冲器的活门为环状活门，故又称为缓冲环或缓冲活门。

如图 4－11 所示，在压缩行程的最初阶段（自由行程），通油孔面积很大，油液流过通油孔时基本上没有流动阻力，可以防止载荷高峰；随着压缩量的增大，油针使通油孔面积逐渐减小，油液高速向上流动，因此热耗作用逐渐增大。内外筒之间的空间称为缓冲腔。当缓冲支柱被压缩时，缓冲腔内的油液是从上往下流动的，使缓冲环运动到下极限的位置，缓冲腔内的油液流动基本不受阻碍。

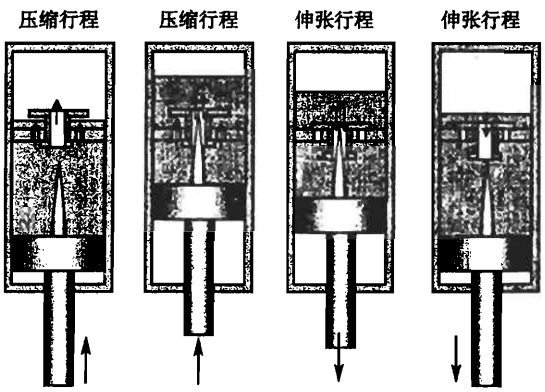


图 4－10 通油孔流通面积可以调节的油气式缓冲支柱

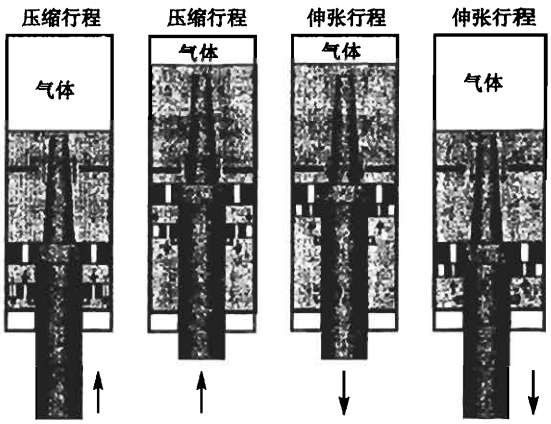


图 4－11 通油孔流通面积可以调节的油气式缓冲支柱（现代飞机采用）

在伸张行程，缓冲支柱内的冷气膨胀，使油液从上往下流动，缓冲支柱内筒相对飞机向下移动，导致缓冲腔内的油液从下向上流动。在油液作用下，缓冲环运动到上极限位置，堵住了缓冲环外侧边缘上大的通油通道，使油液只能通过缓冲环上的小节流孔流动，从而限制了伸张速度，以防止反跳。

A320 飞机起落架缓冲支柱介绍如下。

A320 飞机前起落架缓冲支柱的结构比较独特，它是没有单独活塞的单腔、双作用式缓冲支柱。缓冲支柱内充有液压油和氮气。它最独特的是与飞机结构相连的缓冲支柱部分是内筒，而与机轮相连的部分是外筒，因而维护时可以不排油拆开缓冲支柱。

飞机接地时，缓冲支柱压缩，油液高速通过节流小孔向上流动，消耗撞击能量，同时气体被压缩，将没有消耗的撞击能量储存起来；当缓冲支柱压缩到一定程度，缓冲支柱内的气体膨胀，使缓冲支柱伸张，油液自上向下流动，此时防反跳活门沿流动方向下移，关小节流口，使得油液节流作用加强，可防止飞机剧烈反跳，同时节流作用的加强也增大了热耗作用。由于压缩和伸张行程都可以消耗撞击能量，飞机经过数次颠簸后就可稳定下来。

A320 主起落架缓冲支柱包括两级组件，共有四个腔室。

① 第一级气体腔：包括低压气体和液压油。

② 缓冲腔室：有液压油。

③ 压缩腔室：液压油。

④ 第二级气体腔：包括高压气体。

其工作情况同前述相似，它也有防反跳活门，其缓冲控制是当缓冲腔流入第一级气体腔，及油液从第一级气体腔流入压缩腔时，关小节流口，增大节流作用，以防止反跳。

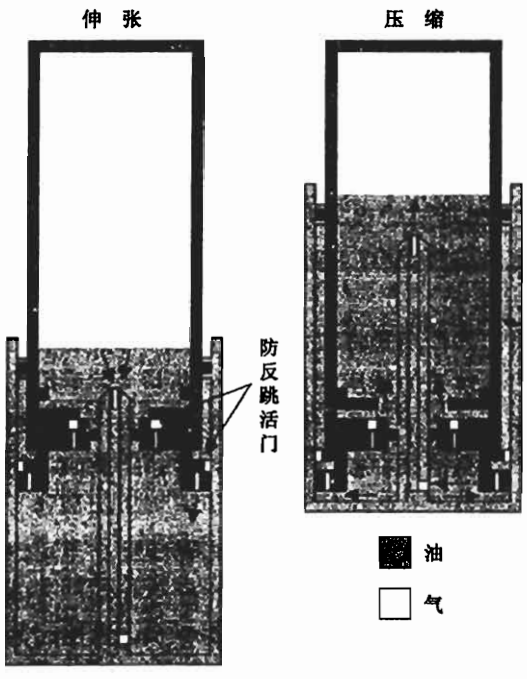


图 4 - 12 A320 飞机前起落架缓冲支柱

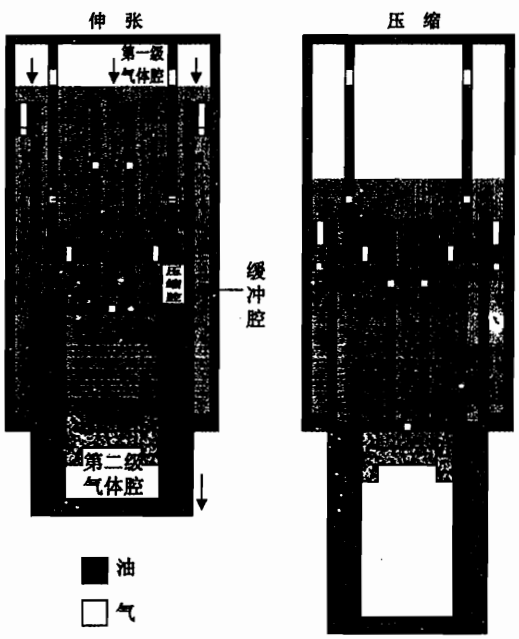


图 4 - 13 A320 飞机主起落架缓冲支柱

4.3 起落架收放系统

为了减小飞行阻力，以提高飞行速度、增大航程和改善飞行性能，现代飞机的起落架大多是可收放的。

4.3.1 起落架的收放形式

起落架的收放形式通常是对主起落架而言的，因为前起落架的收放比较简单，而且总是向前或向后收进机身的。主起落架的收放形式大致可分为沿翼展方向收放和沿翼弦方向收放两种。

(1) 沿翼展方向收放

主要有内收和外收两种形式。由于机翼根部厚度较大，起落架通常都向内收入机翼根部或机身。但有的飞机为了在翼根处安装油箱或其他原因，起落架也有向外收入机翼的。

有些飞机的起落架上装有转轮机构。收起落架时，转轮机构能使机轮旋转一个角度，以便把机轮收入轮舱内。对于小车式主起落架，主起落架前轮轴升起而倾斜一定角度，以使起落架顺利收进轮舱。现代大中型民航飞机主起落架大多采用沿翼展方向内收方式。

(2) 沿翼弦方向收放

主要有前收和后收两种形式。现代飞机的前起落架通常采用前收的形式。

4.3.2 对起落架收放系统的要求

起落架收放机构通常采用高压液压油作为动力。对收放系统的要求是：收放起落架所需要的时间应符合要求；保证起落架在收上和放下时都能可靠地锁住，并能使驾驶员了解起落架收放情况。收放机构必须协调工作，使起落架收放、锁和舱门等能按一定的顺序工作。

不同机型起落架收放系统的组成及工作情况略有不同，但主要组成部件基本相似，以下以波音 757 飞机主起落架收放系统为例进行分析。

4.3.3 起落架液压收放系统的主要组成部件

图 4－16、图 4－18 所示为波音 757 飞机右主起落架的收放系统图，主要附件有起落架选择活门、收放作动筒、收上锁及放下锁作动筒、起落架舱门作动筒、主起落架小车定位作动筒及小车定位往复活门、液压管路等。

起落架选择活门由起落架收放控制手柄作动，其作用是将收放的机械信号转换成液压信号，引导液压油通到起落架收放管路，从而实现起落架的液压收放。

主起落架舱门作动筒的作用是利用液压打开及关闭主起落架舱门，且锁定舱门在关闭位置。在作动筒内有一个内部机械锁，可将舱门作动筒活塞杆锁定在缩入位置，即舱门关闭位置。舱门打开压力或外部机械传动机构可打开舱门锁。

小车定位往复活门组件的主要作用是将起落架收上或放下管路的压力输送到小车定位作动筒，如图 4－15 所示。

主起落架小车定位作动筒当增压时，可使主起落架前轮轴升起而倾斜 9.6°，以使起落架顺利收进轮舱。当着陆时，作动筒活塞缩入，强迫油液通过释压活门回油，此释压活门在 3600PSI 释压，3400PSI 复位。

主起落架舱门顺序活门的作用是提供顺序控制。此活门由舱门作动筒作动，它有三个位置："OPEN"、"TRANSIT" 和 "CLOSED"。当舱门完全关闭时，此活门在 CLOSED 位置；当舱门开始打开时，它移动到 TRANSIT 位置；当舱门完全打开时，它移动到 OPEN 位置。收上锁顺序活门及放下锁顺序活门分别由收上锁和放下锁作动筒机构作动，顺序控制起落架舱门以实现起落架的收进和放出。顺序活门油路的沟通情况如表 4－1 所示。

表 4－1 顺序活门控制的油路沟通情况

顺序活门	符 号	油路沟通情况		
舱门顺序活门	WS	OPEN 位	TRANSIT 位	CLOSED 位
		1↔4，5↔3↔6	1↔4，3↔6	2↔5，6→4

续表 4－1

顺序活门	符 号	油路沟通情况	
收上锁顺序活门	US	起落架收上锁好	起落架未收上锁好
		2↔6，3↔5	1↔5，3→6
放下锁顺序活门	DS	起落架放下锁好	起落架未放下锁好
		1↔4，3↔5	1→5，2↔4
说明：1↔4 表示 1 号口与 4 号口沟通；6→4 表示 6 号口与 4 号口单向沟通，即只能从 6 号口流向 4 号口，反向不能流动，其他含义相同			

4.3.4 起落架收放系统的工作过程

现以波音 757 飞机起落架放下过程为例分析起落架收放系统的工作过程。

初始状态：起落架收上锁好，起落架舱门关闭。

将起落架收放控制手柄移动到“DOWN”位置，则选择活门将左液压系统液压油输送到起落架放下管路，而起落架收上管路通回油。其工作情况如下。

(1) 开起落架舱门

起落架放下管路压力输送到起落架舱门顺序活门（WS）、起落架放下锁作动筒的“锁定”端、收上锁顺序活门（US）、放下锁顺序活门（DS）及小车定位作动筒（通过小车定位往复活门）。在起落架收上锁好的状态下，舱门顺序活门（WS）位于“CLOSED”位置，如表 4－1 所示，油路沟通情况为：WS（2↔5，6→4），DS（1→5，2↔4），US（2↔6，3↔5）。放下管路压力→DS（1→5）和 US（2→6）→到起落架舱门作动筒的打开腔；舱门作动筒关闭腔→舱门安全活门→US（5→3）→起落架收上管路→回油，舱门作动筒在两腔压力差作用下开锁并开始打开舱门。

(2) 开起落架收上锁

舱门开始打开时，舱门顺序活门(WS)移动到“TRANSIT”位置，WS(1↔4，3↔6)油路沟通，放下管路压力→WS(3→6)→到起落架收上锁作动筒的打开腔进行开锁。当收上锁打开后，US(1↔5，3→6)油路沟通，放下管路压力→DS(1→5)→到舱门作动筒的打开腔，保持舱门打开压力。此时起落架收放作动筒的放下腔被封闭，以保证先开收上锁，后放起落架。

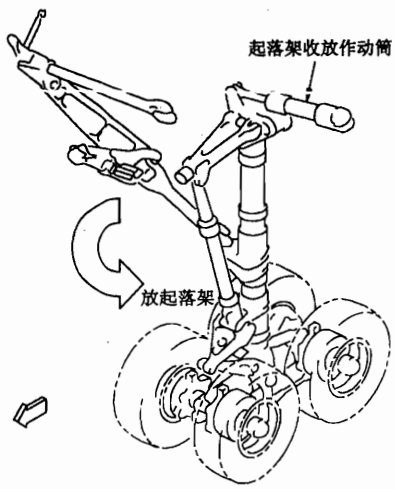


图 4－14 波音 757 飞机主起落架

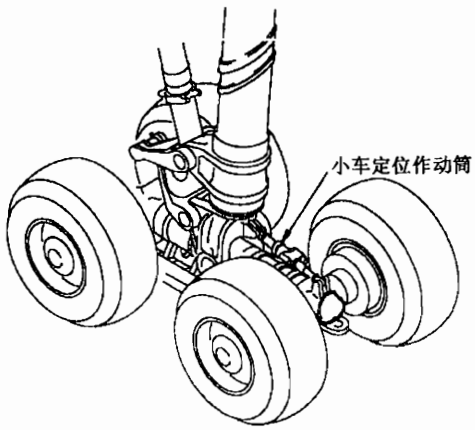


图 4－15 小车定位作动筒

(3) 放起落架并锁好

当舱门完全打开后，舱门顺序活门运行到“OPEN”位置，WS（1↔4，5↔3↔6）油路沟通。放下管路压力→WS（3→5）→到起落架收放作动筒的放出腔，而收上腔→WS（4→1）→起落架收上管路，通回油，在起落架收放作动筒两腔压力差的作用下，起落架开始放出，直到起落架放下并锁好。

(4) 关起落架舱门

当起落架放下并锁好后，油路沟通情况为：DS（1↔4，3↔5），US（1↔5，3→6）。放下管路压力→DS（1→4）→US（1→5）→舱门安全活门→到舱门作动筒的关闭腔；而舱门作动筒打开腔→DS（5→3）→起落架收上管路→通回油，在舱门作动筒两腔压力差的作用下，开始关舱门。当舱门完全关闭后，舱门顺序活门回到“CLOSED”位置。

最终状态：起落架放下并锁好，起落架舱门关闭。

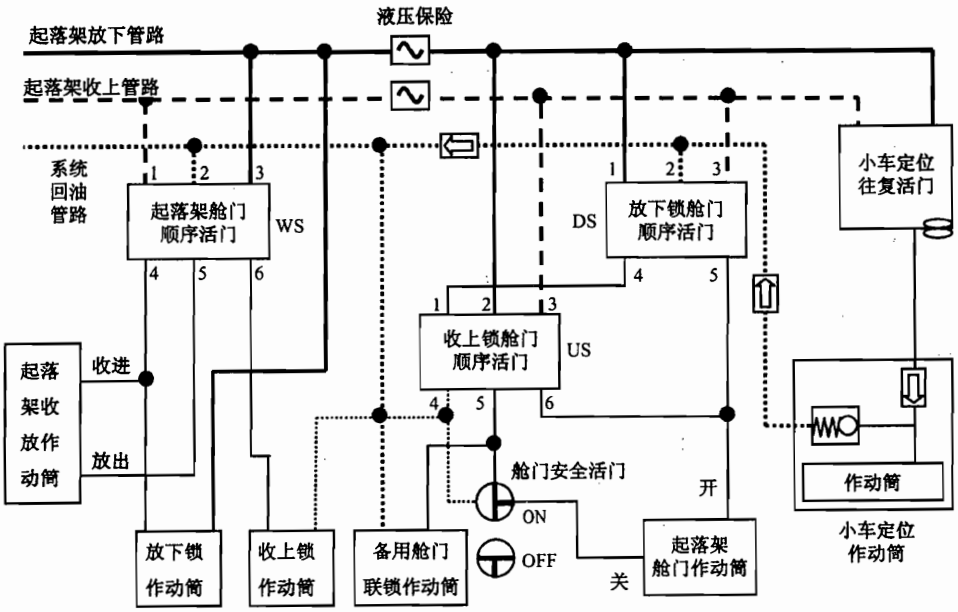


图 4－16 波音 757 飞机起落架收放系统框图

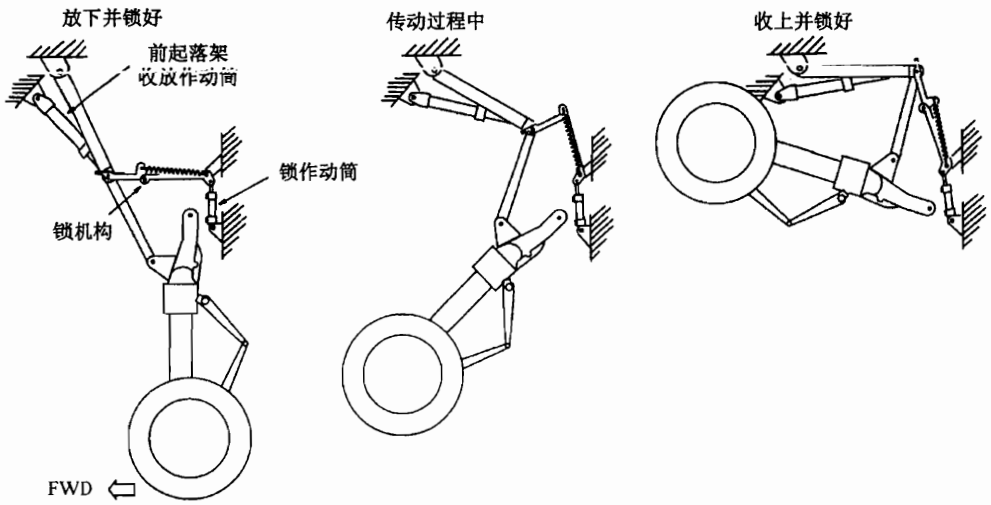


图 4－17 前起落架的收放过程

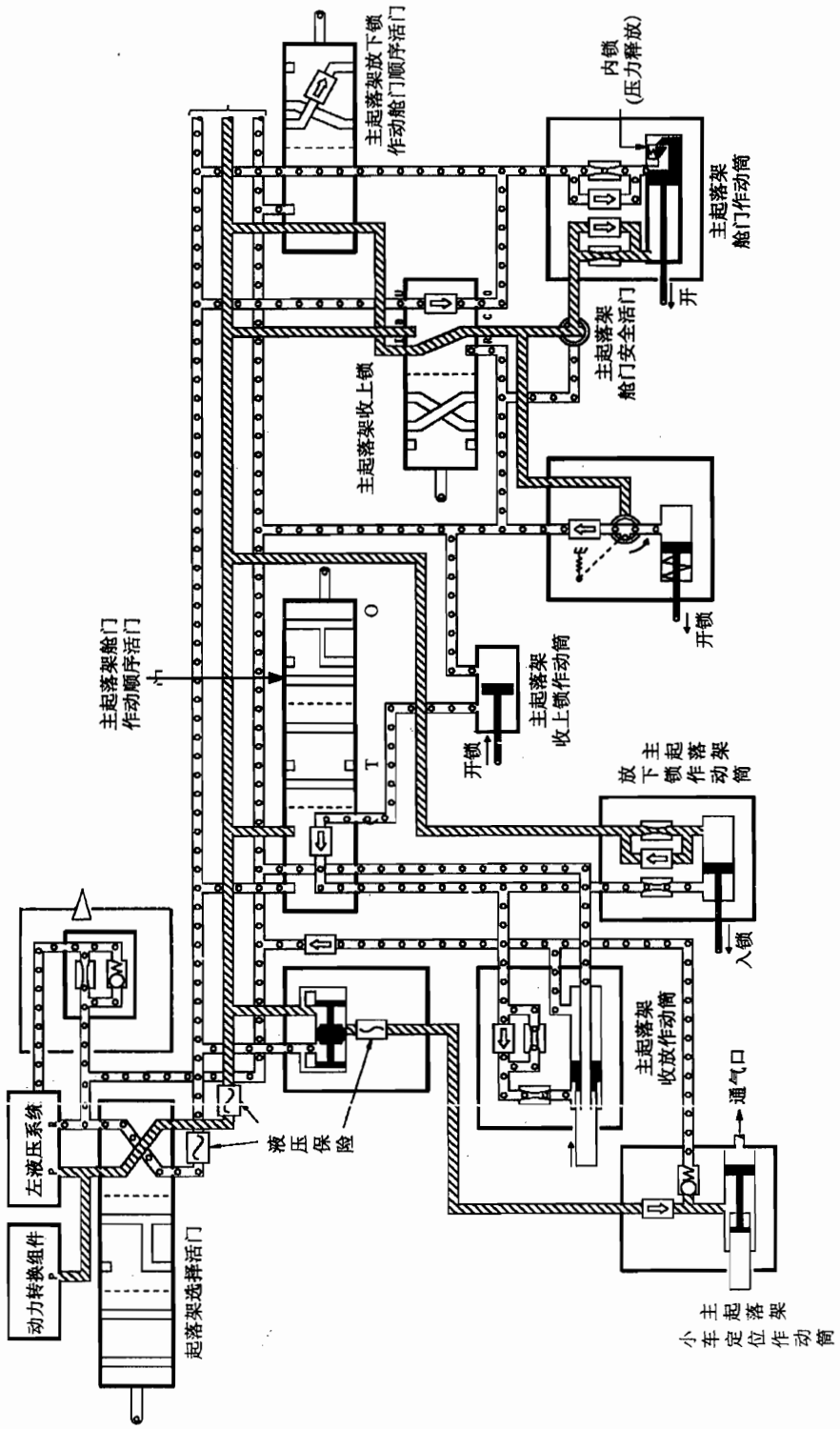


图 4－18　波音 757 飞机起落架收放系统

4.3.5 起落架收放位置锁

（收放位置锁用来把起落架锁定在收上和放下位置，以防止起落架在飞行中自动放下和受到撞击时自动收起。）

（收放位置锁通常有两种形式：挂钩式和撑杆式。）

（1）挂钩式

主要由锁钩、锁簧和锁滚轮（或称锁扣）组成。通常通过锁作动筒、摇臂及连杆作动。当锁滚轮进入到锁钩内即为入锁状态。当无液压时锁簧可保持其处于锁定状态。主起落架收上位置锁通常采用挂钩式锁机构。

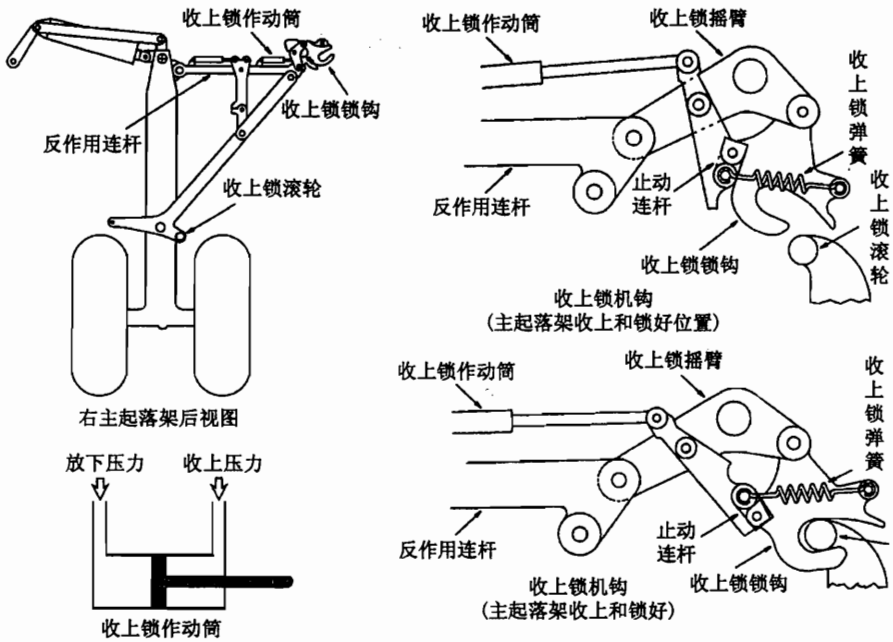


图 4－19 主起落架收上锁——挂钩式锁

（2）撑杆式（过中心锁）

由前锁连杆、后锁连杆、锁簧及锁作动筒等组成，由锁作动筒作动，如图 4－20 所示。锁连杆与阻力杆（前起落架）或侧撑杆（主起落架）中央铰接点铰接。其锁定原理是：通过限制阻力杆（前起落架）或侧撑杆（主起落架）的折叠或展开运动而使起落架锁定。当前锁连杆及后锁连杆运动到过中心状态时即为锁定状态。当无液压时，锁簧可保持其处于锁定状态。

现代飞机的前起落架的收上锁和放下锁常采用撑杆式锁。前起落架的收放必须通过前起落架的阻力杆折叠或展开来实现。而撑杆式锁机构，就是通过限制阻力杆的这种运动而使起落架锁定。

当前起落架放下时，锁作动筒通过后锁连杆使锁机构运动到过中心位置。锁簧使其保持在过中心位置（当无液压时），使阻力杆不能折叠，从而使起落架放下锁好。当要收起落架时，必须通过锁作动筒驱动后锁连杆，使锁机构越过中心位置，阻力杆可以折叠，从而实现开锁。

主起落架的收上锁通常采用挂钩式锁，放下锁采用撑杆式锁。

4.3.6 应急放起落架系统

如果正常起落架收放系统失效，应急放下系统必须保证放下起落架。现代飞机的驾驶舱一般都有应急放起落架操纵手柄（或电门），当操纵手柄时，即打开舱门锁及起落架收上锁，舱门及起落架依靠气动力和自身重量自由下落。应急放起落架系统独立于正常起落架收放系统。应急开锁的方式主要有人工、电动及液压、气压作动。

如图4-21所示为人工机械开锁的应急放起落架系统。打开驾驶舱地面上的接近门，有三个应急放起落架手柄，分别控制前起落架及左、右主起落架。用力拉出手柄，此动作依次输送到操纵钢索→扇形盘→操纵杆→曲柄→收上锁机构→打开收上锁，收上锁打开后，起落架可以在重力和气动力的作用下放下并锁好。此种形式的应急放起落架系统完全依靠人力，通过传动机构打开收上锁，因而在操纵时需要较大的力（一般需要大约60~80lbf）。

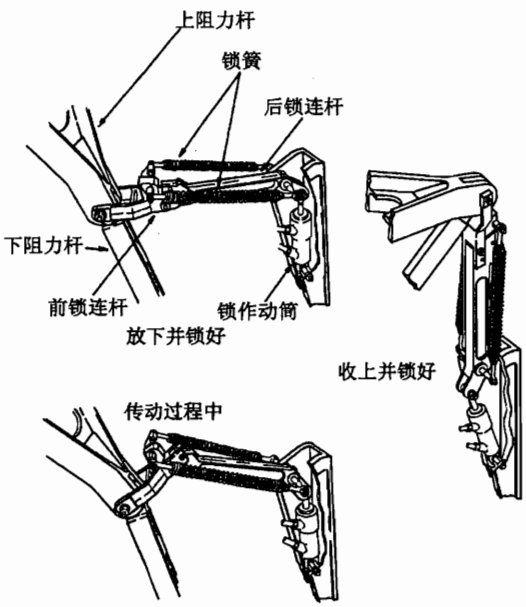


图4-20 前起落架收上及放下锁——撑杆式锁（过中心锁）

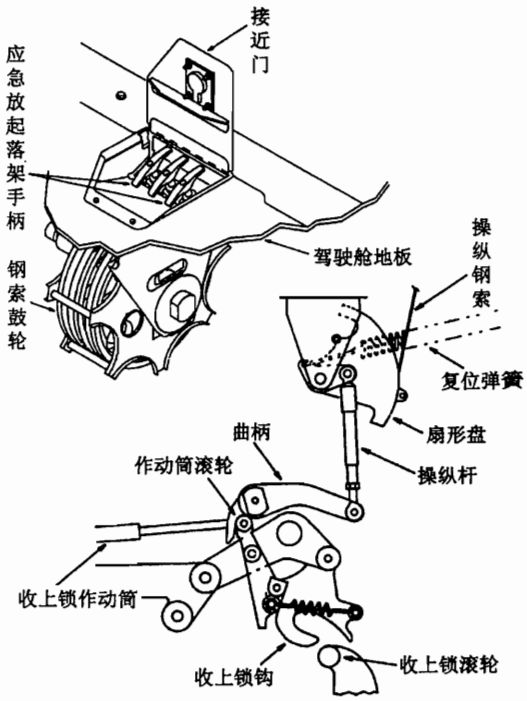


图4-21 人工机械开锁的应急放起落架系统

图4-22所示为电动助力应急放起落架系统，它由应急放起落架控制电门控制。当将应急电门作动到“放下”位置时，电力供往电作动器，电作动器带动扭力轴转动，通过扇形盘及机械连杆，将动力输送到前及左、右主起落架，打开起落架舱门锁及收上锁，使其在重力及气动力作用下自由放下并锁好。

某些飞机（如波音777）应急放起落架时，使用独立的电动泵供压到应急开锁作动筒，利用液压应急打开舱门及起落架收上锁。

单靠重力或空气动力完成的起落架应急放下动作，某些飞机是不可能或办不到的。对这样的飞机，还备有一套强有力的应急放下机构。有些是利用液压或压缩空气提供必要的

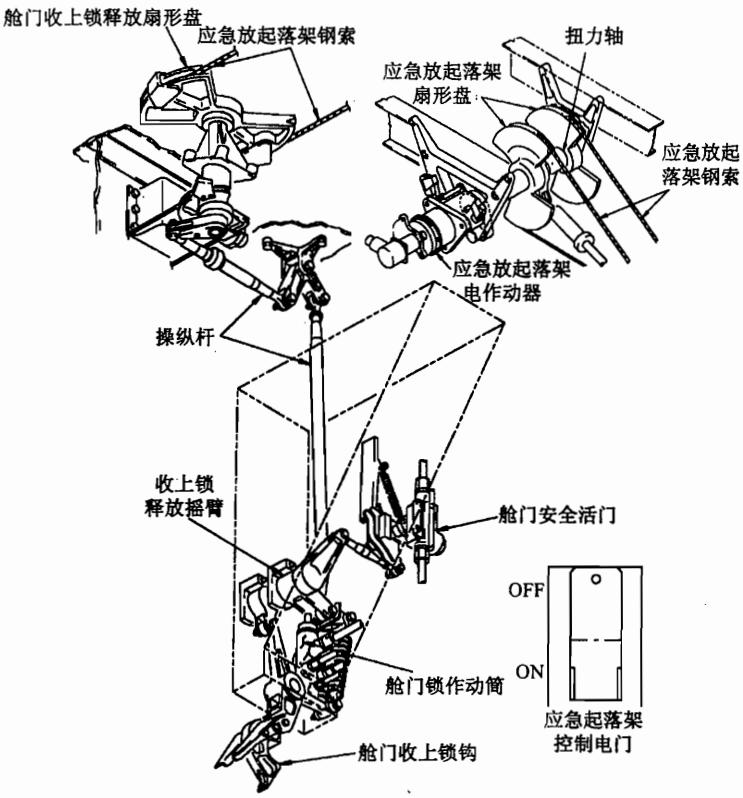


图 4－22 电动助力应急放起落架系统

压力。

应急放起落架的形式主要有：

①机械开锁，重力（或气动力）放下；

②动力（电动、液压、气压）开锁，重力（或气动力）放下；

③动力开锁，动力放下。

4.3.7 起落架安全收放措施

为防止可收放起落架的飞机在地面误收起落架，飞机所采取的主要措施如下。

(1) 地面机械锁

地面锁通常是采用一个销子插入两个或更多的起落架支承结构的定位孔内，以阻止地面误收起落架。现代飞机常使用地面锁销将撑杆式放下锁的锁连杆固定（如图 4－24、图 4－25 所示），以防止误收起落架。

有些飞机上采用套筒式地面锁（如图 4－23 所示），套筒可将起落架收放作动筒伸出的活塞杆夹住，并用销钉固定，以防止收放作动筒的活塞杆缩入。

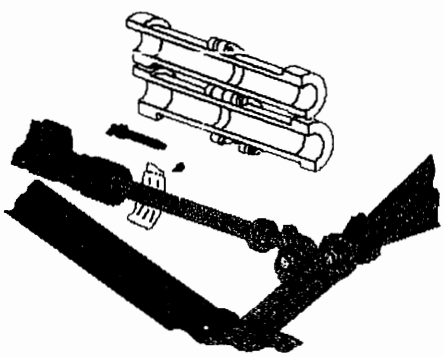


图 4－23 起落架套筒式地面锁

当飞机着陆后，由地勤人员安装好地面锁，

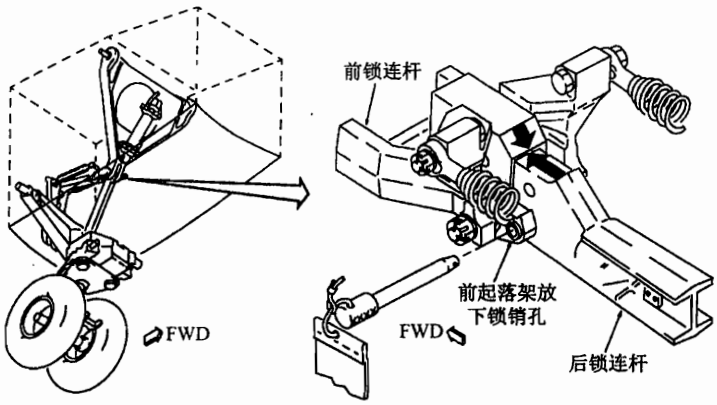


图 4－24 前起落架收上（放下）锁地面锁销

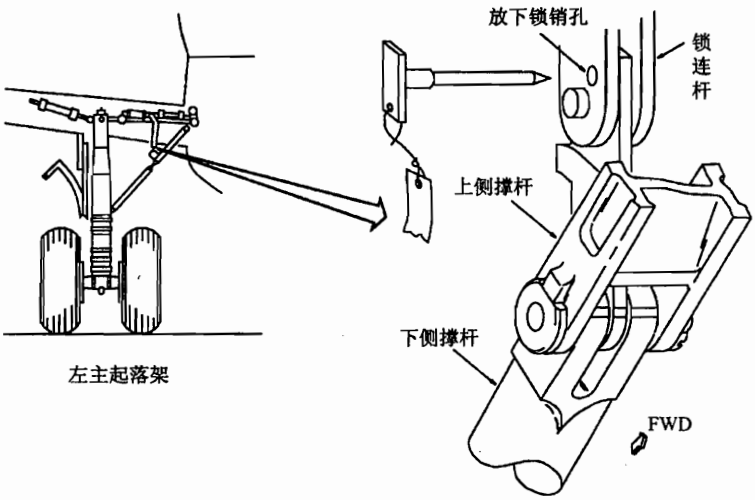


图 4－25 主起落架放下锁地面锁销

起飞之前必须由地勤人员拆除。如果起飞前不将其拆除，飞机离地后起落架将不能收进。

地面锁销上都有红色飘带，上有“REMOVE BEFORE FLIGHT”文字标志。

（2）起落架收放手柄电磁锁

如图 4－26 所示，起落架收放控制手柄带有一个手柄电磁锁，当飞机在地面时，通过空/地感应电门自动控制电磁锁处于锁定状态，使控制手柄被锁定在放下位置，此时起落架收放控制手柄不能扳到“收上”位置。当飞机起飞离地后，缓冲支柱伸张，空/地感应电门控制电磁锁使其自动打开，此时可收上起落架。如果飞机离地后因故不能自动打开手柄锁，还有人工超控机构，可通过人工方式打开电磁锁。

（3）起落架收放手柄机械锁

空/地感应机构控制手柄机械锁机构。在地面时锁定起落架收放手柄，空中释放。

（4）控制收放电路

有些飞机采用在地面时断开收放系统控制液压活门电路的方法防止地面误收起落架。空地电门自动控制收放电路，当飞机在地面时，收放电路断开；只有在飞机离地、缓冲支柱伸张时才能接通控制电路。控制电路接通后，才能操纵收上起落架。

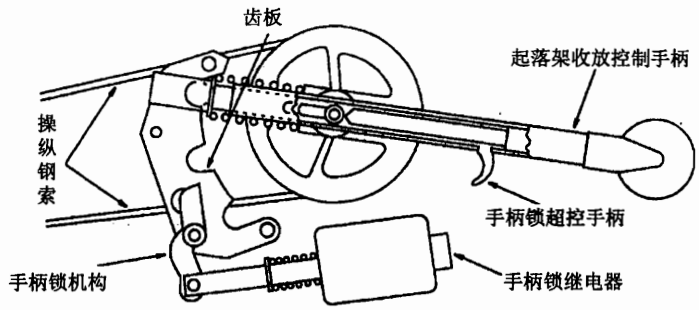


图 4－26 起落架收放手柄电磁锁

4.3.8 起落架位置信号

起落架位置信号主要有电气信号、机械指示信号和音响警告信号。

（1）电气信号

电气信号是利用指示灯来指示起落架的位置的。不同的飞机其电气信号也有所不同。但一般的情况是：绿灯亮时表示起落架放下锁好；红灯亮时表示起落架收放控制手柄的位置和起落架的位置不一致。

（2）音响警告信号

为了提醒驾驶员在着陆前放下起落架，飞机上一般都有着陆放起落架的警告设备。由于着陆前要放襟翼、收油门，所以警告信号往往与襟翼放出角度或油门杆角度相互关联。飞机在放下襟翼到一定角度后，若驾驶员还没有放下起落架，仪表板上就有一个红色警告灯亮；当油门杆收到一定位置时，若起落架尚未放下，即自动接通警告喇叭。

（3）机械指示信号

通常由指示杆、钢索和弹簧组成。指示杆由起落架通过钢索带动。起落架收起，指示杆缩进机翼或机身内；起落架放下，指示杆伸出。有些飞机用带刻度的机械指示器代替指示杆。指示器装在座舱内，起落架收放时，它随之指示出起落架所处的位置。机械指示信号大多仅用于小型及老式飞机。

4.4 转弯系统

4.4.1 前轮转弯系统的控制机构

起落架前轮转弯系统用于飞机在地面滑跑时的方向控制。前轮转弯系统可通过前轮转弯手轮（手柄）或方向舵脚蹬来操纵。前轮转弯手轮主要用于飞机低速滑行且转弯半径较小的情况或拖飞机时使用，此时前轮控制偏转角度较大。方向舵脚蹬主要在飞机起飞和着陆过程中高速滑跑时使用，此时前轮转弯与飞机方向舵同时被操纵，前轮控制偏转角度较小。采用两种前轮转弯操纵方式主要是为了操纵方便，避免倾翻，适应小转弯半径和拖行的需要。

方向舵脚蹬操纵前轮转弯的同时也可作动方向舵。在方向舵脚蹬到前轮转弯机构的传递路线上有一空地感应机构操纵的离合器。此离合器在飞机接地后接通，因此在地面可通过方向舵脚蹬操纵前轮转弯；在飞机离地后，离合器断开，使脚蹬只能操纵方向舵，防止在飞行中与方向舵操纵发生干扰。

表 4－2 各类型飞机前轮转弯角度

操纵方式	波音 737	波音 757	波音 767	波音 777	A320
脚蹬操纵	7°	7°	7.5°	7°	6°
转弯手轮（柄）	78°	65°	65°	70°	74°

图 4－27 所示为一典型的方向舵脚蹬转弯互联机构，它由方向舵转弯摇臂、离合臂、钢索偏心鼓轮、偏心臂、转弯扇形盘、两个定中弹簧、一个连接到结构上的定中调节杆组成。此机构将方向舵脚蹬连接到前轮转弯系统。

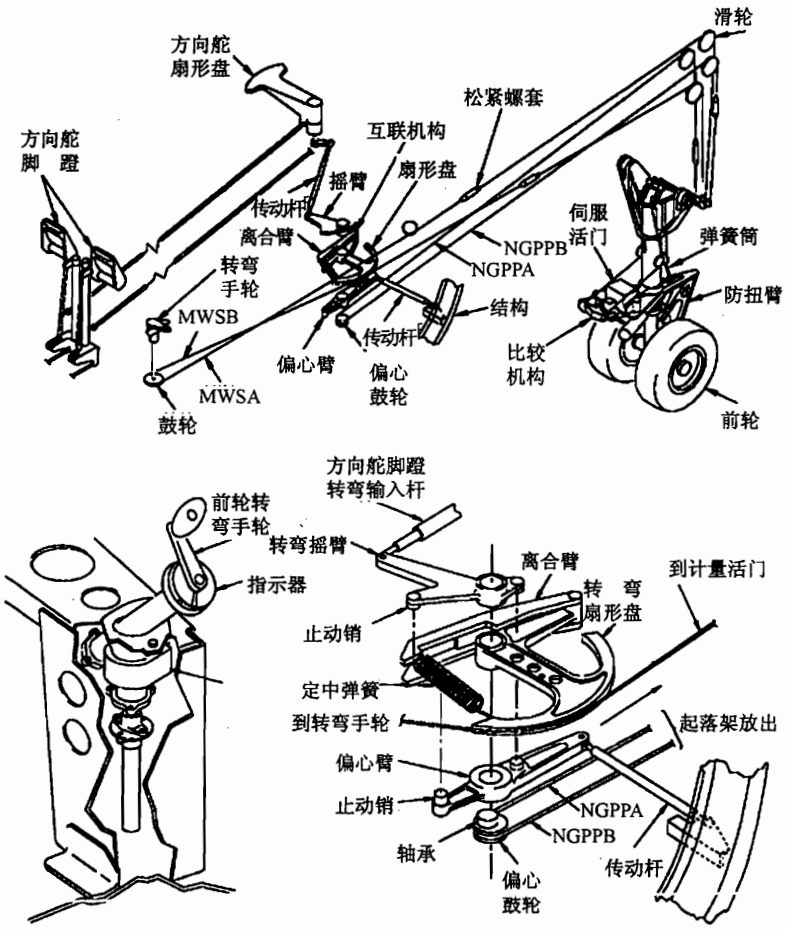


图 4－27 典型的方向舵脚蹬转弯互联机构

当前起落架缓冲支柱压缩时（前轮在地面），定位钢索（根据前起落架缓冲支柱的压缩和伸张定位）作动偏心轮重新定位偏心臂，使方向舵转弯摇臂上的止动销与离合臂接触（离合器接通）。此时方向舵脚蹬动作可以从转弯臂通过定中弹簧传送到转弯扇形盘，通过钢索传送到前轮转弯计量活门，从而驱动前轮转弯。

当操纵方向舵脚蹬进行前轮转弯时，前轮转弯手轮会随动。但当使用前轮转弯手轮转弯时，方向舵脚蹬不会随动，这是由于方向舵脚蹬感觉定中弹簧的弹簧力大于转弯互联机构定中弹簧的弹簧力。因此，当转动前轮转弯手轮时，转弯钢索带动扇形盘转动，使转弯互联机构定中弹簧的弹力增大，从而提供转弯感觉力。如果此时松开转弯手轮，它会在定中弹簧的作用下自动返回中立位置，从而控制前轮返回到中立位置。

当飞机离地后，前起落架缓冲支柱伸张，定位钢索驱动偏心鼓轮，从而作动偏心臂及离合臂，使离合臂脱离转弯摇臂上的止动销，此时方向舵脚蹬完全脱离前轮转弯系统（离合器脱开），仅能操纵方向舵偏转。

图 4－28 所示为另一种形式的转弯互联机构。

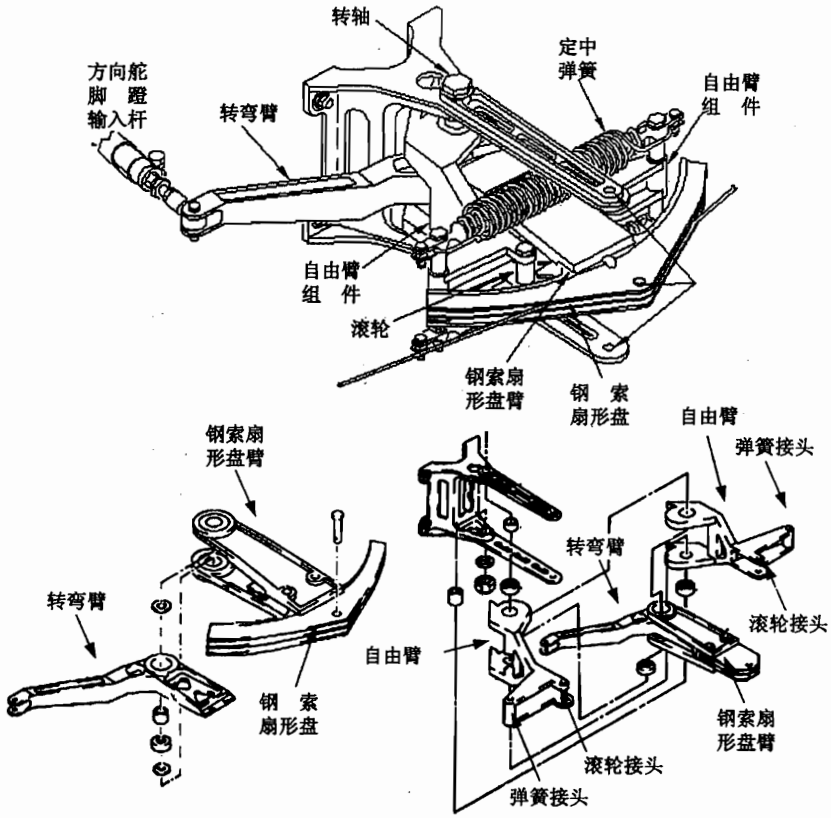


图 4－28 波音 777 飞机的方向舵脚蹬转弯互联机构

当前轮转弯手柄和方向舵脚蹬都在中立位置时，定中弹簧保持或恢复转弯系统到中立位置。

当在地面转动前轮转弯手轮时，通过转弯钢索传送到扇形盘，扇形盘臂靠在一个自由臂组件上。自由臂组件移动并拉伸定中弹簧。定中弹簧拉动另一个自由臂组件，靠在方向舵转弯臂上。由于方向舵脚蹬感觉定中弹簧的弹簧力大于转弯定中弹簧的弹簧力，因而方向舵转弯臂不运动，方向舵脚蹬也不运动，转弯定中弹簧的弹簧力提供前轮转弯的感觉力。如果此时松开前轮转弯手轮，则在定中弹簧的作用下，前轮转弯手轮恢复到中立位置，从而作动前轮返回到中立位置。

当在地面操纵方向舵脚蹬时，作动力通过方向舵脚蹬输入杆→转弯臂→一个自由臂组件→定中弹簧（被拉伸）→另一个自由臂组件→扇形盘、转弯钢索直到前轮转弯计量活门，从而作动前轮转弯，此时前轮转弯手轮会随动。

飞机离地后，前轮转弯系统被锁定在中立位置，转弯手轮不能转动（相关内容可查看“前轮定中”部分的内容）。

4.4.2 典型的机械液压式前轮转弯系统

现代民航客机的前轮转弯系统大多采用机械/液压伺服系统，而对于某些电传飞机，则

采用电液伺服系统。

如图4-29所示，(前轮转弯作动筒铰接于转弯作动筒固定板上，固定板则固定于缓冲支柱的外筒上。转弯环也安装于缓冲支柱外筒上，它可以相对于外筒转动。前轮转弯作动筒的活塞杆端头铰接于转弯环上，上防扭臂铰接于转弯环上，同时上防扭臂又与下防扭臂铰接，下防扭臂铰接于缓冲支柱内筒上。当转弯作动筒的活塞杆推动转弯环转动时，转弯环通过上下防扭臂带动缓冲支柱内筒转动，从而带动前轮转动。)

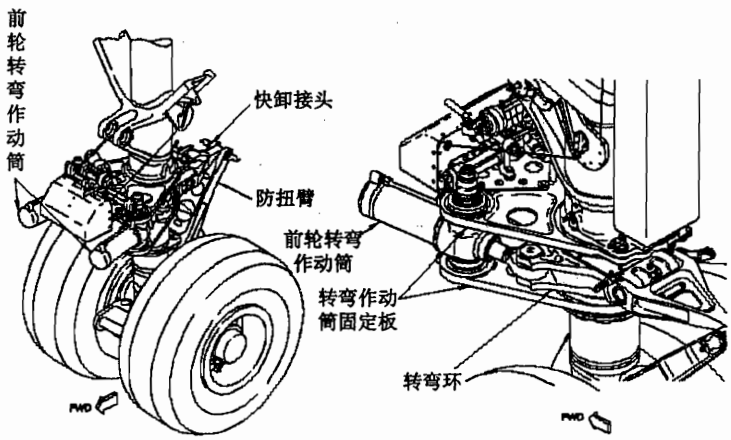


图4-29 前轮转弯系统组成部件

(前轮转弯动力的传递路径是：缓冲支柱外筒→转弯动作筒活塞杆→转弯作动筒外筒→转弯环→上部防扭臂→下部防扭臂→缓冲支柱内筒→前轮。)

现代飞机的前轮转弯系统一般有两个前轮转弯作动筒，通常安装于前起落架缓冲支柱外筒的前端，在小角度的范围内采用推拉的作动方式，即在作动前轮转弯时，一个作动筒推，而另一个作动筒拉动转弯环转动，从而带动前轮转弯。

机械/液压式前轮转弯系统由前轮转弯手轮（手柄）和脚蹬、转弯计量活门、传动机构、转弯作动筒、空/地感应机构、自动定中机构、超压活门、拖行卸压（旁通）活门等组成。

如图4-30、图4-31所示，当操纵前轮转弯手轮或方向舵脚蹬时，通过钢索、鼓轮、滑轮将信号传递到转弯输入摇臂，输入摇臂的转动作动转弯计量活门的滑阀（或称机械液压伺服活门）移动。滑阀的移动使得压力油供往前轮转弯管路（左转弯管路或右转弯管路），直到前轮转弯作动筒。转弯作动筒的一个工作腔通压力油，同时另一腔通回油，使转弯作动筒的活塞杆伸出（或缩入），推动转弯环转动，从而带动前轮转动。传动钢索的另一端固定于转弯环上的一个钢索鼓轮上，当前轮转动时，此钢索鼓轮带动钢索运动，以提供反馈信号。

左转弯时系统工作情况（如图4-32所示）如下。

初始状态，前轮转弯计量活门在中立位置。当左转前轮转弯手轮时，A钢索被拉紧，同时B钢索放松（注意：钢索相对于鼓轮不滑动），使前轮转弯输入摇臂绕支点逆时针方向转动，滑阀（伺服活门）向右移动，偏离原来的中立位置，打开油路，左转弯管路通压力油，而右转弯管路通回油（参考图4-30）。前轮转弯作动筒左作动筒的前腔通压力油，后腔通回油，左作动筒的活塞杆向后伸出，即向后推动转弯环；而右作动筒的后腔通压力油，前腔通回油，右作动筒的活塞杆缩入，即向前拉动转弯环。即一个作动筒“推”另一个作动筒“拉”，作动转弯环向左偏转，带动前轮向左转弯。随着前轮向左偏转，固定于转弯环上的反馈鼓轮随前轮左转（逆时针方向转动），使C段钢索放松，同时D段钢索拉紧（注意：钢索

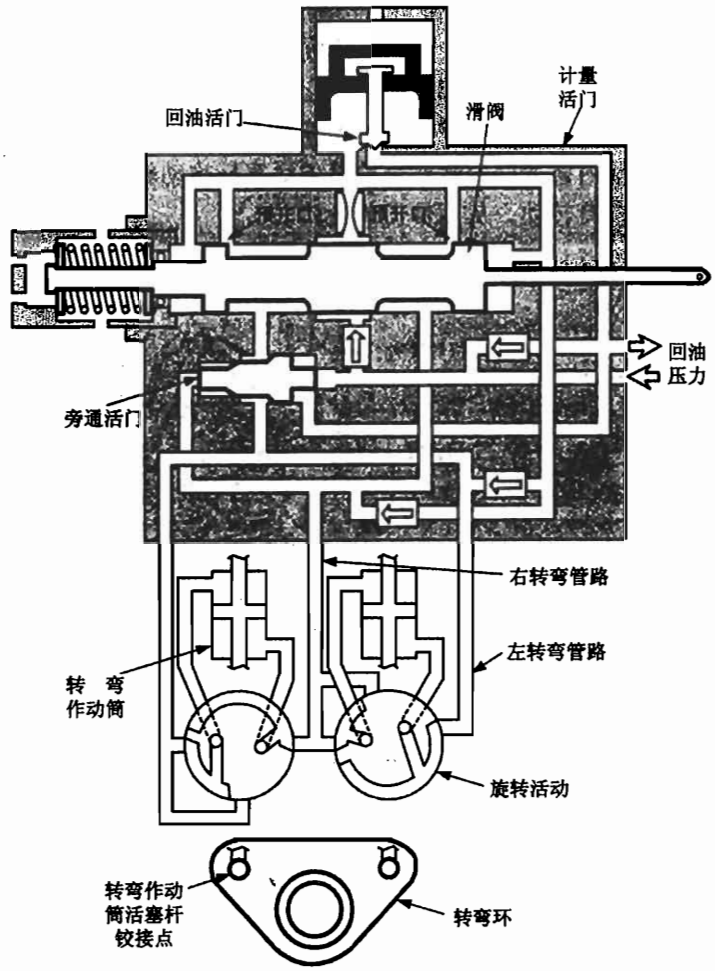


图 4－30 前轮转弯计量活门

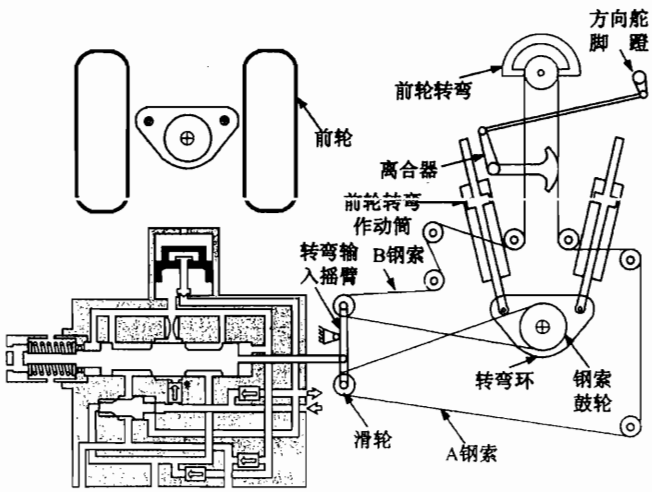


图 4－31 典型机械液压式前轮转弯系统组成

相对于鼓轮不滑动），使转弯输入摇臂顺时针方向转动，导致滑阀（伺服活门）通油孔的开度逐渐关小。当前轮偏转到预定位置时，滑阀（伺服活门）回到中立位置，通油孔被堵死，

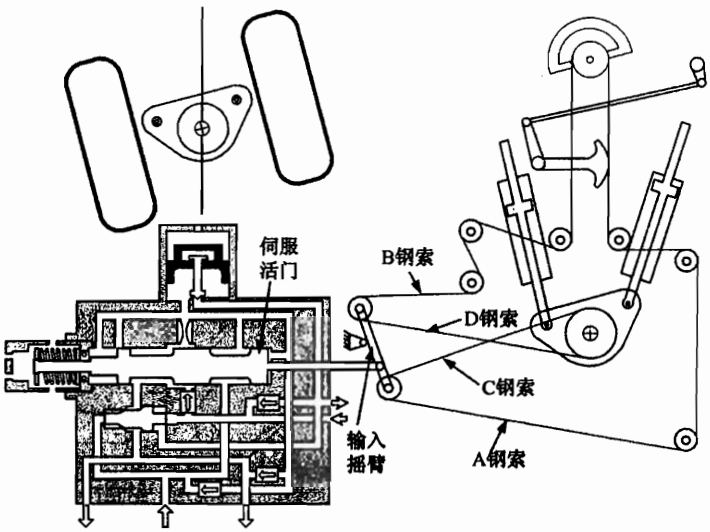


图 4－32 典型机械液压式前轮转弯系统左转弯工作情况

整个控制过程结束。

4.4.3 现代飞机前轮转弯系统的作用

（现代飞机的前轮转弯系统其作用并不仅限于操纵飞机前轮转弯，还可以起到前轮减摆、拖机释压和超压释压等作用。）

（1）前轮转弯系统的前轮减摆功能

飞机在直线滑跑中，如果由于跑道不平或操纵上的原因，使前轮偶尔受到一个外力或外力矩，它会向一方偏转一个角度，前轮便可能围绕着飞机运动的轴线不停地摆动。前轮摆振可使轮胎撕裂，折断支柱，造成严重事故。现代飞机上使用的前轮转弯液压系统中，往往不单独安装减摆器附件，因为这种前轮转弯系统本身就能起到减摆作用。

在前轮转弯液压系统中，滑阀（伺服活门）的分油活门上采取预开口的方法（如图 4－30 所示）。当活门处于中立位置时，作动筒两端可通过预开口互通并经补偿器回油，起到减摆阻尼作用。此预开口相当于图 4－33 所示的情况，使前轮转弯作动筒两腔通过一个节流孔（由伺服活门的预开口形成）连通。当发生摆振时，油液被强迫流过节流孔，产生热耗作用，消耗摆振的能量。

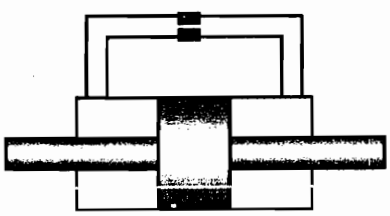


图 4－33 前轮减摆的原理

当滑阀（伺服活门）处于中立位置，即前轮位置偏转到与手轮或脚蹬操纵所要求的对应位置，并停止继续偏转时，前轮即可起到减摆作用。

有些飞机上前轮采用专门的减摆器，主要有活塞式和旋板式两种形式。它们的减摆原理是当前轮发生摆振时，会迫使油液流过节流小孔，产生热耗作用，以消耗摆振能量。

现代飞机的主起落架常常装有减摆器。

（2）前轮转弯系统的拖行释压

前轮转弯液压系统本来是用于帮助驾驶员进行前轮转弯的。但有时需要用拖车拖行飞机时，前轮转弯液压又会对拖行飞机产生阻碍作用。在拖行飞机时，前轮转弯作动筒就像一个

液压泵，而油液的流动又受到限制，使作动筒两边产生很大的压力差，阻碍前轮转动，称为液锁。为防止此现象的发生，现代飞机的前轮转弯系统通常有一个地面人工卸压活门。在需要拖飞机时，地面人员可操纵人工卸压活门，使前轮转弯作动筒的两腔连通。这样在拖机时，可使转弯作动筒内的油液自由地从一腔流向另一腔，防止液锁对转弯的限制。

如图 4－34 所示，当地面拖机时，可操纵卸压活门（按下按钮并将安全销插入销孔），旁通活门右腔通回油（如图 4－30 所示），使前轮转弯作动筒两腔连通。因而在拖机时不会产生液锁。

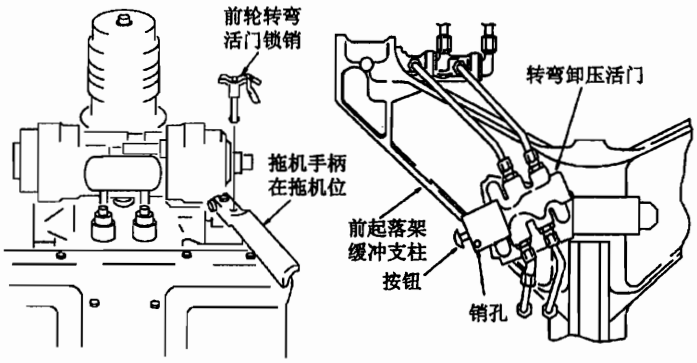


图 4－34 拖机释压

在有些飞机上使用拖机手柄，将拖机手柄扳到并保持在“拖机”位置，插上锁销，就解除了前轮转弯系统，可以使用拖车拖飞机。

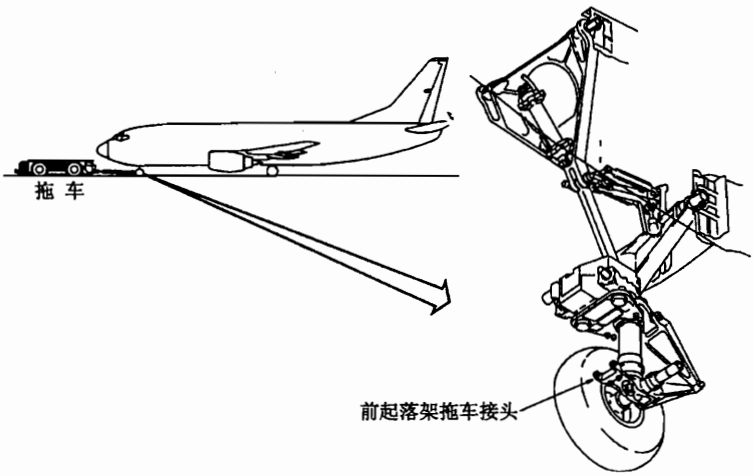


图 4－35 地面拖飞机

维护手册中一般规定：当飞机前起落架缓冲支柱伸出长度超过规定值时不允许拖行，这是因为此时飞机重心太靠后，拖行有可能造成飞机后倾；缓冲支柱内上、下轴承距离太近，拖行会造成前起落架受弯矩过大，发生损坏，另外，前轮转弯系统自动定中机构也可能受到损坏。

4.4.4 前轮定中

现代飞机上常用的前轮定中机构主要有内置式和外置式两种。其功用是在前轮离地后和接地前，使前轮保持在中立位置，以便顺利地收放起落架和正常接地。

（1）内置式前轮定中机构

如图 4－36 所示为一种内置式前轮定中机构，它由一组内部的定中凸轮组成，其中一个

凸轮安装于缓冲支柱外筒上，另一个凸轮安装于缓冲支柱内筒上。

在飞机离地后，在重力及支柱内气体压力的作用下，缓冲支柱伸张，内筒上的定中凸轮与外筒上的定中凸轮接触并沿其表面滑动，使前轮定中到对准正前方的位置，此时不能进行前轮转弯。在飞机接地后，前起落架缓冲支柱压缩，内筒上的定中凸轮与外筒上的定中凸轮脱离，缓冲支柱内外筒之间可以相对转动，可以进行前轮转弯。

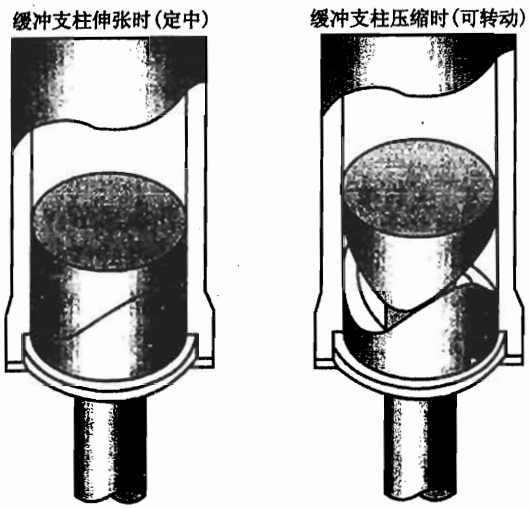


图 4－36 内置式前轮定中机构

(2) 外置式前轮转弯定中机构

如图 4－37 所示为波音 777 飞机上的外置式前轮转弯定中机构，它的作用是当前起落架收进时，将前轮转弯定中机构锁定在中立位置，由弹簧筒、摇臂和扭力轴、驱动装置、

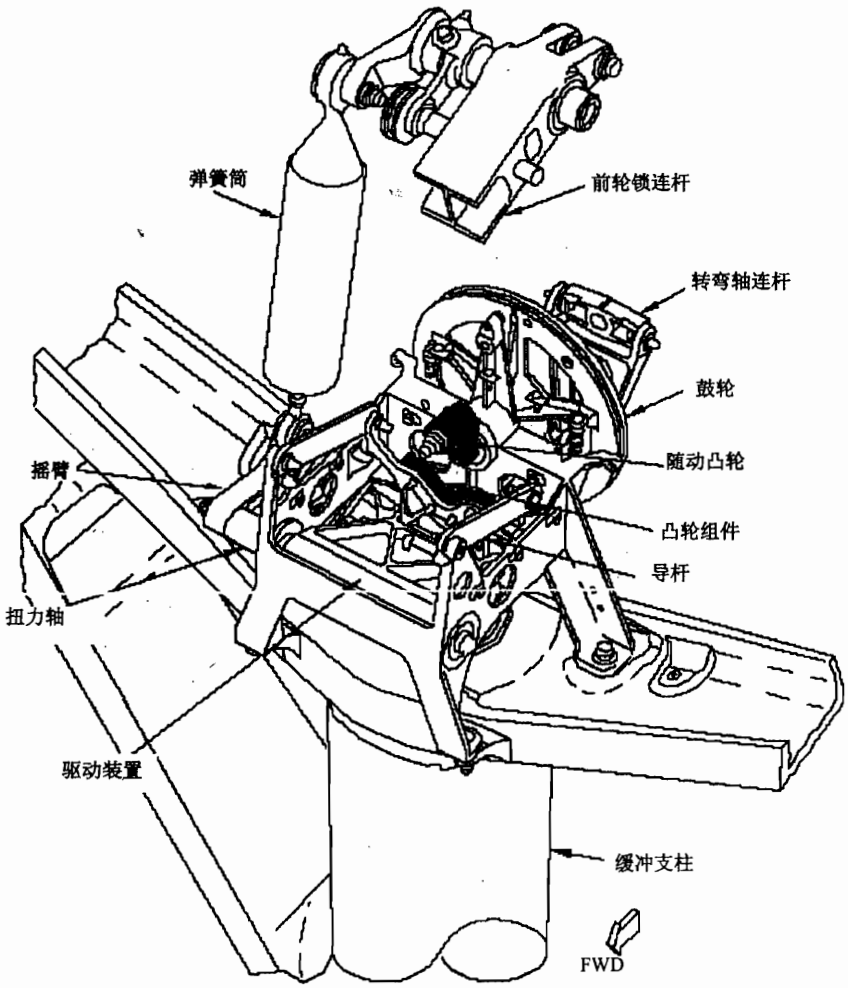


图 4－37 外置式前轮定中机构

导杆、凸轮组件和钢索鼓轮组成，位于前起落架的顶部。

当飞机离地、前起落架收进时，前起落架锁连杆作动弹簧筒。弹簧筒通过摇臂带动扭力轴转动，作动驱动装置及凸轮组件升起。驱动装置和凸轮组件作动随动凸轮到中立位置，使前轮转弯手轮（转弯钢索）返回并锁定到中立位置。

4.4.5 主起落架转弯系统

有些重型飞机的主起落架也可以转弯。主起落架转弯主要是为了减小在飞机转弯时刮擦轮胎、减小转弯半径和操纵飞机转弯的力。主起落架转弯主要有两种形式，一种是主起落架后轮轴转弯，如波音 777 飞机；另一种是主轮小车整体转弯，如波音 747－400 飞机的机体起落架。

图 4－38、图 4－39 表示的是前轮右转弯时主轮的转弯情况。主起落架转弯系统是跟随前轮转弯系统而工作的。

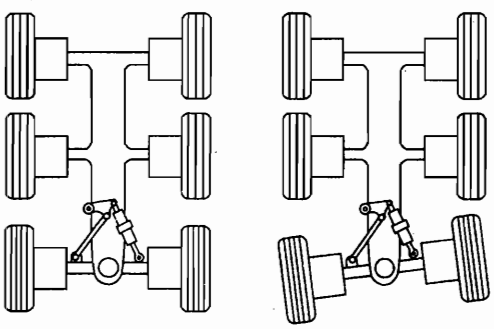


图 4－38 波音 777 主起落架转弯（前轮右转弯时）

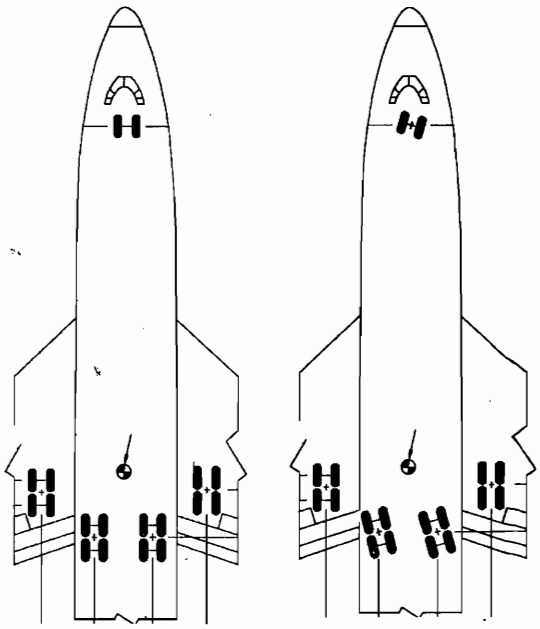


图 4－39 波音 747 主起落架转弯（前轮右转弯时）

当前轮转弯时，主轮将跟随前轮向相反的方向偏转。前轮向右偏转时，主轮会向左偏转；前轮向左偏转时，主轮会向右偏转。

如图 4－39 所示，波音 747－400 飞机有 4 个主起落架，包括 2 个大翼起落架，2 个机体起落架。只有 2 个机体主起落架可以转弯，2 个大翼主起落架不能转弯。

主起落架转弯也是由专门的转弯作动筒作动的。

4.5 刹车系统

飞机着陆接地时，具有较大的水平分速，但滑跑过程中，气动阻力与机轮滚动阻力对飞机的减速作用却比较小。如果不设法增大飞机的阻力，使之迅速减速，则着陆滑跑距离与滑

跑时间势必很长，其起降的跑道也将很长。所以飞机都装有减速装置。目前，机轮刹车装置就是其中最主要的、应用最广泛的一种。

4.5.1 刹车减速原理与最高刹车效率

驾驶员操纵刹车时，液压油进入固定在轮轴上的刹车作动筒，推动刹车片，使动片和静片压紧。由于摩擦面之间的摩擦作用，增大了阻止机轮滚动的力矩，所以机轮在滚动中受到的地面摩擦力显著增大，飞机的滑跑速度随之减小。驾驶员刹车越重，进入刹车作动筒内的油液压力就越大，刹车片之间也就压得越紧，阻止机轮滚动的力矩越大，因而作用在机轮上的地面摩擦力也越大。可见，驾驶员可以通过加大刹车压力的办法有效地缩短飞机的着陆滑跑距离。飞机沿水平方向运动的动能，主要是通过刹车装置摩擦面的摩擦作用，转变为热能逐渐消散掉的。

但是，地面摩擦力的增大是有限度的。随着刹车压力的增大，地面摩擦力增大到某一极限值时，即使继续加大刹车压力，它也不会再增加。这时机轮与地面之间产生相对滑动，即出现通常所说的“拖胎”现象。机轮刚要出现拖胎时的这个极限地面摩擦力，称为机轮与地面之间的结合力。飞机在着陆滑跑过程中，如果因刹车过猛而产生拖胎，不仅不能有效地缩短滑跑距离，而且会使轮胎过度磨损。

为了防止拖胎，驾驶员应该适当地控制刹车压力，使地面摩擦力尽量接近结合力。机轮与地面压得不紧，或地面越光滑，结合力就越小。着陆滑跑过程中，飞机的升力要随着滑跑速度的减小而减小，即机轮压紧跑道的程度，要随着滑跑速度的减小而增加。所以，着陆滑跑过程中，正确的刹车方法是：随着飞机滑跑速度的减小而逐渐增大刹车压力。如果跑道上有积水或结了冰，就变得比较光滑，结合力要减小，在这种情况下使用刹车，就应该更缓和地增加刹车压力。

着陆滑跑过程中，必须准确控制刹车压力，使刹车力矩在每一时刻都非常接近但又不超过当时的结合力矩。这样的刹车过程，就是获得了最高刹车效率的过程。

4.5.2 独立的刹车系统

独立的刹车系统应用在小型飞机上。这种系统有自己的油箱并且与飞机的主液压系统完全无关。

如图 4－40 所示，独立的刹车系统是由主油缸供压。此系统由一个油箱，一个或两个主油缸，连接在每个主油缸与相应刹车脚蹬之间的机械连杆、液压管路，以及在每个主起落架机轮内的刹车装置组成。

踩下刹车脚踏板时，使活塞向右移动（如图 4－41 所示）。活塞稍向右运动封闭了补偿口，产生压力，并传递到刹车作动筒。

当放松脚蹬时，主油缸活塞被一个复位弹簧返回到不刹车位置。已流入刹车装置的油将被刹车装置里的活塞推回到主油缸内。

典型的主油缸都有一个补偿口，当温度变化使刹车管路中超压时，容许液体从刹车腔回到油箱中去。这能保证主油缸不被锁死或引起刹车滞动。而且通过补偿孔，油箱内的油液可充满主油缸。如果补偿孔被堵死，刹车将不能松开。

4.5.3 增压刹车系统

在这种类型的刹车系统中，主液压系统的压力并不进入刹车装置。主系统压力仅用于协

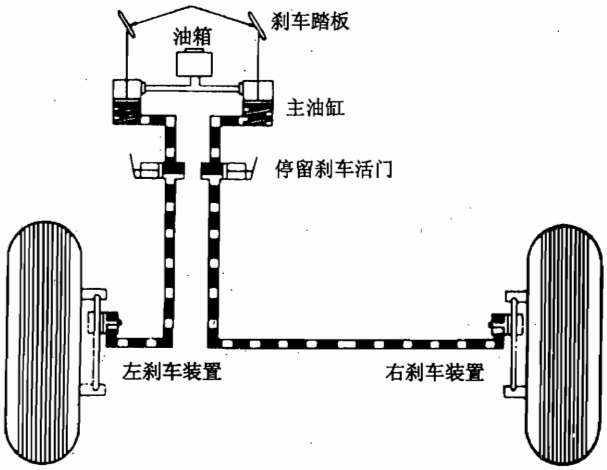


图 4－40 典型的独立刹车系统

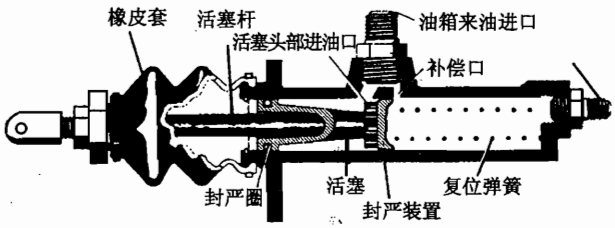


图 4－41 主刹车油缸

助脚蹬给主油缸油液增压。

如果驾驶员需要比仅用脚蹬产生更大的压力时，驾驶员就继续作动，滑阀过量移动，引导液压系统的压力压向活塞的后面，迫使油液流向刹车装置。当放松刹车时，滑阀向后，回到初始位置，使活塞顶部面积上的油液回到系统油箱中。

4.5.4 液压动力刹车系统

动力刹车控制系统用于需要大量油液进行刹车的飞机上。现代大中型民航客机大多采用此种形式。在动力刹车系统中，飞机主液压系统常作为刹车的动力源。液压动力刹车系统的主要组成部件是：刹车脚蹬输入（如图 4－42 所示）、停留刹车手柄、刹车计量活门（动力刹车控制活门）、防滞控制活门、自动刹车控制组件、刹车蓄压器、液压保险、液压往复活门（Shuttle Valve）、单向活门、刹车装置、防滞传感器、防滞控制器、停留刹车回油活门、液压选择活门等。不同飞机的刹车系统的组成部件会有所不同，这里只是分析典型飞机刹车系统。

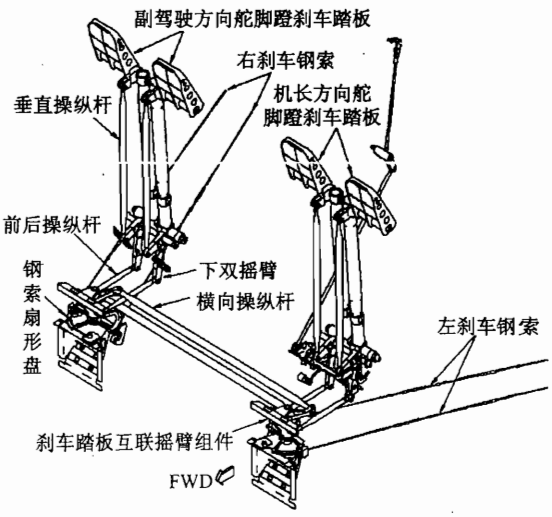


图 4－42 刹车控制机构

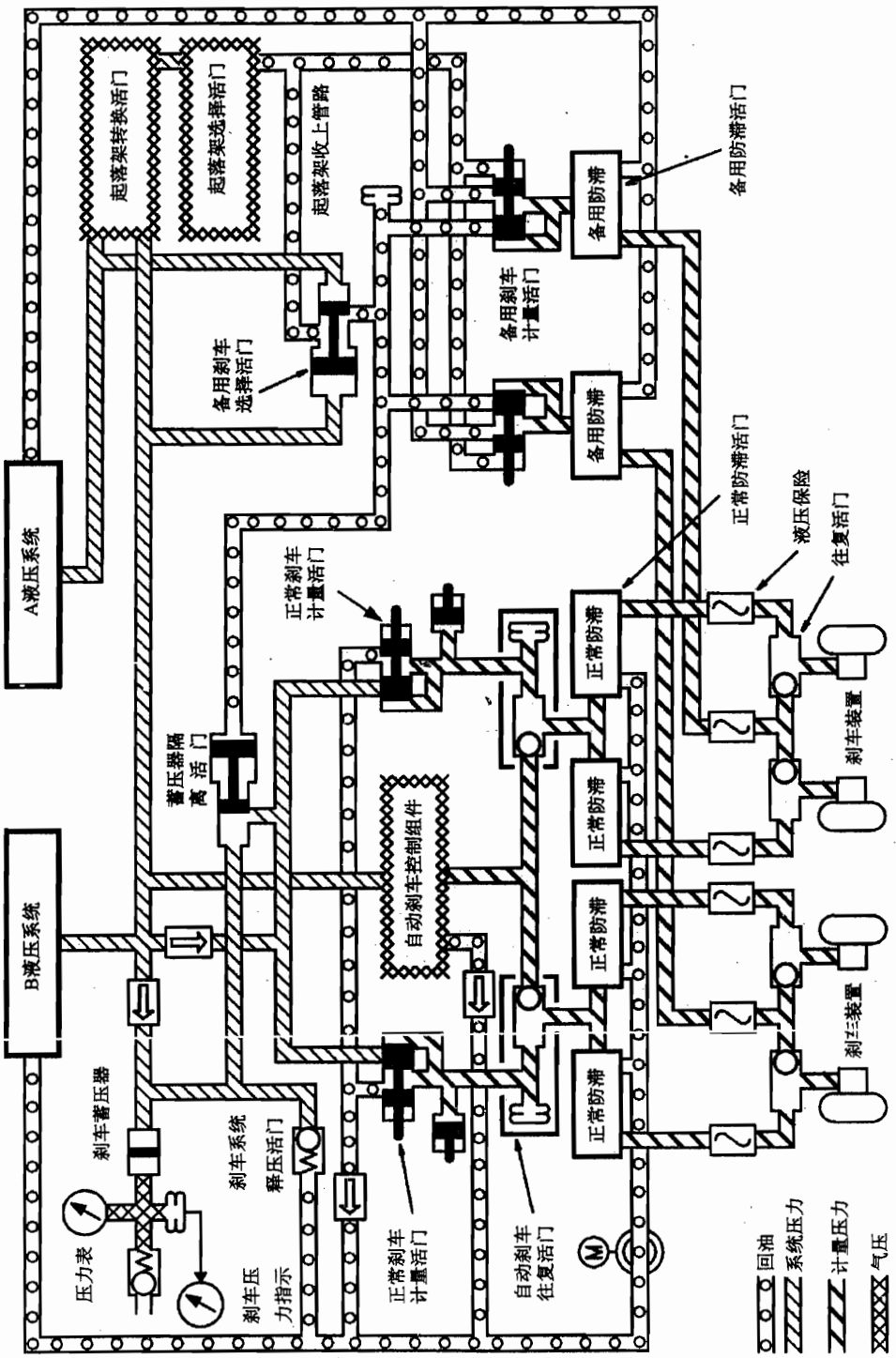


图 4－43　典型动力刹车系统

4.5.4.1 动力刹车计量活门（或动力刹车控制活门）

动力刹车计量活门的作用是根据驾驶员踩刹车的输入信号，调节压力口、回油口与刹车管路的沟通情况，获得输出与输入信号成正比的刹车压力。如图 4－44 所示为一典型刹车计量活门，它由壳体、输入轴、输入摇臂、输入套筒、输入柱塞、滑阀、反馈柱塞、感觉弹簧和复位弹簧组成。滑阀可以移动，打开或关闭刹车管路的供压口或回油口。滑阀装有两个弹簧，感觉弹簧用于提供刹车感觉力；复位弹簧用于推动滑阀返回到松刹车的位置。输入柱塞可以克服感觉弹簧的弹簧力相对输入套筒运动。

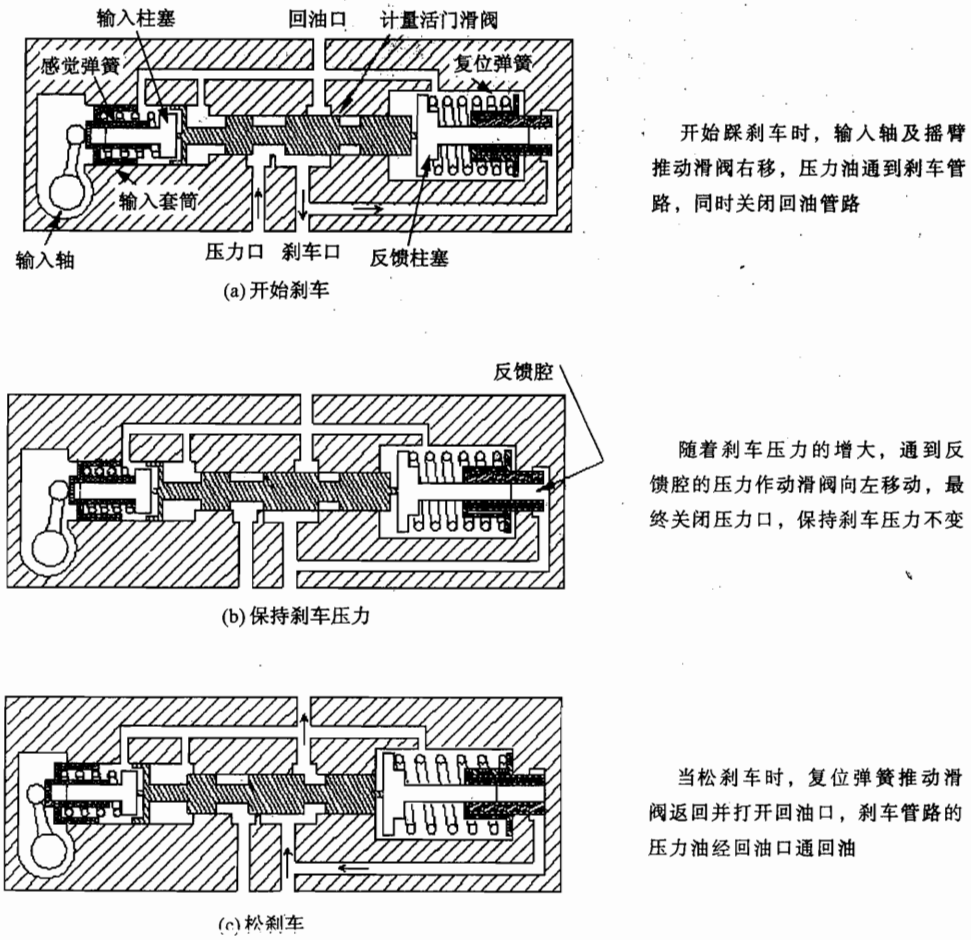


图 4－44 典型动力刹车计量活门工作过程

当踩刹车时，输入信号通过输入轴→输入摇臂→输入套筒→感觉弹簧（此时未被压缩）→输入柱塞→滑阀向右运动（复位弹簧被压缩），压力油进入刹车管路，同时关闭回油口。当压力油流过滑阀后，通过另一个通道流到反馈腔。当压力管路的压力足够大时，反馈腔的压力足以通过反馈柱塞推动滑阀左移（此时输入套筒不动，输入柱塞相对套筒左移），压缩感觉弹簧，在刹车踏板上产生感觉力。随着滑阀的左移，逐渐关闭压力口，但还没有使回油口打开，从而保持刹车压力不变。松刹车时，复位弹簧推动滑阀返回并打开回油口，刹车管路的压力油经回油口通回油。

如图 4－45（a）所示，踩刹车时，柱塞被压缩，大弹簧推动滑阀关闭回油口并打开压

力油进口，让油液进入刹车管路。当压力进入滑阀以后，油液通过一个小孔流入滑阀A腔。

如图4-45（b）所示，当A腔压力足够大，推动滑阀的压力使大弹簧压缩足够的距离时，关闭压力油进口，但还没使回油口打开。此时，这个阀处于静止状态。这个移动使大弹簧部分压缩，在刹车脚踏板上得到感觉力。

如图4-45（c）所示，当松开刹车脚踏板时，小弹簧推动滑阀返回，切断了压力口，并打开回油口，这样，刹车管路中的压力油经过回油口流出。

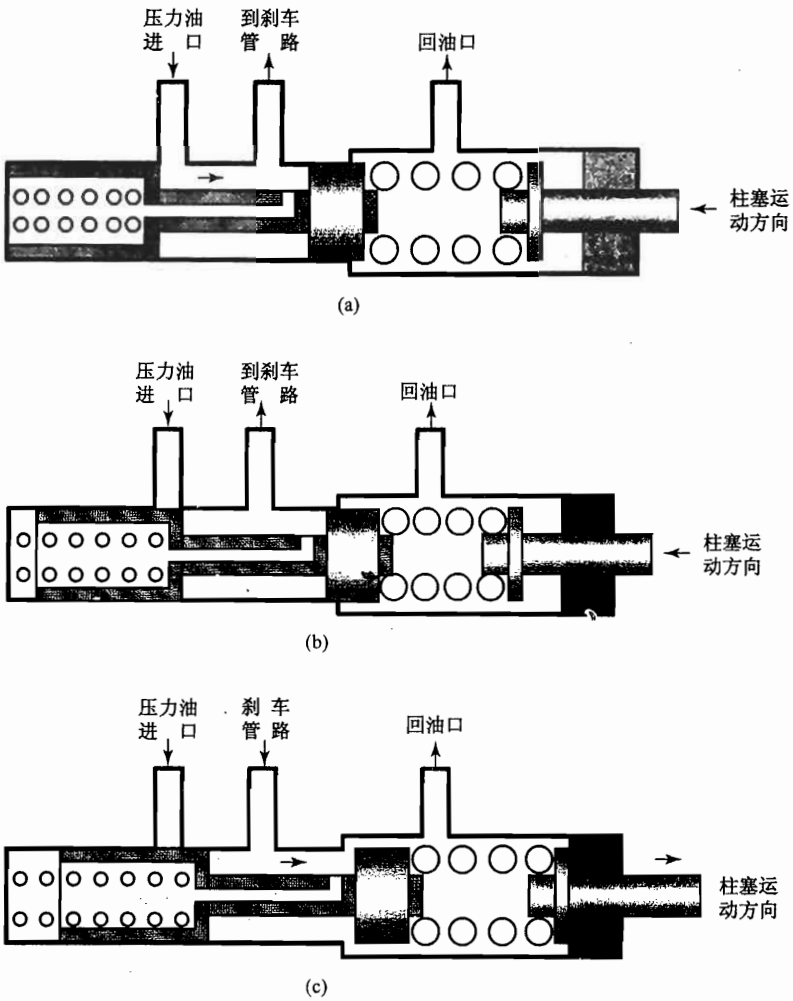


图4-45 动力刹车控制活门工作过程

4.5.4.2 刹车减压器（流量放大器）

现代大中型民航客机的刹车系统大多是高压刹车系统，因而较少采用刹车减压器。刹车减压器主要用于具有高压而刹车又需要低压的飞机上，它可降低供给刹车的压力，且增大液体的流量，故也称为流量放大器。采用刹车减压器可增加刹车灵敏度，松刹车时可使刹车快速松开。

刹车减压器一般安装于刹车控制活门与刹车作动筒之间的管道上。其基本组成如图4-46所示。

刹车减压器由壳体、活塞、弹簧、球形活门及顶杆组成。壳体上部的进油接头与动力刹

车控制活门的出油口相连，下部出油接头通向刹车作动筒。活塞上下两端的面积不一样大，它把壳体内部隔成上下两个油室。

刹车时，由动力刹车控制活门来的油液从进油接头进入上室，并向下推动活塞，把下室的油液挤到刹车作动筒去。由于活塞下端的面积 F_2 比上端的面积 F_1 大，即 $F_2 > F_1$，因此被挤出去刹车的油液比进入流量放大器的油液多。

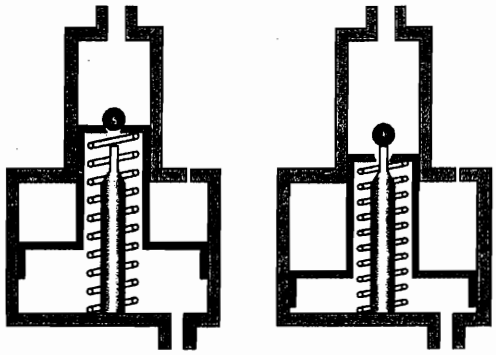


图 4－46 刹车减压器（流量放大器）

设单位时间内，活塞向下移动 x 厘米，这时上室所增大的容积，即进入流量放大器的油液流量为

$$Q_1 = F_1 x$$

下端同一时间内减小的容积，即被挤出的油液流量为

$$Q_2 = F_2 x$$

得出

$$\frac{Q_1}{F_1} = \frac{Q_2}{F_2} \Rightarrow Q_2 = \frac{F_2}{F_1} Q_1 = nQ_1$$

上式表明，流出的油液流量是流入流量的 n 倍 $\left(n = \frac{F_2}{F_1} > 1\right)$。采用流量放大器以后，进入刹车盘的油液流量大大增加，因而能显著地加快刹车的传动速度。

在流量增大的同时，刹车压力相应减小。从平衡条件可知，两边油室内液压的大小与其活塞面积成反比，故输出液压只有输入液压的 $\frac{1}{n}$。若考虑弹簧张力和活塞摩擦力的影响，其输出液压还会降低。

解除刹车时，上室内的压力消失，在流量放大器弹簧及刹车作动筒恢复弹簧的作用下，活塞迅速向上移动，上室内的油液经刹车控制活门流回油箱，在刹车作动筒内的油液则流回流量放大器的下室。活塞的快速向上移动，在通向刹车装置的油路中会产生一个吸力，而上室流回刹车控制活门的油液流量较小，回油阻力较小。因此流量放大器还可以起到迅速解除刹车的作用。

流量放大器有一个用顶杆作动的球形活门，如果管路有一处泄漏，允许通过此球形活门补充油液。如果流量放大器向下运动到足以使顶杆推动球形活门离开底座，油液在压力作用下将进入下腔，补充泄漏的油液。一旦有足够的油液流入下腔内，活塞将上移，球形活门将复位。在实际的流量放大器中，球形活门上还有使其保持在关闭位置的活门弹簧（图中未画出）。

此种流量放大器的恢复弹簧比较细长，在压缩过程中，可能产生侧向弯曲而使活塞卡滞，可能导致：开始刹车时活塞不动，当液压增大到一定数值时，活塞突然移动，使刹车压力急剧增大；解除刹车后，活塞不能回到顶端，进入刹车装置的油液不能完全返回流量放大器，以致刹车片和刹车套之间间隙过小，甚至仍然保持接触。

4.5.4.3 刹车装置

（1）单圆盘式

如果飞机刹车所必须消耗的动能相对较小时，可以采用单圆盘式刹车装置。如图 4－47 所示，它由旋转盘、刹车片及刹车作动筒组成。旋转盘用滑键固定在转轴上，它随着机轮的

转动而转动，而且它可相对于转轴移动。C为旋转盘，A为固定刹车片，B刹车片可由刹车作动筒活塞杆推动。

刹车时，刹车作动筒推动B刹车片移动，作用在旋转盘C上。由于旋转盘相对于转轴之间可以沿轴线运动，使B、C、A盘压紧贴合在一起，旋转盘的横向位移保证了作用在刹车圆盘两侧的刹车力相等。

(2) 多圆盘式刹车装置

多圆盘式刹车装置采用多个刹车片，从而增大了刹车面积，故能产生更大的刹车摩擦力。现代大中型飞机多采用此种形式的刹车装置。

多圆盘式刹车装置常把多个刹车部件组装在一起形成组件，因而也称为刹车组件。如图4-48所示，它包括：刹车作动筒及刹车间隙调节器、刹车磨损指示销、刹车片、扭力管、压力盘、液压接头、放气口等。刹车片由多个动片和静片组成，动片和静片是间隔排列的。静片安装于刹车装置的扭力管上，不随机

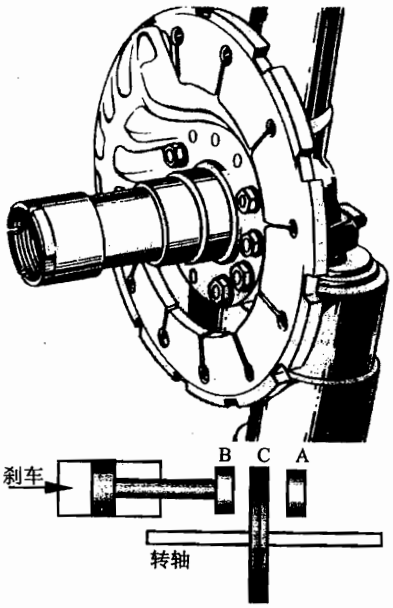


图4-47 单圆盘式刹车装置

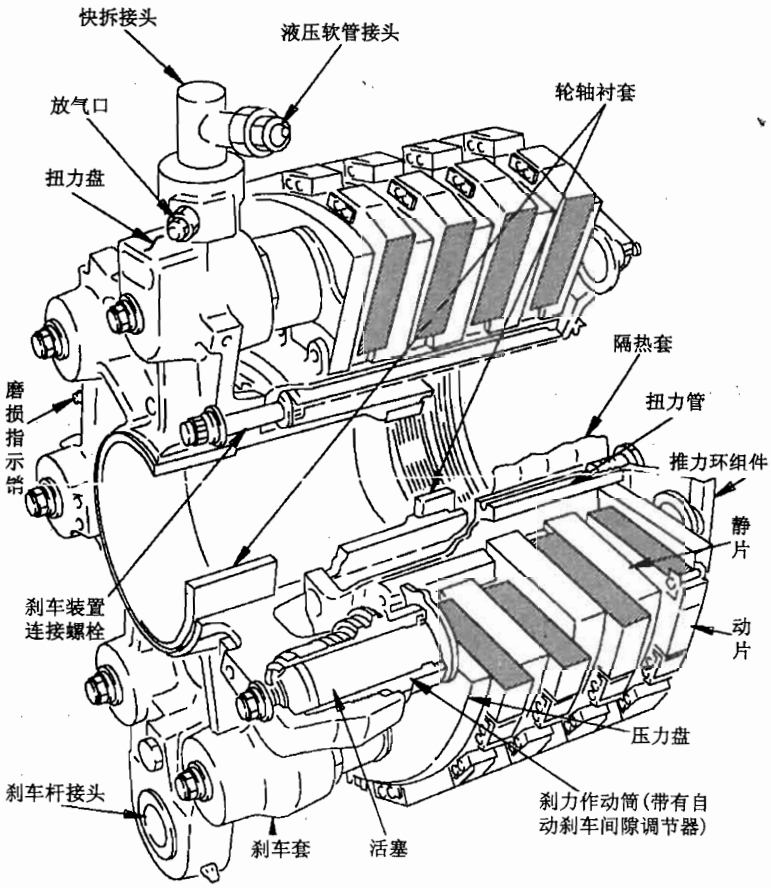


图4-48 多圆盘式刹车装置

轮转动，但可沿轴向运动。压力盘与刹车作动筒活塞杆固连，支撑片（静片）固定不动。而动片可随机轮转动，也可沿轴向运动。刹车组件固定于轮轴上，当安装上机轮时，动片沿动片滑键深入轮毂内（如图 4－49、图 4－50 所示）。

当操纵刹车时，刹车压力进入刹车作动筒，使刹车作动筒活塞杆伸出，推动压力盘运动，由于动片和静片都可沿轴向运动，故所有动片和静片压紧到支撑盘上。动片可随机轮转动，而静片不能随机轮转动，当动、静片压紧后会产生巨大的摩擦力，从而达到刹车的目的。

松刹车时，刹车作动筒的作动腔通回油，在弹簧力的作用下，使压力盘返回，动、静片分离。

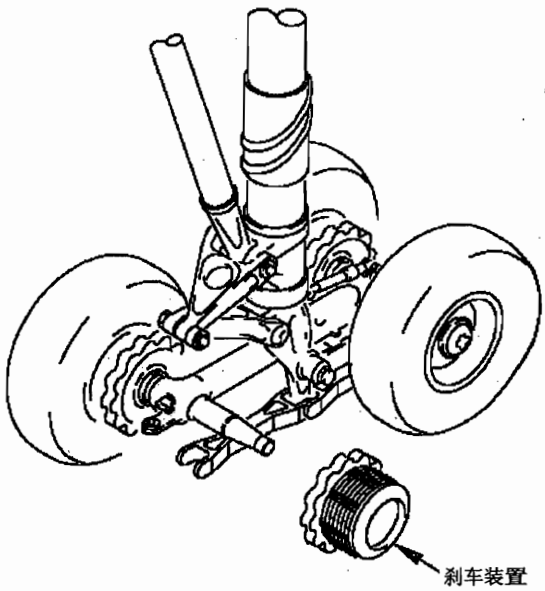


图 4－49 刹车装置在起落架上的安装

对于采用多圆盘式刹车装置的飞机，刹车是通过刹车装置内的动片与静片之间压紧产生摩擦而实现的。如果飞机经过多次刹车后，会使刹车片磨损而导致刹车间隙过大，从而影响刹车系统的正常工作。所以现代飞机的刹车装置内都装有自动刹车间隙调节器，它可以根据刹车片的磨损情况自动调节刹车间隙。根据刹车间隙调节器与刹车作动筒的安装关系，有两种形式的刹车间隙调节器，一种是分离式，即调节器与刹车作动筒分离（如图 4－52 所示）；另一种是整体式，即调节器与刹车作动筒为一体（如图 4－51 所示）。

图 4－51 为一种典型的整体式刹车间隙调节器，调节器位于刹车作动筒活塞内部。正常刹车时，压力油进入刹车作动筒的左腔，活塞伸出，推动压力盘进行刹车。此时弹簧被压缩，但弹簧座并未接触到衬套。如果刹车片磨损，刹车时，液压作动活塞杆伸出，直到弹簧座接触到衬套，仍没有使刹车装置内的动、静片压紧，此时作动筒活塞继续伸出，作动力经衬套、引导管、带动摩擦套相对摩擦销右移，使刹车作动筒活塞伸出，直到将刹车装置内的动片和静片完全压紧。摩擦套和垫圈将定位在一个新的位置，活塞也定位在一个新的位置，从而补偿了由于刹车片磨损导致的过大的刹车间隙。

图 4－52 为一种典型的分离式刹车间隙调节器．自动刹车间隙调节器由摩擦管、摩擦销、弹簧及壳体等部分组成。摩擦销插入到摩擦管内，在摩擦销的左端头有一个球头，此球头的直径略大于摩擦管的内径。在正常情况下摩擦管和摩擦销之间是一体，不会发生相对移动。如果作动力很大，会使得摩擦销的球头压入摩擦管内，从而使摩擦销从摩擦管中伸出，以补偿刹车间隙。

压力盘与刹车作动筒的活塞杆、刹车间隙调节器的摩擦销是固连的。刹车作动筒多采用单作用式作动筒，即刹车时压力油通入刹车作动筒，松刹车时依靠弹簧力复位。

刹车前的情况如图 4－53（a）所示。

进行刹车时刹车作动筒带动压力盘运动，如图 4－53（b）所示。当刹车间隙正常时，刹车间隙调节器未运动到极限位置就已实现刹车，使动、静片压在一起。

当刹车片磨损而使刹车间隙增大时，刹车间隙调节器摩擦管运动到极限位置后还未能使

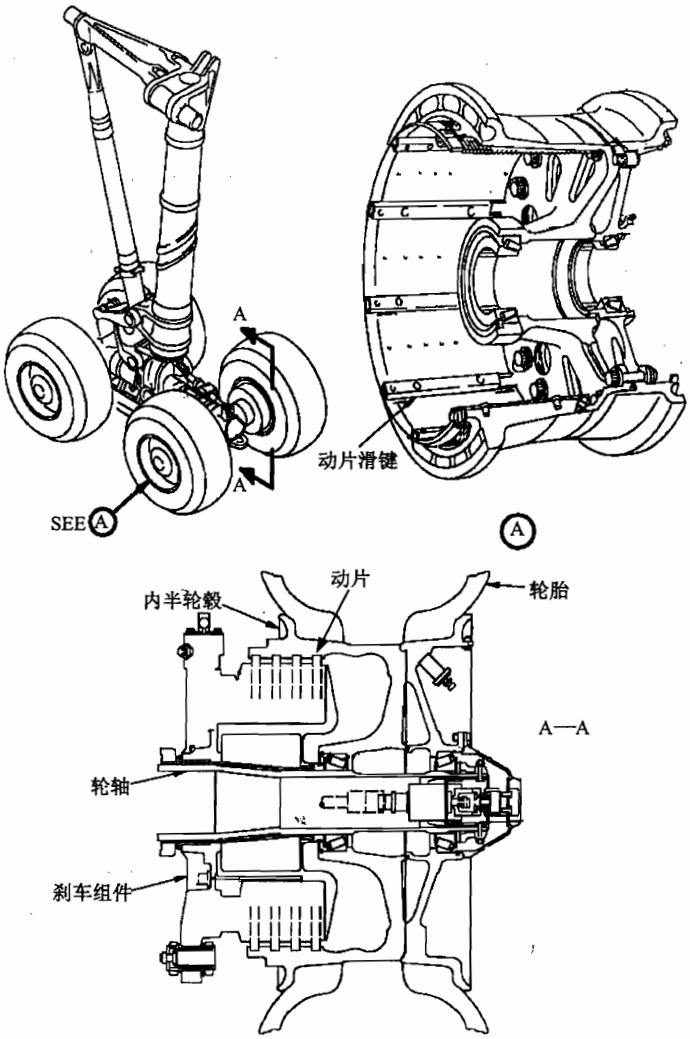


图 4－50 刹车装置在轮毂上的安装

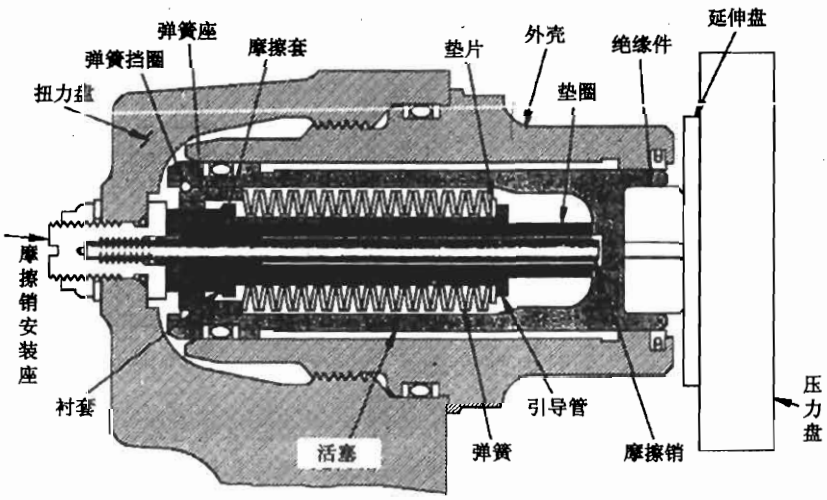


图 4－51 整体式刹车间隙调节器

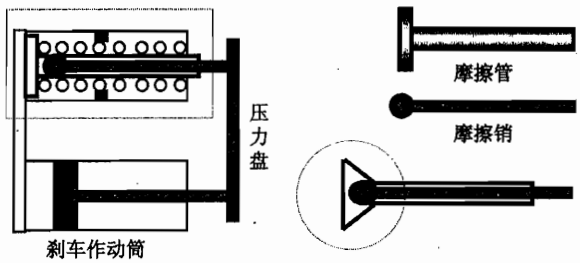


图 4－52 分离式自动刹车间隙调节器

动、静片贴合在一起，如图 4－53（c）所示，此时，刹车作动筒继续推动压力盘右移，从而使摩擦销从摩擦管内拔出一段距离，直到动、静片压紧。

松刹车时，在弹簧力的作用下，摩擦管回到极左的位置，如图 4－53（d）所示，但摩擦销将保持伸出一段距离。此距离即补偿了刹车片磨损量，使刹车片磨损后始终保持刹车间隙不变。

（3）弯块式刹车装置

弯块式刹车装置由刹车盘和刹车套组成，如图 4－54 所示。

刹车时，液压油推动作动筒活塞，使弯块压住刹车套，利用弯块与刹车套之间的摩擦力形成刹车力矩。解除刹车时，压力消失，弹簧将弯块拉回到原来位置。

① 助动式刹车盘

机轮旋转方向与弯块张开方向一致，作用在弯块上的摩擦力是帮助弯块张开的，它使弯块与刹车套压得更紧，因而能加大刹车力矩。

② 直接作用式刹车盘

机轮旋转方向与弯块张开方向相反，摩擦力就要阻碍弯块张开，使刹车力矩减小。

飞机上大多采用助动式刹车盘。维护助动式刹车盘时，要注意保持它的刹车间隙适当。间隙过小，弯块与刹车套可能因振动等原因自动接触，一旦接触，由于助动作用的影响，滑行中机轮就会发生卡滞现象；间隙过大，则会降低刹车的灵敏性。

（4）胶囊式刹车装置

由胶囊和刹车片组成。刹车时，冷气进入胶囊，使胶囊鼓起，刹车片紧压在刹车套上，产生摩擦力，形成刹车力矩，解除刹车时，胶囊收缩，刹车片靠弹簧的弹力恢复到原来位置。此种刹车装置

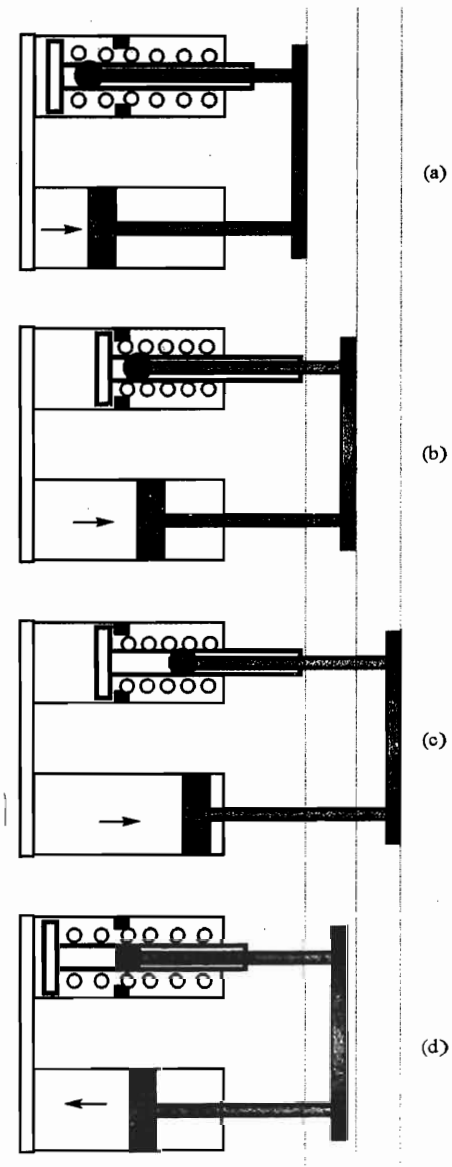


图 4－53 分离式自动刹车间隙调节器的工作情况

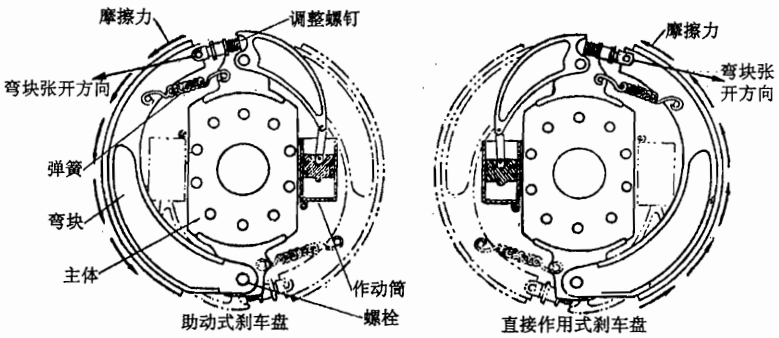


图 4－54 弯块式刹车装置

不适用于机械传动。注意在更换刹车片后要确保径向间隙不小于最小允许值。

4.5.5 液压动力刹车系统的工作情况

液压动力刹车系统一般可分为下列方式：人工刹车、自动刹车、停留刹车、空中刹车。现代飞机刹车系统一般有三个刹车压力源：两个来自飞机液压源系统，另一个来自刹车蓄压器。有些飞机上还有应急压力源。现代飞机大多采用主轮刹车，即仅在主起落架上有刹车装置。

4.5.5.1 人工刹车

人工刹车指驾驶员通过操纵刹车踏板而进行的刹车，通常包括正常刹车、备用刹车和蓄压器刹车。图 4－43 所示为一典型的现代飞机刹车系统，正常刹车和备用刹车使用不同的液压源，正常刹车由 B 液压源供压，备用刹车由 A 液压源供压。正常情况下由 B 液压源供压，其压力可直接输送到正常刹车计量活门；当 B 液压源的压力降低到某一值时，备用刹车选择活门自动选择 A 液压源，将 A 液压源的压力输送到备用刹车计量活门，同时关闭蓄压器隔离活门；当 A 和 B 液压源的压力都低时，蓄压器隔离活门打开，蓄压器的压力可以供往正常刹车计量活门。刹车压力可来自 B 液压源（正常刹车）、A 液压源（备用刹车）或刹车蓄压器。正常和备用刹车计量活门使用相同的输入轴。除了在起落架收进刹车期间，仅有一个计量活门得到压力。备用刹车选择活门和蓄压器隔离活门控制哪个计量活门得到压力。

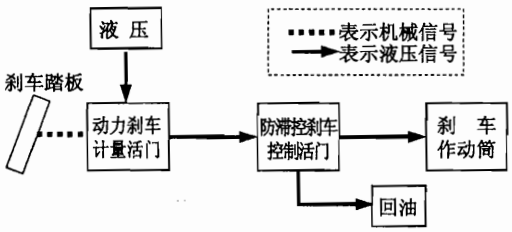


图 4－55 动力刹车系统方框图

当踩下刹车踏板时，此机械信号通过传动机构传送到刹车计量活门，正常刹车计量活门和备用刹车计量活门（使用相同的输入轴）同时被作动。正常或备用刹车计量活门控制选定的压力源（B 液压源、A 液压源或刹车蓄压器）向刹车管路供压。

（1）正常刹车

如果 B 液压源供压正常，当踩刹车踏板时，B 液压源的压力→正常刹车计量活门→自动刹车往复活门→正常防滞活门→液压保险→刹车往复活门→刹车作动筒，利用 B 液压源的压力进行正常刹车。

(2) 备用刹车

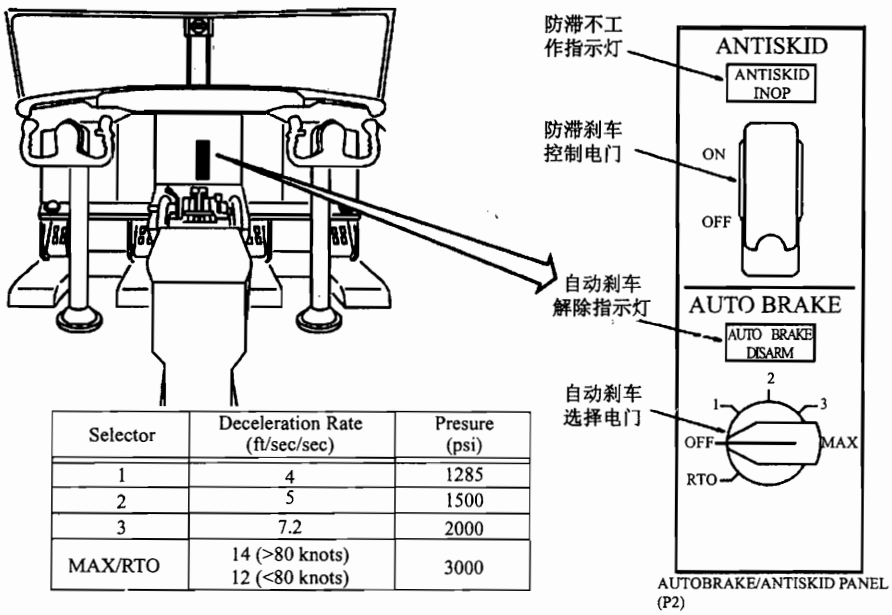
如果 B 液压源压力低于某一值，备用刹车选择活门将 A 液压源的压力供往备用刹车计量活门，当踩刹车踏板时，A 液压源的压力→备用刹车计量活门→备用防滞活门→液压保险→刹车往复活门→刹车作动筒，利用 A 液压源的压力进行备用刹车。

(3) 蓄压器刹车

如果 A 和 B 液压源都低压，蓄压器隔离活门打开，当踩刹车踏板时，蓄压器压力→正常刹车计量活门→自动刹车往复活门→正常防滞活门→液压保险→刹车往复活门→刹车作动筒，利用蓄压器压力进行刹车。

4.5.5.2 自动刹车

自动刹车指不需要驾驶员踩刹车踏板，自动刹车压力控制组件自动调节刹车压力，通过自动刹车往复活门接入正常刹车系统。如图 4－43 所示，刹车压力控制组件接受 B 液压源的压力，可将调节好的压力输送到自动刹车往复活门→正常防滞活门→液压保险→刹车往复活门→刹车作动筒。



Selector	Deceleration Rate (ft/sec/sec)	Presure (psi)
1	4	1285
2	5	1500
3	7.2	2000
MAX/RTO	14 (>80 knots) 12 (<80 knots)	3000

图 4－56 自动刹车、防滞刹车的控制和指示

自动刹车则包括起飞自动刹车和着陆自动刹车两种方式。着陆自动刹车指在着陆之前，使用“自动刹车选择电门”选择刹车减速率。刹车减速率要根据着陆机场的跑道长度选择。选择好自动刹车减速率后，自动刹车系统要进行自检，如果通过自检，则自动刹车系统处于准备状态。一旦满足自动刹车条件，则可在飞机着陆后自动进行刹车。如果自动刹车系统未通过自检或有故障，则“自动刹车解除指示灯”亮，此时只能进行人工刹车。

起飞自动刹车指在中断起飞过程中的自动刹车。在起飞之前把刹车减速率选择电门放在 RTO（中断起飞）位置，随后自动刹车系统就会进行自检，如果通过自检，则自动刹车系统处于准备状态。在起飞滑跑过程中，如果满足中断起飞的条件（如地面扰流板打开）则可以自动以最大减速率刹车，迅速中断起飞。如果未通过自检，则“自动刹车解除指示灯”亮，表示自动刹车不能工作，只能使用人工刹车。

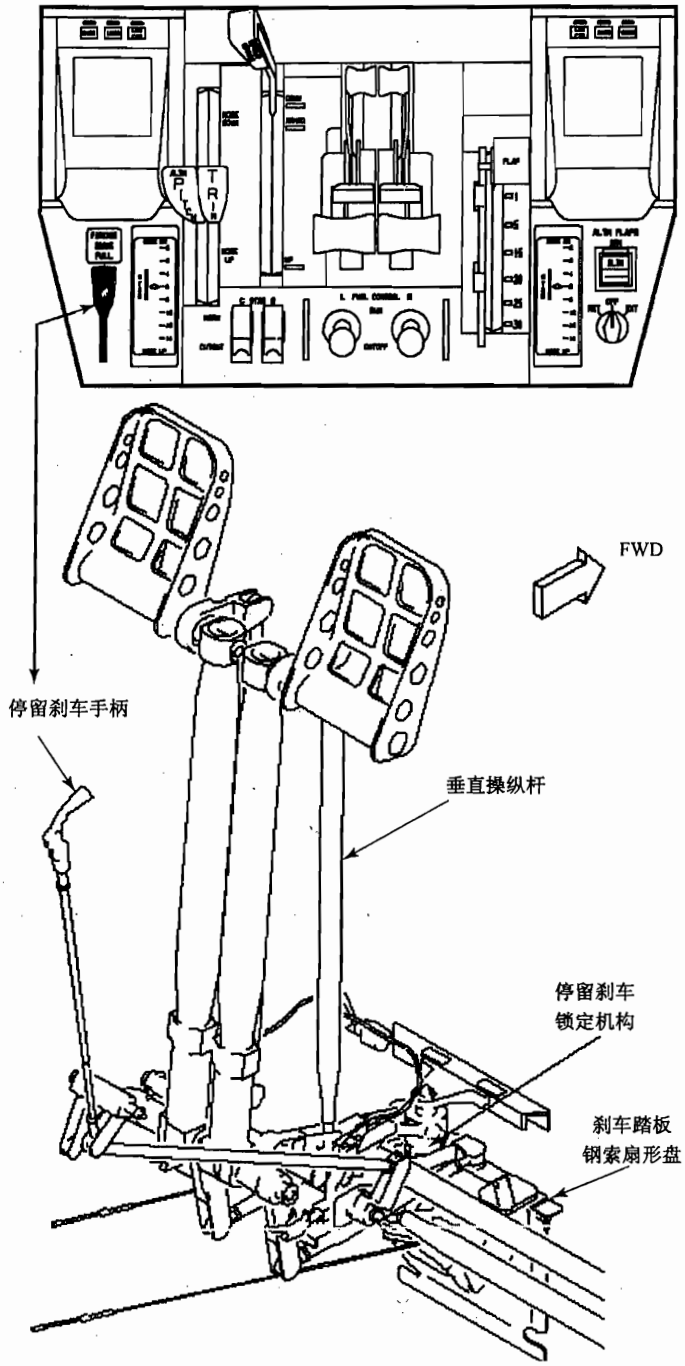


图 4－57 停留刹车手柄

4.5.5.3 停留刹车

要想保持住刹车状态，驾驶员必须持续踩住刹车踏板，如果松开刹车踏板，刹车机构在复位弹簧的作用下返回到松刹车位置。停留刹车主要应用于地面停机刹车。

(1) 停留刹车锁定机构

停留刹车锁定机构可将刹车踏板锁定在刹车的位置，如图 4－58 所示，停留刹车的基本

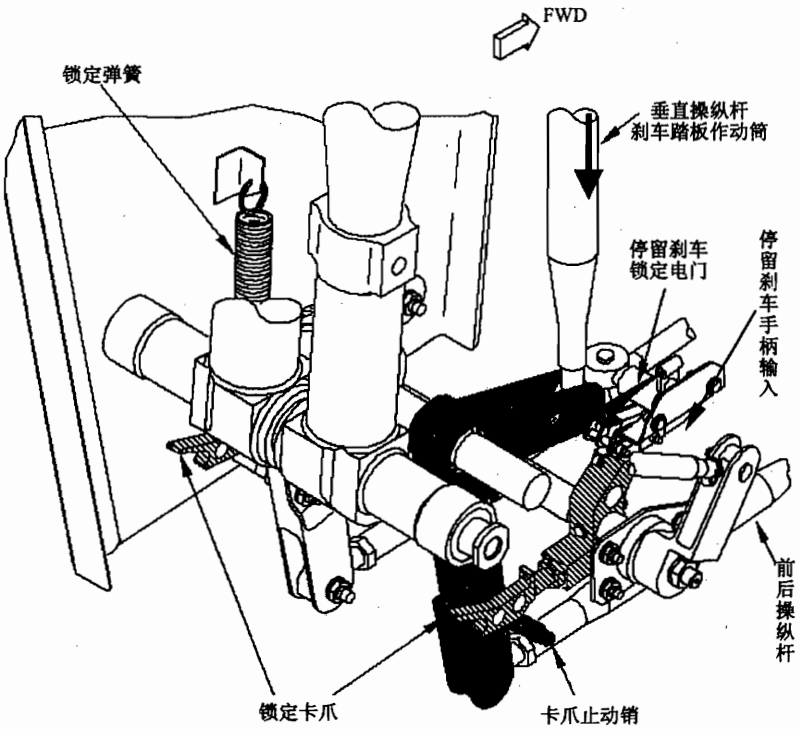


图 4－58 停留刹车锁定机构

组成部件有：锁定卡爪、卡爪止动销、锁定弹簧等。

（2）停留刹车机构的工作

当踩下刹车踏板，向上拉出停留刹车手柄（如图 4－58 所示），锁定卡爪保持刹车机构在刹车位置，卡爪接触刹车双摇臂上的止动销。此时松开刹车踏板，它会保持在刹车状态。刹车压力源大多来自刹车蓄压器，也可以来自飞机液压源系统。

在停留刹车状态下，向前踩刹车踏板时，锁定弹簧上拉卡爪而且释放停留刹车锁定机构；当松开刹车踏板时，在复位弹簧的作用下，刹车踏板返回到松刹车的位置。

多数飞机上有停留刹车指示灯，一般为红色或琥珀色灯。

（3）停留刹车最大刹车压力调节

调节停留刹车机构，使其在停留刹车时把脚蹬压下到规定位置。刹车压力过大会使停留刹车保持时间缩短。具体的调节程序要参照飞机维护手册（AMM）。

（4）停留刹车时间过短的原因

在具有电子式防滞刹车系统的飞机上，发现停留刹车保持时间过短，可能的原因是：

① 刹车蓄压器充气不足；

② 系统内漏或外漏严重；

③ 防滞活门回油活门关不严。

在电子式防滞控制活门的回油管路上，安装有一个停留刹车手柄控制的回油关断活门。在操纵停留刹车手柄时，同时关断了这个回油关断活门，以防止在停留刹车时，刹车压力通过此活门回油。如果此活门关不严，常会导致停留刹车时间过短。

有些飞机上的停留刹车系统与上述情况不同。如 A320 飞机上的停留刹车手柄控制一个选择活门，通过此选择活门控制通往刹车作动筒的油液（并不是通过将刹车脚蹬固定于刹车

位置)。在操纵停留刹车手柄的同时，控制一个选择活门以切断防滞控制活门的回油路。停留刹车优先于其他任何一种刹车方式。另外其停留不仅用于地面停机的刹车，而且可作为应急刹车使用。

(5) 停留刹车指示灯

有些飞机（如波音 767、波音 747 飞机）上的停留刹车指示灯位于前起落架结构上，如图 4－59 所示，它有三个指示灯来监控停留刹车的工作状态。当停留刹车活门关闭时，琥珀色的停留刹车设置灯亮；当两个刹车踏板都松开时，蓝色的“停留刹车 OFF”灯亮；当刹车管路具有刹车压力时，红色的“停留刹车 ON”灯亮。其 EICAS 也可在驾驶舱显示停留刹车的信息。

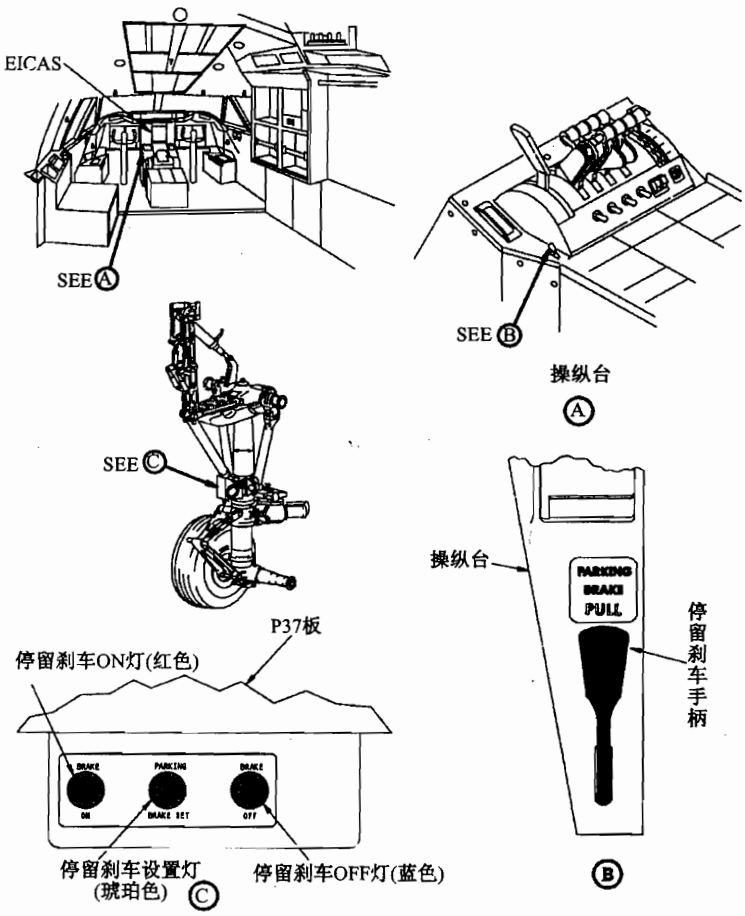


图 4－59 波音 747 飞机停留刹车指示灯

另外一些飞机（如波音 737、波音 757、波音 767 等飞机）停留刹车指示灯位于停留刹车手柄的邻近区域，其颜色通常为红色（如波音 737）或琥珀色（如波音 757、波音 767），如图 4－60 所示。

4.5.5.4 空中刹车

空中刹车指为使机轮在收进轮舱之前使其停止转动而进行的刹车。主起落架的空中刹车借助于备用刹车系统。当飞机离地，起落收放手柄置于“收上”位置，在起落架收进过程中，起落架收上管路的压力作动备用刹车计量活门（有些飞机通过起落架收进刹车作动筒），

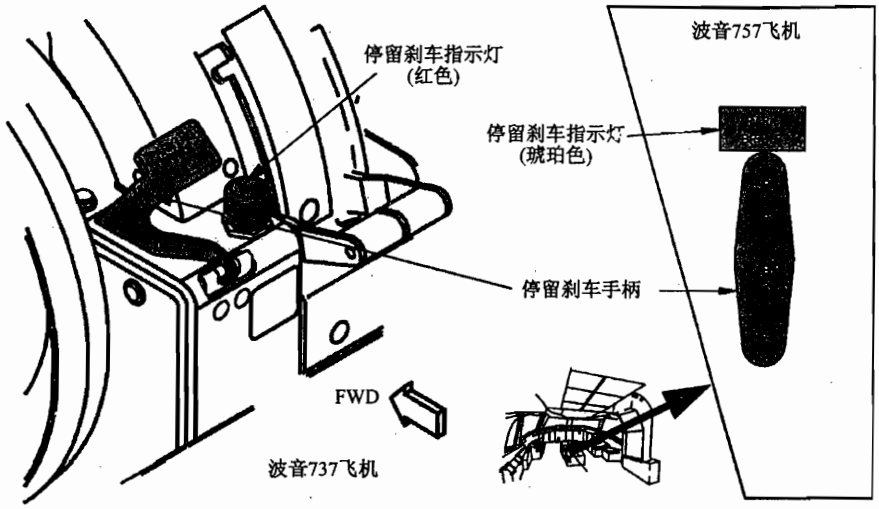


图 4－60 波音 737、波音 757 飞机停留刹车指示灯

同时将收上管路的压力通过备用刹车计量活门、备用防滞活门、液压保险、往复活门最后输送到刹车作动筒进行阻止机轮转动的刹车（如图 4－43 所示）。

由于现代飞机大多仅在主轮上有刹车装置，因而主轮的空中刹车可以直接利用其刹车系统。但前起落架没有刹车装置，因而前轮的空中刹车通常使用刹车板（或刹车带）。前起落架收进轮舱后，前轮轮胎即与刹车板（或刹车带）接触，产生机械摩擦力以阻止前轮转动。如图 4－61、图 4－62 所示。

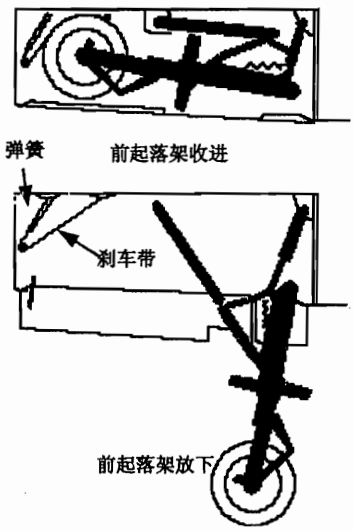


图 4－61 前轮空中刹车

4.5.6 防滞刹车系统

防滞刹车系统的功用是在着陆滑跑过程中使刹车压力围绕着临界刹车压力的变化规律变化，以获得高的刹车效率。飞机上主要有两种类型的防滞刹车系统：惯性防滞刹车系统和电子式防滞刹车系统。

4.5.6.1 惯性防滞刹车系统

惯性防滞刹车系统包括传感器和防滞刹车控制活门两个主要附件。传感器固定在刹车盘或者轮轴上，防滞活门（电磁活门）安装在刹车部分的工作管路中。

（1）工作情况

在着陆滑跑过程中使用刹车时，从刹车部分输出的油液，经防滞活门进入刹车作动筒。当刹车压力过大而使机轮拖胎时，机轮便具有较大的负角加速度；传感器感受到机轮的负角加速度以后，即操纵一个电门，将防滞活门线圈的电路接通。活门便在电磁吸力作用下，打开回油路，堵住来油路。于是，刹车盘内的油液的压力迅速降低。待拖胎解除，机轮恢复正常滚动后，被传感器接通的电路立即断开，电磁吸力消失，活门在弹簧力作用下恢复原位，重新打开来油路，关闭回油路，刹车压力重新增大。当机轮再次进入拖胎时，传感器又操纵电磁活门减小刹车压力。如此周而复始，便可使刹车压力围绕临界刹车压力作有规律的变

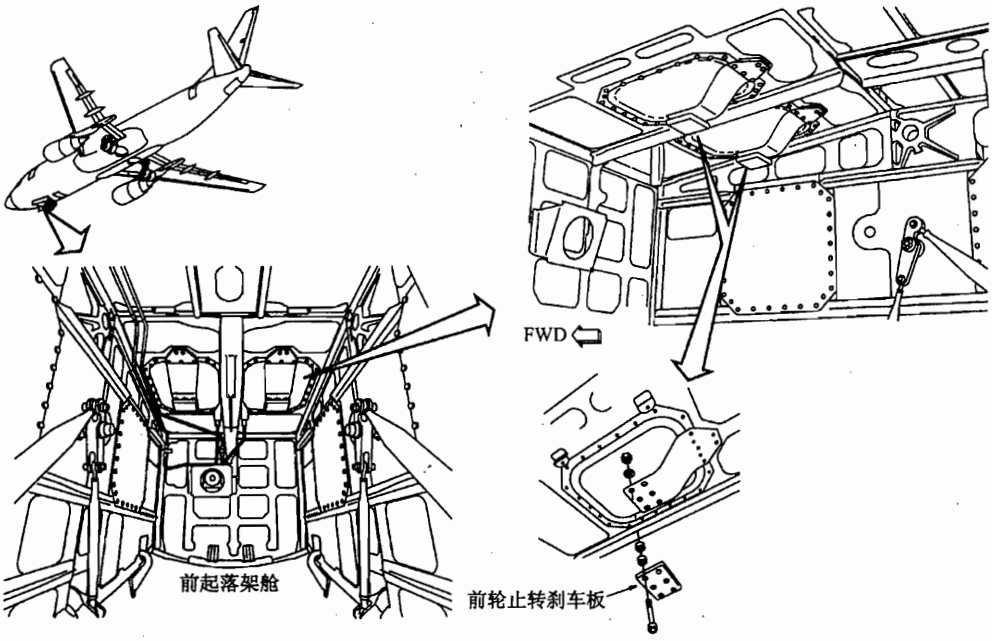


图 4－62 前起落架的空中刹车（采用刹车摩擦板）

化，断续控制刹车压力松刹车，保证不产生拖胎，获得高的刹车效率。如图 4－63 所示。

（2）惯性传感器

惯性传感器基本构造如图 4－64 所示，它是依据惯性原理制成的。惯性传感器感受机轮的负角加速度，及时将机轮拖胎信号输往电磁活门。

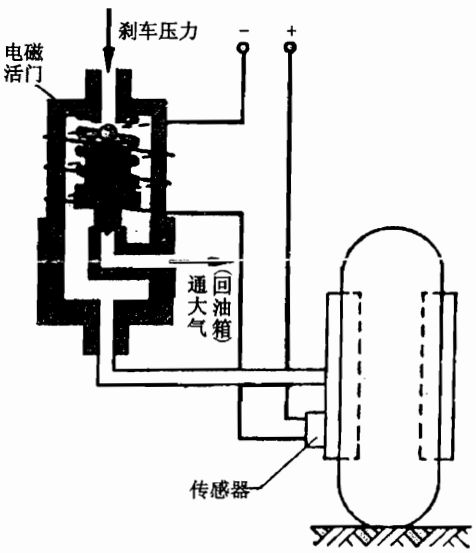


图 4－63 惯性防滞刹车系统

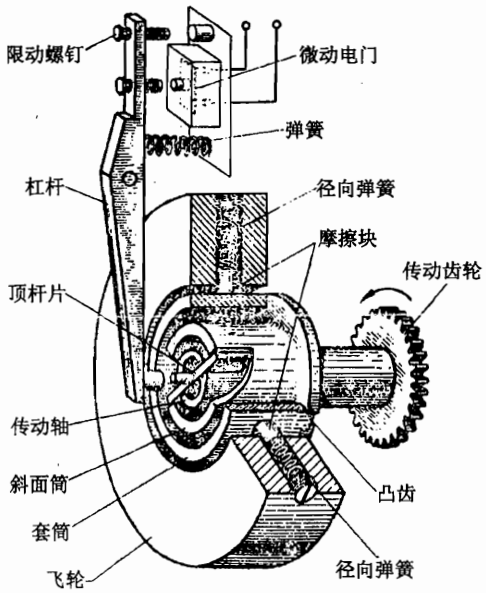


图 4－64 惯性传感器

惯性传感器内，传动轴右端的传动齿轮与轮毂上的齿轮衔接，斜面筒套在传动轴外面；顶杆片插在传动轴的缺口内，其右端与斜面筒的两个斜面接触。当传动轴向一边旋转时，可以通过顶杆片推斜面筒上缺口的直边，带着斜面筒一起旋转；而当斜面筒相对于传动轴沿同一方向转动一个角度 $\Delta\varphi$ 时，则顶杆片会被斜面筒上的斜面顶出。套筒依靠其右边的两个凸齿卡在斜面筒右端底边的缺口内。飞轮套在套筒外面，并通过三个摩擦块与套筒接触；改变各摩擦块上径向弹簧的弹力可调整飞轮与套筒之间的结合紧度。这样，当套筒旋转时，由于摩擦块与套筒之间的摩擦作用，飞轮会被带着一起旋转；反之，飞轮旋转时，也可以通过这种摩擦作用带着套筒转动一个角度。

机轮旋转时，通过齿轮带动传动轴、顶杆片、斜面筒和套筒，并且通过摩擦块的摩擦作用，使飞轮一起转动。

如果刹车压力超过临界刹车压力而使机轮拖胎，机轮的旋转角速度就要急剧降低，传动轴的旋转角速度要随之降低，也就是说，机轮和传动轴具有较大的负角加速度。这时，飞轮由于惯性作用，带着套筒与斜面筒相对于传动轴超前转动一个角度 $\Delta\varphi$，迫使顶杆片伸出，推动杠杆，克服弹簧张力，压下微动电门。于是，电磁活门线圈的电路接通，打开放气（回油）路，以减小刹车压力，解除拖胎。当顶杆片伸出到极限位置（由杠杆上的限动螺钉限制）时，由于斜面筒在传动轴上的运动受到了限制，飞轮就不能再带着套筒相对于传动轴转动。这时，飞轮靠自身的动能相对于套筒超前旋转，依靠摩擦块的摩擦作用，将顶杆片保持在伸出位置，以便有一定的时间来解除拖胎。

在上述过程中，飞轮的转速在不断减小，而随着刹车压力的减小，机轮的旋转角速度却在迅速增大。因此，传动轴的旋转角速度很快又大于飞轮的旋转角速度。于是，顶杆片在弹簧作用下缩回，转角 $\Delta\varphi$ 消失，微动电门随即断开，刹车压力重新增大。直到刹车压力上升到超过临界刹车压力时，又重复上述的调节过程。

(3) 电磁活门

为了提高系统的灵敏性，电磁活门通常都安装得离刹车盘较近。该电磁活门是典型的两位三通电磁阀。

4.5.6.2 电子式防滞刹车系统

现代飞机大多采用电子式防滞刹车系统。

(1) 滑移率的概念

飞机的滑行速度 $v_{机}$ 与机轮的旋转线速度 $v_{轮}$ 不一定相同，这一偏差的大小可用滑移率表示

$$滑移率 = \frac{v_{机} - v_{轮}}{v_{机}}$$

当滑移率等于 0 时，飞机没有拖胎；而滑移率等于 1 时，飞机处于完全拖胎状态，轮胎将受到极大的损伤。无论外界条件如何变化，滑移率等于 15% ~ 25% 时，刹车效率最高。如果飞机滑行时能够精确控制滑移率在这一范围内，就能保证足够高的刹车效率。

(2) 电子式防滞系统的组成

① 轮速传感器

轮速传感器是测量轮速的敏感元件，它实际上是一个小的交流发电机。它装在机轮轴上，转子通过机轮内的传动套驱动。机轮转动时，轮速传感器发出电信号，并将此反映轮速的电信号输送到防滞控制器。

② 防滞控制器

防滞控制器接收轮速传感器的轮速信号、飞机滑行速度信号，计算机轮的滑移率，与基准滑移率比较，发出控制信号到防滞控制活门，调节刹车压力，如图4－65所示。

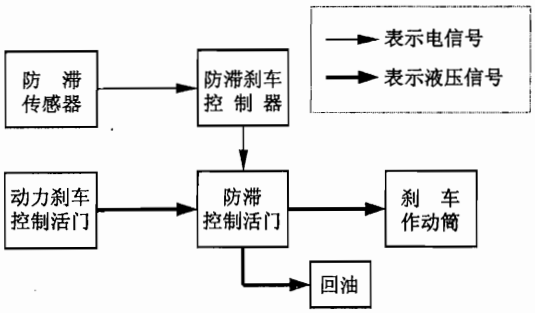


图4－65 电子式防滞刹车系统的组成

③ 电子式防滞刹车控制活门

电子式防滞刹车控制活门采用电液伺服活门系统。主要由力矩马达、喷嘴挡板、滑阀和反馈杆等组成。其中喷嘴挡板作为一级放大，滑阀作为二级放大。

力矩马达感受防滞控制器的偏差电流信号，产生电磁力矩使喷嘴挡板转动。而喷嘴挡板的运动，又会影响滑阀左右两腔的压力差。即输入的电流信号通过扭矩马达及喷嘴挡板转换成液压信号用于作动滑阀。喷嘴挡板是作为一级放大机构，即将较小的电流信号转换成较大的液压信号。

喷嘴挡板转动使喷嘴挡板阀输出压力差，压力差推动滑阀产生位移，滑阀位移调节输出刹车压力，同时通过反馈杆提供反馈力矩与电磁力矩平衡，因此输出液压压力与输入电流成反比。

图4－66、图4－67所示为A320飞机防滞刹车控制活门与刹车压力的关系曲线。

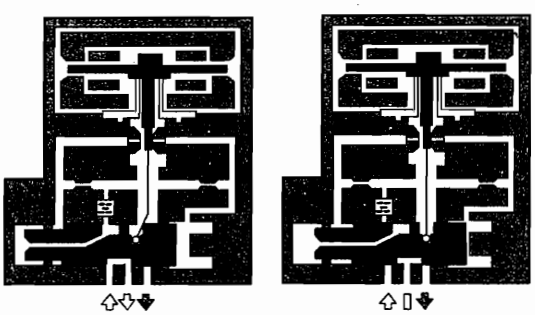


图4－66 A320飞机电子式防滞刹车控制活门

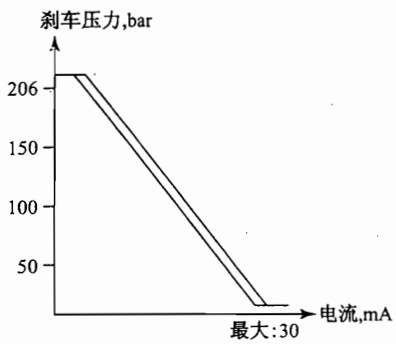


图4－67 输入电流与刹车压力曲线

当机轮没有滞动信号时，防滞控制器输出电流为零，此时滑阀在压力差作用下向左移动；滑阀左移，带动反馈杆，从而减小作用于滑阀上的压力差，直到与反馈力矩平衡。这样使压力油直接通往刹车管路，相当于没有防滞活门。可以看出，当输入电流为零时，刹车压力最大。如果此时失去供压，则刹车管路通回油。

当机轮发生滞动时，防滞控制器输送到防滞活门液压马达的电流增大，喷嘴挡板移动，从而使滑阀右移，刹车管路与回油路相通，从而调节刹车压力，防止机轮滞动。防滞控制器输送到防滞控制活门的电流越大，则刹车压力越小。随着输入电流的增大，喷嘴挡板扭转的力矩增大，滑阀右移，刹车压力逐渐减小。

(3) 电子式防滞系统的功能

① 正常防滞控制

正常防滞控制是在机轮转速降低但还没有停转的时候进入工作的。当机轮减速到刚好开

始打滑但还没有达到完全滑动的程度时，防滞控制活门就使供向机轮刹车的液压压力减小一些。这可使机轮转动稍快一点并使其停止打滑。滑动越严重，刹车压力降低得也就越多。当轮速低于某一值时正常防滞控制电路脱离工作。

② 锁轮保护

当飞机通过结冰地段时，由于机轮轮胎与地面的摩擦力不够就易于发生卡滞现象。如果正常防滞控制不能把一个处于完全打滑状态下的机轮解脱，则将发生机轮的卡滞现象。此时需要锁轮保护电路发出超控信号，释压时间比解除正常打滑控制时间长，这是为了给这个机轮一个加速时间。

锁轮保护电路监控两个对应机轮的轮速，当两轮轮速之差超过一定限度时，锁轮保护电路工作，释放低速机轮的刹车压力。锁轮保护在轮速低于某一值后脱离工作。

③ 接地保护

当飞机在空中，主起落架缓冲支柱处于伸张状态时，防滞控制器发出电信号到防滞控制活门，完全释放刹车压力，以实现接地保护，防止飞机刹车接地。

接地保护电路的作用是在飞机即将着陆的瞬间解脱刹车，即使在着陆前已踏下刹车踏板，也不能刹车，从而可防止刹车接地。当主起落架空地感应机构感受飞机在地面，或飞机轮速超过一定值时，接地保护方才脱离工作。

④ 人工刹车功能

当轮速低于某一值时，正常防滞电路脱离工作，由驾驶员进行人工刹车。在防滞刹车过程中，驾驶员也可操纵防滞电门断开防滞刹车系统。

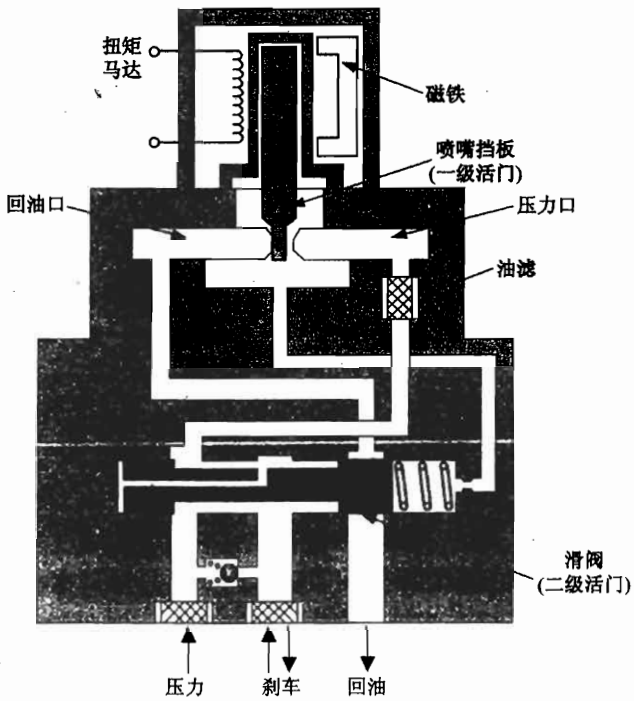


图 4－68 波音 737－300 飞机电子防滞刹车控制活门

电子式防滞系统由相应的防滞控制电门控制。如果电门置于“打开”位置，则防滞系统可以工作；如果电门置于“关断”位置，则防滞系统被切断。

电子式防滞刹车系统的飞机，驾驶舱都有防滞不工作灯。

防滞不工作灯亮可能的原因是：

a. 防滞控制电门在“关断”位置；

b. 防滞系统有故障；

c. 停留刹车回油活门在松开停留刹车后仍处于“关断”状态。

4.5.6.3 电子式防滞刹车系统比惯性防滞刹车系统效率高的原因

电子式防滞刹车系统是根据机轮速度和飞机速度之差，利用直接控制滑移率连续调节刹车压力，以保证有最高刹车效率。防滞传感器感受机轮的速度，并和基准速度比较，当产生一定偏差时，经信号放大，输送到电液伺服活门的输入端。

惯性传感器是感受机轮的负角加速度，断续控制松/刹以保证不产生拖胎。

因此，电子式防滞刹车系统比惯性防滞刹车系统效率高。

4.5.7 刹车温度探测和冷却系统

飞机地面刹车时，刹车片之间剧烈摩擦，会使刹车装置过热。因而，在某些飞机（如图4－69所示）上有刹车温度探测器，监控刹车温度。它采用热电偶探测刹车温度，当出现过热时，刹车过热“HOT”指示灯会亮。此指示灯又是刹车风扇控制电门，可以控制刹车冷却风扇的工作。当主起落架放下锁好时，按下刹车风扇控制电门，即可使刹车冷却风扇工作，使刹车装置迅速冷却。

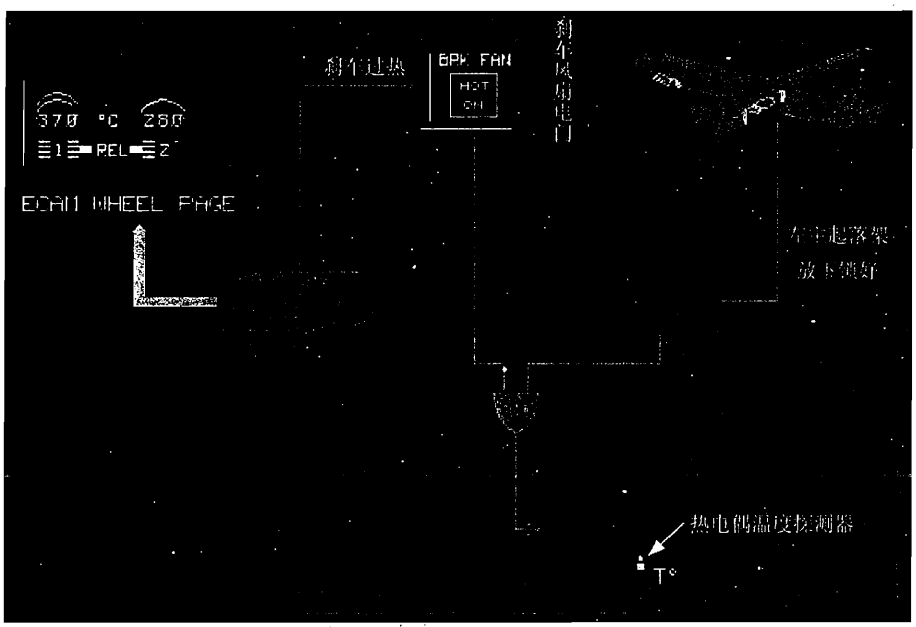


图4－69 A320飞机刹车温度探测和冷却系统

4.6 机轮

机轮由轮胎和轮毂等组成，用来减小飞机在地面运动的阻力，并吸收在着陆接地和地面运动时的一部分撞击能量。主起落架机轮上装有刹车装置，可用来缩短飞机的着陆滑跑距

离，并使飞机在地面具有良好的机动性。

4.6.1 机轮的主要形式

机轮主要有下列三种形式。

(1) 分离式机轮

如图 4－70 所示，分离式机轮由内侧和外侧半轮毂通过高强度连接螺栓和自锁螺帽连接在一起。在内外侧轮毂之间安装有 O 形密封圈。上面还安装有充气活门和热熔塞。热熔塞的作用是当刹车导致轮毂温度急剧升高时，通过它的熔化进行释压，防止轮胎爆破或机轮破裂。如果发现一个热熔塞熔化而使轮胎压力释放，此轮胎应该报废。

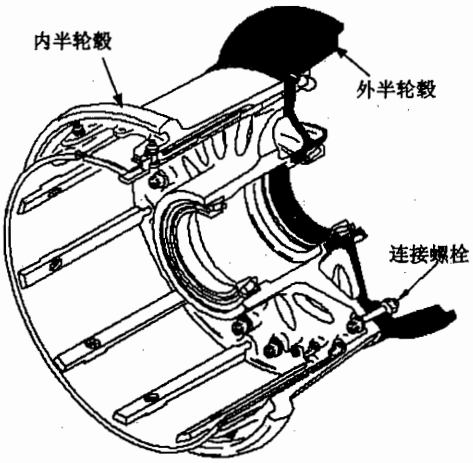


图 4－70 分离式机轮

现代飞机大多采用分离式机轮。

(2) 可卸轮缘式机轮

如图 4－71 所示，中间下凹的和基面平直的可卸轮缘式机轮有一个整体的轮缘，它由一个止动卡环固定。可卸轮缘式机轮配备低压轮胎。轮缘可在取下止动卡环和从底座上提起轮缘后，快速从轮胎上卸下来。当在机轮的两边装上常用的刹车鼓（套）时，就形成了一个双作用式刹车装置。

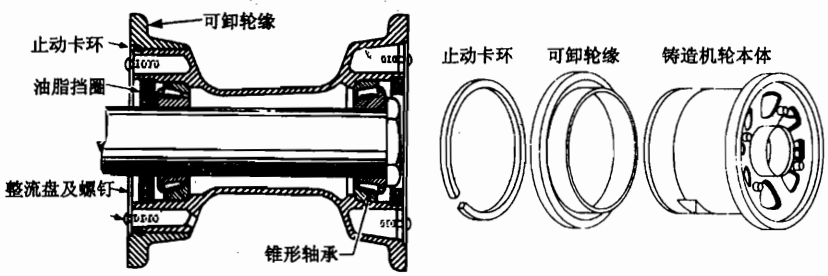


图 4－71 可卸轮缘式机轮

(3) 固定轮缘式机轮

中间下凹的固定轮缘式机轮专门用于使用高压轮胎的飞机（如军用飞机）上。有时也能在老式飞机上看到，如图 4－72 所示。

4.6.2 轮胎

轮胎在飞机起飞和着陆过程中可以形成一个空气垫，以帮助吸收撞击能量或摩擦产生的热能，而且在地面它支持飞机的重量，并产生必要的刹车结合力以便在着陆时使飞机停住。轮胎必须能够承受高速和巨大的静载荷和动载荷。

4.6.2.1 轮胎的构造

轮胎包括内胎和外胎，但现代民航客机大多采用无内胎轮胎。如图 4－73 所示为航空轮胎的构造。

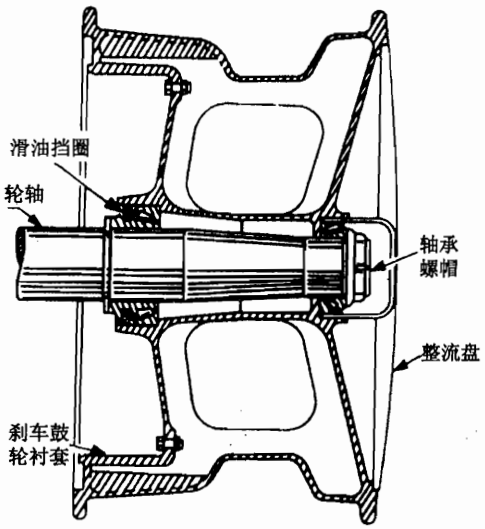


图 4－72 固定轮缘式机轮

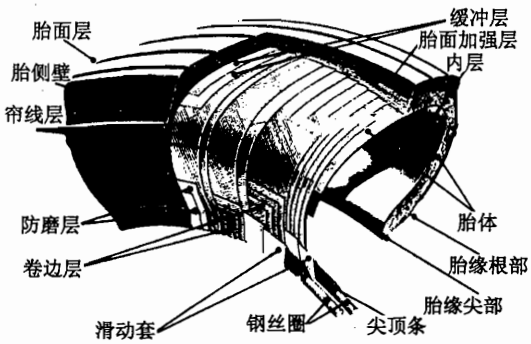


图 4－73 航空轮胎的构造

(1) 胎面层

为了获得韧性和耐久性，机轮胎面用合成橡胶制造，依据飞机工作需要胎面制有不同的花纹。目前广泛使用的是沿圆周方向凸起的花纹，因为它们在各种跑道上都能提供较大的结合力。

为了使胎面具有高速工作性能，胎面要用一层或多层尼龙予以加强。这主要用于高速轮胎。

(2) 护胎层（缓冲层）

这是一些由尼龙布加强的附加层，放置在胎面橡胶下面，用于保护轮胎各层和加强胎面区域，但并不常用。它们是作为胎体结构的一个组成部分。

(3) 胎体层（帘线层）

它是一种涂胶的尼龙线的斜纹层（相邻各层的斜纹是相互交叉的），用来提高轮胎的强度。胎体层绕过钢丝圈并转过来贴在轮胎的侧壁上形成卷边层，把胎体全部包起来。

(4) 钢丝圈

钢丝圈由钢丝制成，埋置在橡胶内并且用帘线层缠绕。钢丝圈拉住胎体各层并形成牢固的安装面，用来将轮胎装在机轮上。

(5) 滑动套

由布和橡胶层构成，各层把胎体和钢丝圈隔开，提高了轮胎的耐久性。

(6) 防磨层

由布和橡胶层构成的防磨层，在轮胎装卸过程中保护胎体不受损害。同时还被用来隔开从刹车装置传向胎体的热量，并且能在动力作用下胎体发生移动时提供良好的封严作用。

(7) 胎缘尖部

最靠近轮胎中心线的内钢丝边缘。

(8) 胎缘根部

胎缘根部即胎缘的外边缘，用来使之紧贴在机轮的轮缘上。

(9) 内层

在无内胎轮胎上，这个气密的内层作为内胎使用，阻止空气通过胎体各层渗漏出去。对于有内胎的轮胎，它是一层较薄的橡胶层，用于防止内胎与轮胎内壁各层接触摩擦。

(10) 胎面加强层

在胎面和胎体之间的橡胶复合缓冲层，用以增加轮胎的韧性和耐久性。在胎面整个使用期间，它增加抗割伤和冲击的能力。

(11) 胎侧壁

胎侧壁是胎体侧面的主要防护层，它能防止帘线损坏和暴露。胎侧壁还给胎体提供小量的强度。一种具有特殊构造的胎侧壁是用在前轮轮胎上的，在其上装有折流器，它能使跑道上的水折向侧边，这样就可避免水泼溅到安装在后面的喷气发动机上。

(12) 尖顶条

尖顶条是围绕钢丝圈形成的附加橡胶条，用以紧固卷边层。

4.6.2.2 轮胎的保护和存放

必须保护轮胎免受过热、潮湿和强光，以及避免如滑油、燃油、乙二醇或液压油的侵蚀，因为它们对轮胎都是有害的。应该立即擦除溅到或滴到轮胎上的任何液体。如果长时间停放飞机，则应该在轮胎上装上防水罩。

强烈的光线和热量将导致橡胶出现裂纹和整体性的退化。因此应该把轮胎和内胎存放在具有 10～27℃（50～80°F）的干燥的暗室内，而且应该让它们远离散热器、蒸汽管线、电动机等热源，应保证不会受到滑油和油脂等的污染。

4.7 起落架系统主要维护工作

4.7.1 缓冲支柱的灌充

4.7.1.1 缓冲支柱的充填液

缓冲支柱内的充填液并不只是液压油，其中都加入了润滑油。LUBRIZOL 1395 和 METHYL OLEATE（甲基油酸）都是重型润滑油。将其加入到液压油中，可以减小缓冲支柱内部运动部件的磨损。

(1) BMS 3－32，1 型充填液

它是 MIL－H－6083 液压油加上 1.5% 体积的 LUBRIZOL 1395，再加上 1% 体积的 METHYL OLEATE 混合液。

(2) BMS 3－32，2 型充填液

它是 MIL－H－5606 液压油加上 1.5% 体积的 LUBRIZOL 1395，再加上 1 % 体积的 METHYL OLEATE 的混合液。

上述两种缓冲支柱充填液完全是配置好的，可直接使用。当第一次灌充新的缓冲支柱时，或在大修后，应选择 BMS 3－32，1 型充填液，这是因为在 MIL－H－6083 液压油中，加有抗腐蚀抑制剂。其他情况可任选这两者之一，这两种充填液是兼容的，不管最初使用的是哪一种，都可选其中的任意一种。

(3) 调制缓冲支柱充填液

BMS 3－32，1 型和 2 型充填液是最佳的选择，但如果没有这两种充填液，可自行调制充填液。

① 将 MIL－H－6083 液压油加上 2.4%体积的 LUBRIZOL 1395；或者选择 MIL－H－6083 液压油加上 1.5%体积的 LUBRIZOL 1395，再加上 1 %体积的 METHYL OLEATE。

② 将 MIL－H－5606 液压油加上 2.4 %体积的 LUBRIZOL 1395；或者选择 MIL－H－5606 液压油加上 1.5 %体积的 LUBRIZOL 1395，再加上 1 %体积的 METHYL OLEATE。

未混合好的充填液必须在灌充之前混合好。如果将未稀释的 LUBRIZOL 直接加入缓冲支柱，它会在底部沉淀，不能正确混合。未稀释的润滑油（LUBRIZOL）会导致缓冲支柱密封圈膨胀和软化。

在加入缓冲支柱之前，必须将 1 份的润滑油（LUBRIZOL 1395）与 10 份的 MIL－H－6086 或 MIL－H－5606 充分混合，以稀释润滑油（LUBRIZOL 1395）。如果未加稀释就加入到缓冲支柱内，则会造成缓冲支柱和密封圈的损坏。

4.7.1.2 缓冲支柱的灌充

缓冲支柱的灌充包括充气和充液。可以在飞机顶起或未顶起时进行起落架缓冲支柱的灌充。

下面以波音 757 为例说明缓冲支柱的灌充程序。

现代飞机起落架灌充活门包括充气活门和充油（液）活门。不同机型灌充活门的位置有所不同，如图 4－74 所示的波音 757 飞机具有一定的代表性。它的充气活门位于缓冲支柱的顶部，充油活门位于缓冲支柱下部。

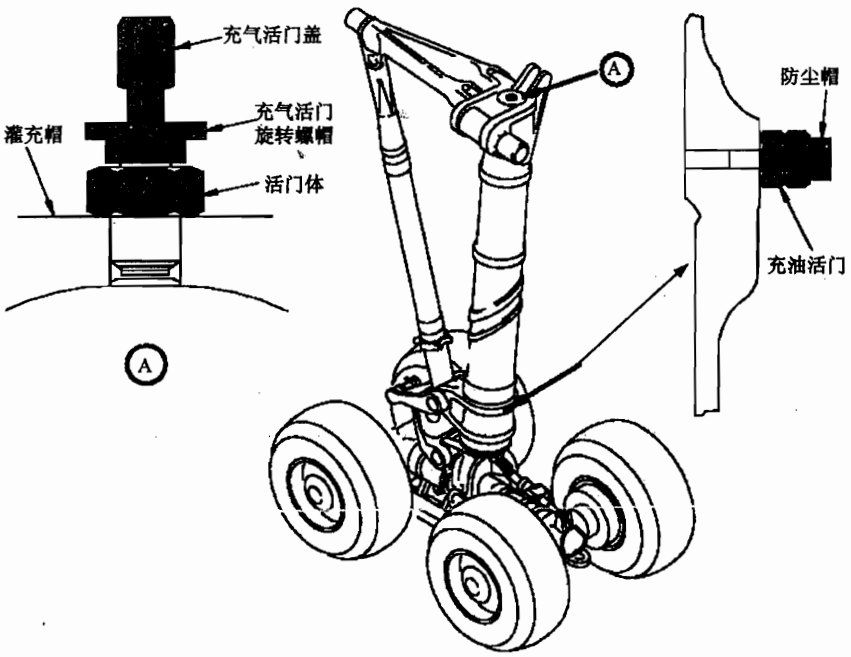


图 4－74 波音 757 主起落架缓冲支柱灌充活门

(1) 仅灌充氮气的程序

① 飞机重量在起落架上，拆下充气活门盖；

② 在充气活门上安装压力表，测量缓冲支柱压力；

③ 松开充气活门旋转螺帽 2 圈并测量缓冲支柱压力；

④ 测量实际的缓冲支柱的伸出尺寸；

⑤ 在灌充曲线（见图 4－75）上找到与测量压力相对应的缓冲支柱伸出尺寸；

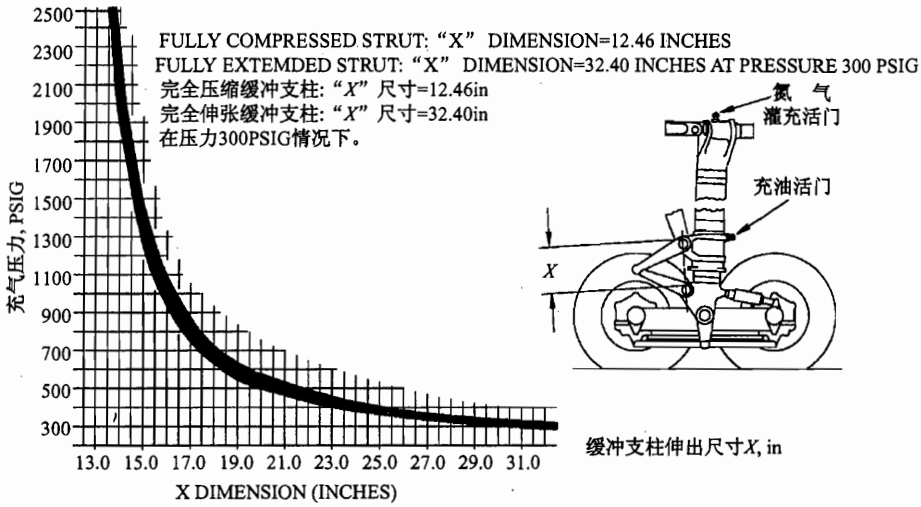


图 4－75 波音 757 飞机主起落架缓冲支柱灌充曲线

⑥ 充气或放气以获得正确的缓冲支柱伸出尺寸；

⑦ 用 5～7lbf·ft 力矩扭紧充气活门旋转螺帽，关闭充气活门；

⑧ 从缓冲支柱上拆除压力表；

⑨ 安装充气活门盖。

如果没有氮气，也可灌充干燥的空气。

(2) 充油和充气程序

对于新的或大修后的缓冲支柱，要进行完整的充油、充气程序。

① 充油程序

a. 拆除充气活门盖，拧松旋转螺帽不超过 2 圈，让缓冲支柱完全放气；

b. 在充气活门上安装软管，软管的另一端放在一个容器内；

c. 完全松开充气活门旋转螺帽，完全打开充气活门；

d. 拆除充油活门防尘帽；

e. 安装充油管路到充油活门；

f. 充油直到有油流到容器内；

g. 继续充油，直到流到容器内的油液没有气泡为止；

h. 拆除充油管路，更换防尘帽，拆除溢流软管。

② 充气程序

a. 安装充气工具；

b. 缓冲支柱灌充氮气，灌充到指示压力所对应的上限 $X+1.5$in 的实际伸出尺寸；

c. 用 5～7lbf·ft 力矩拧紧旋转螺帽，以关闭充气活门；

d. 拆除充气工具，安装充气活门盖。

在进行了完全充油、充气后，飞机经过 5～10 次着陆后，再进行充气。不需要给缓冲支柱放气。

4.7.1.3 缓冲支柱油量的检查

现代飞机缓冲支柱油量检查的方法是：在两个不同的缓冲支柱伸出量情况下，测量缓冲支柱的压力和伸出量两次。两次缓冲支柱的伸出量差值越大，则测量越精确。两次伸出量的

差值应在 2 ~ 4in（51 ~ 102mm）。

主要有两种获得不同缓冲支柱伸出量的方法：

① 可以在两个不同飞机重量下进行测量。例如，在加油前和加油后测量。

② 用机体千斤顶顶飞机，再用轮轴千斤顶压缩和伸张缓冲支柱。

检查步骤如下。

第一次测量：

① 拆除充气活门盖；

② 在缓冲支柱上安装压力表；

③ 拧松充气活门旋转螺帽两圈，测量缓冲支柱压力；

④ 测量实际的缓冲支柱伸出尺寸；

⑤ 在灌充曲线上找到与测量压力对应的缓冲支柱的伸出尺寸 X；

⑥ 比较缓冲支柱实际伸出尺寸与灌充曲线上查出的 X 尺寸，如果实际尺寸在灌充曲线的上、下限范围内，进行第二次测量；

⑦ 如果缓冲支柱实际伸出尺寸不在灌充曲线的上下限范围内，则进行“仅灌充氮气”的程序，在实际尺寸达到灌充曲线上的 X 值后，进行第二次测量。

第二次测量：

①~⑤略（第二次测量与第一次的前五项完全相同，当然是在另一个不同的伸出量的情况下进行）；

⑥ 如果缓冲支柱实际伸出尺寸在灌充曲线的上下限范围内，则说明油量合适；

⑦ 如果缓冲支柱实际伸出尺寸不在灌充曲线的上下限范围内，说明油量不正确，需要进行上述充油、充气程序。

4.7.1.4 油气灌充不正常对减震性能的影响

（1）缓冲器的气压或油量小于规定数据

① 气压过小时（油量正常）

缓冲装置因反抗压缩的力减小而变软。

② 油量过少时（气压正常）

油量不足时，冷气的初始体积比油量正常时大，缓冲器的压缩量虽然相等，冷气作用力却增加得比较少，所以缓冲装置反抗压缩的力也较小，缓冲装置变软。这是因为压缩相同行程，体积小的压力升高得多。

如果油量过少，油平面比隔板低得多时，缓冲器工作时，油可能不产生热耗作用。因而飞机会产生较强烈的颠簸跳动。

如果飞机的油气式缓冲支柱在着陆接地首次压缩行程时撞击到底，而在滑行时却工作正常，最可能的原因是油量不足而充气正常。

③ 缓冲支柱过软的危害

缓冲装置过软会导致在粗猛着陆时，有可能缓冲装置完全被压缩也不能完全吸收撞击动能，飞机要继续下沉，使缓冲器内的活塞与限动装置相撞，产生刚性撞击，使飞机各部分受力过大，甚至使结构破坏。

（2）缓冲器气压或油量大于规定数据

① 气压过大时（油量正常）

缓冲装置反抗压缩的能力过大而使缓冲装置变硬。在正常着陆和滑行时，撞击载荷也较

大，飞机各部分结构就容易因疲劳而提前损坏。

② 油量过大时（气压正常）

由于冷气初始体积减小，反抗压缩能力过大而使缓冲装置变硬。

③ 缓冲装置过硬的危害

即使在正常着陆和滑行时，飞机各部分受到的力比灌充正常时大。因此，飞机各部分结构容易因疲劳而提前损坏。在粗猛着陆的情况下，变硬的缓冲装置虽然能吸收完规定的最大能量，但撞击力已超过规定的最大值，可能导致起落架和飞机的某些结构损坏。

4.7.2 动力刹车系统排气

刹车系统中如果含有空气，则会使刹车松软。刹车系统中存在空气，应进行放气来排出系统中的空气。

刹车系统中的排气方法主要有两种：一是从顶端向下排气（重力法）；二是从底部向上排气（压力法）。选择哪种方式取决于刹车排气系统的设计和类型或取决于所能使用的排气设备。

(1) 重力放气法（见图 4－76）

在重力法中，刹车系统中的空气通过装在刹车装置上的一个放气活门排出。

一根放气软管连接在放气活门上，并且将软管的自由端放入一个油桶里。在油桶内应装有足够的油液以淹没软管的末端。然后操作刹车系统把含有空气的油液从系统中压出来。

(2) 压力放气法（见图 4－77）

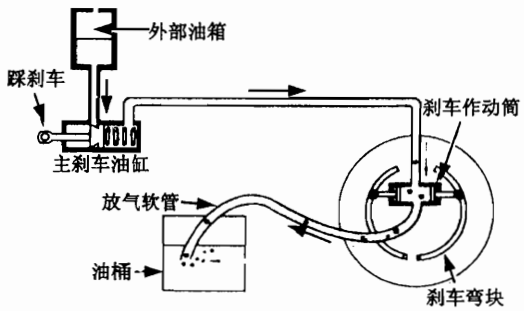


图 4－76 刹车装置重力放气法

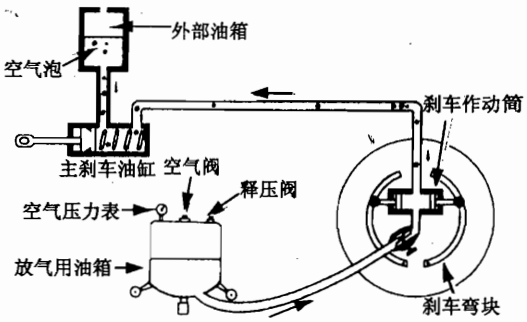


图 4－77 刹车装置压力放气法

在压力法中，空气是通过刹车系统的油箱或其他专门的设备排出的。

放气用的油箱是一个轻便型的油箱，其内部装有液压油，油平面上由空气增压。油箱上部装有空气阀、空气压力表和一条连接软管。软管连接到刹车装置上的放气活门上，并且有一个关断阀。

(3) 现代飞机刹车系统排除空气的方法

现代飞机大多采用重力法排气，排气方法如下。

① 在放气活门处连接放气软管，软管自由端放入装有足够油液的油桶里。

② 操作刹车，直到排气油液无气泡为止，对有液压保险器的系统，应在保险器关闭之前完成。

③ 关断放气活门，松开脚蹬。

注意：放气工作必须连续进行，完成时先关断放气活门，后松开脚蹬，完成放气工作后，检查油箱油面高度，防止污染。

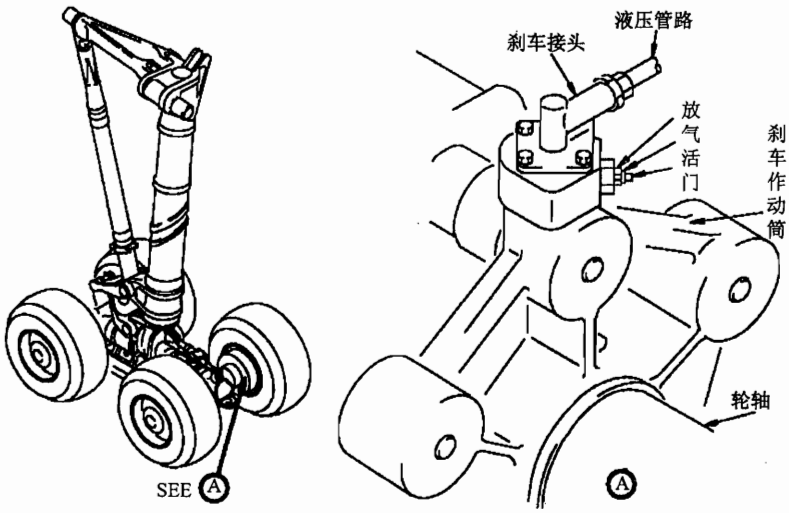


图 4－78 波音 757 飞机刹车放气活门位置

4.7.3 机轮的维护工作

4.7.3.1 轮胎压力

必须保持轮胎充气压力至正确压力值。充气不足的轮胎可蠕动至某种程度而使气门被拔出，造成轮胎快速放气。而过量充气会造成飞机滑行时过量震动、不均匀的轮胎磨损和高压放炮。另外，如果两个机轮和轮胎安装在同一轮轴上，不相同的轮胎压力会造成一个轮胎比另一个轮胎承受更大的载荷，工作时可能会超过其额定值，起落架也会承受附加应力。

轮胎制造厂为每种轮胎都规定了额定充气压力，它适用于不承受载荷的冷轮胎。当轮胎承受附加重量时，轮胎的充气压力通过给额定充气压力加上一个压力修正值来确定（正常情况下为 4%）。通常规定高于承载空气压力 5% 至 10% 的容差，并允许轮胎压力达到该最大值。某一特定飞机上轮胎的承载充气压力在相关维护手册中规定为许可的最大和最小压力，或者采用压力与附加重量函数的图表形式表示。当飞机已经着陆或在滑行时，由于轮胎吸收能量和从刹车元件传来的热量，压力值预计可上升达 10%，不应该将压力降至正常工作压力，因为这样会造成正常温度时充气不足。

4.7.3.2 轮胎充气程序

轮胎正常的充气程序是：

① 参照飞机维护手册检查所需充气压力；

② 拆下气门盖，将压力源连接到气门上；

③ 调节气源车上的调节器至所需压力；

④ 缓慢充气至所需压力；

⑤ 断开气源，检查气门有无泄漏，然后重新盖上气门盖。

(1) 冷轮胎

在大气温度条件下检查轮胎压力时，应该放弃使用任何低于承载充气压力超过 10% 的轮胎，同时放弃使用装在同一轮轴上的另外一个轮胎。低于承载压力在 5% 和 10% 之间的轮胎，应重新充气至正确压力并在第二天对其进行检查；如果压力低于承载充气压力超过 5%，则应放弃使用该轮胎。

(2) 热轮胎

有时需要检查着陆后仍然发热轮胎的压力。应该检查并记录每个轮胎的压力，并与相同起落架支柱上的其他轮胎压力进行比较。如果同一缓冲支柱上的任一轮胎的压力低于所记录的最大压力 10%或超过 10%，应重新进行充气至最大压力，但是如果下一次检查时仍发生同样明显的压力损失，则应放弃该轮胎的使用。

(3) 飞机轮胎充气压力过小的危害

① 刹车时产生错线（轮胎相对于轮毂滑动）；

② 胎面边缘或边缘附近过快且不均匀磨损；

③ 着陆冲击操纵时可能损坏轮胎侧壁和胎缘引起爆胎；

④ 产生过大热量和应变引起爆胎。

4.7.3.3 平衡标记

轮胎沿圆周方向的质量分布不可能绝对均匀，这种质量不均匀会使飞机在起飞滑跑离地后产生震动。为了使外胎各部分的重量基本上平衡，以避免上述情况，制造厂常采取一定措施。有些轮胎附有“轻点”标记，即在外胎上有一个“红点”，此红点表明外胎轻的部位。对有内胎的轮胎此红点应对准内胎上的“重点”平衡标记，内胎上若无标记则应对正充气嘴安放。对无内胎轮胎，“红点”必须总是对正充气嘴安放，使装配好的轮胎更接近于平衡。

4.7.3.4 飞机轮胎预防维护要点

① 按规定检查充气压力；

② 新胎要经预伸张；

③ 检查异常漏气；

④ 长时间停放飞机要移动机轮，防止轮胎变形。

4.7.3.5 已安装好轮胎的检验

每次飞行前都应该对飞机轮胎进行仔细的目视检查，如果可能要转动机轮以确保检查整个轮胎表面。制造厂规定了损伤限度，在该限度内的轮胎可以继续使用，轮胎损伤超过了该限度，应该从飞机上拆下来进行修理，或根据相应情况予以报废。

① 嵌入石头、硬物或玻璃

应该检查轮胎外表面是否有嵌入物，并应认真清除已发现的所有嵌入物。

② 切口和划痕

应该用一种合适的钝头工具探测所有的切口，以便确定对胎体造成损伤的深度和程度。小损伤可定义为不影响胎体帘线的损伤；在胎面胶和侧壁胶上的切口，只要它们没有暴露胎体帘线，就不会明显地影响轮胎。这种缺陷应用轮胎填充剂进行填充，因为继续暴露就会进水和砂粒，可能会造成擦伤和腐烂。损伤超过限度的轮胎应报废。

③ 鼓包

出现鼓包表示胎体出现部分损伤，应拆下轮胎作进一步检查。如果胎体已经很明显损伤，也就是说，如果纤维层已经裂开，则应该废弃该轮胎，但如果不是，则应将其送回到制造厂进行修理。

④ 磨损

一般不容易确定胎面从轮胎上磨掉的程度，不论是整体还是局部；指示磨损的方法，如图 4－79 和图 4－80 所示。局部磨损可以是“平点”形式，并且是由严重摩擦或拖胎烧伤引起的，这些情况可能是过度刹车、硬着陆或滑水造成的后果。随着胎面花纹深度的减小，滑

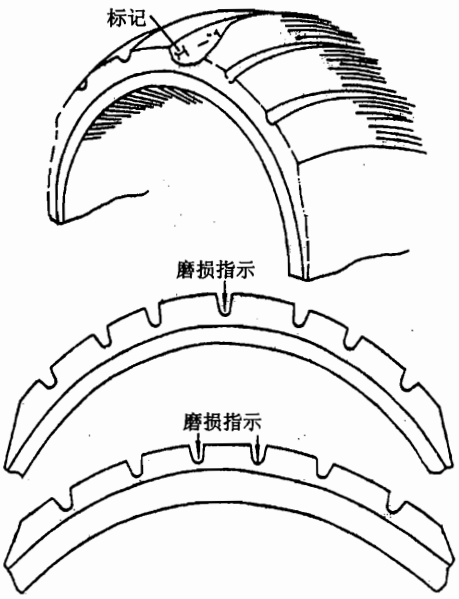


图 4－79 轮胎磨损指示

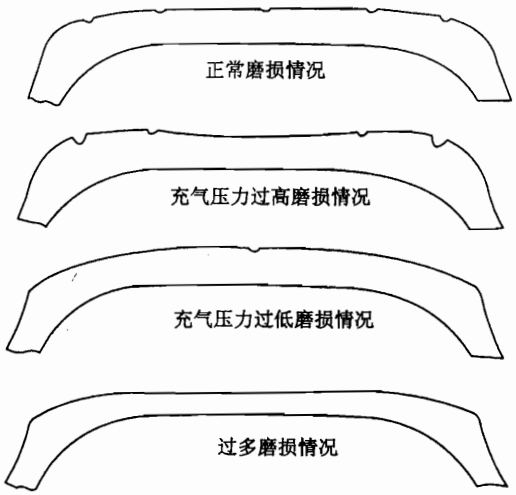


图 4－80 轮胎磨损情况

水的可能性就增加。

4.7.3.6 已经安装好的机轮的检查

① 应该检查机轮有无裂纹、腐蚀、变形、压痕和划伤，特别应该注意轮缘区域。尽管通常可在规定限制范围内将轮缘外侧的压痕打磨好，但是通常不允许轮缘与轮胎相接触的地方有损伤。当打磨掉压痕或擦伤时，应该仔细检查外露金属有无裂纹并对其重新进行防护处理。对于镁合金机轮来说，修理后进行的防护处理工作应受到高度重视。

② 应该检查轮毂连接螺栓和螺帽、充气气门、配重以及可见的轮轴螺帽保险装置的牢固性及是否损伤。如果发现任何连接螺栓失效，应该拆下机轮并重新进行全面调整。

③ 应该检查机轮、刹车和轮胎有无过热迹象，例如，油漆起皮或褪色、变形以及从机轮轴承泄漏油脂。

④ 如果发现易熔塞已熔化掉，则应废弃轮胎并重新密闭易熔塞密封装置。

⑤ 定期将机轮抬高离地，以便检查其能否自由转动以及轴承内的轴向活动量。

4.7.3.7 从飞机上拆卸下来的机轮的检查

① 在分解机轮或拆卸轮胎前必须给轮胎完全放气。

② 应该在合适的清洗液中彻底清洗分解的机轮，然后检查有无裂纹、腐蚀、变形或其他损伤。

③ 某些制造厂要求在检查有无裂纹前应从机轮上彻底清除油漆层。使用化学油漆清除剂的地方，最重要的是通过冲洗去除化学物质。

④ 应该仔细检查螺栓孔周围、轮缘基座（胎缘座）的径向和其他高应力点有无裂纹。通常使用超声波或涡流方法进行检查。

⑤ 较轻的表面腐蚀可以清洗掉，轻微的表面损伤可在规定限制范围内进行修补，但是超过限制范围深度的腐蚀、擦伤、压痕或裂纹将使机轮不能使用。

⑥ 通过将机轮放位于V形垫块中的心轴上，并使用刻度盘试验指示器检查轮缘，还应

该检查机轮有无变形及同心度改变，还可以使用大型卡尺检查有无变形，检查完成后应对机轮做静平衡试验。

⑦ 有时可在原位检查轴承，但是必须经常拆下轴承（必要时使用分离工具）以便对其进行彻底清洗和检查。检查有无腐蚀、轴承座圈剥落、滚珠或滚柱碎裂、止推定位圈状态是否良好、粗糙度和褪色。如果轴承可以使用，则应该在检查后立刻给轴承填充润滑油脂，以防止尘土和污物。

⑧ 应该检查用于固定分离式机轮两半轮毂部分的连接螺栓，有无腐蚀、变形、裂纹，以及螺纹的状况。

⑨ 按照制造厂的要求和规定，应该给机轮刷漆并重新组装机轮，并且特别要注意装配顺序和连接螺栓的拧紧力矩。通常建议在重新装配时应该装上新的密封圈。

在机轮上安装轮胎时，整个组件应该是静态平衡的。

4.7.3.8 装配无内胎轮胎的可分离式机轮的注意事项

① 查看充气活门及热熔塞的正确及完整性，并按照机轮制造厂手册规定程序装配。

② 检查机轮密封圈完好性及润滑密封圈。

③ 使两半个机轮的“轻”边（轮缘标有“L”）互成180°装配，装配时不要使密封圈错位或损坏。

④ 确保连接用的螺帽、垫圈、螺栓是合格的。对转动接合面润滑，并按规定拧到力矩值。

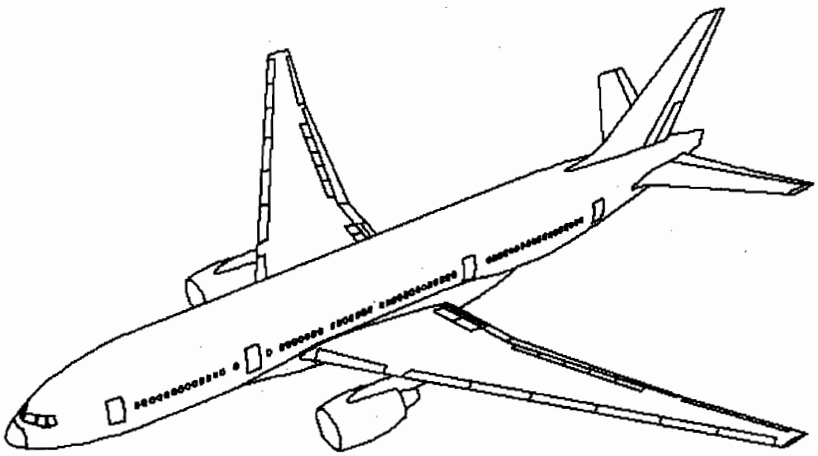
⑤ 保证机轮的轮缘部位干净和干燥。

第4章思考题

1. 起落架的配置形式有哪些？
2. 支柱套筒式和摇臂式起落架有哪些特点？
3. 什么是小车式起落架？
4. 起落架阻力杆、侧撑杆、防扭臂的作用是什么？
5. 对起落架缓冲装置的要求是什么？
6. 什么是油气式缓冲器？其中油和气的作用是什么？
7. 分析现代飞机油气式缓冲支柱的缓冲原理。
8. A320起落架缓冲支柱有什么特点？
9. 起落架有哪些收放形式？现代民航客机主要采用哪种收放形式？
10. 分析起落架收放系统的组成和工作情况，如何实现其顺序控制？
11. 起落架收放位置锁主要有哪几种类型？
12. 防止地面误收起落架的措施有哪些？
13. 起落架的位置信号主要有哪几种类型？
14. 如何操纵前轮转弯？
15. 方向舵脚蹬转弯互联机构的作用是什么？
16. 分析机械液压式前轮转弯系统的组成和工作情况。
17. 现代飞机前轮转弯系统的作用有哪些？
18. 什么是内置式和外置式定中机构？分析其作用和工作情况。

19. 主轮转弯的作用是什么？
20. 刹车减速的原理是什么？
21. 分析动力刹车计量活门的作用和工作情况。
22. 刹车减压器的作用是什么？
23. 分析多圆盘式刹车装置的组成和工作情况。
24. 分析刹车间隙调节器的作用和工作原理。
25. 分析液压动力刹车系统的组成和工作情况。
26. 什么是自动刹车？工作情况如何？
27. 什么是停留刹车？停留刹车时间过短的主要原因是什么？停留刹车有哪些指示？
28. 什么是空中刹车？前起落架和主起落架空中刹车方式有何不同？
29. 什么是防滞刹车？分析电子式防滞刹车系统的组成和工作情况。
30. 电子式防滞刹车系统的功能有哪些？
31. 为什么电子式防滞刹车系统比惯性防滞刹车系统效率高？
32. 机轮主要有哪三种形式？
33. 轮胎的作用是什么？有哪几种形式？
34. 说明航空轮胎的构造。
35. 缓冲支柱的充填液有哪几种类型？
36. 分析缓冲支柱的灌充程序。
37. 如何检查缓冲支柱的油量？
38. 油气灌充不正常对缓冲器减震性能有哪些影响？
39. 刹车系统排气方法有哪些？
40. 轮胎的充气程序是什么？
41. 如何检查已安装好的轮胎？
42. 如何检查已安装好的机轮？
43. 如何对从飞机上拆卸下来的机轮进行检查？
44. 装配无内胎的可分离式机轮的注意事项有哪些？

第5章 飞机飞行操纵系统



5.1 飞行操纵系统概述
5.2 飞机操纵机构
5.3 传动机构
5.4 舵面补偿装置
5.5 主操纵系统
5.6 辅助操纵系统
5.7 飞机操纵警告系统
5.8 飞行操纵系统的维护工作

5.1 飞行操纵系统概述

5.1.1 飞机转动轴

飞机在空中的运动可分解为飞机各部分随重心一起的移动和各部分绕重心的转动。为便于研究飞机的转动，可假想通过飞机的重心设定一个坐标系，该坐标系有三根互相垂直的轴：它们是纵轴（OX）、立轴（OY）和横轴（OZ）。

纵轴：飞机绕纵轴的运动称为横滚或滚转，因此纵轴也叫横滚轴。操纵副翼可使飞机产生横滚（滚转）运动。

横轴：通过飞机重心与纵轴垂直，伸向两翼的轴称为横轴，其箭头方向向右。飞机绕横轴的运动称为俯仰，因此横轴也称为俯仰轴。操纵升降舵可使飞机产生俯仰运动。

立轴：通过飞机重心并与纵轴和横轴垂直，箭头方向向上。飞机绕立轴的转动称为偏

航，因此立轴又称为偏航轴。操纵方向舵可使飞机产生偏航运动。

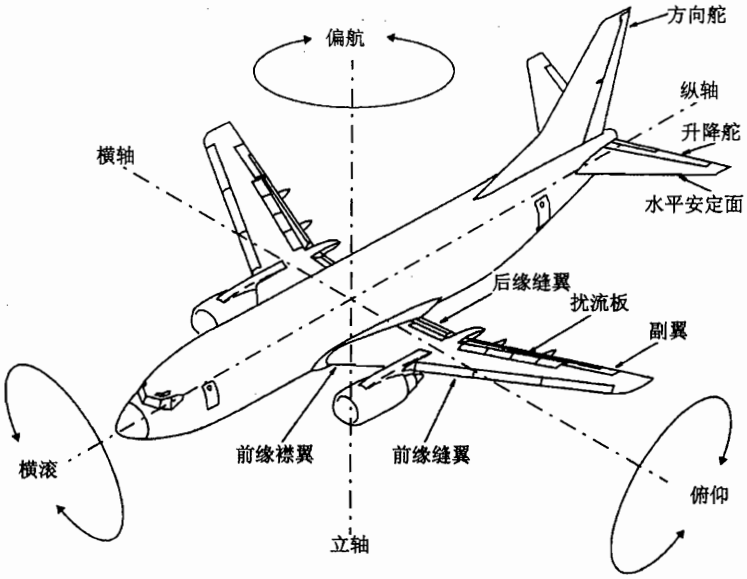


图 5－1　飞机绕三个转动轴的运动

5.1.2　飞机平衡

平衡的问题在日常生活中会经常遇到，比如用秤称东西，秤钩上的重量改变了，要相应地移动秤砣，以求得平衡。飞机在空中飞行，也要求保持平衡。飞机的平衡是指作用于飞机上的各力之和为零，各力对飞机重心所构成的各力矩的代数和也为零。飞机处于平衡状态时，飞行速度的大小和方向都保持不变，也不绕飞机重心转动。反之，飞机处于不平衡状态时，飞行速度的大小和方向都将发生变化，并绕飞机重心转动。

飞机在空中水平飞行时，会遇到空气的阻力，因此，要保持飞机在一定速度下飞行，就必须有足够的发动机推力或拉力来克服这种阻力。所以，飞机作等速水平飞行的第一个条件就是发动机推力或拉力等于飞机的阻力。第二个条件，为了使飞机保持一定的高度，还必须产生足够的升力，其大小应当等于飞机的重量。由于机翼升力的作用点和飞机重力的作用点（飞机的重心）一般是不重合的，因此，升力对飞机重心便产生一个使飞机低头的力矩。为了使飞机保持平衡，就必须克服这个力矩，所以，飞机作等速水平飞行的第三个条件应当是作用于飞机重心的所有力矩之和等于零。这个条件由装在机身尾部的水平尾翼来提供。也就是说，当飞机在空中飞行时，除了机翼产生升力之外，在水平尾翼上也产生一定的升力，并且这个升力的大小和方向，可以根据需要，利用水平尾翼的偏转或升降舵的偏转来获得。只要水平尾翼上产生的升力对飞机重心的力矩和机翼升力、发动机的推力等对飞机重心的合力矩的大小相等、方向相反，就可以保持飞机的平衡。

（1）飞机俯仰平衡

飞机的俯仰平衡是指飞机作等速直线运动，并且不绕横轴转动的飞行状态。保持飞机俯仰平衡的条件是作用于飞机的各俯仰力矩的代数和为零，飞机取得俯仰平衡后，不绕横轴转动，迎角保持不变。影响飞机俯仰平衡的主要因素是机翼和水平尾翼升力产生的俯仰力矩。机翼的力矩主要是机翼升力对飞机重心构成的俯仰力矩。水平尾翼力矩是水平尾翼的升力对

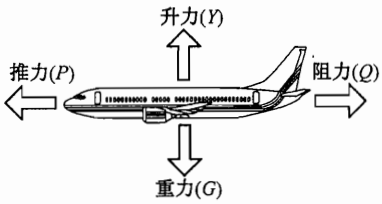


图 5－2 飞机水平飞行时的四个作用力

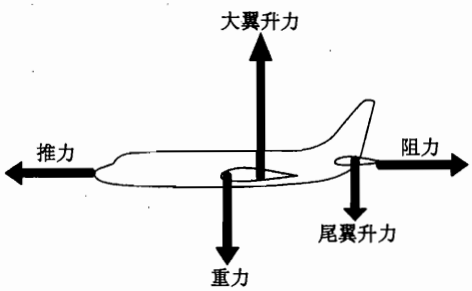


图 5－3 俯仰平衡时飞机上各力的作用情况

飞机重心所构成的力矩。

飞机重心位置的变化对其俯仰平衡具有较大的影响。由于大中型飞机的储油量较多，在飞机飞行过程中，随着燃油的消耗，会使飞机重心的位置发生变化。另外，地面运输人员对飞机进行的各项装载，也会影响飞机的重心位置。飞机重心的位置是有严格限制的，如果按照飞机的技术规范进行装载，就不会使飞机的重心超过其允许的重心范围。如果不按飞机的技术规范进行装载，就会影响飞机的俯仰平衡，同时还会影响飞机的稳定性和操纵性。如果飞机的重心过于靠前，则会使飞机的低头力矩过大；若飞机的重心过于靠后，会使飞机的抬头力矩过大。

驾驶员可通过操纵升降舵的偏转角度保持飞机的俯仰平衡。驾驶员操纵驾驶盘（杆），当前推驾驶盘时，升降舵向下偏转，使水平尾翼的升力增大，从而增大飞机低头力矩。当后拉驾驶盘时，升降舵向上偏转，使水平尾翼的升力减小，可使飞机抬头力矩增大。现代大型飞机由于纵向尺寸大，重心纵向位移量较大，单靠升降舵不能保证在各种飞行状态下的纵向平衡，因此现代大中型飞机的水平安定面的安装角大多是可调节的。需要长时间或大角度操纵升降舵时，可以改变水平安定面的安装角实现纵向配平。

(2) 飞机的横向平衡及方向平衡

飞机的横向平衡是指作用于飞机的各滚转力矩之和为零，飞机取得横向平衡后，不绕纵轴滚转。影响飞机滚转平衡的主要因素是两侧机翼的升力对飞机纵轴形成的力矩。驾驶员可通过操纵驾驶盘，调节副翼的偏转角，来保持飞机的横向平衡。

重心位置左右移动，会影响飞机的横向平衡。重心位置右移，右翼升力至重心的距离缩短，使飞机向左滚转的力矩减小，左翼升力至重心的距离加长，使飞机向右滚的力矩增大，这将迫使飞机向右滚转。如果左右翼油箱的燃油消耗不平衡，即左右翼油箱的燃油量相差较大，会导致飞机重心左右移动，从而破坏飞机的横向平衡。

飞机的方向平衡是指作用于飞机上各偏航力矩之和为零，飞机取得方向平衡后，不绕立轴转动。影响飞机方向平衡的主要因素是垂直尾翼上的气动力。驾驶员可通过操纵方向舵脚蹬，控制方向舵的偏转角来保持飞机的方向平衡。

5.1.3 飞行操纵系统的组成

飞机飞行操纵系统是飞机上用来传递操纵指令、驱动舵面运动、控制飞机的飞行姿态的系统。驾驶员通过操纵飞机的各个活动舵面，实现飞机绕纵轴、横轴和立轴的旋转，以完成对飞机飞行姿态的控制。飞行操纵系统是最重要的飞机系统之一，其工作性能的好坏，直接影响着飞机飞行性能，关系到飞机的飞行安全。

飞行操纵系统由三个部分组成：主操纵系统、辅助操纵系统和警告系统。主操纵系统用来操纵副翼、方向舵和升降舵，以改变或保持飞机的飞行状态；辅助操纵系统用来操纵襟翼、缝翼、扰流板、水平安定面等活动面，以分别达到增升、减速、卸升、配平等作用。

（1）主操纵系统

主操纵系统舵面包括：副翼、升降舵和方向舵。它们主要用于操纵飞机绕三个转轴的运动。副翼用于操纵飞机绕纵轴的滚转运动；升降舵用于操纵飞机绕横轴的俯仰运动；方向舵用于操纵飞机绕立轴的偏航运动。

（2）辅助操纵系统

主要包括增升装置、增阻装置和水平安定面。

增升装置包括后缘襟翼、前缘襟翼和缝翼。主要用于飞机在低速飞行时产生足够的升力，以保证飞机顺利地起飞和着陆。增升装置仅应用于飞机的起飞和着陆过程，当飞机进入正常巡航飞行时，增升装置完全收进，退出工作。

增阻装置主要指扰流板，包括飞行扰流板和地面扰流板，飞行扰流板可在空中和地面使用，而地面扰流板只能在地面使用。飞行扰流板也称为减速板，地面扰流板又称为卸升板。它们主要通过增加阻力和减小升力，起到减速、卸除升力和配合副翼进行横侧操纵的作用。

现代飞机的水平安定面大多是可以偏转的，用于飞机的纵向配平。

（3）警告系统

主要包括起飞警告和失速警告系统。

5.1.4　操纵飞机绕三轴运动

驾驶员通过操纵机构操纵飞机，操纵机构接受的信号由传动机构传送到各个舵面。

手操纵机构用于操纵副翼和升降舵，转动驾驶盘可操纵副翼，前推或后拉驾驶盘可操纵升降舵的偏转。当向左转驾驶盘时，左侧副翼向上偏转，同时右侧副翼向下偏转，从而导致左侧机翼的升力减小，而右侧机翼的升力增大，这样就产生了使飞机向左滚转的力矩，飞机则向左侧滚转。当向右转驾驶盘时，右侧副翼向上偏转，同时左侧副翼向下偏转，导致右侧机翼的升力减小，而左侧机翼的升力增大，使飞机绕纵轴向右滚转。

当前推驾驶盘时，位于水平安定面上的升降舵向下偏转，飞机水平尾翼的升力增大，使飞机绕横轴产生下俯（低头）；当后拉驾驶盘时，升降舵向上偏转，飞机水平尾翼的升力减小，使飞机机头上仰（抬头）。

方向舵用于操纵飞机绕立轴的转动。当方向舵脚蹬在中立位置时（即左右脚蹬平齐）时，方向舵也处于中立位置。当向前蹬左脚蹬，右脚蹬向后运动时，方向舵向左偏转，作用于垂直尾翼上的空气动力使飞机机头向左偏转。当向前蹬右脚蹬时，方向舵向右偏转，从而使机头向右偏转。

5.1.5　对飞行操纵系统的要求

飞行操纵系统除了要求具有足够的强度和刚度、重量尽可能小之外，还有一些特殊要求。

① 必须使驾驶员的手和脚的操纵动作与人体运动习惯相适应。

② 飞行操纵要灵敏，即各舵面能迅速地随驾驶员的操纵而偏转，使飞机的飞行姿态很快地随操纵动作而改变。要操纵灵敏，操纵系统中的各构件在工作时的变形和构件之间的间隙必须尽可能小。

③ 飞行中，当飞机机体结构应力变形时，操纵系统不应发生卡阻现象。

④ 各舵面的操纵要求互不干扰。

⑤ 进行操纵时，既要轻便，也要有适当的感觉力，而且这种感觉力应随舵面偏转角、飞行速度、飞行高度的改变而改变。要操纵轻便，操纵系统的摩擦力必须尽可能小，即应保持各相互连接处的清洁和润滑。

5.1.6 飞机操纵性

飞机的操纵性是飞机跟随驾驶员操纵驾驶杆、脚蹬动作而改变其飞行状态的特征。飞机必须具有可操纵性，能改变原来的平衡状态，实现起飞、降落、转弯等飞行状态的变化。飞机实现飞行就必须保证在3个轴方向上的运动是可操纵的。实际上，飞机通过主操纵面——升降舵、方向舵和副翼对绕3个轴的运动进行操纵。操纵飞机的升降舵，使飞机改变其迎角的能力称为飞机的俯仰操纵性。飞机的方向操纵性，就是在驾驶员操纵方向舵之后，飞机绕立轴偏转而改变飞行状态的特性。飞机的横向操纵性，就是在驾驶员操纵副翼后，飞机绕纵轴滚转而改变其滚转角的特性。

飞机重心位置的前后移动会影响飞机的纵向操纵性能。飞机重心前移，升力所形成的附加下俯力矩增大，使飞机有低头（下俯）的趋势，为平衡此力矩，驾驶员要后拉驾驶杆，使升降舵向上偏转，以产生一个上仰操纵力矩；飞机重心后移，升力所形成的下俯力矩减小，飞机有抬头（上仰）趋势，为平衡此力矩，驾驶员要前推驾驶杆，使升降舵向下偏转，以产生一个下俯操纵力矩。因此，重心前移，增大同样迎角，所需要的升降舵上偏角增大，重心前移越多，上偏角越大，但升降舵上偏角是有一定限定的，重心前移过多，就可能出现即使驾驶杆拉到底，飞机也不能增加到所需要的迎角，因此重心位置应有个前限，称为重心前极限。飞机重心位置靠前，迎角变化时稳定力矩大，使飞机不容易改变迎角，即重心靠前的飞机对俯仰操纵的反映比较迟钝。飞机重心位置靠后，迎角变化时稳定力矩较小，使飞机容易改变迎角，即重心靠后的飞机对俯仰操纵的反应比较灵敏。由此可见，俯仰稳定性强的飞机，俯仰操纵时比较迟钝；俯仰稳定性弱的飞机，俯仰操纵时比较灵敏。

方向操纵由改变方向舵的偏转角度实现，当飞机直线飞行时，方向舵在中立位置，与机身纵轴重合，如果要向右转弯，驾驶员踩右脚蹬，方向舵向右转，相对气流吹向方向舵，就使方向舵产生一个向左的气动力，对重心形成右转的力矩，飞机绕立轴右转。如果要使飞机左转则要踩左脚蹬，方向舵左转，产生左转力矩。

一架飞机在稳定飞行时，倘若驾驶员用不大的力施加在驾驶盘或脚蹬上，改变一个操纵舵面的偏转角度，飞机很快做出反应，改变了飞行状态，那么这架飞机的操纵性能是好的；倘若反应很慢，则就是操纵不灵敏。操纵性好的飞机，稳定性必然下降，因此飞机的操纵性和稳定性要达到合理的平衡。

为保证飞机有良好的操纵反应，使飞机的操纵性和稳定性达到合理的平衡，要求稳定性不要过强或过弱，必须限制重心的前限或后限。配载平衡后的飞机，重心在前后极限的范围内是安全的。

5.2 飞机操纵机构

对飞机的操纵是通过操纵机构实现的。驾驶员手或脚直接操纵的部分称为操纵机构。传

动机构是将操纵机构接受的信号输送到舵面或液压助力器。对于无助力操纵系统，驾驶员作动操纵机构，通过传动机构（软式、硬式或混合式传动机构）直接输送到舵面，操纵舵面偏转；对于助力操纵系统，驾驶员作动操纵机构，通过传动机构输送到液压助力器，经信号放大后，再通过传动机构输送到舵面，从而实现助力操纵舵面偏转。因此，不管是无助力操纵还是助力操纵，都可能通过机械传动机构传递信号。

在有些飞机上采用电传操纵（FLY BY WIRE），实际上它是将传动机构部分或全部用电缆代替，驾驶员手、脚作动操纵机构的信号也都转换成了电信号，通过电缆将此电信号输送到液压助力器，由液压助力器驱动舵面偏转。因此电传操纵并不是电动操纵，它仍然要借助液压系统及液压助力器实现助力操纵。有些电传飞机上仍然采用部分机械传动机构传递信号。

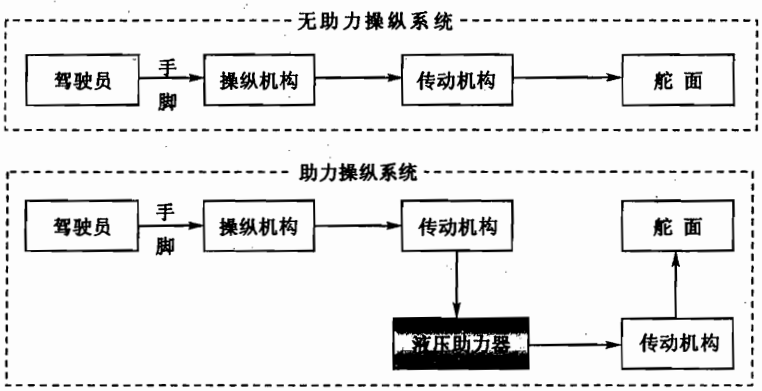


图 5-4　飞行操纵系统简图

现代民航客机上主操纵系统大多采用驾驶盘式手操纵机构（如图 5-5 所示），两个驾驶盘采用并列式，左侧为“机长”驾驶盘，右侧为“副驾驶”驾驶盘。

前推或后拉驾驶盘时，可带动扇形轮转动，通过钢索等部件，即可操纵升降舵偏转；前推驾驶盘时升降舵下偏，使水平尾翼的升力增大，从而使飞机下俯（低头）；后拉驾驶盘时，升降舵上偏，使水平尾翼的升力减小，甚至产生向下的升力，从而使飞机上仰（抬头）。

左右转动驾驶盘时，通过伞形齿轮、万向节等带动钢索鼓轮转动，可操纵副翼偏转。左转驾驶盘时，左侧副翼向上偏转，同时右侧副翼向下偏转，使左侧机翼的升力减小，而右侧机翼升力增大，从而使飞机向左滚转；向右转动驾驶盘时，右侧副翼向上偏转，同时左侧副翼向下偏转，使右侧机翼的升力减小而左侧机翼的升力增大，从而使飞机向右滚转。驾驶盘式手操纵机构，能保证操纵升降舵与操纵副翼时互不干扰。

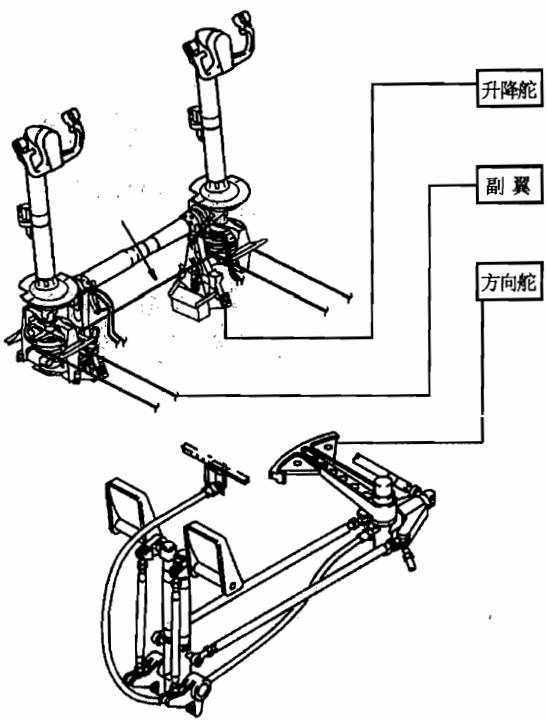


图 5-5　飞机主操纵系统中央操纵机构

脚操纵机构主要用于操纵方向舵，现代飞机在地面还可用方向舵脚蹬操纵前轮转弯。蹬左脚蹬，方向舵向左偏传，垂直尾翼上的空气动力产生对飞机立轴的力矩，使机头向左偏转；蹬右脚蹬，则方向舵向右偏转，机头也向右偏转。

辅助操纵机构用于操纵辅助操纵系统舵面的偏转。如图 5－6 所示，扰流板控制手柄用于操纵扰流板，襟翼控制手柄用于操纵后缘襟翼和前缘装置（前缘缝翼和襟翼）的工作，配平手轮用于操纵水平安定面的偏转。

A320 飞机采用电传操纵系统，其操纵机构完全打破了传统意义上手操纵机构的结构，将主操纵系统的手操纵机构放置在左、右侧台上，称为“侧杆”。侧杆看起来像一个电脑“游戏杆”。小侧杆操纵机构使驾驶员观察仪表的视线不再受中央驾驶盘的影响。

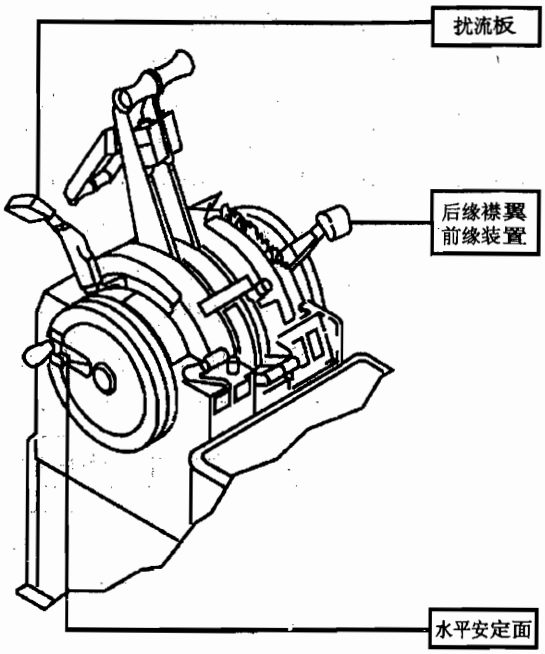


图 5－6 飞机辅助操纵系统操纵机构

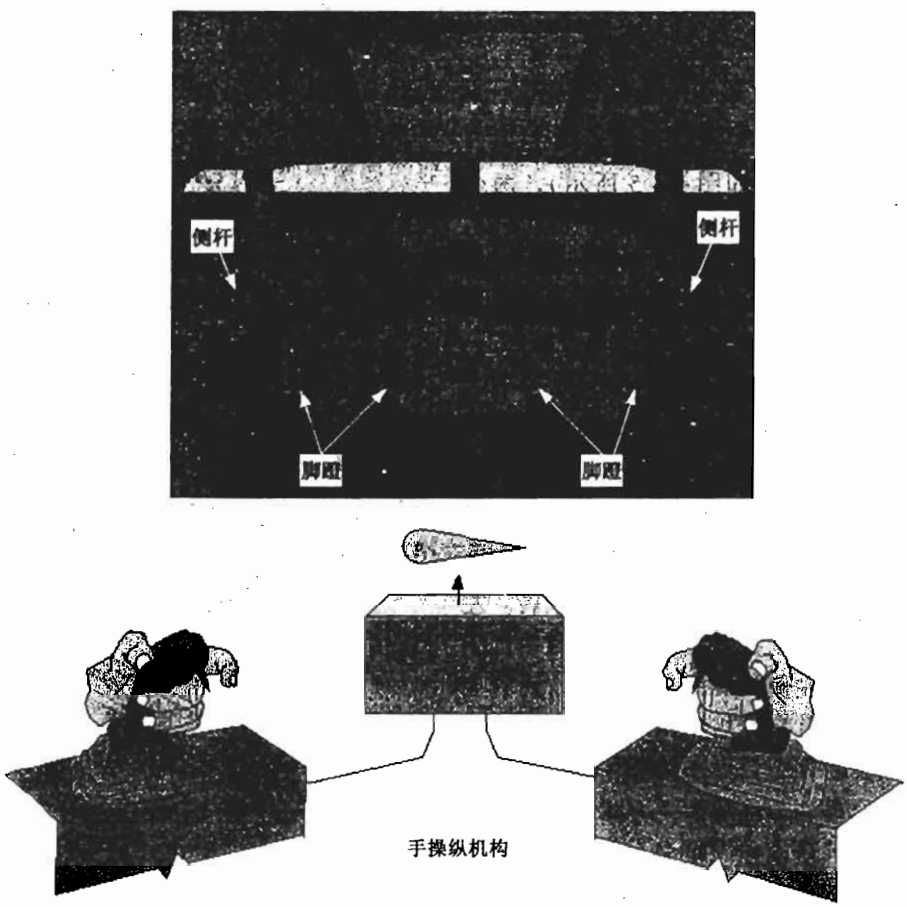


图 5－7 A320 操纵机构

5.3　传动机构

传动机构的作用是将操纵机构的信号传送到舵面或液压助力器。传动机构通常有软式、硬式和混合式三种。软式传动机构主要包括钢索和滑轮等构件；硬式传动机构主要包括传动杆和摇臂等构件；混合式传动机构则由软式和硬式传动机构组合而成。

在软式传动机构中，操纵力只能依靠钢索的张力传递（钢索只能承受拉力），因此必须有两根钢索构成回路，才能实现双向操纵。

软式传动机构具有重量较轻、占用空间小及装配时容易绕过其他设备等优点。但钢索的刚度较小，受力后容易被拉长，这会使操纵的灵敏性变差，并且在飞行中舵面容易产生振动，另外钢索在使用中还容易产生腐蚀和磨损。

硬式传动机构中操纵力是由传动杆传递的，传力时，传动杆受到拉力或压力。传动杆是由管件制成的。硬式传动机构的主要优点是刚度大，受力后不易变形，因而操纵灵敏性较好，飞行中舵面也不容易振动。但它重量较大、占用空间大及装配时不容易绕过其他设备。

混合式传动机构则兼有软式和硬式的优点和缺点。

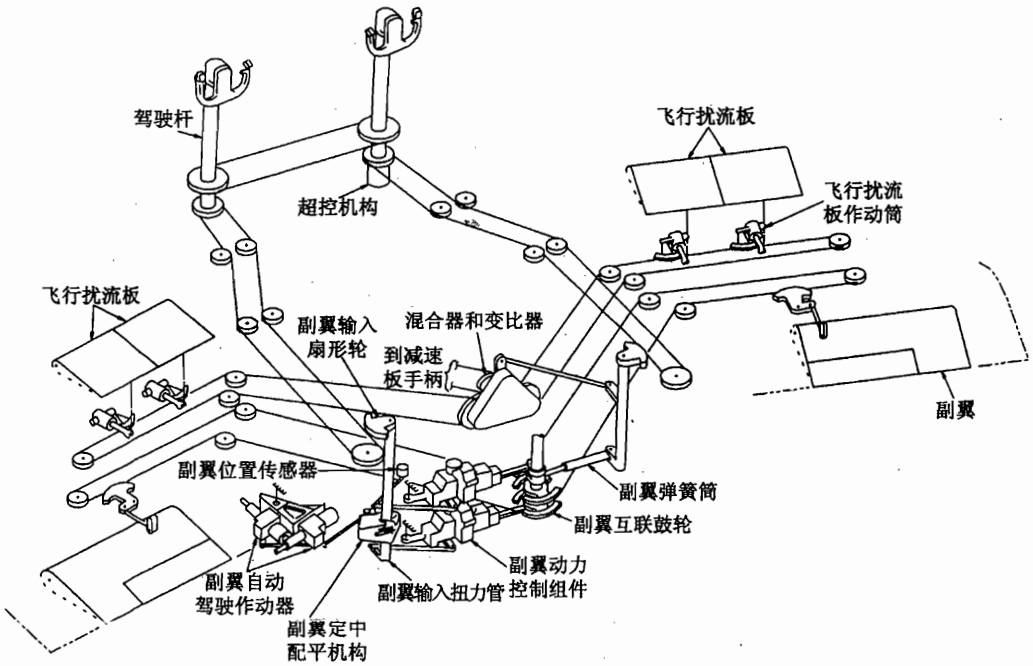


图 5－8　传动机构

5.3.1　软式传动机构的主要构件

（1）钢索

飞机上的操纵钢索通常是用碳素钢或不锈钢制成的。不锈钢钢索的抗腐蚀性好，用于水上飞机和农用飞机。碳素钢钢索的抗拉强度好，民航客机通常都使用此种钢索。

钢索的单体结构是钢丝。把一束钢丝按螺旋形编织成股，然后以一股为中心，其余数股绕其编织而成为钢索。最常用的钢索是 7×7 和 7×19 两类。

如图 5－9 所示，7×7 钢索由 7 股编织而成，每股又包含 7 根钢丝。这种钢索具有中等柔曲度，一般用于辅助飞行操纵系统、发动机操纵等。

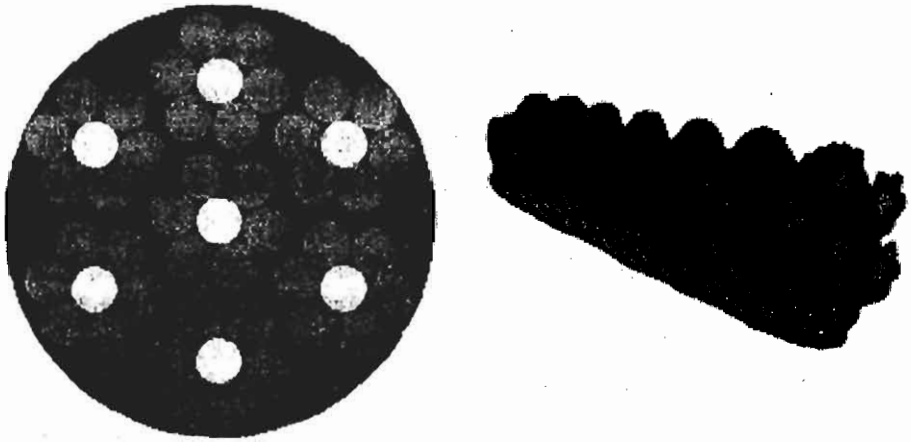


图 5－9　7×7 钢索

如图 5－10 所示，7×19 钢索由 7 股编织而成，每股包含 19 根钢丝。这种钢索柔曲度很好，通常用于主飞行操纵系统以及要在滑轮上经常运动的地方。

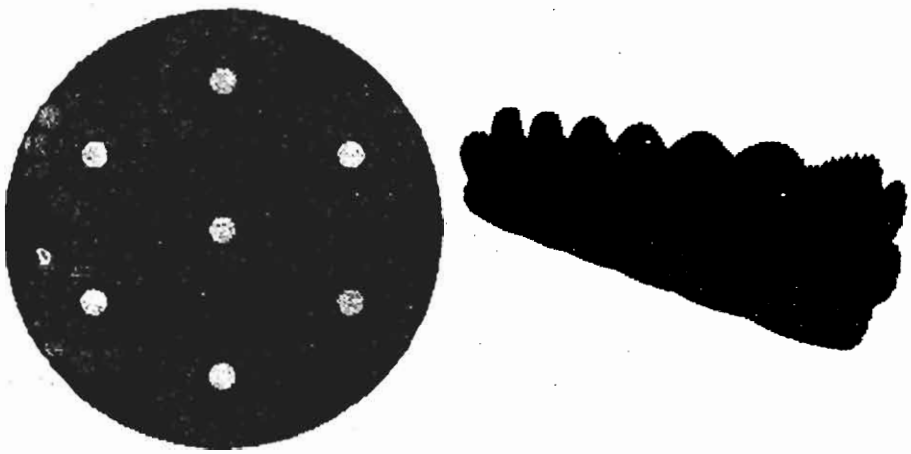


图 5－10　7×19 钢索

钢索的直径由钢丝的直径和根数决定，一般范围是 1/16～3/8in。由于钢索是由钢丝编成的，因此它只能承受拉力，不能承受压力。为了保证舵面能向两个相反的方向运动，都用两根钢索构成回路来传递相反方向的操纵动作。

为了改善软式操纵的灵敏性，操纵系统中的钢索在安装之前必须用相当于设计强度 50%～60%的作用力进行预拉伸处理；装到飞机上的钢索也要预加载，把钢索拉紧，具有一定的预加张力。这样在操纵时传动钢索就不容易产生伸长变形，保证操纵系统的灵敏性。

钢索在使用中常见的损伤是断丝和锈蚀。断丝主要发生在钢索通过滑轮或导向器的位置（如图 5－11 所示），检查时可用抹布沿着钢索长度方向擦拭，若抹布被钩住即说明此处有断丝。出现断丝的钢索必须更换。钢索锈蚀可以目视检查，若发现钢索表面有锈斑，则要卸除钢索张力，将钢索反向扭转，使之张开，以判断是否有内部锈蚀。若有内部锈蚀，说明钢索已经损坏，必须更换；若没有内部锈蚀，可用塑料或纤维刷子清除外部锈蚀，进行彻底清洁后涂上防锈剂，还可继续使用。

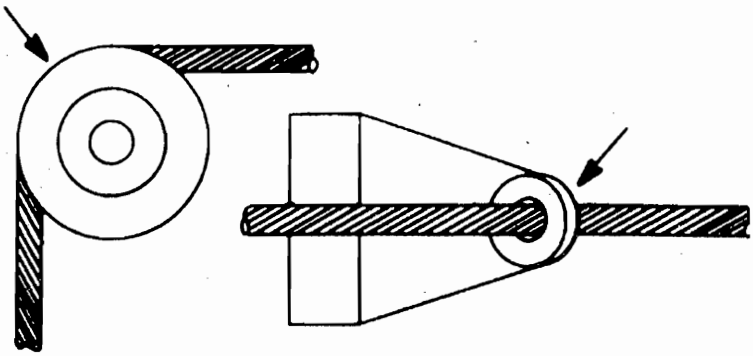


图 5－11　钢索常见的断丝位置

钢索终端可以采用不同的接头方式，主要包括：钢索球头、环眼接头、端杆接头、螺纹接头、螺套接头、叉形接头等（如图 5－12 所示）。它们都是挤压在钢索端头的。螺纹接头、环眼接头、叉形接头、单柄球头、双柄球头主要用于连接钢索到松紧螺套、扇形轮等机构。

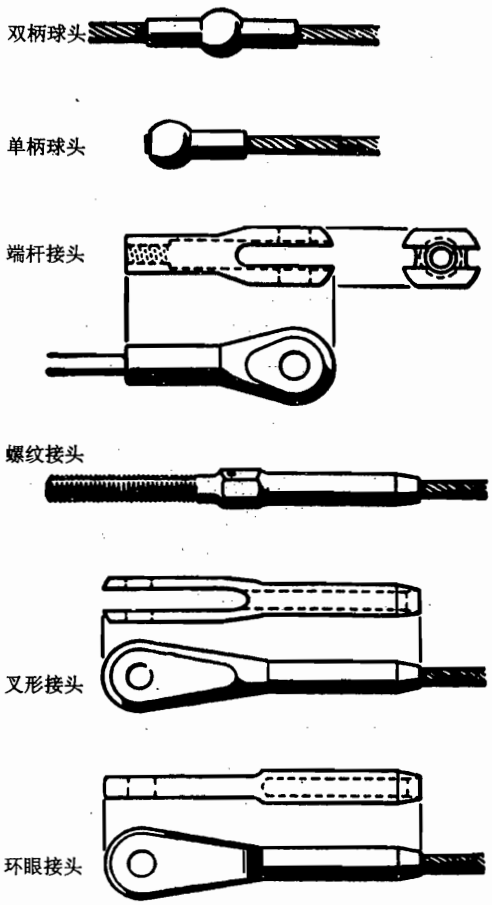


图 5－12　钢索接头

（2）滑轮、扇形轮和钢索鼓轮

滑轮用来支持钢索和改变钢索的走向。它通常用胶木或硬铝制成，为了减小摩擦力在支点处装有滚珠轴承。

扇形轮多用硬铝制成，在支点处也装有滚珠轴承。扇形轮能支持钢索和改变钢索走向，钢索接头通常固定在扇形轮上。另外，扇形轮常固定在扭力管上，使得钢索可驱动扭力管转动。

钢索鼓轮与钢索的连接情况与扇形轮相似，也是通过钢索球头或圆柱头固连，钢索相对于鼓轮不会滑动。

钢索可以驱动扇形轮或鼓轮，同样扇形轮、钢索鼓轮也可以带动钢索传递动力。这一点与滑轮不同。

（3）扭力管

扭力管广泛应用于飞行操纵系统中需要传递角位移和转动之处。

在操纵系统里通常需要钢索进行远距离传递动力到液压助力器，如图 5－14 所示，扇形盘和输入杆摇臂固定在扭力管上。

钢索动力传递到扇形轮，扇形轮带动扭力管转动，并带动输入杆摇臂，推动输入杆移动，最终将钢索传送来的机械信号传递到液压助力器。

（4）钢索导向装置

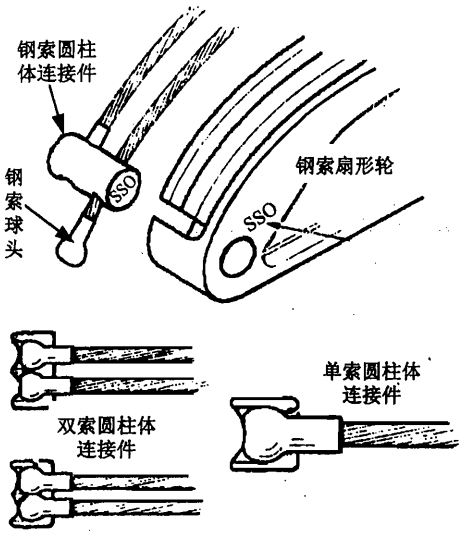


图 5－13 钢索与扇形轮的连接

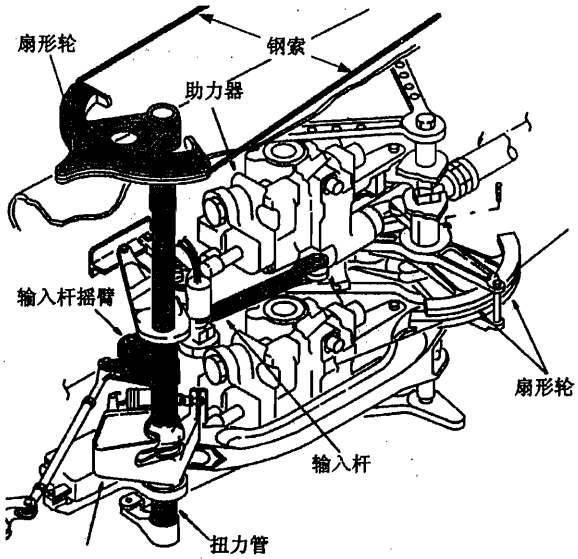


图 5－14 扭力管

图 5－15 所示为几种常用的钢索导向装置。导索环可以由非金属材料或金属材料制造。在钢索通过隔板或其他金属零件上的孔时，导索环将钢索包起来，保护钢索。导索环轴线与钢索直线之间的偏斜不能大于 3°。密封导索装置安装在钢索穿过增压隔框等需要密封的地方。密封导索装置紧紧地夹住钢索，足以防止过多的泄漏，但又不阻碍钢索的运动。此装置必须定期检查，看是否出现过度磨损以及固定卡环是否脱出。导向滑轮用以给钢索导向。护挡装置把通过滑轮的钢索保持在应有的位置上，以防止钢索松脱、卡阻。

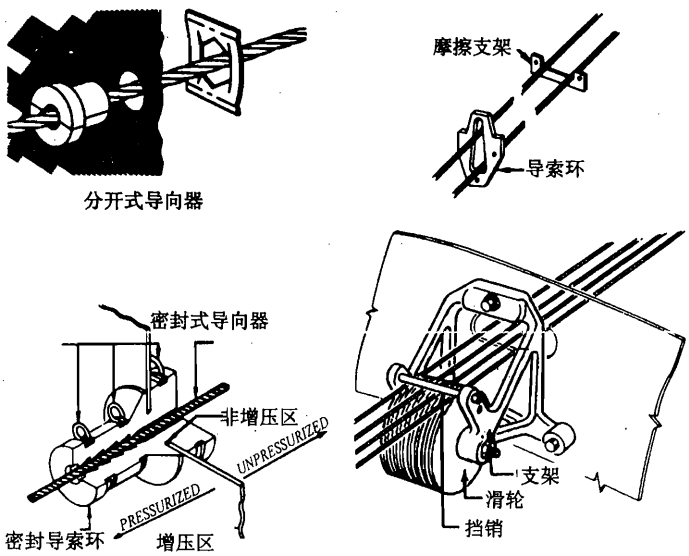


图 5－15 钢索导向装置

（5）松紧螺套

松紧螺套用来调整钢索的预加张力。螺套的两端都有螺纹和钢索接头配合，且一端是正螺纹，另一端是反螺纹。转动螺套可以使两端旋入或旋出相等距离，以调整预加张力。对松紧螺套维护时要注意，在螺套内不能使用润滑油，调整后两端外露螺纹不得超过 3 圈，且必须打上保险。

图 5－16　典型钢索松紧螺套

（6）张力补偿器

张力补偿器可以在一定范围内保证钢索张力不受温度变化的影响。

图 5－17 所示为一种类型的张力补偿器。它由滑管、滑架、摇臂和补偿弹簧等组成。滑管由销子固定在壳体中间。两个补偿弹簧自下而上装在壳体两侧的弹簧筒内，并且通过两根螺杆与滑架相连。滑架和摇臂都是松套在滑管上的。滑架与摇臂之间有一个支点衬套，作为摇臂转动的一个支点。摇臂的两端通过两根小连杆分别与两个钢索扇形块连接。壳体前部和前轴承座上各有一个白色校装标记，校装时两个标记应对齐。滑管的顶端有一个钢索张力指示孔，这个指示孔刚好全部露出时，张力是正确的。

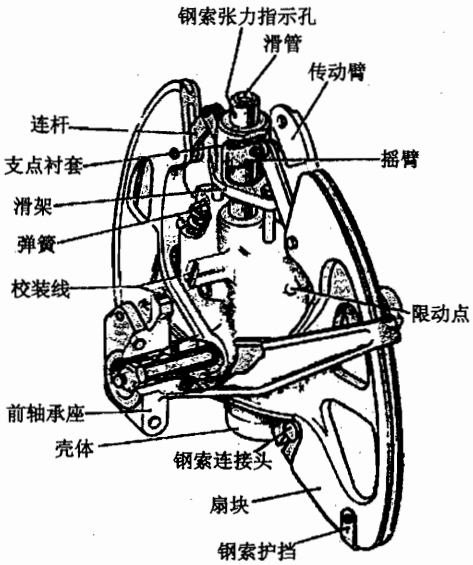


图 5－17　钢索张力补偿器

钢索张力补偿器的工作情况如下。

① 在静止状态时，两个补偿弹簧的弹力通过螺杆向下拉滑架和摇臂，再通过两根小连杆使两个钢索扇形块张开而将钢索绷紧，使张力保持正确。

② 正常操纵副翼时，一路钢索拉紧，另一路钢索放松，此时，两个钢索扇形块的转动方向是相同的，松套在滑管上的摇臂在绕支点衬套转动之后就歪斜着卡在滑管上。于是，整个钢索补偿器就像普通的钢索滑轮一样绕安装轴转动，壳体上的输出传动摇臂就把操纵的动作传送出去。

③ 当温度发生变化，钢索张力随之发生变化时，两路钢索要同时拉紧或同时放松，此时，两个钢索扇形块的转动方向是相反的。如温度升高，钢索要拉紧，使两个扇形块都向内合拢，此时摇臂和滑架被向上顶，两个补偿弹簧被进一步压缩，弹簧的弹力略有增大，钢索张力也随之略有增大。如温度降低，钢索要放松，此时，两个补偿弹簧向下拉动滑架和摇臂，使两个扇形块都向外再张开些，以保持钢索的紧度，这样，弹簧的弹力略有减小，钢索张力也随之略有减小。由于补偿弹簧的作用，虽然钢索张力会略有增减，但变化量不大，故可看作基本保持不变。

5.3.2　硬式传动机构

（1）传动杆

传动杆大多用硬铝管制成，在一些受力较大或者空间较小的部位也有用钢管制成的。传动杆的两端装有接头，一端的接头通常是可调的，用来调整传动杆的长度（如图 5－18 所示）；在调整时应注意不使接头的调整螺杆

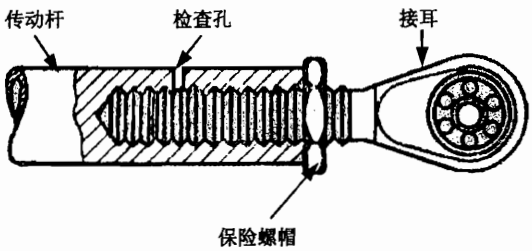


图 5－18　传动杆的可调接头

退出过多，在传动杆的端头有检查孔，螺杆末端不能超出小孔位置，否则，由于螺纹的结合圈数过少，受力时接头就容易脱落。

在传动过程中，传动杆不仅要作直线往复运动，还要相对于摇臂等发生转动，因此接头内通常装有轴承。对于要向两侧摆动或绕自身轴线转动的传动杆，必须装旋转接头或在接头上装球形轴承。

传动杆在工作中受到激振力作用时，会发生振动。轻微的振动不会影响传动杆工作，但是长期的振动或共振会使传动杆出现裂纹，甚至迅速折断。

实验证明，增大传动杆的刚性，减小两端的活动间隙可以增加其固有频率，避免共振的发生。因此，传动杆一般做得较短，通常不超过 2m，必要时可在传动杆中间加装导向滑轮，以增大刚性。

传动杆产生弯曲振动时，两端的轴向位移很小，不会引起摇臂的显著摆动，也不易将振动传到相邻传动杆。所以，驾驶员不容易从驾驶杆或脚蹬上感觉出这种振动。固此，在维护时需要对传动杆和摇臂等构件经常检查，如果发现传动杆有损伤，轴承和导向滑轮松动或磨损等现象时，应及时修理，如需更换传动杆，必须使新的传动杆的尺寸、材料与原来的相同。

（2）摇臂

摇臂通常是用硬铝制成的，在连接处装有轴承。摇臂可分为单摇臂、双摇臂和复摇臂。单摇臂有的仅起支持传动杆的作用，如图 5－19（a）所示，有的还可以改变力的大小，如图 5－19（b）所示，固定在扭力管上的单摇臂用来驱动扭力管转动，如图 5－19（c）所示。双摇臂的两臂之间可以成 180°或其他角度，它们除了支持传动杆外，还可以改变传动杆的运动方向和力的大小（如图 5－19（d）、图 5－19（e）所示）。复摇臂除了具有与双摇臂相同的作用外，还可用来传动多根传动杆，如图 5－19(f)所示。三角形摇臂实际也是双摇臂，它的斜边对两个臂起支撑作用，增大了它们承受弯矩的能力，常用在传递较大作用力的地方。

有些飞机的副翼是差动的，也就是说当驾驶盘左右偏转同一角度时，副翼向上偏转角度

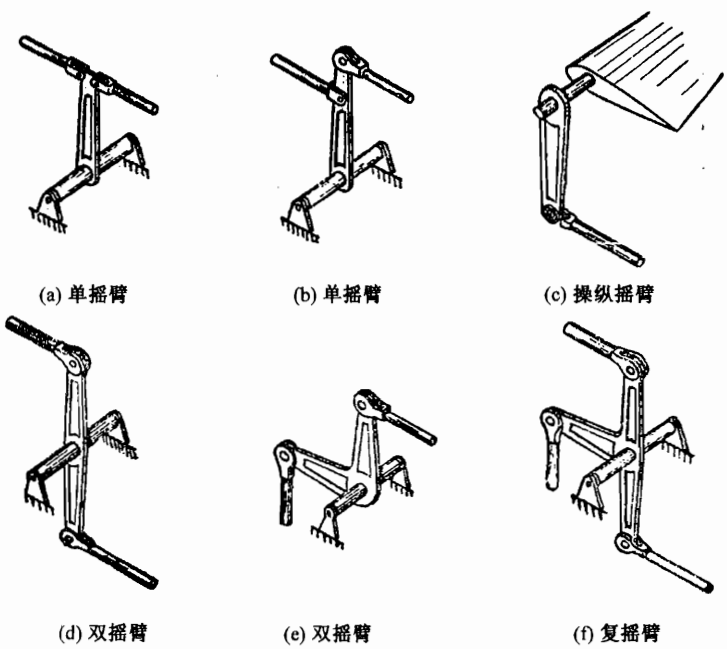


图 5－19　摇臂

比向下偏转角度大。这样做的目的是消除由于副翼偏转造成的两机翼阻力差，避免不必要的偏航。因为副翼在上下偏转相同角度时，副翼下偏一侧机翼的阻力会大于上偏一侧机翼的阻力，从而造成左、右两机翼的阻力差。副翼差动使得副翼偏转时，上偏的角度会大于下偏角度，从而消除两机翼的阻力差。

差动作用通常是利用一种双臂摇臂来实现的，也把这种摇臂叫做差动摇臂。差动摇臂的工作原理如图 5－20 所示，图中差动摇臂的一个臂 OA 经传动杆 AC 与驾驶盘相连，另一个臂 OB 经传动杆 BD 与舵面相连。当驾驶盘在中立位置时，OA 臂和 AC 杆垂直，OB 臂与 BD 杆夹角小于 90°，此时舵面在中立位置。

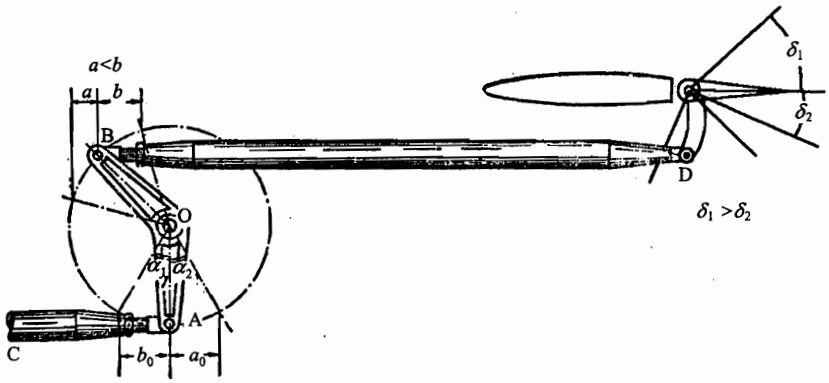


图 5－20　副翼差动原理

当驾驶盘向左或向右偏转相同角度时，AC 杆驱动 OA 臂前后偏转相同的角度（$\alpha_1 = \alpha_2$），此时 OB 臂也同样前后偏转相同角度。由于 OB 和 BD 不垂直，因此 B 点前后移动的水平距离不相等，即传动杆 BD 前后移动的量不相等（$a < b$），舵面向上和向下偏转的角度也就不一样（$\delta_1 \neq \delta_2$），达到差动的目的。

如果驾驶盘在中立位置时，传动杆 AC 与 OA 臂也不成直角，那么当驾驶盘左右偏转相同角度，AC 杆前后移动相同距离时，OA 臂向前、向后偏转角度是不相等的。此时 OB 臂向后、向前的偏转角也不相等，这样会使得 B 点前后移动的水平距离相差更多，即差动作用增强。由此可见，双臂摇臂之所以能起差动作用，是因为驾驶盘在中立位置时，它的两个臂中至少有一个臂与传动杆不成直角。对于同一个差动摇臂来说，如果改变它与传动杆之间的角度，就会使它的差动作用发生变化。因此，在维修工作中，尤其是在调整操纵系统时，必须注意保持摇臂与传动杆的正常连接关系，以免改变舵面的差动角度，影响飞机的操纵性能。

现代民航客机的副翼操纵系统中并不设置差动机构，那么它靠什么来平衡操纵时的阻力差呢？这些飞机安装有一种特殊的副翼——弗利兹副翼。这种副翼由于固定铰链位置的影响，使得副翼向下偏转时，前缘和上翼面平齐；向上偏转时，前缘伸出下翼面（如图 5－21 所示）。因此，虽然弗利兹副翼向上和向下偏转的角度相同，但它依靠伸出下翼面前缘额外产生的摩擦阻力和压差阻力来平衡两机翼诱导阻力差。另外，这些飞机上还设有多块扰流板，在副翼偏转角度较大时，下沉机翼上的扰流板打开，在

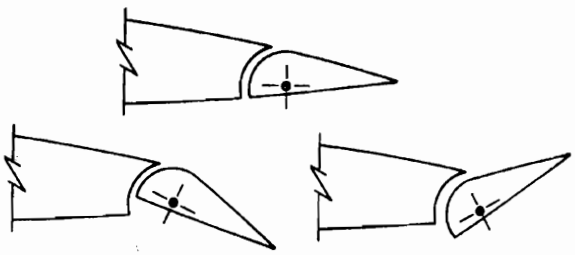


图 5－21　弗利兹副翼

减小升力的同时也增大了阻力。这样，在操纵副翼偏转使飞机横向滚动时，两机翼的升力不同，但阻力相等，不会产生不必要的偏航。

(3) 导向滑轮

导向滑轮由三个或四个小滑轮及其支架组成。它的功用是：支持传动杆；提高传动杆的抗压稳定性，使传动杆在受压时不易弯曲：增大传动杆的固有频率，防止传动杆发生共振。在传动杆运动时，要与导向滑轮摩擦，故维护工作中要注意检查，以防过度磨损。

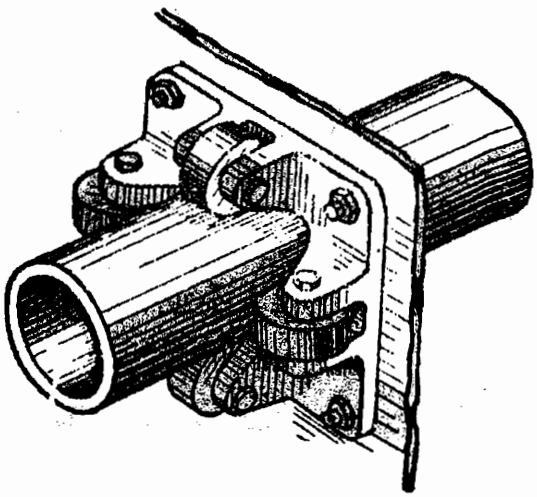


图 5－22 导向滑轮

5.3.3 主操纵系统的传动系数和传动比

(1) 传动系数

驾驶杆（盘或脚蹬）移动一个很小的行程 ΔX 时，舵面的偏转角相应也会改变一定数值 $\Delta\delta$，操纵系统的传动系数 K 就定义为 $\Delta\delta$ 与 ΔX 的比值，即

$$K = \frac{\Delta\delta}{\Delta X}$$

如果不考虑操纵系统的摩擦力，则驾驶员操纵驾驶杆的杆力 P 所做的功就等于克服舵面铰链力矩 M 使舵面偏转所做的功，即

$$P \cdot \Delta X = M \cdot \Delta\delta$$

因此传动系数的另一种表达式是

$$K = \frac{P}{M}$$

传动系数的单位为 1/m。

由以上分析可知，传动系数一方面表示单位杆行程中舵面偏转改变量，另一方面又表示克服单位铰链力矩所需杆力的大小。显然操纵系统的传动系数越小，驾驶杆移动一定行程时，舵面偏转角的改变量就越小，克服单位铰链力矩所需的杆力也越小。操纵系统的传动系数是根据规定的最大舵偏角、最大杆行程、最大杆力，以及舵偏角和杆力随杆行程的变化率等因素综合考虑决定的。传动系数过大或过小都不好。传动系数过大，则杆力太大，操纵起来费力，而且杆行程稍有变化时，舵面偏转角就改变很多，操纵太灵敏，不易准确。传动系数过小，则杆力太小，不便于根据力的感觉操纵飞机，而且需要杆的全行程很大，需占用过多的驾驶舱空间，操纵也显得太迟钝。

(2) 传动比

操纵系统的传动比 n 是杆力 P 与舵面操纵摇臂上的传动力 Q 的比值，即

$$n = \frac{P}{Q}$$

因为当操纵系统处于平衡状态时，舵面铰链力矩 M 与传动力 Q 之间有如下关系

$$M = Q \cdot r$$

式中，r 是传动力 Q 对舵面铰链的力臂，其大小与操纵摇臂的臂长和舵面偏转角有关。所以

$$n = K \cdot r$$

传动比是无量纲量，它和传动系数成正比，因此传动比和传动系数在描述操纵系统传动特性时，具有相同的意义。

5.3.4　非线性传动机构

操纵系统中，如果没有特殊的机构来改变传动比，在舵面偏转过程中，传动系数基本上是不变的，舵偏角 δ 随杆行程 X 的变化近似地成正比例关系，即线性关系。如图 5－23 所示的直线 1 和直线 2 分别表示传动系数较大和传动系数较小的两种线性传动机构的变化关系。

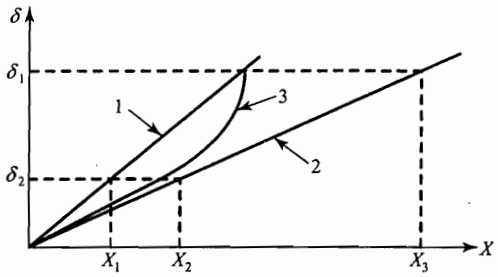


图 5－23　杆行程与舵偏角的关系

线性传动的操纵系统对低速飞机比较合适，但往往不能满足高速飞机的操纵性要求，因为高速飞机的飞行速度范围很大，传动系数较大的操纵系统只能满足小速度飞行时的操纵性要求，而不能满足大速度飞行时的要求；传动系数较小的操纵系统只能满足大速度飞行时的操纵性要求，而不能满足小速度飞行时的要求。例如，在小速度飞行时，由于动压较小，舵面效能比较低，需要较大的舵面偏转角才能操纵飞机作一定的机动动作，对于采用如直线 2 那样的传动关系的操纵系统来说，需要的杆行程很大，操纵显得过于迟钝，只有采用如直线 1 那样的传动关系的操纵系统，需要的杆行程才较合适；在大速度飞行的情况下，由于动压较大，舵面效能比较高，不需要很大的舵偏角，对于采用如直线 1 那样的传动关系的操纵系统来说，需要的杆行程很小，操纵显得过于灵敏，很难准确操纵，只有采用如直线 2 那样的传动关系的操纵系统，需要的杆行程才较合适。而现在的飞机上不可能安装多套传动系数各异的操纵系统来满足上述需要，因此在操纵系统中设置了专门的非线性传动机构，靠它来改变整个操纵系统的传动系数，以满足高速飞机的操纵性要求。

5.4　舵面补偿装置

随着飞行速度的提高和舵面尺寸的增大，舵面的铰链力矩和操纵杆力亦相应增大。为了减小铰链力矩和杆力，通常采用舵面补偿装置进行空气动力补偿。其形式有轴式补偿、角式补偿、内封补偿和使用调整片等。

5.4.1　轴式补偿

轴式补偿是将舵面的枢轴后移，如图 5－24 所示。这时，作用于枢轴前、后的空气动力对枢轴形成方向相反的力矩，使得舵面铰链力矩减小，从而使杆力减轻。枢轴前的面积称为补偿面积。补偿面积越大，铰链力矩越小，杆力越轻。但是，若补偿面积过大，就可能使驾驶杆力与正常情况相反，这种现象叫过补偿。过补偿对于无助力操纵来说是不允许的。

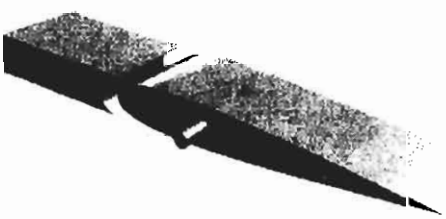


图 5－24　轴式补偿装置

5.4.2 角式补偿

角式补偿的原理和轴式补偿一样，只是它将补偿面积集中到翼尖部分，如图 5－25 所示。角式补偿的主要缺点是气流容易在突角部位发生分离，高速飞行时还容易引起舵面抖振。常用于低速飞机。

5.4.3 内封补偿

内封补偿装置主要应用于副翼和升降舵结构，也称为副翼平衡板和升降舵平衡板。如图 5－26 所示，副翼平衡板位于副翼前部的平衡腔内，副翼前缘与平衡板的一端铰接，平衡板的另一端与飞机结构铰接。如图 5－27 所示，升降舵平衡板位于升降舵前部的平衡腔内，升降舵的前缘与平衡板的一端铰接，平衡板的另一端与水平安定面的后梁铰接。

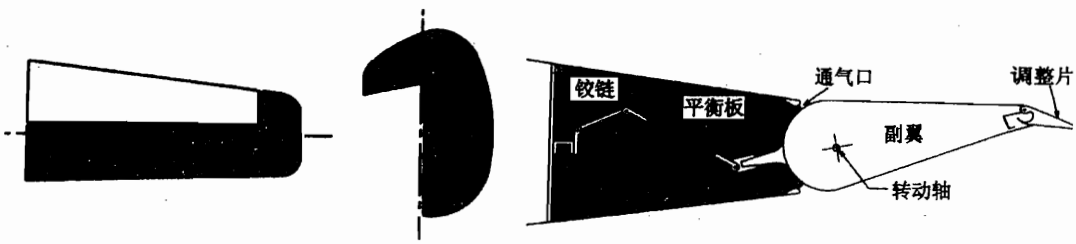


图 5－25 角式补偿装置　　图 5－26 内封补偿装置——副翼平衡板

平衡板把舵面前缘的平衡腔的空间分成两部分，平衡板上的空气载荷取决于两部分空间的压力差。当舵面从中立位置偏转时，上下翼面的通气缝隙变化，使得翼面气流的引射作用发生变化。当舵面向上偏转时，导致平衡腔上腔的压力增大，同时下腔的压力减小，压力差作用于平衡板上，帮助舵面向上偏转。

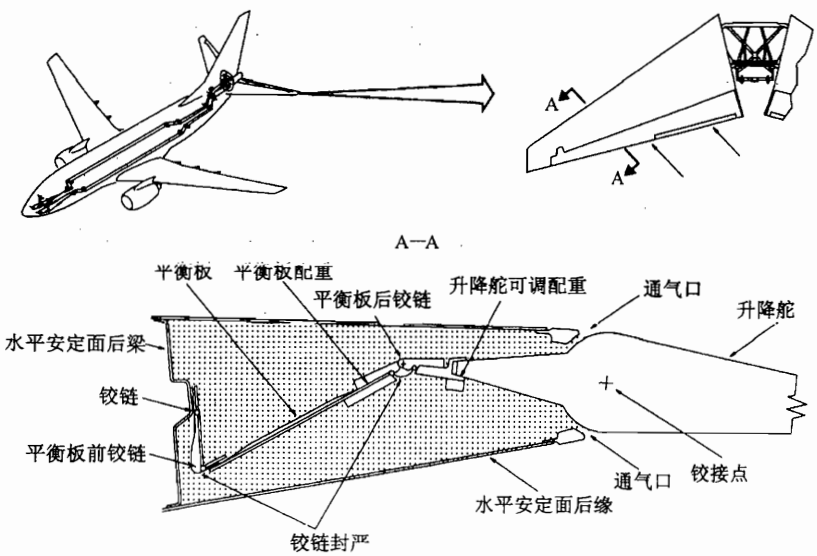


图 5－27 内封补偿装置——升降舵平衡板

5.4.4 调整片

(1) 配平调整片

飞机在飞行中用配平调整片进行配平。配平的意思是对飞机产生某些不需要的飞行姿态趋势进行修正。配平调整片能控制飞机的平衡，在不对驾驶杆（盘）或方向舵脚蹬施加操纵的情况下，也能使飞机保持直线和水平飞行。如图 5－29 所示，配平调整片上有一根可以从驾驶舱进行调节的可调拉杆。调整片向一个方向运动，使操纵面向相反的方向偏转。

（2）随动调整片

随动调整片(操纵片)是装在舵面后缘的辅助舵面,它直接和操纵系统的操纵摇臂连接,驾驶员通过操纵机构直接操纵的不是舵面,而是随动调整片(操纵片)。操纵片被操纵偏转后,产生的空气动力对舵面枢轴形成操纵力矩,带动舵面反方向偏转,当舵面空气动力对枢轴形成的力矩和操纵片空气动力对枢轴形成的力矩相等时,就取得平衡,舵面稳定在一定的偏转角,而此时的铰链力矩为零。在操纵过程中,驾驶员只需克服操纵片本身的铰链力矩。

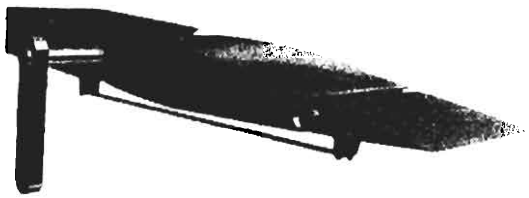


图 5－28　平衡调整片

（3）平衡调整片

如图 5－28、图 5－29 所示，平衡调整片装在舵面的后缘，以摇臂和连杆与稳定面相连，实际上形成了四连杆机构。当舵面偏转时，调整片朝反方向偏转，它产生的空气动力对枢轴形成的力矩是帮助舵面偏转的。虽然调整片的面积小，空气动力也小，但由于距离舵面枢轴远，故其补偿作用较好。平衡调整片和平衡板一起使用，一个在舵面前缘，一个在舵面后缘，补偿效果更好。

（4）弹簧调整片

如图 5－29 所示，弹簧调整片的操纵摇臂是铰接在舵面转轴上的。摇臂的一端与操纵系统的传动杆相连，另一端则连接弹簧筒和调整片的传动杆。弹簧筒的后端固定在舵面的承力构件上，里面装有两个预先压缩的弹簧。操纵舵面时，操纵力经摇臂传给弹簧筒，再由弹簧筒去传动舵面。如果传给弹簧筒的力小于弹簧的初始张力，弹簧筒就不会伸长或缩短，补偿片也就不会相对于舵面偏转。当操纵力增大到足以克服弹簧的初始张力时，弹簧筒就会伸长或缩短，这时调整片的传动杆随之运动，使调整片相对于舵面向反方向偏转，产生补偿力矩。

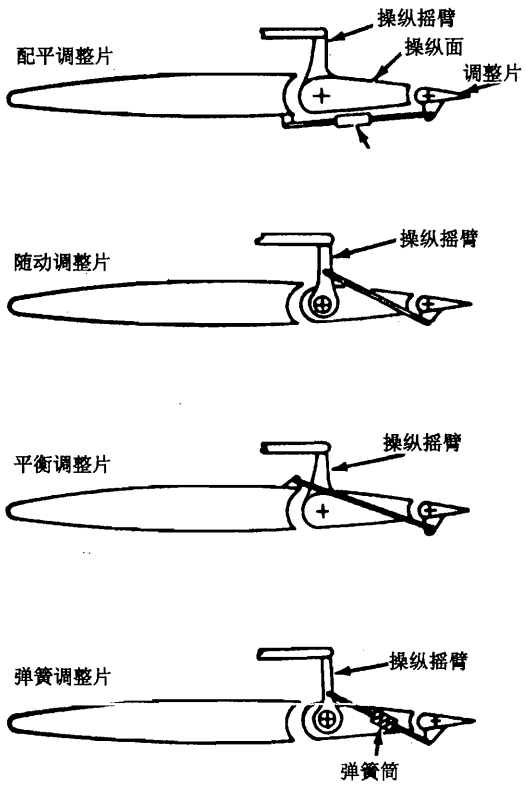


图 5－29　飞行操纵调整片的形式

5.5　主操纵系统

飞行操纵系统由三个部分组成：主操纵系统、辅助操纵系统和警告系统。主操纵系统包

括对副翼、升降舵和方向舵的操纵。

5.5.1 副翼操纵系统

副翼位于大翼后缘，有些飞机有两块副翼，分别位于左右大翼后缘靠近翼尖区域；在大型飞机的组合横向操纵系统中，常常有4块副翼——2块内副翼和2块外副翼。在低速飞行时，内外副翼共同进行横向操纵；而在高速飞行时，外侧副翼被锁定而脱离副翼操纵系统仅由内副翼进行横向操纵，如图5-30所示。

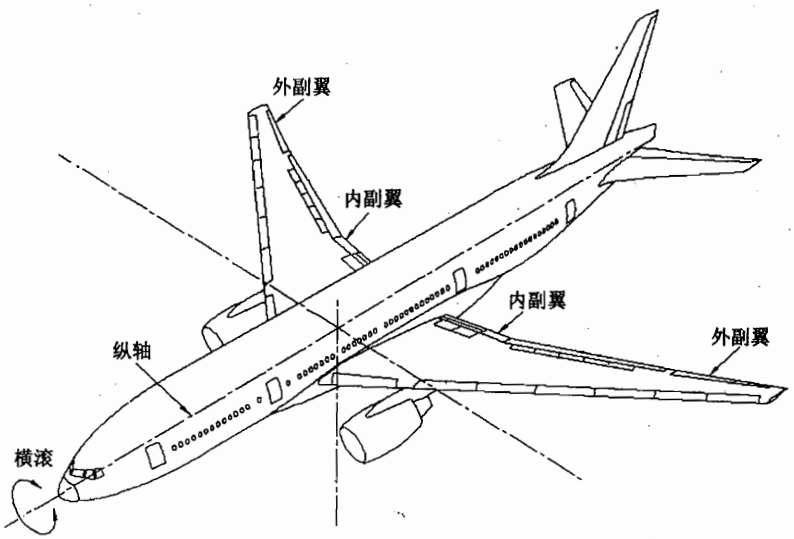


图5-30 副翼操纵系统

副翼用于操纵飞机绕纵轴的横滚运动，由驾驶盘控制。当向左转驾驶盘时，左侧副翼向上偏转，同时右侧副翼向下偏转，导致左侧机翼的升力减小，而右侧机翼的升力增大，产生使飞机向左滚转的力矩，飞机绕纵轴向左侧滚转。

当向右转驾驶盘时，右侧副翼向上偏转，同时左侧副翼向下偏转，导致右侧机翼的升力减小，而左侧机翼的升力增大，使飞机绕纵轴向右滚转。

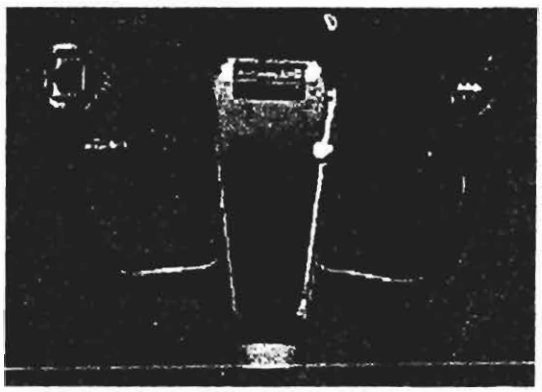


图5-31 驾驶盘

(1) 典型副翼操纵系统

如图5-32所示为一典型副翼操纵系统，它采用并列驾驶盘式操纵机构。两驾驶盘通过互联鼓轮柔性相连（稍后将进行分析）。转动任何一个驾驶盘，操纵信号都可以向后传递。其传递路径是：

驾驶盘→左侧副翼鼓轮→钢索→副翼输入扇形轮→副翼输入扭力管→输入摇臂和输入杆→液压助力器（机械液压伺服系统）→（放大的信号）输出摇臂和输出扭力轴→输出鼓轮→钢索→扇形轮→传动杆→副翼。

可以看出，驾驶盘转动的机械信号通过软式和硬式传动机构，输送到液压助力器。液压

助力器将输入的机械信号放大后，又通过传动机构传送到副翼，使左右副翼向相反的方向偏转。液压助力器接受机械信号，这种类型的助力器称为机械/液压伺服助力器。

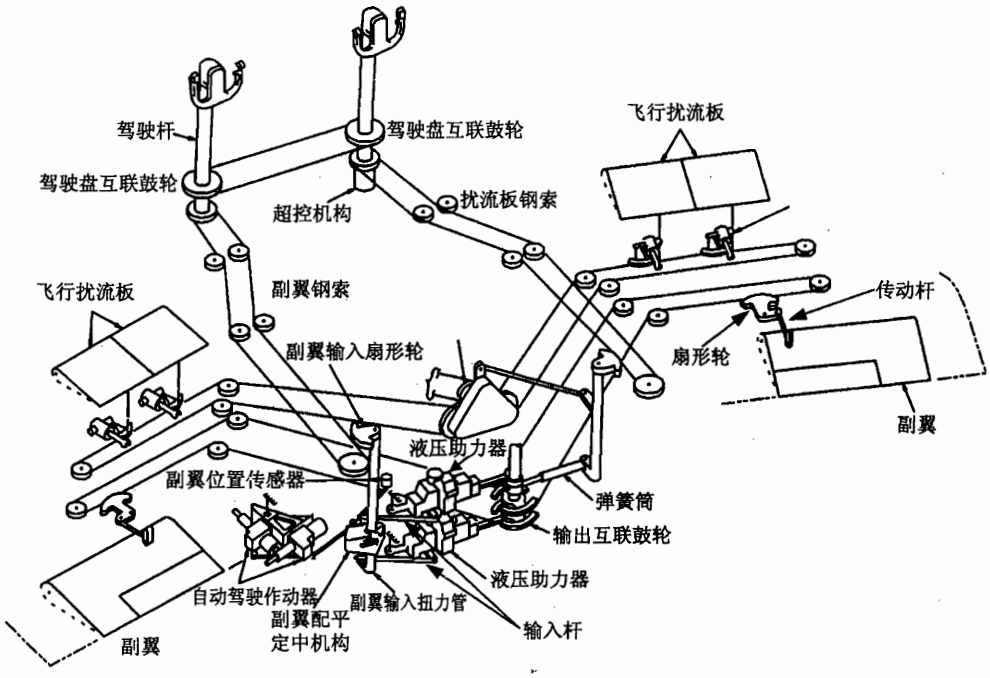


图 5－32　典型副翼操纵系统

（2）驾驶盘柔性互联机构

现代飞机并列式操纵机构两个驾驶盘并不是固定连接的。此种操纵机构可以在一个驾驶盘卡阻后，另一个驾驶盘仍能操纵，以保证飞机的横向操纵。

如图 5－33 所示为一种典型的并列柔性互联驾驶盘操纵机构。其左副翼互联鼓轮和副翼控制鼓轮都与左驾驶盘扭力轴固定连接。而右副翼互联鼓轮空套在右驾驶盘扭力轴上。右驾驶盘扭力轴通过扭力弹簧与右副翼互联鼓轮连接。

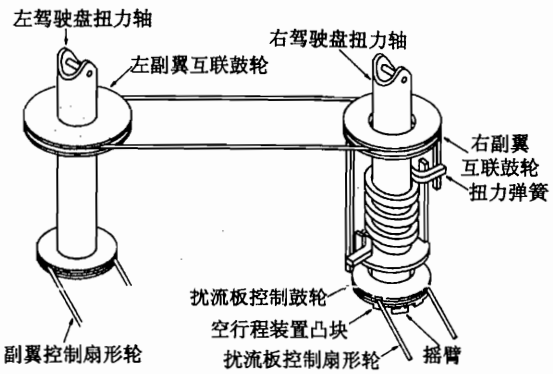


图 5－33　驾驶盘并列柔性互联操纵机构

正常工作情况下，当转动左驾驶盘时，通过互联鼓轮和扭力弹簧，使右驾驶盘也转动；当转动右驾驶盘时，右驾驶盘扭力轴通过扭力弹簧、互联鼓轮，使左驾驶盘同时转动。在此种情况下，左、右驾驶盘相当于刚性连接。

如果右驾驶盘由于卡阻不能转动，机长可克服扭力弹簧力和感觉定中凸轮机构的弹簧力，操纵左驾驶盘转动，此时只能通过左钢索系统操纵副翼偏转。

如果左驾驶盘由于卡阻不能转动，副驾驶可克服扭力弹簧力，操纵右驾驶盘转动。只有当右驾驶盘转过一定角度时，安装于右驾驶盘扭力管上的摇臂才会接触到空行程装置的凸块，驱动扰流板控制鼓轮转动，从而可操纵飞行扰流板，进行应急横侧操纵。

(3) 波音 777 飞机驾驶盘操纵机构

该操纵机构与上述操纵机构的结构不尽相同，但原理相似。其工作情况如下所述。

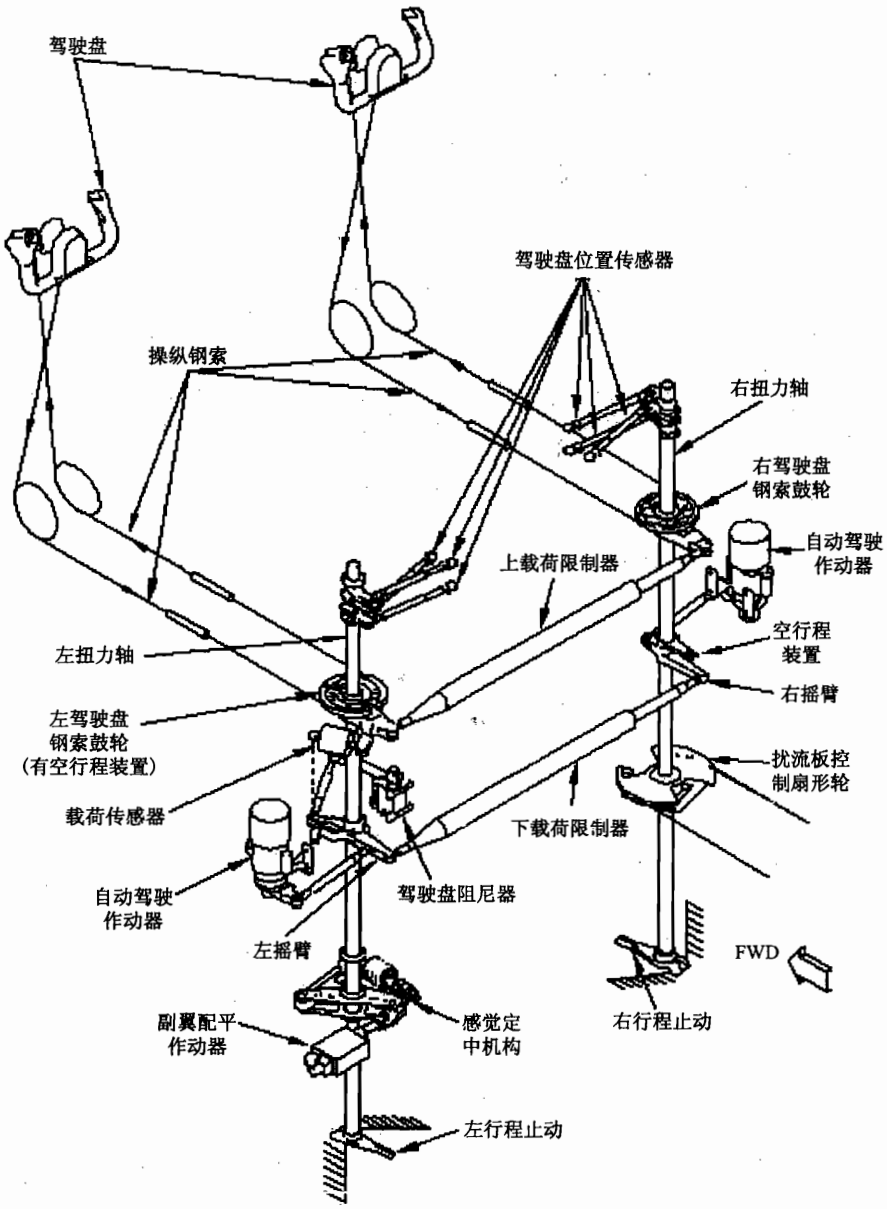


图 5－34 波音 777 飞机驾驶盘操纵机构

正常工作时，转动左驾驶盘，通过上载荷限制器带动右钢索鼓轮和右驾驶盘，并且同时通过载荷传感器驱动左摇臂，左摇臂作动左扭力轴，通过下载荷限制器，作动右摇臂和右扭力轴。

转动右驾驶盘钢索鼓轮时，通过上载荷限制器，驱动左钢索鼓轮和左驾驶盘。左钢索鼓轮的转动，带动两个扭力轴转动。

如果右驾驶盘卡阻，机长需要克服 50lb（23kg）载荷限制器和感觉定弹簧的力，操纵左驾驶盘转动。

如果左驾驶盘卡阻，副驾驶只需要克服载荷限制器的力，转动右驾驶盘。当转动驾驶盘2.9°后，右空行程装置啮合，从而使右扭力轴转动。

如果某一个驾驶盘和钢索鼓轮之间的操纵钢索断裂，驾驶员可操纵另一个驾驶盘进行横滚操纵。

如果一个载荷传感器接头断裂，可通过右钢索鼓轮的空行程装置进行横滚操纵。右空行程装置在驾驶盘转动2.9°后啮合。

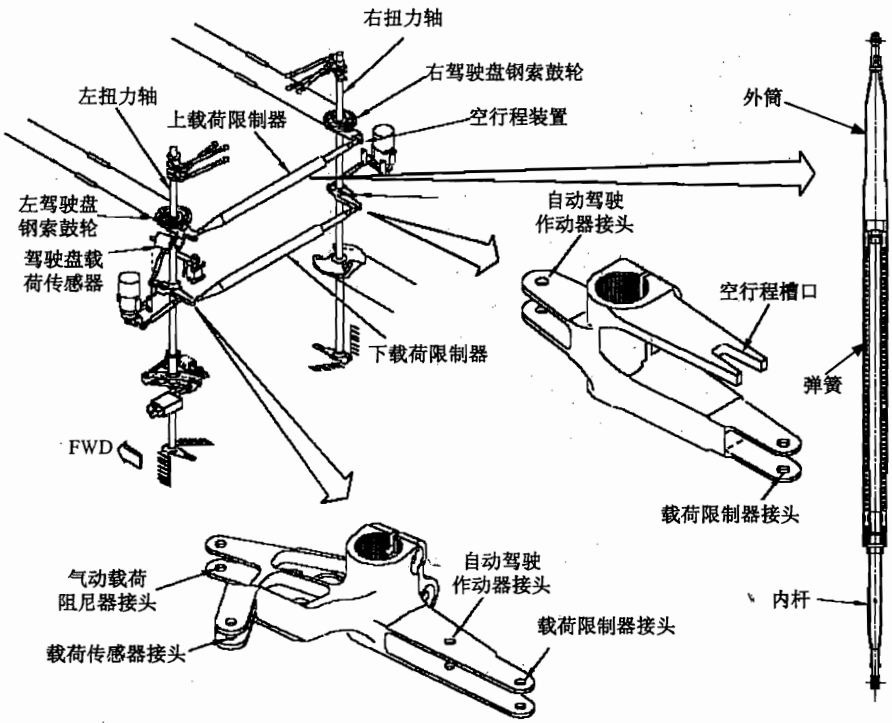


图5－35　波音777飞机驾驶盘柔性互联操纵机构

（4）液压助力器

现代大中型飞机的重量较重，飞行速度较快，舵面上的气动载荷较大，因此常采用液压助力器进行助力操纵。如果仅使用作动筒与选择活门进行助力操纵，只能将舵面作动到有限的几个位置，而不能实现输入与输出信号的一一对应关系。

机械液压伺服助力器，其输入是一个机械信号（位移或力），此输入信号经比较机构与输出反馈信号进行比较，使偏差信号推动液压伺服活门，输出与偏差信号成正比的液压功率到作动筒，作动筒产生一个放大的机械输出信号，同时提供反馈信号到比较机构，使输出与输入一一对应。

如图5－36所示的机械液压伺服助力器由双重输入摇臂、控制活门、旁通活门、作动筒等组成。作动筒的活塞杆与飞机结构固定，外筒可移动产生输出位置信号。

当液压系统压力足够高时，压力油通过旁通活门的中心通道流入上腔，克服弹簧力使旁通活门下移。旁通活门打开，压力油可通到控制活门和衬套。

正常工作时，如果双重输入摇臂输入逆时针转动信号，控制活门及衬套离开中立位置下移，使压力油通往作动筒B腔，而同时作动筒A腔通回油。作动筒两腔的压力差使作动筒外筒右移，输出放大的机械信号，推动副翼偏转。随着外筒的右移，反馈作用推动柱塞和套

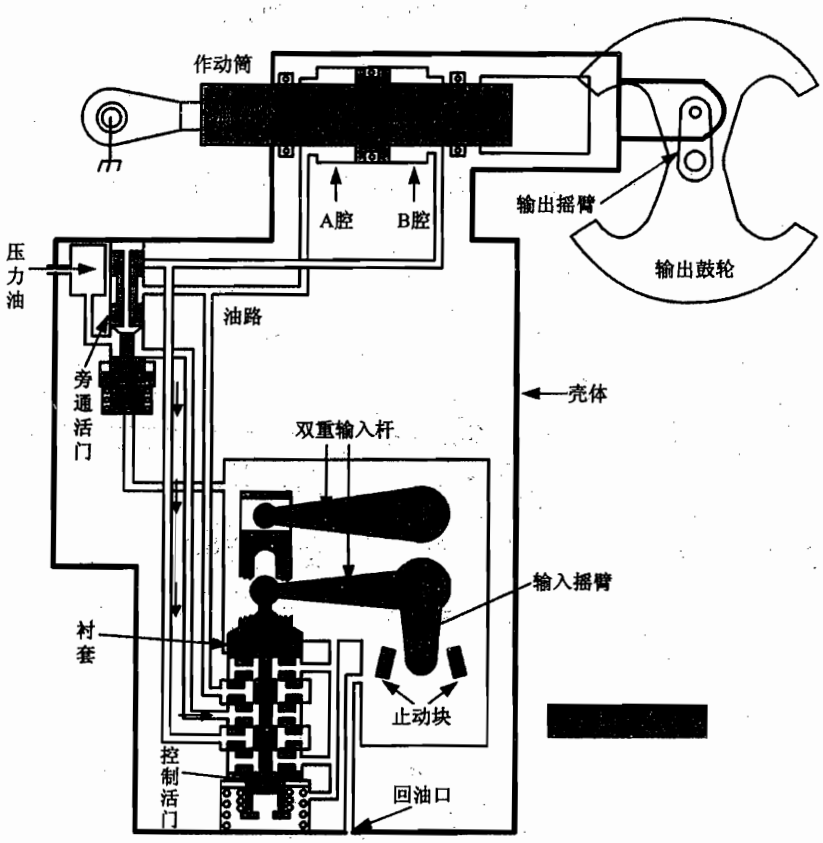


图 5－36 典型机械/液压伺服助力器

筒上移。当副翼到达预定位置时，控制活门和套筒回到中立位置，堵塞油路，控制过程结束。

如果双重输入摇臂输入顺时针转动信号，柱塞及套筒离开中立位置向上移动，使压力油通往作动筒 A 腔，而同时作动筒 B 腔通回油。由于作动筒两腔的压力差使作动筒外筒左移，输出放大的机械信号。随着外筒的左移，反馈作用推动柱塞和套筒下移。当副翼到达预定位置时，控制活门和套筒回到中立位置，堵塞油路，控制过程结束。

当控制活门故障卡阻时，输入信号作动衬套打开油路，使作动筒两腔产生压力差，作动筒外筒移动，输出放大的机械信号，推动副翼偏转。

当液压助力器进口压力过低时，旁通活门在弹簧力作用下向上移动，使作动筒 A、B 两腔沟通。人工输入信号可推动输入摇臂转动，由于作动筒两腔无压力差，输入摇臂继续转动，直到接触到止动块，直接推动作动筒外筒移动，实现人工操纵。

(5) 副翼配平及感觉定中凸轮机构

助力操纵系统由于使用了液压助力器，其舵面载荷不能反传回操纵机构，因而要使用专门的感觉机构产生感觉力。

如图 5－37 所示，感觉定中凸轮机构主要由凸轮、滚轮、滚轮臂和感觉弹簧组成，凸轮固定在扭力轴上，扭力轴由传动机构驱动。滚轮臂上的滚轮在感觉弹簧力的作用下压紧在凸轮中心。

当操纵机构有输入时，传动机构驱动凸轮偏转，不论向哪一个方向偏转，都要推开滚轮

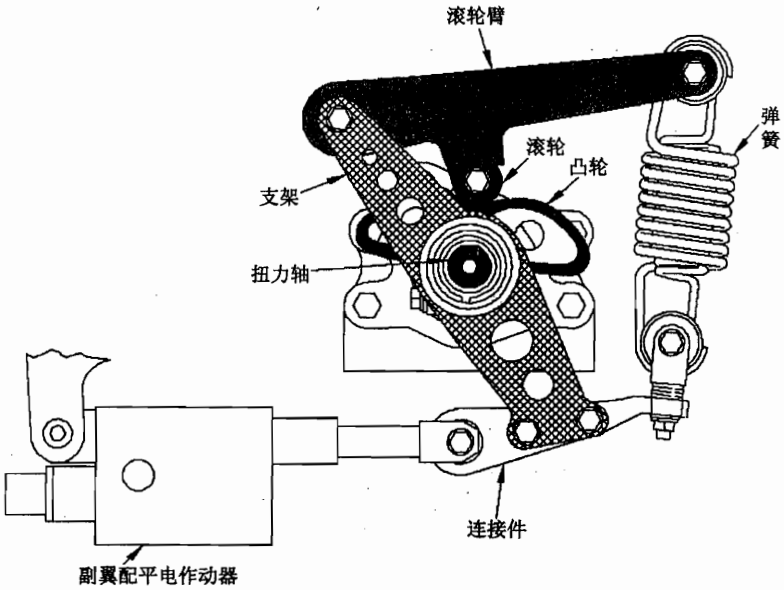


图 5－37 副翼感觉定中凸轮机构

（由于凸轮型面对称），感觉弹簧被拉长。因而在操纵过程中要克服弹簧力，此作用力和操纵行程（或舵面偏转角）成正比，这就是所需要的感觉力。当停止操纵并松杆时，在感觉弹簧力作用下，滚轮回到凸轮中心处（型面半径最小位置），于是整个操纵系统都被返回到中立位置，这就是感觉定中凸轮机构的定中功能。

当同时向左或右操纵副翼配平电门（如图 5－38 所示）时，副翼配平电作动器输出杆伸出或缩入，通过支架、滚轮臂和拉紧的弹簧驱动凸轮转动，并使驾驶盘转动，操纵副翼偏转。整个副翼操纵系统的中立位置都发生变化（运动过程中滚轮一直贴紧于凸轮型面半径最小的位置），这就是配平操纵。副翼配平指示器一般位于驾驶盘上（如图 5－39 所示）。

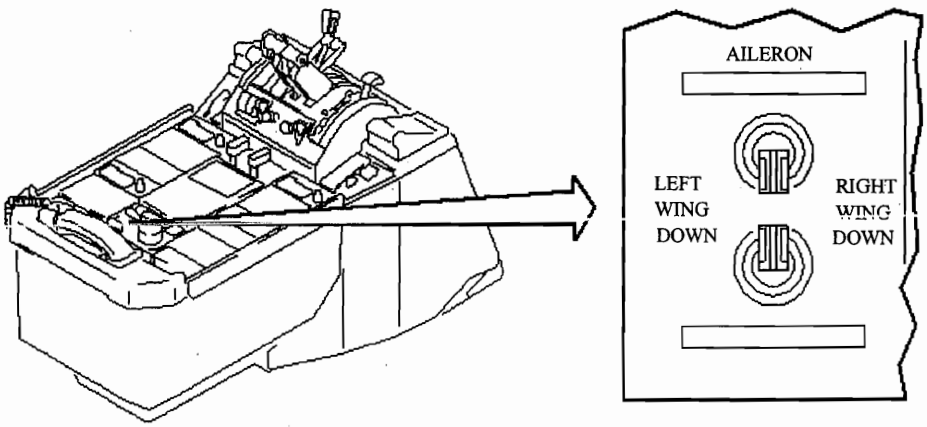


图 5－38 副翼配平电门

（6）飞行扰流板配合副翼进行横侧操纵

当转动驾驶盘超过一定角度时，副翼上偏一侧的飞行扰流板打开，以帮助副翼进行横侧操纵。

5.5.2 升降舵操纵系统

升降舵位于水平安定面的后缘，有些飞机有2块升降舵，如波音737、波音757和波音777飞机（如图5－40所示）。而波音747、波音767等飞机则有4块升降舵（如图5－41所示）——2块内升降舵和2块外升降舵，铰接于水平安定面的后缘。

升降舵由前推或后拉驾驶杆操纵。当前推或后拉驾驶杆时，会使升降舵偏转，从而产生俯仰力矩，操纵飞机绕横轴转动。当前推驾驶杆时，升降舵向下偏转，使尾翼升力增大，飞机产生低头力矩，绕横轴下俯（低头）；当后拉驾驶杆时，升降舵向上偏转，使水平尾翼升力减小，甚至产生负升力，飞机产生抬头力矩，绕横轴上仰（抬头）。

图5－42所示为波音757飞机升降舵操纵系统。当推或拉驾驶杆时，其传力路径为：

驾驶杆（前推或后拉）→扭力管→前扇形轮→钢索→后扇形轮→扭力轴→摇臂→传动杆→摇臂→……→液压助力器输入摇臂→液压助力器输出端→升降舵。

当操纵驾驶杆时，输入的机械信号通过传动机构（软式和硬式传动机构）传递到液压助力器的输入端，经液压助力器放大后，由助力器的输出端输出，作动升降舵偏转。

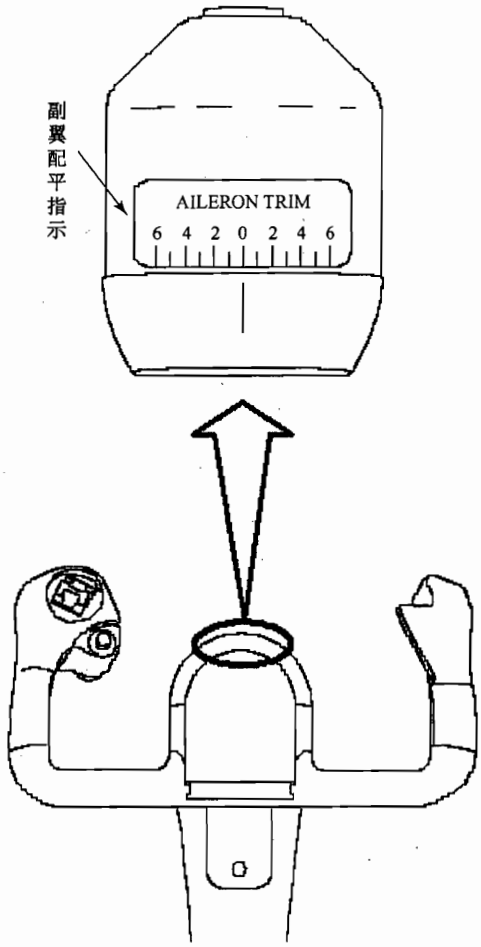


图5－39 副翼配平位置指示器

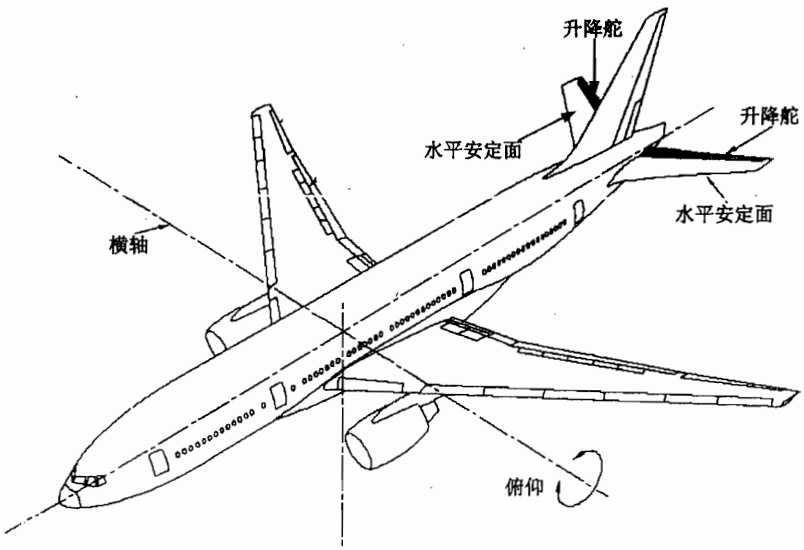


图5－40 升降舵俯仰操纵

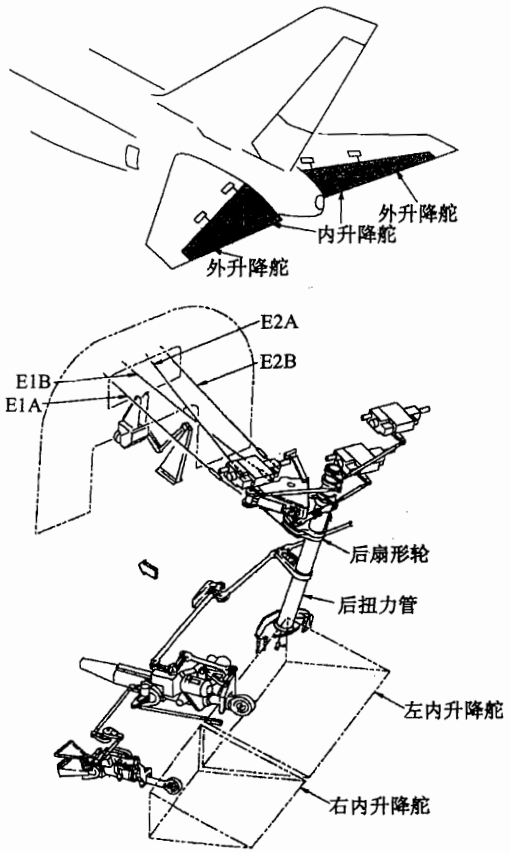


图 5－41　波音 747－400 飞机升降舵

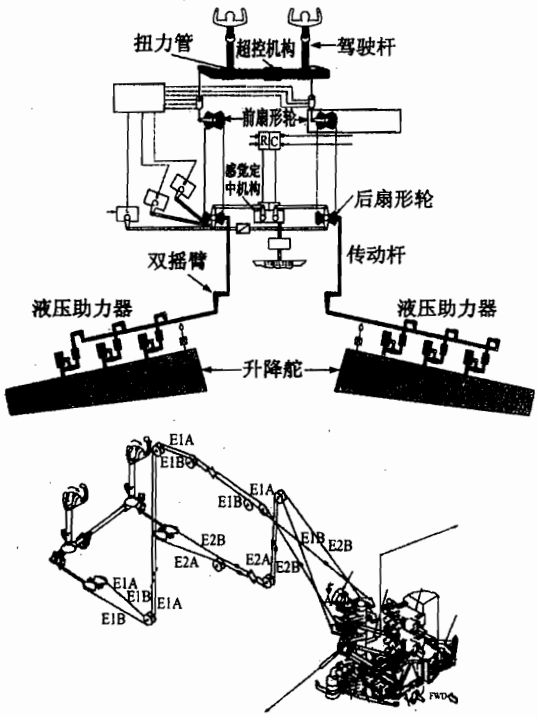


图 5－42　波音 757 飞机升降舵操纵系统

（1）驾驶杆柔性互联机构

现代客机手操纵机构两个驾驶杆是通过扭力管互联的。但左、右驾驶杆通常不是刚性连接的，它们通过柔性互联机构将左、右两段扭力管连接起来。

如图 5－43 所示，驾驶杆柔性互联机构安装于前输入扭力管。柔性互联机构将扭力管分成左、右两部分。此种设计允许在一个驾驶杆卡阻的情况下，仍然可以操纵升降舵。

柔性互联机构通常采用凸轮滚轮型机构。凸轮连接于机长一侧扭力管，滚轮连接到副驾驶一侧扭力管的一个摇臂上。弹簧的一端固定在左侧扭力管上，而另一端固定于右侧扭力管上，两个弹簧保持滚轮在凸轮型面半径最小的位置。

正常情况下，推、拉任何一个驾驶杆，两段扭力管共同转动，此时相当于刚性连接。操纵机构的输入信号可通过左、右钢索实现远距离传递。

如果右驾驶杆卡阻，前推或后拉左驾驶杆，左段扭力管可使凸轮相对于滚轮运动，此时需要克服两个弹簧的额外弹簧力，通过左侧钢索驱动升降舵偏转。

如果左驾驶杆卡阻，前推或后拉右驾驶杆，右段扭力管也可使滚轮相对于凸轮运动，此时需要克服两个弹簧的额外弹簧力，通过右侧钢索驱动升降舵偏转。

（2）升降舵感觉定中装置

图 5－44 所示为波音 737－300 飞机升降舵操纵系统的感觉定中装置，此种感觉装置与上述副翼感觉定中机构有较大的不同。它由感觉定中凸轮机构、双重感觉作动筒和感觉控制

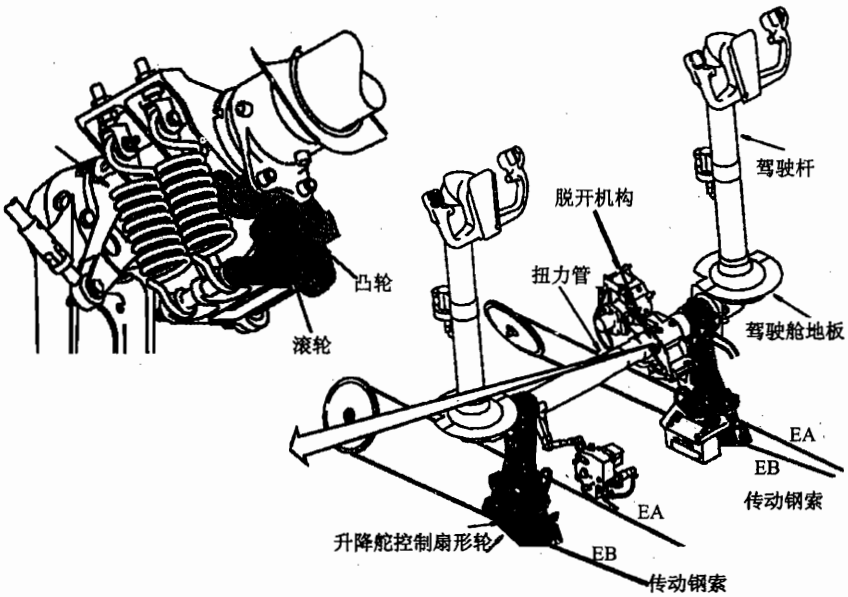


图 5－43 波音 737－800 飞机驾驶杆柔性互联机构

器组成。其感觉定中凸轮机构与一般的凸轮机构相似，由壳体、凸轮、滚轮和滚轮臂、定中弹簧、定中连杆和摇臂等组成。双重感觉作动筒由壳体和两个活塞杆组成，B 和 A 液压系统的压力可分别引到每个活塞杆。一个活塞杆端铰接于定中机构壳体上，另一个活塞杆端与一个摇臂铰接，此摇臂通过传动杆铰接于定中凸轮。感觉控制器用于调节通往双重感觉作动筒的液压压力，此压力与飞机飞行速度和水平安定面的位置有关。

感觉控制器内薄膜上下腔可感觉大气总压和静压的压力差 $P^* - P_0$，此压力差反映了空速的大小（$\frac{1}{2}\cdot\rho v^2 = P^* - P_0$），因而与飞机的飞行速度有关。

当飞机飞行速度增大时，薄膜向下鼓胀，推动力平衡活门向下移动，将通油口开大，使通往双重感觉作动筒的压力增大，从而使感觉力增大。当飞机飞行速度减小时，力平衡活门的通油口开度减小，使通往双重感觉作动筒的压力减小，感觉力减小。

水平安定面作动凸轮的位置会影响薄膜移动的范围。当水平安定面从 0→17 单位时，凸轮逆时针方向转动，因而限制了感觉力随飞行速度的增大。如果水平安定面配平到 0 单位时，凸轮运动到最大感觉压力位置。

可以看出，操纵升降舵的感觉力不仅与驾驶杆操纵行程有关，还与飞机的飞行速度和水平安定面的位置有关。

（3）马赫配平

某些现代飞机，当飞行速度大到机翼上出现局部超声速区与局部激波时，由于超声速区大部分在机翼后段，机翼后段的升力增大，总升力着力点（压力中心）势必后移，飞机的低头力矩增大。如果此时驾驶盘不随马赫数的增大而减小推杆力，飞机将自动减小迎角，升力也随之减小，飞机便会自动进入下俯状态，这就是飞机的自动下俯现象。马赫数配平装置是一套自动控制装置。当飞行马赫数达到产生自动下俯现象的数值时，马赫数配平装置自动操纵升降舵向上偏转一个角度，从而避免自动下俯现象。

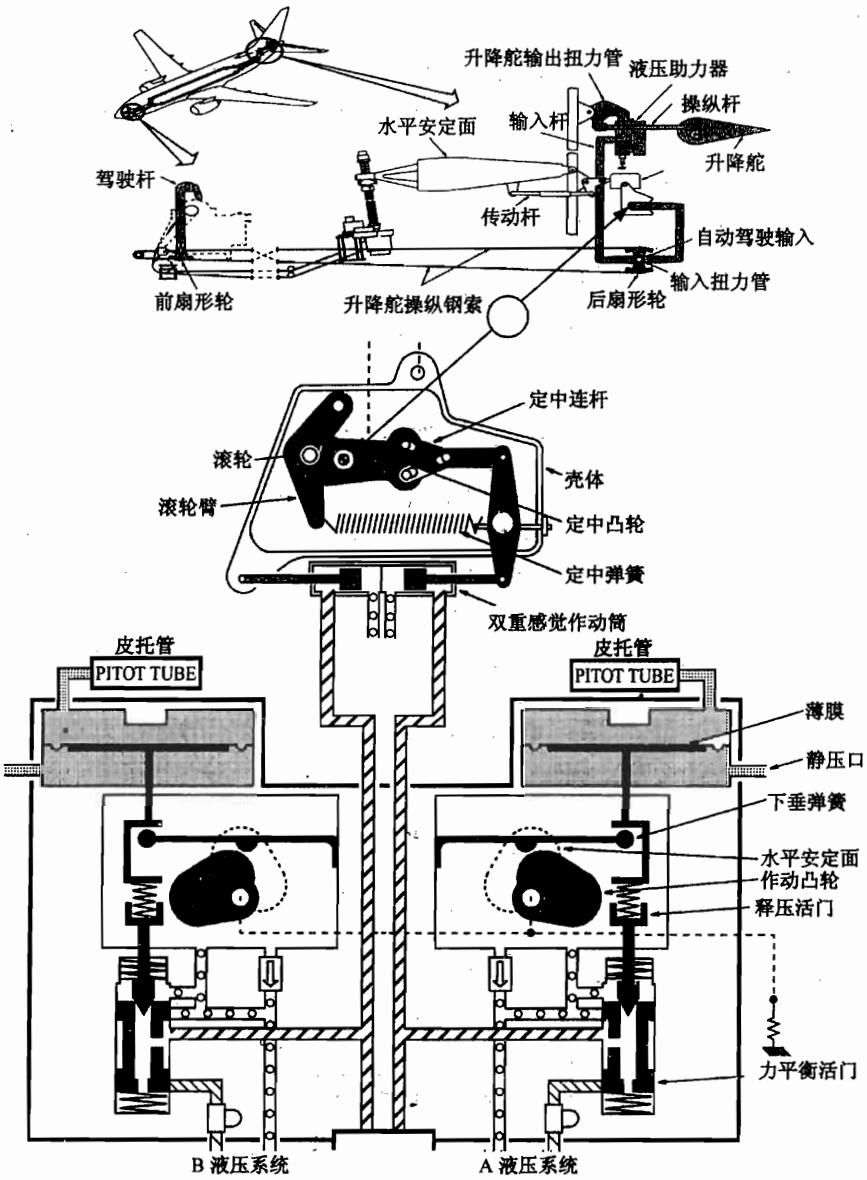


图 5－44　波音 737 飞机升降舵操纵系统感觉定中装置

5.5.3　方向舵操纵系统

方向舵位于飞机垂直安定面的后缘，大部分飞机采用单块的方向舵舵面，如波音 737、波音 757、波音 767 和波音 777 飞机（如图 5－45 所示）。而波音 747 采用两块方向舵，上、下两块方向舵舵面铰接于垂直安定面的后缘（如图 5－46 所示）。

方向舵由脚操纵机构——“方向舵脚蹬”操纵，用于操纵飞机绕立轴的运动。当方向舵脚蹬在中立位置时，即左右脚蹬平齐时，方向舵也处于中立位置。当向前蹬左脚蹬，右脚蹬向后运动时，方向舵向左偏转，作用于垂直尾翼上的空气动力使飞机机头向左偏转。当向前蹬右脚蹬时，方向舵向右偏转，从而使机头向右偏转。

图 5－47 所示为波音 757 飞机的方向舵操纵系统。当操纵方向舵脚蹬时，其传力路径为：

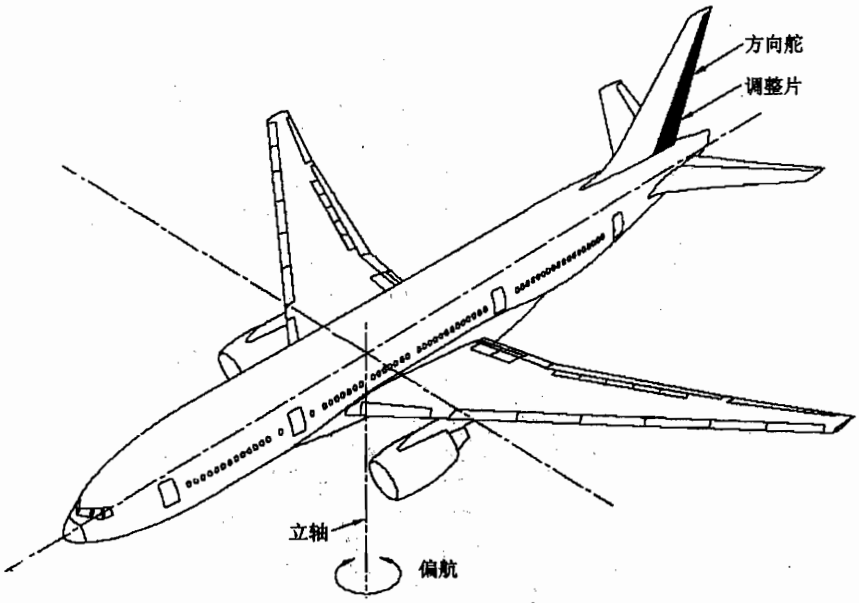


图 5－45 方向舵偏航操纵

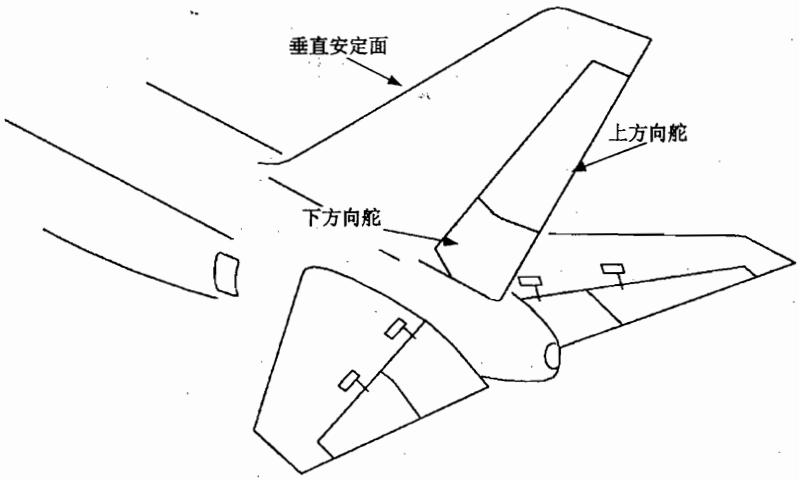


图 5－46 波音 747－400 飞机方向舵舵面

方向舵脚蹬→脚蹬支持杆→前传动杆→前摇臂和扭力轴→前扇形轮→传动钢索→后扇形轮→后扭力轴→变比器→传动杆→液压助力器→助力器输出端→方向舵。

驾驶员操纵方向舵脚蹬的机械信号通过传动机构输送到液压助力器，软式传动机构（钢索、扇形轮、滑轮等）有利于远距离传递机械信号。较小的机械信号输送到液压助力器的输入端，经过放大，驱动方向舵偏转。

（1）方向舵感觉定中凸轮机构

助力操纵系统由于使用了液压助力器，其舵面载荷不能反传回操纵机构，因而要使用专门的感觉机构以产生感觉力。

如图 5－48 所示，感觉定中凸轮机构主要由凸轮，滚轮，上、下弹簧臂和感觉弹簧组成，凸轮固定在扭力管上，扭力轴由传动机构驱动。滚轮臂上的滚轮在感觉弹簧力的作用下压紧在凸轮中心。

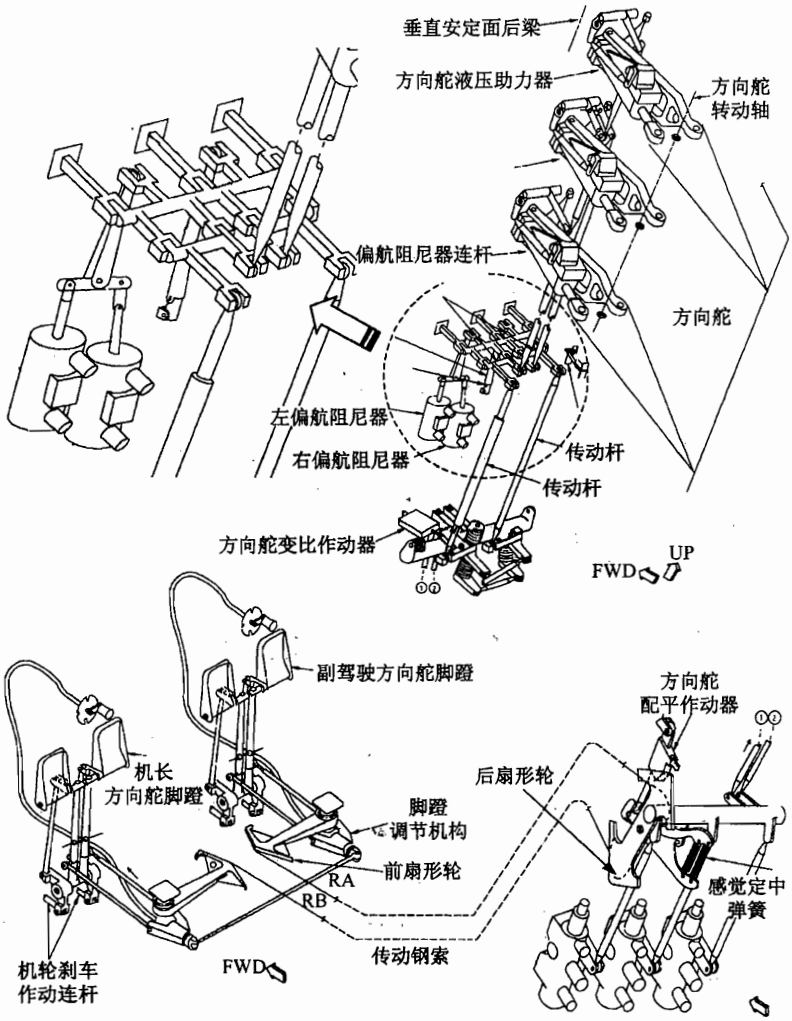


图 5－47　波音 757 飞机方向舵操纵系统

当操纵机构有输入时，传动机构驱动凸轮偏转，不论向哪一个方向偏转（由于凸轮型面对称），都要推开滚轮，感觉弹簧被拉长。即在操纵过程中要克服弹簧力，此作用力和操纵行程（或舵面偏转角）成正比，这就是所需的感觉力。当停止操纵松开脚蹬时，在感觉弹簧力作用下，滚轮回到凸轮中心处（型面半径最小位置），于是整个操纵系统都被拉回到中立位置，这就是感觉定中凸轮机构的定中功能。

当同时向左或向右操纵方向舵配平电门时（如图 5－49 所示），方向舵配平电作动器输出杆伸出或缩入，通过支架、弹簧臂和拉紧的弹簧驱动凸轮转动，并使方向舵脚蹬运动，同时方向舵也偏转。整个方向舵操纵系统的中立位置都发生变化（滚轮一直贴紧于凸轮型面半径最小的位置），这就是配平

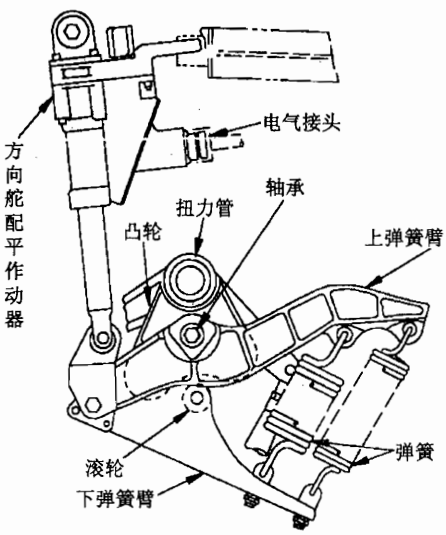


图 5－48　方向舵感觉定中凸轮机构

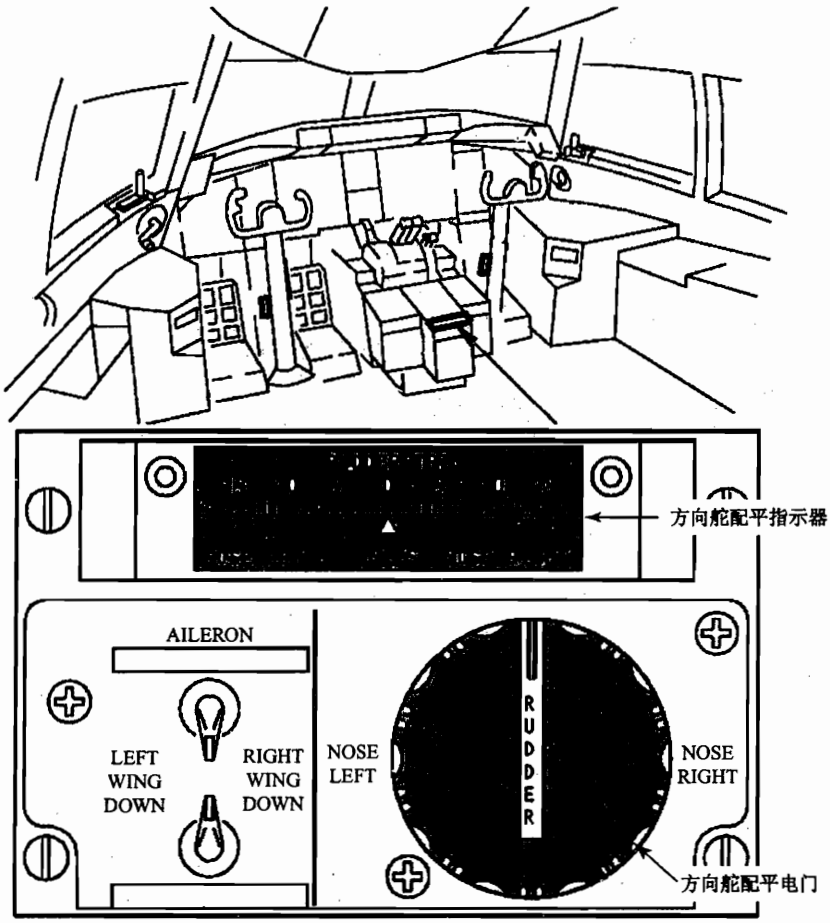


图 5－49 方向舵配平电门和配平指示器

操纵。方向舵配平指示器一般位于 P8 板（中央操纵台后板）上。

（2）偏航阻尼器

偏航阻尼器的作用是及时根据飞机姿态变化操纵方向舵，防止产生荷兰滚。

当两个偏航阻尼器作动器正常工作时，其两个作动杆同时缩入或伸出，平衡连杆两端的运动量相同，通过连杆使组合摇臂绕其支承点转动，带动输入杆运动。输入杆将信号输送到液压助力器。由于偏航阻尼器的信号直接通过组合摇臂传送到液压助力器，所以没有向方向舵脚蹬的回输动作（如图 5－47 所示），即方向舵脚蹬并不随动。偏航阻尼器驱动方向舵的偏转角度要小于脚蹬操纵的方向舵偏转角。

5.6 辅助操纵系统

5.6.1 飞机增升装置

高速飞机的机翼外形主要适用于作高速飞行。这种机翼在高速飞行时，即使迎角很小，但由于飞行速度较大，仍可产生足够的升力来维持水平飞行。在低速飞行时，特别是在飞机起飞和着陆过程中，由于飞行速度较小，虽然增大迎角，但升力仍然很小，不足以维持飞机的水平飞行。而且，机翼迎角的增加是有限的。如果机翼迎角过大，超过其临界迎角，会造

成气流分离，导致飞机失速。

5.6.1.1　增升装置的增升原理

增升装置指的是使飞机在低速飞行时保证足够升力的装置。

飞机升力的公式为

$$Y = C_y \cdot \frac{1}{2}\rho V^2 S$$

式中：Y——升力；

C_y——升力系数；

ρ——空气密度；

V——飞行速度；

S——机翼面积。

由升力公式可以看出，升力与升力系数、机翼面积和飞行速度（相对气流速度）的平方成正比。只要提高这些参数的值，就可以提高升力。

增升装置的增升原理主要有以下四类。

（1）增加机翼弯度

改变机翼的剖面形状，增加翼型的弯度，使升力系数增加，因而升力增大。

（2）增大机翼面积

由升力公式可知，机翼面积增大，会使机翼升力增大。

（3）控制机翼上的附面层

通过控制机翼上的附面层，使气流分离不致过早发生。

（4）喷气加速

在环绕机翼的气流中，增加一股发动机的喷气气流，改变空气在机翼上的流动状态。

根据以上四项原理设计的增升装置有：前缘缝翼、襟翼、附面层控制和喷气襟翼。

增升装置能使飞机产生额外的升力，飞机着陆速度可以尽可能降低，因而缩短着陆滑跑距离，以便在小机场或近空条件不好的机场着陆。此外，在起飞时使用增升装置，可缩短起飞滑跑距离。

现代民航飞机上采用的增升装置主要包括：后缘襟翼、前缘缝翼和前缘襟翼。

5.6.1.2　后缘襟翼

大多数襟翼都位于机翼后缘下面。当后缘襟翼在“收上”位置时，它们与机翼成流线型，并形成机翼后缘的一部分。当处在“放下”位置时，襟翼以铰接点为轴，向下转动到与机翼翼弦成45°或50°角的位置。这就增大了机翼的弯曲度，并改变气流状态而产生更大的升力。后缘襟翼的形式主要有：简单襟翼、分裂襟翼、富勒后退式襟翼和后退开缝式襟翼。

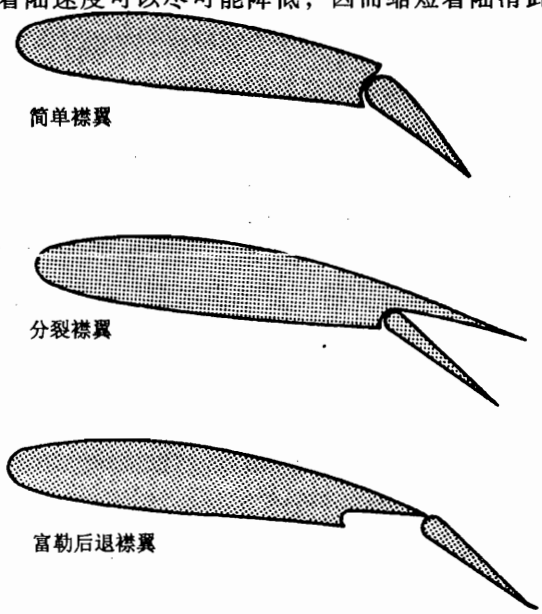


图5－50　后缘襟翼

（1）简单襟翼

如图5－50所示，当简单襟翼处于“收

上”位置时，形成机翼的后缘。它既是机翼后缘的上表面，又是机翼后缘的下表面。

当其放下时，增大了机翼的弯度及迎角，因而增大了机翼的升力。

(2) 分裂襟翼

简单分裂襟翼其安装位置一般与机翼下表面平齐。机翼上表面延伸到襟翼后缘，并且不与襟翼一起偏转。

分裂襟翼在使用时放下（即向下偏转），在后缘与机翼之间形成一个低压区，对机翼上表面的气流有吸引作用，使其流速增大，从而增大了机翼上下表面的压力差，使升力增大。此外，襟翼放下后，增大了机翼翼型的弯度，同样可提高升力。

(3) 富勒后退襟翼

“富勒后退襟翼”很像简单分裂襟翼，但当襟翼放下时，襟翼不仅向下偏转，而且其前缘向后运动，这种运动可产生正常襟翼的效果，同时当襟翼伸出时，还增大了机翼面积。由于当其放下时，不仅机翼弯曲度和迎角增大，而且还增大了机翼面积，从而达到增升效果。

(4) 后退开缝式襟翼

大多数大中型民航客机大多采用后退双开缝或后退三开缝襟翼，一般都有两套内襟翼和两套外襟翼。

后退三开缝襟翼（如图 5－51 所示）由前襟翼、中襟翼和后襟翼组成。当襟翼放出时，机翼弯度、机翼迎角及机翼面积增大。后退三开缝襟翼的前襟翼与机翼后缘、中襟翼与前襟翼、后襟翼与中襟翼之间开有三道缝隙，有更多的高速气流从下翼面通过三道缝隙，流到上翼面后缘，可消除旋涡，使气流仍贴着弯曲的翼面流动。这样，襟翼的偏转角增大到 50°～60°还不至于发生气流分离。因而，增升效果得到提高。

有些飞机的内、外侧后缘襟翼采用不同类型，如图 5－52 所示。

5.6.1.3 前缘缝翼和前缘襟翼

前缘缝翼是安装在基本机翼前缘的一段或几段狭长小翼。随着迎角的增大，机翼上表面的分离区逐渐向前移动，当达到临界迎角时，升力系数急剧下降，机翼失速。当前缘缝翼打开时，它与基本机翼前缘表面形成一道缝隙，下翼面压力较高的气流通过这道缝隙，得到加速流向上翼面，增大了上翼面附面层中气流的速度，降低了压力，消除了这里的分离旋涡，从而延缓了气流的分离，避免了大迎角下的失速，提高了最大升力系数。前缘缝翼的作用相当于附面层控制，在提高最大升力系数的同时也使临界迎角增大。这种装置在大迎角下才使用。

前缘缝翼可分为固定式和可动式。

固定式前缘缝翼固定在机翼前缘，与机翼本体之间构成一条固定的狭缝，不能随迎角的改变而开闭。它的优点是构造简单，但在速度较大时，阻力也急剧增大，所以目前采用不多，只有个别低速飞机才使用。

可动式前缘缝翼可以收放。它可以依靠空气动力的压力和吸力进行收放。当飞机在小迎角飞行时，空气动力（此时为压力）将它压在机翼上，而处于闭合状态。如果迎角增大，则机翼前缘的空气动力（此时为吸力）把它吸开。这是因为在小迎角情况下机翼前缘为压力，而在大迎角下则变为吸力。

现代大中型客机的前缘缝翼都是可以收放的，一般由液压作动筒作动，如图 5－53 所示。

前缘襟翼和前缘缝翼不同，前缘襟翼与后缘襟翼相似，只是放在前缘。在大迎角下，放下襟翼时，它向下偏转，即可减小前缘与相对气流之间的角度，消除旋涡，使气流能够平滑地沿上翼面流过，同时也可增大翼剖面的弯度，延缓气流分离，而且最大升力系数和临界迎

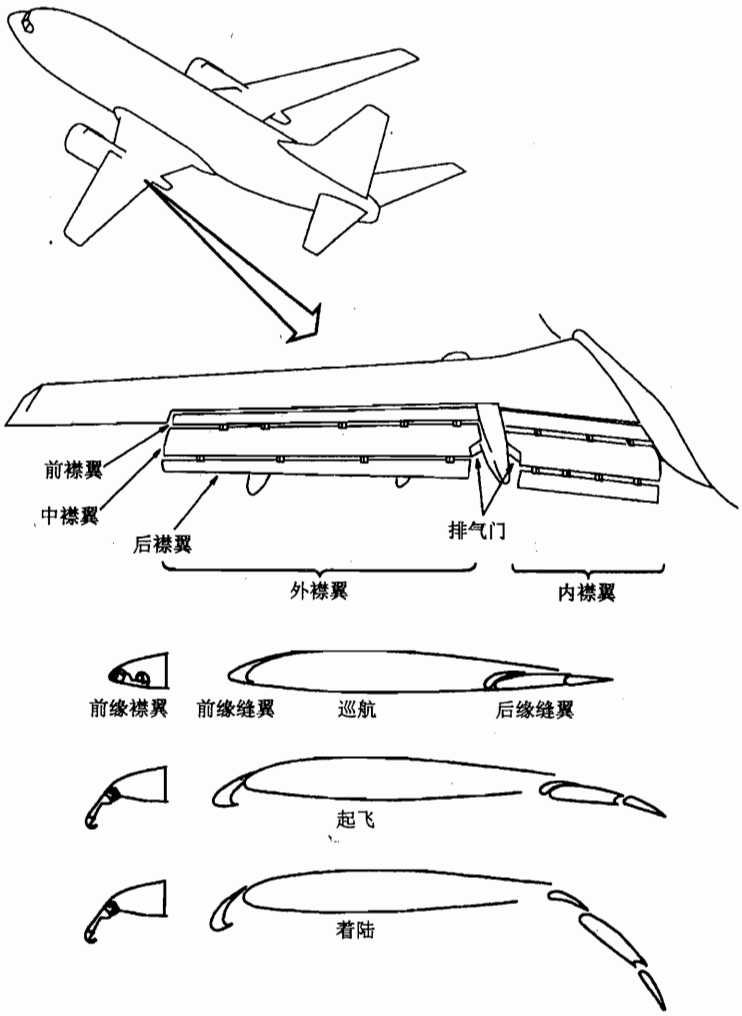


图 5－51　后退三开缝式襟翼

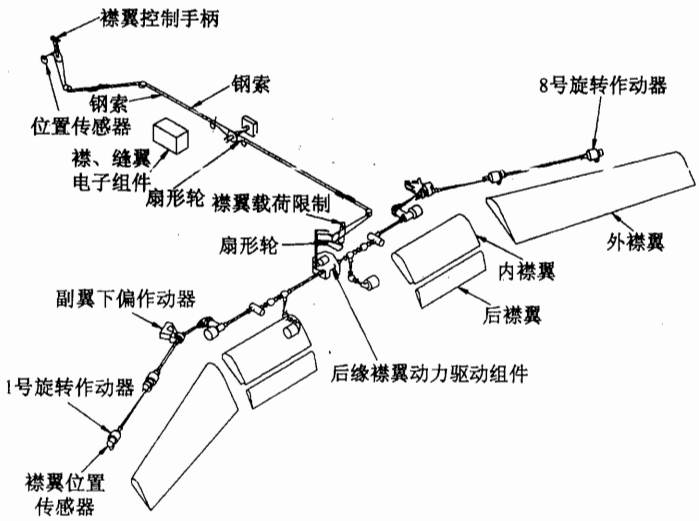


图 5－52　波音 767 飞机后缘襟翼
（内襟翼（后退双开缝），外襟翼（单开缝））

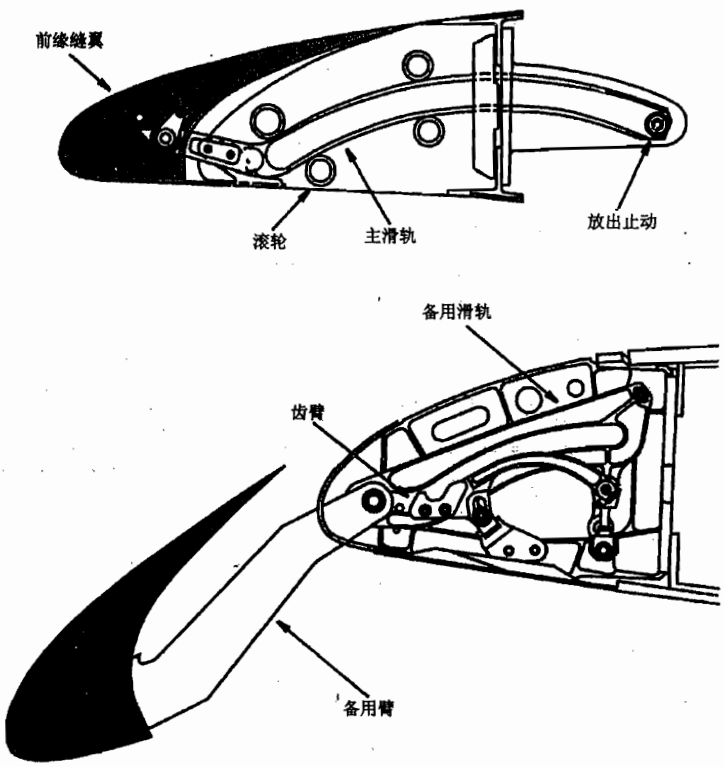


图 5－53　前缘缝翼

角也都得到提高，从而增大了升力。

克鲁格襟翼是前缘襟翼的一种（如图 5－54 所示）。它一般位于机翼根部的前缘，靠作

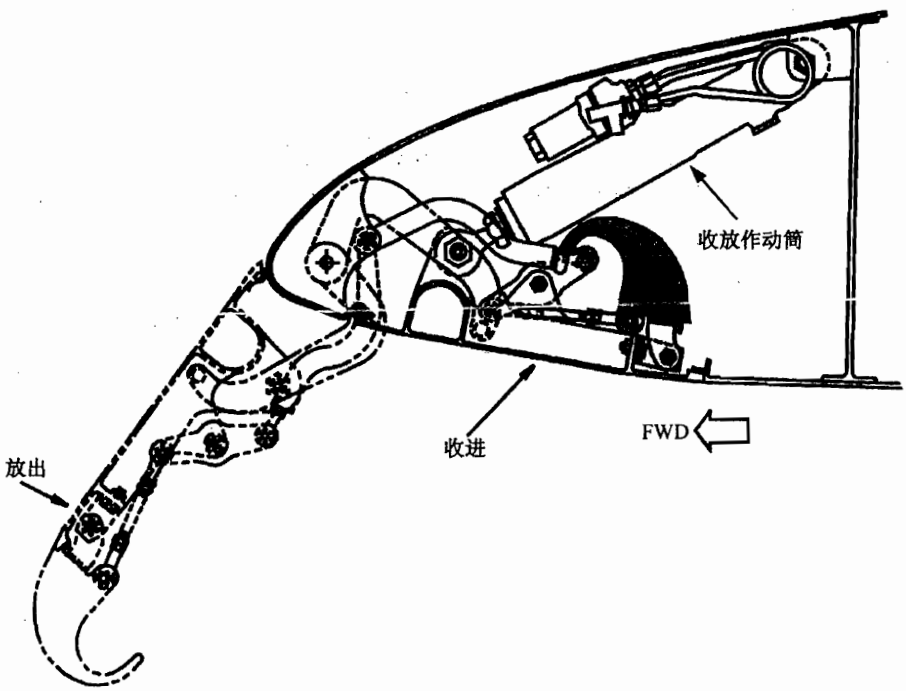


图 5－54　前缘襟翼

动筒收放。打开时像一块板。在闭合位置时为机翼前缘的组成部分，打开时向前下方翻转。它既可增大机翼的面积，又可增大翼剖面的弯度，所以具有较好的增升效果。

5.6.1.4　现代民航客机的增升装置

现代民航客机的增升装置一般包括后缘襟翼、前缘缝翼和前缘襟翼。后缘襟翼大多包括内襟翼（左右两套）和外襟翼（左右两套），共有四套，如图5－51、图5－52所示。后缘襟翼的形式主要有后退三开缝襟翼、双开缝襟翼和单开缝襟翼。有些飞机的内、外襟翼类型相同，如波音737－300、波音737－800、波音747－400和波音757飞机，而有些飞机的内、外襟翼采用不同的类型，如波音767和波音777。前缘襟翼一般位于大翼前缘、发动机内侧靠近翼根部位；前缘缝翼一般位于大翼前缘，发动机外侧。

表5－1　现代民航客机的增升装置

机　型	波音737－300	波音737－800	波音747－400	波音757	波音767	波音777
内襟翼	后退三开缝	后退双开缝	后退三开缝	后退双开缝	后退双开缝	后退双开缝
外襟翼	后退三开缝	后退双开缝	后退三开缝	后退双开缝	后退单开缝	后退单开缝
前缘缝翼	2×3块	2×4块	0	2×4块	2×5块	2×7块
前缘襟翼	2×2块	2×2块	2×14块	2×1块	2×1块	2×1块

后缘襟翼一般至少有两种工作方式：正常及备用方式。正常方式一般由液压马达驱动，备用方式由115V交流电机驱动。有些飞机有三种工作方式。

（1）正常工作方式

正常方式下，后缘襟翼由襟翼（缝翼）控制手柄控制（如图5－55所示）。图5－56所示为典型的机械/液压伺服后缘襟翼操纵系统。

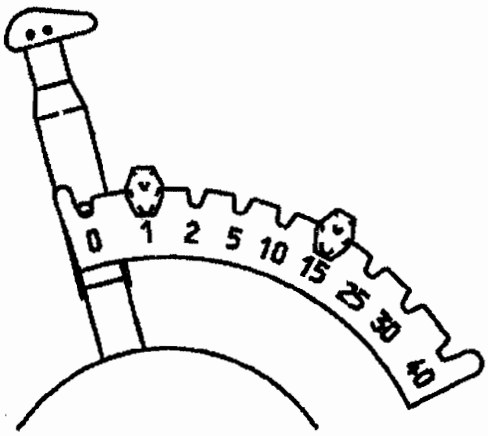


图5－55　襟翼（缝翼）控制手柄

当提起襟翼手柄向后扳动时，通过传动钢索、扇形轮和传动杆等传动机构，带动襟翼控制活门离开中立位置运动。襟翼控制活门的移动将液压引到液压马达，液压马达转动，通过扭力管向内、外襟翼传递。转换机构将沿翼展方向的转动信号转换成沿飞机纵轴方向的转动信号，并通过丝杠螺帽，将转动信号转换成沿纵轴向后的运动，从而推动后缘襟翼放出。如图5－57所示。

在输出扭力管转动的同时，反馈鼓轮将扭力管的输出信号反馈到输入端的凸轮，其中一个凸轮通过传动杆，作动襟翼控制活门向中立位置方向运动。当后缘襟翼到达预定位置时，襟翼控制活门返回到中立位置，供往液压马达的液压油中断，液压马达停止转动，整个控制过程结束。此时，后缘襟翼停在预定的位置。

反馈鼓轮的反馈信号通过反馈钢索，带动另一个凸轮转动，此凸轮可作动前缘装置控制活门。前缘装置控制活门可将液压引到前缘装置作动筒，从而使前缘缝翼和前缘襟翼放出。可以看出，当后缘襟翼一开始运动，前缘装置（前缘缝翼和襟翼）就会跟随运动。

在正常工作方式，旁通活门位于“正常”位置，通道打开，相当于没有旁通活门。

（2）备用工作方式

如果正常工作方式故障，可采用备用方式。后缘襟翼的备用工作由备用襟翼电门控制

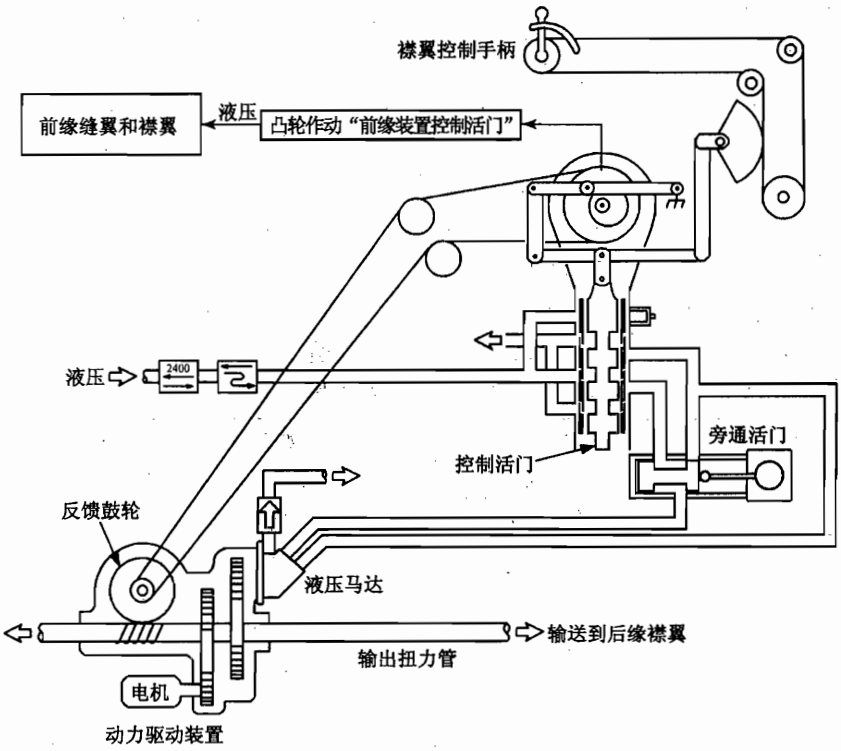


图 5－56 机械/液压伺服后缘襟翼操纵系统

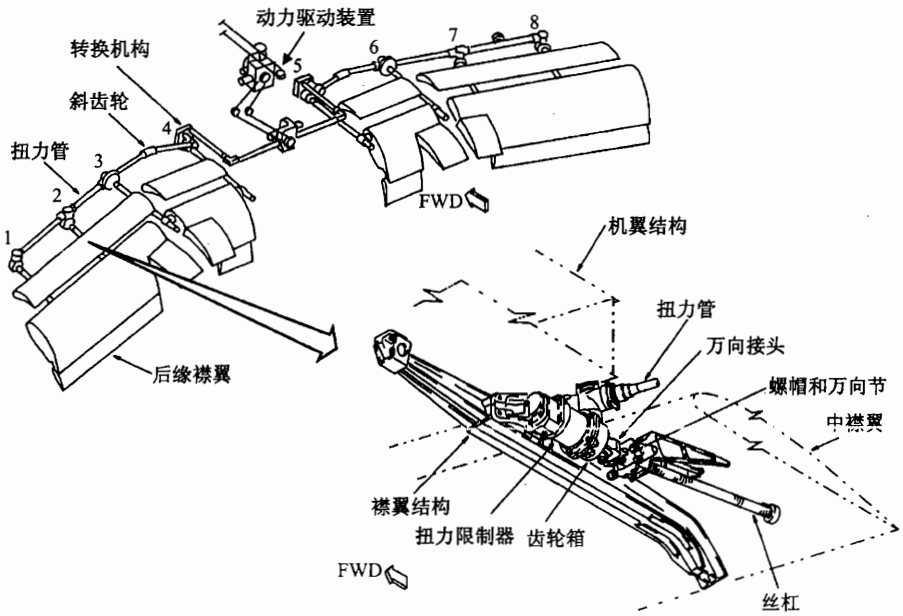


图 5－57 后缘襟翼的传动

（如图 5－58、图 5－59 所示），一般由两个电门组成，一个是备用襟翼准备电门，另一个是备用襟翼控制电门。

当将“备用襟翼准备电门”扳到“准备”位置，旁通活门使液压马达两腔压力沟通，从而防止在备用工作时产生液锁。

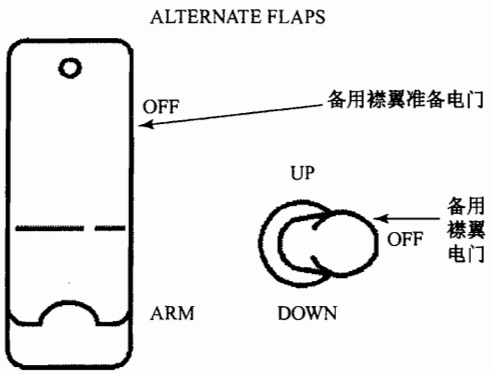


图 5－58　备用襟翼控制电门（波音 737－300）

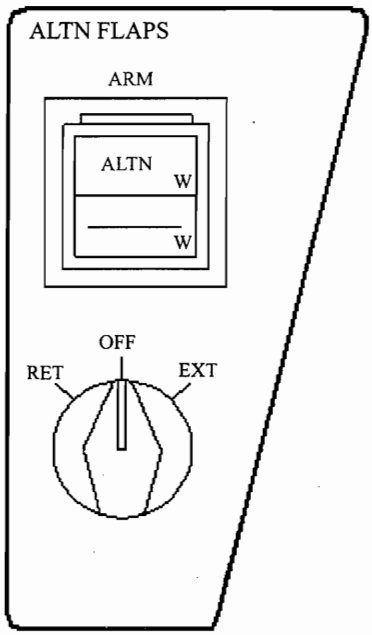


图 5－59　备用襟翼电门（波音 777）

此时操纵备用襟翼控制电门，将其放在“放出”位置，可使备用电机转动，带动输出扭力管转动，从而驱动后缘襟翼放出。

在操纵襟翼电门的同时，电信号会传送到备用活门，此活门打开后，可将液压引到前缘装置作动筒，使前缘缝翼和襟翼放出。

前缘缝翼一般有三个位置：收进、部分放出和完全放出。因而前缘襟翼采用三位置作动筒，有关三位置作动筒的内容，可参考第 3 章飞机液压系统作动筒部分中有关三位置作动筒的内容。前缘襟翼一般有两个位置：收进和放出。

（3）襟翼不同步保护

由于后缘襟翼放出角度较大，如果放出时左、右两侧襟翼放出角度不同，出现不同步，则襟翼操纵系统会自动切断襟翼的工作，防止不同步的进一步扩大。但后缘襟翼的不同步保护一般仅在正常工作方式下发挥作用。

（4）襟翼载荷限制器

襟翼载荷限制器用于保护襟翼结构，防止过大的气动载荷损伤襟翼结构。

当后缘襟翼处于完全放出位置时，如果突然在某一时刻，空速超过某一预定值，后缘襟翼会收进到一个稍小的角度，防止襟翼承受过大的气动载荷。

（5）自动缝翼

自动缝翼是在飞机接近失速状态时，自动驱动前缘缝翼从“部分放出”位置，到“完全放出”位置，提高升力，防止发生失速。

（6）起飞、着陆过程中襟翼的放出角度

现代飞机在起飞和爬升过程中都要放出襟翼，力求在低速飞行中获得更大的升力。但飞机在起飞和着陆过程中允许放出的角度有所不同，一般起飞之前放出的角度要小于着陆之前放出的角度。例如，波音 777 飞机后缘襟翼最大放出角度为 30 单位（UNITS），起飞过程中允许放出的角度是 5、15、20 单位，爬升和进近过程中放出角度为 1 单位；而在着陆过程中

允许放出的角度为25、30单位。起飞之前襟翼放出的角度小是为了尽快提高飞机的速度，防止阻力过大而阻止飞机提速；着陆时襟翼放出的角度大，襟翼阻力可以使飞机降低速度，在低速飞行的情况下产生足够的升力，使着陆接地速度尽可能小，保证顺利接地。

如图5－60所示，当襟翼手柄到达1单位位置时，前缘缝翼在“部分放出”位置，此时前缘襟翼处于放出位置。当襟翼手柄到达25单位位置时，前缘缝翼到达“完全放出”位置。前缘装置（前缘缝翼和襟翼）由襟翼手柄控制，它们跟随后缘襟翼运动，从图中可以看出前缘装置和后缘襟翼的一一对应关系。

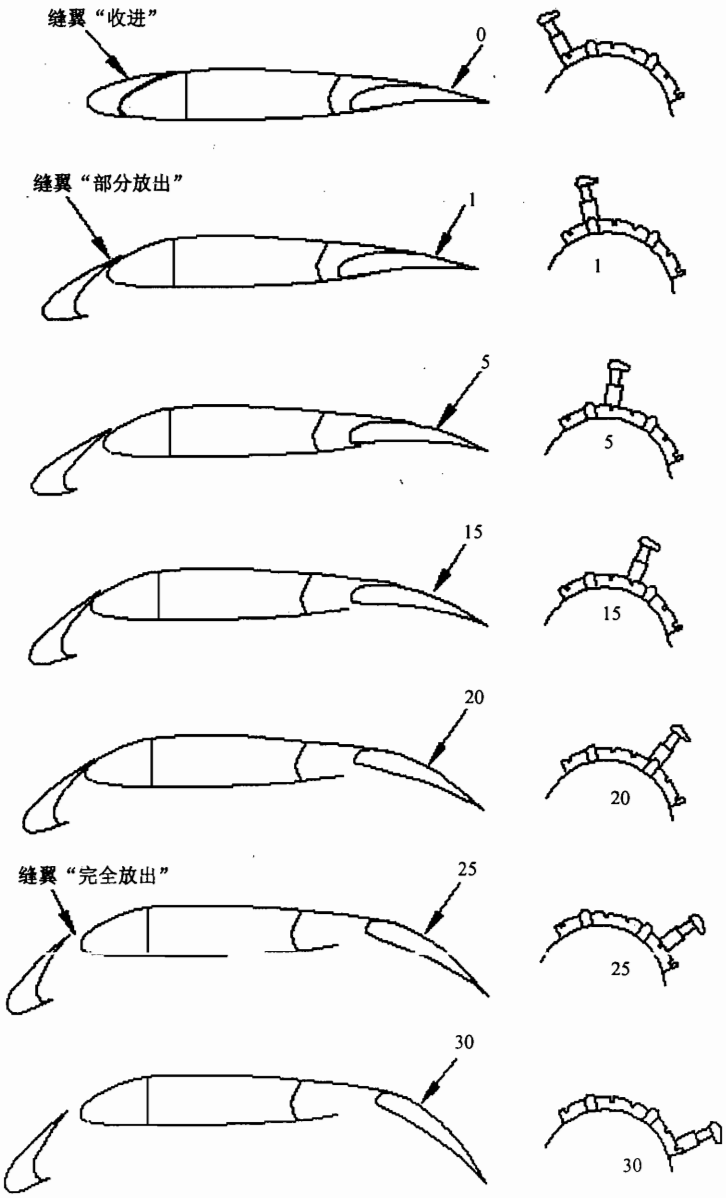


图5－60 波音777飞机后缘襟翼和前缘缝翼相对的位置

（7）增升装置的位置指示

图5－61为后缘襟翼的位置指示器，可指示后缘襟翼的位置，它有两个指针，分别指示

左、右侧后缘襟翼的位置。前缘缝翼和襟翼由指示灯指示其到达的位置。有 EICAS 系统的飞机可由 EICAS 显示屏显示增升装置的位置（如图 5－62 所示）。

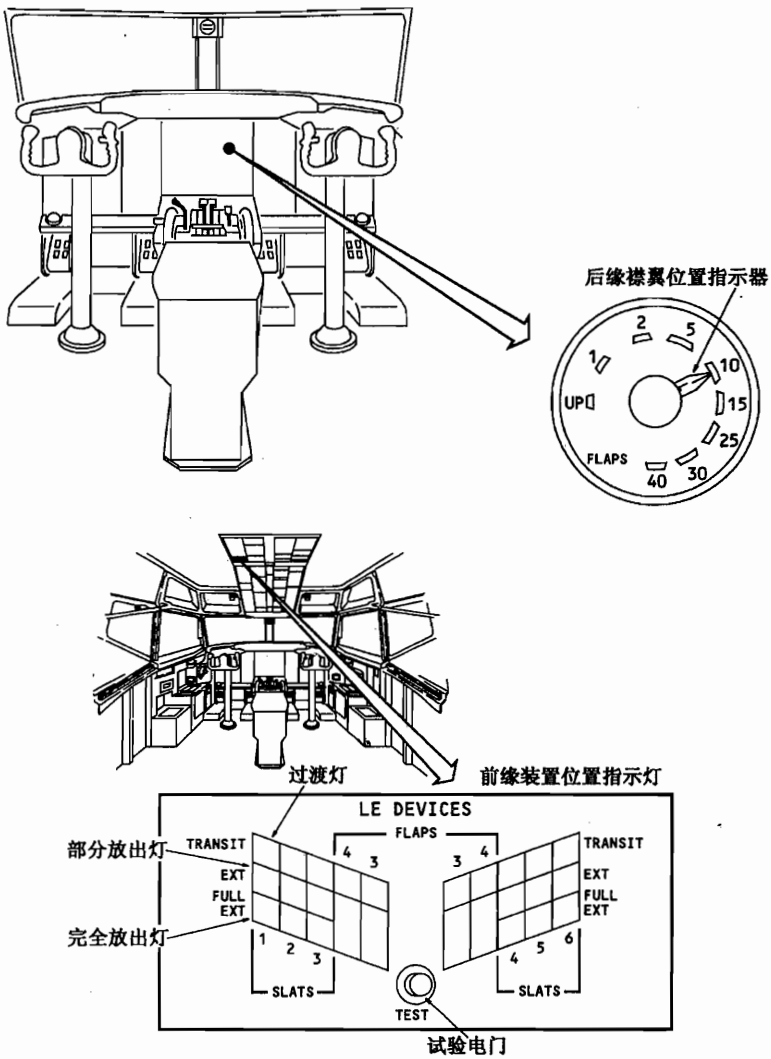


图 5－61　波音 737－300 后缘襟翼、前缘缝翼、前缘襟翼位置指示

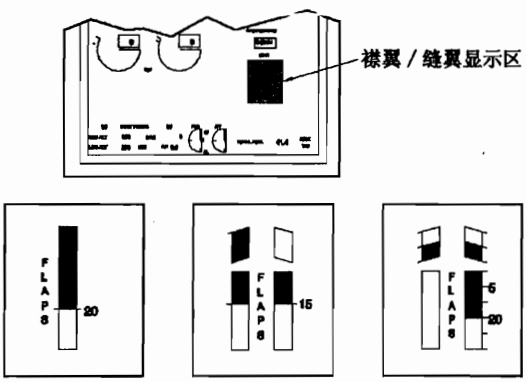


图 5－62　波音 777 飞机襟翼位置 EICAS 显示

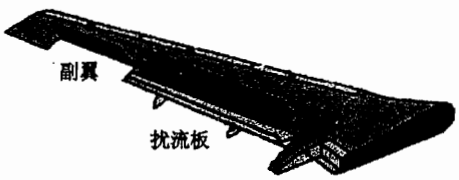


图 5－63　扰流板放出

5.6.2 扰流板

扰流板是安装在机翼上表面的可偏转小片。当扰流板打开时，由于扰流板的阻挡，使其前面的气流受到阻滞，速度降低，压力升高；其后形成气流分离区，机翼的升力减小。扰流板收进时，它紧贴在机翼上，不影响机翼表面气流的流动。

如图 5－64 所示，扰流板按其作用的不同又分为地面扰流板和飞行扰流板。

地面扰流板只能在地面使用，当飞机着陆时，地面扰流板可完全放出，从而卸除机翼的升力，提高刹车效率，增大阻力，从而缩短飞机的着陆滑跑距离。

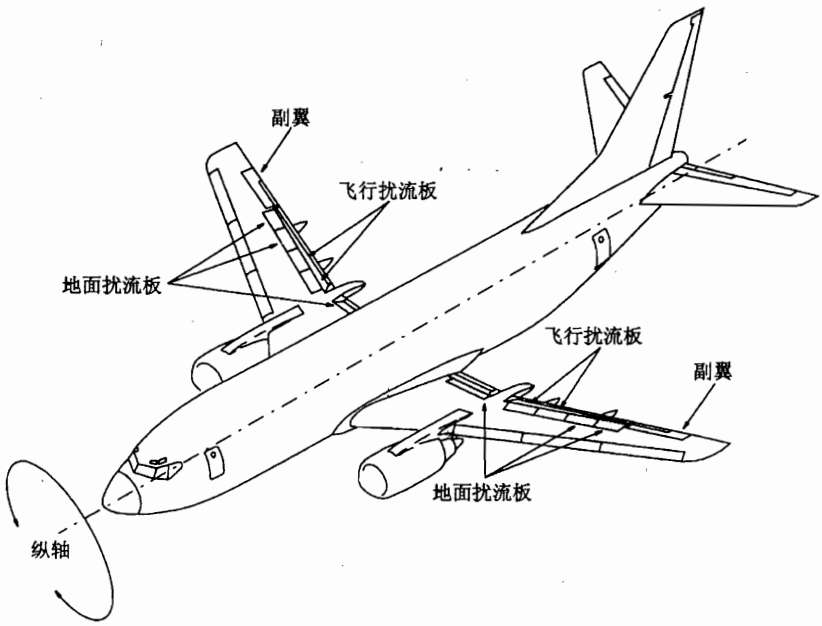


图 5－64 扰流板在飞机上的布局

飞行扰流板既可在空中使用，也可在地面使用。飞行扰流板在地面使用时，与地面扰流板相似。在空中，飞行扰流板主要有两个作用：一个是作为减速板使用，可由减速控制手柄控制，可使左右侧的飞行扰流板同时打开，用于飞机空中减速；另一个作用是配合副翼进行横侧操纵（如图 5－65 所示），即当驾驶盘旋转角度超过一定值时，副翼上偏一侧的飞行扰流板打开，配合副翼进行横侧操纵，而另一侧的飞行扰流板不作相应的偏转。当副翼系统出现故障而卡死时，飞行扰流板还可以单独进行应急横侧操纵。

现代民航客机扰流板数量大多在 10～14 块之间。表 5－2 所示为部分机型的扰流板数量。

表 5－2 现代民航客机扰流板的数量

机 型	A320	波音 737－300	波音 737－800	波音 747－400	波音 757	波音 767	波音 777
扰流板	10 块	10 块	12 块	12 块	12 块	12 块	14 块

（1）扰流板配合副翼进行横侧操纵

图 5－65 为波音 737 飞机飞行扰流板操纵系统图，当驾驶员转动驾驶盘角度超过预定值时，通过左扭力轴和左侧钢索将信号传递到飞行扰流板，其传递路径为：

驾驶盘→左侧副翼鼓轮→钢索→副翼输入扇形轮→副翼输入扭力管→输入摇臂和输入杆→液压助力器（机械液压伺服系统）→（放大的信号）输出摇臂和输出扭力轴→输出鼓轮→钢索→扇形轮→传动杆→副翼。

→弹簧筒→扭力轴→摇臂→传动杆→混合器→钢索→扰流板液压助力器→（副翼上偏一侧）飞行扰流板放出。

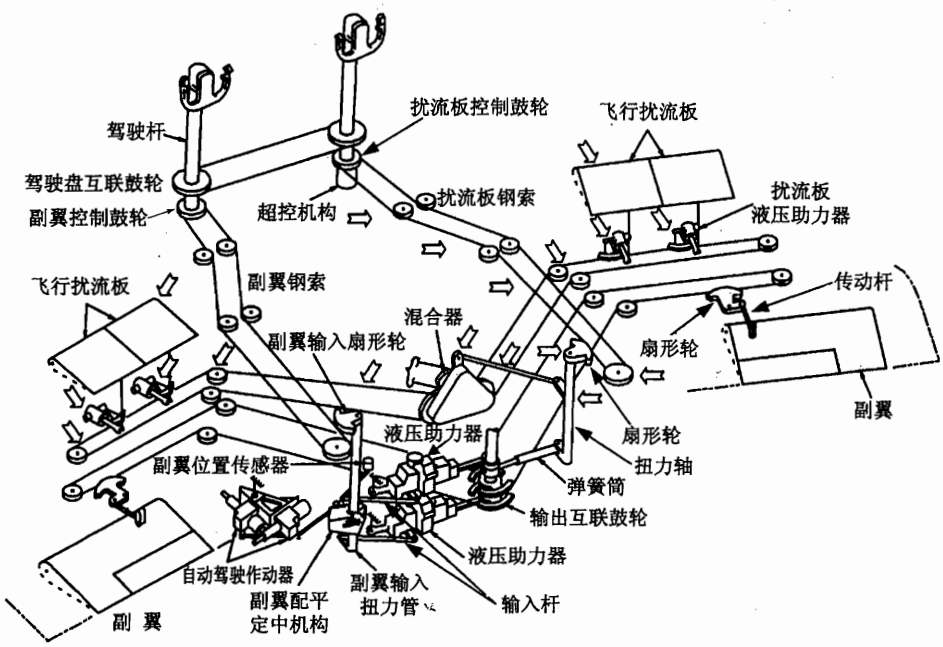


图5－65　扰流板配合副翼进行横侧操纵

当向左转动驾驶盘超过一定角度时，左副翼向上偏转，右副翼向下偏转，同时左侧飞行扰流板放出，使左大翼的升力进一步减小，右大翼升力增大，飞机绕纵轴向左侧滚转。在操纵过程中，副翼上偏一侧的飞行扰流板打开，从而配合副翼操纵飞机绕纵轴向左滚转。当驾驶盘转动角度较小时，飞行扰流板不放出。

当向右转动驾驶盘超过一定角度时，同样会使右侧飞行扰流板放出，配合副翼操纵飞机绕纵轴向右滚转。

（2）飞机减速

飞机减速是通过操纵减速手柄（如图5－66所示）实现的，减速手柄位于中央操纵台左侧。在地面操纵减速手柄，所有扰流板放出；如果是在空中操纵减速手柄，左、右侧飞行扰流板同时放出。

空中减速时，减速板手柄的机械信号会输送到混合器，由混合器通过钢索再传送到飞行扰流板，左、右侧的飞行扰流板同时放出，进行空中减速。

（3）空中减速时扰流板如何配合副翼进行横侧操纵

空中减速时，提起减速手柄向后扳动，左、右侧的飞行扰流板同时放出，如果此时驾驶盘转动角度超过预定值，飞行扰流板仍可以配合副翼进行横侧操纵。此时减速手柄的信号和配合副翼横侧操纵的信号都输送到混合器，混合器将两种信号叠加，然后输送到飞行扰流板，如图5－67所示。

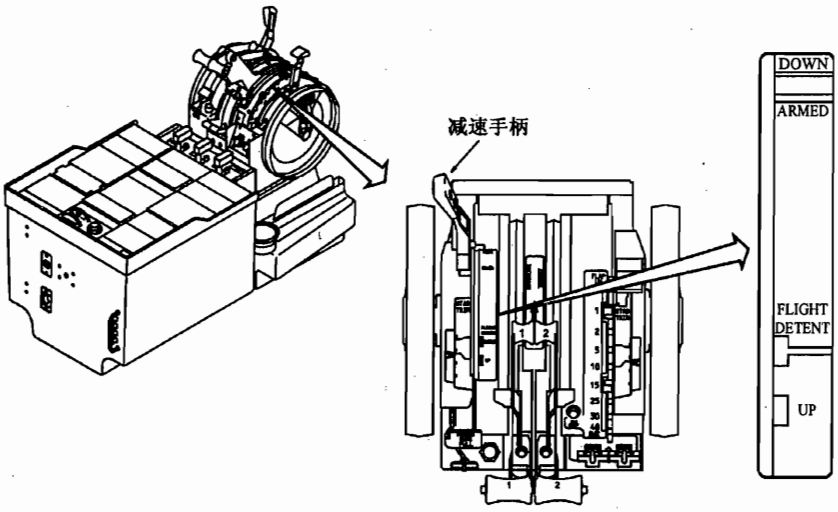


图 5－66 波音 737－300 减速手柄

5.6.3 水平安定面

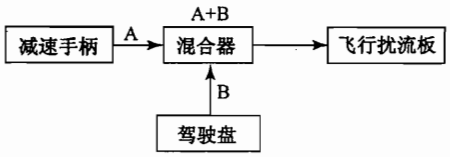


图 5－67 扰流板混合器框图

现代大中型民航飞机由于纵向尺寸大，重心纵向位移量大，如果重心偏前或偏后，需要的纵向操纵量很大，单靠升降舵不能完全实现纵向操纵，因此大多数飞机的水平安定面的安装角是可调节的。飞机在起飞之前应根据飞机的载重和平衡的情况进行水平安定面的配平。水平安定面在起飞之前必须调节到“起飞”位置，以保证飞机在起飞过程中的纵向操纵。

如图 5－68 所示，水平安定面可由驾驶盘上的配平电门控制，配平电门一般位于左驾驶盘左侧和右驾驶盘右侧，可由正、副驾驶员用拇指操纵。除配平电门外，飞机上还有俯仰配平手轮可实现人工配平。

水平安定面的作动动力可以是人力、电机或液压马达。所有动力都要使用丝杠机构，鼓

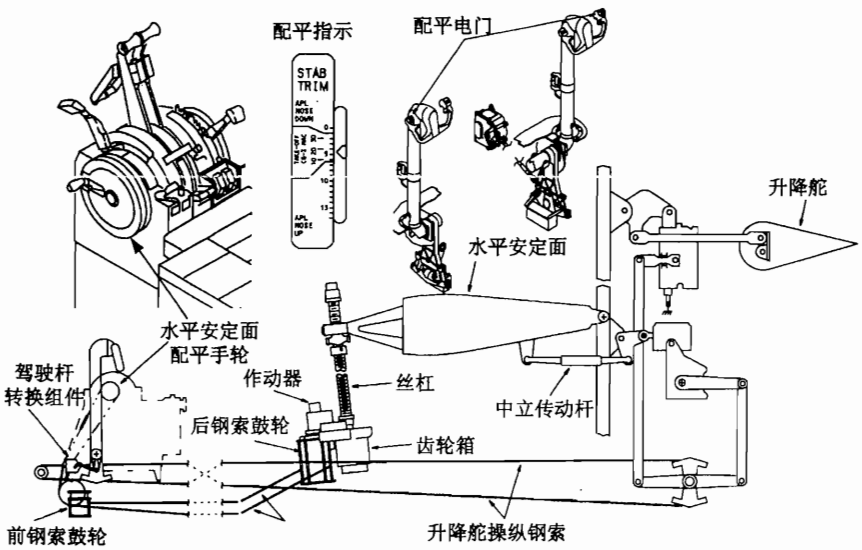


图 5－68 波音 737－300 水平安定操纵系统

轮、电机或液压马达驱动丝杠转动，再将丝杠的转动转换成螺帽的上下移动，驱动水平安定面上下偏转。

俯仰配平指示器用于指示水平安定面的位置。起飞前要将水平安定面配平到“起飞”区域（绿区）范围内（如图5－69所示），具体位置要根据飞机的装载确定。

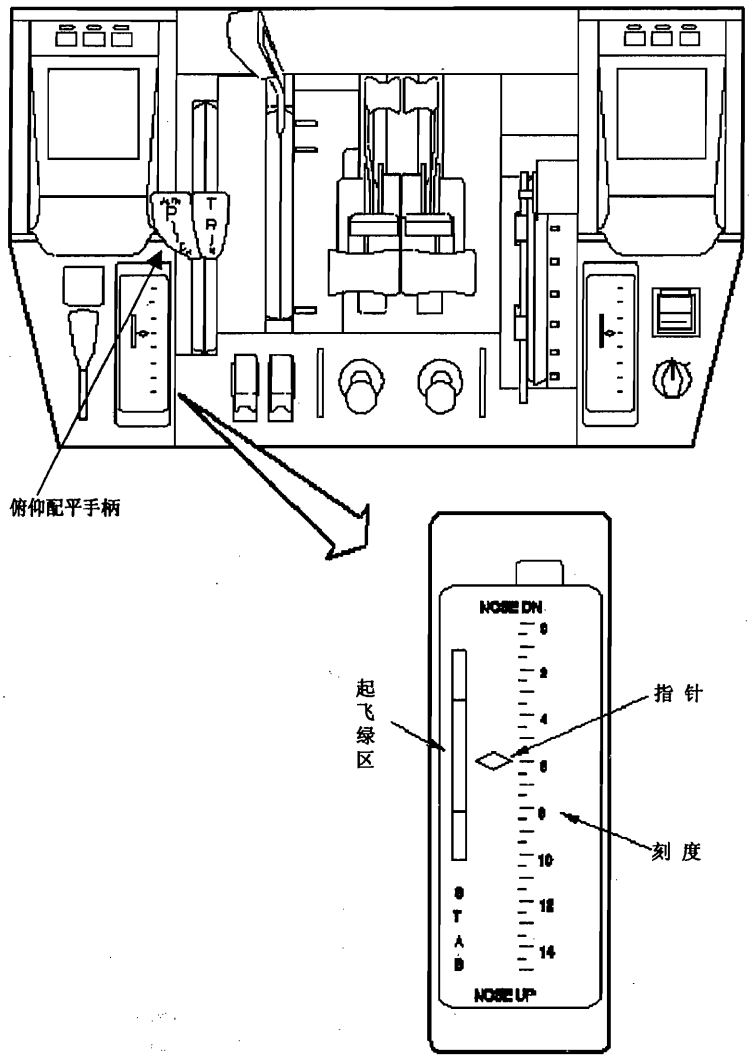


图5－69　波音777飞机水平安定面配平指示

5.7　飞行操纵警告系统

5.7.1　起飞警告

起飞警告系统用于当飞机处于不安全起飞状态时发出音响警告。

当飞机在地面，任何一个油门杆在起飞位置，发生下列任一情况都会触发起飞警告。

(1) 减速板手柄未在“放下”位置。

(2) 停留刹车未松开。

(3) 前缘缝翼未放出。

(4) 后缘襟翼未在“起飞”位置。

(5) 水平安定面未在“绿区”(起飞区)。

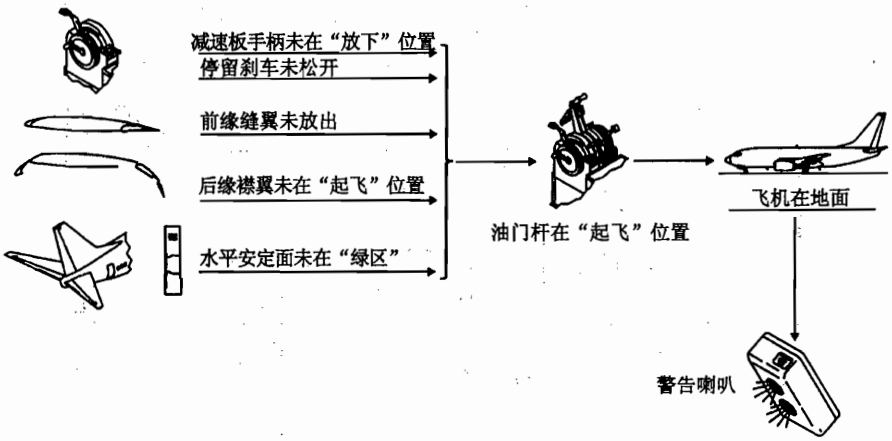


图 5-70 起飞警告

5.7.2 失速警告

失速警告系统用于在空中飞机接近失速状态时发出警告，有些飞机还能自动推杆帮助飞机改变失速状态。失速警告系统仅能在空中工作，在地面只能通过试验电门作动。

失速警告系统主要分为三个部分（如图 5-71 所示）。

① 输入部分　探测飞机的迎角、襟翼位置、缝翼位置和空地等信号，并将信号输送到失速管理计算机。

② 信号处理　失速管理计算机（也称失速警告计算机）接收输入部分传送的信号，进行分析处理，输出电信号到抖杆器和推杆器。

③ 输出部分　接受失速管理计算机的电信号，抖杆器使驾驶杆抖动，警告驾驶员飞机接近失速状态。推杆器用于自动恢复操作，在飞机接近失速状态时，自动推杆，飞机机头自动下俯，防止失速。

有些飞机失速警告系统没有推杆器(如波音 737-300、波音 757、波音 747 飞机)，这些飞机当发出失速警告时要靠人工推杆使飞机改变失速状态。抖杆器通常安装于驾驶杆上(如前述几种机型)，也有的飞机安装于驾驶杆前扭力管上(如波音 767 飞机)。每个驾驶杆各有一个抖杆器。

以下简述波音 767 飞机失速警告系统。

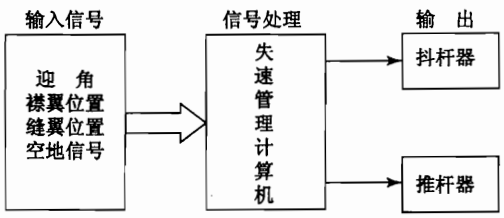


图 5-71 失速警告系统的组成

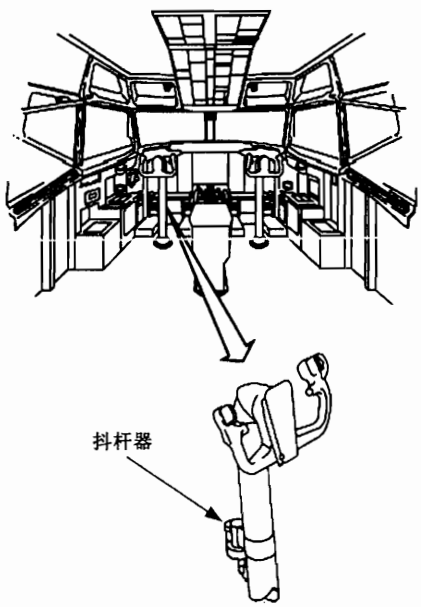


图 5-72 波音 737 飞机驾驶杆抖杆器

如图 5－73 所示，波音 767 飞机抖杆器安装于驾驶杆前扭力管上，左、右驾驶杆各有一个抖杆器。抖杆器是 28V 直流电机驱动的振动装置。抖杆器接受失速管理计算机的信号，驱动驾驶杆抖动，警告驾驶员飞机接近失速状态。

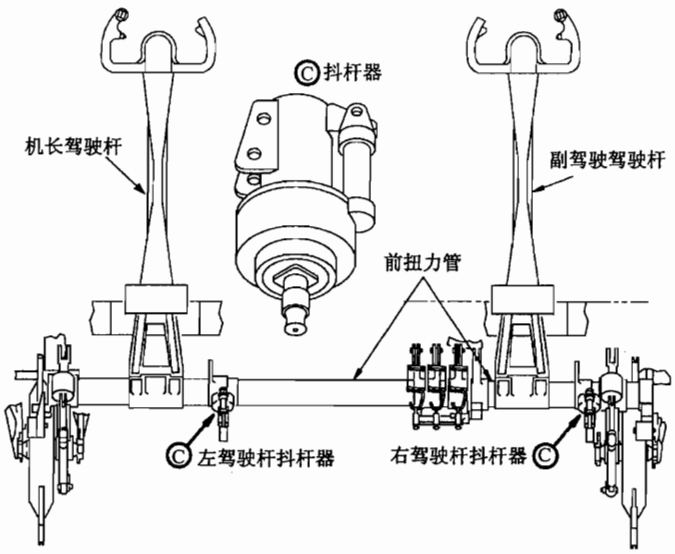


图 5－73　波音 767 飞机抖杆器

如图 5－74 所示，波音 767 飞机推杆器安装于升降舵感觉定中装置上，由 28V 直流电机驱动。当两台失速管理（警告）计算机都探测到飞机接近失速状态，而且襟翼和缝翼完全收进时，推杆器驱动杆伸出，重新定位感觉定中装置，施加一个使机头下俯的力，此力通过一

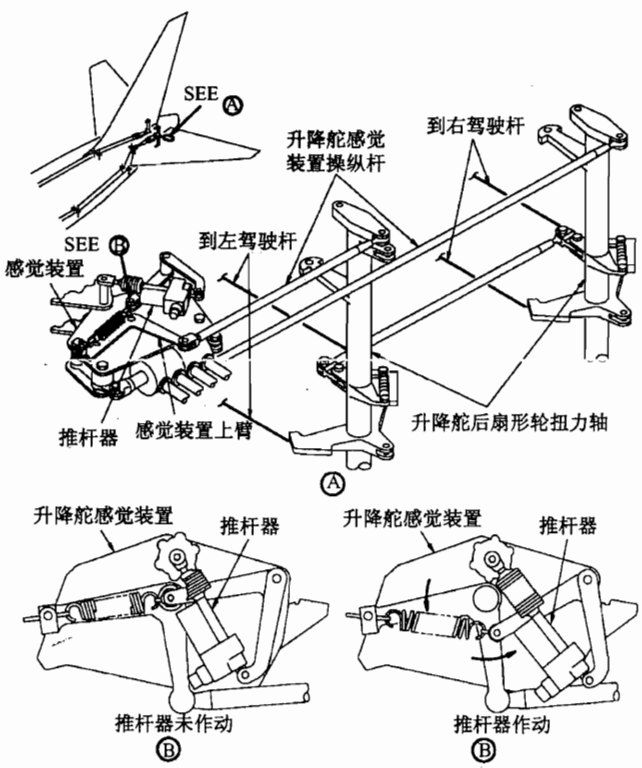


图 5－74　波音 767 飞机推杆器

个弹簧作动，因而驾驶杆可随时超控控制。当飞机迎角低于某一预定值或襟翼和缝翼工作时，推杆器复位。

5.8 飞行操纵系统的维护工作

5.8.1 防止系统摩擦力过大

操纵系统的摩擦力应尽可能小，并且在操纵过程中摩擦力要均匀。摩擦力过大或不均匀，会使驾驶员在操纵时得不到真实的感觉，并影响操纵动作的柔和与准确。

操纵系统摩擦力过大的原因大致有如下几点：

① 活动连接接头表面不清洁或润滑不良而造成锈蚀

活动连接接头（主要是轴承）润滑后，不仅能直接减少磨损，而且在零件表面形成了一层油膜，还能起防锈作用。如果润滑不良、连接接头不清洁或者有水分，就会使活动接头生锈，以致活动接头的摩擦力增大。在湿度较大的沿海地区和阴雨季节，以及风沙大的高原地区，应特别加强操纵系统的清洁和润滑工作。在大城市和工业区附近，也应特别注意这一点，因为这些地区烟煤较多，烟煤中的二氧化硫、二氧化碳等遇到水分会产生酸性物质，也容易引起零件锈蚀。此外，连接接头润滑不良，传动中会产生干摩擦，也会使操纵系统的摩擦力过大。

② 活动连接接头固定过紧

操纵系统中活动连接接头的螺帽拧得过紧，会导致接头的摩擦力过大。因此安装这些接头时，螺帽拧紧的程度应以螺杆没有轴向间隙而连接接头又可以灵活转动为宜。

③ 传动机构（传动杆、钢索等）和飞机其他部分发生摩擦

传动杆、钢索等和飞机其他部分发生摩擦时，不仅影响操纵，而且摩擦部位还会磨损。传动机构与飞机其他部分发生摩擦的原因主要是两者的间隙过小。例如，曾经发现某型飞机副翼操纵系统的传动杆与座舱内加温导管之间的间隙太小，在地面检查时，两者并未接触，但在飞行中由于加温导管受热变形，传动杆便与加温导管发生摩擦。所以，维护工作中必须保持传动机构与飞机其他部分之间有一定的间隙。这个间隙应能保证：在操纵系统的最大活动范围内，传动机构各构件与飞机其他部分不发生摩擦；而飞机其他部分在任何工作情况下（如机体受力变形、附件在工作中膨胀或振动等），也不影响操纵系统的工作。

④ 传动机构本身摩擦力过大

例如传动杆与导向滑轮之间的摩擦力过大，钢索与滑轮之间有相对滑动，都会使系统的摩擦力过大。此外，传动杆、钢索穿过气密装置时的摩擦力对系统的摩擦力也有显著的影响。每一种飞机的操纵系统，允许的最大摩擦力都有具体规定。摩擦力的大小，可以通过舵面开始偏转时所需的杆力来测量。如果发现系统的摩擦力过大，应及时检查和排除。

5.8.2 防止系统间隙过大

为了保证操纵灵活，操纵系统各活动接头都有一定的间隙，因而整个操纵系统也就有一定的间隙。但是，如果间隙过大，驾驶员操纵驾驶杆和脚蹬时，在开始的一段行程内，舵面不会随着偏转，即驾驶杆和脚蹬会有一段空移行程；同时，由于驾驶杆和脚蹬的最大活动角度是一定的，间隙过大还会使舵面达不到规定的最大偏转角；此外，系统间隙过大，舵面就有较大的自由活动范围，这样还容易引起舵面振动。因此，维护工作中必须经常注意检查并

保持操纵系统的间隙正常，这对机动性能要求很高的高速飞机来说尤其重要。

活动连接接头上的轴承与螺杆磨损，以致螺杆与轴承之间的径向间隙增大，是造成操纵系统间隙过大的一个主要原因。因此定期清洗轴承，保持其良好的润滑，也是防止系统间隙过大的一项重要工作。此外，如果传动杆上固定接头用的铆钉松动，也会引起操纵系统间隙过大，所以对传动杆的接头也应注意检查。

系统间隙的大小可以这样测量：将驾驶杆和脚蹬固定住，在舵面上规定的部位加一定的力量，测量舵面后缘相对于不动部分移动的距离。如果测量出的距离不符合规定数据，应及时找出间隙过大的部位，并加以排除。

5.8.3　保持钢索张力正常

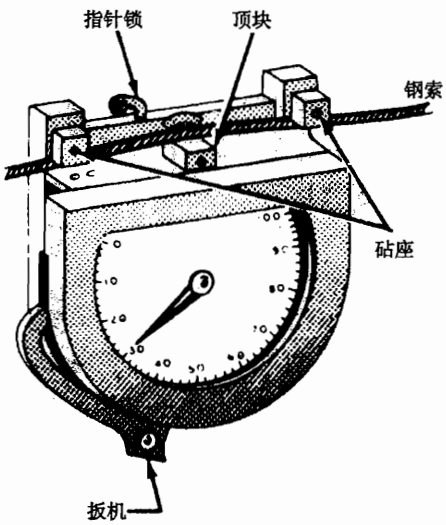
操纵系统中的钢索都有一定的预加张力。如果钢索的预加张力不足，不仅会使弹性间隙过大，而且钢索松弛时，它与滑轮之间会产生相对滑动，因而还容易磨损。但是钢索的预加张力也不能太大，因为预加张力太大，钢索就要经常承受过大的载荷，容易断丝；而且张力过大，钢索对滑轮的径向压力很大，滑轮转动时的摩擦力也很大，驾驶员操纵起来比较费力。

气温变化时，钢索的预加张力会随着变化。因为机体大多是硬铝制成的，它的线膨胀系数比钢索大，当温度变化时，它们的伸缩程度不同，钢索的预加张力也就随之变化。例如，当飞机飞到高空时，大气温度显著降低，由于机体比钢索收缩得多，钢索就会变松，预加张力就要减小。为了保证钢索的预加张力在使用中可能遇到的最低气温条件下，不致降低到不允许的程度，必须知道各种飞机在不同的气温条件下，钢索应有的预加张力，也就是钢索应有的预加张力随气温变化的规律。

调整好了的钢索使用一段时间后，由于经常承受拉力，产生永久变形，其预加张力会逐渐变小。所以，在维护工作中，必须按照规定，定期地检查和调整。

可以用张力计测定一根钢索的张力值。在正确维护和使用情况下，张力计的精度可达到98%。钢索的张力是通过测量使钢索位移所需要力的大小来测定的：被测钢索放在两个铁砧之间，用一个顶块或柱塞顶压钢索以产生位移。

图5－75是一种典型的张力计。测量时，将扳机扳下，把被测钢索放在两铁砧下，然后关上扳机（向上抬）。扳动扳机驱动顶块，顶块又垂直推动钢索卡在两个砧座下，推动钢索的力由刻度盘上的指针显示。不同直径



例子
Example

No.1			Riser	No.2		No.3
Dia. 1/16	3/32	1/8	Tension lb.	5/32	3/16	7/32 1/4
12	16	21	30	12	20	
19	23	29	40	17	26	
25	30	36	50	22	32	
31	36	43	60	26	37	
36	42	50	70	30	42	
41	48	57	80	34	47	
46	54	63	90	38	52	
51	60	69	100	42	56	
			110	46	60	
			120	50	64	

图5－75　张力计

的钢索使用不同号码的顶块，每个顶块都标有号码，可容易地放入张力计中。

张力计上有一个指针锁，它可锁住指针，可以在取下张力计后读取数据。读取数据后开锁，指针回零。每个张力计有一个校准图（如图 5－76 所示），用来把刻度盘的读数换算成磅数。

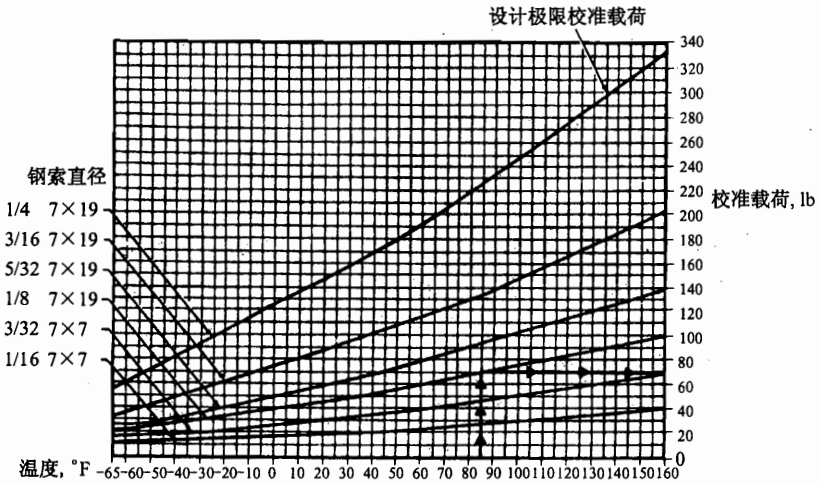


图 5－76 典型钢索校准图

刻度盘的读数换算过程如下：用 2 号顶块测量直径 5/32in 的钢索张力，读数是“30”，得钢索的实际张力是 70lb。注意 1 号顶块是用来测量 1/16、3/32 和 1/8in 的钢索。因为此张力计不是用来测量 7/32 和 1/4in 钢索的，故图 5－75 表中 3 号顶块一栏中无数据。

钢索张力图用来调整温度变化对钢索张力的影响，它可以用来确定飞行操纵系统、起落架系统或其他钢索传动系统中的钢索张力。使用这个图时，首先要确定要调节的钢索直径和周围环境温度。假设是直径 1/8in，7 × 19 的钢索，且周围的环境温度是 85°F，在 85°F 下，沿 85°F 线向上直到与 1/8in 的钢索曲线相交于一点，从相交点作一水平线直到与图的右边相交，该点数值可确定钢索的张力（单位：lb）。此例钢索的张力值为 70lb。

5.8.4 操纵系统的调整

驾驶杆、脚蹬和各舵面的活动范围是否合乎规定，直接影响到飞机的操纵性能，同时也影响到飞机的平衡。对安装、调整好了的操纵系统来说，在使用中其活动范围一般是不容易改变的。但在更换操纵机构和传动机构或拆装机翼、尾翼等大部件以后，就可能因限动钉位置或传动机构长度发生变化，而引起驾驶杆、脚蹬和各舵面的活动范围变大或变小，这时就必须进行检查和调整。

调整操纵系统的要求是：驾驶杆、脚蹬在中立位置时，舵面也应在中立位置；驾驶杆、脚蹬到达最大行程时，舵面也应到达规定的最大偏转角。如果驾驶杆、脚蹬的中立位置与舵面的中立位置不相适应，则它们的最大行程和最大偏转角也可能不一致。因此调整时，应先调好中立位置，然后再调最大活动范围。舵面前的固定翼变形或安装角改变，会影响舵面中立位置和最大偏转角的测量，在这种情况下，应先进行飞机的水平测量。

当系统调整结束后，应进行同步运动的检查。当对舵面的移动范围进行测试时，所有的控制必须在驾驶舱中完成，不能直接扳动舵面。在对舵面进行检查过程中，要确保当输入控

制装置碰到止动装置时，传动链条、钢索等传动装置还未到达它们的极限位置；当系统采用双重控制时，确保两输入操作时，系统必须同步动作。

5.8.5　测量舵面位移的工具

测量舵面位移的工具主要包括量角器、校装夹具、外形模板和直尺，这些工具用来在校装飞行操纵系统时保证舵面的正确行程。

（1）量角器

量角器是以度数为单位测量角度的工具，有许多种类型的量角器被用来测量飞机的操纵面的移动行程。图5－77所示为一种用于测量副翼、升降舵或襟翼行程的万能螺旋桨式量角器。该型量角器由机座、圆盘、圆环和两个气泡水准仪组成。圆盘和圆环可以在机座上相互独立地转动，机座上的气泡水准仪可在测量螺旋桨桨叶角度时，将机座放置在垂直位置上。中心气泡水准仪用来在测量舵面移动量时给圆盘定位。圆盘对圆环的锁定器可在当圆环游标刻度显示为零度，并且圆盘刻度对准零度时将圆盘和圆环固定在一起。圆环对机座的锁定器是防止当圆盘转动时，圆环跟随转动。注意，它们从同一点开始，但向相反的方向转动，圆环上标有双重的10等分游标刻度尺。

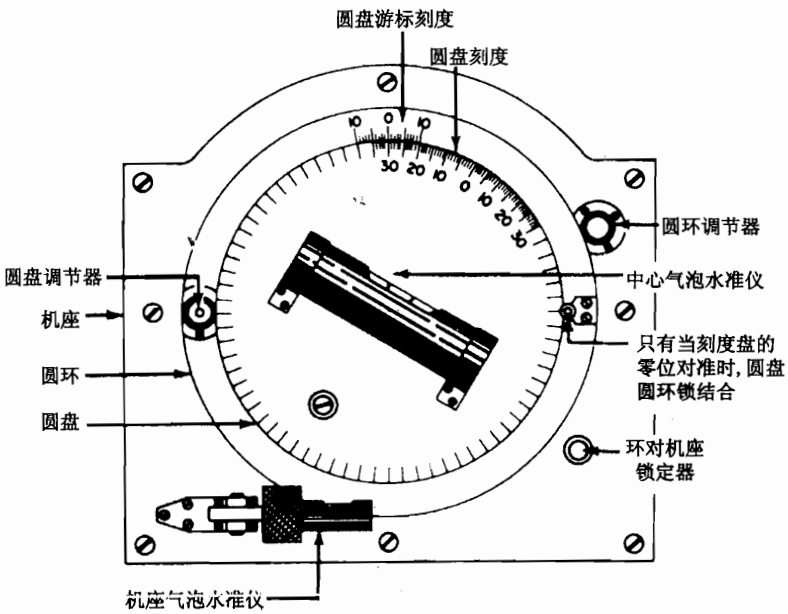


图5－77　万能螺旋桨量角器

利用量角器测量操纵面位移的程序：

① 调节圆盘调节器，利用在深槽中的圆环/圆盘锁将圆盘与圆环锁紧；

② 转动操纵面到中立位置，将量角器放到操纵面上，并转动圆环调节器，使中心气泡水准仪中的气泡处于中心位置（圆环必须与机座松开）；

③ 用圆环/机座锁将圆环锁定在机座上；

④ 把操纵面转到运动极限处；

⑤ 松开圆环/机座锁；

⑥ 转动圆盘调节器，使中心气泡水准仪的气泡处于中心位置；

⑦ 在圆盘上读出操纵面移动的读数，在游标刻度尺读出小数部分。

(2) 校装夹具和外形模板

校装夹具和外形模板是飞机制造厂为测量操纵面的位移而设计的专用工具，夹具或模板上的刻度标明操纵面所需的行程。

(3) 直尺

在很多情况下，飞机制造厂用“度”和“英寸”为单位提供特定操纵面的行程。如果提供的行程是以英寸表示的话，要利用直尺以英寸来测量舵面的行程。

5.8.6 飞机主要结构的校装

校装的主要内容包括：飞机主要结构部件位置、角度检查和机体对称性检查。主要包括机翼上反角（下反角）、机翼安装角、发动机轴线、水平尾翼上反角（下反角）、水平尾翼安装角、垂直尾翼垂直度和机体对称性等。

校装步骤如下。

(1) 顶起飞机

顶起飞机时应注意以下几点：

① 不应当在露天顶置飞机，如果无法避免时，必须使飞机机头迎风摆放，且风速不超出规定；

② 飞机重量和重量分布应符合飞机维护手册的要求；

③ 顶起飞机之前要将所有承力蒙皮、盖板等装好；

④ 一定要使用飞机维护手册要求使用的工具，在规定部位将飞机顶起。

(2) 将飞机调水平

飞机主要结构部件的位置或角度，都是相对于与飞机中心线平行的纵向基准线，以及和两个翼尖连线平行的横向基准线来测量的。在检查这些部件的位置或角度之前，飞机应调到水平状态。

小型飞机和部分大型飞机，一般在机身上安装有与基准线相平行或重合的固定标记或固定块。将气泡水准仪横放在固定标记钉或固定块上，就可以知道飞机是否水平。为保证调置的精确度，这样的固定物有不只一处。

(3) 校装检查

① 检查上反角（下反角）

机翼、水平尾翼的上反角（下反角）应在规定的位置上，使用专用工具进行检查。方法如图 5－78 所示。使用的专用工具通常是飞机制造厂提供的专用检查板，或者使用直线规和量角器。

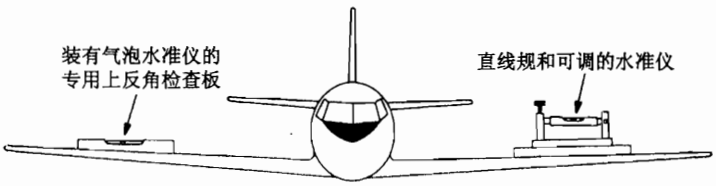


图 5－78 检查上反角

② 检查安装角

机翼、水平尾翼的安装角使用专用工具，沿翼弦方向在指定位置进行测量检查。最好使

用飞机制造厂提供的安装角检查板，并且在至少两个位置测量，以保证机翼没有扭转。如图5－79所示，是一种典型的安装角检查板。使用时，检查板前方的挡块必须与前缘点接触，其定位销钉装在结构的一些规定的部件上或与规定位置相接触。当安装角正确时，检查板顶部量角器的读数应为零，或在零位的规定公差范围之内。

③ 检查垂直尾翼垂直度

在检查完水平安定面之后，就可以检查垂直安定面相对于横向基准线的垂直度。从垂直安定面顶部的每边一个给定点起，测量到左、右水平安定面上的一个给定点止（如图5－80所示）。两边的测量结果应该相同，其误差应当在规定的极限范围内。

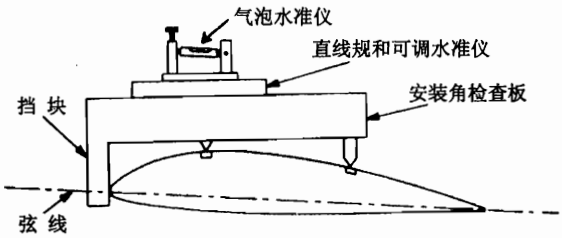


图5－79　典型的安装角检查板

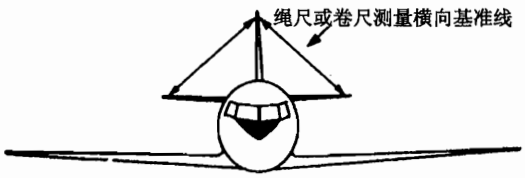


图5－80　检查垂直尾翼垂直度

④ 对称性检查

图5－81为对称性检查的原理图。对于具体飞机的测量点，精确尺寸、公差，可在飞机维护手册中查找。对于小型飞机，通常用钢卷尺进行各点之间的测量。测量大距离时，为了让钢卷尺在测量过程中具有相等的张力，可以使用一个弹簧秤，一般只要5lb拉力即可。对于大型飞机，通常先在地板上找出各测量点的投影，并作标记，然后用卷尺测量各个标记中心之间的距离。

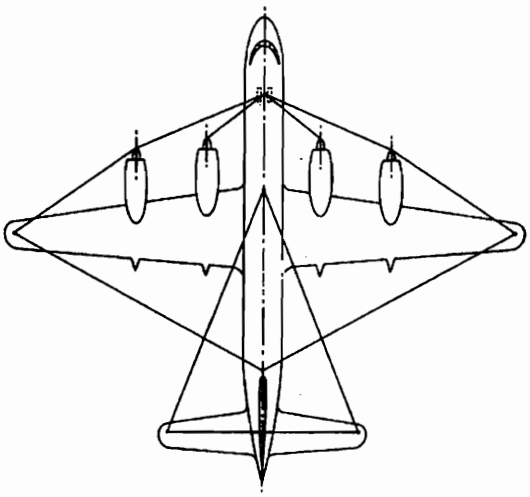


图5－81　检查飞机对称性的典型方法

5.8.7　飞行操纵系统的校装

(1) 校装内容

① 检查传动机构各元件之间的正确连接。

② 检查并调整操纵面行程。

③ 检查并调整中央操纵机构，使其与操纵面动作协调一致。

(2) 校装步骤

① 用校装销将中央操纵机构、传动机构、操纵面锁定在中立位。对于没有校装销的飞机，可以使用校装标记、专用样板，进行长度测量等方法使系统定中立。同时应调整可调传动杆的长度到规定值，使校装销可以插入。

② 保持系统在中立位，测量并调整钢索张力。测量钢索张力使用张力计，正确的钢索张力值应通过温度修正。调整钢索张力通过松紧螺套进行。调整好之后就可取出校装销，销子应很容易地取出，否则说明钢索张力不正确，存在较大误差，必须重新调整。

③ 测量操纵面行程。常使用万能螺旋桨量角器进行测量，测量时需直接转动舵面。若行程不符合要求，调节舵面止动器。

④ 检查中央操纵机构和操纵面动作是否协调一致。作动操纵机构，检查系统运动的全行程是否协调，操纵力是否适当，机构是否灵活。若操纵力大，通常是由于钢索太紧；若有振动，说明构件接头处磨损造成间隙过大，需检查并更换构件。对于有双套操纵机构的系统，从两个位置操作时，都必须协调一致，具有良好的工作性能。

⑤ 检查各构件连接是否可靠，并打好保险。

对于补偿片、调整片和辅助操纵系统，检查校装方法和主操纵系统相同。有位置指示器时，还要检查其工作状况，确保精确指示。

5.8.8 操纵面的重新平衡

在修理操纵面后，在铰链中心的前部或后部增加重量后，都必须对操纵面进行重新平衡。不平衡的操纵面在正常飞行时，会产生不稳定或不能保持在光滑外型位置上。例如，对后缘重的副翼来说，当机翼向上弯曲时，它将向下运动；当机翼向下弯曲时，它又会向上运动。这会使飞机产生突然的、猛烈的机动动作，还可能形成颤振和抖振，进而使飞机结构完全损坏。

5.8.8.1 平衡的类型

（1）静平衡

静平衡是当舵面被支撑于枢轴处时，舵面能保持水平静止状态。操纵面失去静平衡有两种情况，分别是欠平衡和过平衡。当操纵面安装到平衡架上时，若后缘向下偏转低于水平位置，说明处于欠平衡状态，用正号（+）表示；若后缘向上运动，高于水平位置，说明处于过平衡状态，用负号（-）表示。要使操纵面获得平衡状态，需要在合适的位置增加或减少一些重量。欠平衡状态会导致不良的飞行性能，这通常是不允许的，过平衡状态可得到较好的飞行操纵性能，大多数制造厂都提倡重前缘的舵面。因此，飞机的操纵面在前缘内部，或者在前缘上面，或者在内封补偿的平衡板上适当的位置装有配重块。配重块材料是密度很大的金属，早期常用铅，现在通常采用碳化钨，如波音 757 飞机每个副翼本身重 70lb，而碳化钨配重就有 60lb。

（2）动平衡

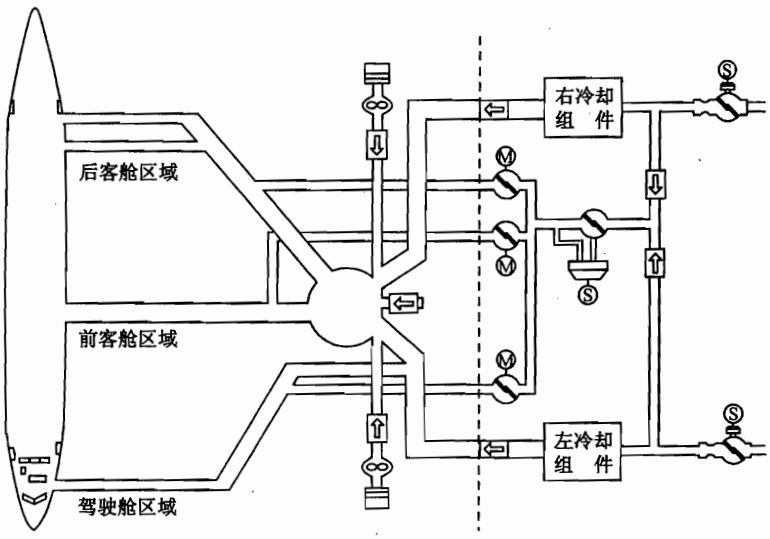
动平衡是旋转物体的一种状态，当物体运动时，所有惯性力和力矩都是平衡的，既没有不平衡力，也没有不平衡力偶，因此不会产生振动。操纵面的动平衡与舵面上沿翼展方向放置配重位置的正确与否有关。

5.8.8.2 重新平衡方法

飞机上正常工作的操纵面都是完好的，既符合静平衡也符合动平衡要求。对操纵面或其调整片进行修理时，通常会在铰链中心线后部增加重量，而破坏原有的平衡状态，需重新平衡。

当需要对操纵面进行重新平衡时，通常从飞机上拆下舵面，用它们本身的支点固定在适当的支架、装配架或夹具上。操纵面安装在支架上时，应在没有气流的地方进行，且操纵面围绕铰链可自由转动，不能有紧涩现象。任何过度的摩擦，都会使具有过平衡或欠平衡的舵面产生虚假的回复原位现象。另外，操纵面上的补偿片、调整片或其他部件，必须保持在应有位置上，并用气泡量角器确定操纵面的中立位置。

第6章　座舱环境控制系统



6.1　座舱环境控制系统概述
6.2　气源系统
6.3　座舱空气调节系统
6.4　典型飞机空调系统
6.5　蒸发循环冷却系统
6.6　座舱增压控制系统
6.7　飞机氧气系统
6.8　增压座舱泄漏试验

6.1　座舱环境控制系统概述

6.1.1　飞机座舱环境控制系统的基本任务

飞机座舱环境控制系统的基本任务是使飞机的座舱和设备舱在各种飞行条件下具有良好的环境参数，以满足飞行人员、乘客和设备的正常工作和生活条件。

座舱环境参数主要是指座舱空气的温度和压力以及它们的变化速率，还包括空气的流量、流速、湿度、清洁度和噪声等。为保证舱内条件良好，就要使这些参数维持在规定的范围内，因而必须采取相应的技术措施，需要各种机械和自动控制装置，以及安全和指示设备。

随着航空工业技术的发展和民航客机的现代化、大型化，飞机环境控制系统的地位日趋重要，设备更加完善。一个良好的座舱环境，不仅关系到机上人员的生命安全，而且舒适的座舱条件还可以提高旅客的上座率，因而保持座舱环境控制系统的正常工作是机务维护的重要内容之一。

6.1.2 大气物理特性及其对人体生理的影响

大气物理特性主要是指大气的压力和温度随高度的变化规律。

6.1.2.1 大气压力和温度随高度的变化规律

我国民航运输机中，涡轮螺旋桨和涡轮喷气式飞机的巡航高度为 6000 ~ 12000m，约 20000 ~ 40000ft。表 6 - 1 所示为部分民航客机的巡航高度。

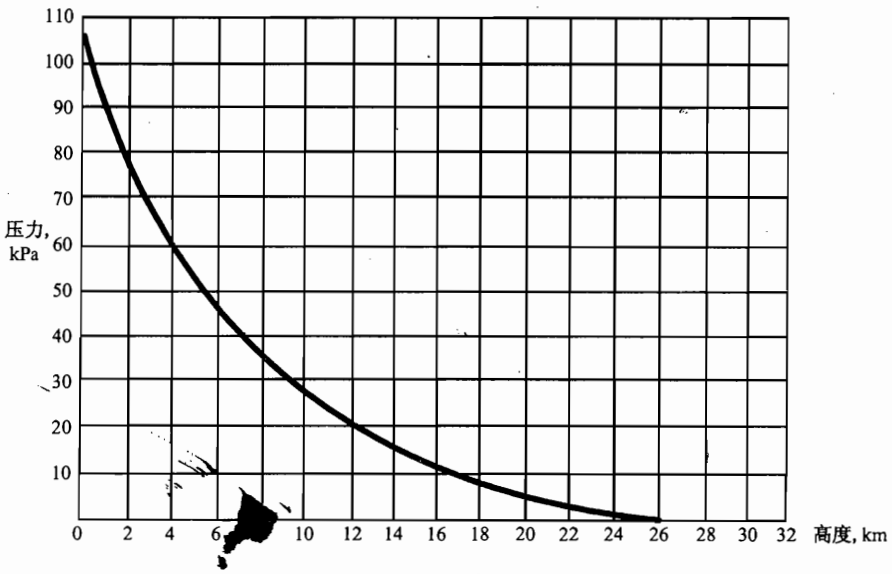


图 6 - 1 标准大气压力随高度的变化

表 6 - 1 民航客机的最大巡航高度

机 型	波音 707	波音 737	波音 747	波音 767	A310	MD - 82	BAe146	图 - 154	运 7	单位
最大巡航高度	40000	37000	42000	36000	41000	37000	28000	36089	19685	ft
	12192	11277	12801	10972	12496	11277	8534	11000	6000	m

民航客机一般在对流层飞行。对流层的特点是：空气温度随高度增加而均匀降低，平均梯度为 6.5℃/km；空气湿度随高度增加而迅速减小。高度为 6km 时，水蒸气含量只有地面的 1/10，高于 9km 后，大气中含水量极少；大气中的固态杂质也随高度增加而迅速减少。另外，空气具有强烈的水平和垂直对流运动，主要的气象现象，如云、雨、雾、风、雷、电和冰雹都出现在这一层。

大气是由多种气体组成的，其中氮气约占 78%，氧气占 21%，其余还有氩气和二氧化碳等气体。空气有重量，所以产生压力，空气在单位面积上所形成的压力称为大气压力。由于地球引力的作用，使空气的分布很不均匀，越接近地球表面，大气压力越大。即使在同样高度上，大气压力还与位置和气候变化等许多因素有关。为了应用方便，国际上规定了统一

的标准，以中纬度地区的平均大气参数为基准，定出标准大气，称为国际标准大气。

表6-2为在海拔零高度上的国际标准大气参数。

表6-2 海平面标准大气参数

标准大气温度	标准大气压力	标准大气密度
15℃	760mmHg（毫米汞柱，相当于14.7PSI）	1.225kg/m^3

6.1.2.2 大气压力对人体生理的影响

大气压力随高度增加而降低，它给飞行带来的主要困难是缺氧和低压；此外，压力变化速率太大也会给人的生理造成严重危害。表6-3为在不同高度上人体的生理反应。

表6-3 在不同高度上人体的生理反应

高度（ft）	含氧饱和度	症　状
8000	90%以上	无明显反应
10000	90%	长期停留会出现头痛，疲劳
15000	81%	昏昏欲睡、头痛、嘴唇指甲发紫，视力、判断力减弱，脉搏、呼吸加快
22000	68%	出现惊厥
25000	50%	不供氧则5min后失去知觉

氧气是维持人体生命的最主要的成分。随着飞行高度的增加，大气压力降低，氧气分压也减小，由此会引起人体缺氧。根据生理试验，已确定缺氧与飞行高度的关系：在2km以下，人体对于氧气分压的降低能够补偿，这一高度内为无感觉区；在2~4km高度范围，人体对氧分压的变化是通过加强呼吸和血液循环来补偿氧气不足的，这一高度称为完全代偿区；人体肺部允许的最小氧气分压为48~50mmHg，这个压力相当于4.5km的大气高度，这就是不补充氧气作较长时间飞行的极限高度。

人体内缺氧时会产生各种不适，如头痛，反应迟钝；听觉不灵，视力衰退；心率加快，情绪不安；嘴唇和指甲发紫；长时间缺氧会导致晕眩，严重者导致死亡。

随着大气压力的降低，人体会出现胀痛和气肿等症状，航空医学上常将高空气胀、气肿等病称为高空减压症。

高空减压症主要有如下三种形式。

（1）高空气胀

8km（26000ft）以上开始明显，随着压力的降低，人的消化系统中的气体膨胀，导致人体肠胃腹部疼痛，呼吸困难。

（2）皮肤组织气肿

当高度达到19km时（62000ft），压力达到48mmHg。此时人的体温（37℃）正是该大气压力上水的沸点，因而导致人体内的体液蒸发、沸腾，产生大量气体而引起皮肤组织肿胀，严重时会使人体的血液循环停止而导致死亡。

（3）高空栓塞

在8km以上，停留10~20min将会出现此症状。这是由于随着压力的降低，原来溶解于

血液内的氮气游离出来形成气泡，在血管内造成栓塞，这会导致关节痛、头痛、咳嗽、呼吸困难等症状。

6.1.2.3 压力变化速度和爆炸减压的危害

飞机急剧上升或下降时，由于大气压力在短时间内变化大，飞机座舱压力也相应迅速变化，引起人体肺腔、腹腔和耳腔等器官的疼痛。其主要原因是：当飞机急剧上升或下降时，座舱内的压力也会急剧变化，人体腔室内压力来不及与座舱内的压力平衡，引起组织器官膨胀或压缩。

爆炸减压是指座舱高空突然失密，座舱内外压力迅速平衡，产生气浪冲击。爆炸减压的主要危害是：高空缺氧、低压、低温。

6.1.2.4 大气温度和湿度变化对人体的影响

人的体温取决于发热和散热的平衡。人体自身具有温度调节的功能，但人体自身的温度调节有一定的局限性，如果外界温度过高或过低，超过人体自身的调节范围，人就会出现一系列的不适反应。若环境温度升高超过人体所能调节的能力，人体会处于难以耐受的状态；当超过生理极限值时，体温调节机制将失去作用，如不采取措施，体温会迅速上升，直至死亡。相反，当人体处于低温环境里，若散热量超过发热量，人体就会感到不舒适，工作效率降低，严重时会发生冻伤。人们通常认为温度不低于15℃、不高于26℃是适宜的。

人体对湿度的感觉取决于相对湿度。高湿度对人体生理的影响，在高温时主要表现为妨碍汗液的蒸发，从而引起“闷热感”；在低温时使身体与周围空气的传热量加大，会产生“湿冷感”。低湿度对人体生理的影响不十分明显，航空医学的研究试验已经证明，低湿度对人的工作效能的影响不是立即就能显示出来，有关症状的发生随时间的增加而增加。

6.1.2.5 其他环境参数对人体的影响

(1) 臭氧对人体的影响

臭氧是强氧化剂，具有强烈的臭味，化学性质活泼，对飞机上的橡胶件具有较强的腐蚀作用。臭氧在高温作用下可被分解，目前防护臭氧的措施除通过座舱增压系统压气机的加温作用将其破坏，以及避开臭氧浓度高的地区飞行外，在空调的热交换器中使用涂镍肋片，也可使大部分臭氧解体，在有些飞机（如波音777）上采用了臭氧转换装置。

(2) 噪声对人体的影响

实验指出，频率4000Hz以上的声音具有强烈的刺激。飞机的噪声源主要为发动机噪声和空气动力噪声（机体噪声）。舱内噪声太高使人容易疲劳，容易产生烦躁不安的感觉。所以，座舱噪声量规定应在80～100dB以下。

6.1.3 克服空中不利环境的技术措施

由于在高空存在缺氧、低压、低温等不利情况，为保证在高空中的人员的安全和舒适，须采取一定的技术措施。

6.1.3.1 供氧装置

一般在4km左右高度开始供氧。可提高氧气浓度，补偿氧气分压的下降。此种措施一般适用于低空低速的螺旋桨飞机。另外，供氧装置也可作为喷气式客机气密座舱的一种补充方式。

6.1.3.2 气密座舱（又称增压座舱）

外界大气的温度、压力等参数是不能控制的，即外界的大环境是人类不能改变或控制

的。气密座舱实际上就是在大环境中建立的一个封闭的小环境。由于这个小环境空间较小，人们能够较容易地对这个小环境内空气基本参数进行控制，从而创造一个舒适的环境，满足高空飞行的需求。座舱环境控制系统所研究的就是对这个小环境的调节和控制。

气密座舱的主要作用如下：

①使座舱气压增高，以保证机上人员有足够的氧气分压，满足人体对氧气的生理需要，使机上人员不发生由于周围气压过低而导致的高空减压症（即对座舱压力进行控制）；

②使座舱便于加温或冷却，以保持最适当的温度（即对座舱温度进行控制）。

6.1.4 气密座舱的形式

6.1.4.1 大气通风式气密座舱（适于20～25km以下高度）

它的基本特点是：利用外界大气，经发动机压气机增压，并进行温度和压力调节后，供往座舱；座舱内的空气又可经排气活门排出机外，通过控制排气活门的开度，可调节排气量以实现座舱压力调节和保证座舱内的空气新鲜。

此种气密座舱主要适用于高度在20000m以下。其优点是：由于增压空气由发动机压气机引出，温度较高，能直接用来给座舱加温，使系统设备较为简单；同时座舱所需要的供气量比压气机的供气量少得多，所以对发动机的工作影响不大。此外，通风式气密座舱的气密性要求相对较低，从而使座舱密封结构简单，便于维护。

这种系统的主要缺点是，当发动机工作状态改变时，会引起座舱供气不稳定，使座舱压力和温度的调节受一定影响。

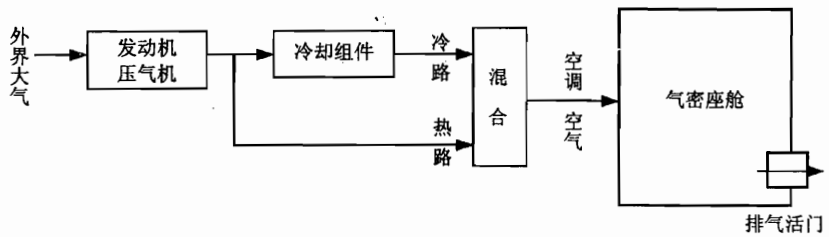


图6－2 大气通风式气密座舱

6.1.4.2 再生式（自主式）气密座舱（适于25km以上高度）

图6－3所示为再生式气密座舱。这种气密座舱与外界大气条件完全无关，使用时可以不受飞行高度的限制，只是取决于飞行器上所能携带的氧气和空气量。载人星际飞行器都必须采用再生式气密座舱。但其结构复杂，维护不方便，失火的危险性大。所以目前只是在宇宙航行中得到广泛应用。

6.1.5 气密座舱的环境参数

(1) 座舱温度

根据航空医学要求，最舒适的座舱温度为20～22℃，正常保持在15～26℃的舒适区范围内。另外，座舱内温度场应均匀，各方向上座舱温度差值一般不得超过±3℃。座舱地板和内壁温度基本上应保持与舱内温度一致，内壁的温度应高于露点，使其不致蒙上水气。

(2) 座舱高度

座舱压力也可以用座舱高度表示。座舱高度是指座舱内空气的绝对压力值所对应的标准

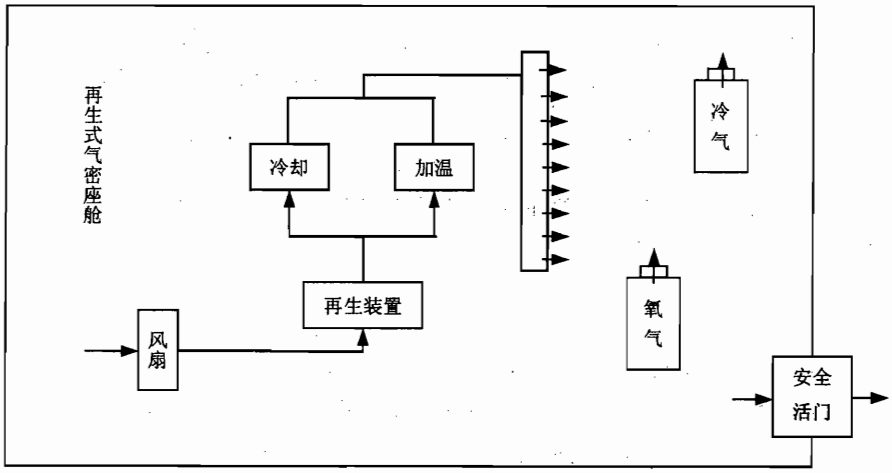


图 6-3 再生式气密座舱

气压高度。一般要求飞机在最大设计巡航高度上，必须能保持大约 2400m（8000ft）的座舱高度。这样，在气密舱内可以不必使用氧气设备飞行。现代一些大中型飞机，当座舱高度达到 10000ft（相当于 3050m）时，通常设有座舱高度警告信号，向机组成员发出警告，表示座舱压力不能再低，此时必须采取措施增大座舱压力。

（3）座舱余压

座舱内部空气的绝对压力与外部大气压力之差就是座舱空气的剩余压力，简称余压。正常情况下，余压值为正，但在某些特殊情况下，也可能会出现负余压。飞机所能承受的最大余压值取决于座舱的结构强度。飞行中飞机所承受的余压值与飞行高度有关。随着客机使用升限的提高和对舒适性要求的提高，客机的余压值有增大的趋势，如波音 747-400 飞机的最大余压值达 9.1PSI（磅/平方英寸）。

（4）座舱高度变化率

单位时间内座舱高度的变化速率称为座舱高度变化率，它反映的是座舱内压力的变化速度。飞机在爬升或下降过程中，由于其飞行高度的变化，以及座舱供气流量的突然变化，都可能导致座舱压力产生突变。座舱压力对时间的变化率称为座舱压力变化率。飞机升降速度较大，即外界压力变化速率较大时，舱内压力变化的幅度应当较小，并具有比较缓和的变化率。现代大中型民航客机通常限制座舱高度爬升率不超过 500ft/min，座舱高度下降率不超过 350ft/min。

6.2 气源系统

气源系统的功用是提供具有一定流量、压力和温度的增压空气到用压系统。

6.2.1 现代大中型民航客机气源系统

现代民航飞机的气源主要来自燃气涡轮发动机压气机、APU 或地面气源。可用于空调和增压系统供气、大翼前缘及发动机前缘整流罩热防冰、发动机的起动、水箱及液压油箱增压气源、驱动液压泵等。

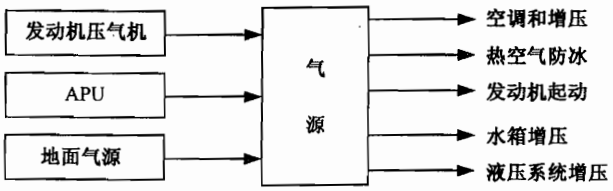


图6-4 现代飞机气源系统

飞机正常飞行时的气源是由发动机压气机引气提供的，一旦一台或两台发动机引气系统失效时，在一定飞行高度下可由APU供气，有的飞机在起飞阶段也使用APU引气进行空气调节，以减轻发动机在起飞过程中的负荷。

双发飞机一般有两个独立的引气系统，中间由隔离活门隔断，需要时两个系统可以连通。APU引气通过引气关断活门和单向活门引气到气源总管。在隔离的一侧（或两侧）设有地面气源接头。

如图6-5所示为一典型的飞机气源系统。它主要由三个部分组成：即高（中）压引气、预冷器控制和调压关断活门（PRSOV）部分。它有两级引气口：中压引气口和高压引气口，分别来自发动机高压压气机的两级。正常情况下（较高发动机功率时），空气从中压引气口引出，此时高压级活门关闭。当发动机在低功率下工作时，中压引气压力不足，则高压级活门自动打开，由高压引气口供气。在中压引气出口处安装有单向活门，可以防止空气从高压级向中压级倒流。

来自发动机压气机的引气经过调压关断活门（PRSOV），它主要有三个作用：

①限制活门下游压力；

②限制下游温度；

③提供引气关断功能。

PRSOV通过调节活门的开度，控制下游的压力，下游最大压力一般控制在40~50PSI。

PRSOV活门及控制器本身并不具有专门的限温装置，它的限温控制是通过减小PRSOV活门的开度来实现的。当预冷器下游（热路）温度过高时，PRSOV活门会逐渐关小。随着PRSOV活门的逐渐关小，通过此活门的流量也随之逐渐减小，使流经预冷器的热空气流量减小，而相对来讲，预冷器的冷却空气流量增大，使热空气在预冷器内得到更充分的冷却，因此可以阻止热空气温度的进一步升高，以达到限温的目的。

当引气过热（或超压）时，系统中的过热电门（或超压电门）可将过热信号传给PRSOV控制器，以实现在引气过热（或超压）时自动关断。PRSOV也可以人工关断，如图6-6所示，将一个发动机引气电门扳到“OFF”位置，即可关闭PRSOV，从而切断从这台发动机的引气。PRSOV控制着从某一台发动机的引气，PRSOV关闭后，从这台发动机的引气也被切断。

预冷器系统的作用是限制引气温度，防止高温损伤引气管道附近的相邻部件。因此预冷器属于空气/空气式热交换器，它的冷却空气来自发动机风扇空气，热路空气是发动机压气机的中压级或高压级引气。预冷器控制活门传感器将预冷器下游的温度信号传给预冷器控制活门，预冷器控制活门将根据此传感器的信号调节活门的开度，通过调节冷却空气（发动机风扇空气）的流量来限制预冷器下游发动机引气的温度。

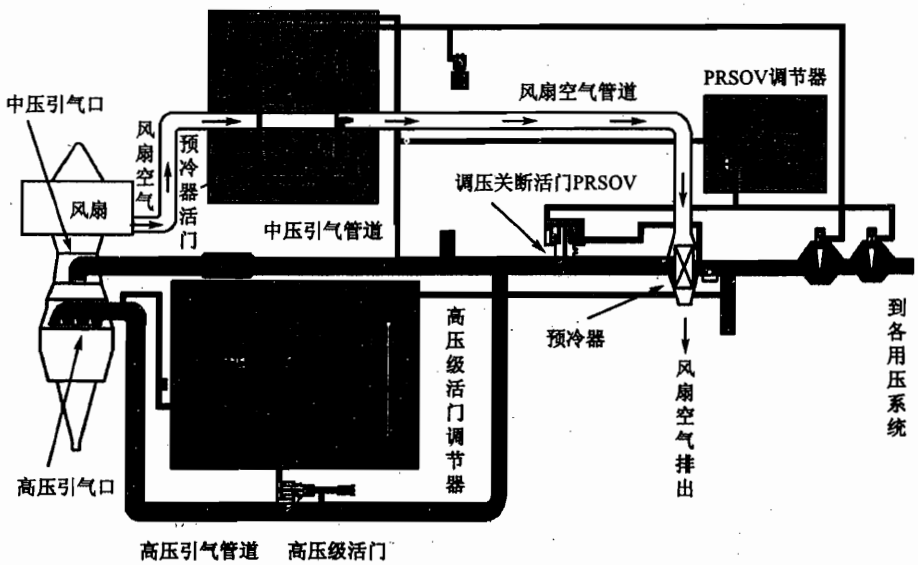


图 6－5 典型的飞机气源系统

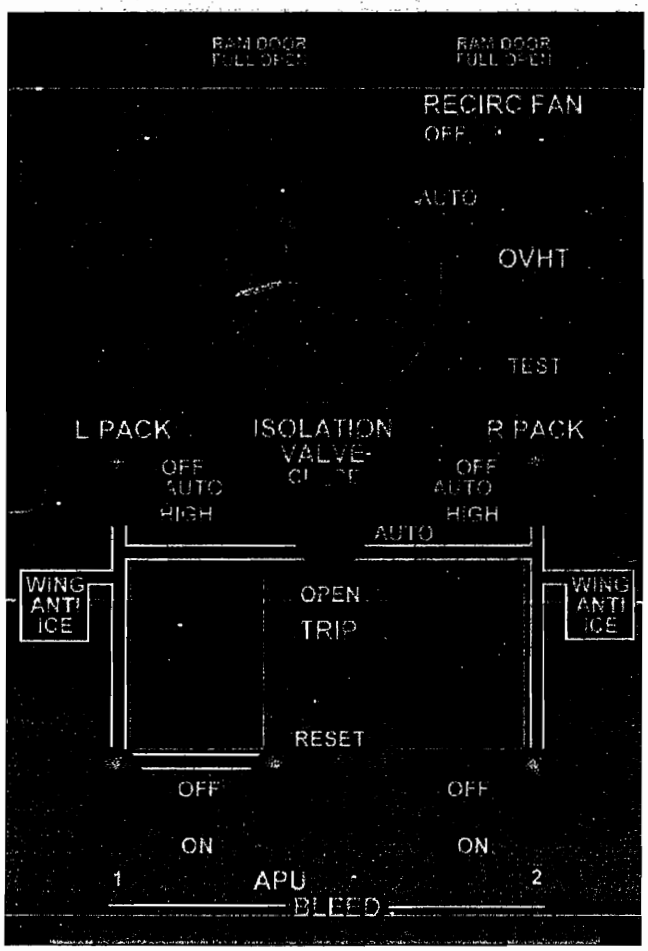


图 6－6 引气控制面板

6.2.2 其他形式的压力源

(1) 机械驱动增压器

活塞式发动机内的增压器为座舱增压提供了最简单的方法。通过增压器向汽缸输送的压缩空气的总管引出空气。这种装置只能在发动机汽化器装在增压器下游时使用。如图6-7所示，发动机曲轴，通过齿轮带动增压器叶轮转动，从而提供引气。

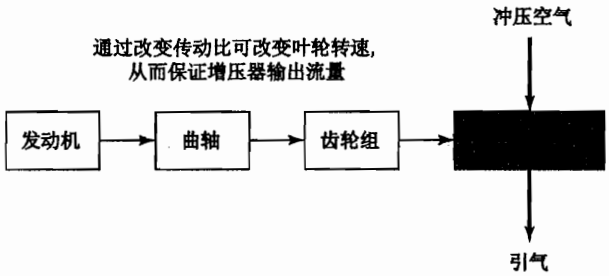


图6-7 传动离心式增压器

图6-8是另一种类型的增压器，它将发动机曲轴转动通过皮带轮传送到增压叶轮，而此叶轮可抽吸外界空气作为增压气源。

(2) 废气驱动涡轮增压器

如图6-9所示，废气驱动涡轮增压器主要是借助活塞式发动机汽缸的排气，热空气流过一个涡轮，冲击涡轮使其转动，与涡轮同轴有一增压叶轮，此增压叶轮可由涡轮带动转动。增压叶轮转动，可将外界空气增压，作为增压气源。通过控制节气门的开度可控制增压器叶轮的转速。

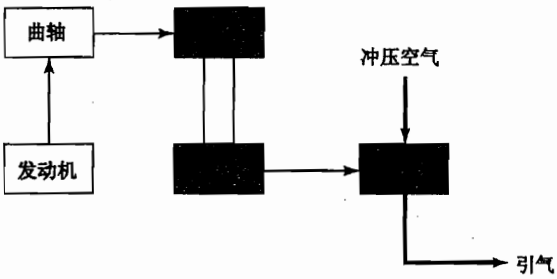


图6-8 皮带轮传动增压器

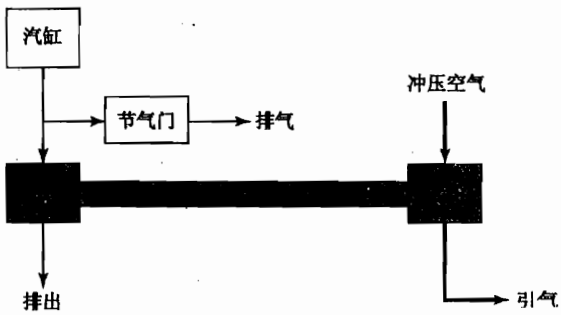


图6-9 废气驱动涡轮增压器

(3) 单独的座舱压缩机

单独的座舱压缩机主要用于燃气涡轮发动机。

图6-10所示为一种类型的座舱压缩机。它是将燃气涡轮发动机转子的转动通过附件传动齿轮箱传送到一个压缩机，此压缩机可抽吸外界空气作为增压空气。

另一种形式的座舱压缩机如图6-11所示，它是从发动机压气机引出空气，使发动机引气流过一个涡轮，热空气冲击涡轮使其转动。与涡轮同轴连有一个座舱压缩机，压缩机在涡轮的带动下转动，给外界空气增压，作为增压空气。此类型的座舱压缩机主要应用于早期的燃气涡轮发动机的飞机。此类飞机之所以采用这种单独的座舱压缩机，而不是将发动机压气

机的空气直接用于增压气源，主要是由于早期飞机发动机的封严性能不够完善，直接从发动机压气机引气有可能发生滑油或燃油的泄漏，使引气受到污染。

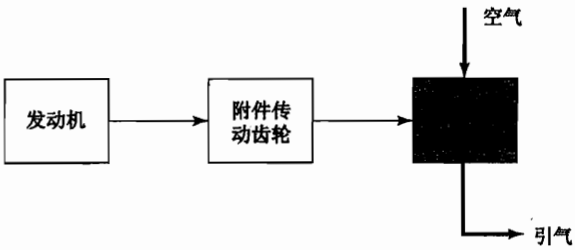


图 6－10 单独的座舱压缩机
（发动机转子驱动）

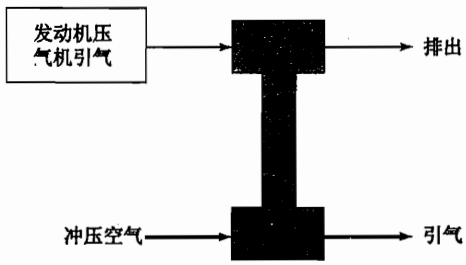


图 6－11 单独的座舱压缩机
（发动机压气机引气驱动）

6.3 座舱空气调节系统

座舱空调系统的主要作用是：控制通往座舱空气的流量、调节温度、排除空气中过多的水分，最后将空调空气分配到座舱的各个出气口。座舱空调系统主要由冷却系统、冲压空气系统、温度控制系统、再循环系统和分配系统等几个子系统组成。

6.3.1 流量控制

流量控制活门用于控制通往空调组件的空气流量，还可以起到组件关断的作用。

如图 6－12 所示为典型的流量控制活门。当电磁活门打开时，活门上游的压力可以经过基准压力调节器、电磁活门到达作动器的控制腔，气动力克服弹簧力使流量活门打开。在活门的下游有一个文氏管，在其喉部有静压传感口（P_0），后面还有总压传感口（P^*），两个传感口的压力输送到锥形阀作动薄膜的上下两腔，即两个传感器感受的压力差（$P^* - P_0$）会影响锥形阀的开度。锥形阀控制了作动器控制腔与外界的沟通。

由伯努利方程

$$P^* = P_0 + \frac{1}{2}\rho V^2$$

式中：P^*——总压；

P_0——静压；

ρ——密度；

V——流速。

因而得出

$$P^* - P_0 = \frac{1}{2}\rho V^2$$

而流量与流速成正比。因此 $P^* - P_0$ 可以间接反映流体的流量，即流体流量大则压差（$P^* - P_0$）大，反之亦然，而压差（$P^* - P_0$）会影响锥形阀的位置。因而流量的大小会影响锥形阀的打开和关闭。

当流量活门关闭时，活门下游没有流动，因而总压和静压传感器感受的压力相同，压力

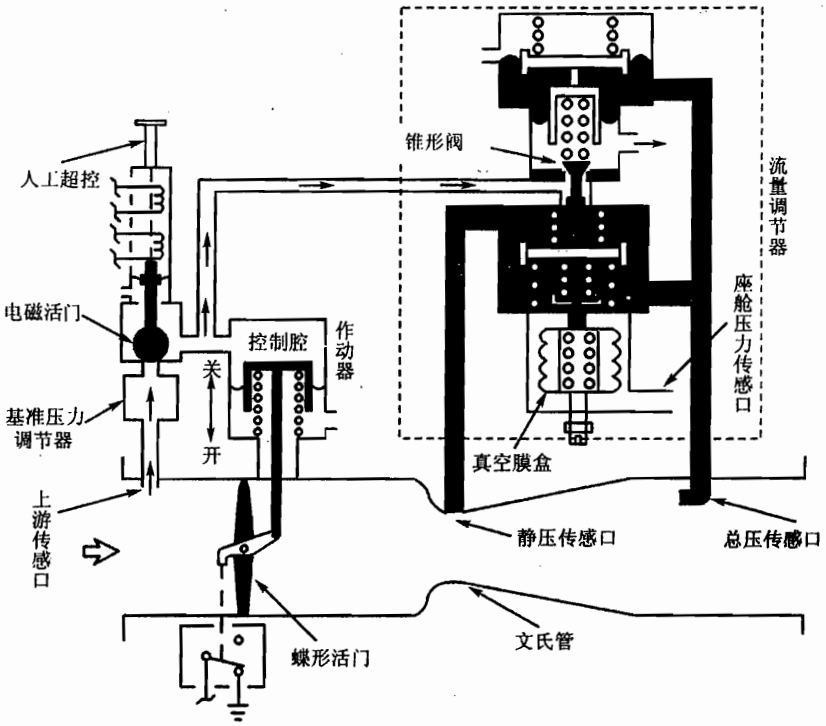


图 6－12 流量控制活门

差为零（$P^* - P_0 = 0$），锥形阀在弹簧力作用下关闭。

当流量活门打开时，流体流动，文氏管喉部的压力迅速降低，因而两个传感口之间产生压力差，而且此压力差（$P^* - P_0$）随着流体流量的增加而增大，压力差作用于锥形阀薄膜的上下两腔。当流体流量超过预调值时，压力差作用于薄膜上的作用力足以克服弹簧力推动锥形阀打开，导致作动器控制腔的压力降低，流量活门关小，从而流量减小，直到流量达到预定值。通过流量活门的调节，使活门出口流量保持在预调值。

当电磁活门关闭时，流量活门作动器控制腔通外界大气，使其关闭。流量活门关闭后，将切断通往空调组件的空气，起到组件关断的作用。

6.3.2 空气循环冷却系统

空气循环冷却系统的作用是使用冷却装置（涡轮冷却器和热交换器），使高温引气冷却，形成冷路空气。

6.3.2.1 空气循环冷却系统的类型

（1）涡轮风扇式（或涡轮通风式）冷却系统

如图 6－13 所示，涡轮风扇式冷却系统由热交换器、冷却涡轮和风扇组成。

高温高压引气经过调节装置后，流过热交换器进行初步冷却，再在冷却涡轮里进一步膨胀冷却，供向座舱。涡轮通常驱动一个风扇，或驱动一个给引射器供气的压气机，用以抽吸或引射流过热交换器的冷却空气。这种系统甚至当飞机在地面停机状态下，也有冷却作用。因为风扇或引射器可以抽吸或引射冷却空气，以使供向座舱的高温高压的热空气获得冷却。这种利用发动机压气机引出的空气作为气源的涡轮通风式冷却系统是目前最简单又是最轻便的一种冷却系统，它在许多机种上，尤其在军用机上获得了广泛的应用。这种系统的主要缺

点是：随飞行高度增加，风扇端空气密度下降，从而引起风扇负荷减小，使冷却涡轮转速增加，影响涡轮寿命。因此其飞行高度受到限制。这种系统若要保证高空涡轮不超速，则在低空工作时涡轮转速会较低，从而使涡轮效率降低而影响系统的制冷能力。

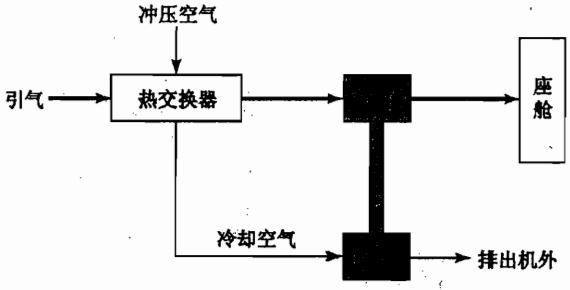


图 6－13 涡轮风扇式冷却系统

（2）涡轮压气机式（或升压式）冷却系统

如图 6－14 所示，涡轮压气机式冷却系统由两级热交换器、压气机和涡轮组成的涡轮冷却器组成。热交换器和涡轮冷却器都是冷却装置。

高温高压引气，经过调节后，通向一级热交换器冷却，流出一级热交换器的空气又进入到压气机，经过压气机，空气的压力和温度都提高。然后空气又流向二级热交换器进一步冷却。流出二级热交换器的空气又通向冷却涡轮，在涡轮内膨胀，空气的温度和压力都进一步降低。

此种形式的冷却系统比涡轮风扇式冷却系统更早提出，原先用于活塞式飞机上，其增压源用发动机传动的离心式压缩机。由于这种增压源出口压力较低，为了保证座舱增压和获得足够的冷却，故把增压源出来的空气用冷却涡轮驱动的压气机进一步压缩，再通过中间冷却器。而后通过冷却涡轮制冷，由于此时涡轮膨胀比较大，故温降亦较大。

升压式冷却系统早期在英美飞机上，尤其在旅客机上获得较广的采用。因为早期发动机压气机的密封装置不够完善，直接从发动机压气机引气不能解决污染问题。有时采用专用座舱增压器，其增压比小，故往往采用升压式冷却系统。

在现代喷气式飞机上用发动机压气机作为增压供气源的情况下，亦可采用升压式冷却系统。这是由于：

①在高空，发动机压气机出口压力较低，为保证座舱增压，升压式冷却系统可部分解决这个问题；

②在高速飞行条件下，由于其涡轮膨胀比可比涡轮通风式冷却系统大，故其制冷能力亦大；

③在相同制冷能力下，升压式冷却系统的供气压力或引气量可以较小，故对飞机性能代偿损失小，使发动机耗油小，经济性好；

④升压式冷却系统的涡轮运转平稳，不像涡轮通风式冷却系统的涡轮转速变化大，涡轮寿命长。

升压式系统的缺点是：飞机在地面停机状态下或起飞滑跑时，由于两个热交换器缺乏冲压空气，而使系统制冷能力很小。而涡轮通风式冷却系统的第二个热交换器的冷却空气被冷却涡轮所驱动的风扇推动，故仍有良好的制冷能力。

解决方法：采用专用的通风风扇，电机传动或空气涡轮驱动，当飞机在地面停机状态或

起飞滑跑时，抽吸冷却空气。另外可采用发动机压气机直接引气的引射器，用以引射冷却空气。

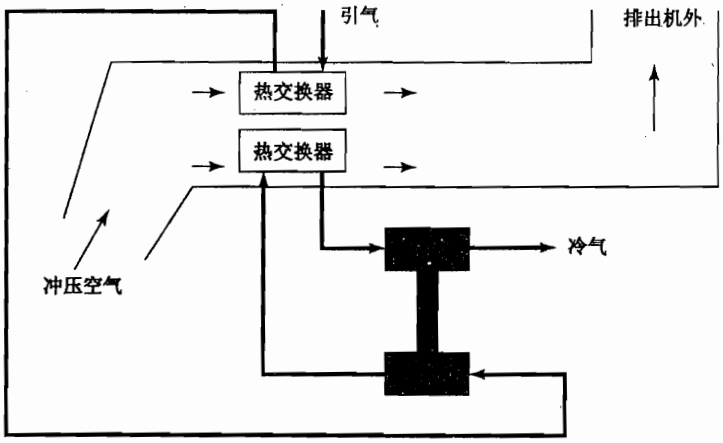


图 6－14 涡轮压气机式冷却系统

(3) 涡轮压气机风扇式（三轮式）冷却系统

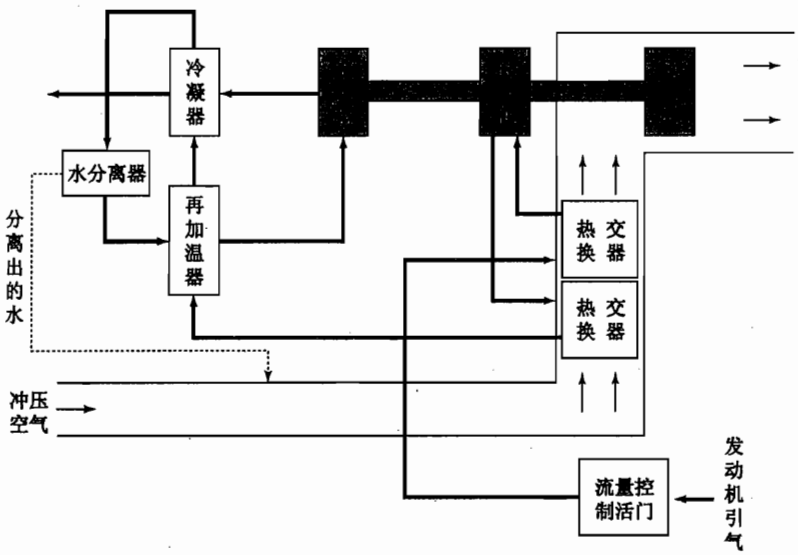
现代飞机大多采用空气循环冷却系统，如上所述，升压式冷却系统的缺点是地面冷却能力差，为了使地面有冷却能力，需要在热交换器冷路装设风扇，这一方面增加了重量，另一方面又需要驱动风扇的动力；而涡轮通风式冷却系统，地面虽有冷却能力，但其循环效率低，而且热交换器的冷却空气风扇大约只需涡轮发出功率的15%左右，其余85%被风扇浪费了（升高了不必要的冷却空气压力和温度）。这种系统对军用飞机还是实用的，而对民航喷气式客机的地面冷却则不够合理，不够经济。考虑到这种情况，为了提高空气循环效率，出现了把升压式和涡轮通风式组合起来成为一个升压式—涡轮通风式组合冷却系统。这种系统冷却装置的特点是：涡轮用以驱动一根轴上的冷却空气风扇和升压式压气机，所以该系统又名三轮式冷却系统。

三轮式冷却系统既吸收了升压式系统供气小、节省功率的优点，又吸收了涡轮通风式系统地面有冷却能力的优点。并且，由于升压式压气机吸收了涡轮功率的主要部分（85%左右），故也可防止冷却装置的超速。这是升压式系统和涡轮通风式系统的自然发展，它在现代民航客机上获得了广泛的应用。

从发动机压气机（或辅助动力装置 APU）供来的空气经过供气调节装置供向冷却系统。热空气先经过组合式热交换器的初级热交换器，获得初步冷却，而后经过三轮冷却装置的升压式压气机，温度、压力均提高了，再经过组合式热交换器的次级热交换器冷却，最后通过涡轮膨胀降温而供向座舱；其中三轮冷却装置的风扇给组合式热交换器抽吸冷却空气，从而使整个系统获得优良的性能。

6.3.2.2 座舱湿度控制

飞机在高空飞行时，外界大气湿度较低。但在地面或低空飞行时，外界大气湿度过高，会使座舱内滴水，产生雾气，座舱风挡上产生水雾，导致系统结冰，还会使空气循环冷却系统的制冷能力降低。所以现代民航客机一般都装有去湿装置，以保证供给座舱和设备舱的空气不含有游离水分。一般在空气循环冷却系统中都利用水分离器（或称除水器）进行除水。水分离器的作用是分离、收集和除去空气中过多的水分。水分离器可装在涡轮冷却器冷却涡



引气→流量控制活门→一级热交换器→压气机→二级热交换器→再加温器（热端）→冷凝器（热端）→除水器→再加温器（冷端）→涡轮→冷凝器（冷端）→冷路空气出口

图 6－15　三轮式空气循环冷却系统

轮上游的高压段，也可装在涡轮下游的低压段。将水分离器装在涡轮上游的高压段的叫高压除水，装在涡轮下游的低压段的叫低压除水。

（1）低压除水

在空调系统中，一般涡轮进口之前的压力称为高压，而涡轮出口之后的压力称为低压。这是因为在涡轮进口之前的气体是经过压缩机增压后的气体，而气体流过涡轮后膨胀做功，其压力和温度都降低。低压除水即在涡轮出口之后管路上安装水分离器进行除水，如图 6－16 所示。低压除水主要用于中小型飞机。

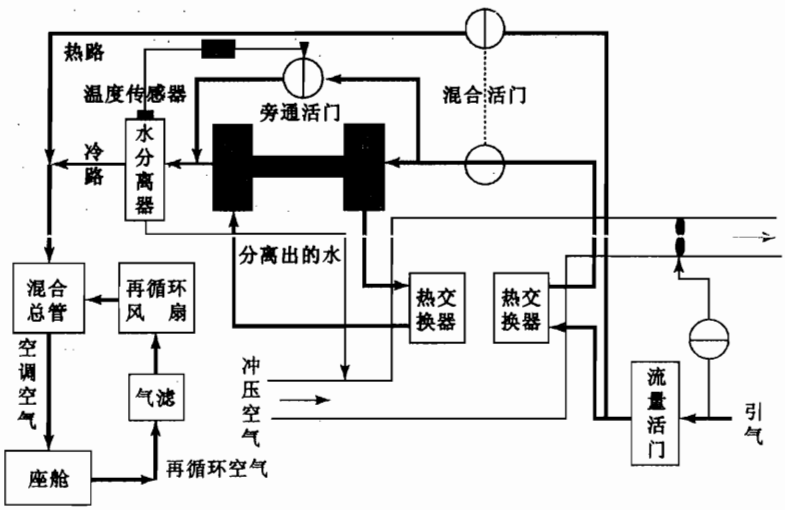


图 6－16　低压水分离器在系统中的位置

图 6－17 所示为一种典型的低压水分离器，这种水分离器的特点是没有运动部件，因此构造简单，重量轻，流阻小，从而使涡轮出口的反压不大。这种水分离器的分水效率也较

高，其旁通活门一般与水分离器组成一体。它主要由壳体、锥形凝结网（凝结袋）、导向片、收集室、旁通活门等组成。它安装在冷却涡轮的出口管路上。涡轮出口空气温度由于低于露点温度，而使空气中悬浮有许多十分细小的水雾，通过锥形凝结网（凝结袋）使悬浮于空气中的小水滴凝结成较大的水滴，而后流向导向片，导向片使原来轴向运动的气体旋转运动起来，由于离心作用，先前凝结成的水滴在收集室被甩离中心通道，而与空气分离。中心通道流出的就是经过除水的干燥空气，而分离出的水分则被输送到冲压空气管道的喷水口，以增加热交换器的冷却效果。

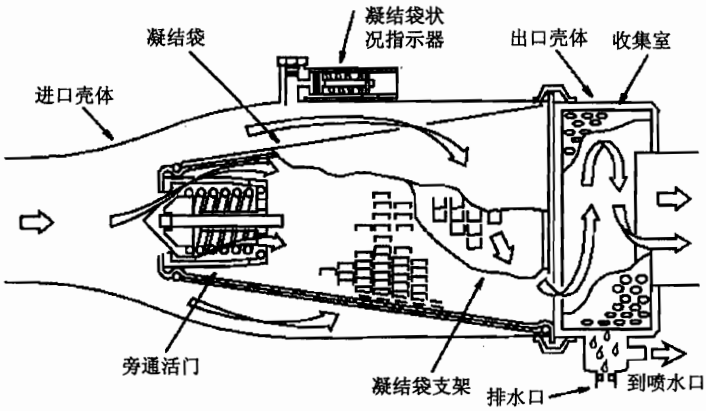


图 6－17 低压水分离器

当凝结网（凝结袋）由于结冰或被油雾杂质堵死，或供气量过大而流阻增大时，旁通活门打开，湿空气通过水分离器流向座舱。

水分离器上有凝结网（凝结袋）工作情况指示器，当凝结网被堵塞时，水分离器前后压力差增大，压差会作动一个指示销，以指示地勤人员更换凝结网（凝结袋）。

由于低压除水的水分离器位于冷却涡轮的出口，温度较低。而且水分离器的凝结网的流通面积也较小，所以比较容易导致水分离器结冰。如果水分离器结冰，会使其失效，影响正常除水工作。因此，低压水分离器一般要采取一定的防冰措施。

常用水分离器的防冰措施主要有两种形式（如图 6－18 所示），一种是在水分离器上装有温度传感器，此温度传感器将感受到的温度信号传送到一个控制器，而控制器又控制一个涡轮冷却器的旁通活门，当水分离器结冰或将要结冰时，旁通涡轮冷却器引来热空气防冰。另一种防冰措施是通过感受水分离器的前后压差，以感受水分离器结冰情况。当结冰或即将结冰时，打开旁通活门，使涡轮冷却器旁通，以防止水分离器结冰。

（2）高压除水

高压除水的效率较高，因而多用于大型客机空调系统。由于高压除水使空气进入冷却涡轮之前已经进行了除水处理，流经涡轮的就是干燥的空气，因此可防止涡轮冷却器结冰。

图 6－19 为一高压除水的原理图，高压水分离器通常位于冷凝器（热端）出口管路。从发动机压气机供出的空气首先经过引气调节装置，经过流量控制活门进行流量调节，进入初级热交换器、涡轮冷却器、压气机和次级热交换器，进入高压除水部分的再加温器，使空气温度降低。再加温器的冷却空气是来自水分离器下游的冷空气（在再加温器内往往有少量水分凝结出来）。而后空气进入冷凝器，使空气温度进一步降低（由于冷凝器的冷却空气是冷却涡轮出口空气）。湿空气通过冷凝器之后，由于冷凝器传热表面的温度低于空气的露点温

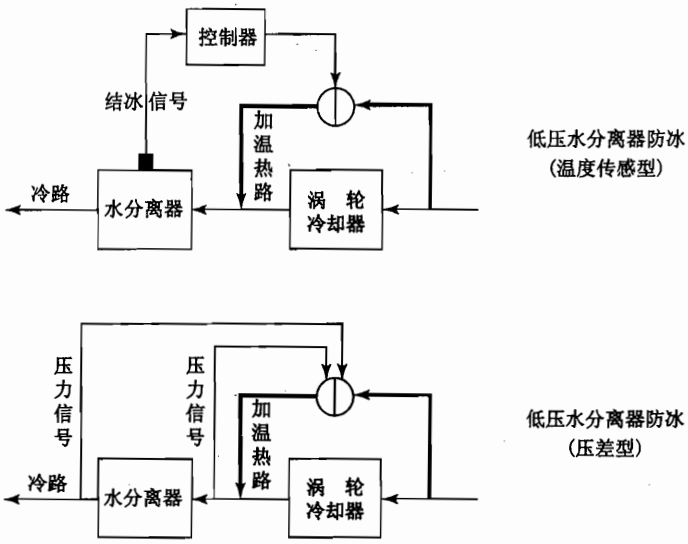
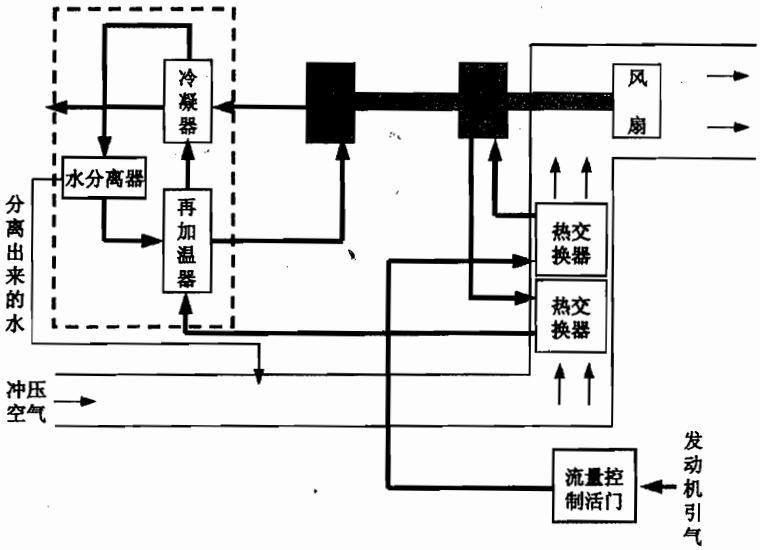


图 6－18 低压水分离器的防冰措施



引气→流量控制活门→一级热交换器→压气机→二级热交换器→再加温器（热端）→冷凝器（热端）→除水器→再加温器（冷端）→涡轮→冷凝器（冷端）→冷路空气出口

图 6－19 高压水分离器在系统中的位置

度，所以空气中的水蒸气被凝结出水分来，通过高压水分离器后，绝大部分析出的水分被分离出来。

如图 6－20 所示，高压水分离器主要由旋流器、带有许多小孔的内壳体和外壳体所组成。所谓旋流器是一个径向有一定安装角的许多倾斜叶片组成的固定导向叶片，分水的主要作用就在这里产生。含有水珠的气流通过高压水分离器的旋流器后，气流将在内壳体内旋转，由于水珠的离心作用大，把水珠甩向带有小孔的内壳体壁面，并在其结构内部（内壳体与外壳体之间的槽内）把水分收集起来，而后排向冲压空气进口管道。

流出水分离器的空气又再一次流经再加温器，使其温度提高，这样可使空气中未能分离

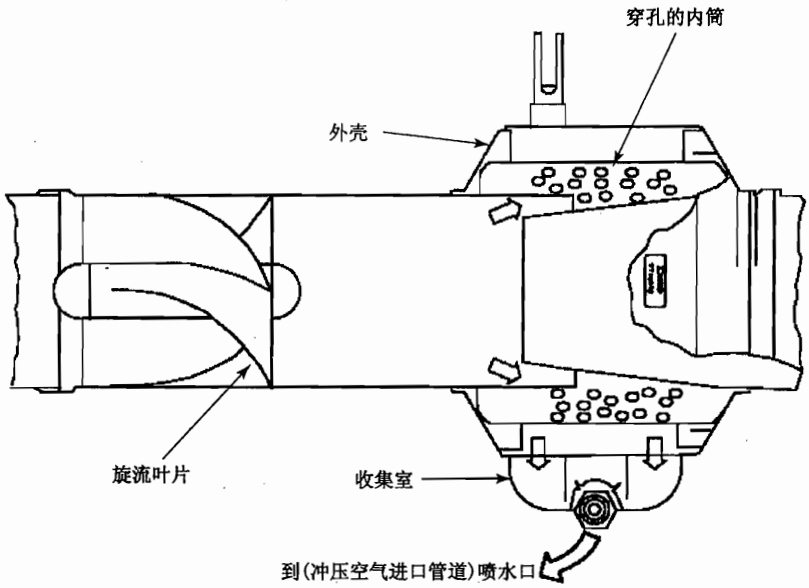


图 6-20 高压水分离器

的水分再蒸发。流出再加温器的较干燥的空气进入涡轮，在涡轮内膨胀做功，使空气的温度和压力降低。流出涡轮的冷路空气又流过冷凝器，这一方面作为冷凝器的冷却源，另一方面把涡轮出口凝结出来的少量水分或冰加温熔化并蒸发，使冷凝器出口可提供干燥的低温空气。再加温器和冷凝器都是空气/空气式热交换器。这种形式的高压水分离器结构简单，没有运动件，也没有低压水分离器所具有的凝结网（凝结袋）。这主要由于低压和高压除水形成水滴的机理不一样，低压除水是空气通过冷却涡轮，由于涡轮出口温度低于空气的露点温度，所以在涡轮出口流中形成了极细小的水珠，为了把细小水珠变为较大水珠而便于除去，需要有一个凝结网（凝结袋）。而高压除水是空气通过冷凝器，在其壁面温度低于空气露点温度条件下，凝结而形成水膜或大水滴，所以不需要凝结网。由于高压水分离器没有凝结网，所以维修工作大大减少，同时流阻也大为减小。

通常的空气循环冷却系统在低空高湿度条件下不能获得最大的制冷能力，重要原因之一是涡轮出口温度不能低于零度，以避免涡轮出口导管和附件结冰而影响系统工作。

空气循环冷却系统的制冷能力是可以提高的，只要使空气中的水蒸气在供入涡轮之前除去，即高压除水。高压除水可以除去空气中较多的水分，使涡轮出口温度可以很低。高压除水的主要特点是使涡轮出口温度可以很低，对于同样的制冷能力，它可使引气量减少，并可提供干燥而温度低的空气；这一方面可以节省发动机功率，另一方面对电子设备的寿命和可靠工作非常有利。此外，高压除水效率高，低压除水效率低。低压除水还有以下缺点：①流阻大，使涡轮出口反压高；②低压水分离器的凝结网易堵塞，要经常装拆维修保养。而高压除水可以消除这些缺点。

高压除水机理与低压除水不一样，高压除水是在冷凝器中凝结出水分，它已变为较大的水滴，所以不需要凝结袋，并且易于从空气中分离出来，高压除水效率一般可达 95% ~ 98%。在同样的温度条件下，压力高的湿空气中所含有的水蒸气量就少，其余凝结出水分来，所以压力愈高，凝结出的水分愈多，分出的水分也愈多，从而使空气中所含的水蒸气量大大减少，这样可使涡轮出口允许温度大大降低，在同样制冷能力下，引气量可以大大减少。

6.3.2.3 冷却系统主要附件

(1) 空气式热交换器

热交换器是把热量从一种载热介质传递给另一种载热介质的设备。若以加热流体为主要目的，则称为加热器；若以冷却热流体为主要目的，则称为散热器或冷却器。

热交换器按载热介质的性质不同可分为空气/空气热交换器和空气/液体热交换器。空气/空气热交换器的冷却和被冷却的流体都是空气，空气/液体热交换器则采用水、燃油、氟利昂等液体作为热交换器的冷却介质。

空气/空气式热交换器借助外界冷空气与发动机引来的增压空气之间的能量交换，将热空气的热量传给冷气流而实现降温。空气式热换器有三种形式：顺流式、逆流式和叉流式。

①顺流式热交换器

顺流式热交换器的冷流与热流流动方向相同，这样冷、热流之间的温差越来越小，热交换能力也越来越小，所以效率不高。

②逆流式热交换器

逆流式热交换器的冷流与热流方向相反，则冷、热气流之间的温差可以一直保持比较大，因此流体间的热交换比较充分，其热交换效率比顺流式高，但结构上较复杂。

③叉流式热交换器

叉流式热交换器冷、热气流为正交，其热交换效率在顺流式与逆流式之间。如采用多程叉流式热交换器，其效率可以与逆流式接近。

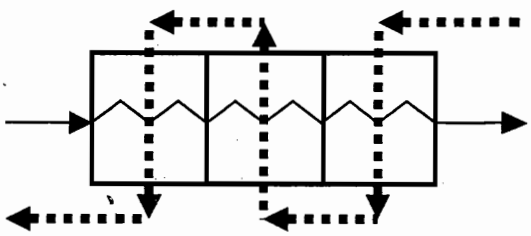


图 6－21 逆流三流程叉流式热交换器

空调系统中使用的热交换器有些是单流程的，而有些则是多流程的，所谓流程是指热交换器芯体的数目，如图 6－21 为逆流三流程叉流式热交换器，可以看出它是由三个芯体组成的热交换器，每个芯体中两流体为交叉流动，而从整个热交换器来看，两流体为逆向流动。

冲压空气系统的作用是利用飞机飞行时的气流，将飞机外部空气引入到飞机内部作为热交换器的冷却介质。如图 6－22 所示，冲压空气系统由进口门、出口门、进出口门电作动器、风扇及冲压空气管道组成。通过进、出口门开度的调节，可调节冲压空气管道空气的流量。温度控制系统可通过对冲压空气进、出口风门的调节来调节组件出口的温度，即冷路空气的温度。

涡轮压气机式的冷却系统，常采用单独的冲压空气风扇。当飞机在地面或飞行速度较低时，风扇工作，抽吸外界空气，保持冲压空气管道内有足够的空气流量，从而保证热交换器冷却空气的流量。当飞机飞行速度较高时，风扇处于停车状态。

三轮式空调系统的冷却风扇与涡轮和压气机同轴，所以只要空调组件工作，风扇就转动，保证飞机在地面及低速飞行时冲压空气管道内空气的流量，从而保证热交换器的冷却效果。

冷却系统中的水分离器分离出来的水分一般都通到冲压空气的进口管道内，水分的蒸发可增大热交换器的冷却效果。

(2) 涡轮冷却器（空气循环机）

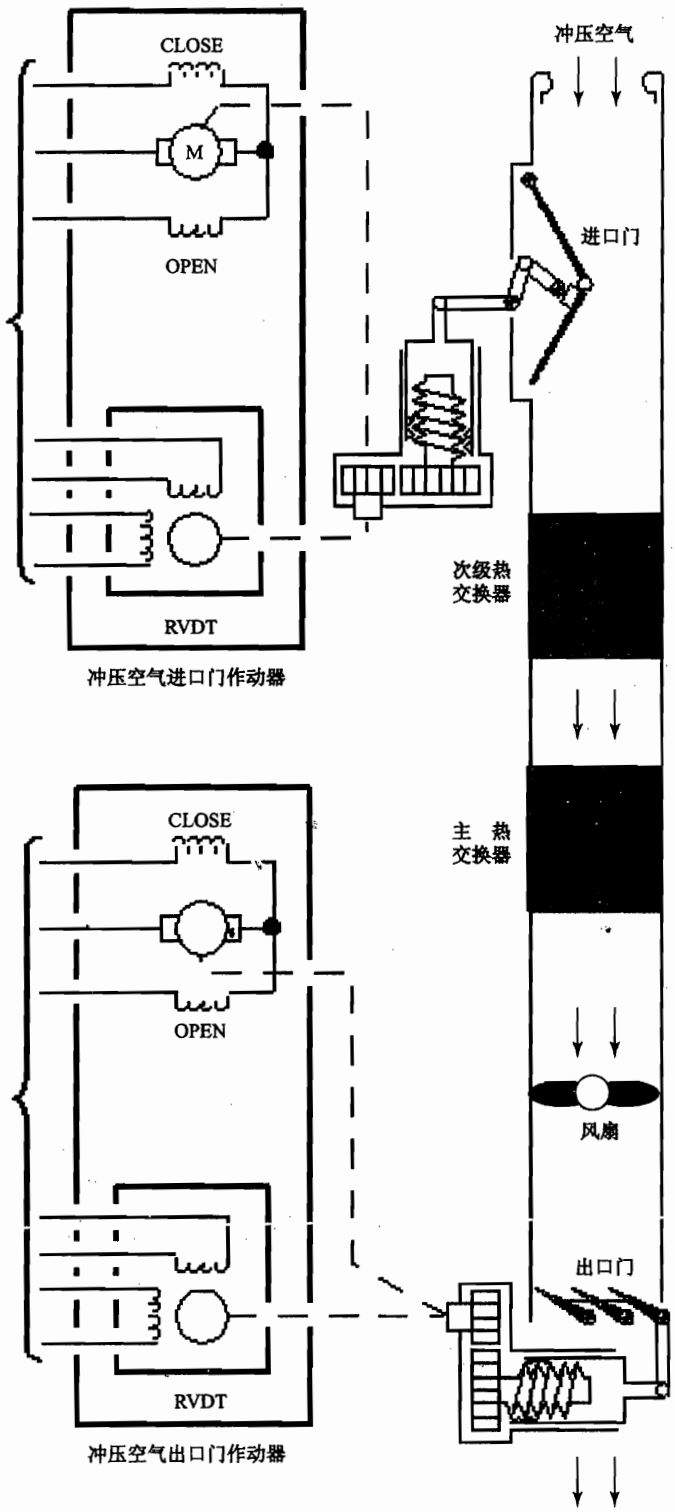


图 6－22　冲压空气系统

随着飞机飞行速度的增大，热交换器的换热效率显著降低，不能满足座舱温度调节的需求，因此需要采用效率较高的涡轮冷却器。

涡轮冷却器的冷却原理是：空气绝热膨胀做功时，其温度显著降低。空气流过涡轮时，其温度和压力都降低。高速气流流入涡轮叶轮，冲击叶轮，使叶轮产生高速旋转，涡轮的转动又带动同轴的压气机或风扇转动。

根据负载的不同，涡轮冷却器分为三类：涡轮风扇式、涡轮压气机式和涡轮风扇压气机式（三轮式）。涡轮风扇式涡轮冷却器以风扇作为吸收涡轮功率的负载；涡轮压气机式涡轮冷却器以压气机作为吸收涡轮功率的负载，应用于升压式空气循环冷却系统，这种涡轮冷却器也称为升压式涡轮。在三轮式空气循环冷却系统中，同时采用风扇和压气机作为涡轮的负载。

涡轮冷却器通常又称为 ACM（AIR CYCLE MACNINE），即空气循环机。图 6－23 为三轮式涡轮冷却器。它包括一个单轴的转动组合件，上面安装有压气机、涡轮和风扇，由空气轴承支撑这个旋转组件。涡轮在转动轴的一端，风扇在轴的另一端，压气机位于涡轮和风扇之间。气流流过主热交换器进入离心式压气机，压气机压缩气体提高了气体的压力和温度，随后气体通过高压水分离器，然后进入涡轮，在涡轮内气体膨胀，产生动力驱动压气机和风扇转动，由于气体消耗内能对涡轮做功，使气体温度进一步降低。在空中，风扇协助冲压空气流动；在地面没有冲压空气情况下，由风扇提供所有的冷却气流。

有些涡轮冷却器采用机械轴承，要维持其高速转动就需要润滑和冷却装置（如图 6－13 所示）。涡轮冷却器一个很重要的维护工作就是加注滑油，以保证其润滑部分的正常工作。现代飞机广泛采用了空气轴承取代机械轴承（如图 6－23 所示），从而减少了加注滑油的维护工作。所谓空气轴承就是涡轮冷却器转子（ACM）在高速转动时，借助于气动力，使转子悬浮于空气中高速转动，转子直接与气膜接触，因而摩擦力大大减小，效率明显提高。

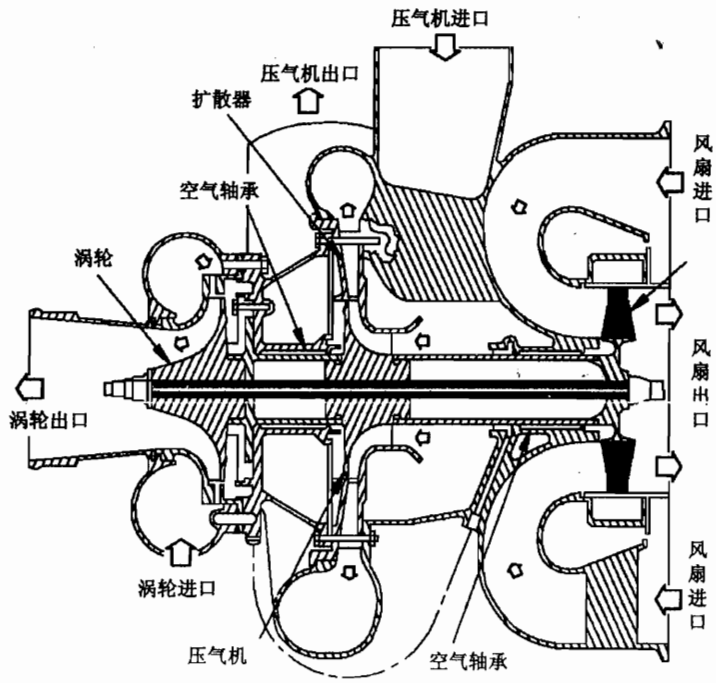


图 6－23 三轮式涡轮冷却器（采用空气轴承）

6.3.3 温度控制系统

温度控制系统的主要作用是控制驾驶舱和客舱的温度。控制座舱温度是通过不断改变供往座舱空气的温度来实现的。改变座舱供气温度的方法是控制冷热路空气的混合比例。改变冷热路空气混合比例的方法主要有两种形式。一种是总供气量不变，通常由流量控制活门控制，只改变冷热路空气的流量比例，称为纯混合比控制。另一种是只对热空气流量进行控制，称为旁路控制。现代民航客机多采用第一种形式。而纯混合比控制的形式又有两种方式。一种是采用冷热路共同控制的方法控制供气温度，此方式常用于涡轮/压气机式空调系统。另一种是只控制热路流量来控制冷热路空气的混合比例，此方式多用于涡轮压气机风扇式（即三轮式）空调系统。

6.3.3.1 涡轮/压气机式座舱温度控制系统

如图6－24所示，座舱温度控制系统的基本组成如下。

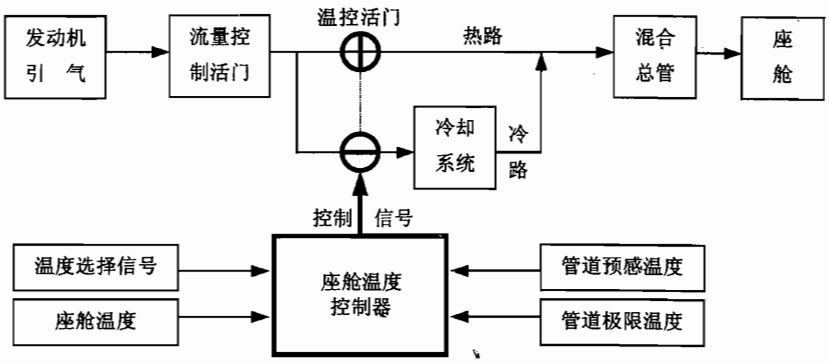


图6－24 典型涡轮/压气机式座舱温度控制系统

(1) 温度传感器

温度控制系统的温度传感器主要有座舱温度传感器、座舱供气管道极限温度传感器和供气管道预感温度传感器。

①座舱温度传感器

主要用于感受座舱（包括驾驶舱和客舱）的温度，并将温度信号传送给座舱温度控制器。

②座舱供气管道预感温度传感器

用于感受座舱供气管道温度变化速率，它可以预感到不久即将发生的供气温度和环境温度的变化所引起的干扰。此信号传送到座舱温度控制器，用于座舱温度控制。

③供气管路极限温度传感器

用于感受座舱供气管路的极限温度，防止由于温差过大而引起的供气管路温度过高或过低的现象。此传感信号传送到座舱温度控制器。

(2) 电子式座舱温度控制器

座舱温度控制器是座舱温度控制的指挥中心。它接受来自座舱温度传感器、座舱供气管道温度传感器、座舱供气管道极限温度传感器及温度选择信号，经过合成放大后向温度控制活门发出指令，控制活门的开度。电子式座舱温度控制器的基本工作原理是电桥原理，一般在控制器内有三个电桥。

①温度电桥

如图 6－25 所示，温度电桥利用座舱温度传感器电阻作为电桥的一个桥臂，温度选择器电阻作为另一个桥臂。座舱温度选择器用于选择座舱的温度。电桥的另外两个电阻为固定电阻。电源电压为 V_0，输出电压为 V_E。当座舱实际温度与选定温度相等时，电桥平衡，电桥输出信号 $V_E=0$；当座舱温度变化时，座舱温度传感器电阻值变化，电桥失去平衡，有输出信号，所输出的信号与温度的偏差成正比，将此温差信号经过放大和处理后，用于控制温度控制活门的开度，改变冷、热路空气的混合比例，使座舱温度保持在选定值。

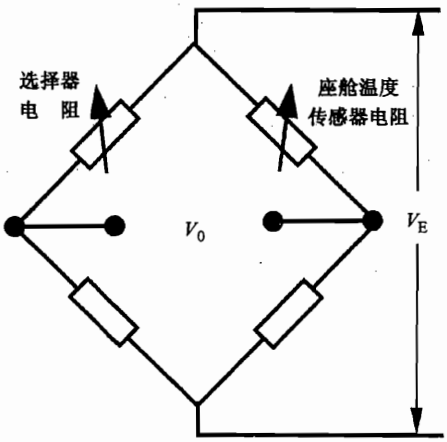


图 6－25 温度电桥电路

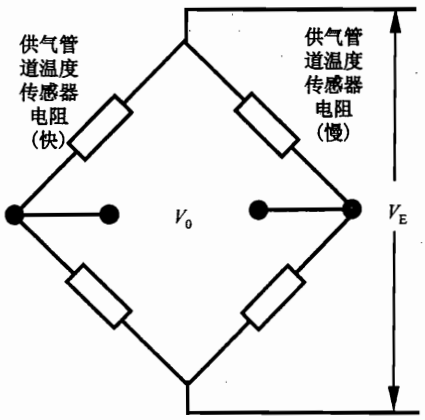


图 6－26 预感电桥电路

②预感电桥

预感电桥的作用是进行超前校正，改善过渡过程的快速性能和减少波动。预感电桥两个桥臂分别是供气管道温度传感器的快、慢件。快件传感器只是电阻丝本身，而慢件则是把与快件完全相同的电阻丝绕在铜质的金属芯上（或将电阻丝放于热阻套内）。由于金属芯的热惯性，使其电阻值的变化落后于快件。电桥的另外两个桥臂为固定电阻。当座舱温度稳定，供气管道的温度也稳定时，管道温度传感器快、慢件电阻相等，电桥平衡，没有信号输出；当座舱温度变化及管道温度变化时，快、慢件电阻值不相等，电桥便有信号输出。将这些信号用于温度控制，可感受座舱供气管道空气温度变化率，并将信号传送到温度控制器，对座舱温度的变化提前作出反应，减小超调量。

③极限温度控制电桥

感受座舱供气管道空气温度并将其与预定最高极限温度比较，当达到预定极限温度时，输出信号使温控活门向全冷方向转动，以确保安全。

(3) 温度控制活门

温度控制活门（或称混气活门），用于控制冷、热路空气的混合比例。经常采用一个电机通过联动机构控制冷、热路活门。当热路开大时，冷路同时关小；当热路关小时，冷路同时开大。

6.3.3.2 典型飞机温度控制系统

飞机座舱温度控制系统一般都有自动和人工工作方式。当温度控制面板上的座舱温度选择电门放在“自动”位置时（如图 6－27 所示），座舱温度控制系统将按照选定的座舱温度自动控制温度控制活门(混气活门)的开度，使座舱温度等于选定温度。此温度控制活门

（混气活门）通常是一个由电机同轴驱动的双联蝶形活门（如图6－28、图6－30所示），其冷路活门控制通过冷却组件的冷空气的流量，热路活门控制不通过冷却组件的热空气的流量。当热路活门全开时，冷路活门全关；热路活门向关闭方向运动的同时，冷路活门则与之成比例地向开大方向运动。在活门轴上安装有一个感觉活门位置的电位器，将活门位置信号输送到温度控制面板上的活门位置指示器。

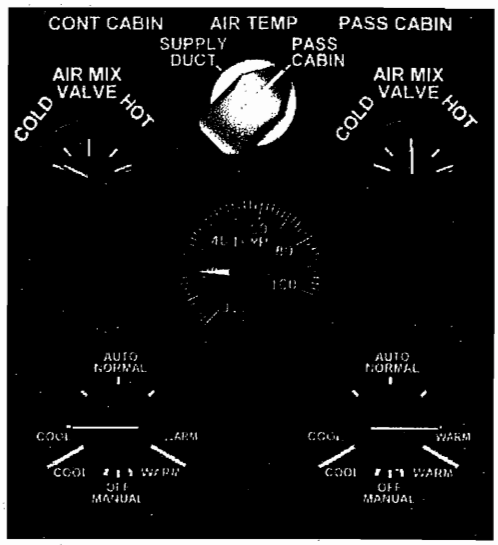


图6－27 座舱温度控制面板

当温度选择器选择到一个新的温度时，或座舱温度发生变化时，座舱温度电桥就会产生不平衡而有舱温误差信号输出。当座舱温度高于或低于所选定的温度时，输出的信号是温控活门朝冷的方向或朝热的方向运动，使座舱温度降低或升高，以接近选择的温度值。当舱温变到与选择的温度相等时，电桥平衡而无输出信号，温控活门的开度就保持不变。

冷路空气：引气→流量活门→主热交换器→温控活门（混气活门冷路）→压气机→次级热交换器→涡轮→水分离器→混合室

热路空气：引气→流量活门→温控活门（混气活门热路）→混合室

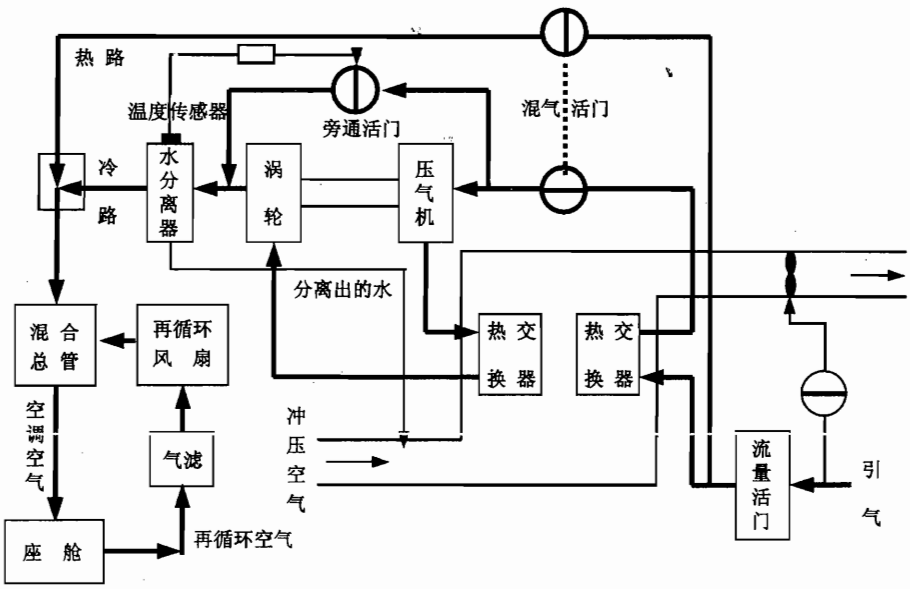


图6－28 典型座舱温度控制系统

当座舱温度与选定温度有偏差时，控制器会发出指令控制温控活门运动。由于座舱温度有很大的热惯性，当温控活门到达预定位置时，座舱温度不会很快到达选定温度，因而使温度控制器继续控制温控活门转动。因而使温控活门转动过头。当舱温到达选定值时，温控活门已远远偏离了预定位置，使座舱温度不平衡。由于有了供气管路预感温度传感器，它可以感受到供气温度的变化速率，预感到不久即将发生的供气温度的变化。此信号传送到座舱温

度控制器，可以在供气温度和环境温度还没有明显变化之前，提早开始控制。例如，在有显著的温度增长速度但还没有明显的温度变化时，提早把温控活门向冷路开大方向运动。因而可以大大改善温度控制的快速性，防止超调。

如果在控制过程中座舱供气管道达到了供气管道的极限温度，会导致极限温度控制电桥产生偏差，输出信号，使温控活门朝全冷的方向运动，以防止供气管道超温，确保安全。

当自动温度控制系统失效时，可选择人工方式控制。将座舱温度控制面板上的温度选择电门放在“人工”位置，可由人工控制电门直接控制温度控制活门（混气活门）的运动，人工调节冷、热路空气的混合比例控制座舱温度。此时可通过温度控制面板上座舱温度仪表监控座舱温度以及温度控制活门（混气活门）的位置。

6.3.4 再循环系统

再循环系统的主要作用是通过将座舱空气的再循环利用，减少用于座舱空调的发动机引气。它主要由气滤、再循环风扇、单向活门等组成。座舱空气可通过气滤、再循环风扇、单向活门和管路输送到分配总管，通过分配总管重新输送到座舱内。一般大约有50%的空气来自再循环空气，其余来自外界的新鲜空气。

如图6－29所示，座舱空气通过格栅通气孔流到收集管内，收集管收集使用过的空气，经过空气滤、再循环风扇、单向活门到达主分配总管，然后再通过分配系统供往客舱。

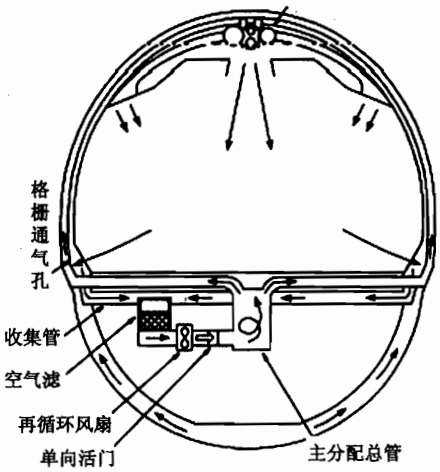


图6－29 座舱空气再循环

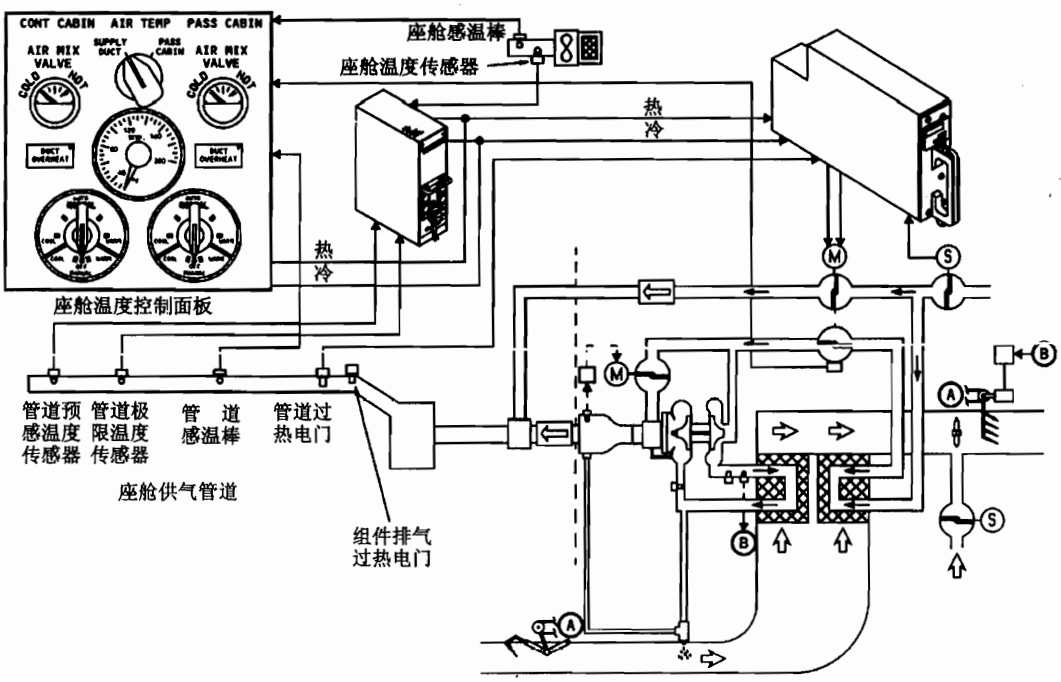


图6－30 典型座舱温度控制系统

6.3.5 座舱空气分配系统

座舱空气分配系统的作用是将调节好的空调空气输送到各个舱区。它包括从分配总管到各个舱区的出气口之间的所有管路和附件，如图 6－31 所示。

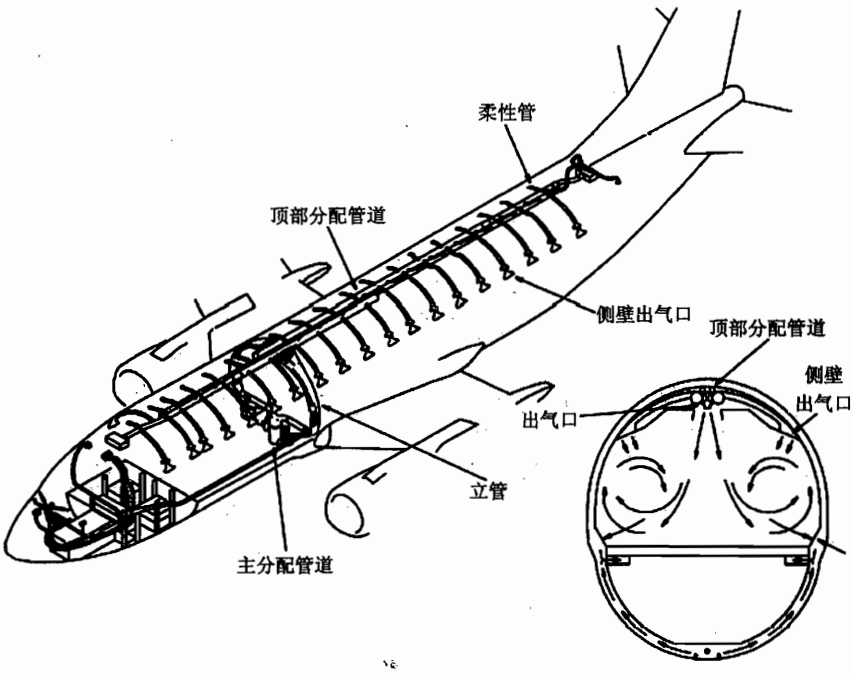


图 6－31 座舱空气分配

对于双发飞机的空调系统，驾驶舱空调空气来自左空调组件。如果左组件不工作，驾驶舱也可以从右组件获得空调空气。驾驶舱空气分配系统使机组成员选择与其他舱区不同的空气温度。

不同飞机驾驶舱空气出口分布不同，如图 6－32 所示为波音 777 飞机驾驶舱空气出口的分布。

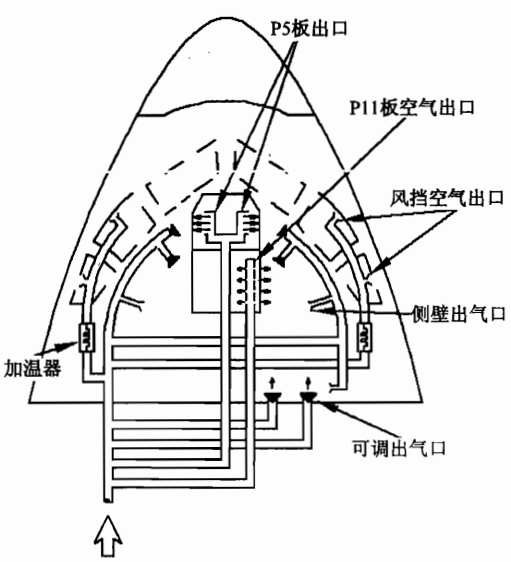


图 6－32 波音 777 飞机驾驶舱空气分配

客舱空气分配系统将空调空气输送到驾驶舱的各个舱区。空调空气通过立管流到客舱顶部分配管道，从舱顶和侧壁空气出口喷出。

6.3.6 货舱加温系统

货舱加温系统用于保持货舱温度高于冰点温度。货舱加温主要包括如下加温方式。

(1) 气源系统热路空气加温

图 6－33 所示为 A320 前货舱加温系统图。它是通过将气源系统热路空气（未与冷路空气混合）通到前货舱进行加温的，有两种工作方式：

①飞机在地面和飞机在空中，且座舱余压不超过 1 PSI；

②飞机在空中且座舱余压超过 1 PSI。

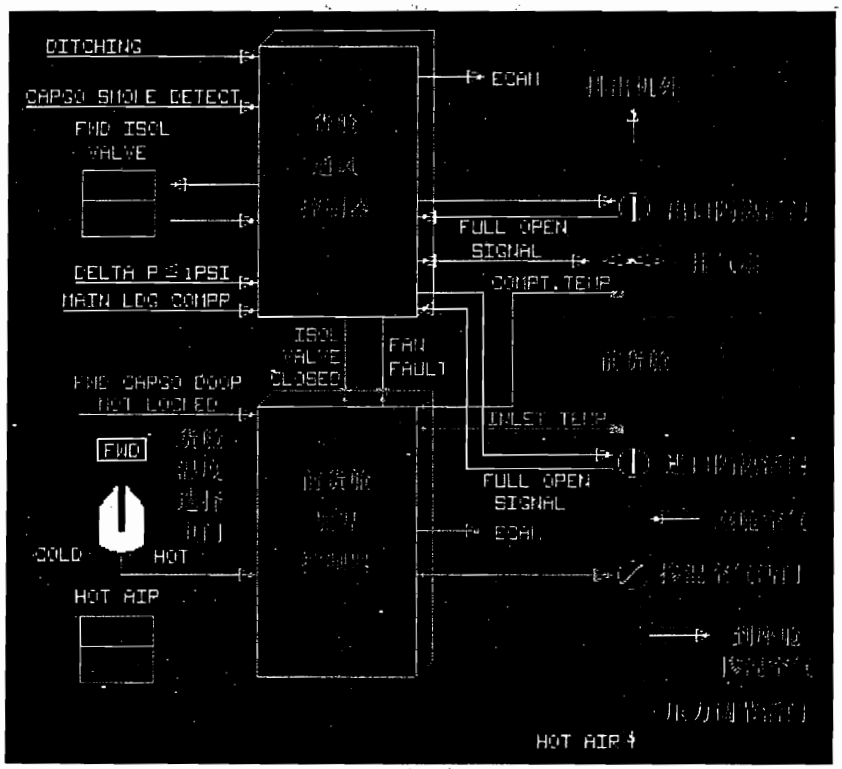


图 6－33 A320 前货舱通风、加温系统

当货舱加温工作于第一种工作方式，且进、出口隔离活门打开时，排气扇工作；当工作于第二种工作方式，排气扇停止工作。

压力调节活门调节供往掺混空气活门的热路空气压力（高于座舱压力 4 PSI），掺混空气活门调节热空气的流量，其出口空气与座舱环境空气混合，以获得需要的温度。进口隔离活门控制通往前货舱的空气。

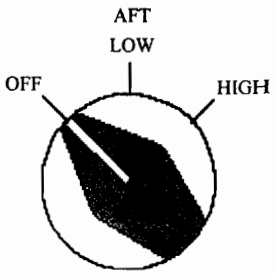


图 6－34 波音 777 后货舱温度选择电门

按下前隔离活门控制电门，如果两个隔离活门都打开而且座舱余压小于或等于 1PSI，则排气扇工作。如果控制电门在“OFF”位置或探测到有烟雾，则两个隔离活门关闭，排气扇停止工作。货舱温度选择电门用于设定货舱温度，选择范围在 5～26℃。前货

舱加温控制器通过控制掺混空气活门控制货舱温度。

波音777飞机的后货舱及散装货舱也是由气源系统热空气加温的，其货舱温度选择电门有三个位置，“OFF”、“LOW”和“HIGH”位。当选择“HIGH”位时，可调节货舱温度在70°F（21℃）；当选择“LOW”位时，可调节货舱温度在45°F（7℃）。相比较，A320可以进行更精确的货舱温度控制。

（2）设备冷却系统排出的热空气加温

图6－35所示为波音777前货舱加温系统，它利用设备冷却系统的排气进行加温。

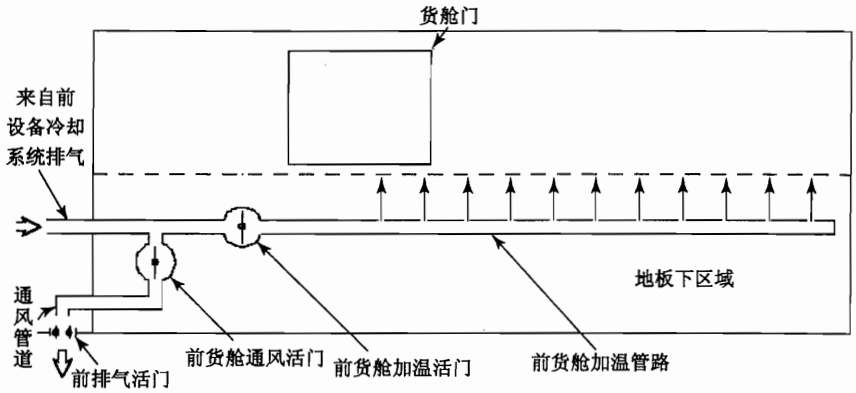


图6－35 波音777飞机前货舱加温系统

来自前设备冷却系统的排气经加温活门，可以供到前货舱，前货舱加温管路位于前货舱地板下。通风管道可将空气引到前排气活门的附近区域。

当飞机在地面时，如果在大气总温探头处的温度达到55°F（13℃），则加温活门关闭；如果温度低于50°F（10℃），则加温活门打开。当飞机在空中时，前货舱加温活门打开。前货舱加温没有温度选择电门。

波音747－400飞机前货舱加温也采用设备冷却系统的排气，但在其加温管路上还有加温器。加温器由加温电门自动控制，当温度降低到40°F（4℃）时，加温器通电；升高到50°F（10℃）断电。

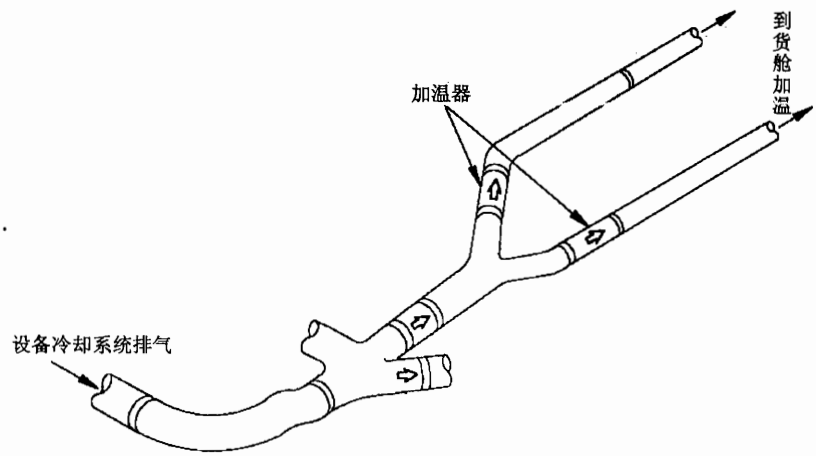


图6－36 波音747－400飞机前货舱加温管路

(3) 货舱内部空气循环加温

图 6－37 所示为波音 757 飞机前货舱加温系统，它通过抽取前货舱的空气，让空气流过加温风扇。加温风扇对空气加温，再将加温后的空气输送回前货舱。

如果货舱温度低于 50°F（10℃），前货舱热电门闭合，加温风扇工作。风扇抽取前货舱的空气，空气流过加温风扇，空气被加温。加温风扇又将加温后的空气输送回货舱。

当前货舱温度达到 70°F（21℃）时，前货舱温度热电门断开，从而切断了供往加温风扇的电力，加温风扇停止工作。

前货舱加温完全是自动进行的，没有加温控制电门控制。

波音 757 飞机后货舱加温除风扇之外，还增设了电加温器，仍采用货舱内部空气循环加温方式。

(4) 客舱空气加温

有的飞机（如波音 737 后货舱）仅依靠客舱空气进行加温。如图 6－38 所示，客舱空调空气通过客舱侧壁地板附近的通气格栅，进入货舱侧壁的夹层内，对货舱进行加温。

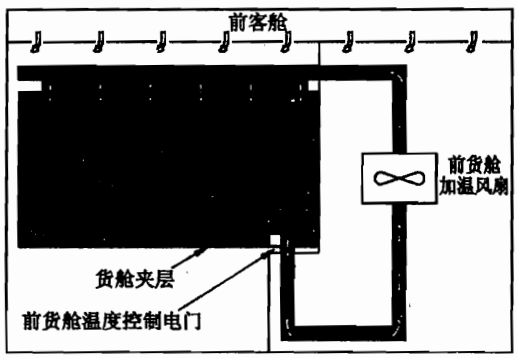


图 6－37 波音 757 飞机前货舱加温系统

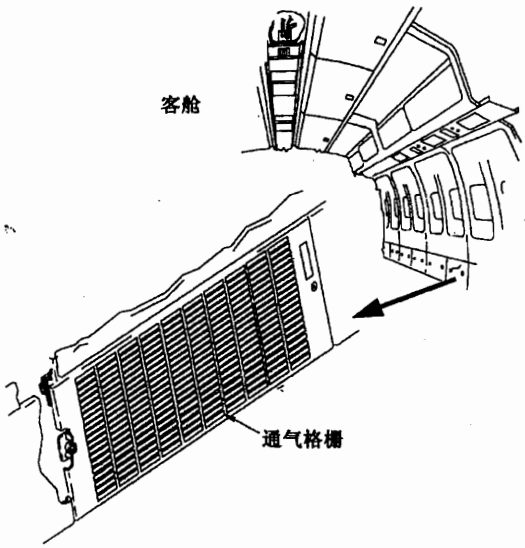


图 6－38 客舱空气通过通气格栅到货舱夹层对货舱加温

现代民航客机通常不仅采用一种加温方式，如表 6－4 所示为几种客机的货舱加温方式。在这些加温方式中，客舱空气可以通过通气格栅流入货舱侧壁夹层对货舱加温。

表 6－4 现代民航客机货舱加温方式

机　型	前　货　舱	后　货　舱
A320	气源系统热空气	气源系统热空气
波音 737	电子设备冷却	客舱空气
波音 747－400	设备冷却排气＋电阻加温器	气源系统热空气
波音 757	加温风扇＋客舱空气	加温风扇＋电阻式电加温器
波音 767	气源系统热空气	气源系统热空气
波音 777	设备冷却排气	气源系统热空气

6.3.7 设备冷却系统

设备冷却系统用于对电子设备进行冷却，保证电子设备正常工作。

供气风扇可向电子设备提供空调空气，排气风扇将电子设备工作时产生的热量排走。排出的热气可用于货舱加温或直接排出机外。

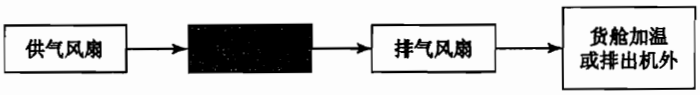


图 6－39 设备冷却系统框图

6.3.8 通风系统

通风系统主要作用是：

(1) 除去厨房、卫生间异味；

(2) 强迫空气流过驾驶舱、客舱和货舱温度传感器。

不同机型的飞机还会有一些其他作用。通风系统排出的空气可以通过排气活门排出机外。

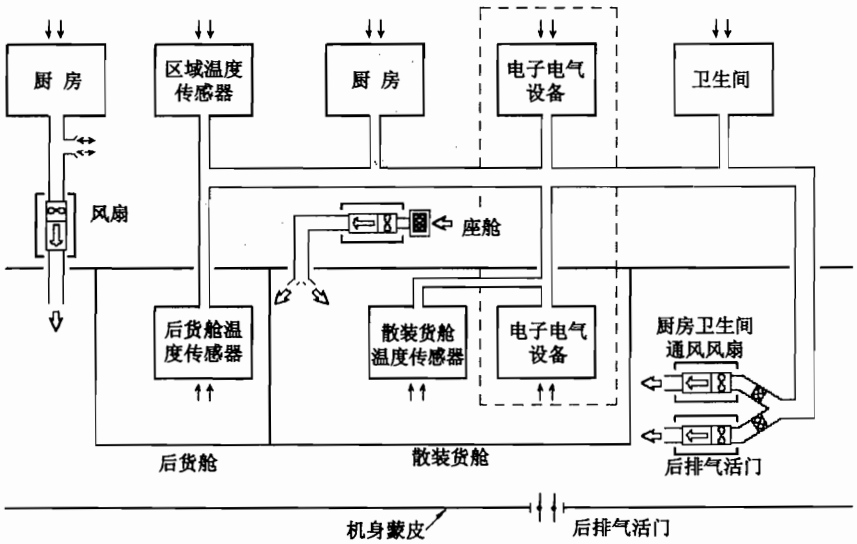


图 6－40 波音 777 飞机通风系统

6.3.9 空调系统的非正常工作

6.3.9.1 空调系统的自动关断

为保持空调系统的安全正常工作，在某些情况下，空调系统会自动关断。空调系统关断是指通往空调组件的空气被切断，即流量控制活门关断。

(1) 超温关断

现代民航飞机的空调系统，一般都对涡轮冷却器压缩机出口温度、涡轮进口温度及座舱供气管道温度进行监控，所以在压缩机出口、冷却涡轮进口及座舱供气管道都有温度传感器，这些传感器可将过热信号输送到空调系统的流量控制和关断活门，将其关闭，防止空调

系统超温。

超温关断主要有以下几种情况：

①压气机出口超温；

②涡轮进口超温；

③座舱供气管路超温。

(2) 热交换器冷却空气流量过小关断

由于空调系统的热交换器是以冲压空气作为冷却空气的，如果冲压空气流量过小，会导致热交换器的冷却效率降低，从而使空调系统超温。因此在有些飞机上的冲压空气管路装有流量传感器，当传感器感受到冲压空气流量不足时，将发出控制信号到流量控制活门，使其关闭，防止空调系统进一步超温。

(3) 起飞爬升过程中单发停车

对于双发飞机，如果在起飞爬升过程中出现一台发动机停车，则飞机只能通过单发爬升。如果此时工作的一台发动机仍继续向空调系统供气，则可能影响发动机工作。有些飞机在起飞爬升过程中如果出现单发停车，可自动将空调系统关断，以保证单发起飞推力。

6.3.9.2 空调系统压气机出口空气超温故障

空调系统涡轮冷却器压气机出口超温是一个常见的故障，也是导致空调系统关断的一个主要原因。

压气机出口超温的原因主要有：一级散热器散热空气量不足；一级散热器散热空气通道堵塞；引气控制失效；温控活门或控制器失效。排除办法是：清洗一级散热器，检查冲压散热空气通道，在地面检查地面散热风扇，检查引气及温控活门等附件。

以上为实际工作中常见的一些故障情况，而在实际维护工作中还会出现各种各样的情况。如某公司地勤人员在排除涡轮冷却器压气机出口超温故障时，经过反复检查，发现其原因是由于一级散热器管道破裂，热空气逸出到冲压空气管道，使冲压空气温度升高，即增大了热交换器的冷却空气的温度，从而导致压气机出口超温。

6.4 典型飞机空调系统

6.4.1 波音 757－200 飞机空调系统

6.4.1.1 冷却系统

座舱空气调节的首要任务就是制冷。如图 6－41 所示，波音 757 飞机冷却系统为三轮式空气循环式冷却系统。从发动机引出的气体首先通过流量控制活门，而后经过一级热交换器进行冷却。流出一级热交换器的气体进入压气机进行增压，而后进入二级热交换器，流出二级热交换器后，进入次级水分离器进行除水。流出水分离器的气体流过再加温器，再进入冷凝器内，冷凝器的冷路空气是涡轮出口的低温空气，使流经冷凝器的气体温度进一步降低，然后气体流入主除水器进行除水。空气通过高压水分离器把绝大部分的水分分离，部分没有分离的水分通过再加温器内再蒸发，较干燥的空气进入涡轮膨胀冷却而获得很低的温度，再流过冷凝器，它一方面作为冷源，另一方面把涡轮出口凝结出的少量水分或冰加温熔化并蒸发，使冷凝器出口可提供干燥而较低温的空气。冷凝器出口输出的气体即为冷路空气。

冷却系统的主要冷却组件是热交换器和涡轮冷却器。有两级空气/空气式热交换器，它的

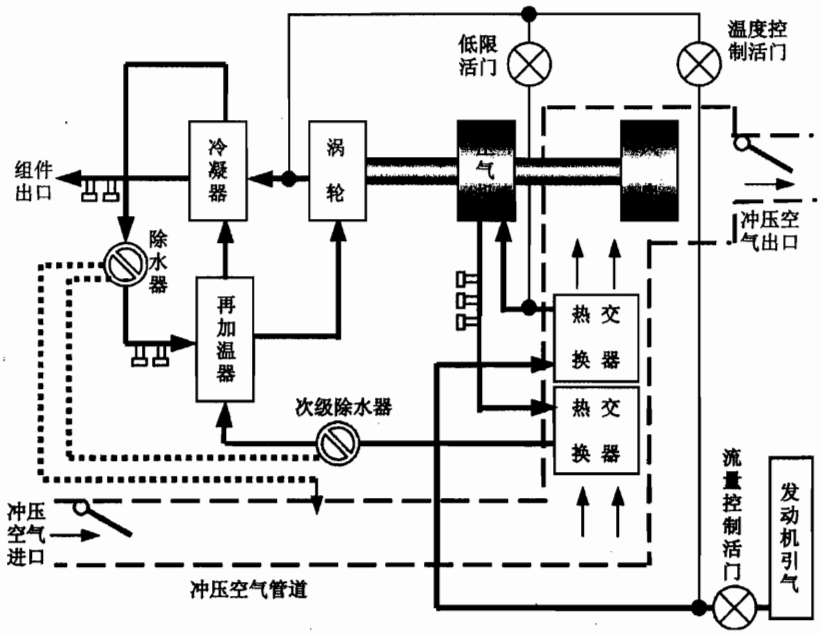


图 6－41 波音 757 飞机冷却系统

冷路空气是流过冲压空气管道的外界空气。飞机飞行时由冲压空气产生冷却空气，在地面时可由风扇提供冷却空气。在冲压空气管道内的进气门和排气门用于控制空气流量，由 115V 单向交流电机作动。涡轮冷却器由压气机、涡轮和风扇组成，它们安装于同一传动轴上。

温度控制活门是电动活门，它由 115V，400Hz 单向交流电机作动。它的作用是通过控制流量控制活门出口与涡轮出口之间的旁通管路，控制组件出口温度。

低限活门位于一级热交换器出口与涡轮出口管路上。冷凝器高压段和低压段的压力差可控制低限活门的工作，它也接受电控信号。低限活门的主要作用是为冷凝器和涡轮冷却器出口除冰；也可以在自动工作方式时，根据组件温度控制器的信号，旁通涡轮冷却器以防止压缩机出口过热，在备用－N 方式下，也可控制组件出口温度。

6.4.1.2 波音 757－200 型飞机座舱温度控制

波音 757－200 飞机座舱温度控制可分为区域温度控制及组件温度控制。

(1) 区域温度控制

如图 6－42 所示，区域温度控制将整个飞机座舱分为三个温度控制区域：驾驶舱、前客舱及后客舱区域。整个区域的温度由区域温度控制器进行控制。区域温度控制器接受温度选择电门、区域温度传感器及区域管道温度传感器的信号，向混气活门发出指令信号，通过控制其开度以分别控制三个区域的温度。座舱区域温度控制系统有三个混气活门分别控制通往三个区域的热路空气流量，而从冷却组件来的冷路空气将与这三路热空气进行混合，通过调节冷、热路空气的混合比例来控制座舱温度。掺混空气压力调节活门控制掺混空气压力比座舱压力高 4PSI，以防止由于压力差过大而产生过大的排气噪声。

(2) 组件温度控制

如图 6－43 所示，组件温度控制器接受来自区域温度控制器的需求信号，组件温度控制输出控制信号到“温度控制活门”和“冲压空气风门”，调节冷却组件的输出温度。

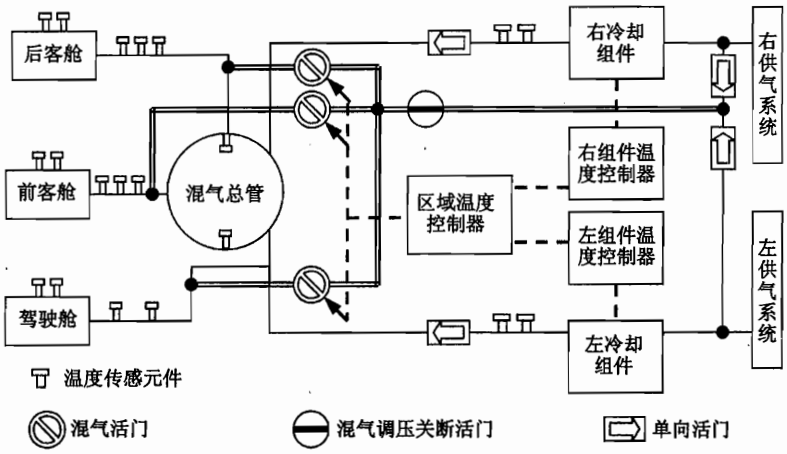


图 6－42 波音 757－200 飞机座舱区域温度控制

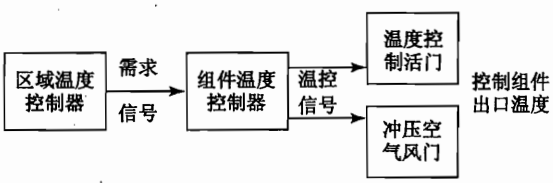


图 6－43 冷却组件温度控制

6.4.2 波音 777 飞机空调系统

6.4.2.1 波音 777－200 飞机冷却系统

座舱温度调节的首要任务就是制冷。如图 6－44 所示，波音 777 飞机冷却系统为独特的四轮式空气循环冷却系统，它与传统的三轮式空气循环冷却系统的主要区别是它采用了两级冷却涡轮。从发动机引出的气体首先通过流量控制活门，而后经过主热交换器（PRI HX），流出主热交换器的气体进入压气机进行增压，然后流入次级热交换器（SEC HX）；流出次级热交换器的气体，流过再加温器，再进入冷凝器内，冷凝器的冷路空气是涡轮出口的低温空气，使流经冷凝器的气体温度进一步降低，然后气体流入除水器进行除水。空气通过高压水分离器把绝大部分的水分分离，部分没有分离的水分通过再加温器再蒸发，较干燥的空气进入一级涡轮膨胀冷却而获得很低的温度，再通过冷凝器，它一方面作为冷源，另一方面把涡轮出口凝结出的少量水分或冰加温熔化并蒸发，使冷凝器出口可提供干燥而较低温度的空气；然后气体流入二级冷却涡轮。从二级冷却涡轮流出的气体即为冷路空气。

波音 777 是双发动机飞机，共有左、右两个冷却系统，其主要冷却组件是热交换器和涡轮冷却器(ACM:空气循环机)。每个系统有两级空气/空气式热交换器，它的冷却空气是流过冲压空气管道的外界空气。飞机飞行时由冲压空气产生冷却空气，在地面时可由风扇提供冷却空气。在冲压空气管道内的进气门和排气门用于控制管道内的冷却空气流量，它由 115V 交流电机作动。涡轮冷却器(ACM)由压气机、两级涡轮和风扇组成，它们安装于同一传动轴上。气体通过 ACM 的压缩机时，压力升高；气体流过 ACM 的冷却涡轮时，发生绝热膨胀过程，气体对涡轮做功使其转动，同时由于消耗了气体的内能，使其温度降低，从而产生冷路空气。

6.4.2.2 波音 777－200 座舱温度控制

飞机座舱温度控制分成组件温度控制及区域温度控制两个部分，由座舱温度控制器(CTC)

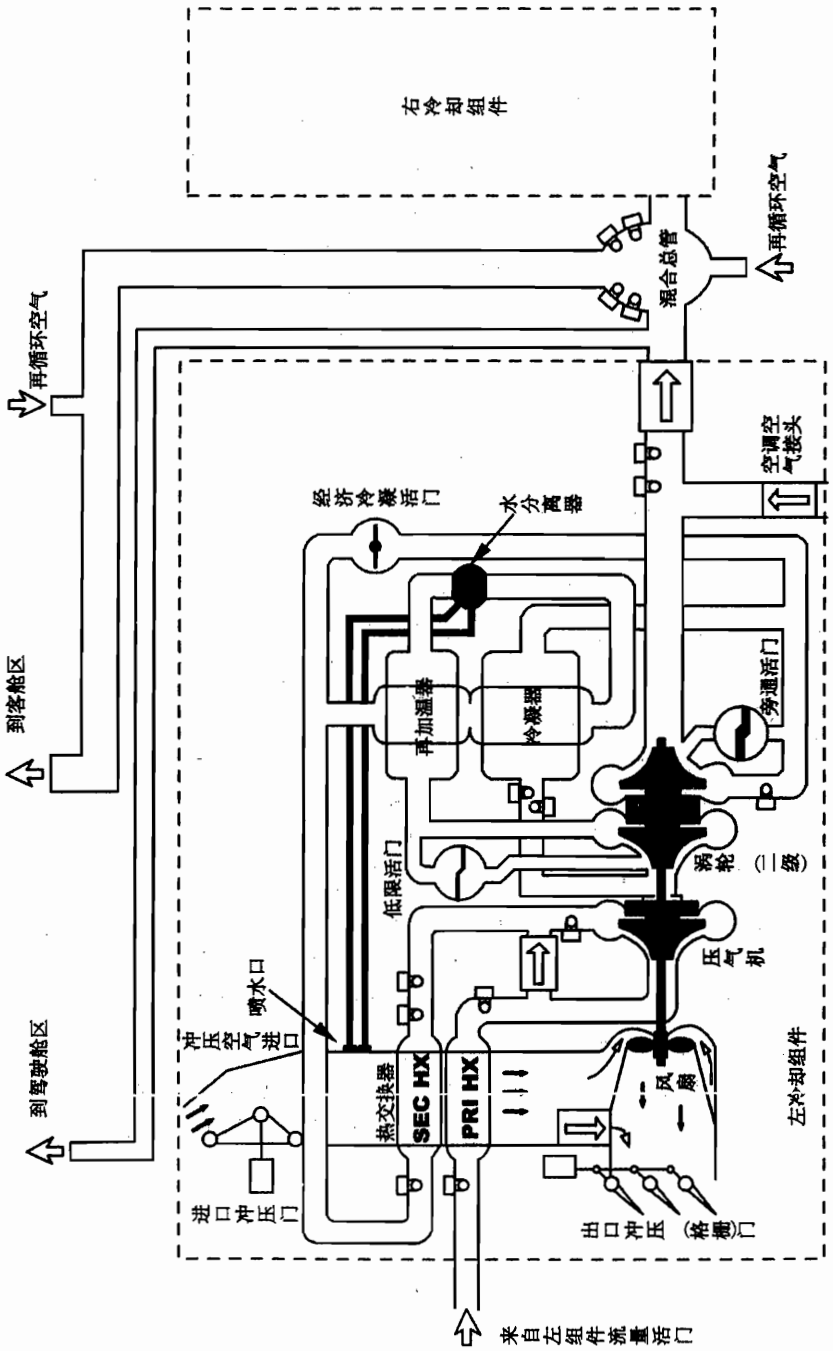


图 6－44　波音 777 飞机冷却系统温度控制

控制。冷却组件出口空气温度控制是飞机座舱温度控制的前提。在冷却系统中主要通过三个部件的控制实现组件出口温度控制。冲压空气管道是为热交换器提供冷却空气的管道,其进口及出口都有冲压空气风门,冲压门的开度直接影响了热交换器冷却空气的流量,因而可用于控制组件出口温度;在 ACM 的两级涡轮的进出口之间各有一条旁通管路,在一级涡轮的旁通管路上有一活门称为“低限活门”,在二级涡轮的旁通管路上有另一活门称为“涡轮旁通活门”,当这些活门打开时,可以旁通各自的涡轮,从而提高气体的温度。因此,通过控制低限活门和涡轮旁通活门的开度,就可以控制冷却组件出口温度。飞机座舱温度控制系统通过监控 ACM 压缩机出口及组件出口温度控制冷却组件的输出温度。在自动温度控制方式下,座舱温度控制器(CTC)通过控制涡轮旁通活门、低限活门和进出口冲压门的开度来控制冷却组件的输出温度。

CTC 可监控 ACM 压缩机出口温度,当压缩机出口温度较低时,调节冲压门开度以控制组件出口温度;如果压缩机出口温度升高,则可将冲压门全开;如果压缩机出口温度继续升高,可通过减小组件流量以增加冷却效果,防止压缩机出口超温。在单组件工作的情况下,还可以通过座舱供气压力控制器(ASCPC)寻求更低的引气输出温度,以降低通往冷却组件的发动机引气的温度。

当组件出口温度低于 70℃时,CTC 通过调节涡轮旁通活门及冲压门的开度控制组件输出温度;当组件输出温度在 71℃至 82℃之间时,CTC 调节冷却组件到全冷的位置,即冲压门到全开的位置,而涡轮旁通活门到全关的位置;当组件输出温度高于 82℃时,高温信号传送到座舱供气压力控制器(ASCPC),ASCPC 将降低引气的供气温度,或减小引气的流量;当组件输出温度超过 88℃时,CTC 输送信号到流量控制活门,将此冷却组件关断。CTC 通过低限活门以防止冷凝器结冰,低限活门控制一级冷却涡轮的一条旁通路,以控制冷凝器进口的温度不低于 1℃。

如图 6-45 所示,冷却组件调节的冷路空气最终将与热路空气混合,通过调节冷、热路空气的混合比例以控制座舱温度。热路空气由混气压力调节活门及区域混气活门控制。混气压力调节活门确保空气压力高于座舱压力在 2~8.5PSI 之间,通常此压力差为 5PSI,此压差限制主要是为了在空气流入座舱内时,不会由于压力差过大而产生过大的噪声。热路空气的流量由区域混气活门控制,它通过改变热路空气的流量,调节冷、热路空气的混合比例,以控制进入座舱的温度。由于波音 777-200 型飞机的机身全长有 63.7m,因此其区域温度控制将飞机座舱分为驾驶舱区和客舱 A、B、C、D、E、F 区共 7 个区域,每个座舱区域都有一个区域混气活门进行区域温度控制。座舱区域温度的控制范围为 18~29℃。

6.4.2.3 波音 777-200 型飞机座舱温度控制特点

波音 777-200 型飞机座舱温度控制在结构上同其他机型温度控制系统有一定的区别。它采用独特的四轮式空气循环冷却系统,有两级冷却涡轮。此种独特的设计使其在自动温度控制时能满足各种状况下的座舱温度控制需求。

(1) 冷却组件的起动性能

ACM 是由引气带动的,当具有一定压力和温度的引气流经 ACM 的冷却涡轮时,产生绝热膨胀,带动涡轮转动,从而带动整个 ACM 转动。沿引气的流动路径,冷却涡轮位于压气机的下游,因而会导致引气首先流过 ACM 的压气机,由于压气机与冷却涡轮不同的结构,会造成冷却组件难于起动。波音 777-200 型飞机在系统内设置有经济冷却单向活门(如图 6-44 所示),经济冷却单向活门与 ACM 压气机并联,当组件起动时,允许气体旁通压气机。当经济冷却单向活门打开时,空气可直接从主热交换器出口流到次级热交换器进口,从而让发动机压气机的引气直接冲击涡轮,对涡轮做功,带动 ACM 转动,此种设计改善了 ACM 系统的起动性能。

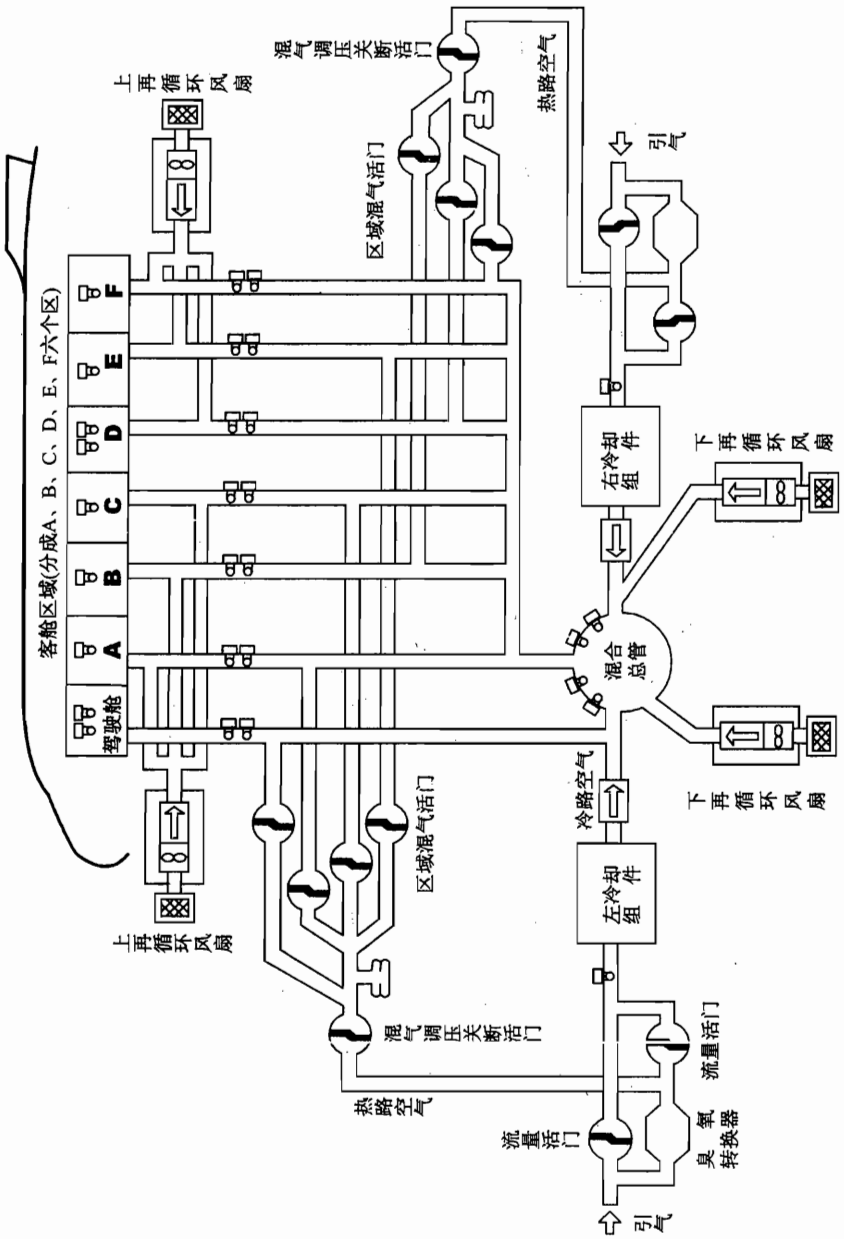


图 6－45　波音 777 区域温度控制系统

(2) 系统的环境适应能力

波音 777－200 飞机融合了各种冷却装置的性能，在各种不同的环境下能发挥出最大的效能。如图 6－44 所示，在次级热交换器出口到二级涡轮进口之间的旁通管路上有一个经济冷却活门，它可以使飞机冷却系统在某些环境状况下工作于经济冷却方式。在较低的环境温度下，座舱温度控制对冷却的需求较少，此时飞机座舱温度控制转为以经济方式运行。在经济冷却方式下，经济冷却活门打开。由于经济冷却活门控制从二级热交换器出口到二级冷却涡轮进口之间的旁通路，如果经济冷却活门打开，气体可旁通一级冷却涡轮、再加温器和冷凝器，直接从二级热交换器的出口流到二级冷却涡轮，此时的涡轮冷却器相当于一般的涡轮/压气机式空气循环冷却系统。在经济冷却方式下，CTC 可通过调节涡轮旁通活门及冲压门的开度控制冷却组件的输出温度。经济冷却活门允许空气旁通一级涡轮，使组件在较低组件进口压力的情况下提供较高的空气流量。在高空，由于组件进口压力很低，流经组件的空气流量很低，在此情况下，经济冷却活门也会打开，以保证在较低的组件进口压力的情况下有足够的空气流量。此种设计使冷却系统在各种工作环境下保证有足够的供气量。

(3) 限温控制方式

座舱超温是飞机座舱空气调节系统的常见故障。波音 777－200 型飞机通过控制冲压门、低限活门及涡轮旁通活门开度，调节冷却组件的出口温度。当 ACM 压缩机出口或组件出口温度超过一定值时，CTC 还能通过控制流量控制活门的开度来减小供往冷却组件的流量，防止组件出口的温度过高；当单个组件工作，或组件故障，或 ACM 故障时，座舱温度控制系统还可以通过 ASCPC 进一步降低通往冷却组件的引气温度。组件温度控制与引气温度控制的关联性，是波音 777－200 型飞机限温控制的一大特点。

(4) 系统抗故障能力

在飞机座舱温度控制系统中，冷却系统部件故障是导致整个系统温度失控的重要原因。冷却系统部件故障会使冷却系统的冷却能力降低，从而导致飞机座舱超温，甚至组件关断。波音 777－200 型飞机在设计中针对可能的部件故障情况，采取了部件故障状态下的备用工作方式。ACM 是高速转动部件，比较容易发生故障。如果 ACM 故障，则组件工作于热交换器备用冷却方式，相关的 CTC 调节经济冷却活门、低限活门和涡轮旁通活门到完全打开位置。在此种工作方式下，气体可以通过主热交换器、经济冷却单向活门、次级热交换器、经济冷却活门、涡轮旁通活门流出冷却组件，仅通过热交换器产生冷却空气，CTC 调节冲压门的位置以控制冷却组件的输出温度。如果组件出口不能保持必要的温度，且涡轮旁通活门未完全打开，CTC 向 ASCPC 发出信号，寻求降低发动机引气温度。

如果发生冲压门故障，冲压门运动限制装置可使排气门的流通面积不小于进气门的流通面积，以最大限度保证热交换器的冷却效果。如果由于冲压门的故障不能控制冷却组件出口的温度，CTC 将控制流量控制活门，减小组件空气流量，增加热交换器的冷却效果。

如果发生低限活门故障，CTC 通过调节组件流量，保持冷凝器进口温度不低于 1℃。如果涡轮旁通活门故障，CTC 通过调节冲压门开度，调节冲压空气流量以控制组件出口温度；如果组件不能保持必要的温度，CTC 调节组件流量来控制到混合总管的温度。

以上设计功能保证了在系统中某些部件故障的情况下，仍能确保系统在特定条件下工作，不会立刻导致系统保护性关断，使系统的抗故障能力得到了很大的提高。

6.5 蒸发循环冷却系统

蒸发循环冷却系统用于某些大型运输机上。这个系统通常比空气循环系统有较大的冷却能力，另外在地面当发动机不工作时，也能进行冷却。但由于其重量较重、体积较大，在现代民航客机上较少采用。

蒸发循环系统是利用改变作用在液体上的压力，能使液体在不同的温度下蒸发。水在海平面上气压（绝对压力）为14.7PSI时，沸点为212°F，同样的水装在一个绝对压力为90PSI的增压水箱内，其沸点就不会小于320°F。如果用一个真空泵使压力下降到（绝对压力）0.95PSI时，沸点就只有100°F。如果压力下降得更多，水的沸点就更低，例如，在（绝对压力）0.12PSI时，水在40°F时就会沸腾。如果能够保持压力与要求的沸点温度相适应，那么水就可以在不同的温度下沸腾。

热能自然地从高温物体流向低温物体。如果要使热向相反的方向流动，必须要提供若干能量。当空气被压缩时它的温度提高，而同样，当让压缩气体膨胀时，它的温度就下降。为了能达到“反向”热流动，将气体压缩到足够高的压力，以使它的温度提高到超过外界空气的温度。热将从较高温度气体流到较低温度的周围空气（散热装置）中去，这就降低了气体的热容量。再让这些气体膨胀到较低的压力，从而使温度降低，使其比被冷却空间的空气（热源）的温度还低。

图6－46所示的是一个典型的制冷循环。这个制冷循环是根据这样一个原理：当液体周围空气的压力提高时，液体的沸点就提高。

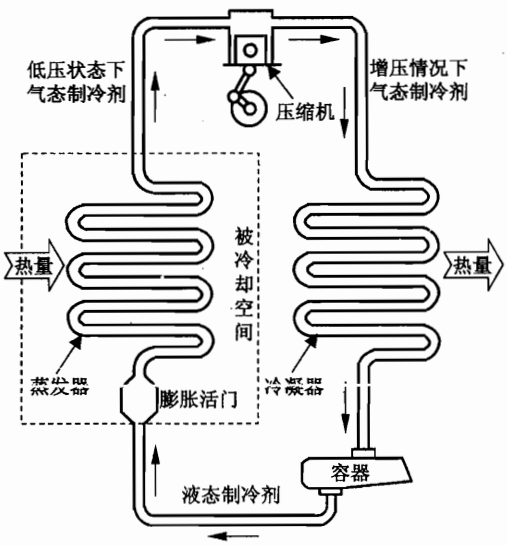


图6－46 蒸发循环冷却系统

冷却系统循环的工作情况如下：

在密闭容器里装有液态制冷剂，让其流经膨胀活门进入蒸发器里。在蒸发器里压力相当小，以便使液态制冷剂的沸点低于需要冷却的空气温度或热源。热量从被冷却的空间流向液体制冷剂，使液体制冷剂沸腾（从液态转变为气态）。从蒸发器出来的冷蒸气进入到压缩机，以提高蒸气的压力，从而提高沸点。高压高温的制冷剂流进冷凝器。热量从制冷剂流向外界

空气去，气态冷凝成液态。循环重复进行，以保持被冷却空间在选定的温度。

作为制冷剂的液体，最好是能在低温下容易沸腾的液体，当液体变为蒸气时，要吸收比较多的热。由于这个原因，液态氟利昂无论在飞机里，或在家用空调和冰箱的蒸发循环制冷装置里，都被大量使用。

氟利昂是一种流体，在大气压力下，它的沸点温度约为39°F。与其他的流体相似，当在96PSI的压力下（表压），沸点可以提高到约为150°F。这些压力和温度值仅适合于某种类型的氟利昂，不同类型的氟利昂稍有不同。

氟利昂与其他流体一样，当它从液态变为气态时，有吸热的特性。相反，当它从气态变为液态时，就要放出热量。在氟利昂冷却系统里，从液态变为气态（蒸发或沸腾），可以发生在需要吸收座舱空气热量的地方，而从气态变为液态（冷凝）应发生在热量能够释放到飞机外部的地方。

6.6 座舱增压控制系统

6.6.1 座舱增压控制原理

座舱增压控制系统的基本任务是保证在给定的飞行高度范围内，座舱的压力及其变化速率满足乘员较舒适生存的需求，而且还要保证飞机结构的安全。

座舱温度控制系统不断地把经过调节的具有一定温度和压力的空气供入座舱（驾驶舱和客舱）。座舱的供气量指供入座舱的空气流量，座舱的控制排气量指通过排气活门控制的排气流量，而座舱漏气量指由于密封不严而导致的漏气流量。要保持座舱压力不变，需要维持座舱供气量等于总排气量。要控制座舱压力增加，就需控制座舱供气量高于座舱控制排气量及座舱漏气量之和。所以通过控制供气量和排气量，可以控制座舱压力及其变化规律。

由于座舱温度控制通常通过改变供气温度和供气量来进行控制，故为了保持压力控制与温度控制互相独立，压力控制通常不采用改变供气量的方法，而采用改变排气量的方法。

目前飞机上的座舱压力调节一般都是采用保持供气量不变，通过改变排气量的方法来控制座舱压力。

6.6.2 座舱增压系统概述

6.6.2.1 正常增压控制

座舱正常增压控制系统是通过控制排气活门的开度控制座舱压力。现代飞机上一般有三种增压控制方式：例如波音737飞机上有自动方式、备用方式和人工方式；在波音757飞机上有自动1、自动2和人工方式。自动控制方式是在起飞前输入飞机巡航高度和着陆机场高度等信号后，飞机的增压控制系统完全自动工作。在自动方式下，增压系统的工作由增压控制器控制。增压控制器接受座舱高度、座舱高度变化率、座舱压力、外界大气压力、空地感应机构的空地信号及控制方式等信号，综合处理后，向排气活门发出指令，控制排气活门的运动以进行增压控制。现代民航客机的排气活门大多由电机作动，采用直流电机和交流电机。为了保证增压控制系统的可靠工作，现代飞机一般采用两套自动增压系统，如果一套增压系统出现故障，可自动转换到另外一套系统工作。如两套自动增压系统都出现故障，则可通过人工控制电门，直接控制排气活门运动，此时可通过排气活门位置指示器监控活门的运

动情况。

6.6.2.2 应急增压控制

当正常增压控制失效的情况下，有可能导致座舱内外的压差过大。在飞机急速下降时，有可能会使座舱内的压力跟不上外界空气压力的变化，导致座舱外的压力高于座舱内的压力，产生负压。我们常把座舱内的压力高于座舱外的压力称为正压力，把座舱外的压力高于座舱内的压力称为负压。座舱内外的压力差过大会影响飞机结构的安全；座舱内压力过高有可能使飞机上的乘员出现高空反应，甚至危及生命；如果飞机产生负压，有可能导致飞机结构的损伤，因为飞机座舱结构属于薄壁结构，它只能承受拉应力而几乎不能承受压应力。

应急增压控制包括：正压释压活门、负压活门、座舱高度警告系统。正压释压活门是在飞机座舱内外压力差超过一定值时打开，以释放多余的座舱压力，防止座舱内外压力差过大而影响飞机结构安全。负压活门的主要作用是防止座舱外的压力高于座舱内的压力。座舱高度警告系统是在座舱高度高于10000ft时发出警告。有的飞机上正压释压活门和负压活门合为一体，即一个安全释压活门可用于正压释压和负压释压。释压活门是独立于正常增压控制系统的。释压活门一般是气控气动式的。

6.6.2.3 座舱增压系统的主要控制参数

座舱增压控制系统的主要控制参数有座舱高度、座舱高度变化率及座舱余压。

(1) 座舱高度

座舱高度是座舱内的绝对压力所对应的距离海平面的高度。座舱高度反映的不是飞机的飞行高度，而是座舱内的压力。座舱高度与飞机的飞行高度不同。座舱高度可能大于飞行高度（如在飞机急速下降时）、等于飞行高度（如在地面自由通风时）或小于飞行高度（如在正常飞行时）。一般不允许飞机座舱高度高于飞行高度，负压活门就是为了防止飞机的座舱高度高于其飞行高度。

在正常情况下，飞机的座舱高度一般不超过8000ft（约为2400m）。

表6-5 各型飞机座舱高度

机型	波音707	波音737	波音747	波音767	A310	MD-82	图-154	运7	单位
座舱高度	7000	8000	8000	7500	8000	8000	5900	7870	ft
	2134	2438	2438	2286	2438	2438	1800	2400	m

(2) 座舱高度变化率

座舱高度变化率反映的是单位时间内座舱高度的变化情况。实际上就是反映了座舱内压力的变化速率。飞机急剧上升或下降时，由于大气压力在短时间内变化大，飞机座舱压力也相应迅速变化，引起人体肺腔、腹腔和耳腔等器官的疼痛。这是因为人体各器官腔室内压力来不及与外部压力平衡，引起组织器官膨胀或压缩。所以必须对座舱高度的变化速率加以限制。现代民航飞机座舱高度的变化速率在爬升过程中一般不超过500ft/min，下降时不超过350ft/min。一般情况下，人体对座舱内压力增加（即座舱高度降低）速率感觉灵敏。这也是座舱高度增大和减小时所允许的座舱高度变化速率不同的原因之一。

(3) 座舱余压

座舱余压指的是座舱内外的压力差，即座舱内的压力减去座舱外的大气压力。影响座舱余压的因素是飞机座舱结构强度、座舱绝对压力的最小值和爆炸减压对人体的影响。

如果座舱内的压力高于座舱外的压力常称为正压力；如果座舱内的压力低于座舱外的压

力常称为负压力。机身的结构应该能够承受座舱内外的压力差。如座舱内外的压力差过大，会使飞机结构损坏。如果座舱内外产生负压力，也会使结构产生损坏，因为飞机座舱属于薄壁结构，不能承受负压引起的压应力作用。

座舱余压必须限定在一定范围内。不同设计巡航高度的飞机其最大余压有所不同。现代民航客机最大座舱余压一般不超过 8.6～9.1PSI。

6.6.2.4 压力测量元件

压力测量元件的作用是将感受到的压力（或压力差、压力变化率），转换成与之相关的控制信号输出。

（1）压力测量元件

座舱压力测量元件一般采用真空膜盒，由于它用于测量座舱内的压力（或座舱高度），故也称为高度膜盒。其测量原理是：座舱压力作用在真空膜盒的外部。当座舱压力变化时，会使真空膜盒膨胀或收缩从而输出位移（或力）信号。真空膜盒的真空度越高，则其受温度的影响越小。

（2）压力差测量元件

测量压力差可采用开口膜盒，即开口膜盒内部与 P_1 压力相通，开口膜盒的外部与 P_2 压力相通。如果 P_1 与 P_2 之间的压力差发生变化，可使开口膜盒膨胀或收缩，从而输出位移信号。

（3）压力变化率测量元件

压力变化率测量元件用于感受座舱内的压力变化速率，即座舱高度的变化速率，输出位移（或力）的信号。测量座舱高度的变化速率可使用一个开口膜盒，也称速率膜盒。如图 6－47 所示。

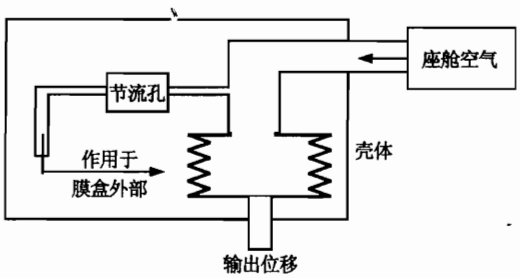


图 6－47 压力变化率测量元件

速率膜盒是一个开口膜盒，座舱压力直接通入速率膜盒的内腔，同时膜盒内的空气经过一个节流孔通到壳体的内腔，作用在速率膜盒的外部。当座舱高度（座舱压力）变化较小时，膜盒内外的压力基本一致，因此不会产生输出位移信号。但当座舱高度（座舱压力）变化较大时，速率膜盒内的压力发生变化，而通入壳体内作用在速率膜盒外部的空气压力，由于节流孔的限流作用，其变化要迟于膜盒内空气压力的变化，这样就使膜盒内外产生压力差，从而输出位移信号。速率膜盒是一个感受座舱压力变化率，即座舱高度变化率的敏感元件。

6.6.2.5 电子式增压控制器

自动增压系统的工作由增压控制器控制。在电子式增压控制器内有三个主要的控制电路，即座舱高度控制电路、速率控制电路和压差控制电路。

（1）座舱高度控制电路

用于控制座舱内的压力即座舱高度，使其等于预定值。当座舱高度与预定的座舱高度不同时，控制器会输出控制信号到排气活门。如果当前的座舱高度低于预定的座舱高度，则高度电路会输出一个使排气活门开大的信号；如果当前的座舱高度高于预定的座舱高度，则高度电路会输出一个使排气活门关小的信号。

(2) 速率控制电路

用于控制座舱高度的变化速率，使其不超过预定的最大值。如果座舱高度变化速率超过预定值时，速率控制电路输出控制信号到排气活门，开大（或关小）排气活门，调节座舱高度变化率在预定范围内。

(3) 压差控制电路

用于限制座舱内外的压力差，使其不超过规定的最大值。如果座舱内、外压差超过规定的最大值时，压差电路输出一个控制信号到排气活门，使其开大，防止座舱压差超过最大值。

6.6.2.6 排气活门

排气活门用于正常增压控制，调节座舱空气的排气量。现代大中型民航客机的排气活门一般是由电机驱动的，通常由交流和直流电机驱动。排气活门接受增压控制器的指令信号工作。

6.6.3 座舱自动增压控制系统的工作

自动增压控制系统（图6-48）由座舱增压控制器控制。座舱增压控制器可接受控制方式选择、空地感应、空地电门（或油门杆）、大气数据计算机、座舱压力及变化率等信号，一般需要输入巡航高度及着陆机场高度的信号。控制器根据这些信号，自动输出控制信号到排气活门，通过控制排气活门的开度及运动速度，控制座舱高度、座舱高度变化率及座舱余压。

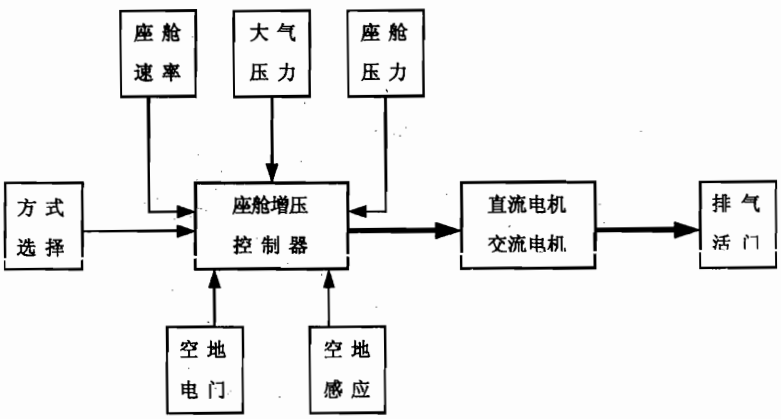


图6-48 座舱自动增压控制系统

图6-50所示为典型飞机座舱压力调节规律曲线。

(1) 地面不增压阶段

飞机在地面时，自动座舱控制器发出使座舱高度高于跑道高度的指令，因此使排气活门完全打开，飞机座舱处于自由通风阶段，座舱高度等于飞机高度。

(2) 地面预增压阶段

当驾驶员将空地电门放到“飞行”位置时（或推油门到一定位置时）座舱增压控制器发出使座舱高度低于跑道高度的指令，排气活门关小，飞机座舱开始增压，一般增压到座舱内外压力差为0.1PSI，此时座舱高度低于飞机高度。

（3）爬升阶段

当飞机离地后，空地感应机构向控制器输送飞机离地的信号，增压控制器进入爬升程序。在爬升过程中，飞机的座舱高度随着飞行高度的增加而增加。在爬升过程中，由于速率控制电路起主要作用，因此使排气活门开度逐渐减小。

（4）巡航阶段

当飞机接近选定的巡航高度时，增压控制器进入巡航程序。在巡航阶段，高度控制电路起主要作用。如果座舱余压不超过其规定的最大值，飞机座舱将实行等压控制，即保持飞机的座舱高度不变。如果飞机飞行高度升高，使得座舱余压有超过最大值的趋势，则压差控制电路起主要作用，此时控制器输出信号，限制座舱余压，即实行等压差控制。

（5）下降阶段

当飞机下降一定高度后，增压控制器进入下降程序。此时增压控制器发出使座舱高度低于着陆机场跑道高度的指令。下降过程中，如果座舱高度变化速率不超过其极限时，排气活门总的趋势是逐渐关小的。但如果座舱高度变化速率过大，速率控制电路会控制排气活门开大。

（6）着陆预增压阶段

当飞机接地时，座舱高度低于着陆机场高度，即座舱保持微增压接地。

（7）停机不增压阶段

当驾驶员将空地电门放在“地面”位置（或收油门到一定位置），增压控制器发出使座舱高度高于着陆机场高度的指令，使排气活门完全开开。

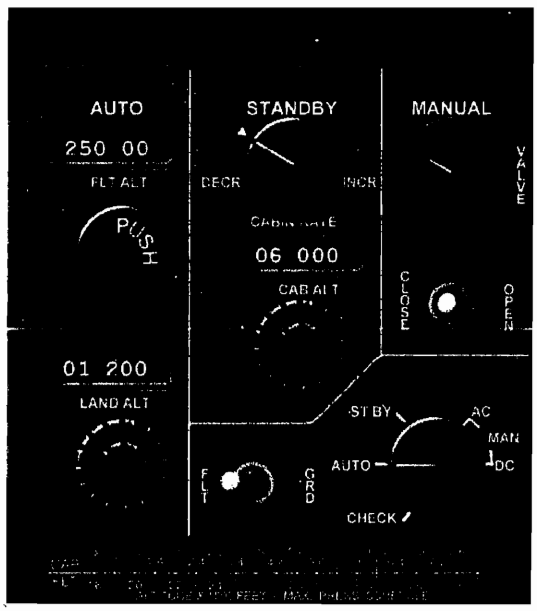


图 6－49 波音 737－300 飞机增压控制面板

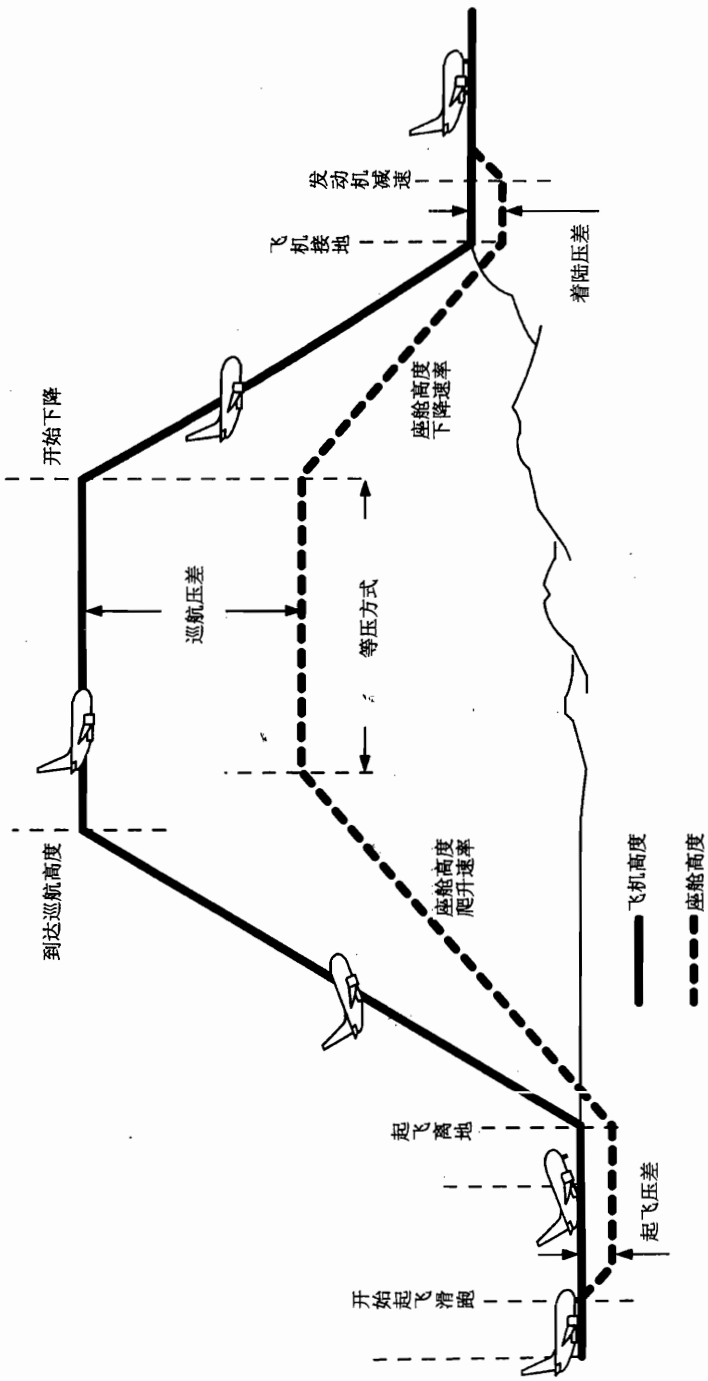


图 6－50　典型飞机座舱压力调节规律

由以上分析可知，在飞机起飞离地前，其座舱高度大约低于跑道高度0.1PSI。这种在起飞前（包括着陆后）使座舱压力高于机场场压的增压方式叫做座舱预增压。飞机预增压的目的是为了防止飞机在起飞、着陆过程中飞机姿态的突然改变使座舱压力产生波动。由于飞机在起飞着陆过程中姿态变化较大，飞机姿态变化时，例如飞机从高速滑跑状态突然拉起时，冲压空气有可能从打开的排气活门冲入座舱，引起座舱压力波动。由于预增压，在飞机起飞和着陆过程中，排气活门开度很小，因而外界的冲压气流不会对座舱压力产生明显的影响。

6.6.4 应急增压控制

当正常增压控制失效的情况下，有可能导致座舱内外的压差过大，或座舱高度过高。另外在飞机急速下降时，有可能会使座舱内的压力跟不上外界空气压力的变化而导致座舱外的压力高于座舱内的压力，即产生负压。座舱高度过高有可能使飞机上的乘员出现高空反应，甚至危及生命；如果飞机产生负压，有可能导致飞机结构的损伤。

应急增压控制主要包括以下几个部分。

①正压释压活门

正压释压活门是在飞机座舱内外压力差超过一定值时打开，以释放多余的座舱压力，防止座舱内外压力差过大而影响飞机结构安全。

波音777飞机当座舱内外压力差达到8.95PSI时，释压活门打开释压。如果环境压力传感口故障，当压差达到9.42PSI时，通过另一环境压力传感器，释压活门仍可打开。

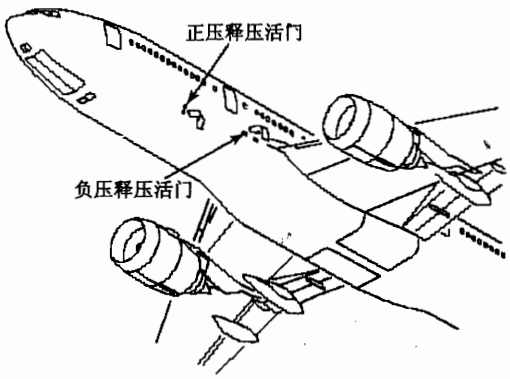


图6-51 波音777飞机应急增压控制活门

波音737飞机当座舱余压达到8.65PSI时释压活门打开。

②负压活门

负压活门的主要作用是防止座舱外的压力高于座舱内的压力，即防止座舱高度高于飞机高度。当座舱出现负压时，负压活门打开。

波音777飞机当负压差达到0.2PSI时开始打开，当负压差达到0.5PSI时完全打开。

波音737飞机当负压差达到1PSI时，负压活门打开。

有的飞机上正压释压活门和负压活门合为一体，即一个安全释压活门可用于正压释压和负压释压。释压活门是独立于正常增压控制系统的，释压活门一般是气控气动式的。

③座舱高度警告系统

座舱高度警告系统是在座舱高度高于某值时(一般为10000ft座舱高度左右)发出音响

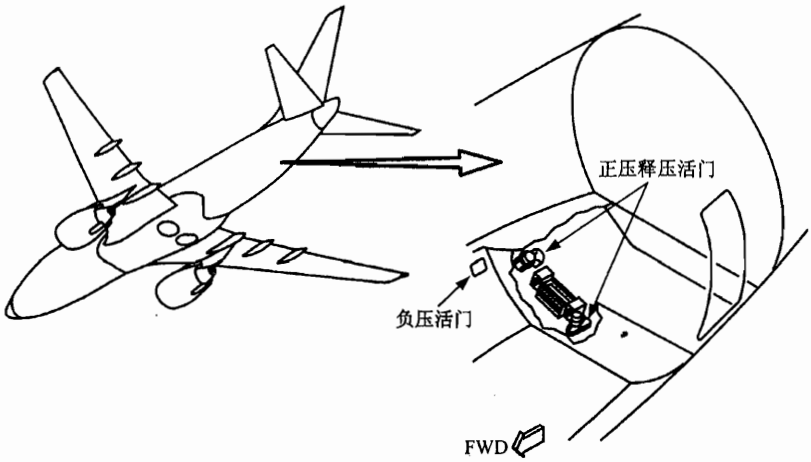


图 6－52 波音 737 飞机应急增压控制活门

警告。

6.6.5 气动气控式增压控制系统

气动气控式增压控制系统大多应用于小型飞机，下面以运 7 飞机为例分析气动式增压控制系统。

6.6.5.1 运 7 飞机座舱压力规律

如图 6－53 所示为运 7 飞机的座舱压力规律。图中 a～f 线为标准大气压力曲线，曲线 acde 则是飞机座舱压力随飞行高度的变化情况。

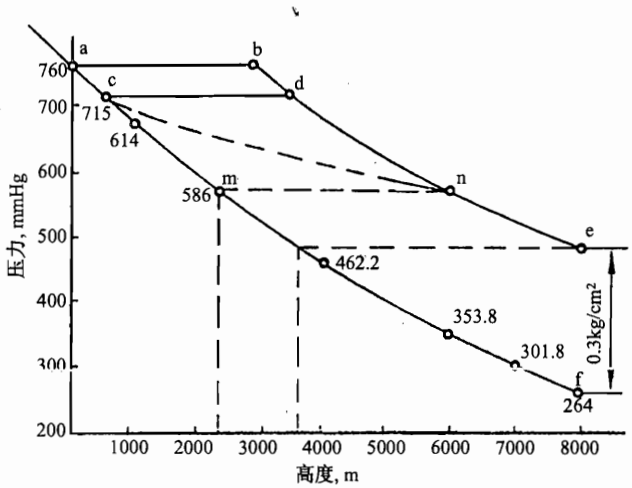


图 6－53 运 7 飞机座舱压力调节规律

曲线 acde 可分为几段：a～c 段的座舱压力沿标准大气压力曲线变化，称为自由通风阶段，c 点为座舱增压起始点，其值比起飞或着陆机场的实际大气压力低 20mmHg 左右，最大不超过 45mmHg，这相当于从地面至 500m 的飞行高度；c～d 段为水平线，保持座舱内压力不变，称为等压阶段，其数值约为 715mmHg，这时的飞行高度是从 500m 至 3500m；d～e 段为等余压调节阶段，即座舱压力与外界大气压力之差基本保持不变，余压值约为 0.3kg/cm²，这时相应的飞行高度是从 3500m 至巡航高度 6000m 左右。因而气动式座舱压力规律一般分为

三个阶段：

①自由通风阶段：低空 500m 以下。

②等压阶段：中空 500m 至 3500m。

③等余压阶段：高空 3500m 至 6000m。

6.6.5.2 气动式座舱压力调节装置的基本结构

图 6－54 为气动式座舱压力调节装置的基本结构，它包括压力调节盒（控制机构）和排气活门（执行机构）两个基本部分。

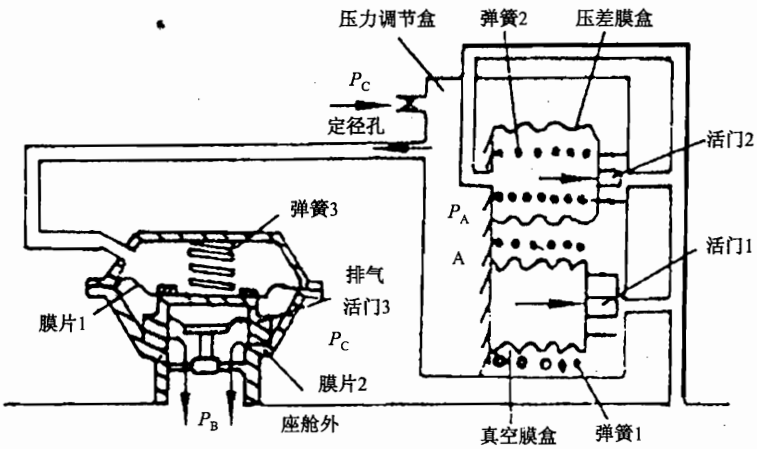


图 6－54 气动式座舱压力调节装置原理图

压力调节盒是一个密封盒，盒内有绝对压力调节机构和余压调节机构。绝对压力调节机构由活门 1、弹簧 1 和真空膜盒组成；余压调节机构由活门 2、弹簧 2 和压差膜盒组成。压力调节盒上有与座舱空气 P_C 连通的小孔，称为定径孔，还有通大气的管路。

排气活门是由压力调节盒控制的，它由膜片 1、膜片 2、弹簧 3 和活门 3 组成。膜片 1 上腔与调节盒 A 腔相通，下腔则与座舱空气连通，排气活门可将座舱空气排放到座舱之外。

6.6.5.3 气动式座舱压力调节装置工作原理

系统工作时，通过定径孔进入压力调节盒 A 腔内为座舱空气压力，同时 A 腔内的空气可经活门 1 或活门 2 排入大气，这两个活门的开度控制排气量的大小，即控制 A 腔压力的大小。当飞机起飞及飞行高度变化时，绝对压力调节机构和余压调节机构相继工作，使调节盒 A 腔内的压力按一定规律变化，从而实现前述压力制度中 acde 曲线的变化。

（1）自由通风阶段（a～c 段）

在到达调定的起始增压高度之前，余压机构的活门 2 处于关闭位置，余压控制机构不工作，而绝对压力调节机构的活门 1 在真空膜盒收缩的带动下处于全开位，这样座舱空气通过定径孔进入调节盒后可以无阻碍地通过活门 1 进入大气，所以调节盒内不增压，即处于自由通风状态。在这种情况下，由于存在有空气流动的阻力，实际的座舱压力（等于 A 腔压力）比外界大气压力高 4～5mmHg。

（2）等压阶段（c～d 段）

随着飞行高度的增加，当到达起始增压高度后，绝对压力调节机构的真空膜盒由于压力调节盒内压力的逐渐降低而慢慢膨胀，使活门 1 接近关闭，这时 A 腔压力与起始增压高度上的压力相同。因为空调组件仍在不断地向座舱供气，所以活门 1 在一定时间内会保留一个小

的开度以起节流作用，不过此开度也随飞行高度的增加而逐渐减小，节流作用逐渐加大，使调节膜盒内余压增大。此时，活门2仍未投入工作，这便是等绝对压力调节阶段c～d段的工作情况。

（3）余压调节（d～e段）

当飞行高度继续升高，在座舱余压达到预定值之后，活门1完全关闭，余压调节机构开始工作。因为压差膜盒内腔通大气，外腔为压力调节盒的压力 P_A，在压差的作用下（高度增加，压差增大），压差膜盒使活门2左移而打开，保持调节盒内的压力 P_A 与外界大气压力 P_B 之差值不变，即是等余压调节。与此同时，由于调节盒A腔的绝对压力随飞机爬升而下降，绝对压力调节机构便使活门1关闭而退出工作。

在上述几种情况下，排气活门的工作都受调节盒控制，膜片1的上腔（B腔）通调节盒A腔，下腔通座舱压力。由于活门3的重量和弹簧3的张力都很小，而膜片1面积大，所以只要座舱压力稍微超过调节盒的压力，就可将排气活门3打开，使座舱压力排出。由此可见，排气活门机构可以使座舱压力近似地等于调节盒A腔的压力。这样当飞行高度变化时，座舱压力就能跟随调节盒内的压力按相同的规律变化。所以，气动式座舱增压系统飞机座舱压力的调节规律就是压力调节盒内压力的调节规律。

（4）座舱压力变化率的控制

座舱压力是按调节器A腔压力控制的，排气活门只是它的一个随动执行机构，与上述压力大小的调节原理类似，只要限制A腔的压力变化率就可以限制座舱压力变化率。而限制调节器A腔压力变化率就是限制进入或流出调节器A腔的空气流量。

①利用控制腔入口定径孔限制压力增长速率

当飞机在等余压调节区从某一高度急剧下降，大气压力迅速增大，而调节器A腔空气压力在该瞬间还来不及变化。因此，使A腔余压值（$P_A - P_B$）减小，于是余压调节活门2的平衡状态受到破坏而立即关闭。这样A腔压力变化率主要取决于通过定径孔的流量。定径孔的大小就起到了限制控制腔压力增长速度的作用。

②利用控制腔出口定径孔限制压力降低速率

当飞机急剧爬升时，外界大气压力降低，此时余压调节活门2立即打开，若在活门2的出口设置定径孔，显然这种控制腔出口定径孔能控制最大排气量，即限制了排气速率，从而使A腔压力不会很快降低，达到限制压力降低速率的目的。

③利用速率控制机构限制压力增长和降低速率

上述利用定径孔限制座舱空气压力变化速率的方法比较简单，但存在一些缺点。尤其是在要限制较小的座舱压力增长和降低速率时，定径孔势必要做得更小，这样便难以达到要求的压力制度，而且过小的定径孔容易造成堵塞，会影响系统工作。所以，在这种气动式座舱增压系统和其他类型的增压系统中，通常都另设专门的速率控制机构。

6.7 飞机氧气系统

现代飞机多采用增压座舱，正常飞行时，飞机座舱高度（座舱内的绝对压力所对应的海拔高度）一般不超过2400m（8000ft），因而不需要额外供氧。飞机氧气系统主要是保证在飞机座舱失密后的供氧，而手提氧气设备可用于飞行中的紧急医疗救助、着火和其他紧急情况。

飞机氧气系统由三个部分组成：机组氧气系统、乘客氧气系统和手提氧气设备（见图 6－55）。机组氧气系统独立于乘客氧气系统。机组氧气系统大多采用高压氧气瓶系统供氧；而大多数飞机（波音 737、波音 757、波音 767 和波音 777）的乘客氧气系统采用化学氧气发生器供氧，个别飞机（如波音 747－400）的乘客氧气系统采用高压氧气瓶供气。

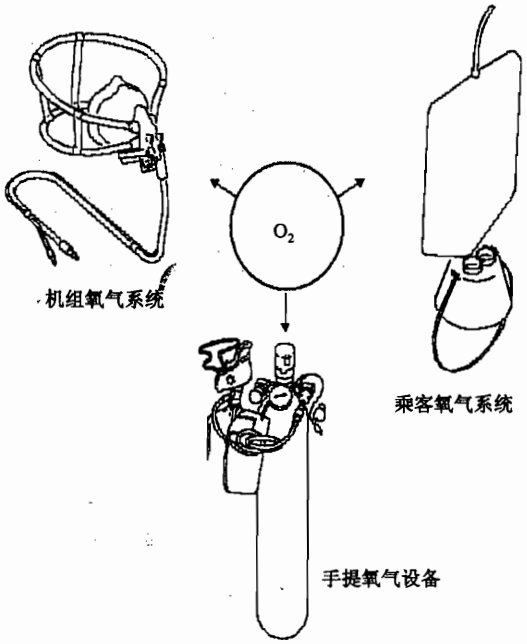


图 6－55 飞机氧气系统的组成

6.7.1 机组氧气系统

机组氧气系统大多采用高压氧气瓶供氧，向机组提供低压氧气。如图 6－56 所示，机组氧气系统主要组成部件是：氧气瓶、压力传感器、减压调节器（减压活门）、关断活门、氧气面罩和调节器、（驾驶舱）氧气瓶压力表等。氧气瓶压力表用于指示氧气瓶内压力，也可指示氧气瓶内氧气的量，不管氧气瓶关断活门的位置如何。氧气瓶关断活门用于打开或关闭氧气瓶供氧，它在正常情况下是打开的。当要拆开氧气系统进行维护时，首先要将关断活门关闭。

压力传感器将感受的压力信号输送到驾驶舱氧气压力表。氧气瓶上有释压保险片，当氧气瓶内超压时，此保险片破裂，将氧气瓶内的压力释放到机外。在机外排放口有绿色排放指示片（或称吹除片），如果此绿色指示片被吹除，则说明氧气瓶已超压释压。如图 6－57 所示为氧气瓶超压排放口的不同位置。氧气瓶的超压排放功能与氧气瓶关断活门的位置无关。

减压调节器（减压活门）用于将高压氧气减压到约 70PSI，输送到氧气面罩。氧气面罩和调节器为一体。

（1）氧气瓶

氧气瓶分为高压氧气瓶和低压氧气瓶，现代民航客机大多采用高压氧气瓶。

高压氧气瓶是由热处理合金或在外表面包金属丝制成的，以抗破损。高压氧气瓶都是绿颜色的，并印有“航空人员呼吸用氧”（AVIATORS’ BREATHING OXYGEN）字样，以供识别。

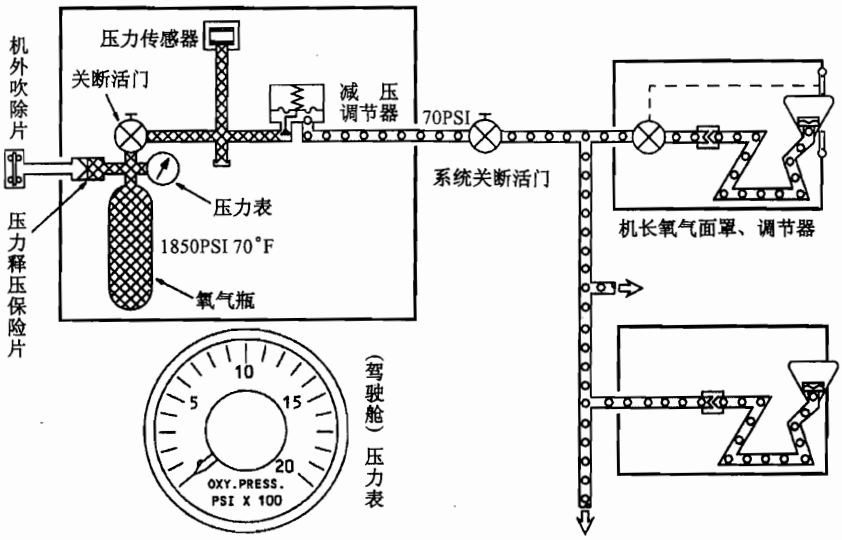


图 6－56 典型机组氧气系统

氧气瓶头部有压力表、关断活门、减压活门、压力传感器。当氧气瓶内超压时，内部的保险片破裂，以释放氧气瓶内的高压。减压活门内也有释压活门，用于在减压活门下游超压时释压。

高压氧气瓶充氧压力最大为 2000PSI，但通常在 70°F 时充压到 1800～1850PSI。

低压氧气瓶有两种基本形式，一种是不锈钢的；另一种是热处理低合金钢的。这两种低压氧气瓶的尺寸不同，气瓶外表都漆上淡黄色。

低压氧气瓶最大充氧压力为 450PSI，但通常充到 400～425PSI。

航空人员呼吸用氧与医用、工业用氧的主要区别是工业用氧含水分。如果氧气内含水，则飞机在高空飞行时，温度很低，氧气内的水分就会结冰，从而堵塞氧气管道。因此，航空人员呼吸用氧都经过特殊的除水处理，纯度达到 99.5%以上，几乎不含水分。

使用氧气瓶要注意：不允许将氧气瓶内的氧气全部用完，氧气压力表可用来指示氧气瓶内的氧气量，一般当瓶内压力下降到 50 PSI，就认为氧气瓶内没有氧气了，因为当氧气瓶内没有压力时，空气就能进入氧气瓶，而大部分空气含有水蒸气。水蒸气进入氧气瓶，一方面在高空飞行时，氧气内的水会结冰，堵塞氧气管道，使得在紧急情况下不能使用氧气系统；另一方面，水分进入氧气瓶也会使其内部生锈。

(2) 氧气面罩和调节器

如图 6－59 所示，现代飞机的氧气面罩和调节器通常是一体的。在不使用时，它们被储存在储存盒内。主要组成部件为：供氧控制手柄、应急控制旋钮、试验手柄、固定软管充气控制手柄、氧气流动指示器、口鼻面罩、调节器、护目镜、通气活门等。氧气面罩本身带有麦克风，以便于在吸氧时通话。

其主要功能有：

①稀释供氧（需求供氧）；

②100%供氧（需求供氧）；

③应急供氧（连续供氧）；

④面罩固定软管通气；

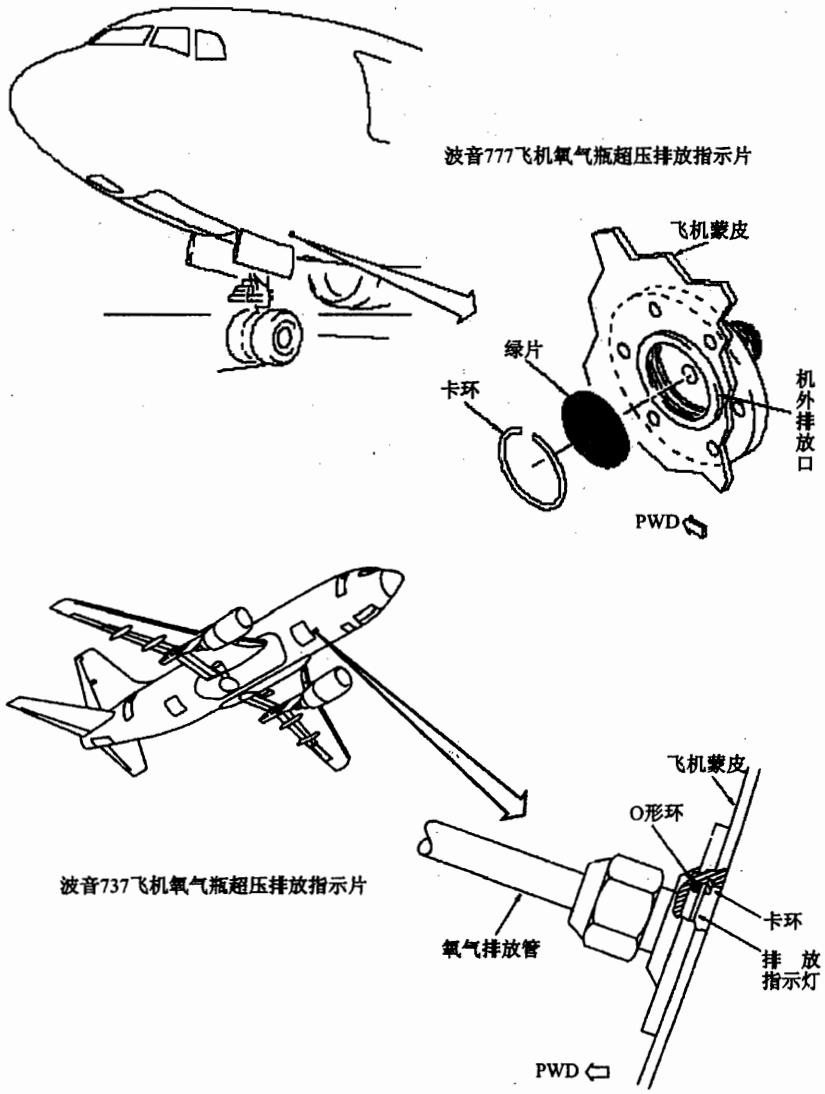


图 6－57 飞机氧气瓶超压排放指示片

⑤供氧试验。

氧气系统流动指示器用于指示有氧气流到氧气面罩。

当将氧气面罩从储存盒内取出，按下固定软管充气手柄，面罩固定充气软管充气，将固定软管套在头上，戴好氧气面罩。松开充气手柄后，充气软管放气，软管拉紧，将氧气面罩紧固在头上，此时氧气面罩就可以向使用者供氧了。

机组氧气面罩可以有三种供氧方式：稀释供氧、100%供氧和连续供氧（应急供氧）。

如果将供氧手柄扳到“N”(正常)位时,座舱空气与氧气混合后供到氧气面罩。氧气与空气的混合比例与飞机座舱高度成正比。即座舱高度越高,氧气所占的比例就越大;反之则越小。

如果将供氧手柄扳到“100%”供氧位，则氧气不与座舱空气混合，直接供纯氧到氧气面罩。

上述稀释供氧和100%供氧都属于“需求供氧”方式，即只有在使用者吸气的时候供氧，而呼气时则停止供氧。

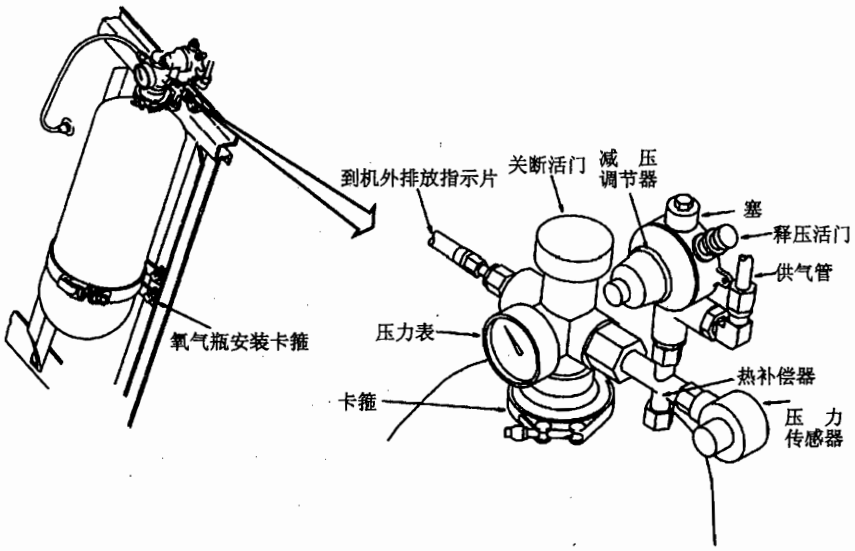


图 6－58 高压氧气瓶

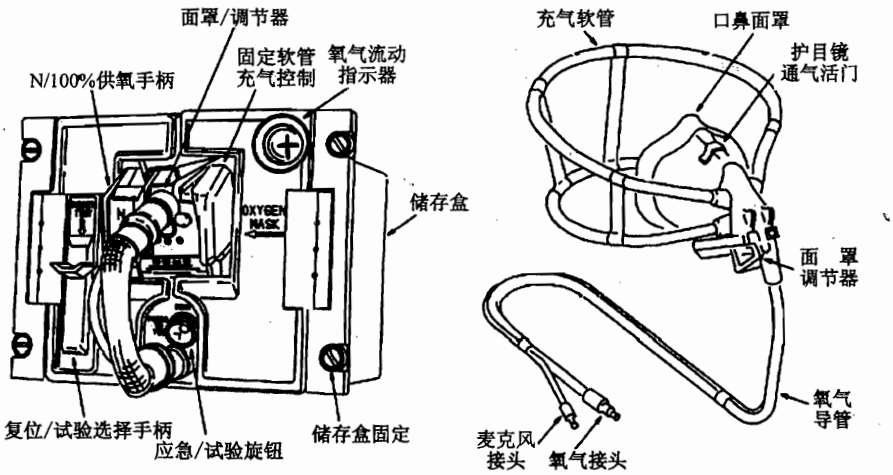


图 6－59 机组氧气系统氧气面罩和调节器

如果转动应急旋钮到“应急”位，氧气将连续供到氧气面罩，不管使用者是否在吸气。

(3) 稀释—需求供氧调节器的工作原理

如图 6－60 所示，稀释—需求供氧调节器的基本组成是：减压活门、供氧活门、稀释控制关闭机构、膜盒、薄膜、应急控制旋钮和计量活门等。

右薄膜根据减压活门出口的压力（B 腔压力）调节减压活门的开度。当 B 腔压力升高超过预定值时，右薄膜向右鼓胀，驱动减压活门关小，从而防止 B 腔压力的进一步升高。当 B 腔压力减小时，右薄膜复位，开大减压活门，使 B 腔压力保持在预定值。

供氧活门由左薄膜作动，A 腔通往氧气面罩。当使用者吸气时，A 腔压力减小，左薄膜作动供氧活门向右移动，供氧活门打开供氧；当使用者呼气时，A 腔压力增大，供氧活门左移关闭，停止供氧。

当供氧手柄扳到“N”(正常)位时，稀释控制关闭机构打开，座舱空气通过空气进口单向活门

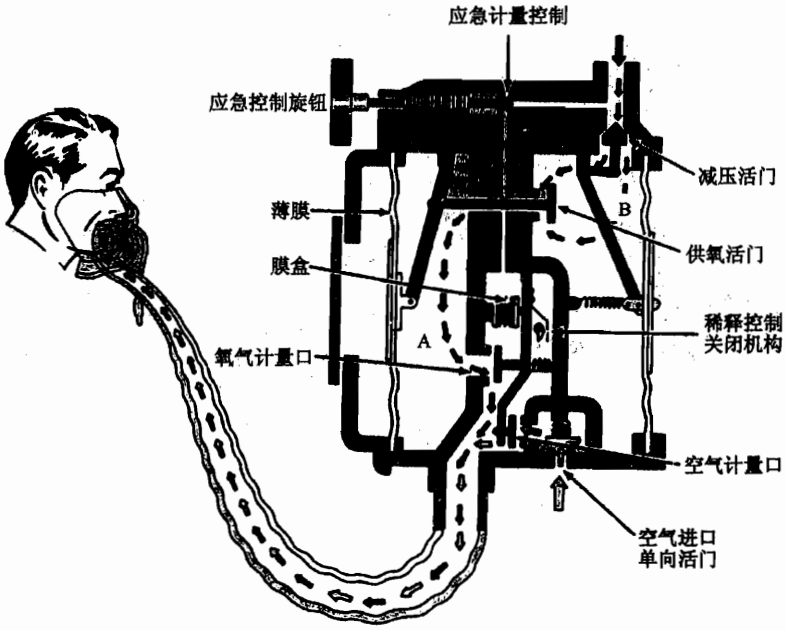


图 6－60 稀释—需求供氧调节器

和空气计量口，与氧气混合后供往氧气面罩。真空膜盒用于根据座舱高度，调节空气和氧气计量口的开度，以调节氧气/空气混合比例。当座舱高度较低时，真空膜盒作动将氧气计量口关小，同时空气计量口开大，氧气空气混合比例较小，即氧气所占供气比例较小；随着座舱高度的升高，氧气计量口的开度逐渐增大，同时空气计量口的开度逐渐减小，氧气所占供气比例增大。

当供氧手柄扳到“100%”供氧位置时，稀释控制关闭机构作动，使空气计量口完全关闭，同时氧气计量口完全打开，实现供纯氧。

当转动应急控制旋钮到“应急”位置时，氧气通过应急计量控制活门，从中央通道流到氧气面罩。此时氧气绕过供氧活门，连续向氧气面罩供氧。

6.7.2 乘客氧气系统

乘客氧气系统用于在座舱失密后，向乘客及乘务人员应急供氧。乘客氧气系统大多采用化学氧气发生器供气。如图 6－61 所示，氧气发生器由金属外壳、机械击发机构、发生器芯子、气滤和释压活门等组成。在发生器的一端是弹簧力作动的击发机构，包括释放绳索和释放销、撞针和发火帽；发生器的另一端是出口、释压活门和气滤。

化学氧气发生器芯子的主要化学成分是氯酸钠和铁粉。发生器在低温情况下（400°F 以下）是惰性的，即使是在严重撞击下也不会发生化学反应。但是在高温情况下，将会发生化学反应，氯酸钠和铁粉会生成氯化钠、氧化铁，并放出氧气。

如图 6－62 所示，当氧气面罩放下后，使用者向下拉氧气面罩将其套在头上时，通过释放绳索作动释放销，在弹簧力作用下，撞针撞到发火帽，产生高温。发生器内的化学成分发生化学反应，释放出氧气。氧气流出发生器出口，经过供气管道，到达储氧袋，储氧袋用于在使用者没有吸气时储存氧气。当使用者吸气时，吸气活门打开，氧气供到面罩。当储氧袋中没有氧气时，氧气面罩通气活门打开，允许环境空气流入。使用者呼气时，吸气活门和通气活门都关闭，呼气活门打开，让使用过的空气排出。

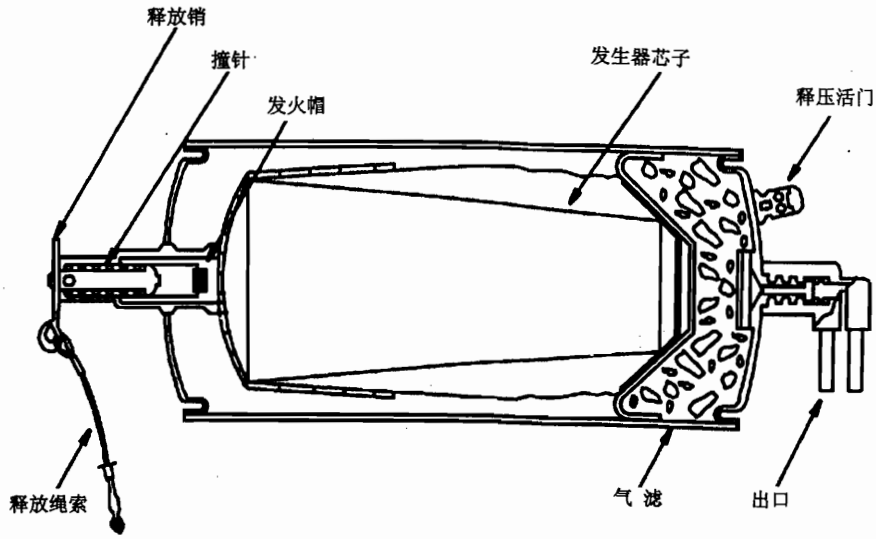
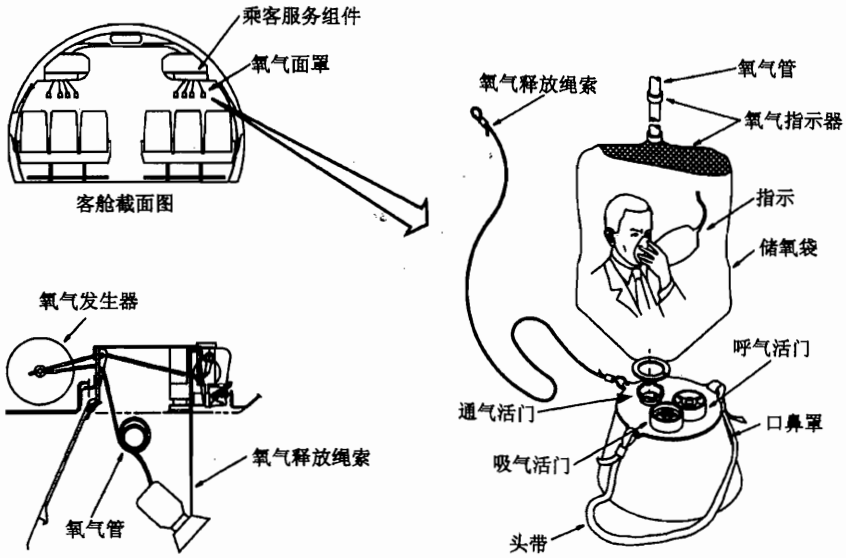


图 6－61 化学氧气发生器



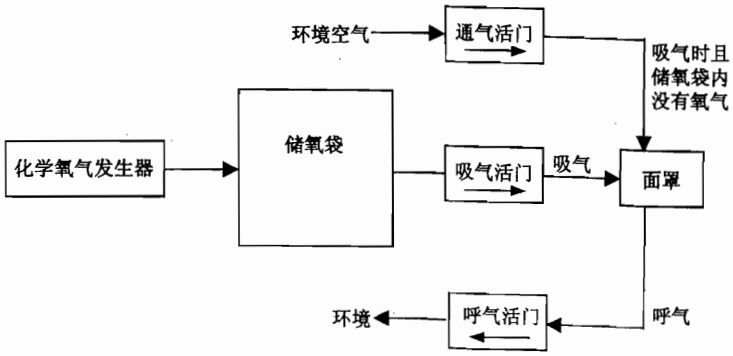


图 6－62 乘客氧气系统氧气面罩

氧气发生器一经开始工作就连续供氧，不能停止，直到所有化学成分消耗完。一般至少可供氧 12min。

乘客氧气系统氧气面罩可以自动放下，也可以通过驾驶舱“乘客氧气”控制电门人工打开。当座舱高度达到 13500 ~ 14000ft 时，氧气面罩会自动脱落。

6.7.3 手提氧气设备

(1) 手提氧气瓶

手提氧气瓶用于飞行时在飞机座舱内游动医疗救助。每一个氧气瓶都是一个独立的氧气系统。手提氧气瓶多是高压氧气瓶，在 70°F 时其充气压力达到 1800 PSIG。如图 6 - 63、图 6 - 64 所示，氧气瓶上有压力表，显示氧气瓶内的压力，同时也显示了氧气瓶内的氧气量。关断活门用于控制高压氧气供到头部连接组件。氧气瓶头部连接组件内有压力调节器，可以调节供往氧气面罩氧气的压力和流量。

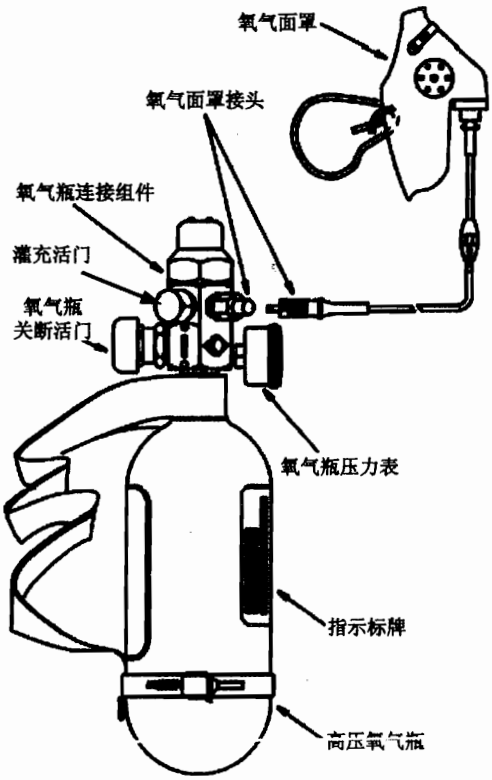


图 6 - 63 手提氧气瓶

安全塞用于当氧气瓶内超压时，迅速释放氧气瓶内的压力。安全释压活门位于压力调节器的低压端，防止调节器下游超压。

当氧气瓶关断活门打开时，氧气被供往两个定流口。关断活门顺时针方向转动是关断，逆时针方向转动是打开。只有插入氧气面罩接头才会有氧气流到氧气面罩。

(2) 保护呼吸设备

保护呼吸设备提供一个防烟头套和一个气源。它主要用于灭火时保护使用者，防止烟雾或毒气对其产生伤害。保护呼吸设备由防火材料制成，即使使用者戴着眼镜也能很方便地套

在头上。它有一块透明板，为使用者提供了良好的视野。口鼻罩用于提供氧气，氧气来源于一个化学氧气发生器或气态压缩氧气。

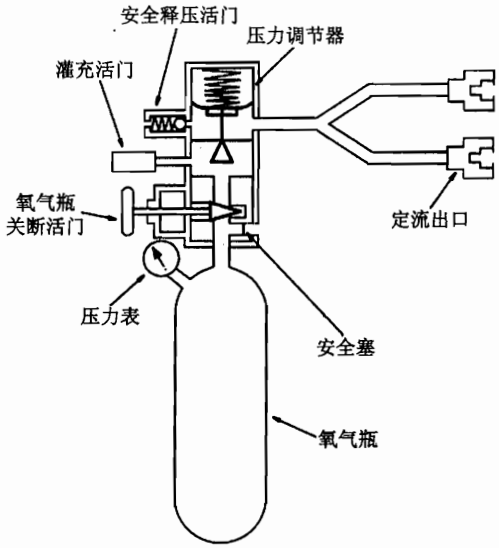


图 6－64 手提氧气瓶原理图

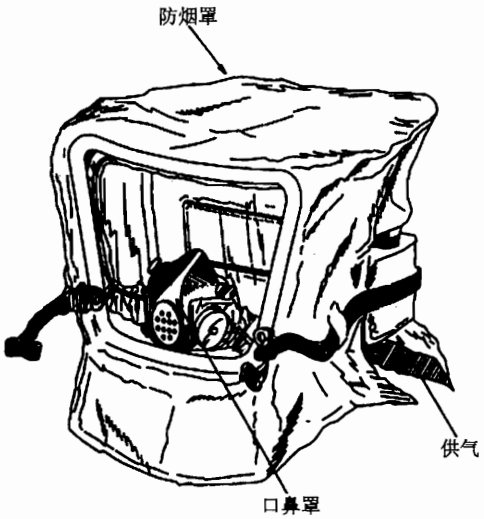


图 6－65 保护呼吸设备

6.8 增压座舱泄漏试验

此试验用于检查增压座舱的气密性，又称为座舱动压试验。通常使用 APU 作为增压气源进行试验，也可以选择发动机引气或地面气源。

基本试验步骤：

以波音 737－300 为例，APU 开始供气。

①选择人工增压方式；

②记录座舱温度、外部环境温度和压力；

③操纵开始关闭排气活门；

④调节排气活门的位置，以得到适宜的座舱压力变化速率；

⑤当座舱余压达到 4PSI 时，完全关闭排气活门；

⑥关闭空调组件和 APU；

⑦记录座舱压力从 4PSI 降低到 2.5PSI 的各对应时间及座舱余压（如表 6－6 所示），至少记录四组数据；

表 6－6 增压座舱泄漏试验记录数据

时　　间	座舱余压（PSI）
$t_0 = 0$	$\Delta P_0 = 4$
记录时间 t_1	记录余压 ΔP_1
记录时间 t_2	记录余压 ΔP_2
记录时间 t_3	记录余压 ΔP_3
记录时间 t_4	$\Delta P_4 = 2.5$
至少记录 4 组数据	

⑧根据时间—余压数据在“增压座舱泄漏速率检查曲线”（如图 6－66 所示）上拟合出一条试验曲线。如果拟合出的试验曲线位于“增压座舱泄漏速率检查曲线”的上部，则泄漏速率满足要求，否则不满足要求。

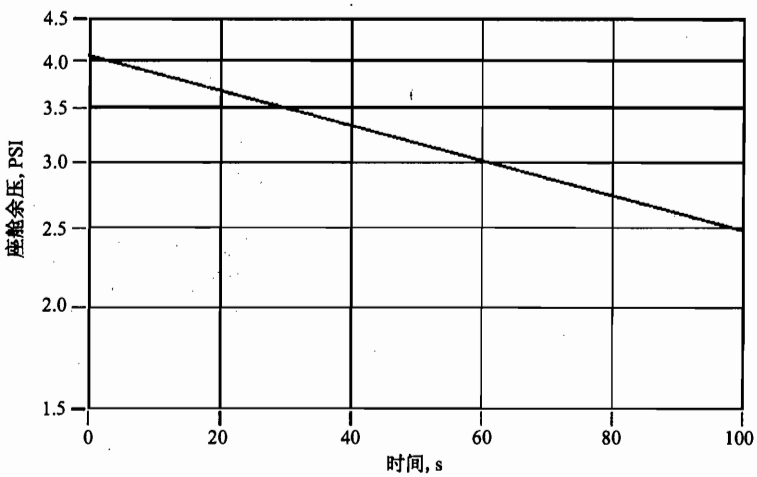


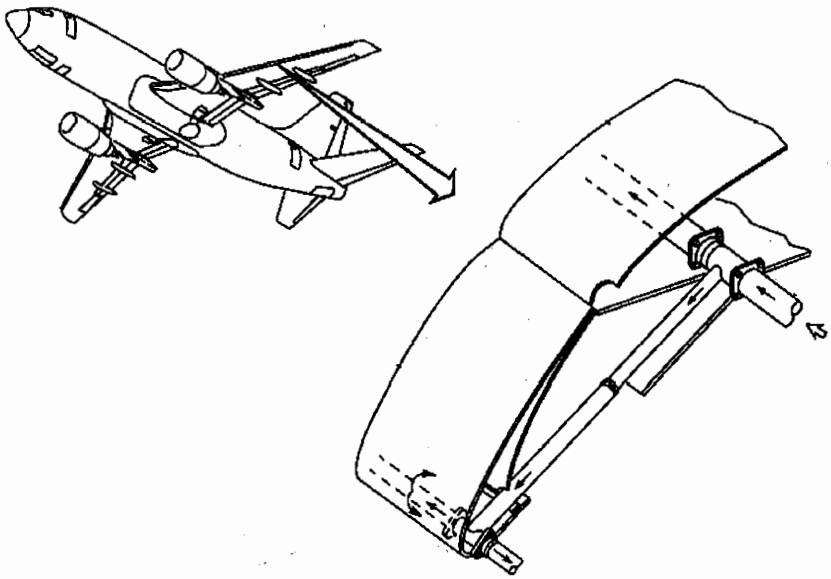
图 6－66 增压座舱泄漏速率检查曲线

第 6 章思考题

1. 飞机座舱环境控制系统的任务是什么？
2. 压力变化率过快和爆炸减压有什么危害？
3. 气密座舱的作用是什么？气密座舱环境参数主要包括哪些？
4. 飞机的气源主要包括哪些种类？
5. 现代飞机气源系统由哪三个部分组成？其作用是什么？
6. 气源系统调压关断活门（PRSOV）的作用是什么？
7. 分析流量控制活门的调节原理。
8. 空气循环冷却的基本类型有哪些？
9. 什么是低压除水和高压除水？
10. 低压水分离器和高压水分离器有什么区别？
11. 空气循环冷却系统的冷却部件主要有哪些？其冷却原理是什么？
12. 分析座舱温度控制系统的基本组成和工作情况。
13. 再循环系统的作用是什么？由哪些部件组成？
14. 货舱加温的形式主要有哪些？
15. 设备冷却系统、通风系统的作用是什么？
16. 空调系统有哪些自动关断功能？
17. 空调系统涡轮冷却器压气机出口空气超温的原因有哪些？如何排除故障？
18. 分析为什么一级热交换器上有裂纹而漏气，会导致涡轮冷却器压气机出口超温？
19. 分析典型三轮式空调系统的组成和控制原理。
20. 什么是组件温度控制？什么是区域温度控制？

21. 蒸发循环冷却系统的冷却原理是什么？
22. 座舱增压控制的任务是什么？
23. 说明座舱增压控制系统的组成。
24. 座舱增压控制系统的主要控制参数有哪些？
25. 分析现代飞机座舱压力调节规律。
26. 应急增压控制主要包括哪些部分？
27. 在各种飞行状态中，座舱高度和飞行高度可能的关系如何？
28. 分析气动式增压控制系统的组成和工作情况。
29. 气动式增压控制系统如何控制座舱压力变化率？
30. 飞机氧气系统主要由哪几个部分组成？
31. 机组氧气系统大多采用哪种氧气系统？
32. 地面维护人员如何判断氧气瓶是否已超压释压？
33. 航空人员呼吸用氧与医用、工业用氧的区别是什么？
34. 分析稀释/需求供氧调节器的工作原理。
35. 化学氧气发生器的工作原理是什么？
36. 乘客氧气系统氧气面罩的组成和工作情况。
37. 如何进行增压座舱的泄漏试验？

第7章 防冰排雨系统



7.1 飞机结冰对飞行性能的影响

7.2 飞机防冰、除冰的方法

7.3 飞机防冰排雨系统

7.1 飞机结冰对飞行性能的影响

在结冰的气象条件下飞行的飞机，若无防冰措施，飞机的所有迎风面都可能结冰。飞机结冰后，不仅增加了飞机的重量，而且破坏了飞机的气动外形，因而阻力增加，使飞机操纵性能下降，传感器的结冰则会导致信号失真和指示失常。

7.1.1 机翼及尾翼结冰的影响

机翼和尾翼是飞机产生升力的主要附件。结冰时，冰层主要聚集在翼面前缘部分。机翼和尾翼上结冰，将会引起翼型阻力增加，升力下降，临界迎角（失速迎角）减小，飞机的操纵性和稳定性恶化。

（1）翼型阻力增加，升阻比降低

摩擦阻力的产生是由于空气具有黏性，在空气流经机翼表面时，会形成附面层而产生摩

擦阻力。摩擦阻力的大小，主要取决于附面层的性质，层流附面层的阻力远比紊流附面层的阻力小，机翼表面都设计成流线型截面，就是为了避免出现紊流附面层。

压差阻力是由物体前后的压力差所引起的，因此，它的大小主要取决于物体的形状。为了减小翼型的压差阻力，机翼表面也必须具有良好的空气动力外形。

机翼和尾翼结冰后，表面出现不平并使翼型改变，破坏了原来的流线型，使气流产生局部分离，从而会使原来的层流附面层变成紊流附面层，与此相应的摩擦阻力和压差阻力都会增大。有资料表明，机翼表面结上槽状冰后，翼型阻力可增加5~10倍。根据飞行试验，机翼和尾翼结冰时，其增加的阻力占飞机因结冰引起阻力增加总量的70%~80%。由此可见，对机翼前缘防冰加温是十分重要的。

本来飞机的升力系数是随迎角的增大而增大的，当然阻力系数也会增加，对于一个气动性能良好的翼型剖面，应该是升力系数比阻力系数增加得快一些，通常用升阻比（K）来衡量空气动力性能的优劣。显然，K值应越大越好。但是，机翼结冰后，阻力增加得多，引起升阻比降低，使机翼空气动力品质变坏。

（2）临界迎角减小

当机翼为流线型时，流过机翼的气流将是一层一层的，这时的升力系数随迎角的增加而线性增长；当迎角增大到临界迎角时，如果再继续增加，则升力系数急剧下降，这个升力系数为最大值时的迎角称为临界迎角。

当翼面结冰后，气流的流线型分层遭到破坏，会使临界迎角下降。

（3）飞机的操纵性能恶化

机翼和尾翼结冰后，临界迎角下降，使飞机在低速飞行时，特别是在着陆时有失速的危险，因为飞机在着陆时，水平尾翼通常处于负迎角状态，对飞机起着配平作用，由于临界迎角下降，使得尾翼在较小负迎角时就产生了气流分离，因而引起飞机的非操纵性低头，使操纵性能恶化。

机翼和尾翼严重结冰，还会引起飞机的机械抖动，操纵机构的缝隙结冰可能引起卡阻现象，这些都会影响飞行操纵和危及飞行安全。

7.1.2 发动机进气部件结冰的影响

飞机在结冰气象条件下飞行时，发动机的进气道前缘、发动机压气机前缘整流罩、第一级压气机前的导流叶片都有可能结冰。

发动机进气道前缘通常具有与机翼类似的流线外形，故其结冰情况与机翼有类似之处，但又有它的特殊点，如结冰区域比机翼的大，另外由于气流在进气道内加速，使温度下降，所以在环境温度为5~10℃的正温条件下也可能结冰。

发动机进气道及进气部件结冰，破坏了它们的气动外形，减小了进气道面积，同时也减小了压气机每相邻叶片空气流通面积，使进入发动机的空气流量减小，因而发动机功率下降。为了保障发动机的转速和推力，这时必须加大燃油流量，这样除增大燃油消耗外，还会使涡轮前燃气温度升高，若超过允许值则会烧坏涡轮叶片，导致发动机停车。

由于结冰的不对称性及压气机叶片上冰层的不均匀脱落，都会破坏转子的动平衡，它除造成动力装置及飞机的振动外，严重时还会导致发动机轴承的损坏；脱落的冰层随高速气流进入压气机，打在叶片上还可能造成压气机的损坏。

7.1.3 螺旋桨结冰的影响

螺旋桨为高速旋转部件，在结冰条件下飞行时，螺旋桨桨叶、整流罩均可能结冰。因为螺旋桨桨叶的形状实际上是扭曲了的机翼，因此结冰情况与机翼相似，有时甚至比机翼还严重，在桨叶的整个长度上都可能结冰，桨尖的冰在离心力作用下比较容易脱落。弦向从桨叶前缘开始，结冰范围可达25%左右。

螺旋桨结冰后破坏了它的气动外形，增加了翼型阻力，因而降低了螺旋桨的效率。螺旋桨结冰，由于其不对称性，还会引起振动，当冰层脱落时，可能危及飞机和发动机部件，甚至有击穿蒙皮和气密舱的危险。所以螺旋桨结冰也严重影响飞机的安全飞行。

7.1.4 风挡玻璃、测温和测压探头结冰的影响

飞机在结冰条件下飞行或当飞行高度突然下降时，驾驶舱正面风挡可能结冰或出现雾气，这时会降低风挡的透明度，使目测飞行变得十分困难，对飞机的起飞和着陆产生不利的影响。

飞机上装有空速管和多种测温、测压探头，它们也可能结冰。当测压口结冰使进气孔面积变小时，会使入口动压减小，使空速指示失真；测温探头结冰时，由于冰的蒸发，会使温度值下降，由此引起的误差可达10%以上。在现代大型飞机上，这些速度、压力和温度信号要送到有关的计算机，由于结冰引起输入参数的误差或错误，将会使仪表显示失真，因而隐含着种种不安全因素。

7.2 飞机防冰、除冰的方法

飞机上的主要防冰区域有机翼、尾翼、发动机进气道、螺旋桨、风挡玻璃和测温、测压探头。根据这些部位的不同和防冰所需能量的大小，对不同区域有不同的防冰方法。

根据防冰所采用能量形式的不同，可分成机械除冰系统、液体防冰系统、热空气防冰系统和电热防冰系统。

7.2.1 机械除冰系统

机械除冰方法，就是利用气动力使冰破碎，然后借助高速气流将冰吹掉。

如图7－1所示典型的膨胀管除冰装置，是在飞机的防冰表面设置许多可膨胀的胶管，当表面结冰时，胶管充气膨胀而使冰破碎，然后由气流将冰吹走。除冰后，膨胀管收缩，以保持正常的气动力外形。有沿机翼展向放置的，也可沿机翼弦向放置。除冰气源可来自发动机驱动的空气泵或从燃气涡轮发动机压气机引气。除冰系统未工作情况如图7－1（a）所示，膨胀管维持气动外形，允许结冰。除冰系统工作，如图7－1（b）所示，中央膨胀管首先充气，使冰破裂；如图7－1（c）所示，中央膨胀管排气后，两侧膨胀管充气，抬起冰块，由气流吹除冰块。

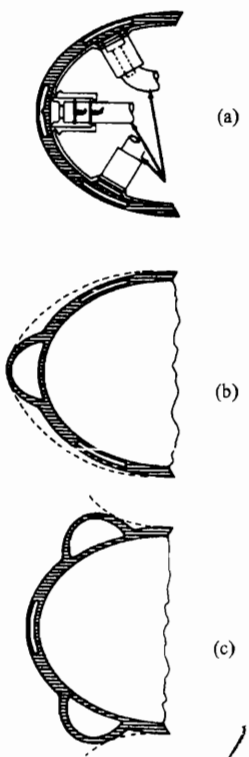


图7－1 膨胀管充气循环

图7-2为以发动机引气为气源的除冰系统。

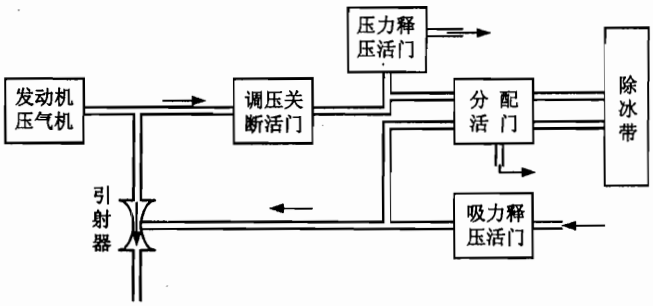


图7-2 发动机压气机引气的气动除冰系统

发动机压气机引气作为气源的除冰系统由调压关断活门、分配活门、除冰带（膨胀管）、压力释压活门、吸力释压活门及引射器组成。其中分配活门用于控制除冰带的除冰程序，吸力释压活门用于调节除冰带的真空度，在气动除冰系统关闭时调节吸力。引射器为保持除冰带放气提供必需的真空，即抽吸的力量。调压关断活门用于调节压力，起到关断作用。压力释压活门用于释放过大的正压力。

系统工作主要有如下三个阶段。

①充气阶段

当开始除冰时，分配活门将压力通到除冰带，除冰带充气鼓胀进行除冰。

②压差排气阶段

充气周期结束时，分配活门将除冰带压力口切断，除冰带内的空气通过排气口排出机外。由于此时除冰带内外的压力差较大，可迅速排气。

③吸力排气阶段

当除冰带的压力降低到某一值时，排气口关闭，除冰带与引射器低压口连通，在其吸力作用下，将剩余空气排出。吸力释压活门自动维持除冰系统的吸力。

图7-3为使用发动机驱动泵作为气源的气动除冰系统。其基本工作情况同发动机压气机引气作为气源的除冰系统相似。不同的是压力来源不同，而其吸力是来源于发动机驱动泵的进口。发动机驱动泵大多采用叶片泵。对于采用滑油来进行润滑的叶片泵，为了保持除冰带不受滑油的腐蚀，安装有滑油分离器，以分离可能混在空气中的滑油。

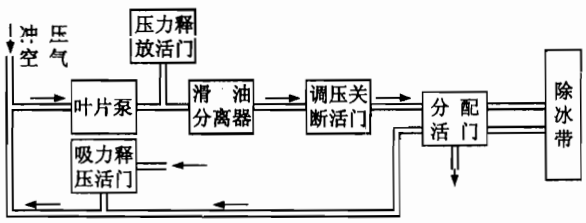


图7-3 发动机驱动泵供气的气动除冰系统

膨胀管除冰系统结构简单，消耗空气流量小，但它改变了翼型，增大了阻力，所以只在早期的低速飞机上应用过。对低速飞机的机翼、尾翼表面自由形成的冰块，有效的方法是让其产生冰块后使其裂开破碎，最后由气流吹走冰块。此法比在机翼及尾翼前缘加温使冰融化更为有效，这是因为采用加热融化的冰水会流向飞机表面未被加热的部分，而重新结冰。在大翼的后缘结冰不仅对气流产生扰动，严重时还会冻结舵面使其卡死。

7.2.2 电脉冲除冰系统

电脉冲除冰是一种高效节能的除冰方法，它由供电装置（变压整流器及电容式储能器组成的脉冲发生器）、程序器和感应器等几部分组成。电热冰刀首先将冰分割成小块冰块，脉冲发生器产生电脉冲，它作用在感应器上，使蒙皮产生作用时间很短的脉冲，并产生小振幅高频率振动，使冰脱落，这样很快可将冰除去。程序器用来控制各感应器的接通次序及接通时间。

电脉冲除冰系统工作温度适应范围大，所需能量小，它的耗能仅为电热除冰系统的1/100到1/60。电脉冲除冰可能成为下一代飞机的除冰系统。

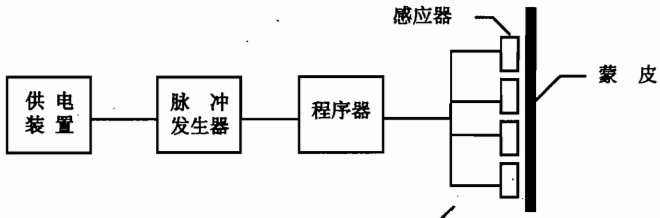


图 7-4 电脉冲除冰系统

7.2.3 液体防冰系统

液体防冰是一种物理防冰方法，它的基本原理是借助某种液体减小冰与飞机表面附着力或降低水在飞机防冰表面的冻结温度。

液体防冰系统可以连续地或周期地向防冰表面喷射工作液体。要求工作液体具有凝结温度低，与水混合性能好，与防冰表面附着力强，对防冰表面没有化学腐蚀作用，无毒，以及防火性能好等特点。目前使用的防冰液有甲醇、乙醇（酒精）、乙烯乙二醇等。从性能上看，甲醇的冰点最低，乙醇次之，乙烯乙二醇最高，但从着火危险来说，乙烯乙二醇化学稳定性好，最安全，价格也便宜，所以美国制造的飞机上多用乙烯乙二醇作防冰液，而苏制飞机则多用乙醇或乙醇与其他液体的混合液作为防冰液。

液体防冰系统在风挡玻璃防冰及活塞式发动机的螺旋桨等部件的防冰上得到了应用，其主要问题是要配备足够的防冰液，并选取适当的方法将防冰液喷射到防冰表面上。

7.2.4 热空气防冰系统

热空气防冰系统的热源充足，能量大，通常用于机翼和尾翼的大面积防冰。

热空气防冰系统的来源主要有如下3种类型：

① 发动机压气机引气

现代民航客机多采用涡扇发动机压气机的引气直接用于大翼或水平安定面前缘、发动机整流罩的热防冰。

② 发动机排气热交换器

在活塞发动机飞机上采用发动机排气热交换器产生热空气。热交换器的热气流是发动机的废燃气，冷气流来自外界大气。大气流经热交换器被加热后送入防冰系统作为加温热空气。

③ 燃烧加温器

在有些早期飞机上采用专门的燃烧加温器提供防冰热空气。燃烧加温器通过燃油的燃烧，外界空气流过燃烧加温器后被加热，然后被输送到防冰系统。

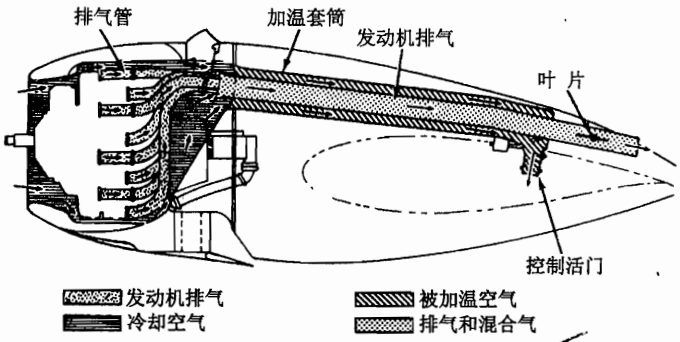


图 7－5 活塞式发动机排气热交换器

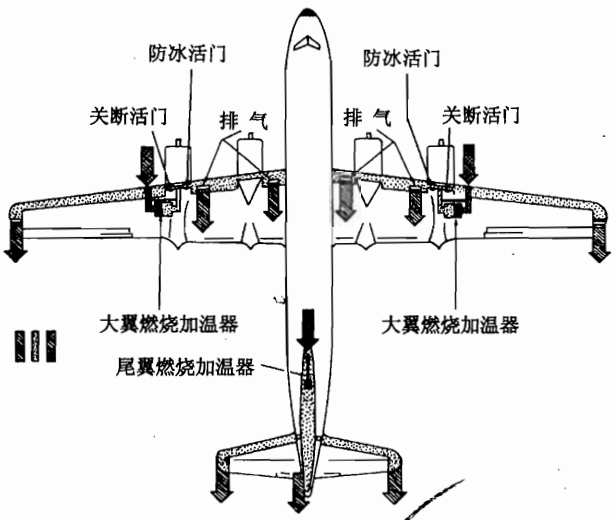


图 7－6 燃烧加温器

7.2.5 电热防冰

电热防冰是通过向加温元件通电而产生热量进行加温的。电热防冰主要用于小部件、小面积的防冰。现代飞机上的空速管、迎角探测器、总温探头、水管、驾驶舱风挡多采用电热防冰。探头加温有的不能在地面进行，有的可通过空地感应电门进行功率转换，即在地面时可进行小功率加温，在空中可进行正常加温。

7.3 飞机防冰排雨系统

飞机防冰排雨系统的主要作用是防止飞机的某些关键区域或部件结冰，并且在雨天飞行时，保证驾驶舱风挡的干燥，使其不会妨碍驾驶员的视线。飞机防冰区域主要包括：大翼前缘（缝翼）、发动机前缘整流罩、大气数据探头、驾驶舱风挡、水管及排水管。排雨区域是驾驶舱风挡（1号风挡，即驾驶舱正前方的两块风挡）。结冰探测器用于探测飞机的结冰状态。在有些飞机上没有专门的结冰探测器，可以通过打开大翼灯来监控飞机大翼前缘和发动

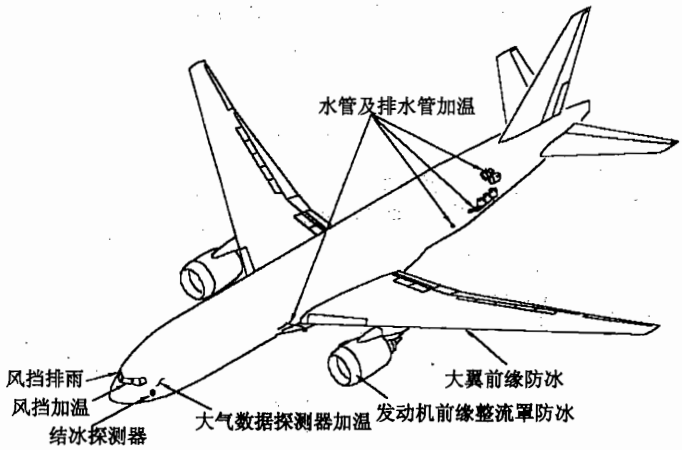


图 7－7 民航客机的防冰排雨系统

机整流罩前缘的结冰状况。

7.3.1 大翼防冰系统

热空气适用于大面积部件的防冰，因而现代飞机大翼前缘大多采用热空气防冰。大翼防冰大多采用发动机压气机引气热防冰。大多数飞机的大翼热防冰系统在地面不能工作，当飞机在地面时，空地感应电门会切断大翼防冰系统的工作。这是因为飞机在地面停机时，没有冲压空气，进行热防冰有可能使系统超温而损坏飞机结构。但有些飞机的大翼防冰系统能在地面工作，此种形式的防冰系统可由空地感应电门控制其加温的功率。当飞机在空中时，采用正常的加温功率，飞机在地面时即转换到低加温功率，以防止过热。

飞机在起飞爬升过程应关闭大翼防冰系统，以减少防冰系统的引气，保证飞机的起飞推力。所以在起飞爬升过程中，大翼防冰系统将停止工作。即使在地面已打开大翼防冰系统，飞机上的自动控制系统也会在起飞爬升过程中将其切断。

大翼热防冰由大翼防冰电门控制。对于有结冰探测器的飞机，大翼防冰电门一般有三个位置，即（如图 7－8 所示）：关断（OFF）、自动（AUTO）和打开（ON）位。当将控制电门放在 AUTO 位时，如果没有大翼防冰抑制信号，可由结冰探测器自动控制大翼防冰系统的工作；当将控制电门放在 ON 位，若没有大翼防冰抑制信号，大翼防冰系统开始工作。

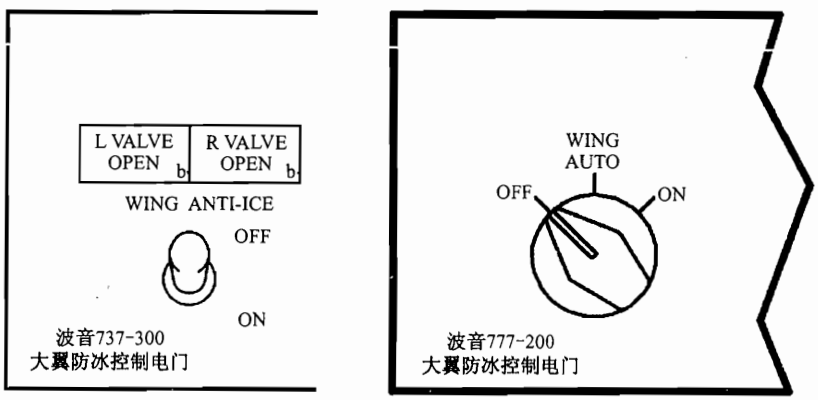


图 7－8 大翼防冰控制电门

例如，波音777－200飞机当大翼防冰控制电门放在AUTO或ON位时，发生下列任一情况，则大翼防冰系统都不能工作：①飞机在地面；②大气总温超过50°F（10℃）；③自动缝翼工作；④空气驱动液压泵工作；⑤发动机起动；⑥引气温度低于200°F（93℃）。

对于没有结冰探测器的飞机，大翼防冰电门一般有两个位置，即没有AUTO位。

如图7－10所示，大翼热防冰的热空气由大翼防冰活门控制。当大翼控制电门在OFF位时，大翼防冰活门关闭；当大翼防冰电门在ON位时，如果没有抑制信号，大翼防冰活门打开。大翼防冰活门打开后，可将热空气引到大翼防冰供气管路。由于大翼防冰是对大翼前缘缝翼进行加温，而前缘缝翼是可以运动的，因而供气管道的热空气要通过伸缩管引到喷气管（如图7－9所示）。喷气管道位于前缘缝翼的空腔内，在喷气管前部有喷气孔，可将热空气喷射到前缘缝翼的内部空腔内，对前缘进行加温，然后通过下表面的排气口排出机外。

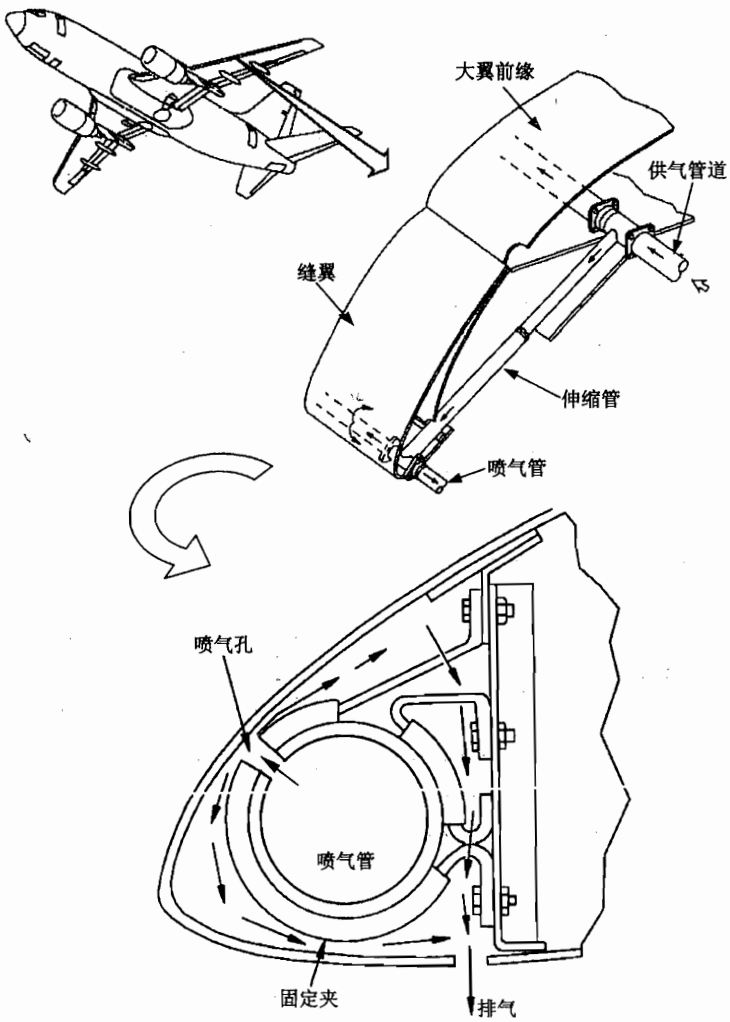


图7－9 大翼前缘缝翼热空气防冰

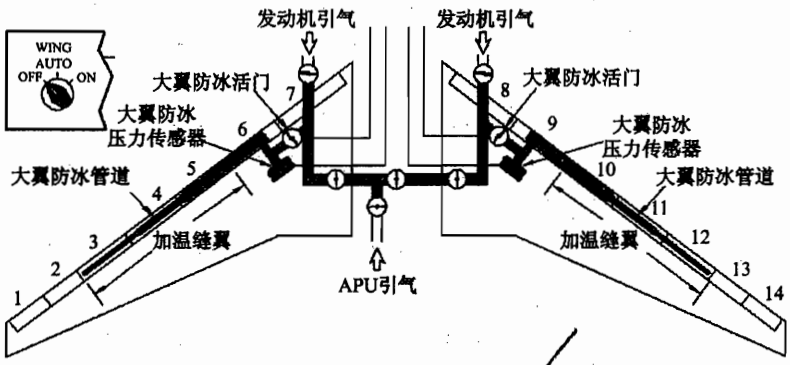


图 7－10 典型大翼热空气防冰系统

7.3.2 发动机整流罩热防冰

发动机整流罩由发动机压气机引气加温防冰，由发动机防冰控制电门控制。如图 7－11 所示，对于有结冰探测器的飞机，控制电门一般有三个位置：关断（OFF）、自动（AUTO）和打开（ON）位，此种类型的系统可以由结冰探测器自动控制防冰系统；对于没有结冰探测器的飞机，控制电门一般只有关断（OFF）和打开（ON）两个位置。

当控制电门在 OFF 位时，热防冰活门关闭。当控制电门在 ON 位，相应发动机没有处于起动状态，而且不存在风扇机匣过热的情况下，热防冰活门打开，防冰系统开始工作。当控制电门在 AUTO 位，结冰探测器探测到处于结冰状态，相关发动机未处于起动状态，没有风扇机匣过热，则热防冰活门打开，防冰系统开始工作。

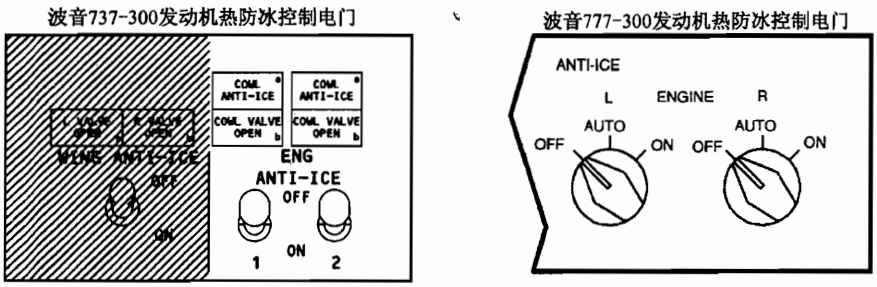


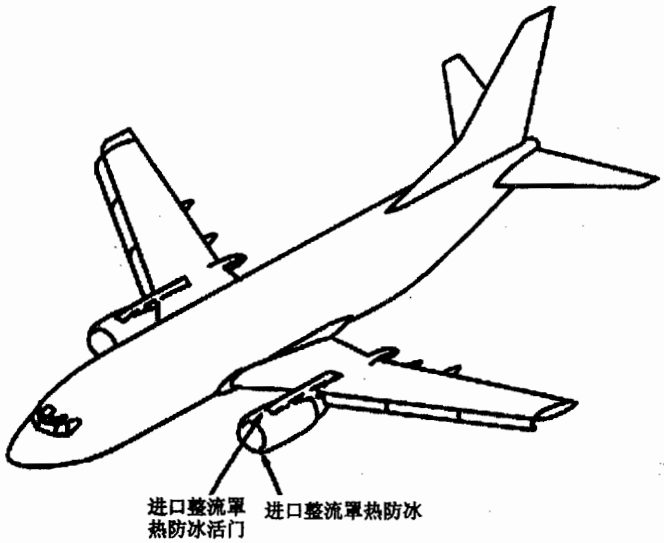
图 7－11 发动机前缘整流罩热空气防冰控制电门

如图 7－12 所示，当热防冰活门打开时，热空气引到发动机前缘整流罩内的喷气环，喷气环上有喷气孔，热空气可从喷气孔内喷射出来，加温发动机前缘整流罩，然后通过下部的排气口排出。

7.3.3 大气数据探头防冰

（1）皮托管（空速管）

皮托管探头上的静压孔和总压孔用于探测大气的静压和总压，静压和总压信号输送到飞机大气数据基准系统以计算空速和气压等飞机参数。在皮托管内有电阻式电加温器，防止探头结冰后，影响大气数据的精度。皮托管防冰在有些飞机上（如波音 737 飞机）是由专门的控制电门控制，而大多数民航客机（如波音 757、波音 767、波音 777）上的皮托管防冰都是自动控制的。自动皮托管防冰系统由空地感应继电器控制，通常有地面和空中两种工作方



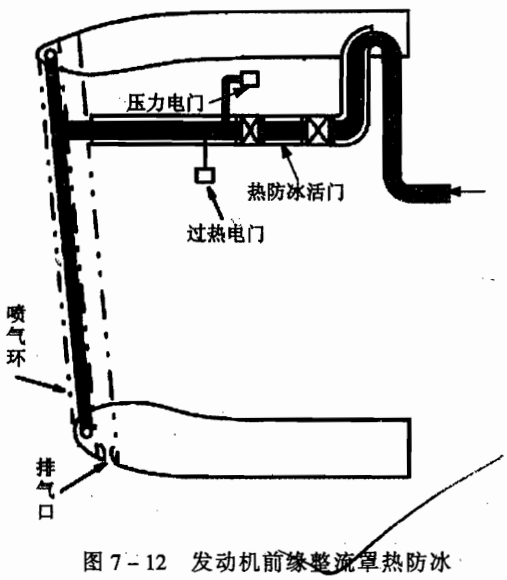


图 7－12 发动机前缘整流罩热防冰

式。在地面，至少有一台发动机工作，且发动机转速超过一定值，将以地面方式工作，此时以低加温功率工作；飞机离地后，防冰系统自动转入空中方式，此时以高加温功率工作。

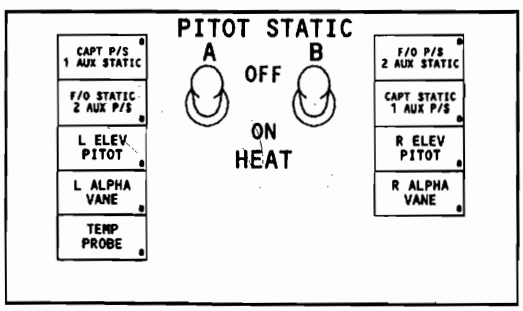


图 7－13 探头加温控制电门

(2) 迎角（AOA）探测器

迎角探测器用于探测飞机的迎角，其叶片可以随飞机的迎角变化，在气流的作用下偏转，以获得飞机迎角的信号。在迎角探测器内有电阻式电加温器，防止探头结冰后影响大气数据的探测精度。迎角探测器防冰在有些飞机上（如波音 737 飞机）是由专门的控制电门控制，而大多数民航客机（如波音 757、波音 767、波音 777）上的防冰都是自动控制的。自动防冰系统由空地感应继电器控制，通常有地面和空中两种工作方式。地面方式工作时，以低加温功率工作；飞机离地后，防冰系统自动转入空中方式，此时以高加温功率工作。

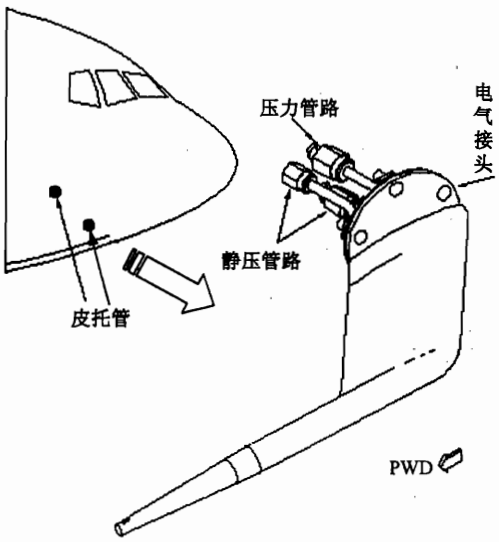


图 7－14 皮托管（空速管）加温

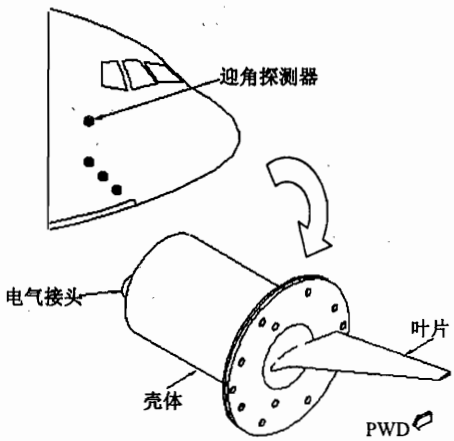


图 7－15 迎角探测器

(3) 大气总温（TAT）探头

大气总温探头用于探测飞机所在高度的大气总温。在大气总温探测器内有电阻式电加温器，防止探头结冰而影响大气数据的探测精度。大气总温探头防冰在有些飞机上（如波音 737 飞机）由专门的控制电门控制，而大多数民航客机（如波音 757、波音 767、波音 777）上的大气总温探头防冰都是自动控制的。自动防冰系统由空地感应继电器控制，大气总温探头在地面不能工作，只有在飞机离地后，会自动通电加温。

如图 7－16 所示为典型大气总温探头，它由感温元件测量大气总温。为了保证有足够量的大气流过感温元件，获得更精确的温度，在其内部有一个引射管。一小股引气流过引射管，在感温元件附近形成低压区，使外界大气流过感温元件，并从基座附近的排气口排出。

7.3.4 驾驶舱风挡的防冰和除雾

飞机在结冰气象条件下飞行时，驾驶舱前面风挡玻璃的外表面上可能结冰，对风挡玻璃的内表面，在结冰条件下或正常飞行条件下而飞机突然从高空下降时，当风挡内侧表面温度等于或低于座舱露点时，可能结雾或结霜。风挡内外表面上的冰、霜、雾都会影响驾驶员的视线，因此，风挡玻璃一般都有防冰和防雾系统。风挡的防冰和除雾是通过对风挡加温来实现的。

驾驶舱风挡的加温是依靠嵌在风挡内的加温电阻实现的。防冰加温层（导电层）是靠近风挡玻璃外表面铺设，风挡防雾加温层（导电层）嵌在靠近风挡玻璃的内表面。风挡加温由风挡加温控制电门控制，风挡加温控制器调节风挡的温度，在有些飞机上采用热电门控制风

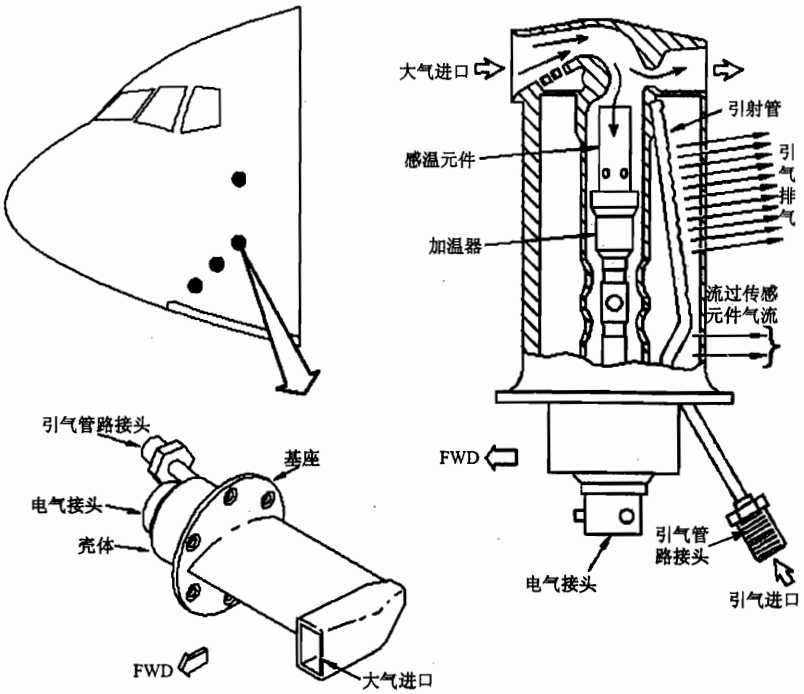


图 7－16　大气总温探头

挡加温。很多飞机的控制电门本身就是指示灯，因而也称为电门灯。

驾驶舱的风挡一般都编号以利于识别。通常正前方为 1 号风挡，依次向后排列为 2 号、3 号风挡。有些飞机在 1 号、2 号风挡上还有 4 号、5 号风挡。每一个风挡编号都包括左、右侧两块风挡。如图 7－17、图 7－18 所示。

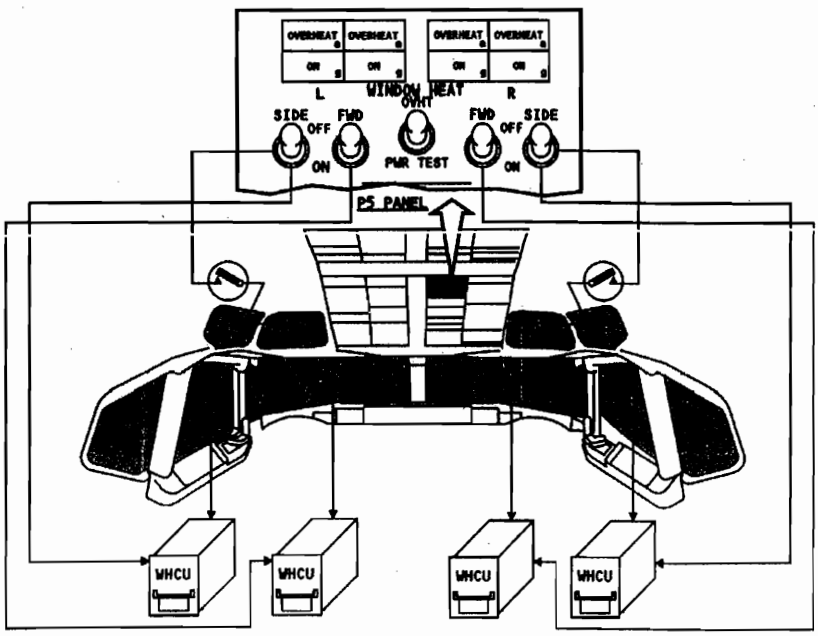


图 7－17　驾驶舱风挡的防冰除雾

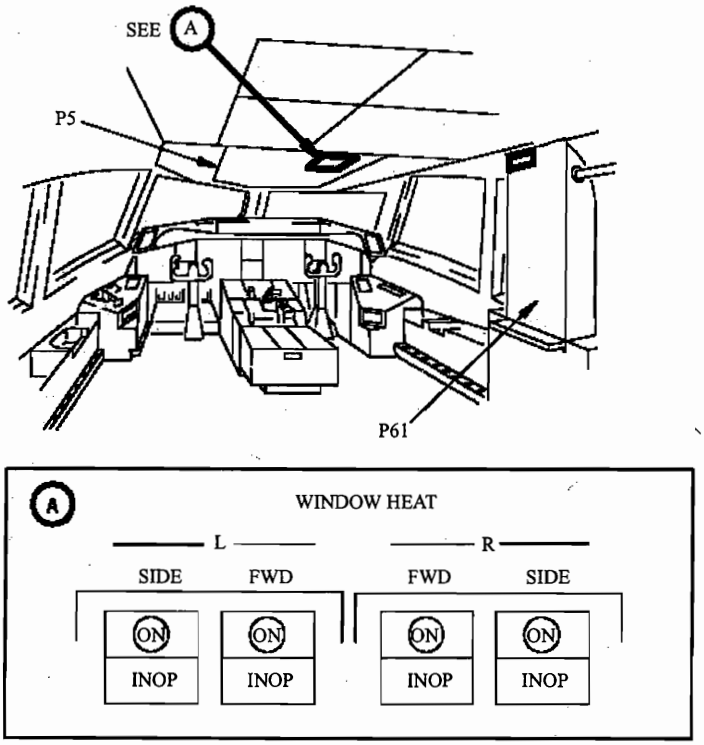


图 7－18 波音 757 飞机风挡加温控制电门（电门灯形式）

7.3.5 风挡排雨系统

飞机有时需要在雨天飞行。雨水落在风挡玻璃上会妨碍驾驶员的视线。所以飞机上一般都有排雨系统，以备在雨天飞行时保证雨水不会影响驾驶员的视线。

几乎所有小型通用飞机均用透明的聚丙烯塑料做风挡玻璃，这种材料很容易被擦伤，因此很少安装风挡刮水刷。在这种飞机上常采用给风挡打蜡的方法来达到排雨的目的。因为风挡打蜡后，雨水落在上面会形成大的水滴，不会覆盖整个风挡，螺旋桨的旋转滑流和迎面气流会将水滴吹走，保持风挡的干燥。

大型高速飞机常用较复杂的排雨系统。常用的排雨方法有三种，既可以单独使用也可以共同使用。它们是：机械风挡刮水刷，化学排雨剂，永久防冰涂层。

7.3.5.1 风挡刮水刷系统

（1）电动风挡刷系统

飞机上风挡刮水刷与汽车上的相似，不同的是它还必须经受高速气动载荷。现代飞机上一般有两个风挡刷，用于在起飞、进近和着陆过程中，排除机长和副驾驶风挡（1 号风挡）上的雨水或雪水，防止雨雪妨碍驾驶员的视线。每个风挡刷由单独的电机驱动。

电动风挡刷系统通常用直流电机驱动，转换器将电机的转动转换成风挡刷臂的往复运动。风挡刮水刷由控制电门控制，控制电门一般有三个位置：OFF（关断）、LOW（低速）和 HIGH（高速）。波音 747、波音 757、波音 767、A320 都采用三位置电门。A320 风挡刷控制电门的三个位置为：OFF、SLOW 和 FAST。

波音 737－300、波音 737－800 和波音 777 风挡刷都采用四位置电门，但有所不同。波音

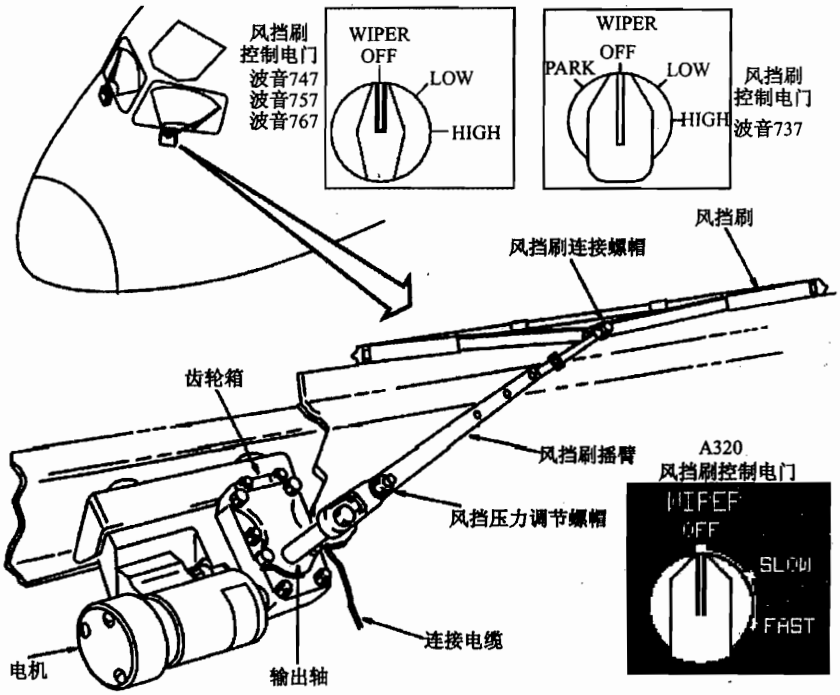


图 7－19 电动风挡刷系统

737－300 飞机风挡刷控制电门四个位置为：PARK、OFF、LOW 和 HIGH，其中 PARK 位用于将风挡刷靠在外侧下边缘位置，以防止风挡刷停靠在妨碍视线的位置。而波音 777 控制电门四个位置为：OFF、INT、LOW 和 HIGH。其中 INT 位用于控制风挡刷断续工作。作动控制电门到 INT 位，风挡刷会每隔 7s 摆动一个循环。波音 737－800 控制电门的四个位置为：PARK、INT、LOW 和 HIGH。

风挡刮水刷不能在干的风挡上使用，而且刮水刷必须保持清洁，不沾任何污物，以免划伤风挡玻璃。如果需要刮水刷工作，在运动之前须在风挡上洒上洁净水，以保持风挡刷的湿润。

(2)液压作动风挡刷系统

如图 7－21 所示，液压风挡刮水刷系统是由飞机主液压系统的压力驱动。速度控制活门用于起动、停止和控制风挡刷摆动的速度。速度控制活门是一个可调节流阀。如果反时针方向旋转活门的手柄，将使通油孔的尺寸增大，流到控制装置的油液增多，使风挡刷的摆动速度增大。

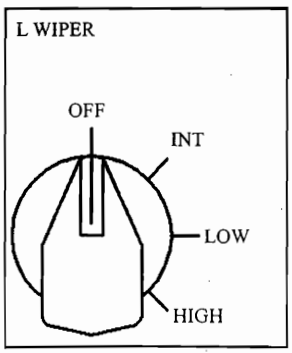


图 7－20 波音 777 风挡刷电门

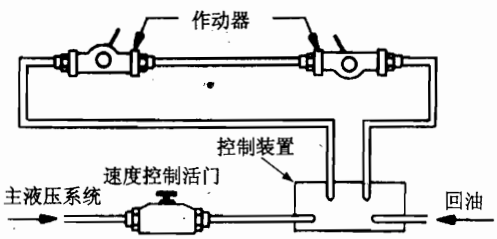


图 7－21 液压风挡刮水刷系统

控制装置把液压油引到风挡刷作动器，并使从作动器排出的油液流回到主液压系统。控制装置还交替改变流到两个风挡刷作动器液压油的方向。风挡刷作动器将液压能转变为驱动风挡刷臂往复运动的机械能。

7.3.5.2 化学排雨剂系统

在许多民航客机上均有化学排雨剂系统。风挡排雨剂系统一般在大雨、高速飞行时使用。在雨天飞行时，将化学排雨剂喷洒在风挡上，排雨剂在雨水的冲刷下，在风挡玻璃上形成一层薄膜，雨水落在其上变成水滴（近似于水银落在玻璃上），仅覆盖部分风挡。迎面高速滑流连续吹去水滴，使大片风挡保持干燥。

风挡排雨剂系统由排雨剂罐、管路、延时继电器、电磁活门、喷嘴和控制电门组成。排雨剂罐是增压罐。

当需要使用排雨剂系统时，可按动排雨剂控制电门，则电磁活门打开，排雨剂即从喷嘴中喷出。延时继电器保持打开电路接通一段时间（一般为 10^{-1}s），所以延时继电器控制了每次喷出排雨剂时间的长短。在大雨中飞行时，在大雨的冲刷下，排雨剂会被冲走，所以排雨剂常常需要反复使用。在如图 7－22 所示的系统中，有空气管道，可将气源系统的引气引到喷嘴，以防止喷嘴被排雨剂堵塞。

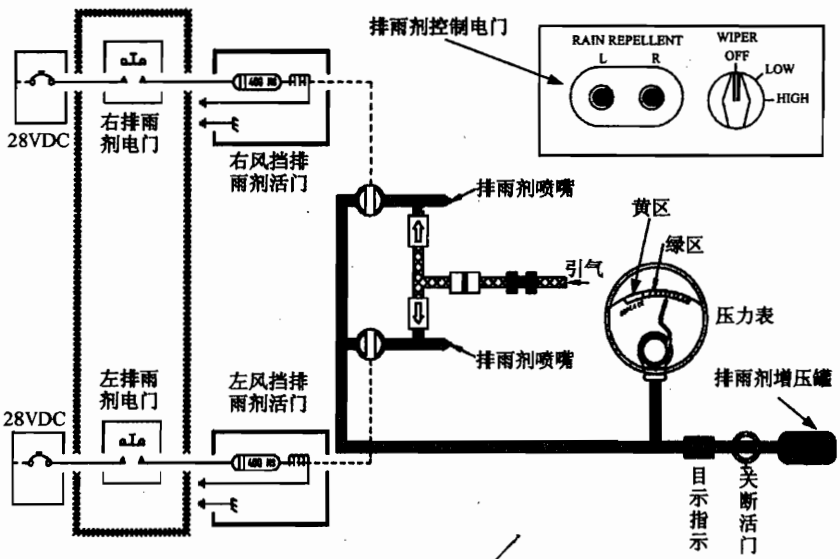


图 7－22 典型风挡排雨剂系统

排雨剂系统仅作用于机长风挡和副驾驶风挡（1 号风挡）。

在使用和维护排雨剂系统时要注意以下几点。

①不要在干燥的风挡上喷用排雨剂。

因为浓排雨剂会妨碍视线。万一因故排雨剂喷出，也不要使用风挡刷，因为这样可能使风挡更脏。

②小雨大风时不能使用排雨剂。

如果雨不大时，喷洒排雨剂同样会使风挡变脏，妨碍驾驶员的视线。

③排雨剂管路中不能进潮气或水分。

因为排雨剂是外观类似于糖浆的液体，排雨剂遇到水分会凝结成果冻样的物质，使其堵塞喷嘴，不能正常流动。

④浓排雨剂对飞机蒙皮有腐蚀作用，如果排雨剂落在飞机蒙皮上，要及时用专用的清洗剂冲洗干净。

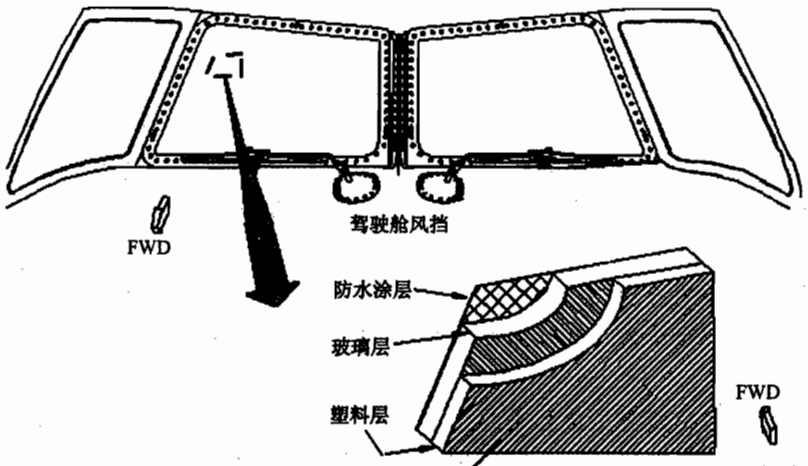


图 7－23 永久性防水涂层

7.3.5.3 永久性防水涂层（见图 7－23）

由于风挡排雨剂系统维护性能不佳，因而很多飞机采用一种永久性防水涂层与风挡刷配合使用，以达到有效排雨的目的。它是在风挡最外层涂上防水涂层，当雨水落在涂层上时，形成水滴，而不是覆盖整个风挡，迎面高速滑流连续吹去水滴，使大片风挡保持干燥。

所谓永久性防水涂层，并不是无限寿命。涂层的寿命与风挡刷的使用次数及其在风挡上的压力有关。风挡刷压力越大，涂层越易磨损。

应使用 50∶50 的异丙醇酒精和蒸馏水的溶液，用软布或非研磨纸巾清洁风挡。风挡涂层上的颗粒状物质可采用清洗液和塑料清洁垫除去，要特别小心清除清洁垫上的颗粒状物质，否则有可能划伤风挡。

7.3.5.4 气动排雨系统

气动排雨系统利用来自发动机压气机的引气进行排雨。让发动机引来的高温、高压空气吹过风挡，喷气形成一层空气屏障，阻止雨滴落在风挡表面。

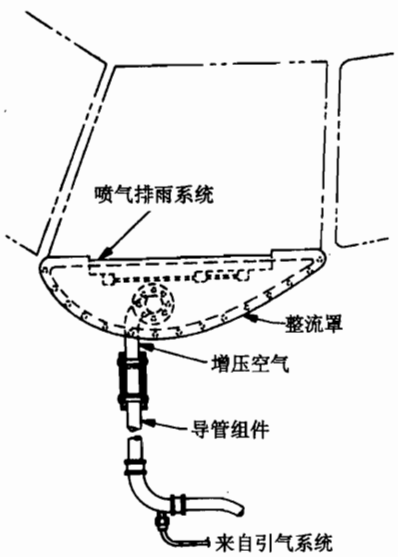


图 7－24 气动排雨系统

表 7－1 几种类型民航客机的排雨措施

机　型	排雨措施		
A320	电动风挡刷	防水涂层	排雨剂
波音 737－300	√		√
波音 737－800	√	√	
波音 747－400	√	√	
波音 757	√		√
波音 767	√		√
波音 777	√	√	

出于维护及生态等方面的原因，在很多民航客机上都取消了排雨剂系统，有些先前使用排雨剂系统的飞机进行了相应的改装。

7.3.6 飞机结冰探测

结冰探测装置有多种形式，一般包括驾驶员直观式和自动结冰探测器两大类。直观式结冰探测器安装于驾驶员容易看到的地方，当发现结冰后，驾驶员用人工方法接通防冰系统；自动结冰信号器则既可向驾驶员发出结冰信号，同时还能自动接通防冰加温系统。自动结冰探测器可将结冰信号输送到大翼前缘和发动机整流罩热防冰系统。

（1）探冰棒

探冰棒是最简单的直观式结冰信号器。探冰棒的结构做成翼型截面，由于它的尺寸小，在轻微结冰状态下便会结冰；在探冰棒的旁边装有聚光灯，以照明探冰棒，保证夜间飞行时的作用。

探冰棒装设在机外驾驶员最容易看到的地方，当发现结冰后，驾驶员人工接通防冰加温装置，探冰棒内装有电加热器，当接通防冰加温系统时也接通了探冰棒本身的电加热器，以除去探棒上的冰，保证再次进入结冰状态时使用。

（2）探冰灯

多数飞机装有几种或几套结冰信号器，其中的直观式探冰灯可作为探测结冰的辅助设备。探冰灯是一种专用的聚光灯，外形和普通灯差不多，一般装设在机身中部机翼前方的左右两侧（如图 7－26 所示），当接通探冰灯电门，灯光集中到机翼前缘，以便观察结冰情况。

（3）自动结冰探测器

图 7－25 所示为波音 777 飞机上的结冰探测器。115V 交流电通到探测器，它会以 40000Hz 的频率振动。当探头上结冰时，它会以较低的频率振动，从而发出结冰信号。当大翼防冰和发动机整流罩防冰控制电门都放在“自动”位置时，结冰信号可以自动接通防冰系统，但自动防冰一般仅在飞机离地后才能工作。民航客机结冰探测器多采用此种形式。

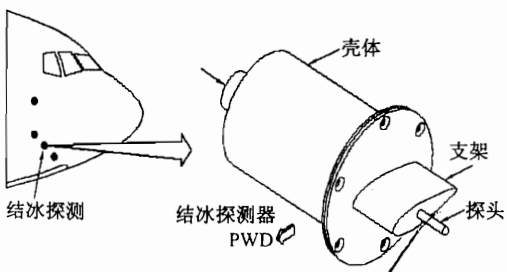


图 7－25 波音 777 飞机结冰探测器

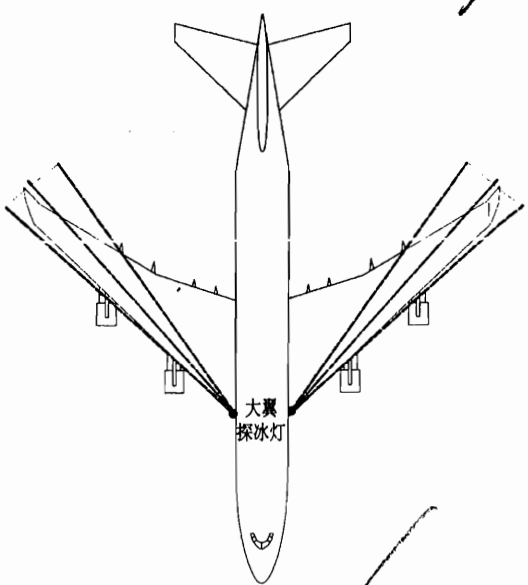
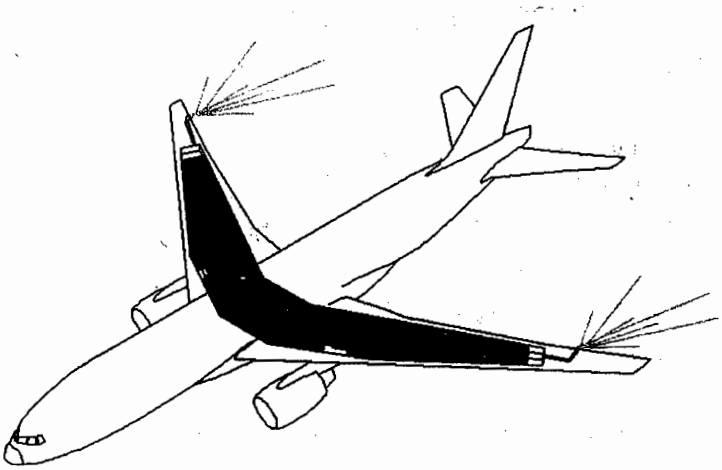


图 7－26 大翼探冰灯

第7章思考题

1. 飞机大翼结冰对飞行性能有什么样的影响？
2. 现代飞机的防冰区域主要有哪些？
3. 膨胀管除冰系统的除冰充气程序是什么？为什么？
4. 电脉冲除冰系统的工作原理是什么？
5. 飞机上需要防冰和除冰的部位有哪些？
6. 热空气防冰系统的热空气来源主要有哪些？
7. 热空气防冰适用于哪些区域？
8. 在飞机热空气防冰系统中，空/地感应电门的作用是什么？
9. 飞机前缘缝翼如何进行热防冰？
10. 飞机上主要有哪些大气数据探测器需要防冰？
11. 驾驶舱风挡防冰除雾是如何实现的？
12. 简述风挡玻璃排雨剂系统的基本组成和工作情况。
13. 在驾驶舱风挡玻璃上使用排雨剂应注意什么问题？
14. 飞机上有哪些排雨方式？
15. 现代民航客机上主要有哪些排雨方式？
16. 风挡刷系统的工作方式有哪些？
17. 飞机上结冰探测装置有哪几种类型？

第8章 飞机燃油系统



8.1 飞机燃油系统概述
8.2 航空燃油
8.3 燃油系统附件
8.4 燃油箱通气系统
8.5 加油和抽油系统
8.6 应急放油系统
8.7 供油系统
8.8 油箱油量指示
8.9 燃油箱维护工作

8.1 飞机燃油系统概述

8.1.1 燃油系统的功用

燃油系统主要有如下功能：

① 储存燃油；

② 在规定的飞行条件下安全可靠地把燃油输送到发动机及 APU；

③ 调整重心位置，保持飞机平衡和机翼结构受力；

④ 冷却其他附件，作为冷却源。

8.1.2　燃油系统特点

现代运输机燃油系统特点有以下几个方面。

① 载油量大

为解决载油和空间的矛盾，多采用结构油箱，即将大翼及中央翼内部空间进行密封和防腐处理，用于装载燃油。

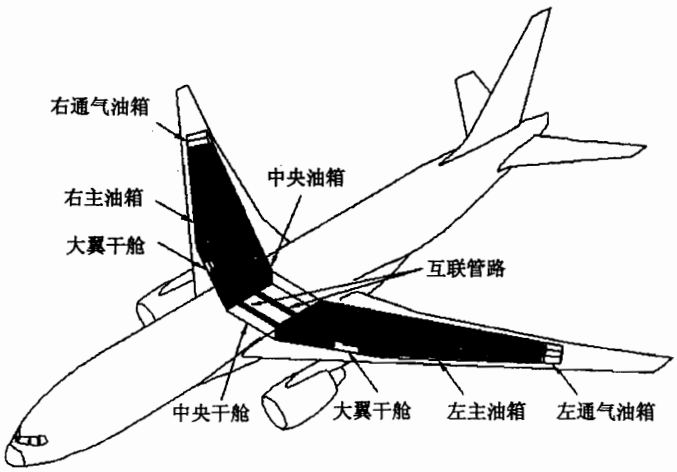


图 8－1　飞机结构燃油箱

② 供油安全

现代飞机多采用交输供油系统，可以实现任何一个油箱向任何一台发动机供油，而且每个油箱至少有两个增压泵，以保证供油安全。当燃油箱内的两个增压泵都故障时，依靠发动机驱动燃油泵仍可保证燃油供给。

③ 设有油泵快卸机构，不放油即可拆卸油泵，提高了维护性能。

④ 形象化的燃油控制面板。

如图 8－2 所示，现代飞机上采用了形象化的控制面板，可反映系统的相互关联及油路的走向，直观且控制方便。

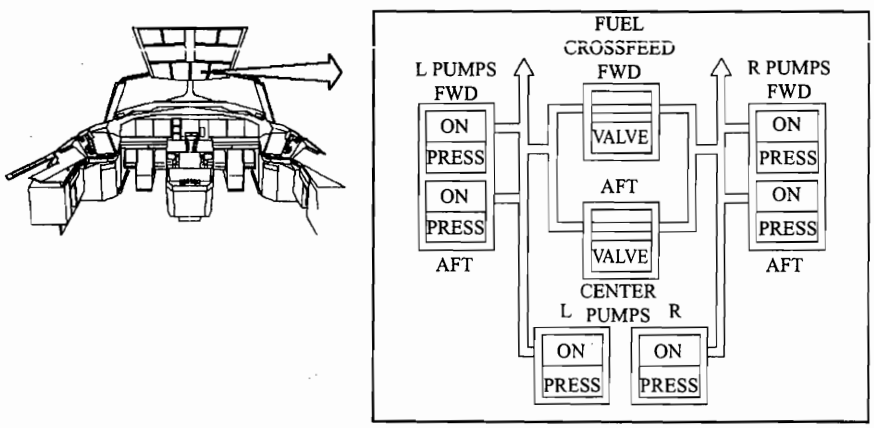


图 8－2　形象化的燃油控制面板

⑤ 避免死油

在燃油箱内采用了引射泵，它借助于燃油增压泵提供的动力流，可将死区（一般位于油箱较低处）的油液引射到增压泵的进口。

⑥ 采用压力加油

现代飞机可以通过飞机上的加油台，向任何一个燃油箱进行加油，即所谓单点加油。压力加油大大提高了工作效率。

⑦ 采用通气油箱

通气油箱系统保证飞机在各种飞行姿态下的通气，防止油箱内外产生过大的压力差而损坏油箱结构。

⑧ 应急放油系统

在有些飞机上采用了应急放油系统，以便在紧急情况下释放燃油，使飞机重量迅速减小到其最大允许着陆重量范围内，保证飞机安全着陆。

8.1.3 飞机燃油系统的组成

飞机燃油系统主要由下列几个子系统组成：

① 油箱通气系统；

② 加油/抽油系统；

③ 应急放油系统；

④ 供油（输油）系统；

⑤ 测量及指示系统。

8.2 航空燃油

8.2.1 航空汽油

活塞发动机使用的燃油是航空汽油。航空汽油几乎完全是由碳氢化合物组成的，其中含有某些杂质如硫和溶解水。水是不可避免的，因为大气中汽油容易受到潮气的影响。少量的硫是加工过程中残留下来的。

(1) 爆震

当活塞发动机工作时，燃油燃烧开始，已燃区内燃气热量增多，压力和温度升高。由于燃气压力的升高，产生一系列压缩波，并以声速前进，超过火焰前锋移动的速度而压缩未燃区的混合气，由于燃气温度升高，热量向未燃区混合气传递。这样，未燃混合气由于压缩和传热的作用，压力和温度升高很多，过氧化物浓度大为增加。当过氧化物生成速度不很大，浓度还在一定值之内时，汽缸内的燃烧仍能正常进行，火焰前锋正常移动，汽缸内压力、温度均匀。但当未燃区混合气中的过氧化物生成速度很大，浓度积累到一定值时，在火焰前锋未到达之前，未燃区中受挤压特别厉害的那部分混合气发生剧烈的化学反应而自行着火。这时，火焰传播速度极大，局部燃气的压力和温度急剧上升到很大值形成爆炸性燃烧，也就是爆震。燃烧速度的骤然猛增导致汽缸头温度升高，可能导致汽缸头和活塞的结构损坏。

(2) 航空汽油的抗爆性

燃油本身所具有的抵抗、阻止爆震发生的性能称为燃油的抗爆性。为提高航空汽油的抗

爆性，需要加入抗爆剂。常采用的抗爆剂是铅水，含有四乙铅和溴化物（或氯化物）。加入铅水的汽油燃烧时四乙铅与氧化合生成氧化铅，能阻止混合气中过氧化物的大量生成，故能提高燃料的抗爆性。但生成的氧化铅呈固体状态，会沉积在气门或电嘴上，使气门关闭不严或电嘴不跳火。铅水中的溴化物能与固态的氧化铅化合生成气态的溴化铅（或氯化铅）随废气一同排出机外。

8.2.2 航空煤油

燃气涡轮发动机使用的燃油称为航空煤油。我国现在使用的有 JET A 与 JET B，国外有 JP－4、JP－5、JP－8 等。JP－4 与 JET B 相当，JP－5 与 JET A 相当。

因为航空煤油没有染色，故它没有明显的标志。它们的颜色取决于储存时间或原油来源，其颜色从无色到琥珀色（浅黄色）之间。

航空煤油的黏度较高，因此其对污染更敏感。由于航空煤油的特点是黏度大，使水或其他污染物更容易悬于燃油中，不会沉入油箱沉淀槽里。油液中含水会导致当温度下降时油中水结冰造成油滤堵塞，影响发动机的供油。水中含有的微生物以油中碳水化合物为食，产生油渣，并腐蚀油箱。

为了防止油液中的水结冰，在油箱中设有温度传感器来监控油液的温度。燃油温度表可根据传感器感受的油液温度指示油箱中的油温。燃油的加温可采用热交换器，热交换器形式有：发动机的压气机引气（即气—油式热交换器），也可采用燃油—滑油热交换器或燃油—液压油热交换器。

8.3 燃油系统附件

8.3.1 增压泵

现代飞机燃油系统的增压泵大多采用电动离心泵。离心泵的主要作用是通过离心力的作用，将机械能转换为液压能，用来克服输油管路中的压力损失和机动飞行中燃油的惯性力，并增大发动机燃油泵的进口压力，保证飞机燃油系统可靠地向发动机供油，此外还可以用来进行油箱之间的燃油传输。

离心泵的特点是供油流量大、供压压力低、重量轻，而且当泵失效停转时允许油液自由流过离心泵。离心泵一般用于大流量小油压的系统。飞机飞行过程要消耗大量燃油，要求燃油系统的供油量很大，因而适于采用离心泵。

增压泵要由内部封严圈进行密封，如果封严圈损坏，就可能影响增压泵的工作性能。封严圈的损坏可以通过滴油管滴出过多的油液来判别。如果外部滴油管滴出的油量超过规定值则说明封严圈损坏。

8.3.2 引射泵

引射泵也叫喷射泵，它没有运动部件。它引来增压泵出口压力作为动力流，将油箱内增压泵吸取不到区域的燃油引射到油泵进口，在波音 737 飞机上也可以在中央油箱油泵停止工作后，将中央油箱内的残余燃油引射到大翼油箱。只要有动力流，引射泵就可以开始工作。

当引射流流入引射泵，经收缩喷嘴喷出，其压力降低，于是在喷射流的周围形成低压

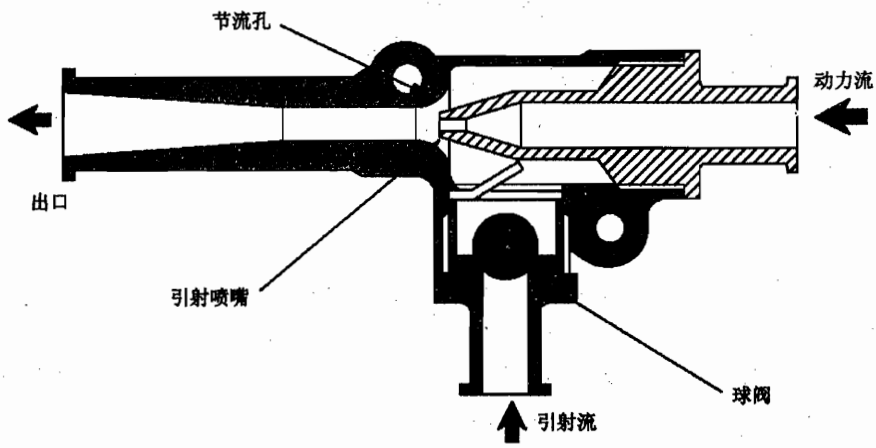


图 8－3 典型引射泵结构

区。在压力差的作用下，引射泵进口的油液顶开球阀流向引射泵出口。

8.3.3 燃油箱

民航飞机的油箱大多采用结构油箱，即油箱本身是飞机结构的一部分。两侧机翼内部结构或机身结构，皆可作为结构油箱。

在油箱内部一般都有隔板以阻止因飞机飞行姿态改变而引起的燃油晃荡。而且在油箱内部一些翼肋的底部都装有挡板式单向活门（如图 8－4 所示），其作用是在机动飞行时，阻止油箱内的油液从翼根向翼尖方向流动，而允许油液从翼尖向翼根方向流动，以保证油泵的正常供油。

在大翼结构油箱的上部一般都有重力加油口，中央油箱上则没有。每个主油箱下面装有数个油尺，用以检查油箱内的油量。

每个主油箱的下蒙皮上开有工作口，由此可以接近油箱工作口，平时用盖板盖住。中央油箱下部也有工作口，通气油箱下表面有一块工作盖板，板上有冲压进气口。

左、右主油箱及中央油箱与左、右通气油箱下表面低处各有一个放沉淀阀。放沉淀时将阀打开，燃油即可流出。

在左、右发动机上方的高温区设置有干舱，干舱内部无燃油，以防止失火的危险。

(1) 波音 737 飞机燃油箱的布局

图 8－5 所示为波音 737 飞机油箱结构。它共有三个燃油箱，即中央油箱、1 号主油箱和 2 号主油箱，另外有两个通气油箱。其中中央油箱内由隔板分隔成三个互相连通的空间，以防止飞机在机动飞行时燃油晃荡。大翼主油箱内的翼肋可以起到隔板的作用。

(2) 波音 777 飞机燃油箱的布局

如图 8－6 (a) 所示，波音 777 飞机上有三个燃油箱和两个通气油箱。包括中央油箱、左主油箱和右主油箱。其中中央油箱分成两个部分，之间用互联管连通。并包括三个干舱，即中央干舱，左、右大翼干舱。干舱内部无燃油，以防止失火的危险。

(3) 波音 747 飞机燃油箱的布局

如图 8－6 (b) 所示，波音 747－400 型飞机共有七个燃油箱和两个通气油箱，其中一个中央油箱，四个主油箱（编号自左向右为：1、2、3、4），两个备用油箱（编号自左向右为：2、3）。

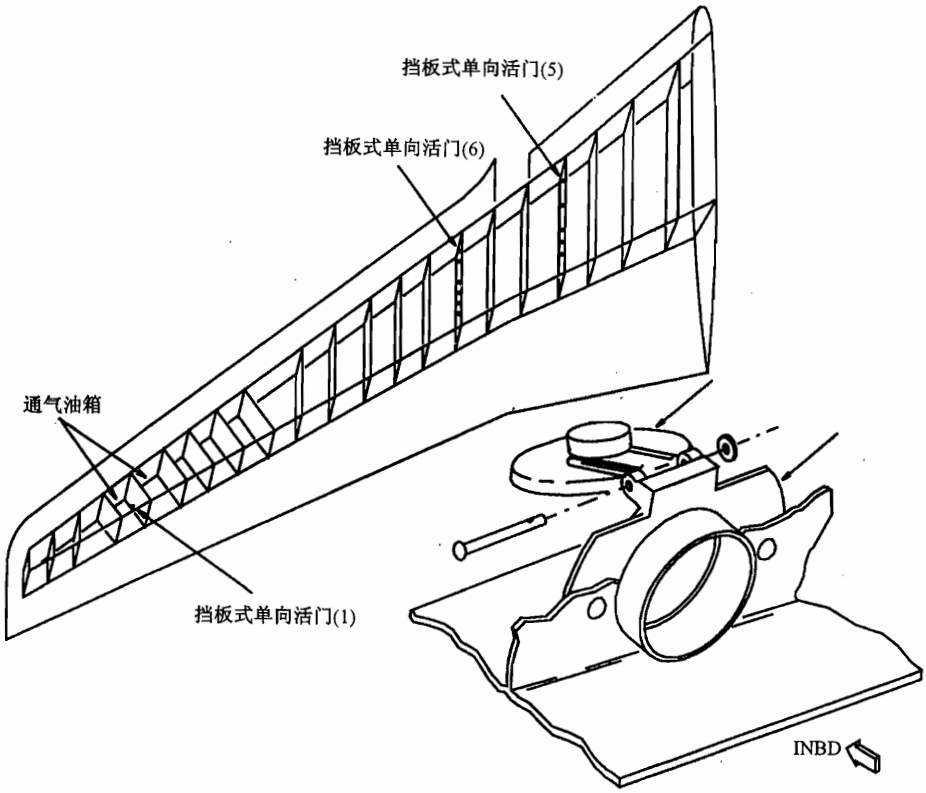


图 8－4　挡板式单向活门

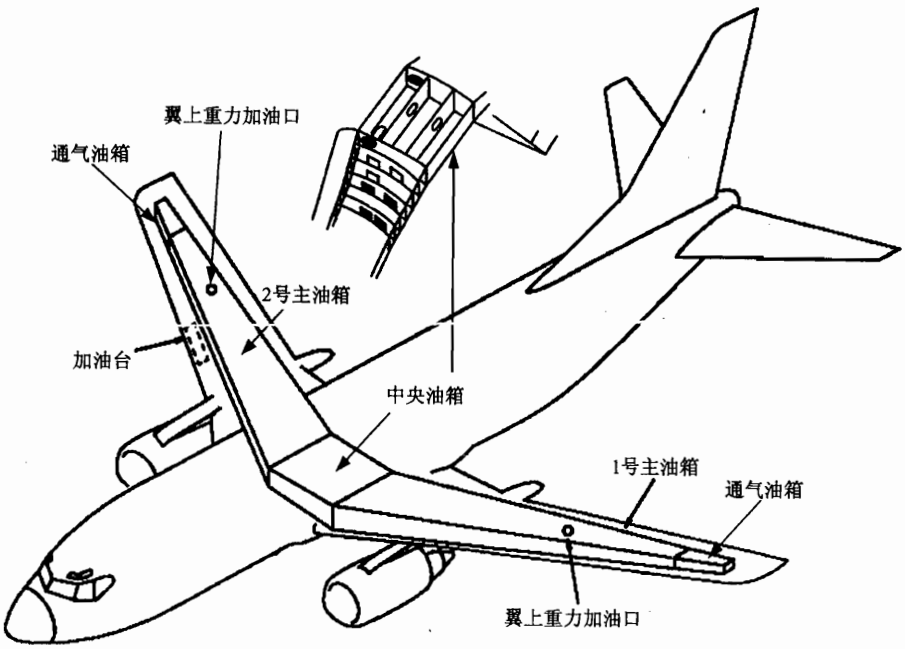
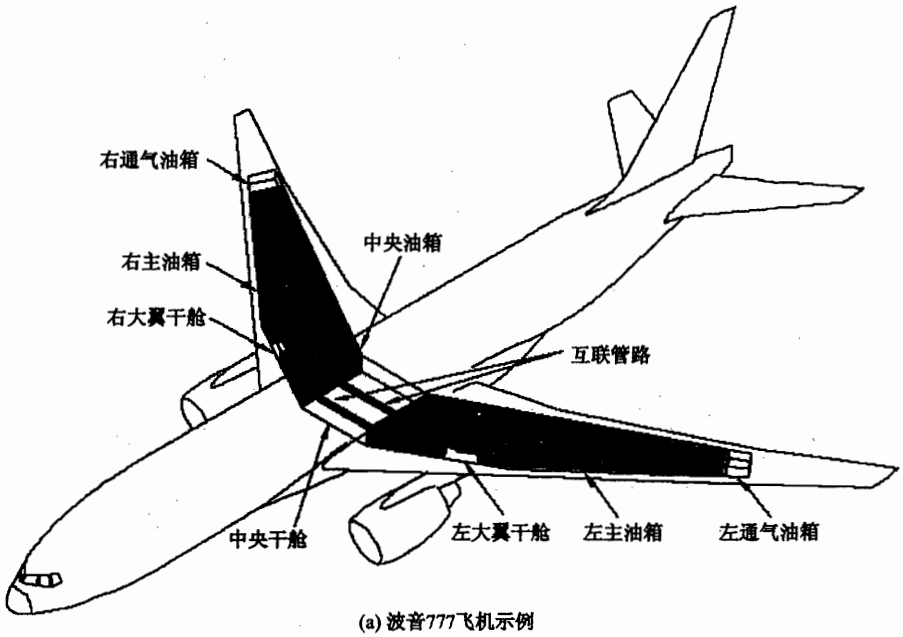
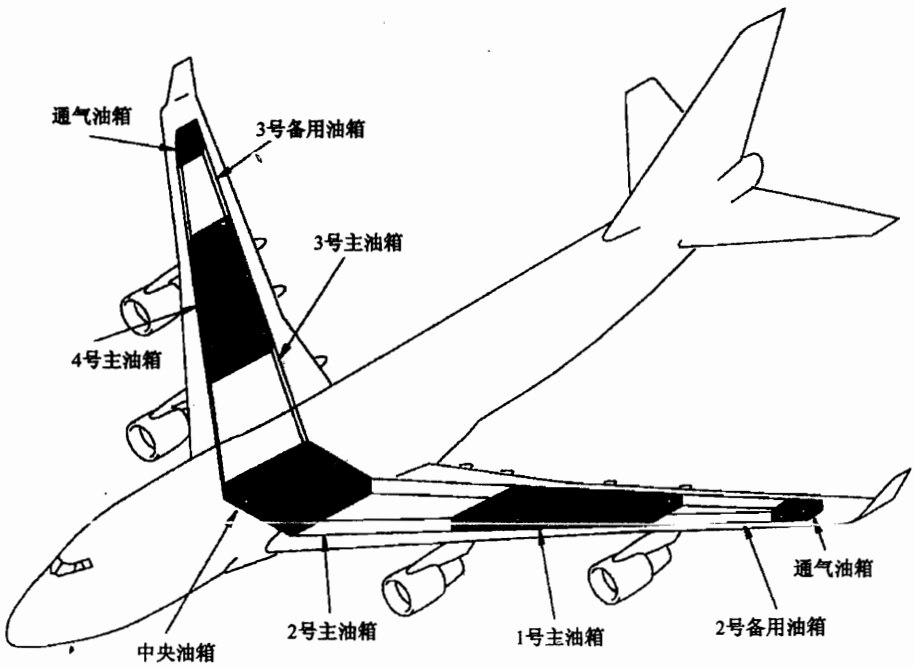


图 8－5　波音 737 飞机油箱结构



(a) 波音777飞机示例



(b) 波音747-400飞机示例

图 8－6　典型飞机燃油箱布局

8.4 燃油箱通气系统

8.4.1 燃油箱通气系统的作用

通气系统可保证飞机在各种飞行姿态下燃油箱的通气，其主要使用如下。

① 平衡油箱内外压差，保证加/抽/供油的正常进行。

② 避免产生过大压差损坏油箱结构。

③ 避免出现空隙现象，提供一定的正压力作用在油平面上，减少燃油的蒸发，提高增压泵的供油能力。

8.4.2 通气系统的组成和工作

通气系统由冲压通气口、通气油箱、通气管、通气长桁、浮子活门和余油管等组成。如图8-7、图8-8所示。正常通气时，外界空气从冲压通气口进入通气油箱，然后分别进入通气桁条，再从主油箱和中央油箱的出气口流出。当油箱内油面降到一定程度时，浮子活门也可打开通气。

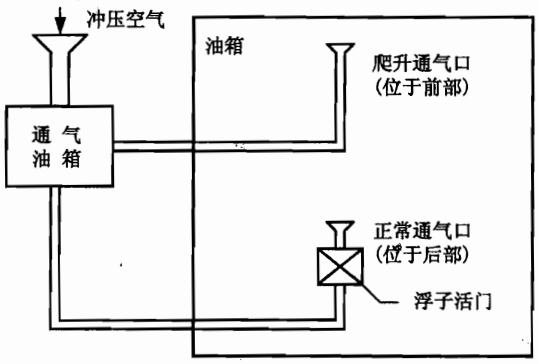


图8-7 燃油箱通气系统原理图

在飞机爬升过程中，油箱内的油液向后涌动，正常通气口浸在油液内，浮子活门将后部正常通气口关闭，前部通气口露出油面，油箱通过爬升通气口通气。

在飞机下滑过程中，油箱内的油液向前涌动，前部爬升通气口浸在油液内，后部的浮子活门打开通气。

通气油箱一般位于靠近大翼翼尖区域。它不装燃油，仅用于油箱通气，其下表面有通气口，飞行时，冲压空气可进入通气油箱对燃油箱进行微增压。

加油时，如果自动关断失效，油箱的液面升过通气口，此时浮子活门处在关位，燃油可从前部通气口通过通气管道，流入通气油箱。如图8-8所示油箱通气系统，流至通气油箱内的燃油，在中央油箱的油平面降至一定程度后，可利用重力（因有上反角）经余油管回流至中央油箱。

通气单向活门用于排出通气管内的燃油到燃油箱内。

在中央油箱输往辅助动力装置的燃油管外面装有套管，一旦输油管漏油，可流入套管，从尾部左侧的漏油管口流至机外，为安全起见，在漏油管口的外部还装有防火罩。

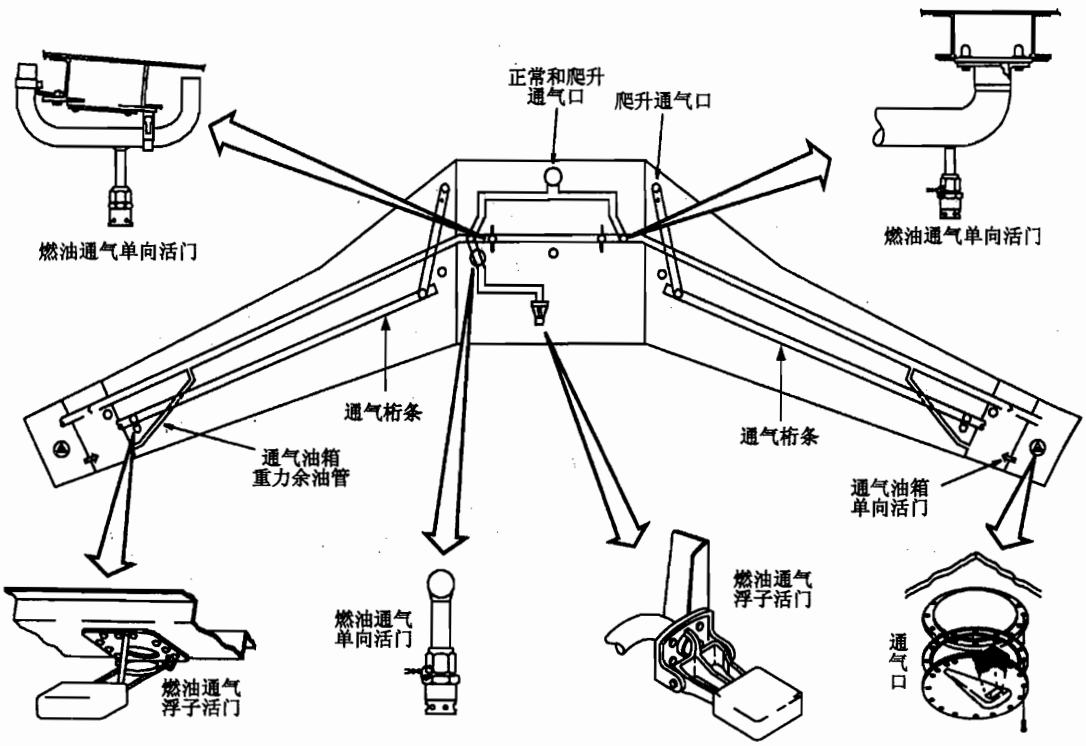


图 8－8 典型飞机油箱通气系统

8.5 加油和抽油系统

8.5.1 加油系统

一般在现代飞机大翼油箱上都有重力加油口，但重力加油只作为辅助加油方式。正常情况下都采用压力加油。压力加油是通过飞机大翼上的加油台（或称加油站）进行的。现代飞机加油台通常位于飞机机翼上发动机外侧的前缘区域。不同飞机加油台的位置有所不同，如波音 737、波音 757 的加油台位于右大翼的前缘；波音 747－400 加油台位于左、右大翼的前缘，但仅在左加油台上有加油控制面板，右加油台上仅有加油口，如图 8－9 所示；波音 767 和波音 777 在左、右大翼都有加油台，如图 8－10 所示。

压力加油抽油系统由压力加油接头、加油总管、压力加油活门、抽油活门、满油浮子电门和压力加油控制面板等组成。加油口加入的燃油输送到加油总管内，由加油活门控制通往每个燃油箱的燃油。满油浮子电门的作用是在油箱满油后自动关闭加油活门，防止溢油。加油控制面板控制整个加油程序。

图 8－12 为波音 777 飞机加油控制面板，它位于左、右大翼前缘的加油台上。控制面板主要包括：试验电门、油量及加油量指示器、油量设定电门、油量选择电门、加油活门控制电门、加油活门位置灯、抽油活门控制电门、电源选择电门等。

波音 777 飞机有两种加油方式：自动方式和人工方式。自动方式加油时，首先要设定各油箱的加油量，当油箱内的燃油量达到设定的加油量时，加油活门会自动关闭。当加油活门

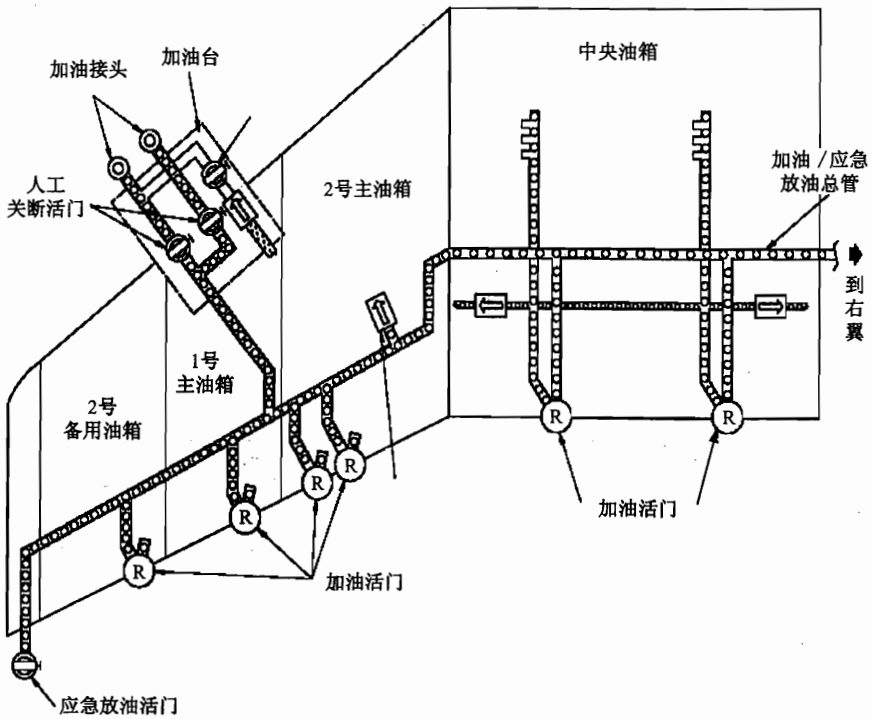


图 8-9 波音 747-400 加油系统

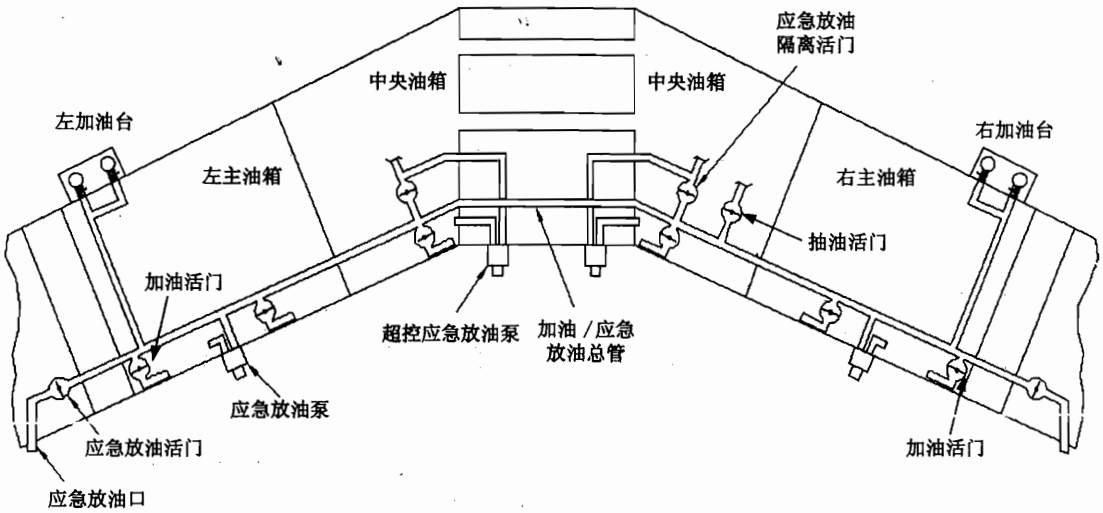


图 8-10 波音 777 飞机加油系统和应急放油系统

打开时，蓝色的加油活门位置灯亮；加油活门关闭后，加油活门位置灯熄灭。加油压力一般不超过 50PSI。波音 777 飞机还可以直接设定总加油量，实现完全自动加油。

人工方式加油是直接打开加油活门控制电门，当油箱内的油量达到需要的油量后，将加油活门电门扳到“关闭”位。

当通过控制电门不能打开加油活门时，可通过按动超控按钮，人工打开加油活门进行加油。

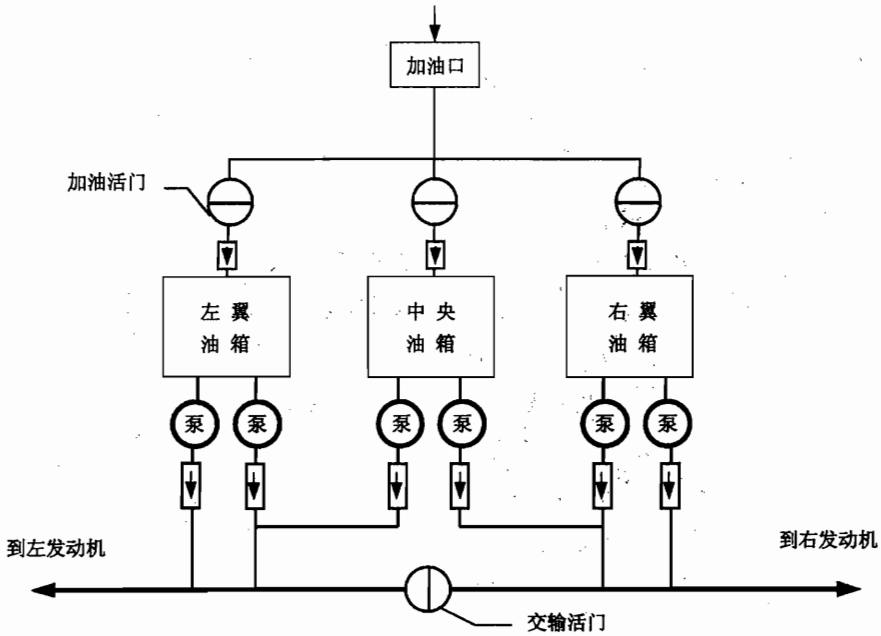


图 8－11 典型飞机加油、供油系统简图

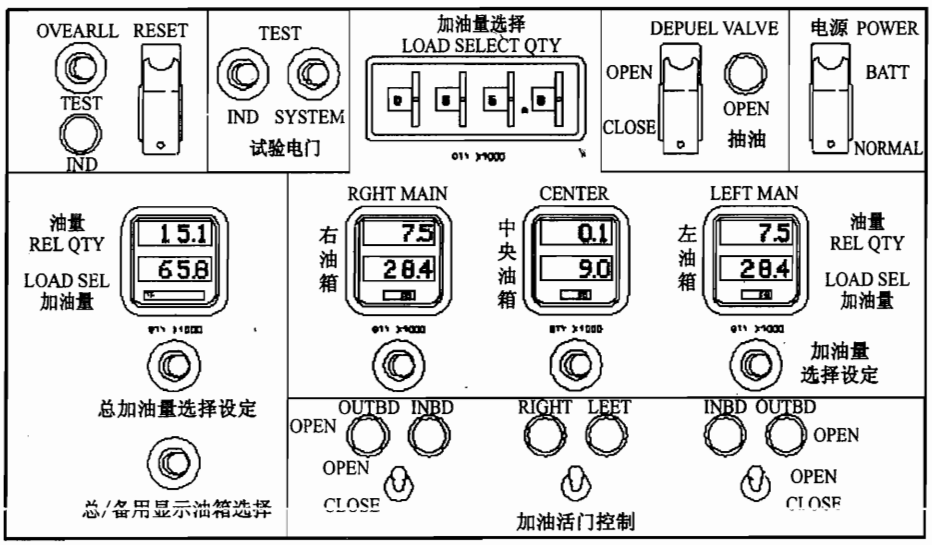


图 8－12 波音 777 加油控制面板

给飞机燃油系统进行压力加油时要注意飞机和加油车接地，加油口与加油车接搭地线，并注意防火，加油压力不能超过规定值，要严格按照操作程序进行加油。

基本加油程序：

① 按要求连好接地线；

② 连接加油接头；

③ 进行指示器测试：测试油量指示器和加油活门位置指示灯；

④ 选择加油量；

⑤ 将加油活门控制电门扳到“打开”位置；

⑥ 起动加油源；

⑦ 将加油活门控制电门扳到“关闭”位置（在自动关断后或到达需要加油量时）；

⑧ 确定所有加油活门和电门在“关闭”位置；

⑨ 拆除加油接头。

不同飞机加油控制面板有所不同。如图 8－13 所示，波音 737 飞机加油控制面板上没有加油量选择电门，因而不能选择加油量。如果不需要加满油箱，则必须目示油量表，当达到需要油量时，关闭加油活门。波音 747、波音 757、波音 767 飞机可以设定各燃油箱的加油量，但不能设定总加油量，如图 8－14 所示。如图 8－12 所示，波音 777 飞机既可以设定各燃油箱的加油量，又可以设定总加油量。

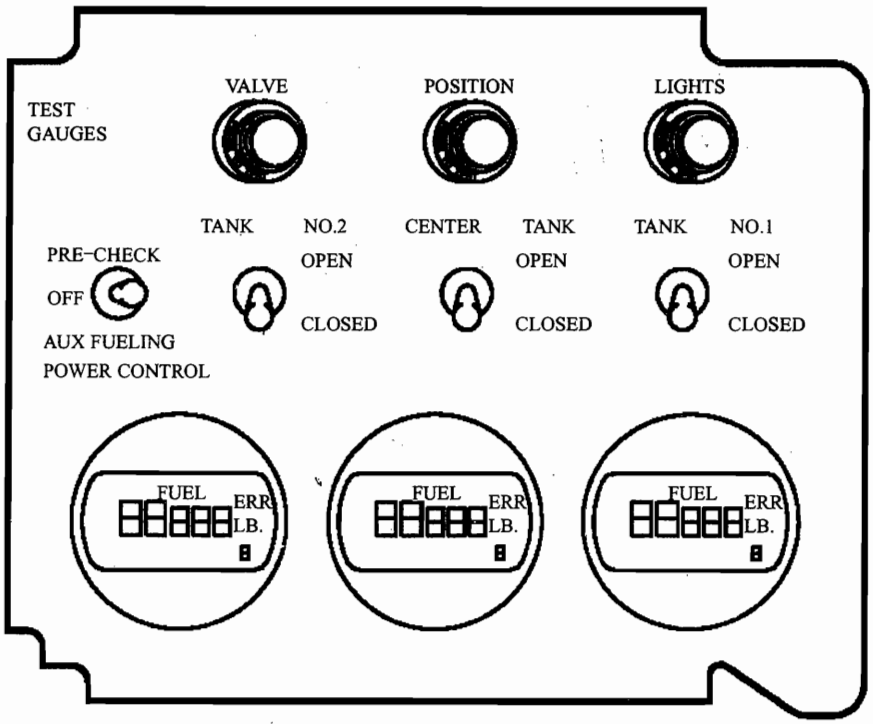


图 8－13　波音 737－300/400/500 燃油加油控制面板

8.5.2　抽油及油箱内油液的传输

在加油接头上接入抽油管道即可进行抽油。抽油活门的主要作用是抽出油箱内的油液和用于油箱内油液的传输。如图 8－15 所示的抽油系统中，可通过加油口进行抽油。当连接好抽油管路时，打开抽油活门，起动燃油箱的增压泵作为抽油的动力。如果要抽出左结构油箱的油液，则需要打开交输活门。而此时加油活门是关闭的。对后掠角机翼的飞机，在给飞机抽油时要注意先抽两翼油箱内的燃油，后抽中央油箱，以防止重心后移。

如果需要油箱之间的油液传输，如需要将左油箱内的一部分油液输送到右油箱内，须将抽油活门打开，打开右翼油箱的加油活门，打开交输活门并起动左翼油箱的燃油泵，即可实现从左翼油箱向右翼油箱输送油液。

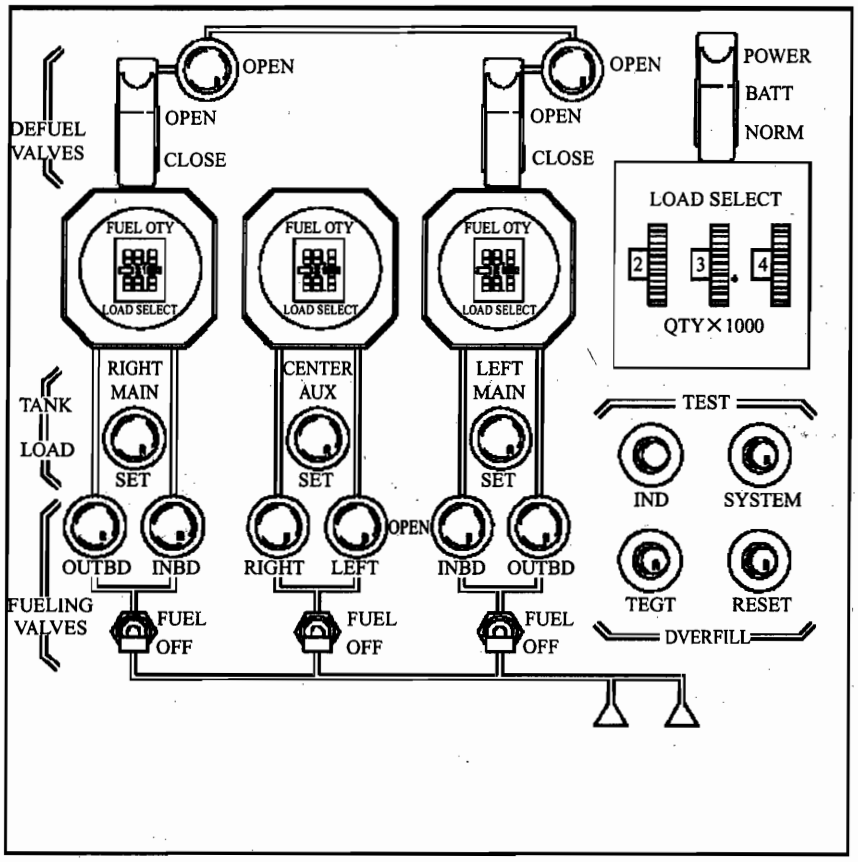


图 8－14　波音 767 飞机燃油加油控制面板

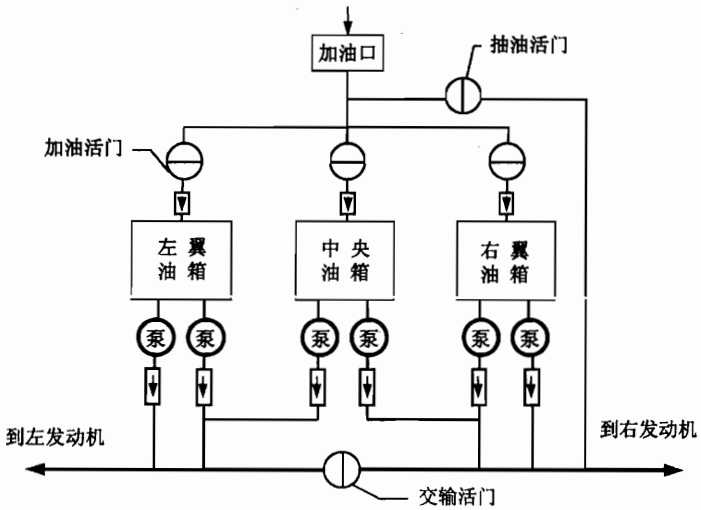


图 8－15　抽油及油箱之间燃油的传输

8.6 应急放油系统

当运输机和通用飞机的最大起飞重量达到最大着陆重量的105%时，即需要应急放油系统。应急放油系统主要是为了在紧急情况下，迅速排放燃油，使飞机的重量达到最大允许着陆重量，防止在紧急迫降时损坏飞机结构，造成危险。

8.6.1 飞机燃油应急放油系统的基本要求

① 放油系统工作时不能有起火的危险。
② 排放出的燃油必须不能接触飞机。
③ 放油活门必须允许飞行人员在放油操作过程中任何阶段都能使其关闭。
④ 必须有两个分开的独立系统，以保持飞机在放油过程中的横向稳定。
⑤ 必须有保持最少油量的自动关断活门，保证飞机有足够的油液着陆。

8.6.2 波音747－400飞机应急放油系统

波音747－400型飞机共有7个燃油箱，其中一个中央油箱，四个主油箱（编号自左向右为：1、2、3、4），两个备用油箱（编号自左向右为：2、3）。下面以波音747－400飞机为例分析现代飞机应急放油系统。如图8－17、图8－19所示，应急放油系统的主要组成附件有：

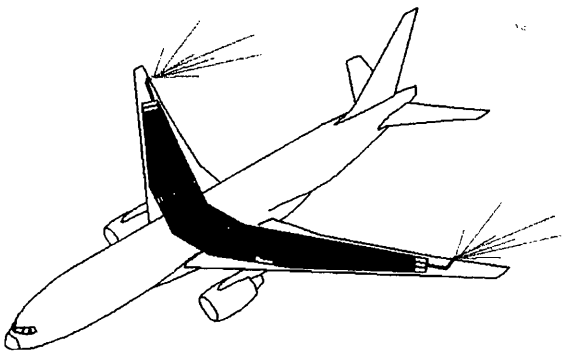


图8－16　飞机应急放油

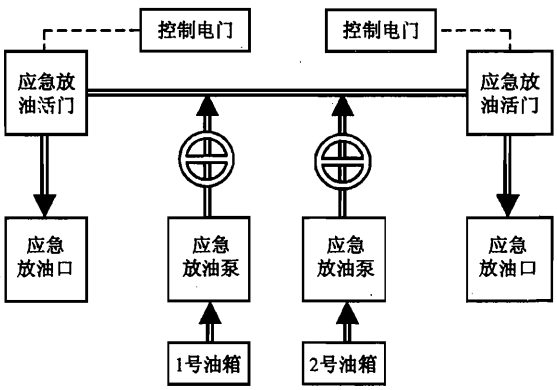


图8－17　应急放油系统简图

① 位于翼尖的两个应急放油喷嘴；
② 两个应急放油活门；
③ 两个超控/应急放油泵；
④ 两个应急放油泵（每个内主油箱）；
⑤ 两个主油箱转换活门；
⑥ 四个备用油箱转换活门；
⑦ 应急放油控制电门。

应急放油控制电门包括：剩余燃油选择电门、燃油应急控制选择电门、应急放油活门电门（如图8－18所示）。

应急放油系统工作时，油泵将油箱内的燃油输送到应急放油总管。在应急放油总管两端

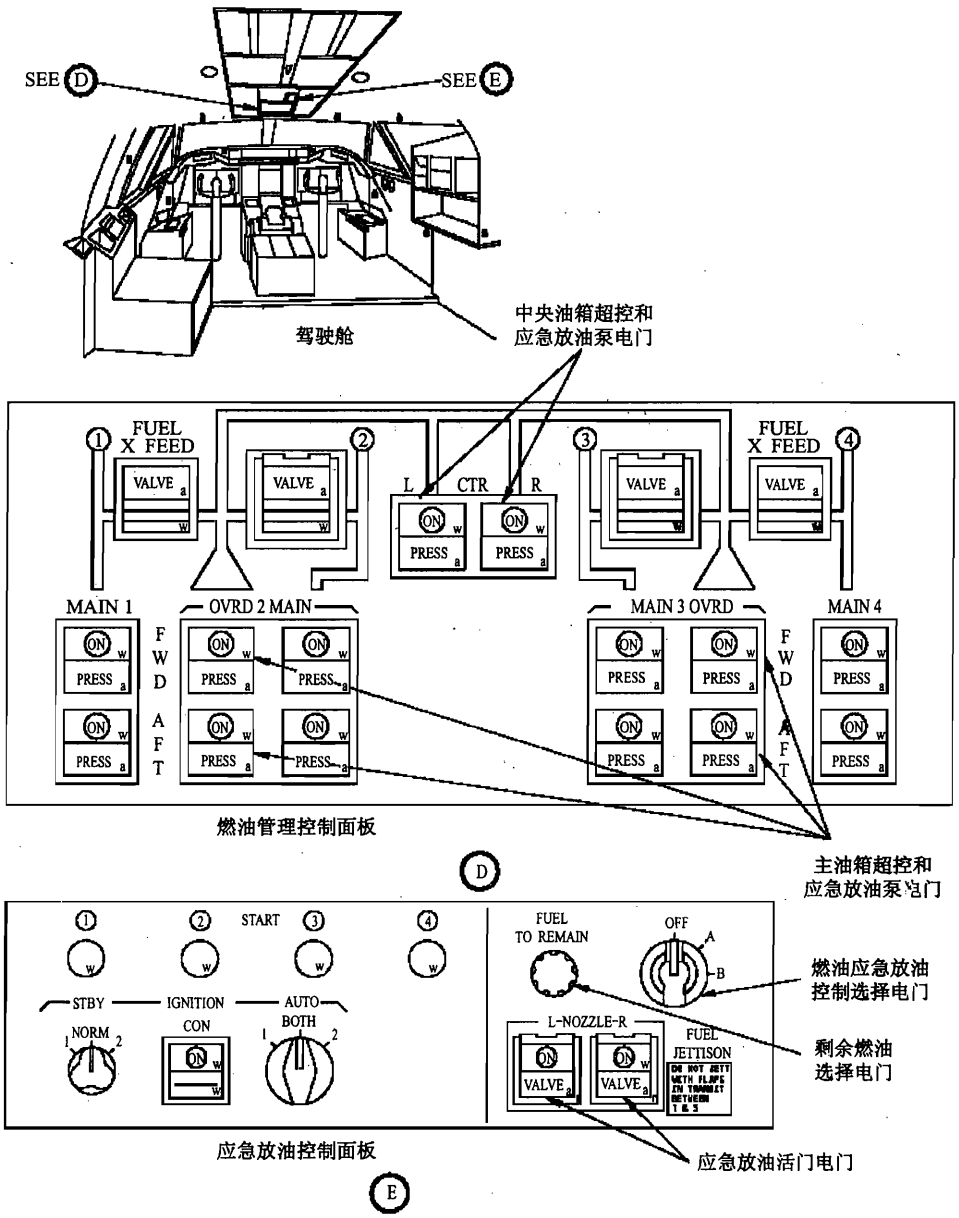


图 8－18 波音 747－400 飞机应急放油控制

有应急放油活门及放油口，打开应急放油活门即可开始放油。实际上应急放油总管本身就是加油总管，因而也称为加油/应急放油总管。

准备应急放油时，应首先操纵应急放油选择电门，然后操纵剩余燃油选择电门选择剩余燃油。最小剩余燃油量为 28000lb（12700kg），即每个主油箱 7000lb（3175kg）。

当打开任何一个应急放油活门控制电门，应急放油系统即开始工作。其后系统就可以自动控制转换活门及应急放油泵的工作。超控/应急放油泵在正常情况下可作为增压泵工作，在应急放油过程中，该油泵可以通过打开的转换活门，输送各油箱内的燃油到应急放油总管。当油箱内的油量达到先前设定的剩余油量时，应急放油系统自动停止工作。在应急放油过程中的任何时刻，都可以人工关断应急放油系统。

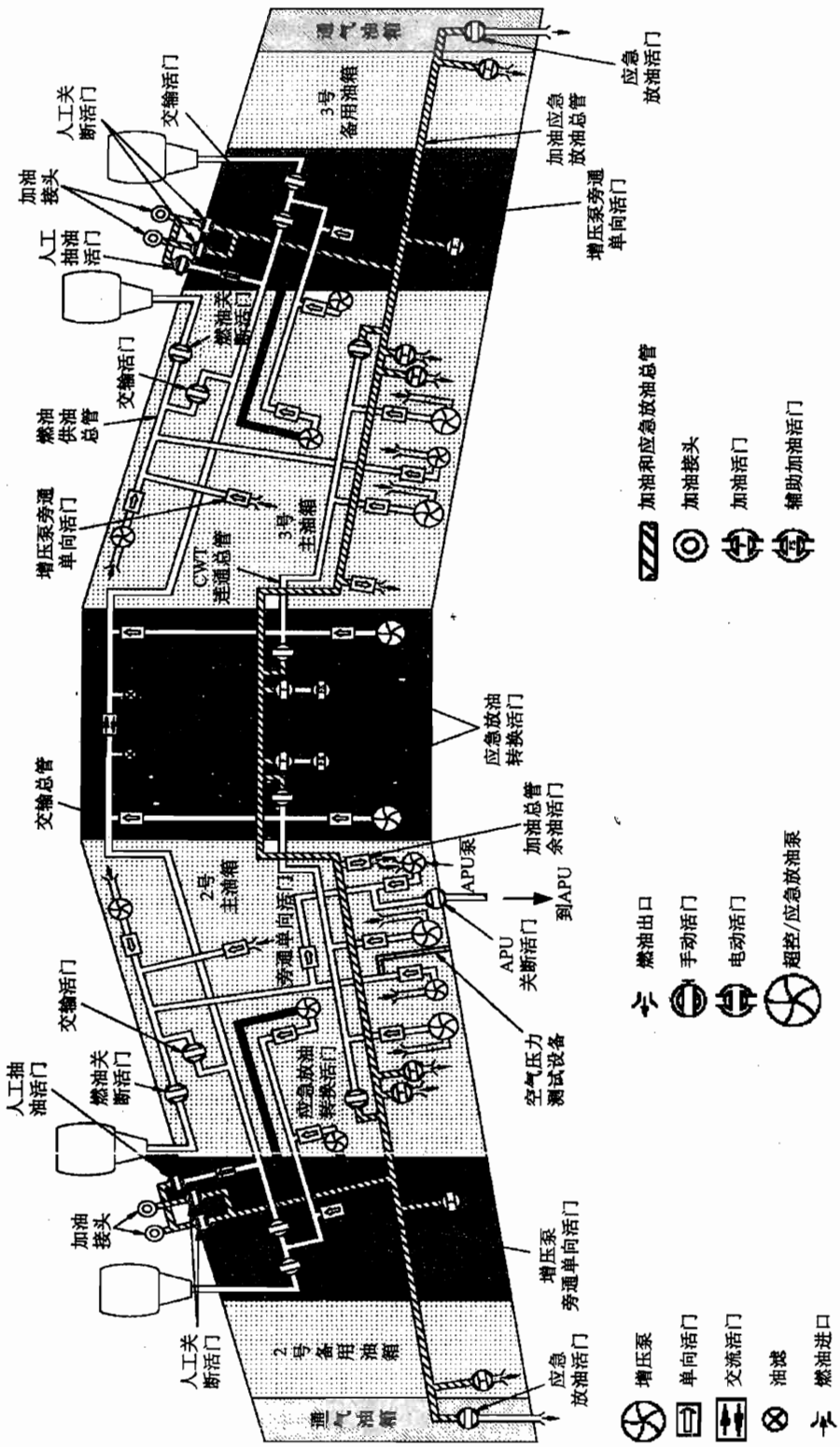


图8-19　波音747-400飞机应急放油系统(加油及供油管路)

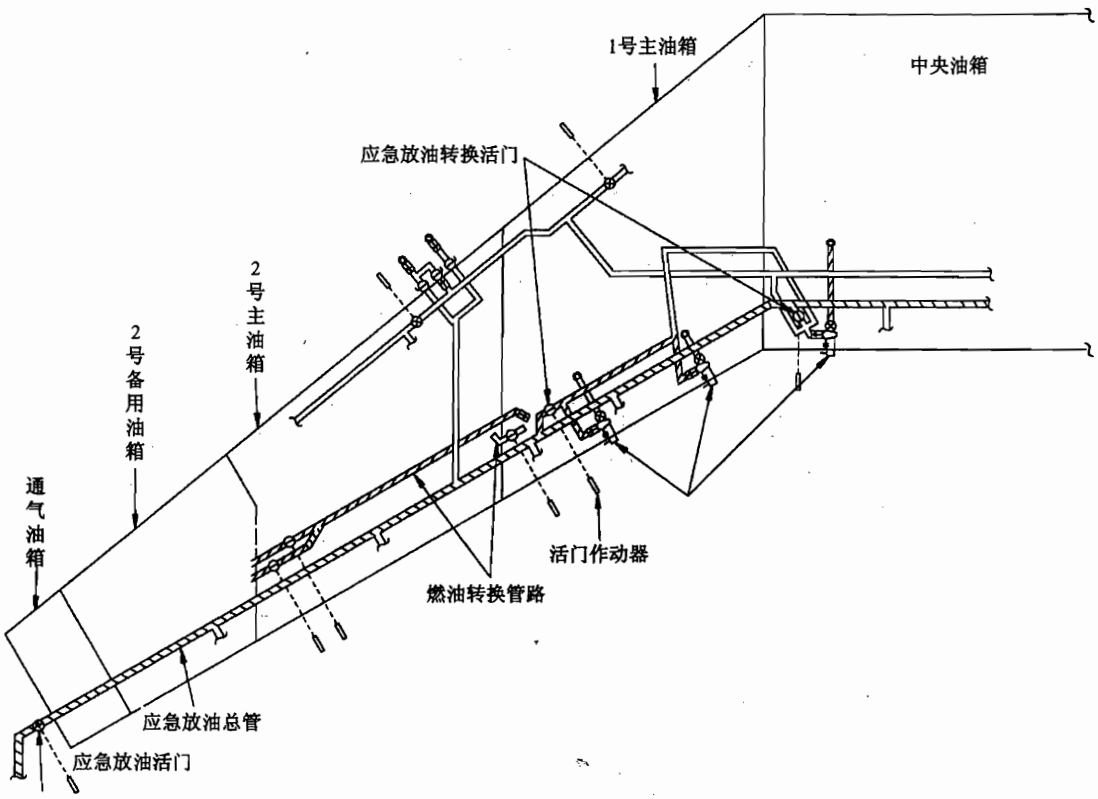


图 8－20 波音 747－400 飞机应急放油系统

8.7 供油系统

8.7.1 飞机燃油系统的供油方式

飞机燃油系统的供油方式一般有三种，即重力供油、油泵供油和压力供油。

(1) 重力供油

重力供油适用于油箱比发动机高的飞机，如将油箱装在上单翼飞机的机翼内，燃油便会自动地向下流动，向发动机供油。这种供油方式的最大优点是构造简单。不过当飞机速度增加、机动飞行时，供油不能满足发动机工作的需要。

(2) 油泵供油方式

现代民航客机广泛采用电动油泵，将燃油从油箱中抽出，然后供到发动机（或 APU），这种供油方式工作可靠并便于实施自动控制。为保证足够的供油量和供油的可靠性，一般采用双泵制，即每个油箱有两台燃油增压泵。燃油泵的进口一般都位于油箱内的最低处，使不可用燃油减到最少。燃油系统还广泛采用引射泵，以避免油箱内出现死油，如图 8－21 所示。

(3) 气压供油

在密封的油箱内通进一定压力的气体，如二氧化碳、氮气或发动机压气机的引气，使油从油箱中压出，供发动机工作的需要。这种供油方式工作可靠、方便，而且同时解决了燃油

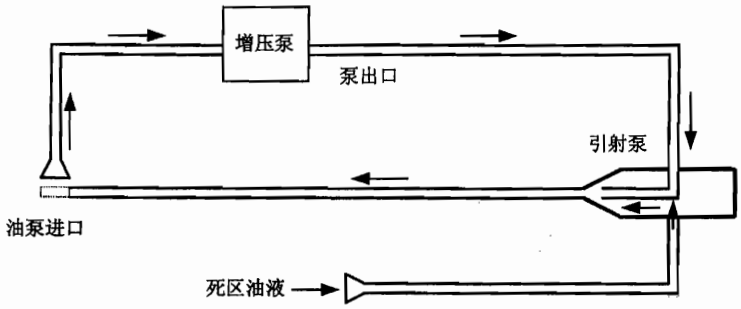


图 8－21　引射泵的应用

箱通气和燃油挥发损失问题。但它的缺点是增加系统的重量和复杂性，如果用发动机的增压空气，则消耗发动机的功率较多。所以在民用飞机上用得不多，只应用在一些军用飞机上的副油箱供油。

8.7.2　飞机燃油系统的供油顺序

为了增加航程和续航时间，现代客机的燃油系统油箱的数量较多，而且容量较大。这样就难以将它们都安装在飞机重心附近。特别是对大型亚声速客机，它的大部分油箱是分布在离飞机重心较远的机翼内。为了在燃油消耗过程中使飞机重心的移动量不致过大，各类飞机都根据其重心的允许变化范围，规定了一定的用油顺序。

现代大中型客机大都采用大后掠角机翼，并且飞行速度较大，机翼上的气动力载荷很大。所以在用油时既要考虑对飞机重心的影响，又要考虑对机翼结构受力的影响。所以一般采用先消耗机身内中央油箱的油液，后用两翼油箱内的油液。因为中央油箱比较靠近飞机重心，对飞机重心变化影响不大，保证了供油顺序，可减轻机翼结构的弯曲载荷。

控制燃油箱向发动机供油顺序主要有三种形式。

(1) 不同压差的单向活门

如图 8－22 所示为波音 737－300 飞机燃油供油系统，左、右和中央油箱的燃油增压泵完全相同。燃油增压泵出口采用挡板式单向活门，它依靠泵出口压力打开，弹簧力关闭。燃油泵出口单向活门打开压力不同，中央油箱增压泵出口单向活门的打开压力为 1.3PSI，而左、右主油箱增压泵出口单向活门打开压力为 12 PSI。当所有增压泵同时工作时，中央油箱增压泵出口单向活门首先打开，此时由中央油箱首先向发动机供油。如果中央油箱内的油液用完，中央油箱增压泵出口压力降低，则左、右翼油箱油泵出口压力顶开其出口单向活门向发动机供油。

(2) 不同工作压力的燃油泵

此种方法主要是通过利用不同工作压力的燃油泵与管路中的单向活门和释压活门配合工作来保证供油顺序的。

如图 8－22 所示，现在要控制中央油箱和左、右翼油箱的供油顺序，也可采用不同工作压力的增压泵。如果想要让中央油箱先供油，则中央油箱采用工作压力大的增压泵，左、右翼油箱采用工作压力小的增压泵，而油泵出口单向活门打开压力都相同。当所有油泵同时工作时，由于中央油箱增压泵的工作压力大，所以其出口单向活门将首先打开，其打开压力作用在左、右翼油箱增压泵出口单向活门的下游，使其不能打开，因而使中央油箱优先

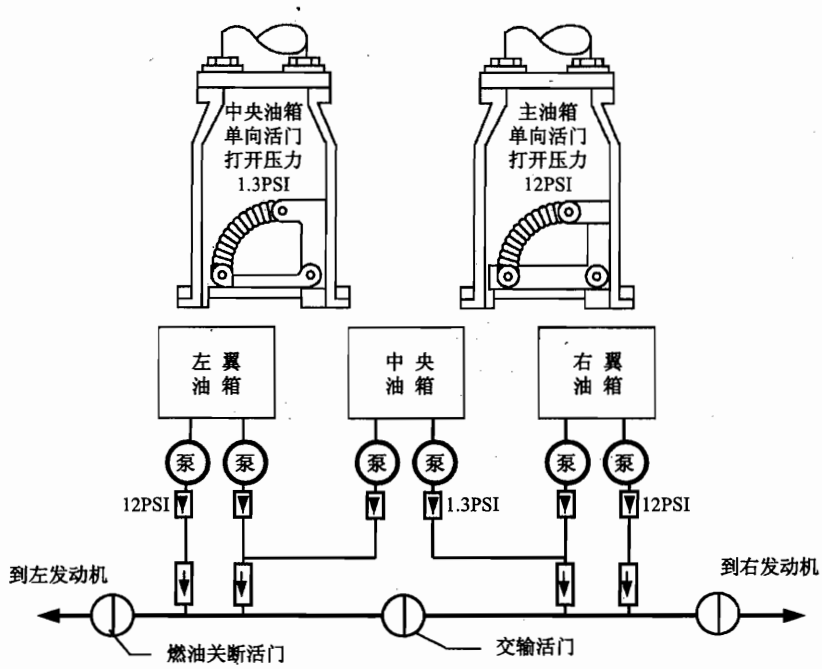


图 8－22 波音 737－300 飞机燃油供油顺序控制

供油。

当主油箱的燃油耗尽后，其油泵出口压力迅速降低，左、右大翼油箱增压泵向发动机供油，实现了供油顺序的控制。

在有些飞机上采用上述两种方法进行供油顺序的控制，即同时采用不同工作压力的液压泵和不同压差的出口单向活门。

（3）程序控制

有些飞机上采用供油程序控制，使各油箱的供油按预定的程序供油。本部分可参考波音 747－400 飞机燃油供油系统。

8.7.3 波音 737 飞机燃油供油系统（双发动机）

波音 737 飞机燃油供油系统如图 8－23 所示，其供油系统工作情况如下。

① 正常向发动机供油

打开所有增压泵，由于中央油箱增压泵的出口单向活门工作压力小于左、右主油箱增压泵的出口单向活门工作压力，所以，当燃油泵同时打开时，中央油箱首先供油，随后油压传至左、右主油箱增压泵出口单向活门出口，此单向活门打不开，主油箱暂不供油。当中央油箱燃油用完后，两个低压信号灯亮，则可关断中央油箱增压泵，由主油箱接替供油。

② 交输供油

若因某种原因，使左和右主油箱用油不一致时，则会影响飞机的横侧平衡，这时可进行交输供油。如左主油箱用油多时（左主油箱油量少），可关闭左主油箱的增压泵，打开交输活门，让右主油箱向两台发动机供油，直至两边油箱油量相等为止。

③ 增压泵失效后的供油

若增压泵失效，可由发动机驱动的燃油泵产生的吸力、机翼上反角引起的重力以及通气

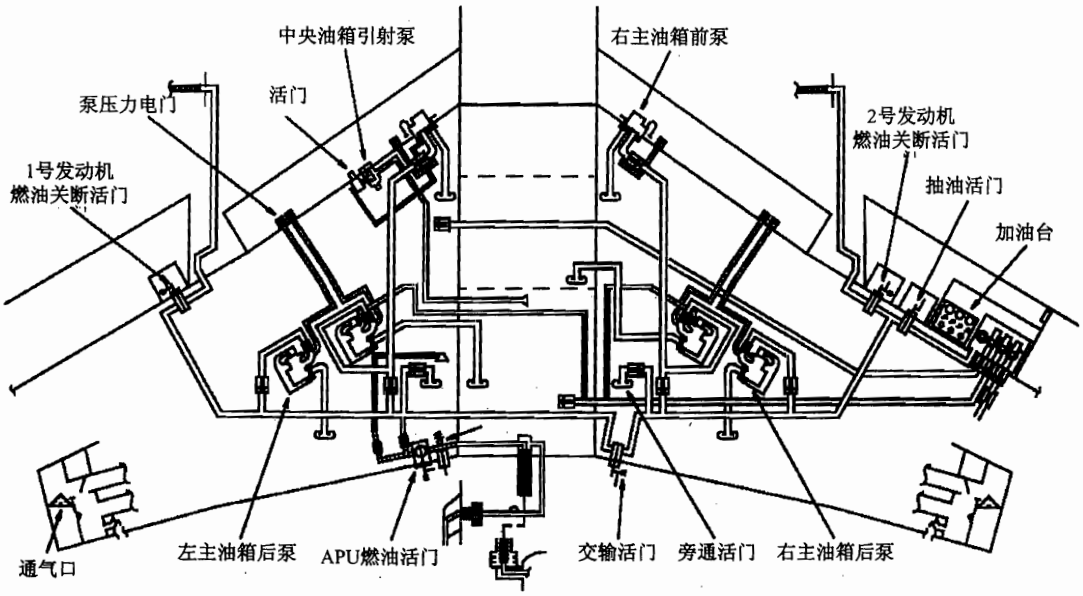


图 8－23　波音 737－300/400/500 飞机燃油系统

油箱的冲压作用，来保证向发动机供油，燃油可经旁通活门流入供油管路。

④ 辅助动力装置供油

辅助动力装置由左主油箱供油，在正常情况下，辅助动力装置可依靠本身燃油泵的吸力，加上油箱油面上冲压空气作用来供油，也可由左主油箱的一个增压泵供油。

8.7.4　波音 747－400 飞机燃油供油系统（四台发动机）

如图 8－19、图 8－25 所示，波音 747－400 飞机有四台发动机（从左向右编号为：1、2、3、4），共有七个燃油箱，其中四个主油箱（从左向右编号为：1、2、3、4），一个中央油箱，两个备用油箱（从左向右编号为：2、3），如图 8－25 所示。在中央油箱内有两个超控/应急放油泵；每个内主油箱有两个增压泵，两个超控/应急放油泵；每个外主油箱有两个增压泵。而两个备用油箱没有增压泵，而且备用油箱里的燃油并不能直接供往交输总管。注意：以上各油箱油泵指这些燃油泵进口位于对应的燃油箱内。

燃油系统共有四个交输活门，从而实现交输供油。当交输活门关闭时，四台发动机由各自对应的主燃油箱供油。即 1 号主油箱向 1 号发动机供油，2 号主油箱向 2 号发动机供油，3 号主油箱向 3 号发动机供油，4 号主油箱向 4 号发动机供油（油箱和发动机的编号都是从左向右）。

当飞机在地面，后缘襟翼未在起飞位时，打开四个交输活门，打开所有燃油增压泵和中央油箱超控/应急放油增压泵。由于超控/应急放油泵的工作压力高于燃油增压泵，因而中央油箱优先向发动机供油（采用不同工作压力的燃油泵实现供油顺序控制）。

起飞前，将后缘襟翼放到“起飞”位置，交输活门关闭，此时四台发动机分别由所对应的主油箱供油，以确保起飞过程中的高燃油流量。

起飞后，随着后缘襟翼的收进，交输活门打开，此时仍由中央油箱超控供油。

中央油箱的燃油耗尽后，两个中央油箱超控/应急放油泵关闭，而内主油箱内的超控/应急放油泵工作，由于超控/应急放油泵的工作压力高于燃油增压泵，因而由内主油箱超控供

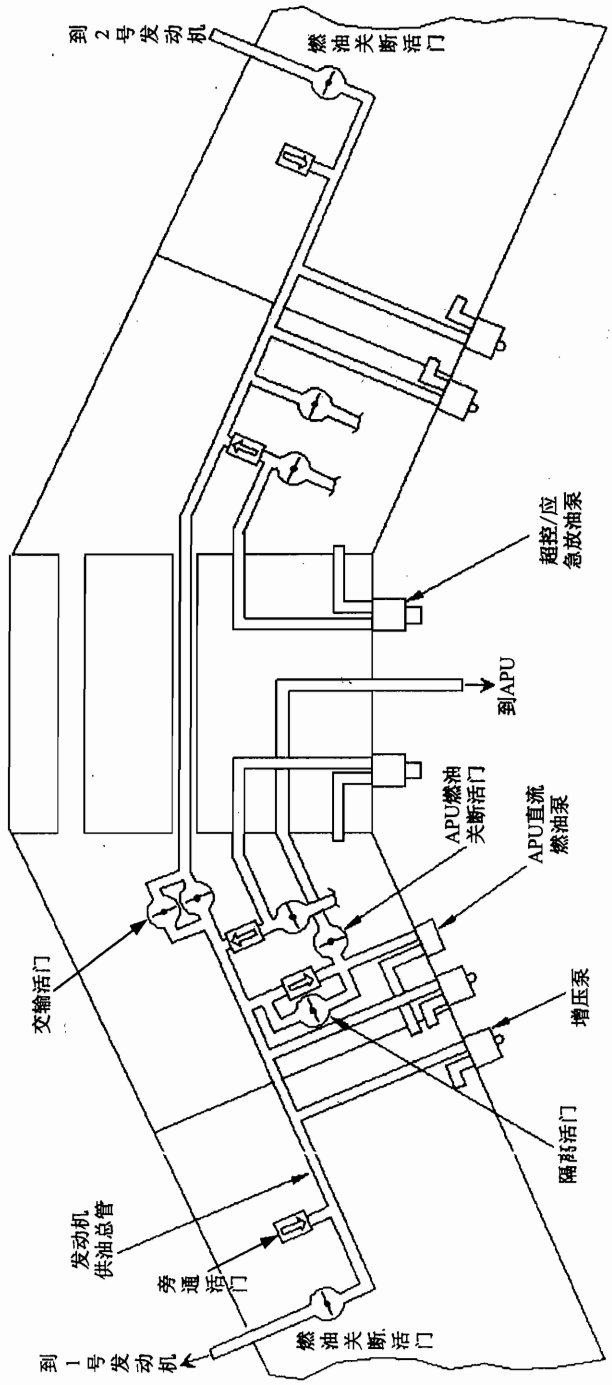


图8-24 波音777飞机燃油供油系统

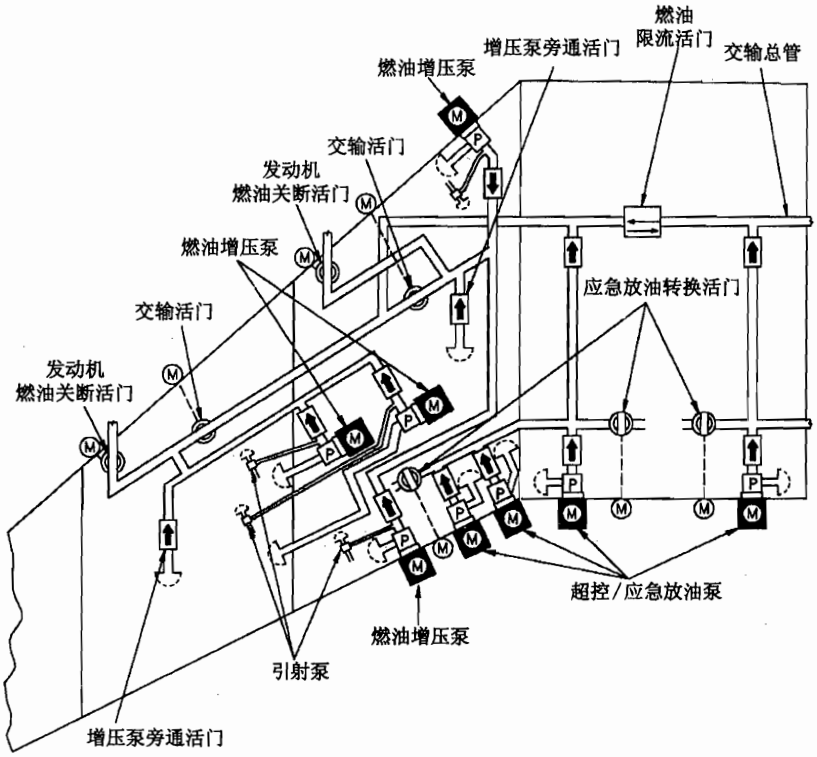


图 8－25　波音 747－400 飞机燃油供油系统

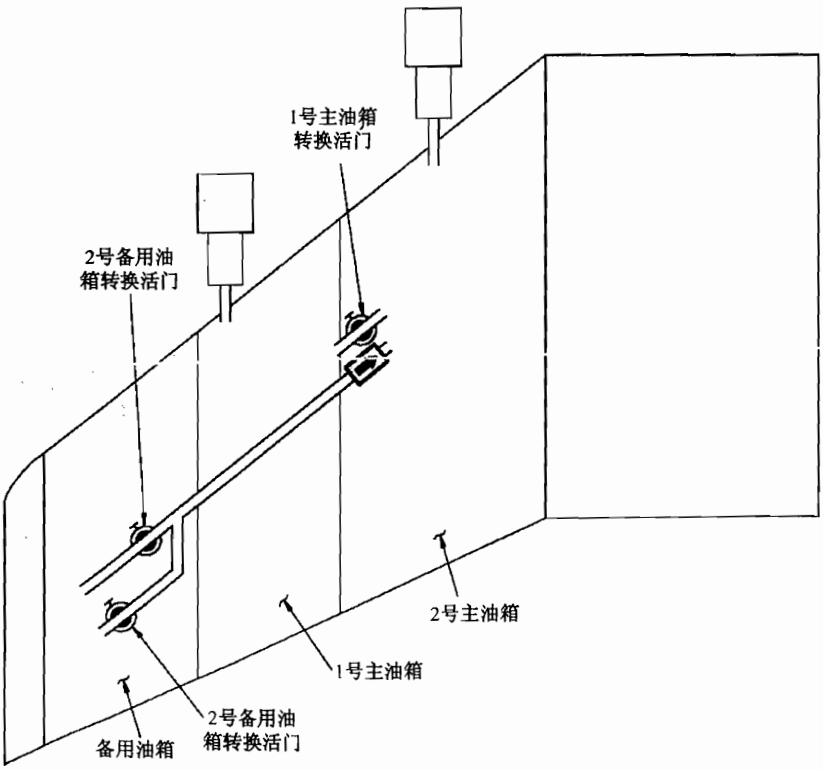


图 8－26　波音 747－400 飞机备用油箱内的燃油向内主油箱传输

油（即2号、3号主油箱）。当任何一个内主油箱（2号或3号油箱）的燃油量低于6000加仑时，对应备用油箱的转换活门打开（如图8－26所示），备用油箱内的油液就会向内主油箱内传输。备用油箱向内主油箱的传输是依靠重力实现的，没有其他动力源，这是因为飞机机翼具有上反角。

当内主油箱内的燃油量减小到与外主油箱一致时（此时备用燃油箱内的燃油已经耗尽），交输活门关闭，此时由主油箱内的增压泵向各自对应的发动机供油，即1号燃油箱向1号发动机供油，依此类推。

综上可以看出，波音747－400飞机供油顺序的控制采用了不同工作压力的燃油泵，但其整个供油过程采用了程序控制。其基本用油顺序依然是先中央油箱，后大翼油箱，这种供油顺序，在飞机飞行过程中有利于飞机结构的受力。

8.8 油箱油量指示

燃油量表是飞机在飞行期间使驾驶员了解油箱油量的仪表。有四种形式的燃油量表。

（1）观测玻璃管式

观测玻璃管式燃油量表最简单，其指示器是一根与油箱置于同一水平的玻璃管或塑料管。这种油量表的指示基于液体的连通原理，管子按加仑分度或者安装一个金属刻度盘。观测玻璃管上带有一个开关，以便在清洗时能够关断燃油，以及万一管子破裂时也能防止燃油损失。

（2）机械式

机械式燃油量表一般位于油箱内，是一种直接阅读式仪表。它的指示器直接连接在燃油表面上的浮子上，随着燃油平面的改变，浮子机械地带动指示器，从而表明油箱燃油平面的高低。

（3）电动式

电动式油量表由驾驶舱内的指示器和油箱中的浮子式传感器组成。当燃油平面改变时，传感器的浮子随油面移动，感受油面高度的变化，从而把油量变化转换成位移信号，再将位移信号转换成电信号到指示器，指示器便显示出燃油的油量。这类油量表有两个优点：一是指示器能够远离油箱安装；二是几个燃油箱的油量可通过一个指示器指示。

（4）电子式

电子式（或称电容式）油量表是利用电容式传感器把油面高度的变化转换成电容量的变化。其主要组成部件是：电容式探头、桥式电路、放大器和指示器。

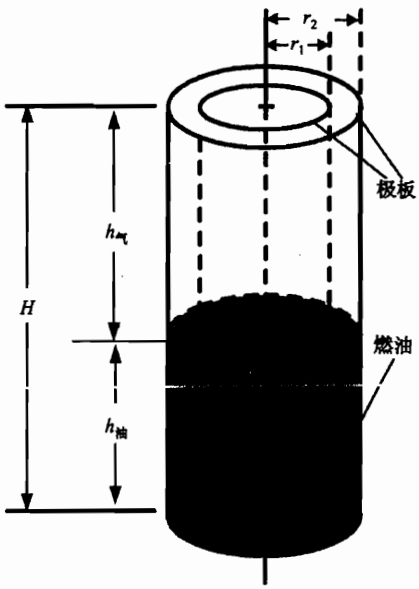


图8－27 电容式油量传感器

燃油量传感器在燃油箱内无活动部件。油量传感器实际上是一个由同心圆筒形极板组成的圆柱形电容器，该电容器的电介质是燃油和燃油之上的空气。电容值的大小取决于油箱中现存燃油与空气的比例，即电容值与油面高度之间具有单值函数的关系。当油箱内燃油增加

时，油面增高，电容值增大；燃油减少时，油面降低，电容值相应减小。传感器的电容与再平衡电桥中的标准电容器比较，其不平衡信号由电压放大器放大后传送到指示器。

电子式比浮子式测量精确，是因为电子式油量表系统在油箱内没有活动部件；而且可以采用多个传感器进行多点探测；更主要的是电子式油箱传感器直接测量的是油箱内油液的重量容量，而不仅仅测量体积容量。因为电子式的油量传感器采用电容器式传感器，电容器两极板间的介质不同会导致电容器的电容改变。油量的变化可引起电容器电容值的变化。燃油温度的变化可使燃油密度变化，而燃油密度的变化同样会影响电容器的电容。总而言之，电子式油量传感器不仅可以感受油箱内的油液体积容量，而且可感受油箱内油液的密度。体积和密度实际上就反映了重量。所以说电子式油量表直接测量的是油箱内的重量容量。对于这种形式的油量表，其指示单位一般采用重量单位，常用“磅”或“千克”作为计量单位。

(5) 油尺

除了驾驶舱燃油指示系统，有些飞机还备有确定飞机在地面时每一个油箱中的燃油量的手段，即油尺。油尺主要有下面三种形式。

① 浮子式油尺

浮子可随油平面高度变化而上下运动，从而探测油平面的高度。油尺可从油箱下部拉出。浮子上及油尺的端头都带有磁铁。当油尺从油箱内拉出时，油尺的端头运动到靠近浮子时，可感觉到有磁吸力的作用，此时观察油尺的伸出刻度即可得知油量。

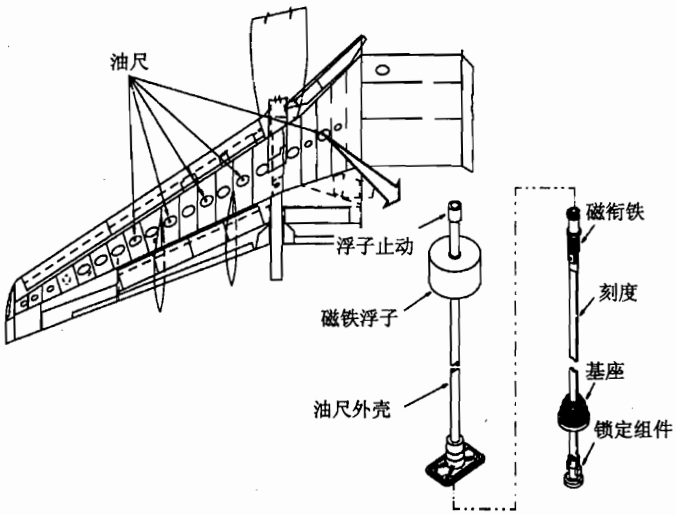


图 8－28　浮子式油尺

② 滴油管式油尺

当空心滴油管顶端落到燃油平面时，燃油就会进入滴油管顶部开口。此时即可读出油量。

③ 光线式油尺

光线式油尺是一根长的玻璃棒，外面用一个带刻度的管子保护，管顶带一个反射镜。当顶端浸入油液时，在玻璃棒的下端可见到一个亮点。当反射光减小到最小可见点，读出棒上表示油量的刻度值。

8.9 燃油箱维护工作

燃油箱的主要故障是渗漏，因而燃油箱的主要维护就是渗漏的检查、分类及修理。

8.9.1 燃油渗漏分级

渗漏一般分为四级：微漏、渗漏、严重渗漏和连续滴漏。渗漏分级是按在 15min 内渗漏燃油沾湿的表面区域的大小作为分级标准，如图 8－29 所示。检查渗漏时，先用清洁棉布完全擦干渗漏区域，用压缩空气吹干那些难于擦到的渗漏区域，再用掺有红色染料的滑石粉撒在渗漏处，当燃油润湿滑石粉后，它会变成红色，使沾湿的区域更易于看见。

发现有燃油外漏后，要找到飞机蒙皮上外漏的准确区域，清洁燃油渗漏邻近区域的表面，并使用溶剂清除此区域内的油脂，用棉布擦干这个区域。如果是连续滴漏，找到最初的滴漏区域，使用胶黏剂或胶带阻止燃油的流淌，确认是否有其他燃油流动途径，在最初的滴漏区域作上标记。然后用棉布擦干渗漏区域，洒上滑石粉，监控那个区域的滑石粉颜色的改变，如果是在边缘处的滑石粉改变颜色，在那个边缘洒上更多的滑石粉。可根据图 8－29 判断渗漏等级，根据表 8－1 进行处置。

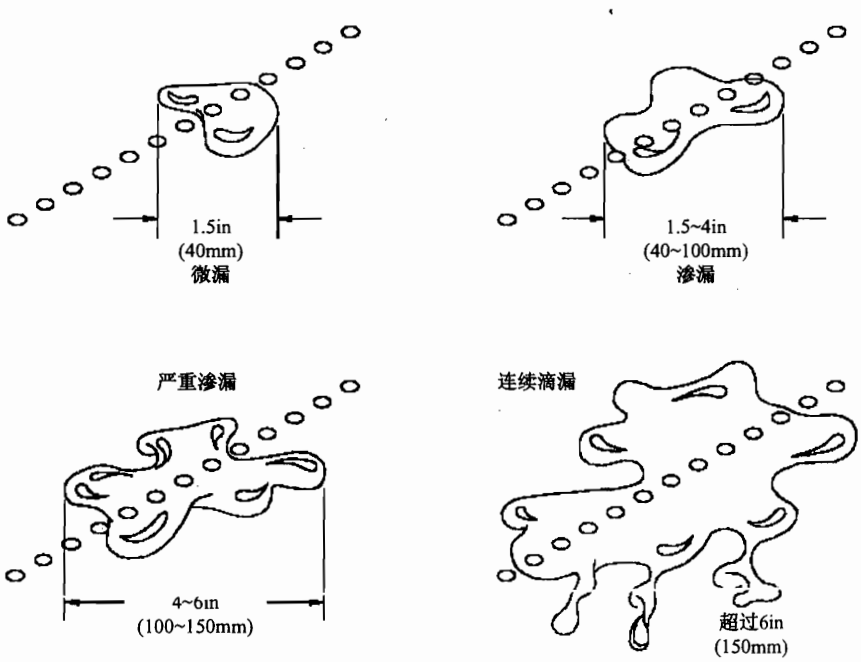


图 8－29 渗漏分级尺寸标准

表 8－1 渗漏处理分类表

渗漏位置	微漏	渗漏	严重渗漏	连续滴漏
外露的、空气流通的、漏油后不会流向火源的区域。如没有整流罩的上、下机翼表面	①	①	②	③
没有完全封闭、流通状况不好的区域。如在后缘襟翼处的后梁、前缘襟翼或缝翼处的前梁及轮舱区域	①	② 最多 2 个渗漏区域	③	③

续表 8－1

渗漏位置	微　漏	渗　漏	严重渗漏	连续滴漏
封闭不通风的区域。如有整流罩的机翼下表面、空调舱、翼/身整流罩、有整流罩的前后梁和内封补偿平衡板	②	③	③	③
增压泵的外部空间	①	② 最多1个渗漏区域	③	③
机翼中央油箱的增压区域	④	④	④	④

说明：
① 不需要修理但要时常检查渗漏是否扩大。
② 不必马上进行修理，但要定时检查渗漏是否扩大，必须在下次定检时修理。
③ 必须立即修理，要使渗漏满足①、②类处理的标准。
④ 必须立即修理，修理后不允许再有渗漏。

8.9.2 燃油渗漏的原因

现代飞机大多采用结构油箱，它是将机翼内部结构进行密封及防腐等处理后，形成油箱，用于储存燃油。油箱是飞机结构的一部分，在其内部常采用紧固件固定、胶接等连接方式，采用密封剂进行密封处理。

导致燃油箱渗漏的主要原因是：

① 不正确的接头连接、安装；

② 紧固件松动；

③ 密封圈损坏；

④ 密封剂问题。

密封剂导致泄漏的主要原因包括：

① 密封剂损坏。

② 表面处理不当：表面有油脂、金属屑、刷毛，这些外来物导致密封剂不能紧密结合。

③ 密封剂混合和保存不正确：密封剂一般包括两个部分，基体材料和加速剂，如果其混合比例不正确，则会影响密封效果。而且密封剂都有一定的寿命，在一定时间后，应测试密封剂是否能够继续使用。

④ 密封剂使用不当：没有严格按密封剂使用操作规程，有可能导致密封效果变差，导致燃油泄漏。

8.9.3 渗漏的检查

当找到燃油渗漏区域，必须还要找到内部的渗漏源。渗漏检查的方法主要包括：

① 气压/发泡剂检查法（推荐采用的检查方法，见图 8－30）

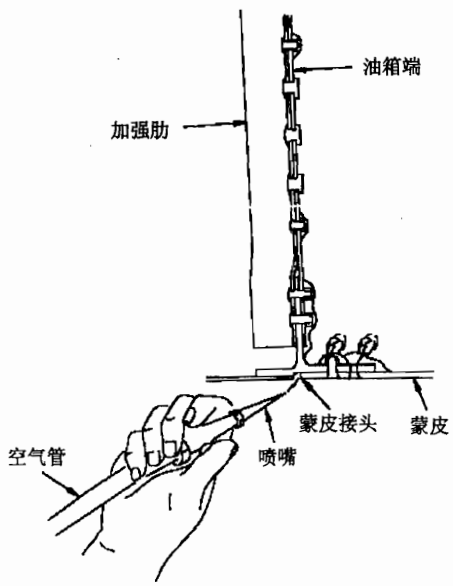


图 8－30　气压/发泡剂检查法

此方法是在油箱渗漏区域涂上发泡剂（肥皂水），一个人使用 0 ~ 50PSI（0 ~ 345kPa）的气源（带有喷嘴），向渗漏区域喷射；另一个人在油箱内寻找起泡区域，从而找到渗漏源。此种检查方法需要两个人。

② 空心螺栓气泡检查法

此方法用于检查复杂结构渗漏区域，它是通过空心螺栓进行喷气，然后在内部寻找起泡区域。

③ 空心螺栓染色剂喷射法

此方法用于检查复杂结构渗漏区域。只有在使用空心螺栓气泡检查法后才能使用此检查方法。

④ 染色剂喷射法：此方法从燃油箱的外部喷射染色剂到渗漏区，在油箱内部寻找染色剂。

⑤ 气压检查法

如果上述方法都已尝试过，方能采用此方法。它是通过对油箱进行增压，在油箱外部涂上发泡剂，然后在外部检查起泡区域。

8.9.4 渗漏的排除

渗漏的检查与排除，维修人员都必须进入油箱，燃油箱内充满了燃油蒸气，容易引发火灾，这对人身安全是危险的。因而在进入油箱前要做好安全防护工作。

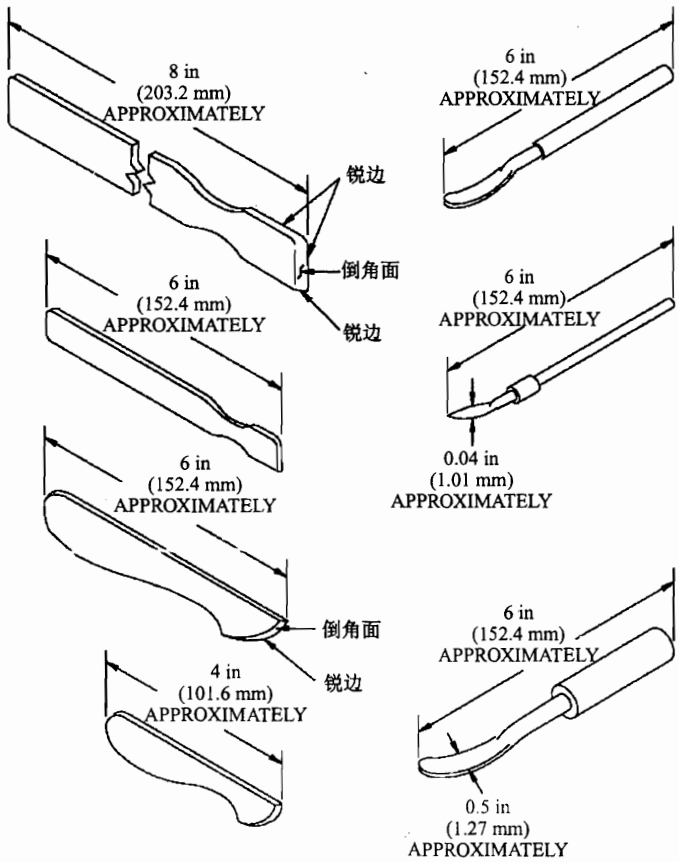


图 8 - 31 密封剂清除、切割工具

渗漏的排除方法也视渗漏等级而定，渗漏范围不大的缝内密封，可首先清除损坏的密封剂，然后注入密封胶。如果缝内渗漏面积较大，就要将已密封的结构分离，重新清洗、涂密封胶、紧固。密封剂的清除、切割工具如图 8－31 所示。

油箱内充满了燃油蒸气，所以在进入油箱前必须至少强迫通风 24h 以上。进入人员要穿戴带有防毒面具的衣服，要使用安全手电筒。

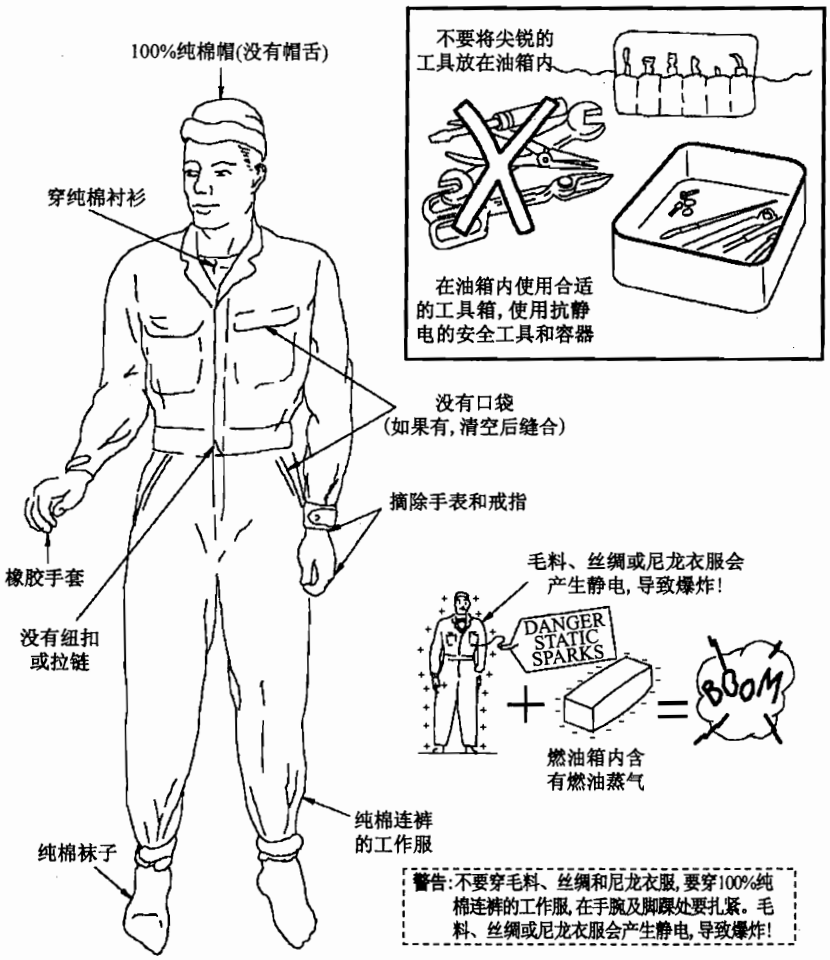


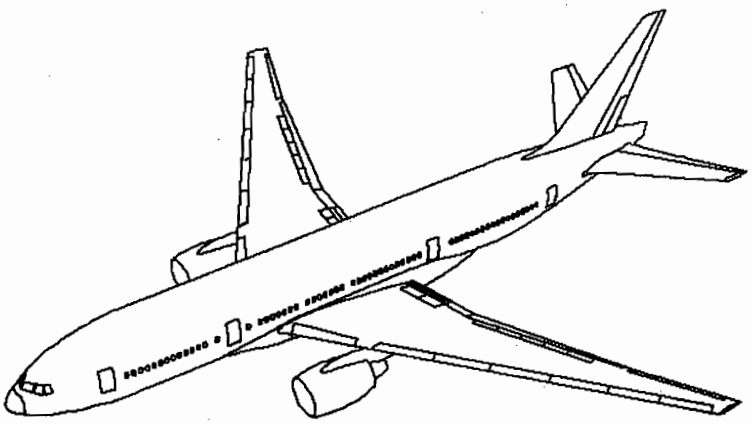
图 8－32　进入燃油箱的安全防护

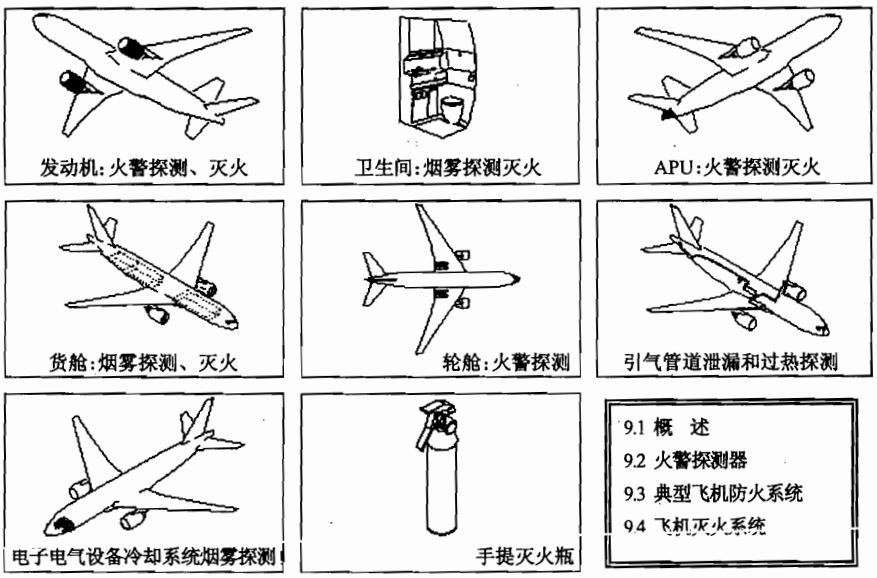
第 8 章思考题

1. 燃油系统的功用有哪些？
2. 飞机燃油系统由哪几个部分组成？
3. 航空煤油主要有哪几种类型？
4. 飞机燃油系统使用什么类型的燃油泵？
5. 引射泵的作用是什么？
6. 说明民航客机燃油箱的布局？
7. 油箱通气系统的作用是什么？基本组成部件有哪些？

8. 油箱通气系统如何保证在各种飞行姿态下的通气？
9. 现代民航客机加油台一般位于何处？
10. 说明加油的基本程序。
11. 如何进行油箱内油液的相互传输？
12. 说明应急放油系统的基本功用和组成部件。
13. 飞机燃油应急放油系统的基本要求是什么？
14. 应急放油管路就是供油管路吗？
15. 控制燃油供油顺序有哪几种形式？
16. 分析双发飞机供油系统的工作情况。
17. 说明电容式油量传感器的组成和探测原理。
18. 为什么电子式油量探测系统测量精度高？
19. 燃油渗漏主要分为几级？如何判断和处理？
20. 燃油渗漏的原因有哪些？
21. 燃油箱渗漏检查方法有哪些？
22. 进入燃油箱要采取哪些防护措施？

第9章　飞机防火系统





9.1　概述

9.1.1　燃烧的三个要素

燃料、热源、氧气是燃烧的三个要素。

燃料：在加热的情况下与氧化合，会释放出更多的热，结果引起本身氧化而生成其他化合物。

热源：起始引火；燃烧中可认为是催化剂，它加速氧和燃料的化合，从而释放更多的

热。

氧气：通过氧化过程与另一些物质进行化合。

燃料剧烈氧化而发光、发热，称之为燃烧。缺少或去掉三要素中的任何一个，燃烧就会停止。

9.1.2 火的种类及其灭火剂

国际防火协会把火分成三个基本类型。

第一类：A 类火。它是由一般燃烧物如木材、布、纸、装饰物等燃烧引起的。

第二类：B 类火。它是由易燃石油产品或其他易燃液体、润滑油、溶剂、油漆等燃烧引起的。

第三类：C 类火。它是涉及到通电的电气设备的燃烧。在这些设备中，灭火剂的非导电性是很重要的。在大多数情况下，只要电气设备不通电，灭火器对于 A 类火和 B 类火总是有效的。

此外，还有 D 类火，是由易燃金属燃烧引起的。不把 D 类火看作基本的类型，是因为它通常是由 A、B 或 C 类火所引起的。

任何一种基本类型的火都可能在维护和使用过程中发生。要灭掉某一类型的火，应选用相应的灭火剂。

A 类火最好用水或水类灭火器灭火，这种灭火器能把燃烧物冷却到燃点以下。适用于 B、C 类火的灭火器对 A 类火也是有效的，但不同于 A 类灭火器的润湿与冷却作用。

B 类火用二氧化碳、卤化烃（HALON，工业上叫氟氯烷）和干粉灭火器扑灭，所有这类灭火器均能隔绝空气中的氧气，因而停止燃烧，泡沫灭火剂对 B 类火的熄灭是有效的，尤其是大量使用的时候。水对 B 类火无效，反而会使火焰扩散。

对于电线、电器设备或电流引起的 C 类火，最好用二氧化碳灭火器扑灭。它能隔绝空气中的氧气使燃烧停止。二氧化碳灭火器必须配有一个非金属的喇叭管，通过它能扑灭电器起火。其理由有二：

① 灭火瓶内放出的二氧化碳若通过金属喇叭管时会产生静电，又将重新点燃起火；

② 金属喇叭管如果与电流接触，会把电流传到使用灭火器的操作人员的身上。

卤化烃（HALON）灭火器对 C 类火的熄灭非常有效。其蒸气能与火焰产生化学反应，从而达到灭火目的。干粉灭火剂是有效的，但其缺点是粉末会污染局部地区，此外，如果在潮湿的和带电的电气设备上使用，可能会加剧漏电。

水或泡沫灭火剂不适用于对电气设备灭火。

D 类火适于用干粉灭火器灭火，它能避免氧化和由此所导致的火焰，在熄灭金属燃烧起火时，需要专门的技术，任何情况下都不能用水来扑灭燃烧的金属，因为，这可能使燃烧更剧烈，并可能引起爆炸。

9.1.3 飞机防火系统

不管是在飞行中还是在地面上，火对飞机来说是最危险的威胁之一。所以通常在动力装置和机体的某些部位上安装固定式火警探测器和灭火设备。以便对可能的“火区”进行防护。在乘客和机组人员座舱内，则配备足够数量的轻型灭火器（可移动的手提式灭火设备）。

一个完整的飞机灭火系统主要包括火警探测和灭火实施两大部分。

(1) 火警探测系统的要求

理想的火警探测系统应尽可能多地满足下列要求：

① 在任何飞行或地面状态下，系统不应发出错误的警报；

② 迅速显示着火信号和准确的着火位置；

③ 准确指示火的熄灭和火的重燃；

④ 飞机驾驶舱中有火警探测系统的试验设备；

⑤ 探测器在油、水、振动、极限温度的环境或运输中不易损坏；

⑥ 探测器重量轻并易于安装；

⑦ 探测器的电路直接由飞机电源系统控制，没有变换器；

⑧ 无火警指示时，所需的电流最小；

⑨ 每个探测系统都能接通驾驶舱的警告灯，指示出着火的部位，并有发声警告系统；

⑩ 每台发动机都有单独的探测系统。

(2) 火警探测系统的组成

火警探测系统通常由火警传感器、火警控制组件、火警信号装置和连接导线等组成，用以探测火警或准火警条件，并以灯光或音响等形式发出火警信号，以便机组人员及时采取灭火措施。有的还能在发出火警信号的同时自动接通灭火电路。在某些飞机上，已经采用不同探测原理的多重火警探测装置与电子计算机一起工作，以提高报警的准确性和可靠性。

①火警传感器

目前，飞机上常用的火警传感器类型有：

点式火警传感器；

连续火警传感器；

烟雾探测器。

②火警控制组件

火警控制组件是监控火警传感器的参数变化、输出火警信号的装置。

③火警信号装置

火警信号装置是指示发生火警的警告装置，通常为红色指示灯。一般还伴有音响信号装置，它可为电磁式振铃、耳机或扬声器。在装有电子显示系统的飞机上，还伴有“No.1ENG FIRE”（一发火警）等文字信息。

9.2　火警探测器

9.2.1　点式火警探测器

点式火警探测器是指单个探测器，只能用于探测一个点（小区域内）的火警或过热情况，要想探测一个较大的区域，需要增加探测器数量。因而使用点式探测器时，常使用多个探测器。

(1) 双金属片热敏电门

它是由双金属片作动的电门，当温度升高到设定值时，双金属片产生变形，作动电门闭合，接通警告电路。如图9－1、图9－2所示，为波音747－400飞机APU引气管道泄漏探测系统。

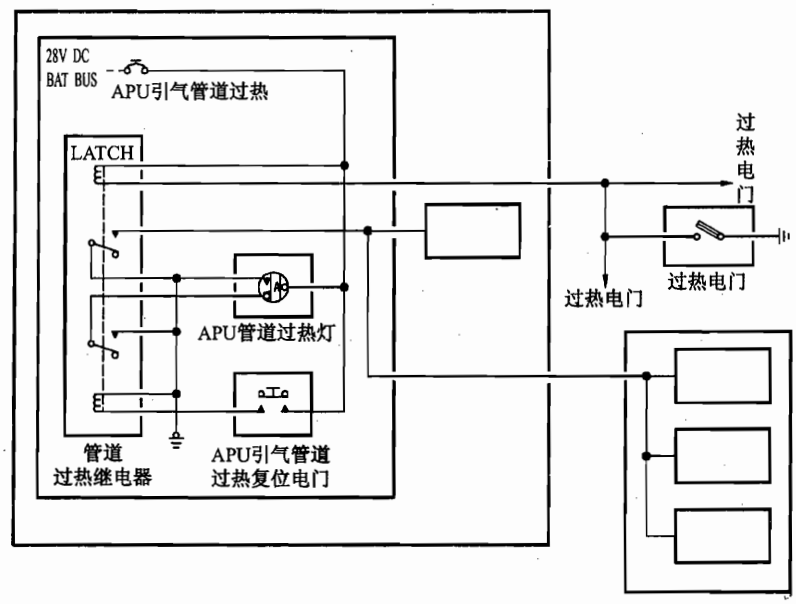


图 9－1 波音 757－400 飞机 APU 引气管道泄漏探测系统电路

它监控 APU 引气管道周围的温度，包括热电门、指示灯和复位电门。

有 20 个热电门分布在 APU 引气管道外的附近区域。所有热电门都在温度达到250°F时闭合。

热电门监控由于 APU 引气管道泄漏或破裂导致的过热情况。在正常情况下，热电门处于断开位置。当引气管道发生泄漏或破裂导致温度达到250°F时，热电门闭合，使 APU 引气管道过热灯亮，发出管道泄漏警告。

(2) 热电偶式火警探测系统

热电偶式火警探测系统的功用是：当出现火情时发出火警信号，使喇叭响，火警信号灯亮。

热电偶式火警信号系统的工作是利用传感器（热电偶）将周围介质温度的变化转变为相应大小的热电势，输出控制信号而使系统工作。

热电偶是由两种不同的金属构成的。这两种金属连接起来的一端暴露在可能失火的地方。此端可感受火的热量，称为热端。还有一个基准端封闭在两个绝热装置之间的静止空气里。有一个金属外壳包围着这个热电偶，使其得到机械保护而不妨碍空气流通到热端去。

热电偶只能感受由于火焰引起的温升速率而输出相应的热电势。在缓慢的温升速率下这种传感器输出的热电势很小，甚至无输出，从而能区分火焰或呈超温现象的准火警状态。假如热电偶冷、热端接点受热速度相同，例如在发动机短舱里，发动机的工作使温度正常、逐渐升高，热电偶两端接点的加热速度相同，就不会产生热电势，因而没有警告信号发生。如果温度很快上升，由于在基准端和热端之间的温度差，热电偶便产生一个热电势，从而输出火警信号。

9.2.2 连续火警探测器

连续火警探测器也称火警线，它具有一定的长度，可以探测沿其长度附近区域。

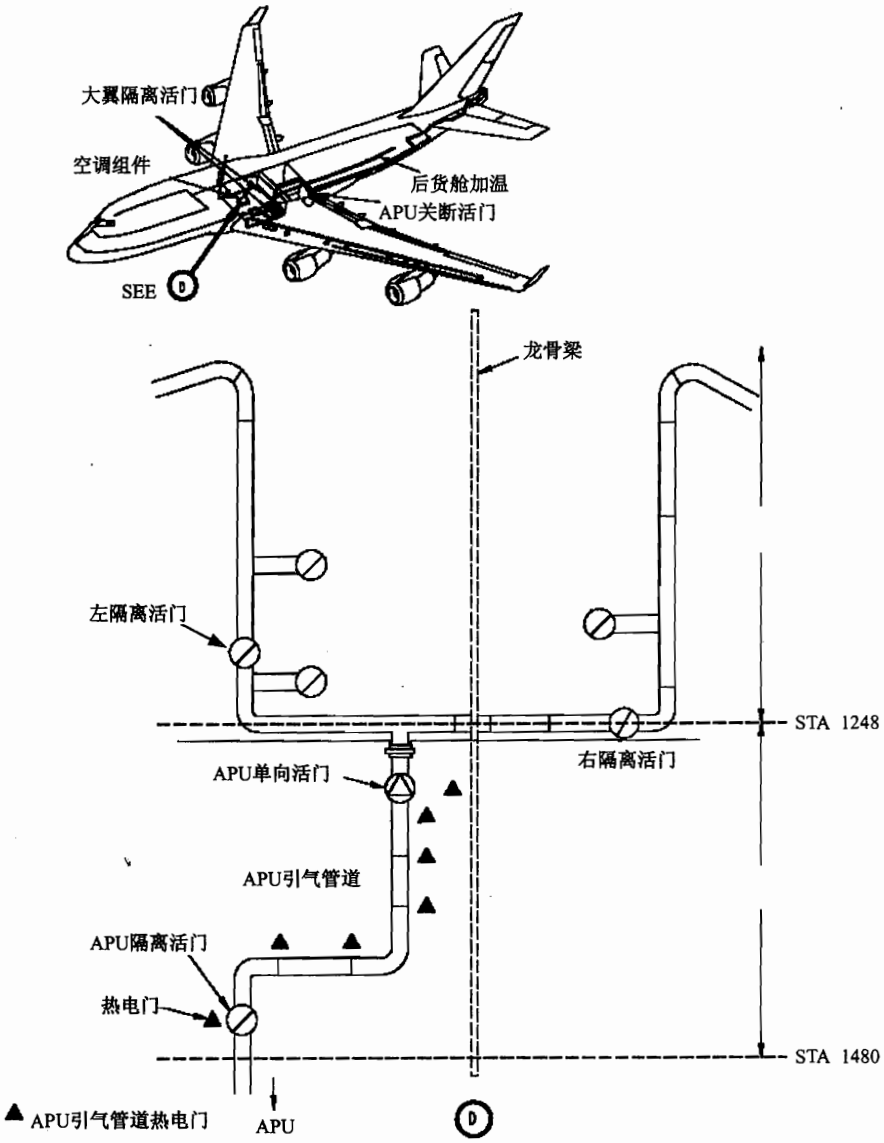


图 9－2　波音 747－400 飞机 APU 引气管道

9.2.2.1　芬沃尔火警探测系统

在铬镍耐蚀合金管中装有一连串的共晶盐浸过的陶瓷内芯，中间串一条金属丝，管为地线，线为热导线（其电位比地线高）。当陶瓷内芯材料的电阻随着温度而改变时，热导线提供一个信号。

9.2.2.2　基德火警探测系统

铬镍耐蚀合金管中装有特种陶瓷材料的电阻内芯，在内芯中嵌入两条金属丝，一条为地线，一条为热导线。当敏感元件达到它的警告温度时，会突然降低它的电阻。

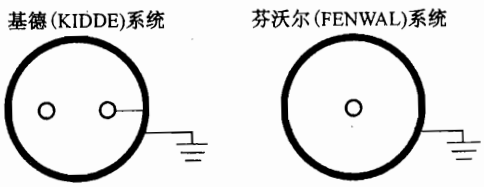


图 9－3　电阻感温线式火警探测系统

在基德和芬沃尔两种系统里，陶瓷或共晶盐内芯材料的电阻在正常温度条件下都能防止电流

的流动。在失火或过热的情况下，芯子的电阻下降，并且在信号金属丝和地线之间有电流流动，警告系统也就开始工作。

基德敏感元件接到一个控制装置上。这个装置经常测量整个敏感闭环的总电阻。该系统既可感受平均温度，又可感受局部温度。

而芬沃尔敏感元件的任何部位达到警告温度时，都将发出警告信号。

9.2.2.3 气体式火警探测器

气体式火警探测器主要由感应管和反应器等零件组成。感应管是一个不锈钢的壳体，内部包有感温装置。每个探测器包括一个感应装置，它装在一个不锈钢壳体内，并连接到不锈钢敏感元件（反应器）上。两部分密封焊接为一个整体，敏感元件由一个电气接头和2个压力感应电门组成。每个压力感应电门由一个金属膜片作动，它是敏感元件内惟一活动零件，是报警电路系统中的电接触部分。细小的感应管内充满了氦气。中间的内芯物质是充有氢气的材料，具有固有的吸收和释放氢气的特性。当外界温度上升，感应管内气体受热压力增大，当增大到预定值后，气体压力便推动膜片，报警电门闭合，接通报警电路。

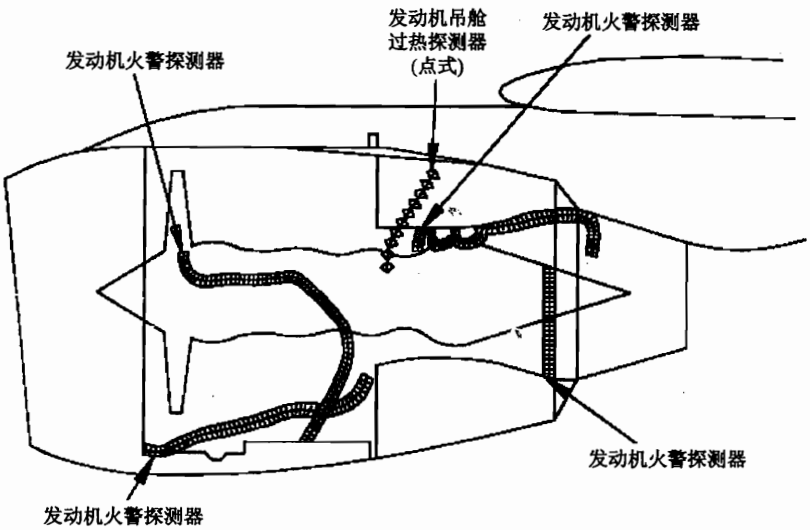


图 9－4 发动机火警（过热）探测器

气体式探测器有两种感应功能。它能感应一般性“平均”过热，也能感应局部性由火焰或热气引起的“局部”过热。

(1) 平均过热

感应管和反应器是固定容积的器具，当探测器周围温度普遍上升，感应管内部氦气的压力将与绝对温度成正比，在它达到预定的平均过热温度时，将推动感应膜片，闭合报警电门。

(2) 局部过热

当探测器感应管的某一小部分受到局部高温时，感应管内充满氢气的内芯材料就放出大量气体，而使感应管内部压力上升，在它达到预定的温度时，同样将推动感应膜片，闭合报警电门。

平均与局部过热作用是可复位的。当感应管冷却后，平均气压降低，氦气将返回内芯材料，感应管内部压力降低，使感应膜片恢复到正常位置，从而切断报警系统的电路。

在连续环路火警探测系统中，产生假火警信号的原因通常是元件上有压痕、扭曲或敏感元件部分压坏，油、水进入敏感部分。

9.2.2.4　火警探测器在民航客机上的应用

表9－1所示为几种民航客机上使用的火警探测器。

表9－1　民航客机上使用的火警探测器

机　型	发动机火警	APU火警	轮舱火警	引气管道泄漏
波音737	FENWAL	KIDDE	FENWAL	FENWAL
波音747	KIDDE	FENWAL	FENWAL	双金属热电门
波音757	气体式	气体式	FENWAL	FENWAL
波音767	FENWAL	FENWAL	FENWAL	FENWAL
波音777	KIDDE	KIDDE	FENWAL	FENWAL
FENWAL：芬沃尔火警探测器。 KIDDE：基德火警探测器。				

在波音757飞机上的发动机吊舱过热、涡轮冷却空气过热探测都采用了双金属热敏电门。

9.2.3　烟雾探测系统

在飞机的卫生间或货舱内通常装有烟雾探测系统用于监控这些区域的火警情况。

光电式烟雾探测器由一个光电池、信标灯及其电路，以及一个具有进气口和一个排气口的烟雾集散室组成。信标灯垂直于光电池的视线投射光束。当室内出现烟雾时，来自信标灯的光线被烟雾微粒反射到光电池。结果光电管便输出增大电压，此信号输送到驾驶舱，启动驾驶舱警告信号。

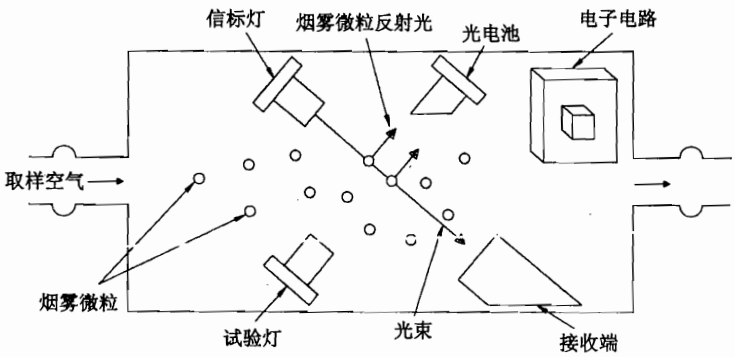


图9－5　光电式烟雾探测器

9.3　典型飞机防火系统

飞机防火系统主要用于监控飞机的起火、烟雾、过热及引气管道的泄漏情况。

飞机的火警探测区域主要有发动机（及APU）区域、发动机及APU引气管道、起落架舱的火警及过热探测、货舱及电子设备舱的烟雾探测、卫生间的烟雾探测。可以进行灭火的

区域主要包括飞机发动机、APU、货舱及卫生间。另外在座舱内还有手提灭火瓶，可以对座舱内的火源进行灭火。并不是所有飞机全部具有上述系统，例如有些飞机上就没有货舱及电子设备舱烟雾探测。

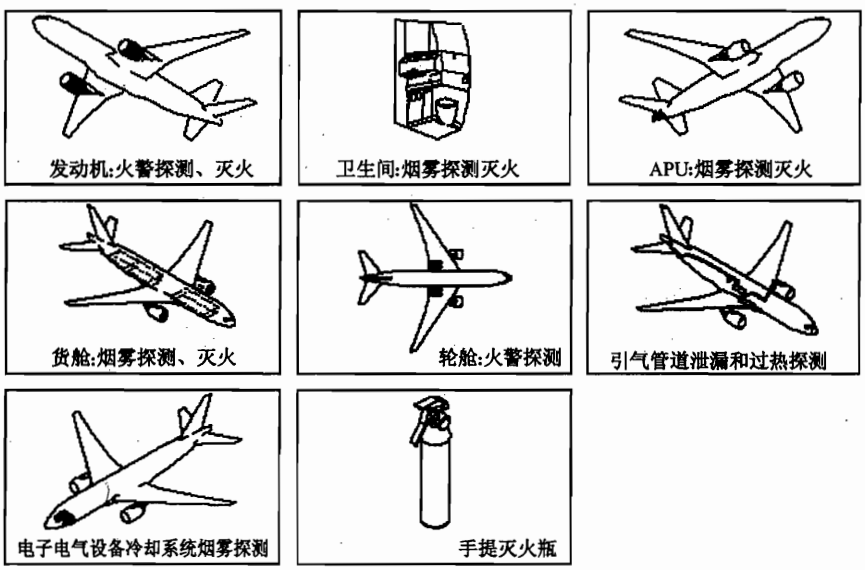


图 9－6 飞机火警探测和灭火区域

9.3.1 发动机火警（过热）探测

不同飞机发动机的火警探测区域略有不同，主要包括：

①发动机附件机匣区域；

②围绕燃烧室和涡轮机匣区域（核心区域）；

③主要风扇机匣与整流罩之间的环形区域；

④涡轮盘区域；

⑤发动机吊架区域。

探测器感受过热或火警信号后，输送到火警控制组件，从而发出相应警告。

发动机警告信号主要有过热警告和火警。不同型号飞机发动机的警告信号也略有不同。

（1）发动机过热警告信号

① P7 板上的主警戒灯和过热灯亮（琥珀色）。

② 相关发动机的过热灯亮（在有 EICAS 的飞机上，出现“发动机过热”信息）。

③ 音响警告（仅在有些飞机上采用）。

（2）发动机火警信号

① P7 板上的主警告灯亮（红色）。

② P8 板上（有些飞机在 P5 板上）的发动机灭火电门灯（红色）亮。

③ 音响警告：包括警告喇叭、警铃或“发动机起火”的发声警告。

④ EICAS 发动机火警信息（在有 EICAS 系统的飞机上）。

9.3.2 APU 火警探测

辅助动力装置（APU）火警探测系统监控 APU 的高温状态。APU 火警探测器（见图 9－

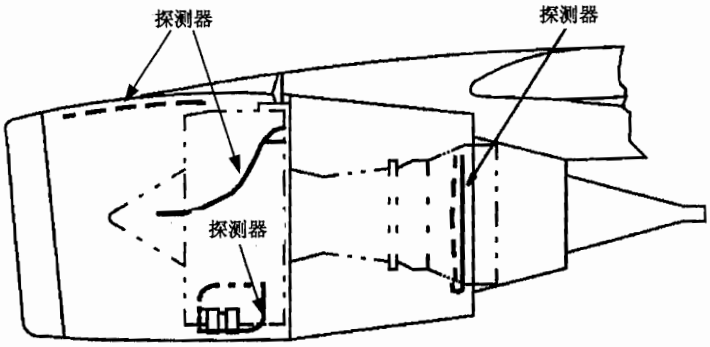


图 9－7　波音 737－300 飞机发动机火警探测器

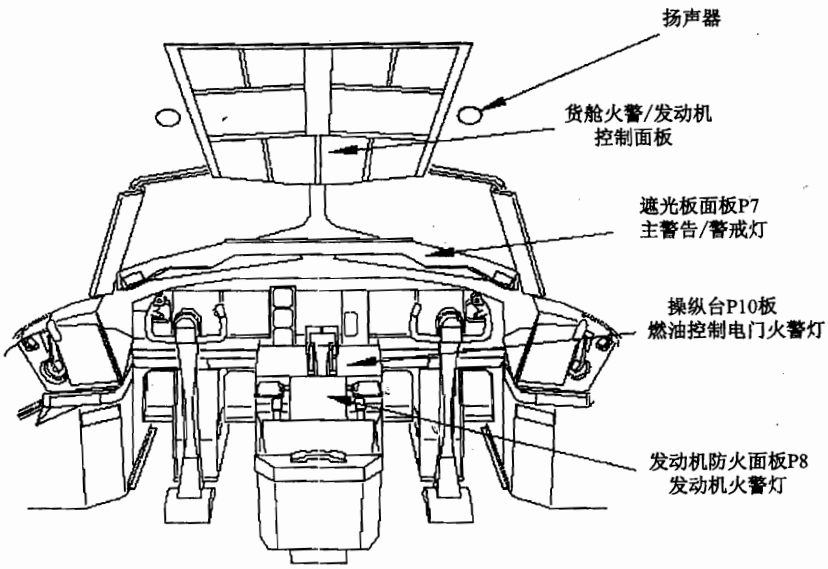


图 9－8　发动机火警信号

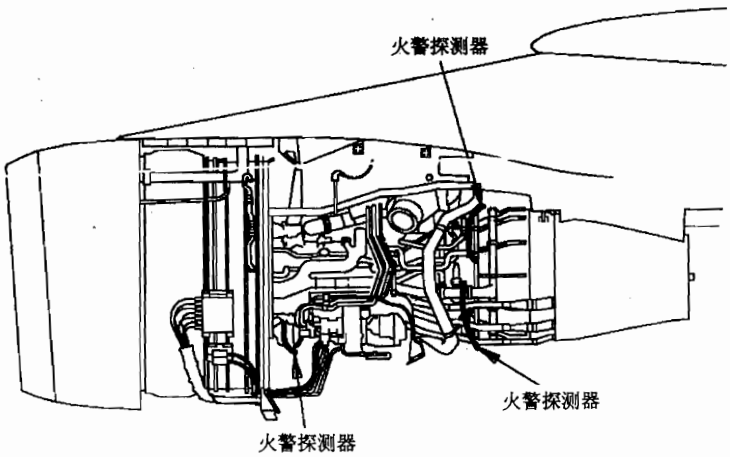


图 9－9　波音 747－400 飞机发动机火警探测器

10）一般位于 APU 舱、排气管及防火墙等区域。由于 APU 一般有地面控制面板，可以在地面进行 APU 停车及灭火操作，同时也有红色火警灯和警告喇叭。详细内容请参考“APU 灭

火”。

APU 火警信号包括以下几种。

① P7 板上的主警告灯亮（红色）。

② P8 板上（有些飞机在 P5 板上）的 APU 灭火电门灯（红色）亮。如果是在地面，“APU 地面控制面板”红色火警灯亮。如图 9－19、图 9－20 所示。

③ 音响警告：包括驾驶舱警告喇叭、警铃或发声警告。如果是在地面“APU 地面控制面板”上，警告喇叭会响。

④ EICAS APU 火警信息（在有 EICAS 系统的飞机上）。

9.3.3 货舱烟雾探测

货舱烟雾探测系统用于监控货舱内的烟雾情况，并给出相应的警告。

图 9－12 为典型飞机货舱烟雾探测系统。在货舱内会设置多个取样口，探测器风扇可将货舱内的空气吸入，经过水分离器和加温器输送到烟雾探测器。水分离器位于风扇的进口管路，压力很低，可使空气中的水分凝结而将其除去。加温器用于提高空气温度，防止管道结冰。

当货舱出现烟雾时，控制组件将会发出警告，其主要警告信号有：

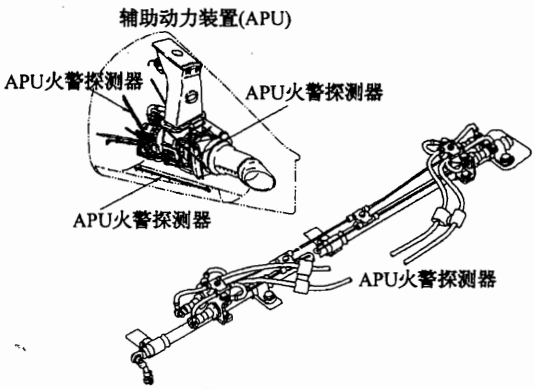


图 9－10 APU 火警探测器

① P7 板主警告灯亮；

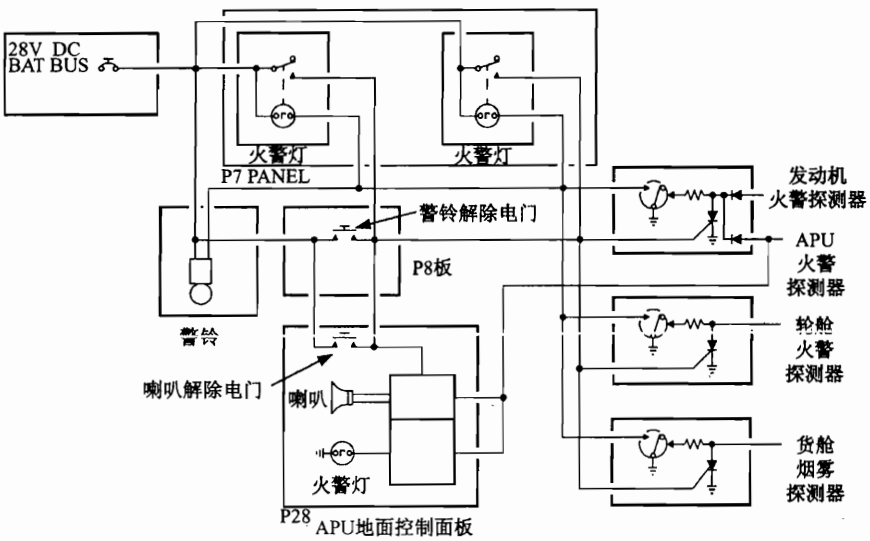
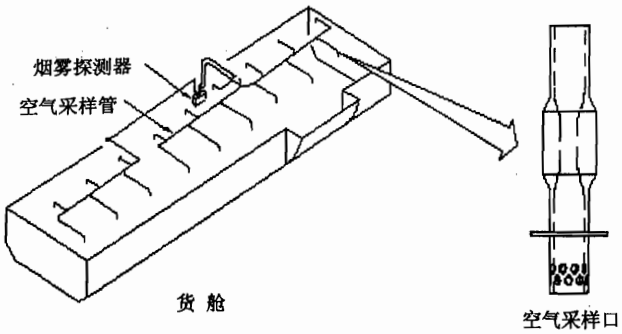


图 9－11 波音 737－300/400/500 火警电路

② P5 板货舱火警灯亮；

③ 音响警告；

④ EICAS“货舱火警”信息（在有 EICAS 系统的飞机上）。



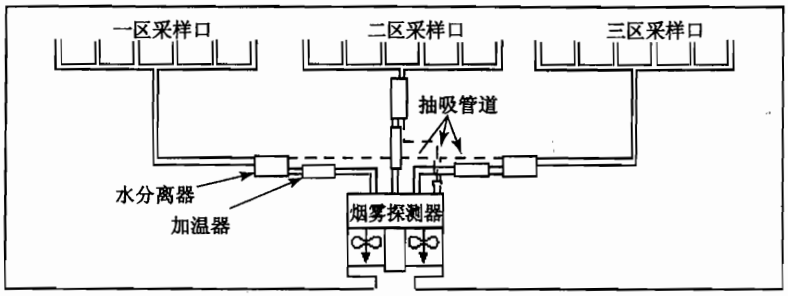


图 9－12 典型货舱烟雾探测系统

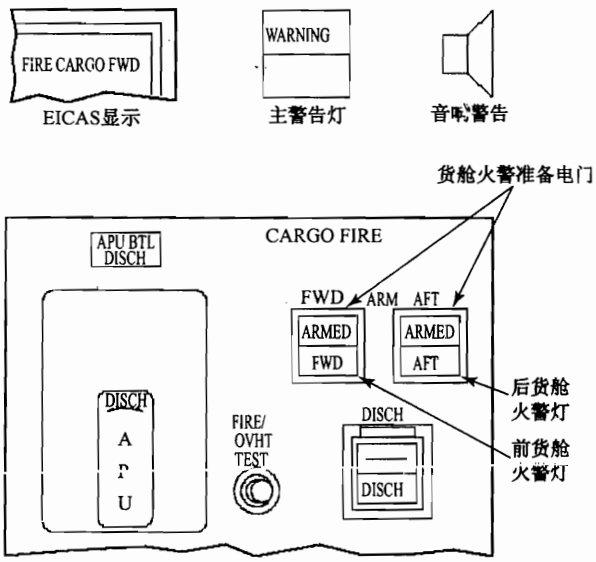


图 9－13 波音 777 飞机货舱火警信号

9.3.4 起落架舱火警探测

起落架舱火警探测系统主要用于探测由于刹车区域而出现的火警。探测器一般安装在飞机主起落架舱的顶部。轮舱火警警告主要包括：

① P7 板主警告灯（红色）；

② 轮舱火警灯（红色）；

③ 音响警告；

④ EICAS 警告信息（在有 EICAS 系统的飞机上）。

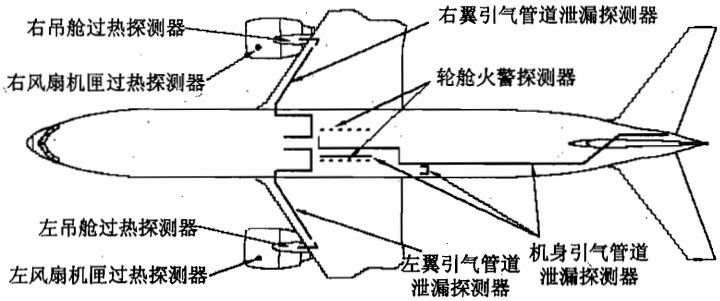


图 9－14　起落架舱火警探测器及引气管道泄漏探测器

9.3.5　引气管道泄漏和过热探测

引气管道泄漏和过热探测器监控引气管道的泄漏情况，并发出警告。探测器沿引气管道铺设，安装于引气管道的外部区域（探测器不在引气管道内部），以探测引气管道泄漏或断裂导致的过热。

引气管道泄漏和过热警告信号主要有：

① P7 板上的主警戒灯（琥珀色）亮；

② 引气控制面板上的“管道泄漏”灯亮（如图 9－15 所示）；

③ EICAS 信息（在有 EICAS 系统的飞机上）。

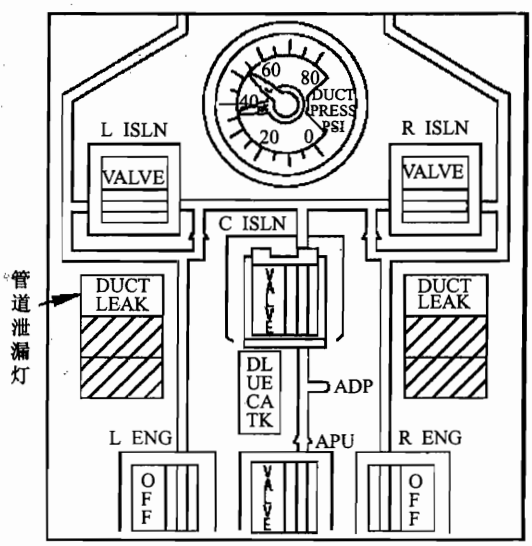


图 9－15　波音 757 飞机引气控制面板

9.3.6　卫生间烟雾探测

卫生间烟雾探测系统用于监控卫生间的烟雾。它位于卫生间的顶部，如图 9－16 所示。

当探测器探测到有烟雾时，探测器上的红色警告灯亮，同时警告喇叭响。

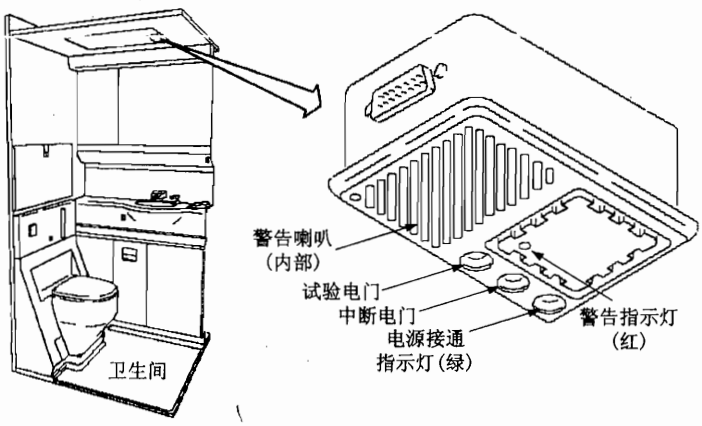


图 9－16　卫生间烟雾探测

9.4　飞机灭火系统

飞机上可进行灭火的区域是发动机、APU、货舱和卫生间。另外配备手提灭火瓶用于座舱区域进行人工灭火。

如果出现火警，发动机、APU 和货舱可通过驾驶舱内相应的灭火电门控制各区域的灭火。APU 一般还有单独的地面灭火控制电门。

一般起落架舱不能进行灭火。如果在空中出现起落架舱的火警，只能在允许的条件下，放下主起落架来进行灭火和散热。

供气管道泄漏探测器布置在供气管道的外侧空间内，当管道未发生泄漏时，由于供气管道外侧温度较低，不会发出警告信号；当管道发生泄漏时，导致管道附近温度升高，当温度达到一定数值时，发出警告信号，驾驶员可根据情况切断通往泄漏管道的控制活门。

一般卫生间的灭火是自动进行的。当温度达到某一极限值时，易熔塞熔化，自动释放灭火剂。

9.4.1　发动机灭火

当出现火警或发动机起火时，灭火是通过操纵发动机灭火手柄（电门）实现的。发动机灭火手柄一般位于后操纵台 P8 板，也有些飞机的灭火手柄位于 P5 板。如表 9－2 所示为某些民航客机发动机及 APU 灭火手柄的位置。

表 9－2　民航客机发动机及 APU 灭火手柄的位置

机　型	发动机灭火手柄（电门）	APU 灭火手柄（电门）
波音 737	后操纵台（P8 板）	后操纵台（P8 板），地面控制面板
波音 747	顶板（P5 板）	顶板（P5 板），地面控制面板
波音 757	后操纵台（P8 板）	后操纵台（P8 板），地面控制面板
波音 767	后操纵台（P8 板）	后操纵台（P8 板），地面控制面板
波音 777	后操纵台（P8 板）	顶板（P5 板），地面控制面板

发动机灭火手柄（电门）主要有四个作用：

① 发动机火警指示；

② 使发动机停车；

③ 隔离发动机与飞机系统；

④ 控制发动机灭火（释放灭火瓶）。

如图 9－17 所示，一般发动机灭火手柄都有电磁锁，可将其锁定在放下位置，以防误操作。当发动机发生火警时，发动机灭火手柄灯（红色）亮，手柄电磁线圈通电，电磁锁开锁。如果此时未开锁，可按下超控手柄开锁。随后提起灭火手柄，使发动机与飞机系统隔离，此时并没有释放灭火瓶。如果此时火警信号仍没有消失，向左转动灭火手柄到“DISCHAR1”或“DISCHAR2”，并保持在止动位置，即可以释放灭火瓶内的灭火剂，开始灭火，灭火瓶释放指示灯可指示该灭火瓶的释放情况。如果使用一个灭火瓶后，仍然没有使火熄灭，可以转动灭火手柄到另一个位置，释放另一个灭火瓶，继续灭火。

提起灭火手柄，将为灭火做好如下准备：

① 燃油关断活门关闭：切断供往发动机的燃油；

② 发动机驱动液压泵关断活门关闭，切断供往发动机驱动泵的液压油；

③ 引气系统调压关断活门（PRSOV）关闭：切断发动机引气；

④ 断开反推装置；

⑤ 断开发电机。

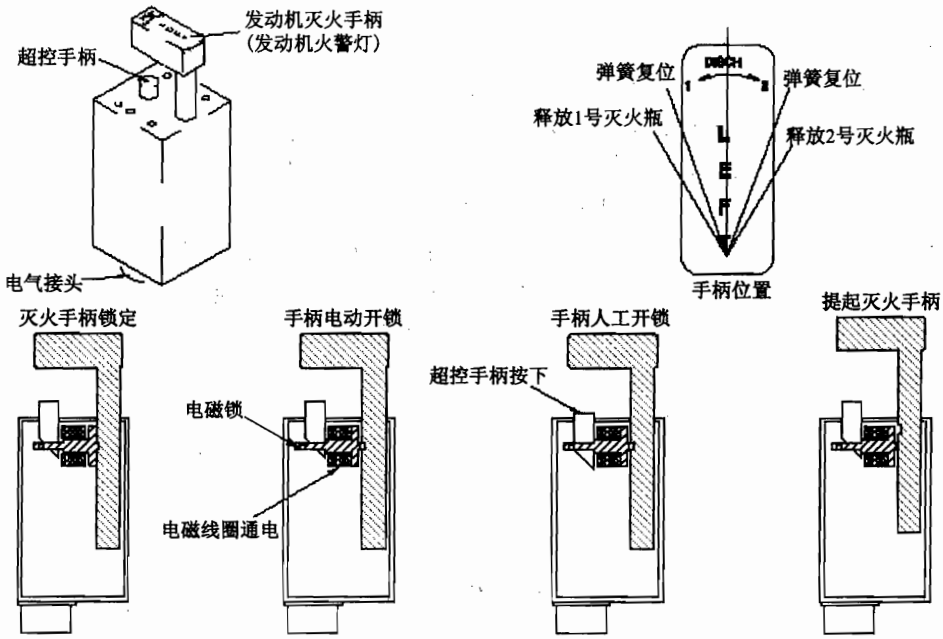


图 9－17 发动机灭火手柄

图 9－18 所示为一种典型的灭火瓶，灭火瓶内装有 HALON 1301 灭火剂，使用氮气增压。如果灭火瓶内的压力过高，安全释压活门会打开，以释放灭火瓶内的压力。在排放组件内有一个爆炸帽。来自灭火电路的电流可以触发爆炸帽产生微型爆炸，从而从排放口释放灭火剂。当由于泄漏或灭火瓶释放使灭火瓶内压力降低时，低压电门输送信号到驾驶舱使“灭火瓶释放”指示灯亮。

每个灭火瓶一般有两个爆炸帽，一台发动机一个。爆炸帽是一个电触发的爆炸装置。它位于灭火瓶膜片附近，膜片用于密封灭火瓶内的压力。当提起灭火手柄并转动到“DISCH 1”或“DISCH 2”位置，电流通到爆炸帽使其产生微型爆炸，使膜片破裂，氮气压力使灭火剂喷出。

发动机灭火瓶管路可使任何一个灭火瓶向任何一台发动机喷射灭火剂。

9.4.2 APU 灭火

如图 9－19 所示，驾驶舱 APU 灭火手柄也有电磁锁，将其锁定在放下位置，以防止误操作。当 APU 发生火警时，APU 灭火手柄灯（红色）亮，手柄电磁线圈通电，电磁锁开锁。如果此时未开锁，可按下超控手柄开锁。随后提起灭火手柄，使 APU 与飞机系统隔离，此时并没有释放灭火瓶。如果此时火警信号仍没有消失，转动灭火手柄，并保持在止动位置，即可以释放灭火瓶内的灭火剂进行灭火，有灭火瓶释放指示灯指示该灭火瓶的释放情况。

提起 APU 灭火手柄，将为灭火做好如下准备：

① APU 燃油关断活门关闭，切断供往 APU 的燃油；

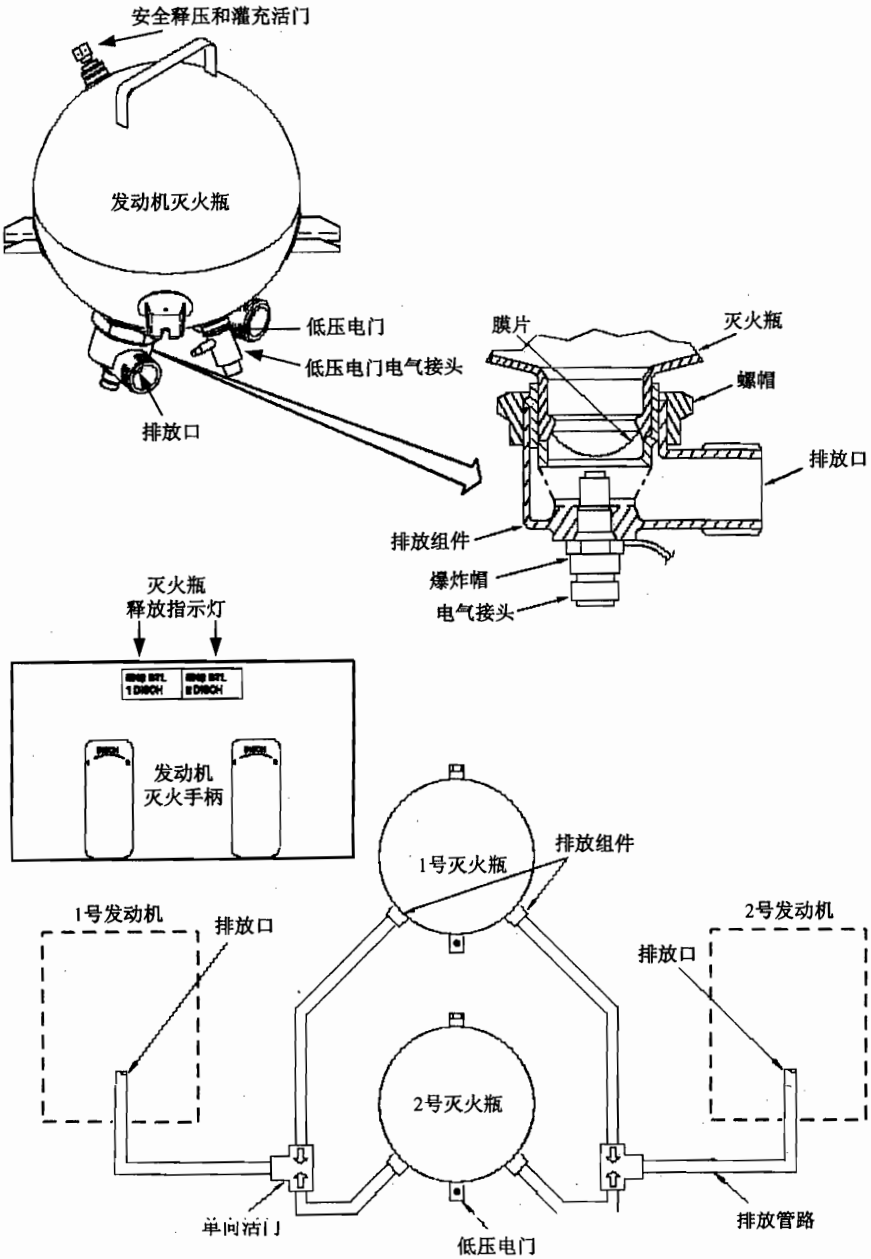


图 9－18　发动机灭火瓶

② APU 引气活门关闭，切断 APU 引气；

③ APU 停车；

④ 断开 APU 发电机。

灭火瓶内装有 HALON 灭火剂，使用氮气增压。如果灭火瓶内的压力过高，安全释压活门会打开，以释放灭火瓶内的压力。在排放组件内有一个爆炸帽。来自灭火电路的电流可以触发爆炸帽产生微型爆炸，从而从排放口释放灭火剂。当由于泄漏或灭火瓶释放使灭火瓶内压力降低时，低压电门输送信号到驾驶舱使“灭火瓶释放”指示灯亮。

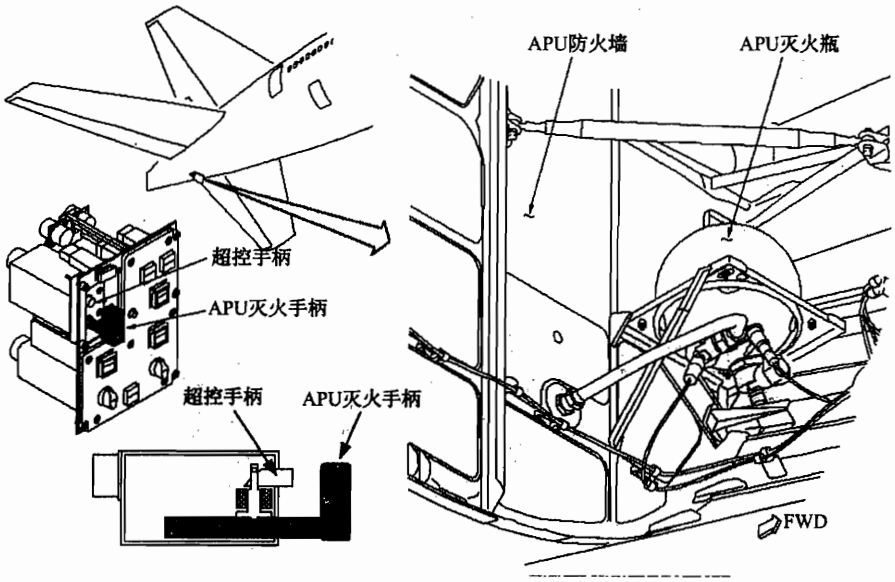


图 9－19 APU 灭火控制

APU 灭火瓶有一个爆炸帽。爆炸帽是一个电触发的爆炸装置，位于灭火瓶膜片附近。膜片用于密封灭火瓶内的压力。当提起灭火手柄并向任何一个方向转动灭火手柄，电流通到爆炸帽使其产生微型爆炸，膜片破裂，氮气压力使灭火剂排出。

现代很多飞机（如波音 747、波音 757、波音 777 飞机）APU 灭火系统可以自动工作。当飞机在地面出现 APU 火警时，APU 可自动停车，并在 10s 后自动喷射灭火剂；当飞机在空中出现 APU 火警时，APU 可自动停车，但不能自动喷射灭火剂，只能人工操纵 APU 灭火手柄进行灭火。

如表 9－2 所示，驾驶舱 APU 灭火手柄位于操纵台 P8 板，有些飞机位于顶板（P5 板）。灭火手柄本身又是 APU 火警灯。APU 地面控制面板位于主起落架舱（波音 737 飞机，如图 9－20 所示）或前起落架上（波音 747、波音 757、波音 767、波音 777 飞机，如图 9－21 所

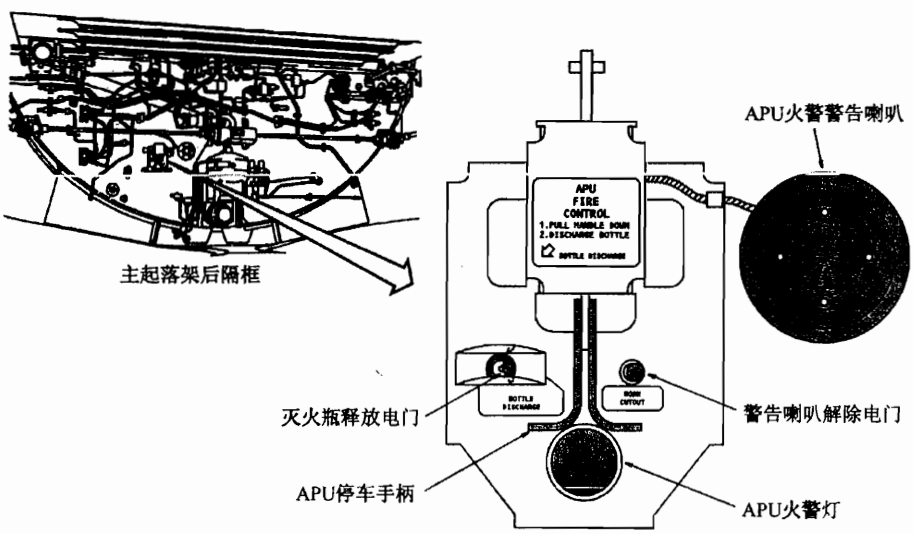


图 9－20 波音 737－300/400/500 飞机 APU 地面控制面板

示)。在地面控制面板上有：APU 火警警告喇叭、APU 火警灯、APU 停车手柄（电门）、灭火瓶释放电门等。如果 APU 起火，而 APU 又没有停车，可操纵地面控制面板上的 APU 停车手柄（电门），作动灭火瓶释放电门以释放灭火剂。

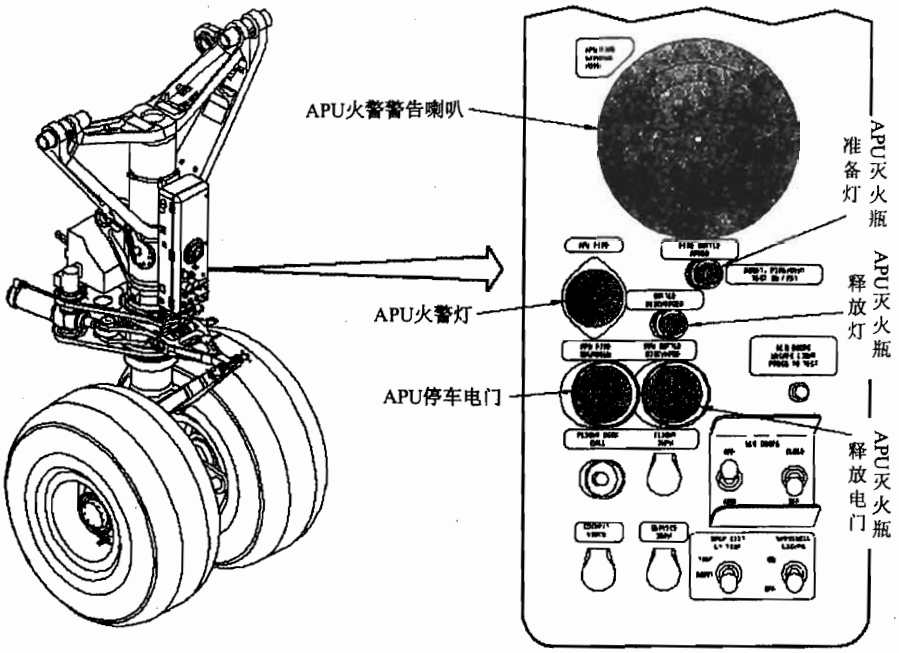


图 9－21　波音 777 飞机 APU 地面控制面板

9.4.3　货舱灭火

如表 9－3 所示，不同类型飞机，其货舱灭火电门的位置不同。

表 9－3　民航客机上货舱灭火手柄（电门）的位置

机　型	A320	波音 737	波音 747	波音 757	波音 767	波音 777
货舱灭火电门位置	顶 板（P5 板）	操纵台（P8 板）	顶 板（P5 板）	操纵台（P8 板）	操纵台（P8 板）	顶 板（P5 板）

图 9－22 所示为波音 767 飞机货舱灭火控制面板。当探测到前货舱（或后货舱）出现火警时，APU/货舱灭火控制面板上的火警灯（红色）亮。按下对应货舱的准备电门，相应的准备电门上的白色灯亮，说明灭火瓶电路准备好。按下准备电门后，将发生下列情况：

① 货舱加温活门关闭；

② 再循环风扇关闭；

③ 警铃停响。

按下灭火瓶释放电门，电流通到爆炸帽使其产生微型爆炸，使膜片破裂，氮气压力使灭火剂排出。

9.4.4　卫生间灭火

卫生间灭火一般是自动工作的，其灭火瓶位于废物箱上部，如图 9－23 所示。灭火剂的释放由一个热熔塞控制。当温度超过约170°F（77℃）时，热熔塞熔化，灭火瓶自动释放进

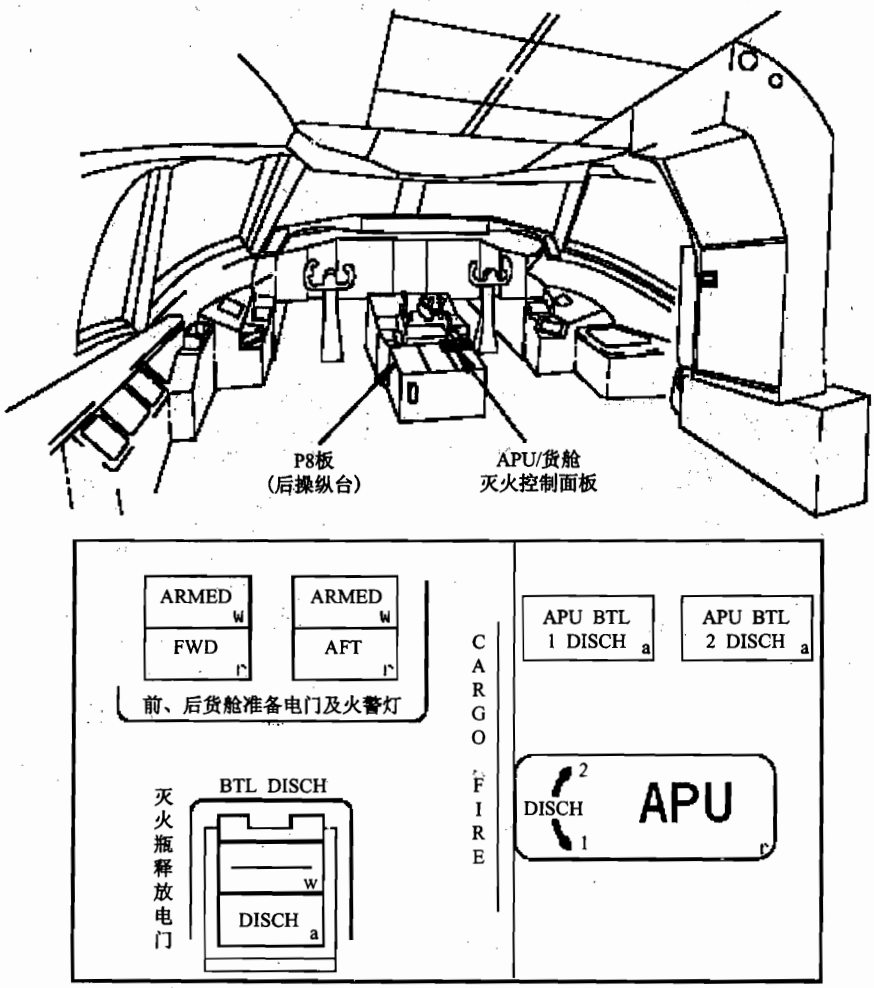


图 9－22 波音 767 飞机 APU/货舱灭火控制面板

行灭火。温度指示片用于指示过热情况。指示片是白色的，当达到对应温度时，指示片会变成黑色。查看温度指示片即可判断是否出现过高温。

9.4.5 手提灭火设备

现代飞机驾驶舱、客舱及厨房一般都配备有手提灭火瓶，如图 9－24 所示，用于扑灭座舱内的火焰。现代飞机上有两种常用的手提式灭火瓶：水灭火瓶和 HALON 1211 灭火瓶。HALON 灭火瓶用于扑灭电气设备和可燃液体的火焰；水灭火瓶用于扑灭非电类火焰。水灭火瓶内装有添加了防冰添加剂的水；HALON 灭火瓶内装有 HALON 1211 灭火剂。

释放水灭火瓶的方法是：转动手柄，按下释放扳机。

释放 HALON 灭火瓶的方法是：拆除手柄锁销，推动手柄。

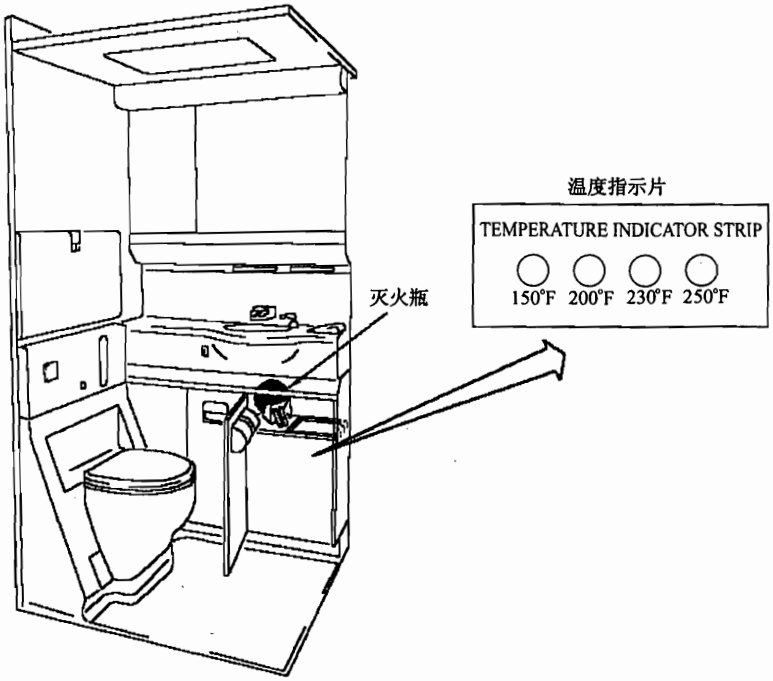


图 9－23　卫生间灭火

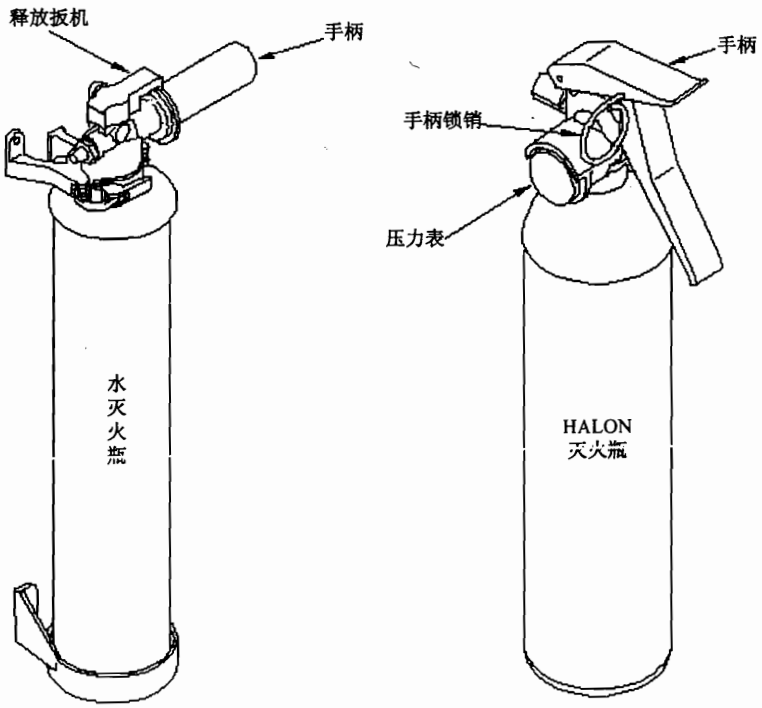


图 9－24　手提灭火瓶

第 9 章思考题

1. 燃烧的三个要素是什么？
2. 火分成哪几种基本类型？
3. 火警探测系统的基本组成部件有哪些？
4. 点式火警探测器有哪几种类型？
5. 常用的连续火警探测器有哪些？
6. 分析气体式火警探测器的工作原理。
7. 分析光电式烟雾探测器的探测原理。
8. 飞机上主要有哪些火警探测区域？
9. 发动机火警信号有哪些？
10. 说明货舱烟雾探测系统的组成和基本工作情况。
11. 说明起落架舱火警探测的功用和主要警告信号。
12. 说明卫生间烟雾探测系统的功能。
13. 如何进行发动机灭火？
14. 发动机（APU）灭火手柄锁的作用是什么？
15. 提起灭火手柄后，为灭火做了哪些准备？
16. APU 灭火系统的特点是什么？
17. 说明卫生间灭火的工作情况。
18. 现代飞机上手提灭火瓶主要有哪几种类型？

生一个垂直于跑道平面并通过跑道中心线的航向引导平面；下滑系统则产生一个与跑道平面成2°~4°夹角的下滑引导平面，这两个引导平面相交，即可得到一条航向下滑线。飞机由仪表着陆系统引导沿此航向下滑线进近，即可安全着陆。指点信标是由三个或两个准确装在跑道中心线延长线上的地面指点信标台及相应的机载信标接收机组成的。利用指点信标系统可引导飞机对准跑道中心线，检查飞机通过信标台时的高度和速度是否适当，以及飞机距跑道的距离。

(4) 无线电高度表

无线电高度表用于测量飞机相对于地球表面的实际高度。目前民用飞机装备的通常是测高范围为0~2500ft或0~5000ft的低高度无线电高度表（LRRA）。无线电高度表主要在飞机进近着陆期间应用。

无线电高度表是通过测量由地面反射回来的回波信号与发射信号之间的时间间隔来计算高度的。

大型飞机通常装备两套或三套无线电高度表。

(5) 测距机

测距机（DME）用于测量飞机与地面测距台之间的直线距离。由于飞机有一定的垂直高度，所测得的斜距与飞机离测距台的水平距离之间有一定的误差，在距离较近时，这种误差较为明显。

(6) 应答机

空中交通管制应答机（ATC TPR）简称应答机，与地面二次雷达配合，用于向地面管制中心报告飞机的识别代码和气压高度，并可用于确定飞机的平面位置。

(7) 气象雷达系统

机载气象雷达（WXR）系统的主要功用是探测飞机前方扇形区内的危险气象目标及其他障碍物，以选择安全的避绕航线。机载气象雷达的另一个功用是显示飞机前下方的地貌特征平面图像，以判定飞机的位置。

10.4 防撞系统

TRAFFIC ALERT AND COLLISION AVOIDANCE SYSTEM（TCAS）交通警告和防撞系统。

设计TCAS系统是为了警告驾驶员另一架飞机来到了附近，而且有空中撞机的威胁。目前使用或研制的TCAS系统为三种。TCAS Ⅰ系统可以向机组人员发出报警：正在面临与警戒区内的另一架飞机发生撞机事件的潜在危险。TCAS Ⅰ不能提供避免撞机的信息，它只是简单地通知驾驶员必须额外注意另有一架飞机正逼近其航线。TCAS Ⅱ除了能提供TCAS Ⅰ相同的信息外，它还向机组人员提供避免相撞的垂直机动动作信息。现在已在研制的TCAS Ⅲ将具有报警和提供免除撞机的垂直和水平机动动作的功能。

10.5 驾驶舱仪表板

驾驶舱主仪表板包括（如图10-1所示）：

①P1板　机长仪表板；

②P2板　中央仪表板；

③P5 板　前顶板；
④P5 板　后顶板；
⑤P7 板　遮光板面板；
⑥P3 板　副驾驶仪表板；
⑦P9 板　前电子面板；
⑧P8 板　后电子面板。

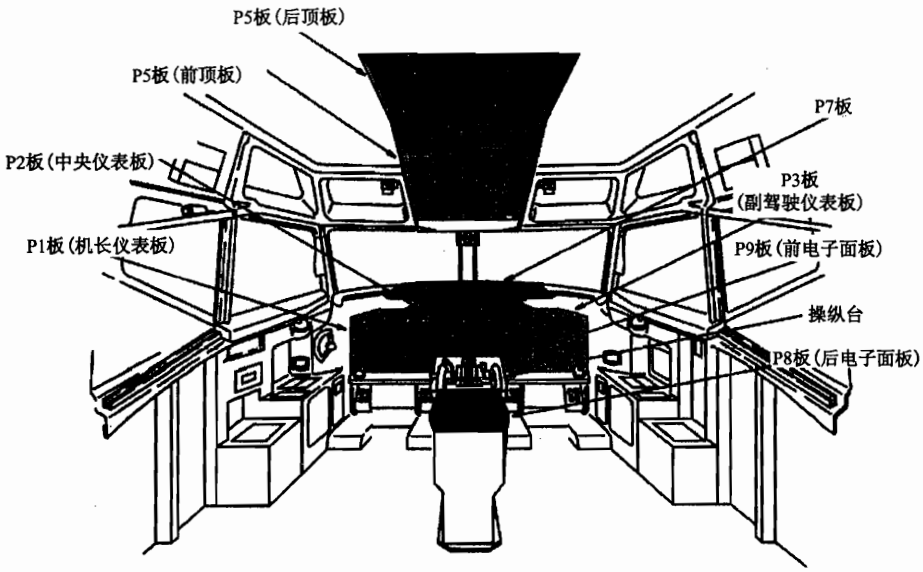


图 10－1　飞机驾驶舱仪表板

第 10 章思考题

1. 飞机通信和导航系统的作用是什么？
2. 甚高频通信系统的作用是什么？
3. 高频通信系统的作用是什么？
4. 什么是音频综合系统？
5. 无线电高度表的测量原理是什么？
6. 飞机防撞系统的作用是什么？
7. 说明驾驶舱主仪表板的分布。

参考文献

[1] 盛乐山主编. 航空电气. 北京：科学出版社，1994.
[2] AIRFRAME AND POWERPLANT MECHANICS AIRFRAME HANDBOOK. U.S.DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. 1976.
[3] B737 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 2001.
[4] B747-400 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 2002.
[5] B757 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 2003.
[6] B767 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 2001.
[7] B777 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 1999.
[8] A320 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL AIRBUS COMPANY. 1998.
[9] B737 TRAINING MANUAL BOEING COMPANY. 1998.