

中国民用航空总局飞标司推荐

民用航空器维修基础系列教材

涡轮发动机飞机结构与系统

WOLUNFADONGJIFEIJIJIEGOUYUXITONG

(ME-TA)

上册

任仁良 张铁纯 主编



兵器工业出版社

中国民用航空总局飞标司推荐
民用航空器维修基础系列教材

涡轮发动机飞机结构与系统

(ME-TA)

上册

任仁良 张铁纯 主编

兵器工业出版社

内 容 简 介

本书为民用航空器维修基础系列教材。全书分上、下两篇,上篇为飞机结构与机械系统,共7章。主要介绍了:飞机结构,液压系统,燃油系统,起落架系统,飞行操纵系统,空调系统,设备/设施与水系统;下篇为飞机电气与电子系统,共9章。主要介绍了:航空器电源,灯光和氧气系统,防火系统,防冰和排雨系统,仪表系统,自动飞行控制系统,通信系统,导航系统和机载维护系统等内容。是民用航空器维修人员必备的知识读本。

图书在版编目(CIP)数据

涡轮发动机飞机结构与系统. ME-TA/任仁良,张铁纯主编. —北京:兵器工业出版社,2006.11

(民用航空器维修基础系列教材)

ISBN 7-80172-767-3

I. 涡... II. ①任... ②张... III. ①涡轮喷气发动机-民用飞机-构造-教材②涡轮喷气发动机-民用飞机-飞机系统-教材 IV. V271

中国版本图书馆CIP数据核字(2006)第120901号

出版发行:兵器工业出版社

发行电话:010-68962596, 68962591

邮 编:100089

社 址:北京市海淀区车道沟10号

经 销:各地新华书店

印 刷:北京市登峰印刷厂

版 次:2006年11月第1版第1次印刷

印 数:1-3000

责任编辑:朱丽均

封面设计:李 晖

责任校对:全 静

责任印制:赵春云

开 本:787×1092 1/16

印 张:41.25

字 数:1000千字

定 价:100.00元

(版权所有 翻印必究 印装有误 负责调换)

《民用航空器维修基础系列教材》 编写委员会

主任委员：徐超群

副主任委员：任仁良

编 委：徐超群 任仁良 郑连兴 许春生
 李幼兰 王会来 朱丽君 刘建英
 张铁纯 刘建新 郝劲松

出版说明

2005 年 8 月, 中国民航规章 CCAR-66R1 《民用航空器维修人员执照管理规则》考试大纲正式发布执行, 该大纲规定了民用航空器维修持照人员必须掌握的基本知识。随着中国民用航空业的飞速发展, 迫切需要大批高素质的民用航空器维修人员。为适应民航的发展, 提高机务维修人员的素质和航空器维修水平, 满足广大机务维修人员学习业务的需求, 中国民航总局飞标司组织成立了《民用航空器维修基础系列教材》编写委员会, 其任务是编写一套适用于中国民航维修要求, 实用性强、高质量的培训和自学教材。

为方便机务维修人员通过培训或自学, 参加维修执照基础部分考试, 本系列教材根据 CCAR-66R1 民用航空器维修人员执照基础部分考试大纲编写。这套系列教材共 11 本, 内容覆盖了考试大纲的所有模块, 具体每一本教材的适用专业和对应的考试大纲模块见下表:

序号	书名	适用专业	覆盖 CCAR-66R1 考试大纲模块
1	电工基础	ME、AV	M3
2	电子技术基础	AV	M4、M5
3	电子技术基础	ME	M4、M5
4	空气动力学和维护技术基础	ME、AV	M6、M8
5	人为因素和航空法规	ME、AV	M9、M10
6	涡轮发动机飞机结构与系统	ME-TA	M11
7	涡轮发动机飞机结构与系统	AV	M11、M14
8	直升机结构与系统	ME-TH、PH	M12
9	活塞发动机飞机结构与系统	ME-PA	M13
10	燃气涡轮发动机	ME-TA、TH	M14、M16
11	活塞发动机	ME-PA、PH	M15、M16

该系列教材力求通俗易懂, 紧密联系民航实际, 针对性强, 适合于民航机务维修人员或有志进入民航维修业的人员培训或自学用教材, 也可作为 CCAR-147 维修培训机构的基础培训教材或参考教材。

在这套教材的编写过程中,我们得到了中国民航总局飞标司、中国民用航空学院、广州民航职业技术学院、中国民用航空飞行学院、民航管理干部学院、民航上海中等专业学校、北京飞机维修工程有限公司(Ameco)、广州飞机维修工程有限公司(Gameco)、中信海洋直升机等单位以及航空器维修领域的40多位专家的大力支持,在此一并表示感谢。

由于编写时间仓促和我们的水平有限,书中还存在着许多错误和不足,请各位专家和读者指出,以便再版时加以纠正。

《民用航空器维修基础系列教材》编委会
2006年2月10日

1. 航空器维修基础系列教材	1. 航空器维修基础系列教材	1. 航空器维修基础系列教材	1. 航空器维修基础系列教材
2. 航空器维修基础系列教材	2. 航空器维修基础系列教材	2. 航空器维修基础系列教材	2. 航空器维修基础系列教材
3. 航空器维修基础系列教材	3. 航空器维修基础系列教材	3. 航空器维修基础系列教材	3. 航空器维修基础系列教材
4. 航空器维修基础系列教材	4. 航空器维修基础系列教材	4. 航空器维修基础系列教材	4. 航空器维修基础系列教材
5. 航空器维修基础系列教材	5. 航空器维修基础系列教材	5. 航空器维修基础系列教材	5. 航空器维修基础系列教材
6. 航空器维修基础系列教材	6. 航空器维修基础系列教材	6. 航空器维修基础系列教材	6. 航空器维修基础系列教材
7. 航空器维修基础系列教材	7. 航空器维修基础系列教材	7. 航空器维修基础系列教材	7. 航空器维修基础系列教材
8. 航空器维修基础系列教材	8. 航空器维修基础系列教材	8. 航空器维修基础系列教材	8. 航空器维修基础系列教材
9. 航空器维修基础系列教材	9. 航空器维修基础系列教材	9. 航空器维修基础系列教材	9. 航空器维修基础系列教材
10. 航空器维修基础系列教材	10. 航空器维修基础系列教材	10. 航空器维修基础系列教材	10. 航空器维修基础系列教材
11. 航空器维修基础系列教材	11. 航空器维修基础系列教材	11. 航空器维修基础系列教材	11. 航空器维修基础系列教材
12. 航空器维修基础系列教材	12. 航空器维修基础系列教材	12. 航空器维修基础系列教材	12. 航空器维修基础系列教材
13. 航空器维修基础系列教材	13. 航空器维修基础系列教材	13. 航空器维修基础系列教材	13. 航空器维修基础系列教材
14. 航空器维修基础系列教材	14. 航空器维修基础系列教材	14. 航空器维修基础系列教材	14. 航空器维修基础系列教材
15. 航空器维修基础系列教材	15. 航空器维修基础系列教材	15. 航空器维修基础系列教材	15. 航空器维修基础系列教材
16. 航空器维修基础系列教材	16. 航空器维修基础系列教材	16. 航空器维修基础系列教材	16. 航空器维修基础系列教材
17. 航空器维修基础系列教材	17. 航空器维修基础系列教材	17. 航空器维修基础系列教材	17. 航空器维修基础系列教材
18. 航空器维修基础系列教材	18. 航空器维修基础系列教材	18. 航空器维修基础系列教材	18. 航空器维修基础系列教材
19. 航空器维修基础系列教材	19. 航空器维修基础系列教材	19. 航空器维修基础系列教材	19. 航空器维修基础系列教材
20. 航空器维修基础系列教材	20. 航空器维修基础系列教材	20. 航空器维修基础系列教材	20. 航空器维修基础系列教材

前 言

《涡轮发动机飞机结构与系统》(ME-TA)分上、下两篇。上篇为飞机结构和机械系统;下篇为飞机电气电子系统。本教材是按照中国民航规章 CCAR-66R1《民用航空器维修人员执照管理规则》航空机电专业(ME)考试大纲 M11 编写的,本书编写的内容是飞机维修人员必须要掌握的基础知识。在编写过程中,力求做到通俗易懂,注重知识的实用性,贯彻了理论与实际密切结合的思想,基本上不涉及复杂的数学公式和推导,强调定性描述大纲中要求掌握的基本知识。本书可以作为 CCAR-147 维修基础培训机构的培训教材或参考教材,也适用于具有一定基础的航空机电专业人员自学。

上篇由张铁纯老师主编和统稿。其内容包括飞机结构、液压系统、燃油系统、起落架系统、飞行操纵系统、空调系统和设备/设施与水系统。其中第1章的1.1节由李幼兰编写,1.2节由虞浩清编写;第2章、第3章、第6章由张铁纯编写;第4章由钱若力编写;第5章由张宏伟编写;第7章的7.1节由邢忠庆编写,7.2节由庞大海编写。

下篇由任仁良教授主编和统稿。其内容包括电源系统、灯光和氧气系统、防火系统、防冰和排雨系统、航空仪表、自动飞行系统、通信系统、导航系统和机载维护系统。其中第1章、第3章由任仁良编写;第2章、第4章由杨惠敬编写;第5章5.1、5.3、5.4、5.5、5.6、5.7、第6章、第7章、第8章由王会来编写;第5章5.9、5.10、第9章由杨国余编写;第5章5.2、5.8由步广英编写。

宋静波、杨晓东、杨国余、庞大海等对全书进行了审校,并提出了许多修改意见,在此谨表深深的感谢。

我国民航所使用的飞机大都是欧美制造,为了便于学生对照机型资料学习,书中的部分电路符号采用了欧美国家的符号,学习时应予注意。

由于编写时间仓促和我们的水平有限,教材中难免还存在着许多错误和不足,敬请各位专家和读者指出,以便再版时加以纠正。

编 者
2006 年 8 月 8 日

目 录

上篇 飞机结构与机械系统

第1章 飞机结构	(3)
1.1 飞机结构的基本概念	(3)
1.2 飞机结构	(40)
第2章 液压系统	(84)
2.1 概述	(84)
2.2 液压油	(86)
2.3 液压泵	(90)
2.4 液压控制元件	(97)
2.5 液压执行元件	(108)
2.6 液压辅助元件	(112)
2.7 飞机液压源系统	(123)
第3章 燃油系统	(131)
3.1 燃油系统概述	(131)
3.2 油箱及通气系统	(132)
3.3 加油/抽油系统	(136)
3.4 供油系统	(142)
3.5 燃油指示/警告系统	(152)
3.6 燃油系统维护	(155)
第4章 起落架系统	(162)
4.1 概述	(162)
4.2 减震系统	(168)
4.3 收放系统	(178)

4.4	转弯系统	(187)
4.5	机轮和刹车	(196)
第5章	飞行操纵系统	(217)
5.1	操纵系统概述	(217)
5.2	中央操纵机构	(219)
5.3	传动系统	(222)
5.4	舵面驱动装置	(233)
5.5	典型飞机操纵系统	(242)
5.6	飞行操纵警告系统	(253)
5.7	飞行操纵系统的维护	(255)
第6章	空调系统	(261)
6.1	空调系统概述	(261)
6.2	空调气源系统	(266)
6.3	温度控制系统	(275)
6.4	空气分配系统	(289)
6.5	座舱压力控制系统	(292)
6.6	货舱加温及设备冷却	(303)
第7章	设备/设施与水系统	(306)
7.1	机舱设备/设施	(306)
7.2	水/污水系统	(316)
参考文献		(321)

上篇 飞机结构与机械系统

第1章 飞机结构

1.1 飞机结构的基本概念

1.1.1 飞机外载荷及飞机结构承载能力

在飞行中或在起飞、着陆、地面运动时，其他物体对飞机的作用力称为飞机外载荷。如飞机重力、气动载荷、发动机推力、地面作用力等。飞机外载荷是对飞机结构进行受力分析的重要依据，而对使用中飞机所承受的外载荷的种种限制，又表示了飞机结构具有一定的承载能力。

1. 飞机外载荷

(1) 飞机外载荷分类

飞机外载荷按其作用形式可分为：

① 集中载荷：载荷集中作用在结构上的某一部位。比如，通过接头作用在机翼结构上的发动机载荷、起落架载荷等；

② 分布载荷：载荷分布作用在结构的某一范围内。比如，作用在机体表面的气动载荷等。

飞机外载荷按其作用性质可分为：

① 静载荷：载荷逐渐加到飞机结构上，或者载荷加到结构上以后，它的大小和方向不变或变化很小，这种载荷叫静载荷。比如，飞机停放时起落架承受的载荷；用千斤顶逐渐将飞机顶起，飞机结构承受的载荷都是静载荷；

② 动载荷：载荷突然加到飞机结构上，或者载荷加到结构上以后，它的大小或方向有着明显变化，这种载荷叫动载荷。比如，飞机着陆时起落架受到的地面撞击力；飞机在不平地面上滑跑时，产生颠簸，结构承受地面的作用力都是动载荷。

飞机外载荷按飞机所处状态又可分为：

① 飞行时，作用在飞机上的外载荷；

② 起飞、着陆、地面运动时，作用在飞机上的外载荷。

(2) 飞行中飞机的外载荷及过载

1) 飞行中飞机的外载荷

飞行中，作用在飞机上的外载荷有飞机重力、空气动力和发动机推力。当外载荷形成平衡力系时，飞机进行匀速直线运动，也就是定常飞行；当外载荷不能形成平衡力系时，飞机进行变速运动，也就是非定常飞行。

图 1.1-1 所示为飞机在某一高度上做水平匀速的巡航飞行,作用在飞机上的外载荷有飞机重力 W 、气动升力 L_0 、气动阻力 D_0 和发动机推力 P_0 。我们选取机体坐标系 ($OX_tY_tZ_t$),并将外载荷向坐标系原点——全机重心 O 简化,得到作用在重心处的共点力系和抬头力矩 M_A , 低头力矩 M_B 。

因为飞机在匀速直线飞行,这些外载荷必须满足下列平衡方程:

$$\begin{aligned}\sum X &= 0 & P_0 &= D_0; \\ \sum Y &= 0 & L_0 &= W; \\ \sum M_Z &= 0 & M_A &= M_B.\end{aligned}\quad (1.1-1)$$

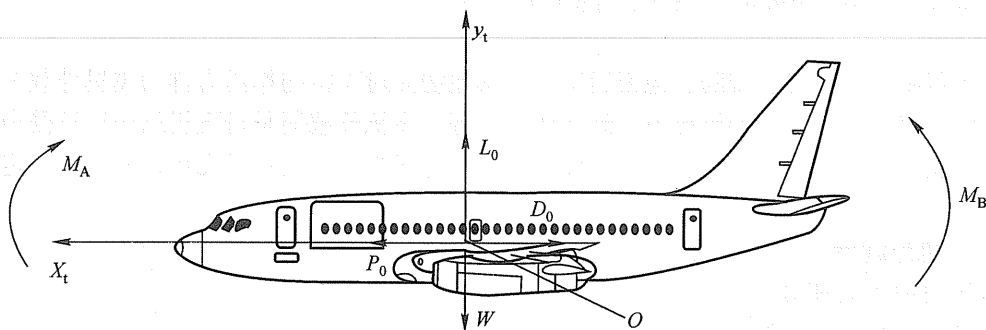


图 1.1-1 水平匀速飞行时,作用在飞机上的外载荷

如果外载荷不满足平衡方程 (1.1-1), 飞机就会做变速运动,速度的大小或方向会发生变化,改变原来的飞行状态。比如: $P > D_0$, 飞机会加速飞行; $L > W$, 飞机会产生向上的曲线飞行; $M_A \neq M_B$, 飞机会抬头或低头,产生绕机体横轴 Z_t 转动的角加速度等。

2) 过载 (载荷系数)

① 过载的定义和物理意义

飞行中,作用在飞机上的外载荷的大小和方向可以用过载 n 来表示。过载分为沿纵轴过载 n_x 、沿立轴过载 n_y 和沿横轴过载 n_z 。在飞行中变化比较大,对飞机结构强度影响比较大的过载是 n_y 。所以一般说“飞机过载”就是指 n_y 。

飞行过载 n_y 的定义是:作用在飞机上的升力 L 和飞机飞行重量 W 之比。即

$$n_y = L/W \quad (1.1-2)$$

飞机过载是代数值,不但有大小而且有正负。过载的大小表示升力是飞机重量的几倍;正负表示升力的方向。比如, $n_y = 3$, 表示飞机升力是飞机重量的 3 倍,正号表示升力指向 Y 轴的正方向。 $n_y = -0.5$, 表示飞机升力是飞机重量的 0.5 倍,负号表示升力指向 Y 轴的负方向。

飞机过载按其产生的原因可分为机动过载和突风过载。随着飞机机动飞行而产生的过载,称为机动过载;由于突风作用,飞机气动力大小变化而产生的过载,称为突风过载。

② 机动过载

当飞机水平飞行时, 因为 $L_0 = W$, 所以 $n_y = L_0/W = 1$; 但当飞机机动飞行时, n_y 会发生较大的变化。例如: 当飞机以滚转角 γ 水平盘旋时, 升力在水平方向的分力为飞机转弯提供向心力, 而在垂直方向的分力与飞机重量平衡, $L \times \cos\gamma = W$, 如图 1.1-2 所示。所以 $n_y = L/W = 1/\cos\gamma$ 。滚转角越大, 过载值越大。当 $\gamma = 30^\circ$ 时, $n_y = 1.15$; $\gamma = 60^\circ$ 时, $n_y = 2$ 。

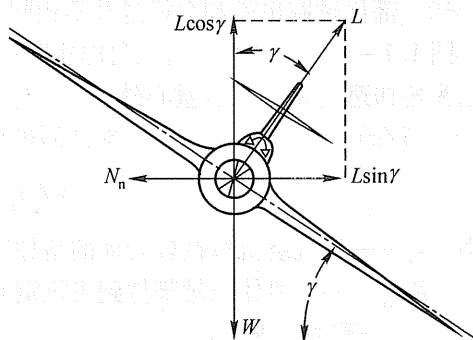


图 1.1-2 机动过载

当驾驶员猛推杆使飞机以较大速度、较小的半径进入俯冲时, n_y 可能为较大的负值; 当将飞机从俯冲中拉起时, n_y 为较大的正值。随着飞机机动飞行而产生的过载 n_y , 称为机动过载。

③ 突风过载

大气中, 空气对流造成的不稳定气流称为突风。从飞机前方或后方吹来, 与飞机飞行方向平行的突风叫水平突风; 从飞机上方或下方吹来, 与飞机飞行方向垂直的突风叫垂直突风。突风会改变气流相对飞机运动速度的大小和方向, 从而改变飞机升力的大小。由于突风作用, 飞机升力大小的变化用突风过载来表示。

对飞机结构受力影响比较大的是垂直突风。垂直突风主要是改变气流相对飞机运动速度的方向 (见图 1.1-3), 从而产生较大的突风过载 n_y 。飞行中, 遇到较强烈的垂直向上的突风, 会产生较大的正过载, 遇到较强烈的垂直向下的突风, 会产生较大的负过载。

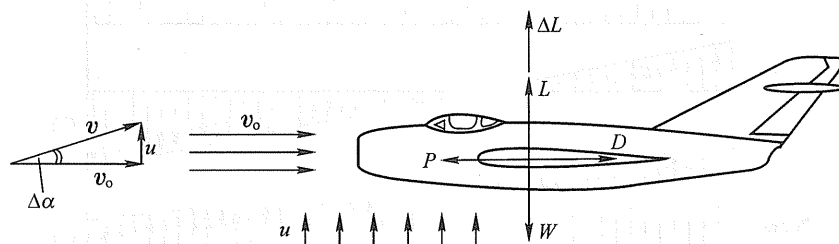


图 1.1-3 垂直突风造成突风过载

④ 部件过载

前面在研究飞机过载时, 根据作用在飞机重心处升力 L 和飞机飞行重量 W 之比得出过载 n_y 值, 这个过载被称为飞机重心过载, 也就是全机过载。知道全机过载 n_y , 就可以知道全机升力的大小和方向。为了研究飞机结构的受力, 单单知道全机的过载是不够的, 还应该了解部件过载。

部件过载是研究飞机不同部位的过载值, 它等于全机过载和附加过载的代数和。 $n_{y\text{部件}} = n_y \pm \Delta n_y$ 。

当飞机进行水平飞行或直线上升、下滑时, 飞机各部位运动的加速度与飞机重心处运动的加速度相同, 此时附加过载 $\Delta n_y = 0$, 部件过载就等于全机过载。当飞机运动有绕重心转

动的角加速度时, 飞机各部位运动的加速度与飞机重心处运动的加速度不同, 此时附加过载 $\Delta n_y \neq 0$, 部件过载也就和全机过载不相同了。

图 1.1-4 示出了当飞机以角加速度抬头转动时, 沿机体纵轴部件过载的分布图。由于有抬头角加速度 ε_z , 飞机重心外各部件相对重心有附加的加速度 $\varepsilon_z \times X_{\text{部件}}$, 产生附加过载 $\Delta n_y = (1/g) \times \varepsilon_z \times X_{\text{部件}}$, 这时部件的过载就等于:

$$n_{y\text{部件}} = n_y + \Delta n_y = n_y + (1/g) \times \varepsilon_z \times X_{\text{部件}}$$

式中: ε_z ——飞机绕机体横轴转动的角加速度;

$X_{\text{部件}}$ ——沿机体纵轴部件到飞机重心的距离;

g ——重力加速度。

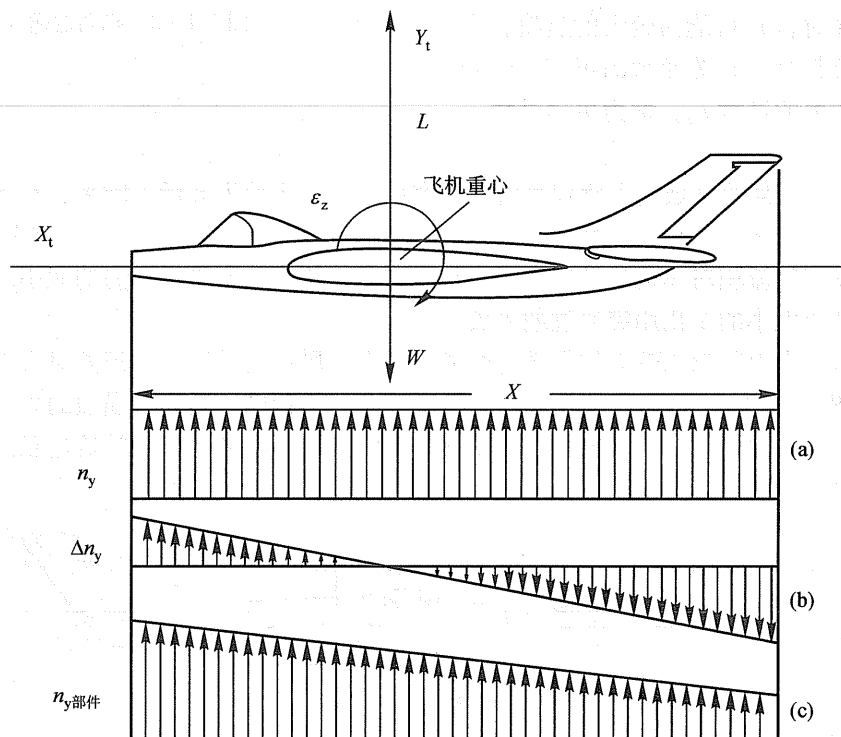


图 1.1-4 部件过载沿飞机纵轴的变化规律

(a) 全机过载; (b) 附加过载; (c) 部件过载

部件的附加过载和飞机转动角加速度及部件沿纵向到飞机重心的距离成正比。对同一架飞机来说, 飞机各部位转动角加速度是相同的, 所以, 距离飞机重心越远, 附加过载就越大, 附加过载沿机体纵轴呈直线分布 (见图 1.1-4 (b))。当飞机抬头转动时, 重心前, 部件的附加加速度向上, 产生的附加过载 Δn_y 为正值, 重心后, 部件的附加加速度向下, 产生的附加过载 Δn_y 为负值, 最后, 部件过载等于全机过载和附加过载的代数和, 得出结果如图 1.1-4 (c) 所示。

当飞机以角加速度 ε_x 绕机体纵轴向右转动时, 得出飞机部件过载分布如图 1.1-5 所示。

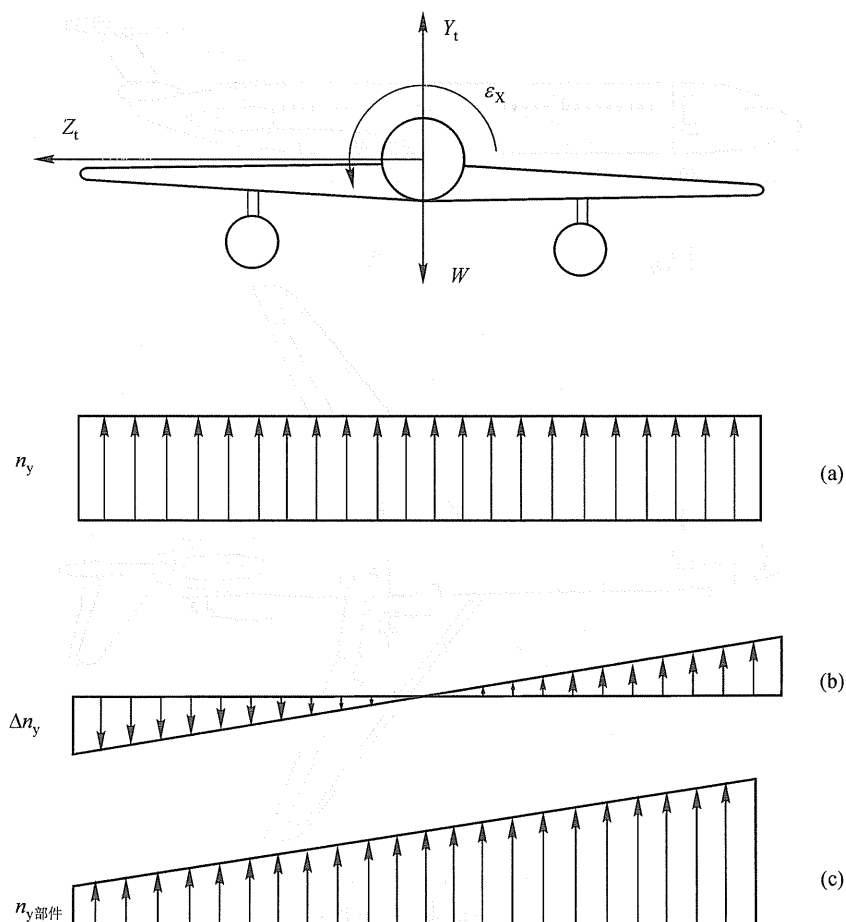


图 1.1-5 部件过载沿横轴变化规律
(a) 全机过载; (b) 附加过载; (c) 部件过载

知道了飞机的部件过载就可以得出整个飞机上质量力的分布情况和飞机上各部件（起落架，发动机等）的安装吊架、接头、紧固件承受的载荷，以便对它们进行受力分析。当飞机转动角加速度过大时，距离飞机重心比较远的部件承受的过载要比全机过载大很多，往往会造成这些部件安装接头、紧固件的局部损坏。

(3) 起飞、着陆、地面运动时，作用在飞机上的外载荷和起落架载荷系数

1) 起飞、着陆、地面运动时，作用在飞机上的外载荷

起飞、着陆、地面运动时，作用在飞机上的外载荷除了空气动力、飞机重力、发动机推力外，还有地面对飞机的作用力。

地面对飞机的作用力通过地面与起落架机轮接触点作用在起落架上，然后通过起落架结构件和起落架与机体结构连接接头的受力传递到机体结构上。这个载荷是飞机在地面上时承受的主要载荷，是对起落架承力构件、起落架与机体结构连接件以及机体结构件进行结构设计和受力分析的重要依据。为了便于研究，将地面作用在起落架上的外载荷分为垂直载荷 P_y 、水平载荷 P_x 和侧向载荷 P_z ，如图 1.1-6 所示。

2) 起落架载荷系数

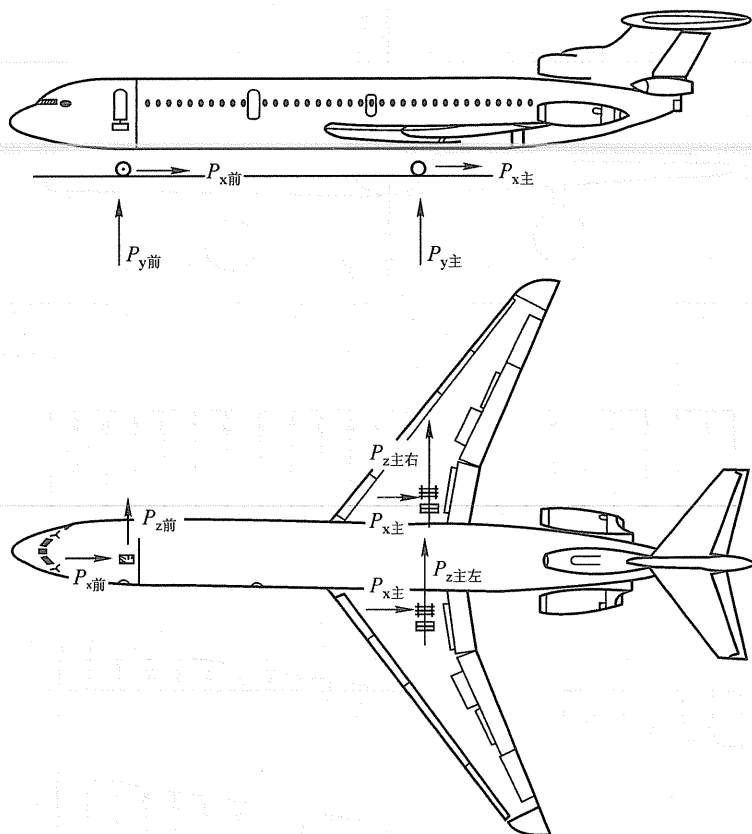


图 1.1-6 作用在飞机上的地面载荷

 P_y —垂直地面的载荷； P_x —平行地面并垂直轮轴的载荷； P_z —平行地面并垂直机轮平面的载荷

以上三种载荷的大小和方向用起落架载荷系数来表示，它们分别等于：

$$n_x = \frac{P_x}{P_0}; n_y = \frac{P_y}{P_0}; n_z = \frac{P_z}{P_0} \quad (1.1-3)$$

式中： n_x 、 n_y 、 n_z ——起落架的水平、垂直、侧向载荷系数；

P_x 、 P_y 、 P_z ——起落架承受的水平、垂直和侧向载荷；

P_0 ——起落架的停机载荷。

3) 垂直载荷、水平载荷和侧向载荷

① 垂直载荷

飞机着陆时，由于向下的运动速度被地面制止，起落架将承受较大的垂直载荷的作用，是垂直载荷较严重的受力情况。

飞机着陆时，垂直地面的运动速度 $V_{\text{下沉}}$ 受到地面制止，而使飞机承受的垂直载荷 $P_{y\text{前}}$ 、 $P_{y\text{主}}$ 的大小取决于飞机着陆重量，接地时垂直地面分速度 $V_{\text{下沉}}$ 和起落架减震器对地面撞击能的吸收特性。而 $V_{\text{下沉}}$ 又和飞机着陆时的飞行速度及飞机下滑轨迹与地面的夹角（接地角）有关。

为了保证飞机着陆安全,飞机着陆重量、飞行速度及接地角等都应在 CCAR-25 部规定的范围内。如果飞机着陆时的着陆重量或飞行速度或接地角超出允许范围,都会使起落架承受过大的垂直载荷,损伤起落架和机体结构的受力构件,这是飞机重着陆的一种情况。出现这种情况后,应对起落架和机体结构有关部件进行检查。

如果起落架油气式减震支柱内充气压力或油液灌充量不正确,使起落架减震性能过软或过硬,也会造成飞机着陆时起落架承受过大的垂直载荷,损伤起落架和机体结构。轮胎、减震器的充气压力或减震器灌充的油量小于规定值,使起落架减震性能过软,也就是在吸收相同的撞击能量时,减震器的压缩行程过长。虽然在飞机正常着陆、滑行时,起落架和机体部分受到的撞击载荷比较小,但当飞机重着陆时,减震器的压缩行程过长会使减震器中的活塞撞到限动装置,使撞击载荷剧烈增加,可能引起起落架和机体部分结构的损坏。轮胎、减震器的充气压力或减震器灌充的油量大于规定值,使起落架减震性能过硬,也就是在吸收相同的撞击能量时,减震器的压缩行程过短。在比较短的压缩行程中吸收掉同样的撞击能量,必然会造成正常着陆时起落架和机体部分受到比较大的撞击载荷,滑行时也要承受较大的颠簸载荷,导致结构件因疲劳而提前破坏;当飞机重着陆时,撞击载荷也会超过规定的最大值,可能引起起落架和机体部分结构的损坏。

② 水平载荷

飞机着陆瞬间,由于机轮惯性或未解除刹车造成机轮静止触地,机轮与地面之间产生摩擦力使机轮开始转动并逐渐加速。使机轮由静止开始转动,并加速到规定地面速度所需要的水平载荷叫机轮起旋载荷,这是起落架受到的一种较大的水平载荷。

另外,起落架在地面滑行刹车时,由于机轮旋转速度与飞机滑跑速度不等,在地面和机轮之间产生摩擦力,也是起落架受到的一种较大的水平载荷。在不平坦地面滑行时,遇到突起地面也会使起落架受到较大的水平载荷。

③ 侧向载荷

当飞机着陆接地或在地面滑行运动时,如果相对地面有侧向运动趋势,在机轮和地面之间必然会产生摩擦力,这个摩擦力平行地面并垂直于机轮平面,是起落架承受的侧向载荷。比如,飞机侧滑着陆或在地面滑行转弯时,都会使起落架受到比较大的侧向载荷的作用。

2. 飞机结构的承载能力

飞机结构的承载能力表现在对飞机的使用限制和飞机结构承载余量两个方面。

(1) 飞机在飞行中的使用限制

为保证飞机飞行安全,在飞行中飞机承受的过载应在 $n_{y使用最大}$ (正限制过载) 和 $n_{y使用最小}$ (负限制过载) 之间;飞行速压 q 应不大于最大允许速压。

$$n_{y使用最小} \leq n_y \leq n_{y使用最大}; q \leq q_{最大最大} \quad (1.1-4)$$

$n_{y使用最大}$ 、 $n_{y使用最小}$ 分别是飞机飞行中预期出现的最大正过载和最大负过载,也称为限制过载。 $q_{最大最大}$ 是飞机飞行中预期出现的最大的速压。

限制了最大使用过载和最小使用过载,也就是限制了飞机在飞行中承受的正升力的最大值和负升力的最大值,保证了飞机的总体载荷不会超过飞机结构的承载能力,从而保证了飞机的总体强度。

CCAR-25 部规定:正限制机动过载不得小于 2.5,不必大于 3.8;负限制机动过载的

绝对值不得小于 1.0。对于大、中型民用飞机来说,突风过载往往比机动过载更加严重。这时,突风过载就是确定飞机结构强度的重要依据。CCAR-25 部规定了飞机在平飞时可能遇到的垂直突风速度的确定方法和突风过载的计算公式,以确定突风过载的大小。一般突风过载范围约为 $+2.5 \sim -1.5$ 。

只限制飞机的过载对于保证飞机结构的强度来说还是不够的。由升力的公式 ($L = C_L \times (1/2) \rho V^2 \times S$) 我们可以看到,要达到同样升力 L 值,可以采取不同的飞行姿态,比如大速度、小迎角飞行,或小速度、大迎角飞行。虽然达到同样的升力,但机翼表面气动力分布却不相同。从图 1.1-7 中可以看到,当以大速度、小迎角飞行时,机翼上、下表面吸力都很大(见图 1.1-7 (b))。如果飞行速度过大,机翼蒙皮在局部气动力的作用下会产生明显的鼓胀,甚至会使蒙皮与骨架连接铆钉拉坏,蒙皮撕裂,造成飞行事故。所以,单单限制飞机的过载并不能将作用在机体表面的局部气动力限制在允许范围内,以保证机体表面蒙皮不发生局部破坏。因此,为了保证机体的局部强度,还必须限制飞机的最大飞行速度,使 $q \leq q_{\text{最大最大}}$ 。

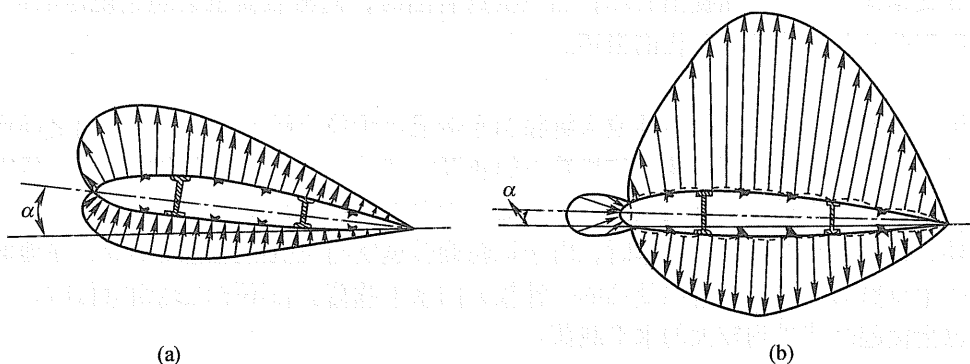


图 1.1-7 在不同飞行姿态下,机翼表面气动力的分布

(a) 小速度、大迎角飞行; (b) 大速度、小迎角飞行

飞机的最大允许速压 $q_{\text{最大最大}}$ 主要是根据飞机在完成飞行任务的过程中必须具有的速度性能来确定。在飞机平飞加速高度上,飞行需用推力和发动机可用推力的关系确定的最大平飞速度对应的速压 $q_{\text{最大}}$,称为使用限制速压。考虑到飞机进行俯冲时,可以获得比最大平飞速度还要大的速度,所以飞机在俯冲终了容许获得的速度叫最大允许速度 $V_{\text{最大最大}}$,对应的速压叫最大允许速压 $q_{\text{最大最大}}$ 。

$$q_{\text{最大最大}} = \frac{1}{2} \rho V_{\text{最大最大}}^2$$

一般飞机的最大允许速压为使用限制速压的 1.2 倍。

最大使用过载、最小使用过载和最大允许速压都是在开始设计飞机时,必须按照飞机使用要求确定的重要技术数据。最大使用过载和最小使用过载是对飞机结构进行总体强度设计的主要依据,最大允许速压是对飞机结构局部强度进行设计的依据。一旦飞机投入使用,这些条件又成为对飞机飞行中的使用限制。

根据飞机在飞行中的使用限制条件,可以将飞行中可能出现的空速和过载系数的各种组

合情况用速度—过载飞行包线表示出来。所谓速度—过载飞行包线就是分别以空速和过载系数为横坐标和纵坐标,根据飞行使用限制条件(最大过载、最小过载、最大速度、最小速度等)画出的一条封闭的曲线,形成飞机飞行的限制范围。载荷系数取机动过载的飞行包线就是机动包线;载荷系数取突风过载的飞行包线就是突风包线。飞行包线上的任何一点所代表的空速和载荷系数的组合都可能在飞行中出现。CCAR-25 部适航标准中给出了运输类飞机的机动包线和突风包线(见图 1.1-8 和 1.1-9),并规定:飞机设计制造商必须保证在给出的包线边界上和边界内的空速和过载系数的任意组合,飞机均必须满足强度要求。所以,飞机在飞行包线规定的范围内飞行,才能保证飞机的安全。

在机动包线上边界线的 A 、 D 点和突风包线上边界线的 B' 、 C' 、 D' 点,载荷系数达到正限制载荷系数,飞机承受的气动升力为正的最大值,所以,这些点代表了飞机结构总体强度的正向严重受载情况;在机动包线下边界线的 H 、 F 点和突风包线下边界线的 G' 、 F' 、 E' 点,载荷系数达到负限制载荷系数,飞机承受的气动升力为负的最大值。所以,这些点代表了飞机结构总体强度的负向严重受载情况;而在机动包线右边界线的 D_2 、 D_1 、 E 点和突风包线右边界线的 D' 、 E' 点,飞机的飞行空速达到最大值。所以,这些点代表了飞机结构局部强度的严重受载情况。

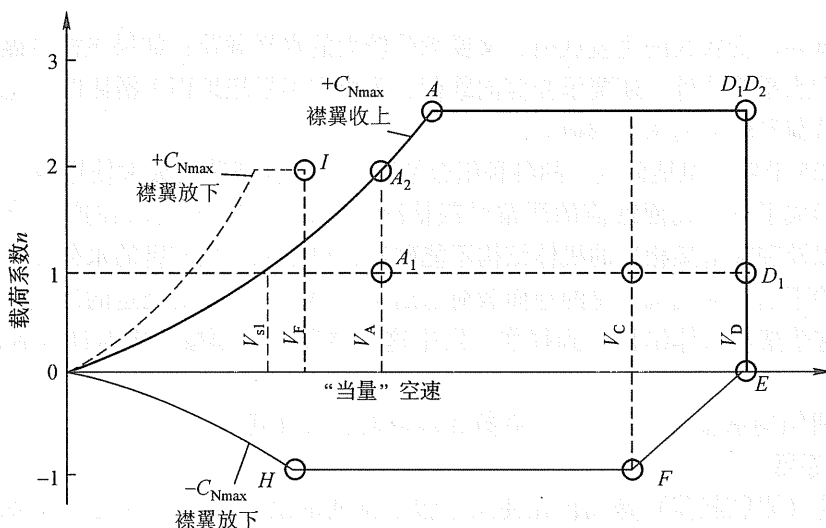
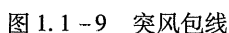


图 1.1-8 机动包线

如果飞机在飞行中承受的过载值 n_y 超过了限制过载,也就是飞机的过载值 n_y 达到了飞行包线上限以上或下限以下,或者是飞机的飞行速度过快,使速压 q 超过了最大允许速压,也就是飞机的飞行空速达到了飞行包线右边界线的右边,这时都会使飞机结构承受超过预期出现的最大使用载荷(限制载荷)的总体载荷或局部载荷,使飞机结构的受力构件受到损伤。所以在出现了这些情况之后必须对飞机结构进行检查,以保证飞机的飞行安全。

(2) 飞机在地面上的使用限制

飞机起飞、着陆或在地面运动时,要承受地面的垂直载荷、水平载荷和侧向载荷,这些载荷分别等于相应的载荷系数和停机载荷的乘积。但在实际情况中,飞机起飞、着陆或在地面运动时承受的地面载荷很少是单一的某种载荷,大多是几种载荷的组合。比如,飞机着陆



CCAR-25 部对飞机地面载荷的各种组合情况以及各种载荷的最大使用载荷系数做了具体的规定,形成了飞机地面载荷的严重受载情况。CCAR-25 部要求在这些严重受载情况下,起落架以及和起落架相连的机体结构不能破坏,也不能产生有害的永久变形。但如果由于使用或维护不当,使飞机承受的地面载荷超出了 CCAR-25 部所规定的严重受载情况的范围,将会使起落架和机体结构受到损伤。发生这种情况后必须按要求对涉及到的结构进行检查。

1) 安全系数

$$f = P_{\text{设计}} / P_{\text{使用}} \quad (1.1-5)$$

2) 剩余强度系数

在各种受载情况的设计载荷作用下,飞机结构主要受力构件的计算应力(正应力 $\sigma_{\text{设计}}$ 、

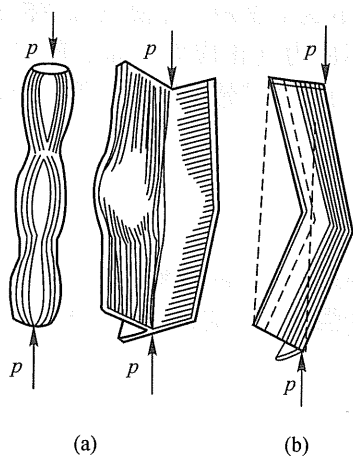


图 1.1-10 受压杆件失稳形式
(a) 局部失稳; (b) 总体失稳

总体失稳;另一种是杆件轴线保持直线,组成杆件的薄壁产生了皱折,这种失稳被称为局部失稳。不论发生哪种形式的失稳,杆件都不能继续承载了。机体蒙皮受剪时,剪应力大于临界应力也会使蒙皮发生剪切失稳,产生方向大约与框架成 45 度的皱折,见图 1.1-11。由蒙皮和桁条组成的壁板受压时,压应力大于临界应力也会造成壁板受压失稳,使壁板沿载荷垂直方向皱折而损坏。

结构一旦失去稳定性承受的载荷就不能再增加,结构的刚度降低,结构在载荷作用下变形加大,所以对于主要受力结构是不允许出现失稳现象的。

(4) 结构的疲劳性能

结构在疲劳载荷作用下抵抗破坏的能力叫做结构的疲劳性能。飞机结构在使用过程中承受的载荷不仅有静载荷,还有随时间变化的疲劳载荷。长期疲劳载荷的作用会使结

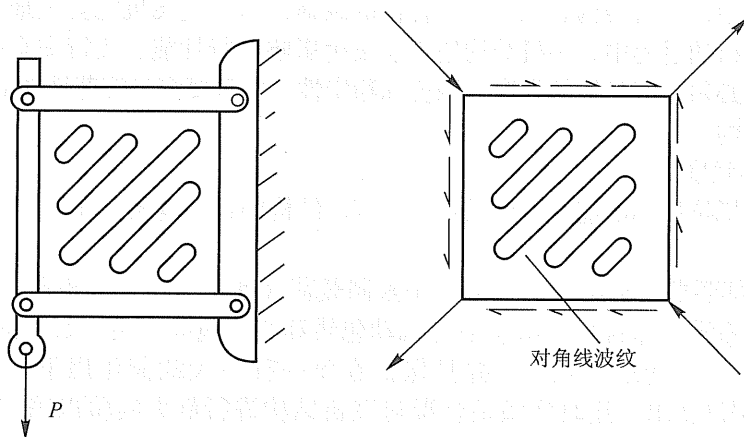


图 1.1-11 蒙皮剪切失稳

构受到疲劳损伤,产生疲劳裂纹,最后导致裂纹的失稳扩展和结构灾难性破坏。

CCAR-25 部中规定必须表明飞机结构符合“结构的损伤容限和疲劳评定的要求”。规定中要求飞机在整个使用寿命期间将避免由于疲劳、腐蚀或意外损伤引起的灾难性破坏。对可能引起灾难性破坏的每一结构部分(机翼、尾翼、操纵面及其系统、机身、发动机架、起落架以及上述各部分有关的主要连接)必须进行损伤容限(破损安全)评定和损伤容限(离散源)评定。对于损伤容限不适用的某些特定结构必须进行疲劳(安全寿命)评定。对于涡轮喷气飞机,可能引起灾难性破坏的部分还要进行声疲劳强度评定。

飞机结构是否合适航性要求不仅和飞机的设计制造有关,也和飞机的使用维护有关。一架结构合适航性要求的飞机投入使用后,飞机的使用维护条件就对飞机结构的适航性起到了决定性的作用。在飞机的使用维护过程中,应严格按照生产厂家提供的各种技术资料和要求进行,避免由于对飞机操纵不当使飞机结构受到意外的损伤,避免在维护中造成机械损伤:碰伤、擦伤、划伤,避免使用环境造成的腐蚀等,以保证飞机结构的延续适航性。

剪应力 $\tau_{\text{设计}}$) 与该构件破坏应力之间会有一定的差别, 为表示这个差别, 并使飞机结构有一定的剩余强度, 引入剩余强度系数这一概念。构件的破坏应力 (正应力 $\sigma_{\text{破坏}}$ 、剪应力 $\tau_{\text{破坏}}$) 与它在某受载情况设计载荷作用下的计算应力之比称为在此受载情况下该构件的剩余强度系数 η 。

$$\eta = \sigma_{\text{破坏}} / \sigma_{\text{设计}}, \quad \eta = \tau_{\text{破坏}} / \tau_{\text{设计}} \quad (1.1-6)$$

一般剩余强度系数 η 应为大于 1 的数, 它表示了飞机结构强度的实际富裕程度。对于按照某种受载情况设计的主要受力构件, 在该受载情况下的剩余强度系数应该略微大于 1, 说明该构件重量既轻又符合安全要求。

1.1.2 飞机结构适航性要求和结构分类

1. 飞机结构的适航性要求

在飞行过程中, 飞机结构要承受各种各样的载荷, 为了使飞机能安全地完成飞行任务, 在承受和传递载荷的过程中, 飞机结构绝不能发生影响飞行性能、飞行安全的损坏和变形, 所以, 飞机结构必须具有足够的强度、刚度和稳定性, 并且要满足疲劳性能的要求, 这样飞机结构才是适航的。

(1) 结构的强度

结构受力时抵抗损坏的能力叫做结构的强度。结构的强度越大, 表示它开始破坏时所承受的载荷越大。

CCAR-25 部要求飞机结构的强度要用限制载荷 (使用载荷) 和极限载荷 (限制载荷乘以规定的安全系数) 来确定。必须研究机动包线和突风包线上足够数量的点, 以保证获得飞机结构每一部分的最大载荷, 并且保证在每一种最大载荷作用下飞机结构都符合 CCAR-25 部的强度要求。用真实载荷情况对飞机结构进行静力实验以确定飞机结构强度时, 飞机结构必须能够承受极限载荷至少 3 s 而不破坏。

(2) 结构的刚度

结构受力时抵抗变形的能力叫做结构的刚度。结构的刚度越大, 在一定的载荷作用下产生的变形量越小。

飞机结构在各种载荷作用下产生的变形对飞机的飞行性能和飞行安全有着至关重要的影响。变形过大会改变飞机的气动外形, 使飞机的气动性能变坏。还可能引起机体颤振、操纵面反效、操纵系统卡滞等现象, 给飞行安全带来隐患。

CCAR-25 部规定飞机结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下, 变形不得妨害安全飞行。

(3) 结构的稳定性

结构在载荷作用下保持原平衡状态的能力叫做结构的稳定性。如果在载荷作用下, 尽管此载荷在结构中引起的应力远小于破坏应力, 结构已不能保持原平衡姿态与载荷抗衡, 就认为结构失去了稳定性, 也简称为失稳。

飞机结构中的细长杆件 (起落架撑杆、襟翼滑轨撑杆等) 和薄壁杆件 (桁条、梁缘条等) 受压时, 当压应力大于失稳临界应力会产生失稳现象, 见图 1.1-10。杆件受压失稳有两种破坏形式: 一种是杆件轴线变弯, 杆件不能保持直杆形状与载荷平衡, 这种失稳被称为

2. 飞机结构件的分类

根据结构件失效后对飞机安全性造成的后果, 结构件可划分为重要结构项目和一般结构项目 (或其他结构项目)。

重要结构项目是指一旦损坏, 会破坏飞机结构的完整性, 而且会危及飞机的安全性, 例如, 机翼、尾翼、操纵面及其系统、机身、发动机架、起落架以及上述各部分有关的主要连接构件等。一般结构项目是指不包括在重要结构项目内的部件或组件, 例如机身与机翼连接部位的整流蒙皮等。

1.1.3 飞机结构受力分析的基本概念

1. 载荷作用下的变形

结构件在载荷作用下, 其尺寸和形状的改变叫做变形。变形形式基本有 5 种: 拉伸、压缩、剪切、扭转和弯曲 (见图 1.1-12)。

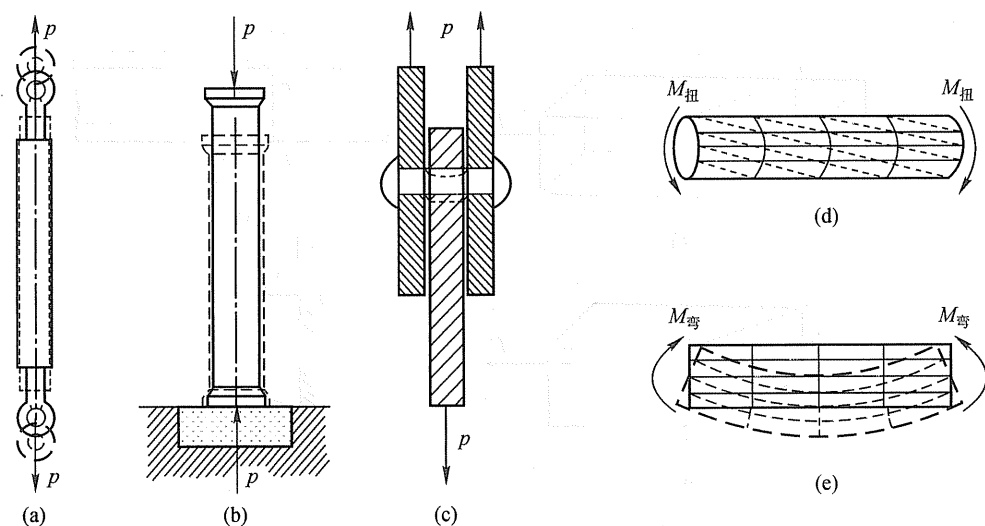


图 1.1-12 5 种基本变形

(a) 拉伸变形; (b) 压缩变形; (c) 剪切变形; (d) 扭转变形; (e) 弯曲变形

2. 内力

当构件在载荷作用下发生变形时, 构件材料分子之间会产生反抗变形, 力图使其恢复原形的力, 这就是内力。内力与引起内力的外载荷大小相等、方向相反。对应变形的 5 种形式, 内力的基本形式有: 拉力、压力、剪力、弯矩和扭矩。

3. 应力和应变

在载荷作用下, 结构件截面单位面积上的内力叫做应力。如果内力是均匀分布的, 则应力等于截面上的内力除以截面面积。应力的基本形式有: 拉应力、压应力和剪应力。

(1) 正应力和正应变

正应力是拉应力和压应力的统称。正应力是垂直于所取截面的应力, 即应力矢量沿截面的法向方向, 用符号 σ 表示, 如图 1.1-13 (b) 所示。正应力矢量方向由截面向外指, 代

表的是拉应力，一般用 $+\sigma$ 表示，拉应力是构件材料分子之间反抗被拉伸而产生的应力。正应力矢量方向由外指向截面，代表的是压应力，一般用 $-\sigma$ 表示，压应力是构件材料分子之间反抗被压缩而产生的应力。它们的单位都是 N/m^2 (Pa)。

对应正应力的应变称为正应变，用字母 ε 来表示。正应变是结构件在拉伸（或压缩）变形中产生的伸长量 ΔL （或压缩量）和结构件原来长度 L 之比： $\varepsilon = \Delta L/L$ ，也就是单位长度的伸长（或压缩）量。

(2) 剪应力和剪应变

剪应力是平行于所取截面应力，即应力的矢量沿截面的切向方向，用符号 τ 表示，如图 1.1-13 (b) 所示。剪应力是构件材料分子之间反抗被剪切错动而产生的应力，它的单位也是 N/m^2 (Pa)。

对应剪应力的应变称为剪应变，用字母 γ 来表示。剪应变是两个剪切面在剪切变形中产生的错动量 ΔS 和两剪切面距离 h 之比： $\gamma = \Delta S/h$ ，也就是两个剪切面互相错动的角度，如图 1.1-14 所示。

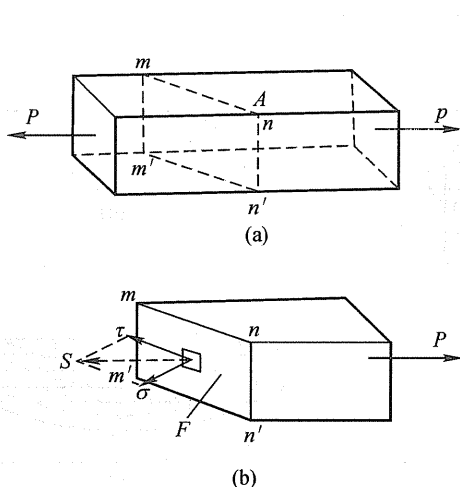


图 1.1-13 应力的概念

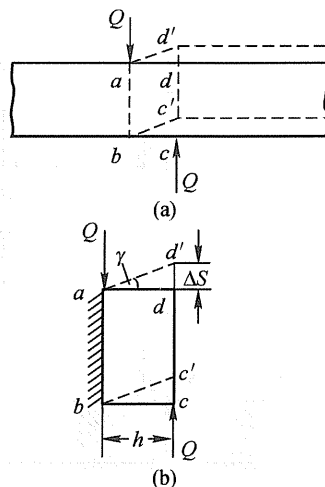


图 1.1-14 剪应变

4. 剪力和弯矩

使结构件两个相距很近的截面发生相对移动错动的变形叫剪切变形，反抗剪切变形的内力叫剪力，用字母 Q 来表示，如图 1.1-15 (a) 所示。使结构件轴线曲率发生变化的变形叫弯曲变形，反抗弯曲变形的内力叫弯矩，用字母 M 来表示，如图 1.1-15 (b) 所示。

在弯矩作用下，梁的截面上要产生拉、压正应力。在图 1.1-16 中的弯矩作用下，梁构件上部的材料被压缩，产生压应力；下部的材料被拉伸，产生拉应力。在被拉伸和被压缩的材料之间，必定有一层既不缩短也不伸长的材料，这一层就叫做中性层，中性层与梁横截面的交线叫中性轴。从图 1.1-16 (c) 中梁截面上正应力的分布情况可以看到：离中性轴越远的地方，正应力越大，中性层的正应力等于零。由此可知，承受弯矩作用时，结构件中离中性层越远的材料起的作用越大，中性层的材料不起作用。

在剪力作用下，梁的截面上要产生剪应力。从图 1.1-17 可以看到，剪应力在中性轴处最大。图 1.1-17 (b) 所示为由上下缘条和腹板组成的工字梁，腹板反抗剪切变形能力最

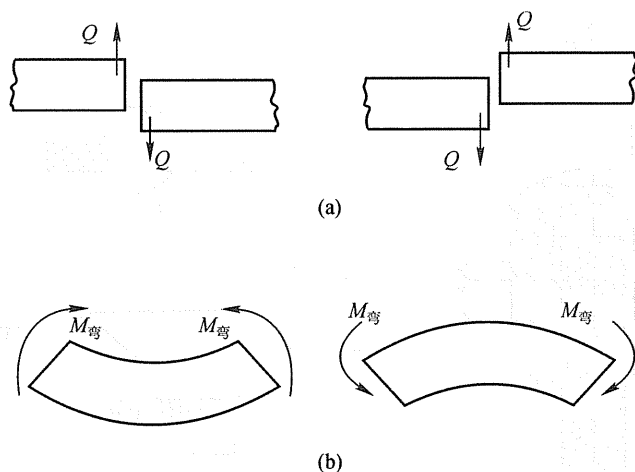


图 1.1-15 剪力和弯矩

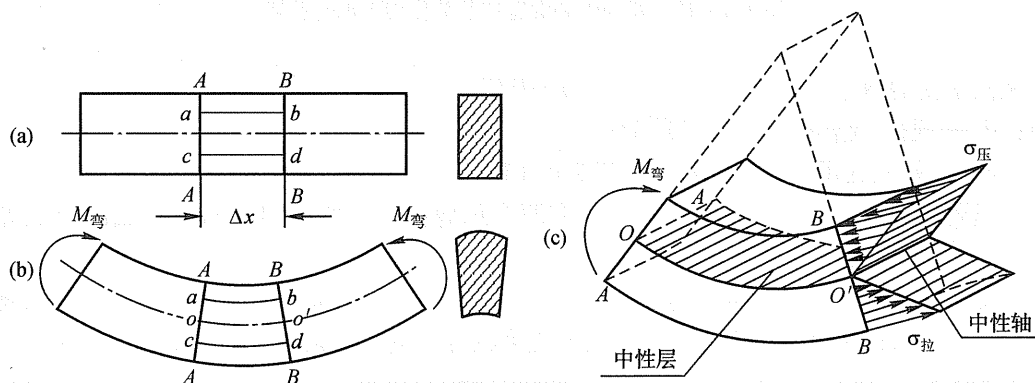


图 1.1-16 梁截面上正应力的分布

强，腹板上的剪应力很大，而且比较均匀。所以，对于由上下缘条和腹板组成的工字梁来说，剪力主要由腹板来承担，剪力在腹板中产生的剪应力近似等于剪力除以腹板截面面积。

飞机结构在承受载荷过程中，发生剪切、弯曲变形，承受剪力和弯矩的部件很多，比如：图 1.1-18 所示为飞机结构紧固件螺栓、铆钉和焊缝在载荷作用下发生的剪切变形。图 1.1-19 所示为机翼在载荷作用下发生的弯曲变形。

铆钉承受的剪应力 $\tau = P/F$

式中： P ——通过铆钉受剪传递的载荷；

F ——铆钉的承剪截面面积，等于 $(1/4)\pi D^2$ ， D 是铆钉的直径。

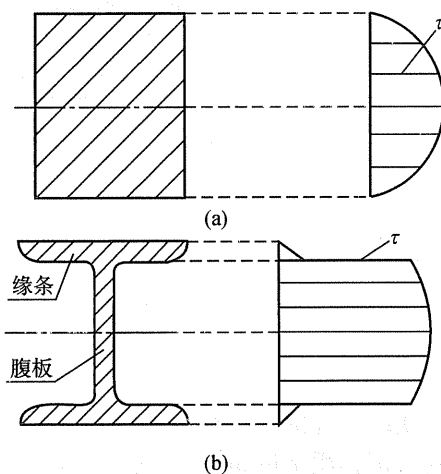


图 1.1-17 梁截面上剪应力的分布

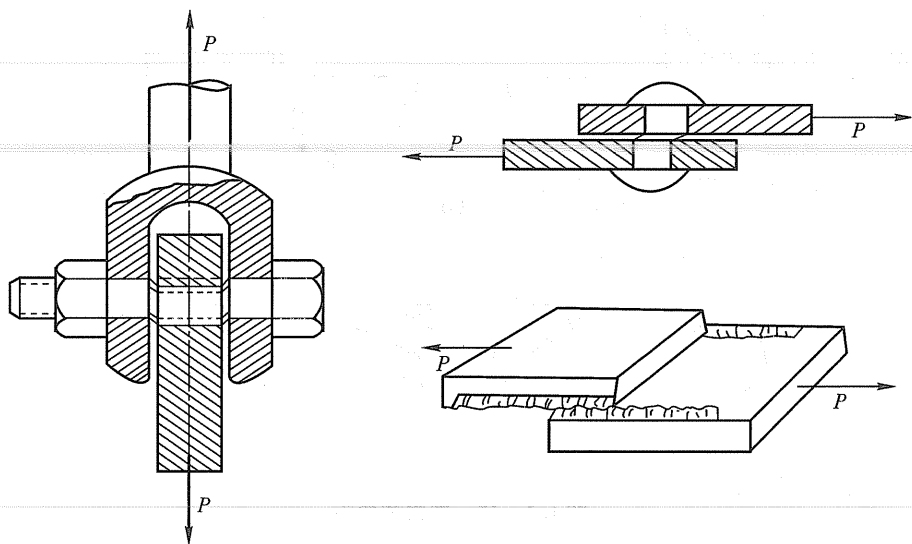


图 1.1-18 紧固件和焊缝在载荷作用下承受剪切

螺栓承受的剪应力

$$\tau = P/F$$

式中： P ——通过螺栓受剪传递的载荷；

F ——螺栓的承剪截面面积，等于 $2 \times (1/4) \pi D^2$ ， D 是螺栓的直径。

这里要注意：图 1.1-18 中所示螺栓有两个承剪截面，所以螺栓的承剪截面面积等于 $(1/4) \pi D^2$ 的两倍。

在图 1.1-19 示出的弯矩作用下，机翼上表面受压，上表面受力构件蒙皮、桁条和翼梁缘条承受压应力；机翼下表面受拉，下表面受力构件蒙皮、桁条和翼梁缘条承受拉应力。

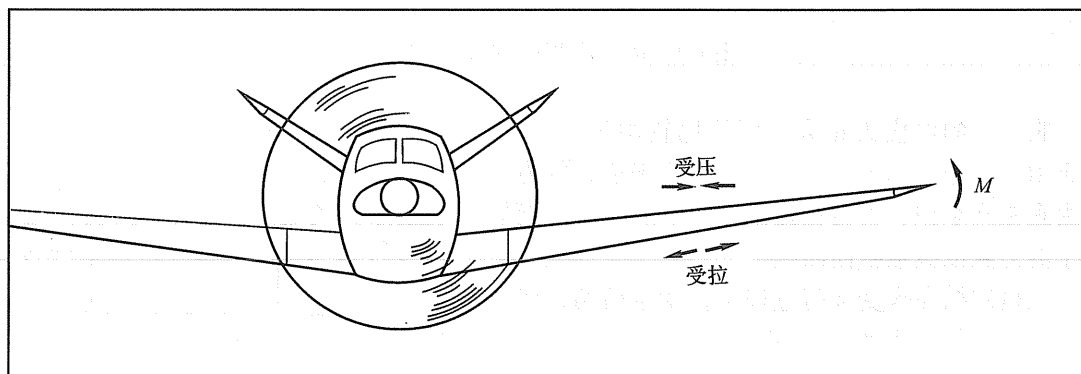


图 1.1-19 机翼在气动力作用下产生弯曲变形

5. 扭矩

使结构件两个相距很近的截面发生相对转动错开的变形叫扭转变形，反抗扭转变形的内力叫扭矩，用字母 $M_{\text{扭}}$ 来表示。从图 1.1-20 可以看到，当圆轴发生扭转变形时，由于轴各截面之间的相对转动，使相邻截面之间错动而产生剪切变形，轴的横截面上产生剪应力。由扭转引起的剪应力叫做扭转剪应力。扭转剪应力在截面边缘处达到最大（见图 1.1-21）。

由此可知, 承受扭矩作用时, 截面边缘处的材料起的作用最大。

在飞机结构承受载荷过程中, 发生扭转变形, 承受扭矩作用的部件也很多, 比如: 从图 1.1-22 可以看到在起落架垂直载荷、水平载荷作用下, 机翼截面承受的扭矩; 在垂直尾翼气动力的作用下, 后机身截面承受的扭矩。

在图 1.1-22 (a) 中, 机翼承受的扭矩为

$$M_{\text{扭}} = P_{\text{垂直}} \times h_1 - P_{\text{水平}} \times h_2$$

式中: $P_{\text{垂直}}$ 、 $P_{\text{水平}}$ ——起落架的垂直载荷和水平载荷;

h_1 、 h_2 ——垂直载荷和水平载荷到机翼刚心的距离。

在图 1.1-22 (b) 中, 后机身承受的扭矩

$$M_{\text{扭}} = P \times h$$

式中: P ——垂直尾翼的侧向载荷;

h ——侧向载荷 P 到机身刚心的距离。

机翼 (机身) 的刚心是一个由机翼 (机身) 截面几何特性确定位置的点。沿纵向将各截面的刚心连

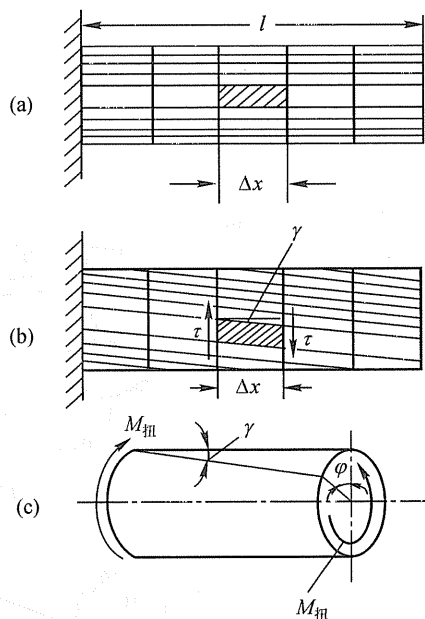


图 1.1-20 扭转变形产生的剪切变形和剪应力

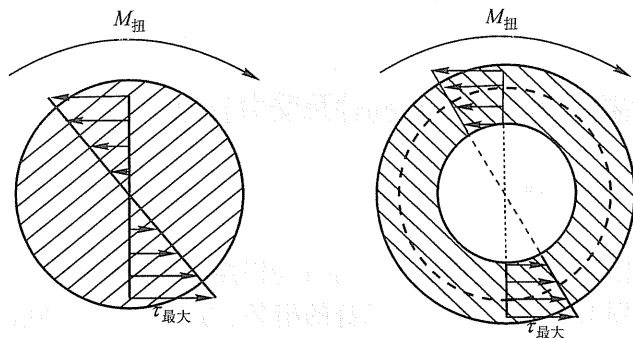


图 1.1-21 扭转剪应力

接起来叫做机翼 (机身) 的刚轴。在结构受力和变形中, 刚轴的特点是: 通过刚轴的外载荷只能使机翼 (机身) 产生弯曲变形, 而不发生扭转; 不通过刚轴的载荷会对机翼 (机身) 产生扭矩, 使机翼 (机身) 扭转变形, 扭矩的大小等于载荷乘以载荷到刚轴的距离; 机翼 (机身) 扭转变形时绕刚轴转动, 刚轴不发生位移。

由于起落架与地面接触点到机翼刚轴的距离比较远, 飞机的地面载荷将对机翼产生比较大的扭矩, 使机翼的结构强度受到考验。由于垂直尾翼侧向载荷作用点到机身刚轴的距离比较远, 垂直尾翼的侧向载荷也会使飞机的后机身受到比较大的扭矩。

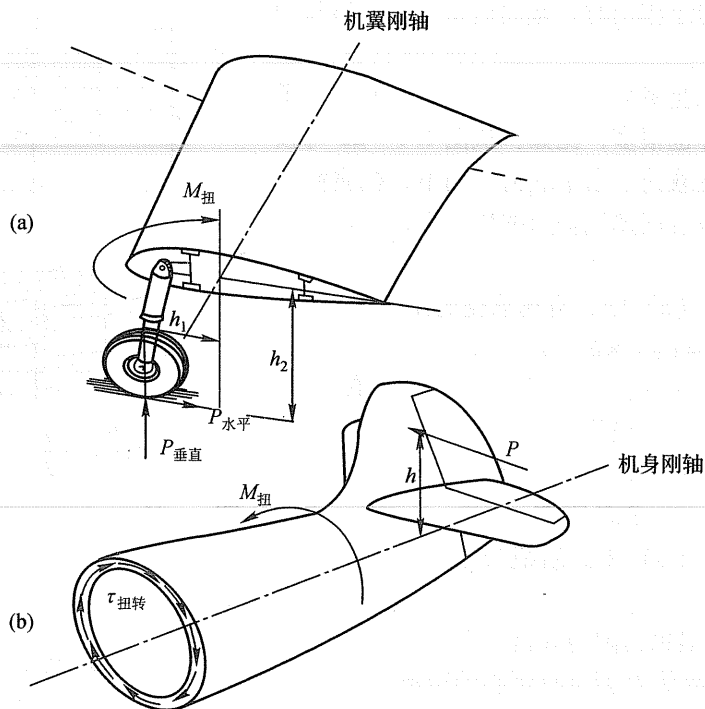


图 1.1-22 机翼和机身承受的扭矩

(a) 起落架载荷在机翼结构中引起的扭矩；(b) 垂直尾翼气动力在后机身结构中引起的扭矩

1.1.4 飞机结构基本元件、结构件及受力特点

1. 结构基本元件及受力特点

(1) 杆件

与横截面尺寸相比长度尺寸比较大的元件称为杆件。在飞机结构中，起落架受力构架中的撑杆、阻力杆（见图 1.1-23）、机翼机身的桁条、翼梁的缘条和腹板上的支柱（见图 1.1-24 和图 1.1-27）等都属于杆件。因为杆件的抗弯能力很弱，所以认为此类元件承受的载荷主要是沿杆件轴线作用的力，并在力的作用下产生拉伸或压缩变形和拉应力或压应力。

(2) 梁元件

飞机结构中的梁元件基本上有两种类型：一种梁元件的外形与杆件相似，但它具有比较强的弯曲或扭转强度（闭合剖面的杆件），可以承受垂直梁轴线方向载荷的作用。图 1.1-23 中所示的起落架减震支柱就是这类元件。在载荷的作用下，梁元件会产生剪切弯曲和扭转变形，同时产生剪应力、弯曲正应力和扭转剪应力。另一种梁元件是由上下缘条和腹板组成的，具有比较强的剪切弯曲强度，承受腹板平面内载荷的作用，产生剪切和弯曲变形。梁缘条承受弯曲产生的拉压正应力的作用，腹板则承受剪切产生的剪应力的作用。图 1.1-24 中所示的缘条和腹板组成的机翼大梁、翼肋就属于这种梁元件。

(3) 板件

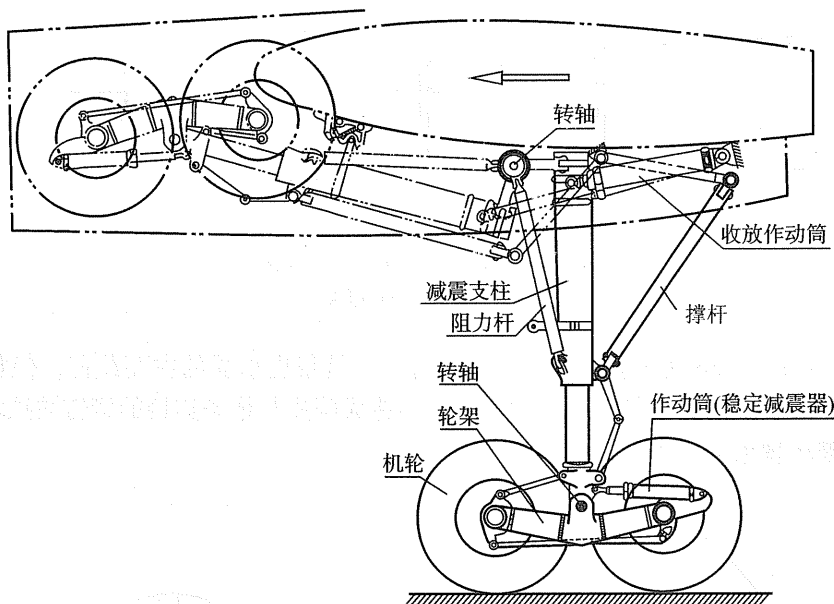


图 1.1-23 组成起落架的基本元件

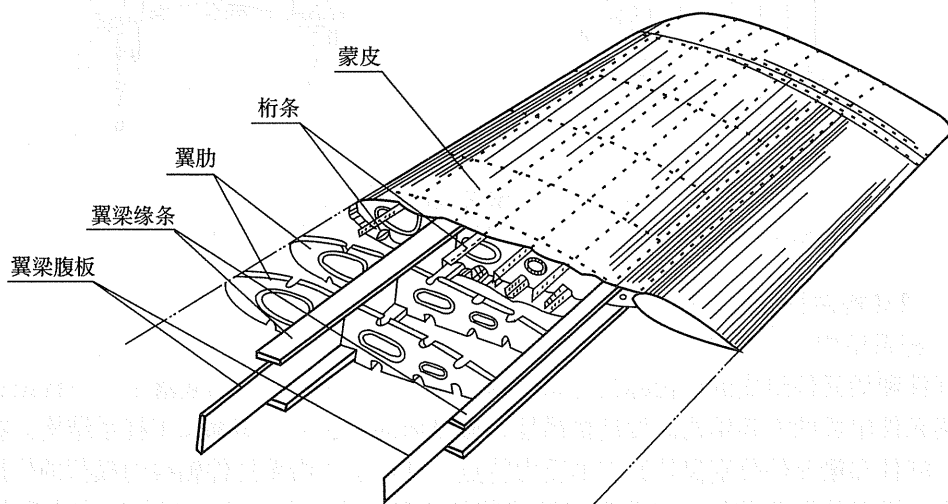


图 1.1-24 组成机翼结构的基本元件

厚度远小于平面内另外两个尺寸的元件称为板件。在飞机结构中，蒙皮、翼梁和翼肋的腹板等都属于板件（见图 1.1-24）。板件承受板平面内分布载荷的能力较强，厚度比较小的薄板承受拉压的能力比较弱，可以忽略不计，但承受剪切的能力比较强，在载荷作用下只承受剪应力（见图 1.1-25（a））；厚度比较大的板件，承受拉压和剪切的能力都比较强，在载荷作用下，承受正应力和剪应力（见图 1.1-25（b））。

在局部的气动载荷作用下，飞机蒙皮也要承受垂直板平面的分布气动载荷的作用，此时，蒙皮会产生拉应力（对较薄、曲率较大的蒙皮）或剪切弯曲应力（对较厚、曲率较小

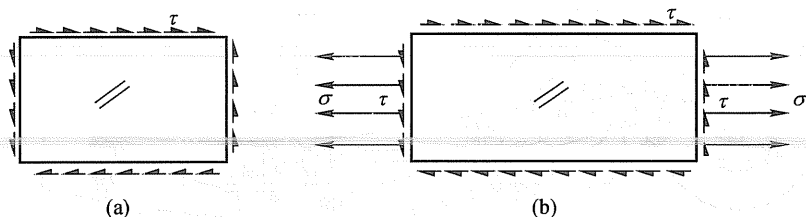


图 1.1-25 板元件的受力情况

(a) 薄板; (b) 厚板

的蒙皮), 如图 1.1-26 所示。分布的气动载荷并不是蒙皮承受的主要载荷, 但如果由于飞行速度过快, 蒙皮上的分布气动载荷过大, 也会造成蒙皮与桁条连接的铆钉被拉坏、蒙皮被撕裂等局部破坏现象的发生。

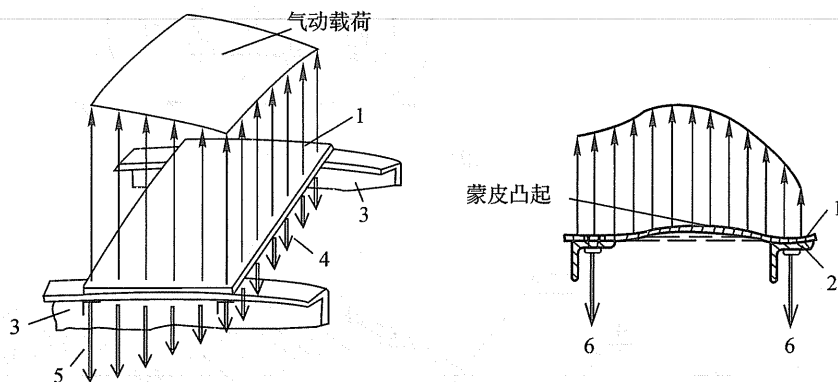


图 1.1-26 蒙皮承受气动载荷

1—蒙皮; 2—桁条; 3—翼肋; 4—长桁支反力; 5—翼肋支反力; 6—铆钉承受的拉力

2. 飞机结构件及受力特点

(1) 杆系结构

由杆件和梁元件组成的结构称为杆系结构。图 1.1-23 中所示的起落架受力构架就是由杆件和梁元件组成的杆系结构。发动机吊挂、操纵面的安装支架等都属于杆系结构。在杆系结构中, 杆件和梁元件分别保持原有的受力特点: 杆件承受沿着杆件轴线的载荷的作用, 产生正应力; 梁元件承受剪切、弯曲和扭转载荷的作用, 产生剪应力、弯曲正应力和扭转剪应力。

(2) 平面薄壁结构

平面薄壁结构是由同一平面内的杆件和板件组成的结构。用缘条和腹板组成的机翼大梁和翼肋 (见图 1.1-27)、机身的隔框 (见图 1.1-28) 等都属于这类结构。

平面薄壁结构主要承受结构平面内载荷的作用。结构中的杆件和板件仍保持原有的受力特点: 载荷在杆件内产生正应力, 在板件中产生剪应力。从图 1.1-27 中可以看到机翼大梁承受大梁平面内剪力和弯矩的作用, 弯矩在杆件—梁缘条内产生拉压正应力; 剪力在板件—大梁腹板内产生剪应力。

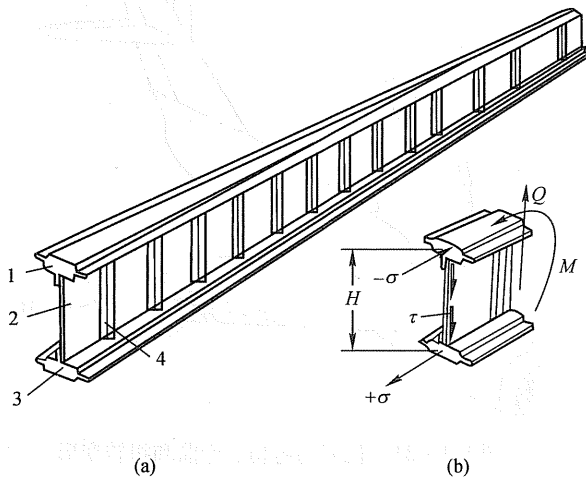


图 1.1-27 机翼大梁

1—大梁上缘条；2—大梁腹板；3—大梁下缘条；4—支柱

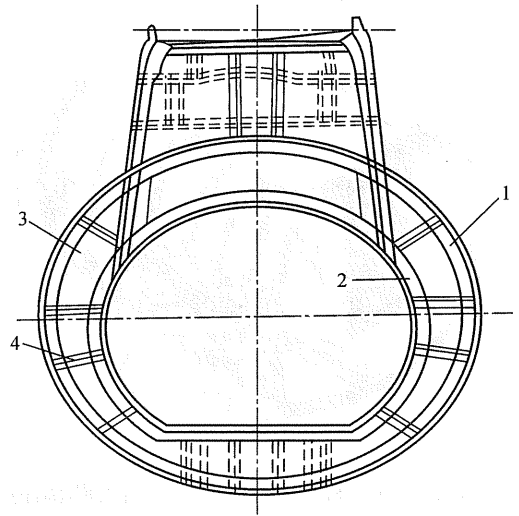


图 1.1-28 机身隔框

1—外缘条；2—内缘条；3—腹板；4—支柱

(3) 空间薄壁结构

空间薄壁结构是由不在同一平面内的杆件和板件组成的空间结构。机翼、机身和尾翼等都属于这类结构，如图 1.1-29 和 1.1-30 所示。

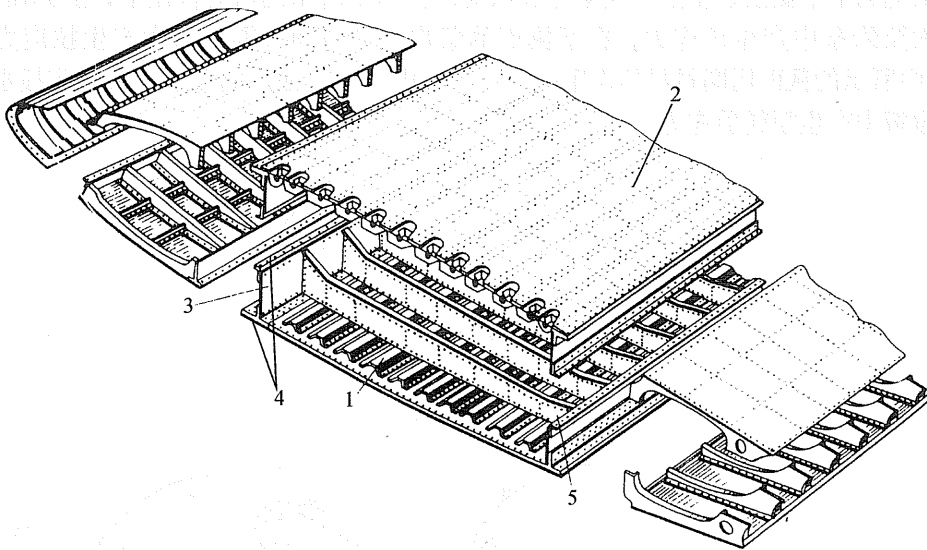


图 1.1-29 机翼结构形式——空间薄壁结构

1—桁条；2—蒙皮；3—梁腹板；4—梁缘条；5—翼肋

在载荷作用下，机翼和机身就像互相支持的悬臂梁，载荷在结构中引起变形——剪切、弯曲和扭转，并产生内力——剪力、弯矩和扭矩。图 1.1-31 所示为支持在机身上的机翼在气动载荷作用下产生了剪切、弯曲和扭转变形的情况。

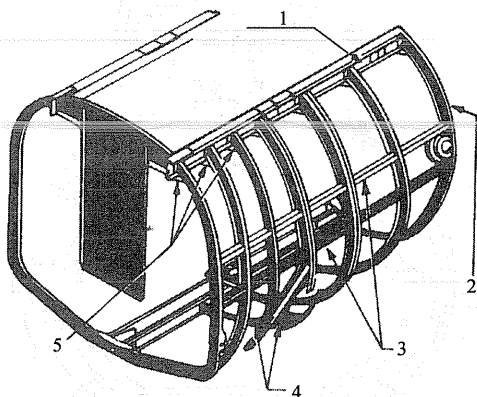


图 1.1-30 机身结构形式——空间薄壁结构

1—大梁；2—隔框；3—桁条；4—框架；5—连接角片

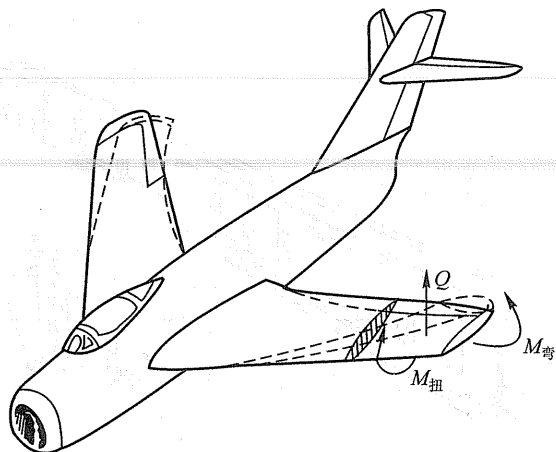


图 1.1-31 机翼的剪切、弯曲和扭转变形

在载荷作用下，空间薄壁结构中的板件和杆件也都保持原有的受力特点：板件承受板平面内的正应力和剪应力的作用，杆件只承受正应力的作用。

从图 1.1-32 可以看到组成机翼的各个元件——蒙皮、桁条、大梁缘条和腹板在承受剪力、弯矩和扭矩时所起的作用。机翼大梁腹板的作用和图 1.1-17 (b) 中所示的工字梁腹板的作用一样，所以剪力主要由大梁腹板承受，在腹板内产生剪应力；弯矩由距离机翼剖面中性轴最远的上下蒙皮、桁条和大梁缘条承受，在图中所示的弯矩作用下，上翼面的蒙皮、桁条和大梁缘条中产生压应力，在下翼面的蒙皮、桁条和大梁缘条中产生拉应力。和图 1.1-21 中所示的截面周围材料的作用一样，扭矩由机翼剖面周围蒙皮和大梁腹板承受，在蒙皮和腹板中产生扭转剪应力。

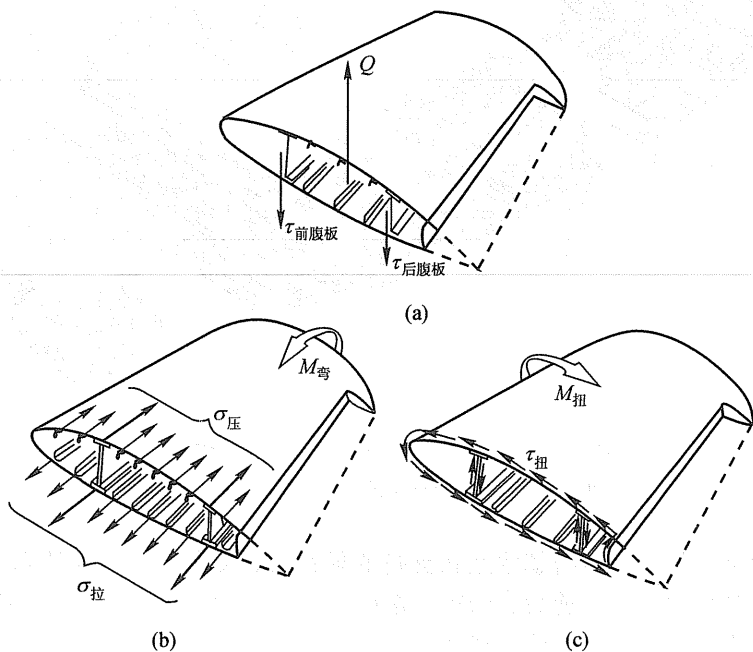


图 1.1-32 机翼各元件在承载中的作用

图 1.1-33 所示为后机身在垂直尾翼侧向载荷作用下, 结构发生剪切、弯曲和扭转变形, 承受剪力、弯矩和扭矩的作用。在剪力作用下, 机身上下两块蒙皮就像是机翼的大梁腹板, 承受剪力引起的剪应力; 机身左右两块蒙皮和桁条就像是机翼的上下蒙皮、桁条和梁缘条, 承受弯矩引起的拉、压正应力; 机身周圈蒙皮也就像机翼的周圈蒙皮和大梁腹板, 承受扭矩引起的剪应力。

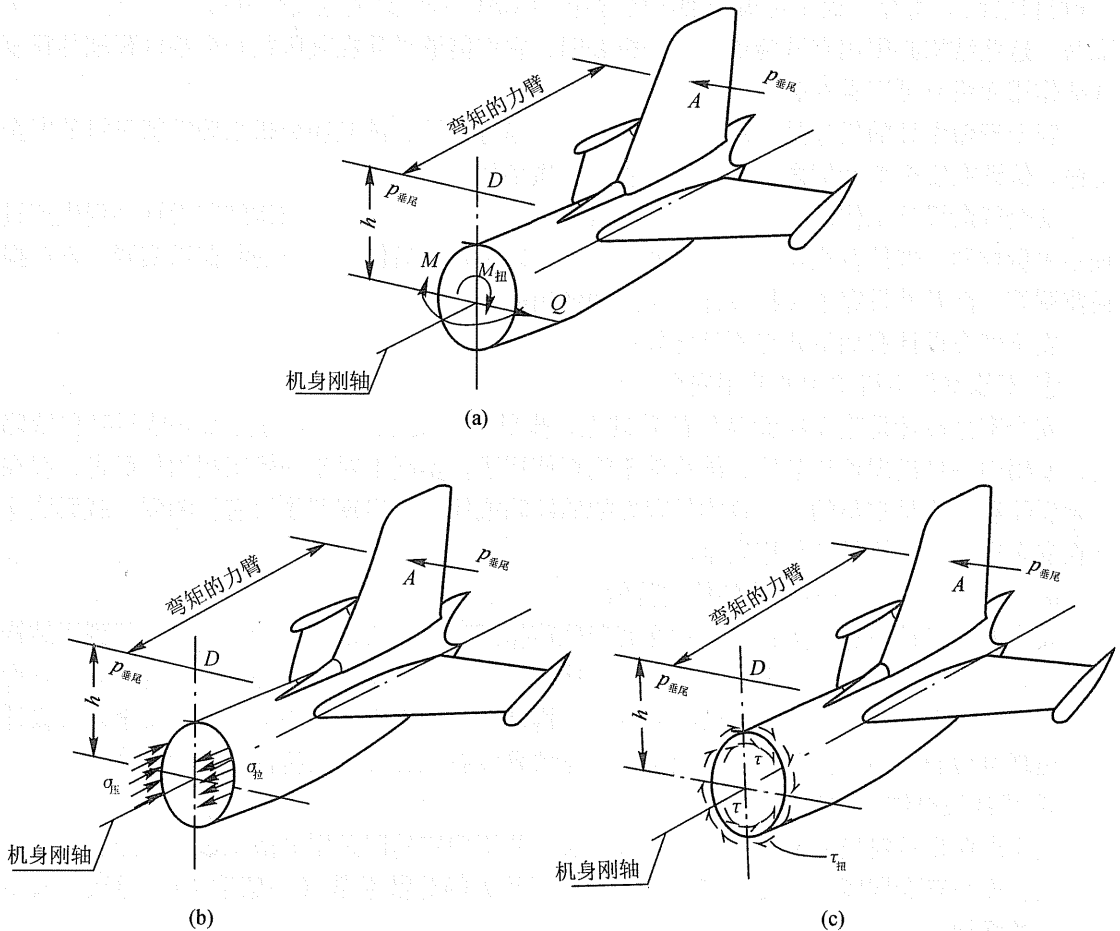


图 1.1-33 在垂直尾翼的侧向载荷作用下, 后机身承受的应力

(a) 侧向载荷在后机身结构中引起的内力; (b) 后机身承受的弯曲正应力; (c) 后机身承受的剪应力

1.1.5 飞机结构疲劳设计

飞行中飞机结构承受的载荷不仅具有静载荷的特点, 而且还具有随时间变化的疲劳载荷的特点。例如, 飞机起飞—飞行—着陆为一个循环, 承受地—空—地周期循环载荷; 气密座舱增压载荷也是周期性循环载荷。而在飞行中承受的突风载荷、机动载荷, 着陆时撞击载荷、地面滑行载荷等又是载荷大小和出现次数都随机分布的随机载荷。因此, 为了保证飞机飞行的安全, 单单考虑飞机机体结构的静强度和刚度是不够的, 还要考虑飞机机体结构的抗

疲劳性能。

1. 安全寿命设计思想

安全寿命设计是建立在无裂纹的基础上,当结构在疲劳载荷作用下出现宏观的可检裂纹时,就到了结构的安全寿命终点了。也就是说,一架机体结构不存在缺陷的新飞机从投入使用到出现可检裂纹这一段时间就是飞机结构的安全寿命。所以安全寿命设计只考虑无裂纹(即可检裂纹)寿命,而不考虑带裂纹的寿命。CCAR-25 部规定安全寿命(疲劳)评定标准为:这些结构必须用有试验依据的分析表明,它们能够承受在其服役寿命期内预期的重复载荷作用而没有可察觉的裂纹。

安全寿命设计的任务是:用数理统计方法,通过设计、试验和分析来确定新飞机的安全寿命,保证在安全寿命期内,发生疲劳破坏的概率最小。

安全寿命设计工作从一开始设计的材料选择、应力水平控制、结构细节设计,到生产过程中质量控制、部件及全尺寸飞机的疲劳试验,以及在最后使用阶段的载荷谱实测、寿命损耗监测等,涉及并贯穿了飞机设计、生产和使用的全过程。

安全寿命设计有如下几点不足之处:

① 不能确保飞机结构的使用安全

安全寿命设计是建立在无裂纹的基础上,也就是认为投入使用的新飞机是不存在缺陷的,使用中一旦出现可检裂纹,结构就不能再使用了。实际上对于一般工程构件而言,存在初始裂纹和缺陷是难免的。一旦构件存在初始缺陷或使用中出现裂纹没有检测到,就无法保证在安全寿命内结构件的使用安全。

② 不能充分发挥飞机结构的使用价值

安全寿命设计思想认为:当结构在疲劳载荷作用下出现宏观的可检裂纹时,就到了结构的安全寿命终点了。实际上,当结构件在使用中出现可检裂纹时,仍具有一定的剩余强度和剩余寿命。在某些情况下,裂纹扩展寿命在构件总寿命中占有相当的比例。安全寿命设计认为出现可检裂纹的构件就不能使用了,这显然是没有充分发挥结构件的使用价值。

③ 导致飞机结构重量的增加

安全寿命设计对疲劳破坏固有的分散性及一些不确定的因素用分散系数来考虑。为了保证飞机在安全寿命期间内的使用安全,往往采用较大的分散系数(一般取4),导致飞机结构重量的增加。

④ 不能制定对飞机进行科学而经济的维修方案

安全寿命设计不考虑裂纹扩展寿命,所以对裂纹扩展情况并不进行深入研究,也就无法制定对飞机进行科学而经济维修的维修方案。

尽管有以上几点不足,但安全寿命设计已在飞机寿命设计中使用了几十年,经验丰富,特别是其中有关改善结构疲劳品质的设计方法、生产中强化质量控制的方法都被实践证明是成功和有效的,也都被后来的结构疲劳设计方法所借鉴和使用。

2. 破损安全设计思想

破损安全是指部件中的一个构件发生破坏之后,其他残存结构件仍能继续承担 CCAR-25 部关于破损安全评定中所规定的各种状态下的载荷,以防止飞机的破坏,或造成飞机刚度的降低过多而影响飞机的正常使用。这也就是说,这种设计思想允许飞机结构有破损,但必须保证飞机的使用安全。

破损安全设计思想可看作损伤容限设计思想的“雏型”，至今仍是后者的一个组成部分。

3. 损伤容限设计

损伤容限设计概念是承认结构在使用前就带有初始缺陷，并认为由初始缺陷到形成临界裂纹的裂纹扩展寿命即是结构的总寿命。所以它不考虑无裂纹寿命，只考虑带裂纹寿命。

损伤容限设计思想是：承认结构在使用前就带有初始缺陷，但必须把这些缺陷在规定的未修使用期内的增长控制在一定的范围内，使结构满足规定的剩余强度要求，以保证飞机的安全性和可靠性。

损伤容限设计方法是：承认结构在使用前就带有初始缺陷，并通过结构设计和试验研究控制裂纹的扩展，对可检结构给出检查周期，对不可检结构提出严格的剩余强度要求和裂纹增长限制，以保证结构在给定的使用寿命内，不致因未发现的初始缺陷扩展失控而造成飞机的灾难性事故。由此可见，在损伤容限设计中，无论是可检构件还是不可检构件都可以带着裂纹工作，只要裂纹在控制范围内。所以，损伤容限除了通过结构设计和试验研究裂纹扩展规律，控制裂纹扩展速率外，还有一个很重要的工作是使带有允许裂纹的结构满足规定的剩余强度要求，以保证飞机结构的安全性和可靠性。

(1) 有关损伤容限的专业名词

1) 损伤容限

结构在规定的未修使用周期内，抵抗由于缺陷、裂纹或其他损伤造成的破坏的能力。也可以说是在保证结构安全可靠地工作到下次检查的条件下，允许结构存在的缺陷和损伤。

2) 裂纹扩展寿命

在设计应力谱作用下，由初始裂纹扩展到临界裂纹时所得的寿命。

3) 剩余强度

含裂纹结构的承载能力。结构件的剩余强度会随裂纹尺寸的增加而减少。

4) 损伤容限载荷

在规定的未修使用最小周期内，为了保证飞机飞行安全和飞行性能，带有损伤的飞机结构必须能承受的载荷。

(2) 损伤容限结构分类

损伤容限设计的结构应该是缓慢裂纹扩展结构或破损安全结构，或者是这两种类型的结合。

1) 缓慢裂纹扩展结构

这种结构应被设计成初始损伤以稳定、缓慢的速率扩展，以保证在规定的检查周期内，在使用载荷作用下，结构内的初始缺陷或裂纹不至于扩展到临界裂纹的尺寸。这种结构要求材料的裂纹扩展速率较低，而且要通过质量控制使结构件可能存在的初始缺陷尺寸小于通过试验和分析所确定的初始缺陷值。

通过选用裂纹扩展速率低的结构材料和控制结构件上初始缺陷的尺寸，使其初始缺陷扩展到临界裂纹尺寸的寿命（分散系数为2）大于规定的检修周期，来确保飞机飞行安全。

2) 破损安全结构

破损安全结构又分为破损安全多路传力结构和破损安全止裂结构。

① 破损安全多路传力结构：具有两条或两条以上的传力路线，当一条传力路线由于其

中某一构件破坏而中断时,要求的破损安全载荷仍可通过其他传力路线传递过去。比如,机身隔框在内外两根缘条之间增加一根角材,形成三根缘条。当一根缘条破坏时,其余两根缘条仍能受载——分别承受拉、压正应力,将弯矩传递过去(见图 1.1-34 (a))。机翼的上下壁板由机翼大梁缘条和整体壁板铆接而成,机翼弯曲产生的正应力由大梁缘条和整体壁板一起承担。如果大梁缘条由于裂纹扩展而失效,整体壁板仍可以承受正应力将弯矩传递过去(见图 1.1-34 (b))。

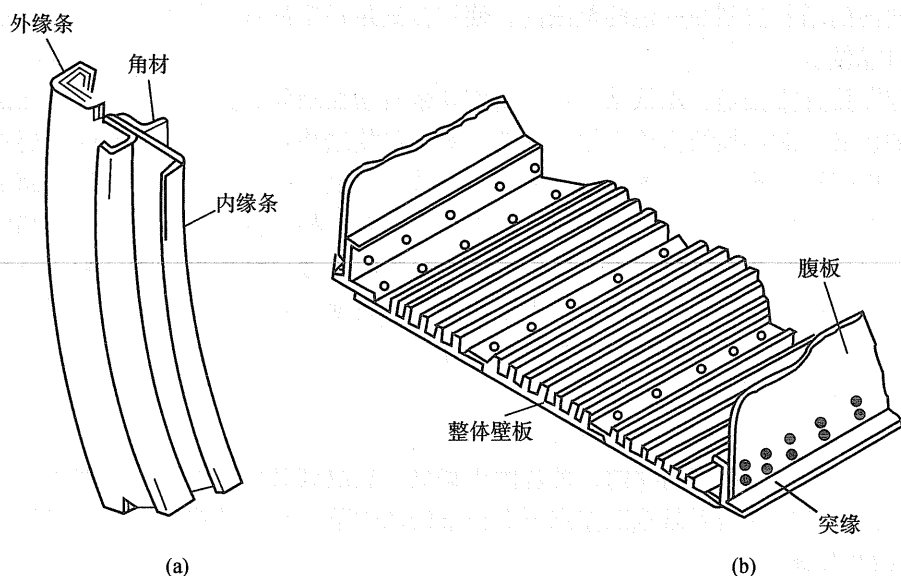


图 1.1-34 破损安全结构

② 破损安全止裂结构:通过止裂带、止裂孔、蒙皮分块、开止裂缝等使已产生的裂纹停留在所设计的止裂区内,不再向前发展。保证飞机在规定的检修周期内,在使用载荷/环境作用下安全飞行(见图 1.1-35)。

损伤容限设计方法是对传统设计方法的补充和发展。它避免由于构件存在初始缺陷或出现裂纹被漏检而引起的飞行安全事故,同时又对结构件上的裂纹扩展进行研究,科学地制定出对飞机结构进行检修的周期。所以,与安全寿命设计相比,它是一种比较安全、合理和经济的方法。

4. 耐久性设计

飞机结构的耐久性是指飞机结构在规定的经济寿命期间内,抵抗疲劳开裂、腐蚀、热退化、剥离、磨损和外来物偶然损伤作用的一种固有能力和能力。经济寿命是由执行耐久性试验计划的结果所表示的工作寿命,当被试验的结构出现遍布损伤,要修理不经济,不修理又影响结构使用功能时,则认为结构已达到经济寿命。

耐久性设计概念是针对飞机研制成本和生产成本以及使用维修费用的急剧增加而提出的一种结构设计思想。这种结构设计思想认为飞机结构在使用前就存在许多微小的初始缺陷(尺寸在 1 mm 以下的单条或成群出现的较小裂纹),结构在载荷/环境作用下逐渐形成了一定长度和一定数量的裂纹和损伤群,此时结构必须进行修理(称为经济修理),否则继续扩展下去将会造成结构功能损伤或维修费用剧增影响到飞机的备用性。这种经济修理可以进行

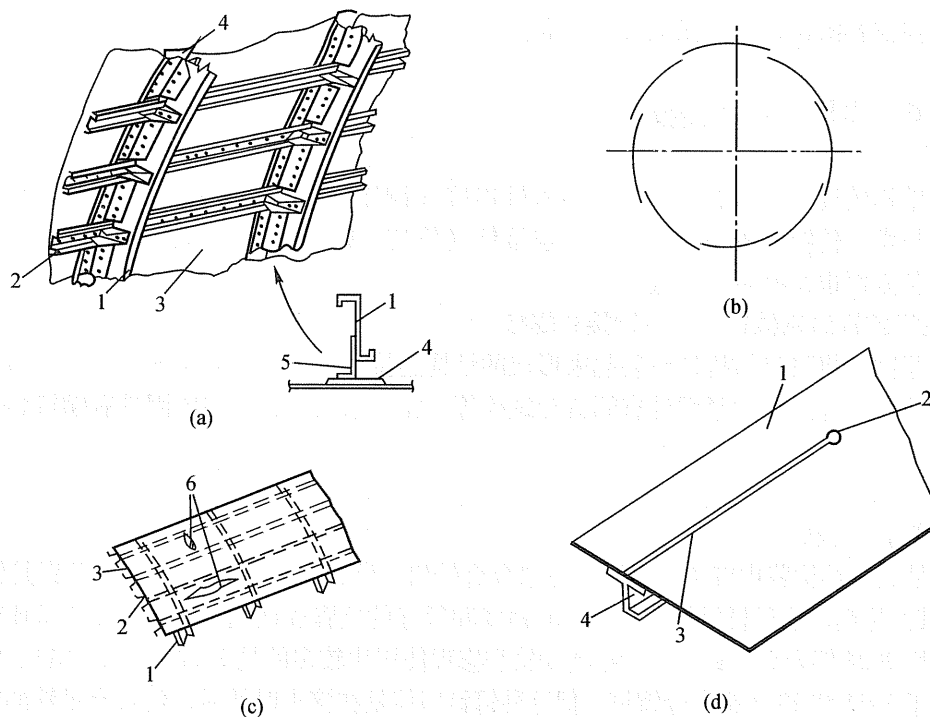


图 1.1-35 破损安全止裂结构

(a)、(c) 止裂带止裂：1—隔框；2—桁条；3—蒙皮；4—止裂带；5—补偿连接片；6—裂纹

(b) 蒙皮分块止裂

(d) 开止裂缝止裂：1—蒙皮；2—止裂孔；3—止裂缝；4—桁条

若干次，直到满足使用寿命要求。

耐久性设计目标是通过合理选择材料、工艺、控制应力水平、设计细节、检查及防护，以满足经济修理要求和降低使用维护费用，提高飞机的备用性、寿命和可靠性。

耐久性设计的基本要求是：

① 飞机结构经济寿命必须超过一个设计使用寿命（见图 1.1-36）；

② 在低于一个设计使用寿命期内不允许出现功能性损伤（如刚度降低、操纵效率下降、座舱减压和油箱漏油）；

③ 飞机经济寿命必须通过分析和试验验证。

飞机结构的耐久性设计可以取代安全寿命

设计，并和损伤容限设计科学地结合起来，形成飞机结构的耐久性加损伤容限的设计思想。这种设计思想是要保证飞机结构在整个使用寿命期内，不会因疲劳、腐蚀和意外损伤而造成灾难性破坏，并且使结构具有良好的寿命特性和维修的经济性。它是用耐久性概念确定经济

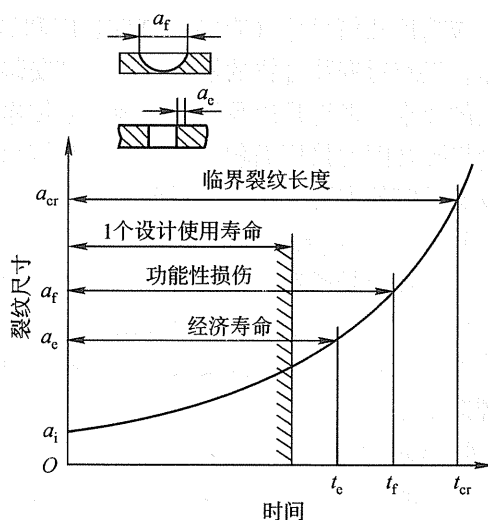


图 1.1-36 经济寿命和设计使用寿命的关系

寿命,用损伤容限设计概念保证飞行安全。

1.1.6 飞机结构连接技术

飞机结构的连接技术有比较传统的机械连接(铆接、螺接)和焊接,还有新的发展较快的胶接技术。传统的机械连接技术在连接件(铆钉、螺栓)的结构形式、制作材料和安装工艺等各方面也都有新的改进。

1. 飞机结构的机械连接——铆接和螺接

通过紧固件将飞机结构件组装起来形成的结构连接可分为可拆卸型连接和永久型连接两大类。完成可拆卸连接的紧固件有螺钉和螺栓等;完成永久型连接的紧固件有铆钉和高锁螺栓等。

(1) 铆接

1) 铆钉的材料

进行钛合金结构蒙皮铆接应选用蒙乃尔合金铆钉。蒙乃尔合金的主要合金元素是镍(约68%),其次是铜。这种材料具有比较高的强度和很好的抗腐蚀性能。对于强度要求比较高的部位应选用2024铝合金铆钉。一般结构铆接和修理使用比较多的是2117铝合金铆钉。它的强度虽然低于2024和2017铝合金铆钉,但这种铆钉即使是在淬火时效后,仍具有足够的塑性完成对铆钉的铆打。所以,它的热处理已在制造厂完成,铆接前无须再进行热处理,使用非常方便,适合用于外场修理,也称为外场铆钉。另外,2117铝合金具有较高的抗蚀能力,能与很多类型的金属一起使用。因此,这种铆钉在飞机结构上得到广泛的应用。目前采用较多的新材料铆钉是钛合金(Ti-Nb)铆钉和双金属(Ti-Nb Ti-6Al-4V)铆钉。

2) 铆钉的安装质量

应选用几何尺寸(直径、钉杆长度和钉头型式等)符合要求的铆钉,实施正确的安装操作,以获得安装合格的铆钉。对铆钉安装质量的要求主要是形成合格的墩头和满足孔中填充量的要求。铆钉是以承受剪切为主来传递载荷的紧固件,孔中填充量达不到要求会减小钉杆和钉孔之间的挤压面积,大大减小铆钉承受剪切时的挤压强度。采用先进的自动钻铆技术可以使铆钉的安装质量得到保证。

3) 采用干涉配合和湿安装

干涉配合是指钉杆直径大于孔径的一种过盈配合。现代民用飞机上大多数铆钉连接都采用干涉配合。干涉量适当的干涉配合可以提高疲劳强度。铆钉采用湿安装可以达到密封的目的,也可以防腐。所谓湿安装是指在铆接前先将铆钉或钉孔涂密封胶,然后再进行铆接的一种铆接工艺。

4) 铆接形成的连接形式

常见的铆接形式有对接、搭接和角接,如图1.1-37所示。

(2) 螺栓

螺栓主要用来承受和传递较大的集中载荷。在传递载荷的过程中,有的螺栓以承受拉伸为主,有的螺栓以承受剪切为主,还有的既承受拉伸也承受剪切。

1) 采用干涉配合

对于以承受剪切为主来传递载荷的传剪螺栓来说,螺杆和螺栓孔之间要采用紧配合,以

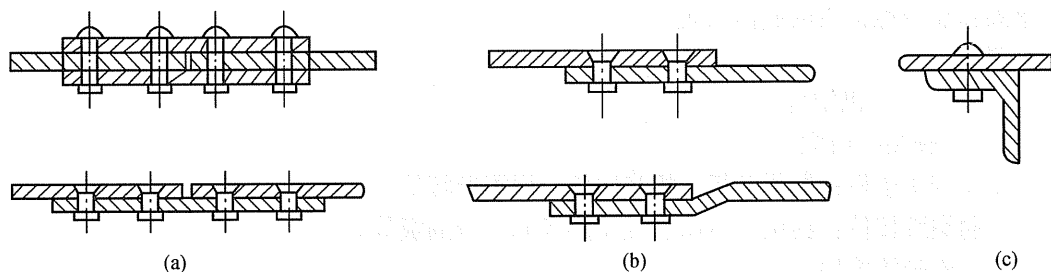


图 1.1-37 铆接的几种连接形式

(a) 对接; (b) 搭接; (c) 角接

保证螺杆和孔壁形成足够的挤压面积。在现代民用飞机结构中, 连接铝合金结构件的不可拆卸的传剪螺栓——高锁螺栓 (Hi-Locks) 和锁螺栓 (Lock bolts) 都采用了干涉配合, 只要干涉量符合要求 ($1/1,000 \text{ in} \sim 4.5/1,000 \text{ in}$), 对提高疲劳寿命能起到很好的作用。

2) 为防应力腐蚀进行密封

对于以承受拉伸为主来传递载荷的抗拉螺栓来说, 螺栓与结构的连接采用间隙配合的形式。连接铝合金结构件的抗拉钢螺栓, 一般强度都比较高 (达到或超过 $1,372 \text{ MPa}$ (140 kg/mm^2)), 传载时又要承受较大的拉应力, 如果间隙中有腐蚀介质, 会产生应力腐蚀。为了避免这种现象的发生, 在安装这种高强度钢螺栓时, 必须在孔壁、螺栓头下面和螺帽下的垫圈两侧施加密封剂, 防止腐蚀介质进入螺杆和孔壁之间。

3) 采用预载指示垫圈

在安装高强度的抗拉螺栓时, 为了提高疲劳寿命, 应将螺帽拧紧到要求的程度, 以对螺栓施加预紧的拉应力。在螺帽 (或螺栓头) 下使用预载指示垫圈可以对螺栓进行定力。预载指示垫圈是由内环、外环和两个普通的平垫圈组成, 内环比外环略高 (见图 1.1-38)。安装螺栓时, 将预载指示垫圈放在螺帽的下面, 在拧紧螺帽的过程中, 内环不断地被压缩, 直至与外环齐平。此时, 用工具拨动外环, 外环不再转动, 说明螺帽已拧紧到要求的程度, 螺栓定力结束。

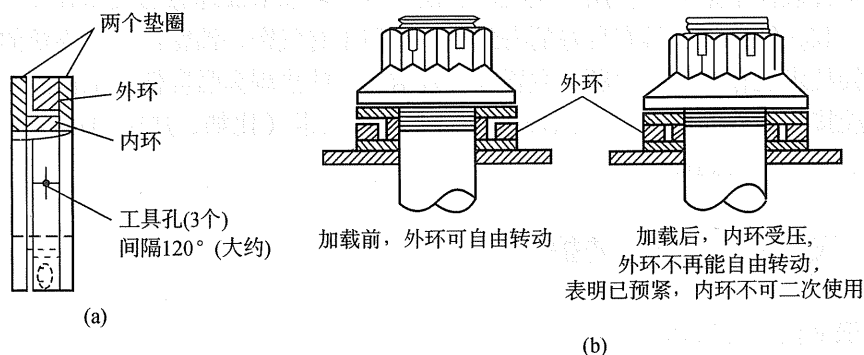


图 1.1-38 预载指示垫圈

(a) 加载前状态; (b) 典型安装情况

用预载指示垫圈进行定力精确, 使用方便, 定力的准确性也不受装配条件 (例如湿装还是干装等) 的影响。通常在螺栓上的预载为螺栓屈服强度的 72%。

如果是从螺栓头端拧紧螺栓, 预载指示垫圈的两个平垫圈中的一个要用倒角垫圈, 并将

这个垫圈紧靠着螺栓头的底面放置。

2. 胶接

(1) 胶接在飞机结构中的应用

1) 使用胶接的结构

蒙皮类胶接壁板：机翼壁板、机身壁板、尾翼壁板等。

梁、肋类胶接件：翼梁、翼肋、油箱隔板和机身隔板等。

蜂窝结构胶接构件。

2) 采用胶接连接的材料

金属材料胶接结构，复合材料胶接结构和金属—复合材料胶接结构。

3) 胶接连接的方式

胶接与其他连接方式联合使用形成：胶—铆连接方式、胶—螺连接方式和胶—焊连接方式。这些连接方式可以发挥胶接和其他连接方式的各自优点，从而提高连接结构的抗疲劳的性能。胶接可以避免或减少在连接结构上钻孔，使连接均匀化并有减磨的作用，可提高结构的疲劳寿命；而铆钉、螺栓或焊点可以有效地阻止胶层损伤的扩展，为胶接提供了破损—安全的特性。

(2) 胶接连接技术的优缺点

1) 提高连接件的承压能力

胶接将铆接、螺接等的点连接形式变为面连接形式，避免了连接件受压时，在连接点之间可能出现的失稳破坏，提高了连接件的承压能力。

2) 减轻结构重量并提高结构的疲劳强度

胶接不需要在被连接的结构件上钻孔，不会产生孔边的应力集中；也不需要对被连接的结构件加热，造成焊接的热影响区，削弱被连接的材料。所以，胶接有利于减轻结构重量和提高疲劳强度。

3) 表面平整光滑，气密性好

胶接结构件表面平整光滑，用于飞机的表面结构，可以形成理想的气动表面，减少摩擦阻力。另外，胶接结构件也具有良好的密封性。可用于有气密、油密或水密要求的结构。

胶接连接技术也存在一些问题，主要是胶接结构件的抗剥离强度低、工作温度低、制作工艺复杂，胶接结构件的质量要受到加工过程中各种因素（比如，加热温度、加压的压力等）的影响，不容易得到保证。

1.1.7 飞机表面清洁和防护

1. 飞机表面的清洁工作

飞机表面上的油渍、污物、水分和灰尘等不但会导致和加重机体金属的腐蚀，也会增加飞行阻力和飞机飞行重量，降低飞机的飞行性能，所以，保持飞机机体的清洁就是一件非常重要的工作。在日常的维护工作中，要注意机体表面的清洁，在年检和 100 h 检查前都要对机体进行彻底的清洁。对飞机表面进行清洁工作时，一般有以下几点应该注意：

① 使用生产厂家推荐的清洁剂和溶剂，并严格按照规定的比例进行稀释。清洁飞机时，要让清洁剂在机体表面保持湿润状态，直到将各种污物浸透，再用清水将清洁剂和污物一起冲掉；

② 如果使用可燃性的清洁剂,在清洁飞机前,要使飞机上与电瓶电源相连的所有电路断开。清洁剂也要安置在远离明火的安全地方;

③ 在清洁飞机之前,要将飞机上的一些部件或部位,如空速管、静压孔、机轮、刹车组件和透明塑料件等遮盖起来,防止水的侵入或清洁剂的侵蚀,清洁工作完成后,一定要将遮盖物全部取下来。同时,排泄孔、瓣状活门等要保持打开的状态,使冲洗的水和清洁剂可以畅通地排出,防止水或清洁剂存留在机体内;

④ 必须防止高强度钢、某些高强度铝合金和不锈钢构件和酸性油漆清除剂、油漆溶剂等酸性溶剂以及一些碱性的溶剂接触,否则会在金属表面发生阴极反应,产生的氢气扩散到金属中,导致构件发生氢脆破坏;

⑤ 要用清洁的布浸着清洁溶剂擦拭的方法来清洁钢索,防止过多的清洁溶剂将钢索的润滑剂清除掉。用高压水为发动机清除油渍时要注意保护电气元件,比如,磁电机、导线束等,防止水喷溅到这些部件上。在清洗轮舱后,应该给所有使用润滑剂的装配件,比如,轴承、铰链、襟翼滑轨等重新施加润滑剂进行润滑;

⑥ 清洁非金属材料的结构件时,需要用不同的清洁剂和清洁方法。对于透明塑料件应该用清水冲洗,用软布浸沾肥皂水擦拭掉污渍,再用软布擦干。对于机轮轮胎等橡胶制品只能用肥皂水清洗。因为所有矿物基油类,如滑油、液压油等都对橡胶制品有侵蚀作用,而大多数的清洁剂又都是矿物油基的,所以只能用肥皂水清洗像机轮轮胎这样的橡胶制品。飞机上还有一些特殊的部件,比如,橡胶除冰带表面有一层导电敷层、雷达罩表面有一层透射雷达波的涂层等,清洁这些部位时的动作要轻柔,防止造成损伤。

2. 飞机表面防护

(1) 铝合金的表面保护

1) 表面包覆纯铝

用滚压方法在铝合金表面包覆一层纯铝,形成包覆铝板。纯铝和氧进行反应生成致密的三氧化二铝薄膜,将铝合金与腐蚀介质隔开,阻止腐蚀的发生。纯铝的电位比铝合金低,一旦薄膜被损伤,发生电化学腐蚀,被腐蚀的是纯铝薄膜,里面的铝合金受到保护。纯铝生成的氧化铝薄膜光滑,有银白色光泽,但不能为油漆涂层提供粘着基础,所以,不能在氧化膜上直接涂油漆。

2) 表面氧化膜

通过阳极化处理在铝合金表面生成氧化膜。这种氧化膜比较坚硬,防水并且气密,是很好的防腐保护膜。氧化膜的颜色一般为浅灰或深灰色,也可以进行着色阳极化,得到不同的颜色,作为零部件的识别标识。阳极化生成的氧化膜是绝缘的,如果进行电路连接,一定先要将连接的部位表面的氧化膜打磨掉。

3) 涂阿洛丁(Alodine)

在外场可以用涂阿洛丁的方法修理被损坏的表面氧化膜。涂阿洛丁之前,要对表面进行彻底的清洁,并用水膜破裂试验进行检查。在表面涂上阿洛丁之后,要让它表面停留2~5 min,然后再用清水冲洗。在阿洛丁固化期间一定要保持阿洛丁薄膜的湿润,才能得到均匀的带有光泽的具有保护作用的合格氧化膜。否则,干燥后薄膜会出现裂纹或粉末。出现这种现象说明涂阿洛丁操作失败,必须去掉重来。涂阿洛丁使用的擦拭材料一定要彻底冲洗,并妥善处理,否则会带来发生火灾的危险。

在铝合金表面形成的合格的阿洛丁涂层是一层均匀的淡黄色或透明无色的闪光薄膜，它不仅能形成保护层，还能中和铝合金件表面上残留的盐类腐蚀产物。另外，在铝合金表面形成的阿洛丁涂层还为油漆涂层提供了很好的粘接底层。

(2) 合金钢的表面保护

几乎所有的非耐蚀钢构件表面都进行镀镉处理，镀镉层是一种软镀层，厚度至少要达到 0.0005 in，颜色为银灰色。镀镉层均匀致密、不透水、不透气，能起到很好的保护作用。另外，镉的电位比钢的低，生成的镀层是阳极镀层。有些钢构件，比如发动机防火墙，通常用镀锌层作为保护层，镀锌层也是阳极镀层，它的防腐作用和镀镉层的相同。

(3) 漆层保护

在金属表面涂油漆形成漆保护层是最常用的防腐保护方法。施用油漆前的一个重要准备工作是清洁表面并使其具有一定的粗糙度，以便为漆层提供粘着基础。否则，干燥后漆层会卷起，起不到保护作用。另外，还要施加底层涂料，底层涂料不但可以在金属和表面漆层之间起到很好的粘着作用，而且也有防腐保护作用。

1) 使要涂油漆的金属表面粗糙，为漆层提供粘接基础

通过阳极化和涂阿洛丁处理生成的氧化膜和漆层有很好的粘着能力，可以在氧化膜上面直接涂底层涂料。但包覆纯铝的铝板表面过于光滑，必须用低浓度的铬酸蚀洗或用砂纸打磨使其粗糙，再涂底层涂料。钢构件表面的镉镀层也不能为底层涂料提供粘着基础，在涂漆前，必须用浓度为 5% 的铬酸溶液进行蚀洗，使其表面粗糙，然后再涂底层涂料。

2) 铬酸锌底层涂料

铬酸锌可用作清漆和瓷漆的底层涂料。铬酸锌底层涂料是一种具有防腐作用的底层涂料，它的涂层有孔并且透水，涂料中的铬离子可以释放出来积聚到金属表面，使表面涂层有很好的防电化学腐蚀的作用。使用铬酸锌底层涂料有几点要注意，金属表面要进行彻底的清洁；铬酸锌涂料要使用专用的稀释剂进行稀释；另外，铬酸锌涂料有毒，喷涂时要注意安全保护。铬酸锌底层涂料有黄绿色和深绿色两种，新的铬酸锌涂料是深绿色的，比黄绿色的铬酸锌涂料的性能更好。

3) 环氧树脂底层涂料

如果使用聚氨酯表面涂层，就必须使用环氧树脂做底层涂料。环氧树脂是一种两组分进行配制的涂料，它在金属和表面涂层之间提供很好的粘着基础，并能起到很好的防腐保护作用。在镁合金、铝合金和钢构件上都可以用环氧树脂做底层涂料。

1.1.8 飞机机体站位编号和飞机机体区域的划分

为了便于在飞机使用、维护和修理中，确定部件的位置，需要建立参数基准给机身、机翼、尾翼等进行站位编号。

1. 飞机机体站位编号

(1) 机身站位 (F.S)

沿机身纵向各点的站位编号是此点到基准面水平距离的英寸数。基准面是在飞机型号合格证数据单中给定的假想垂直面，它的机身站位编号为零。位于基准面之前各点的机身站位编号为负值，位于基准面之后各点的机身站位编号为正值（见图 1.1-39）。

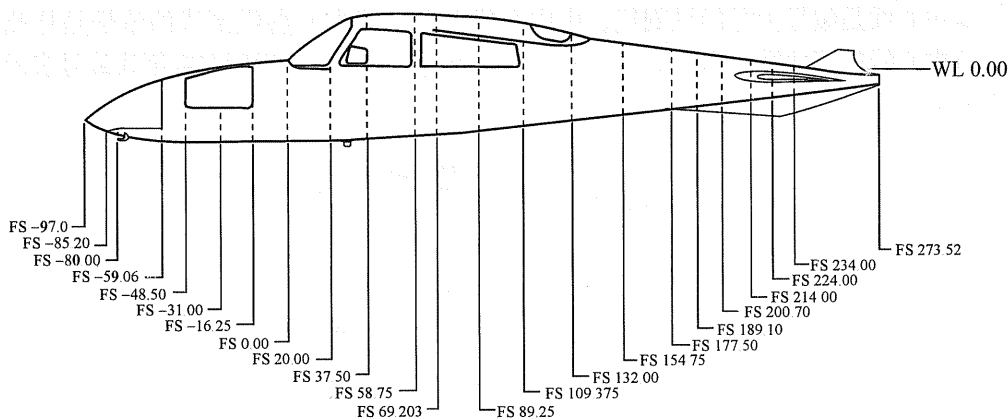


图 1.1-39 机身站位编号

(2) 机翼站位 (W.S)

机翼站位是以机身中心线为基准进行编号。机身中心线是站位编号为零的纵剖线 (B. L)。机翼站位编号是以机身中心线为基准向左右测量的英寸数 (见图 1.1-40)。

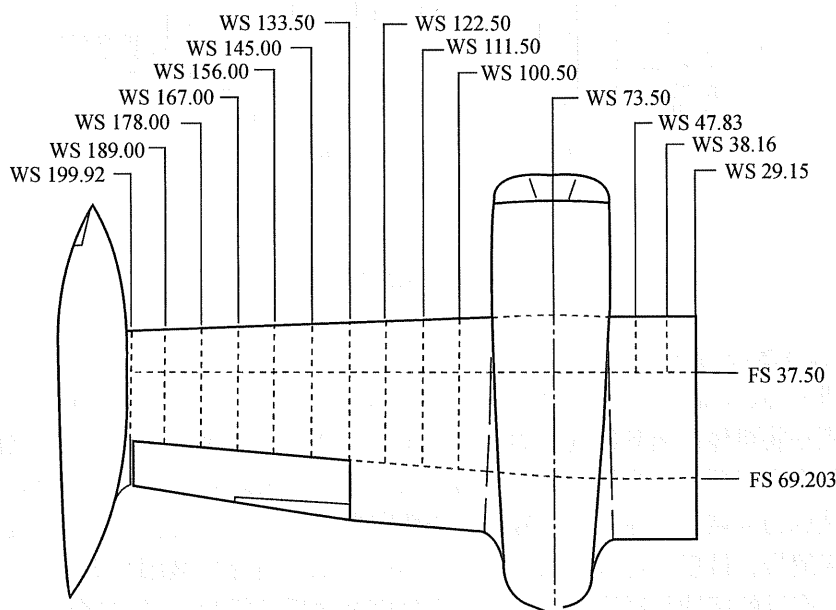


图 1.1-40 机翼站位编号

(3) 水线 (WL)

水线是为了确定机体结构部件垂直方向位置而设立的一条水平参考线。起落架、垂尾等部件上的一些站位编号可以用到水线垂直距离的英寸数来表示, 如图 1.1-41 (a) 所示, 也称为水线值 (WL)。

(4) 纵剖线 (BL)

机身中心线是编号为零的纵剖线, 由中心线向左 (或右) 各纵剖线的编号是从此纵剖线到机身中心线的英寸数。水平安定面和升降舵的站位编号可以用所在纵剖线编号表示, 如图 1.1-41 (b) 所示。

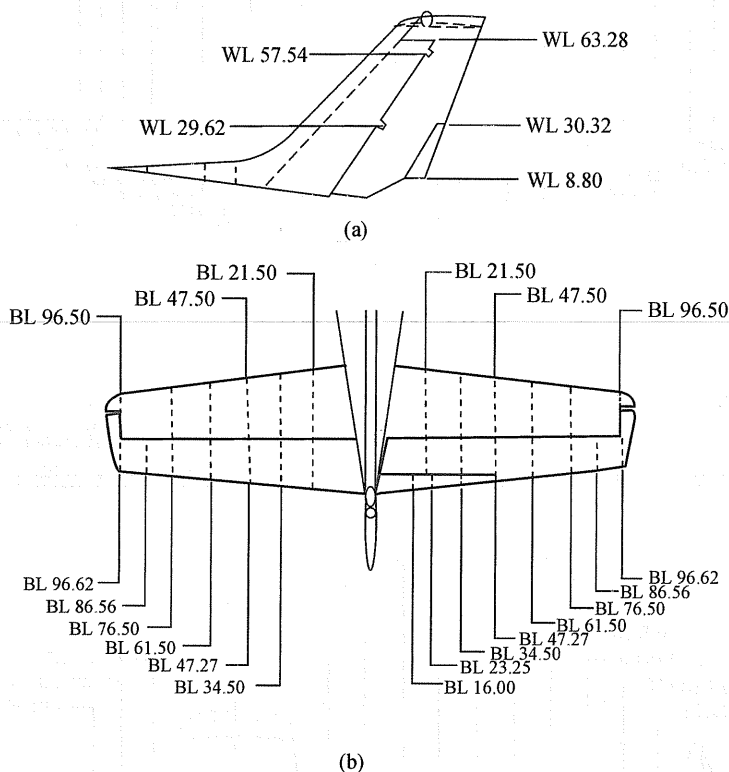


图 1.1-41 水线和纵剖线

2. 飞机机体区域划分

大型飞机机体区域的划分应按 ATA-100 中的规定进行 (见图 1.1-42)。机体区域划分的基本原则是将机体由粗到细逐渐划分。先将机体进行大范围划分, 划分得出的每个区域称为主区; 每个主区再进一步划分成较小的区域, 每个区域称为分区; 再将分区进一步划分成更小的区域称为区域。机体区域编号用三个数字表示, 第一个数字表示主区编号, 第二个数字表示分区编号, 最后一位数字表示区域编号。比如, 机体区域编号 321, 第一个数字 3 是主区编号, 表示的区域是尾翼部分 (包括后气密框之后的机身); 第二个数字 2 是分区编号, 表示的区域是垂直安定面和方向舵; 第三个数字 1 是区域编号, 表示的区域是垂直安定面前缘。这样区域编号 321 就表示了机体的垂直安定面前缘部分。

经过以上对机体主区、分区和区域的编号, 整个机体都被划成能用具体编号表示的区域, 这给飞机结构的检查、维护和修理带来很大的方便。另外, 这些编号还可用于计算机管理的维护记录系统, 使飞机维护记录管理大大简化。

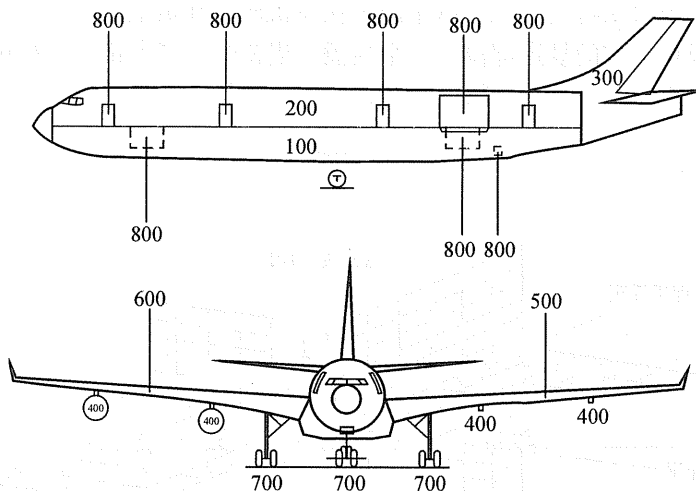


图 1.1-42 机体主区划分

100—机身下部；200—机身上部；300—机尾和安定面；400—动力装置和吊舱；
500—左机翼；600—右机翼；700—起落架和舱门；800—门

1.1.9 飞机机体校装和对称性检查

1. 飞机校装检查技术资料的来源

飞机校装检查技术资料主要来源于：

- (1) 飞机的型号合格证数据单；
- (2) 飞机的维护手册。

飞机型号合格证数据单提供了对飞机进行校装检查的技术条件。而飞机维护手册中不但包括了这些技术条件，还详细说明了对飞机进行校装检查的具体方法。所以对飞机进行校装检查时，应按照飞机维护手册中提供的方法进行。

2. 飞机校装检查的项目

飞机校装检查的项目包括：

- (1) 机翼上反角、安装角校装检查；
- (2) 水平尾翼上反角、安装角检查；
- (3) 发动机校准；
- (4) 垂直尾翼垂直度检查；
- (5) 飞机外形对称性检查。

3. 飞机校装检查的实施

(1) 飞机顶升并调水平

1) 为避免气流过大而影响飞机水平姿态调整和测量数据的准确性，应在厂房内对飞机进行校装检查。

2) 按照顶升飞机的操作要求将飞机顶升到要求的高度。

3) 将顶升起的飞机沿纵向和横向调水平。飞机的水平姿态可以用放置在机体上规定的

固定座上的气泡水准仪来检查，也可以用固定在飞机座舱地板上的方格坐标板来检查。

在方格坐标板正上方的规定部位吊一个铅锤，当铅锤正指方格坐标板中心时，飞机就达到水平姿态（见图 1.1-43），否则应继续调整。

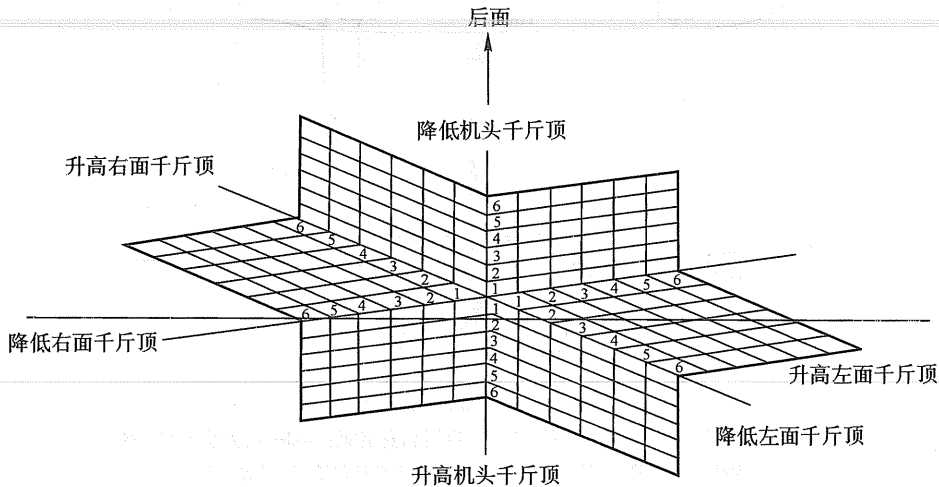


图 1.1-43 方格坐标板

(2) 机翼上反角、安装角检查

检查机翼上反角应使用飞机制造厂提供的专用检查工具，一般是一个带有一定斜度的检查板，检查板水平面上装有一个气泡水准仪。检查时，将检查板带有斜度的一面沿展向靠在飞机制造厂规定部位的机翼外表面上，如果水准仪能保持水平，则说明机翼的上反角符合要求（见图 1.1-44）。

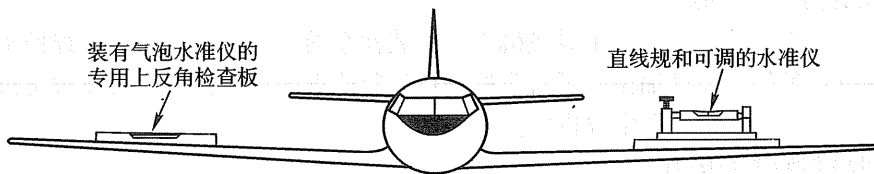


图 1.1-44 检查机翼上反角

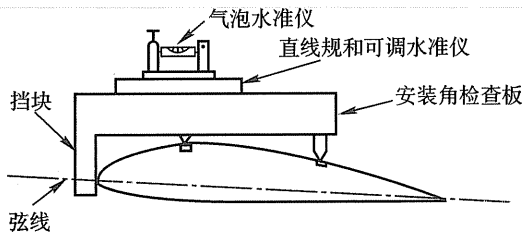


图 1.1-45 检查机翼安装角

检查机翼安装角和上述方法一样，也是使用制造厂提供的带有水准仪的检查板进行。这时检查板应沿弦向靠在制造厂规定部位的机翼外表面。图 1.1-45 所示为用来检查机翼安装角的专用工具。

为了使检查结果能反映出机翼安装角沿展向的变化情况，至少要在沿机翼展向两个不同的规定位置用专用检查工具沿弦向进行检查。当检查工具上的气泡水准仪能达到水平，说明机翼安装角符合要求。

(3) 飞机对称性检查

1) 从前、后机身下部中心的规定点吊铅锤,并在地板上铅锤指定的位置做记号“X”,作为前、后机身中心在地面上的参考点;将两个参考点用一条直线连起来,得出纵向中心线(见图 1.1-46)。

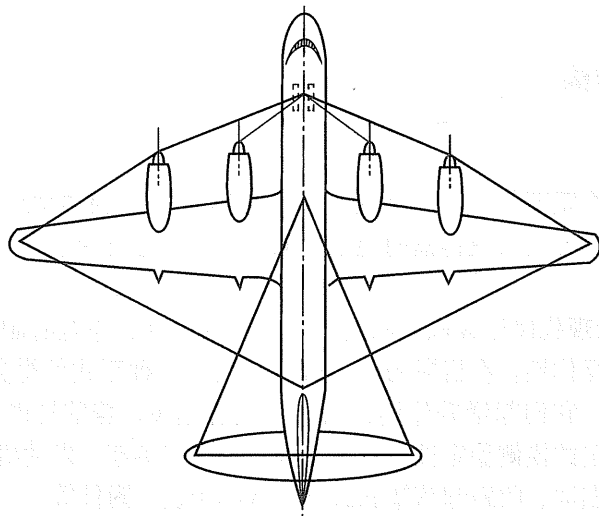


图 1.1-46 机体对称性检查方法

2) 通过纵向中心线上某一点,一般此点取在主起落架机轮前几英寸的地方,做一条垂直纵向中心线的直线,并将此线延长到两机翼翼梢。

3) 从左右机翼上靠近翼梢处两个对称的点吊铅锤,并在地板上铅锤指定的位置做记号,作为机翼翼梢在地面上的参考点。

4) 用尺分别测量前、后机身中心参考点到两机翼翼梢参考点的距离,并与维护手册中飞机校装技术条件相比,看测量值是否在允许范围内。

5) 在离主起落架机轮外侧不远的地方划两条与纵向中心线平行的直线,然后测量机轮到外侧纵向参考线的距离,确定机轮相对纵向中心线是否平行,或平行度是否在要求的范围内。

6) 测量从主起落架中心线到前轮中心线的距离,并按技术条件进行检查,看是否满足要求。

(4) 垂尾的垂直度检查

在水平安定面校装检查完成后,测量从垂尾安定面上一点到左右平尾规定点的距离,然后与技术规定相比,检查垂尾的垂直度(见图 1.1-47)。

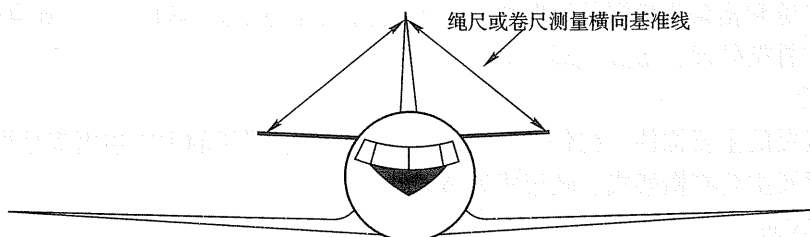


图 1.1-47 垂尾的垂直度检查

上述检查方法给出了主要机体结构对称性校装检查的一些通用方法,对于具体飞机的具体检查还应按照维护手册的规定进行。

1.2 飞机结构

1.2.1 机翼结构

1. 机翼功用

机翼是飞机的一个重要部件。虽然机翼的形状各异，但它们的功用是相同的。机翼的主要功用是产生升力，并使飞机获得横向稳定性和操作性，还可用于安装起落架、发动机和贮存燃油等。

图 1.2-1 所示为现代民用客机的机翼。在机翼的后缘，布置有副翼、扰流板等操纵翼面，为飞机提供横向操作性。在机翼的前、后缘还装有各种型式的襟翼、缝翼等增升装置。在飞机起飞、着陆时，它们起增升作用，以改善飞机起飞、着陆性能。当机翼具有上反角时，可为飞机提供一定的横侧稳定性。机翼下部常安装起落架、发动机等其他部件。机翼的内部空间常用来贮存燃油、收藏起落架和放置一些小型设备附件等。

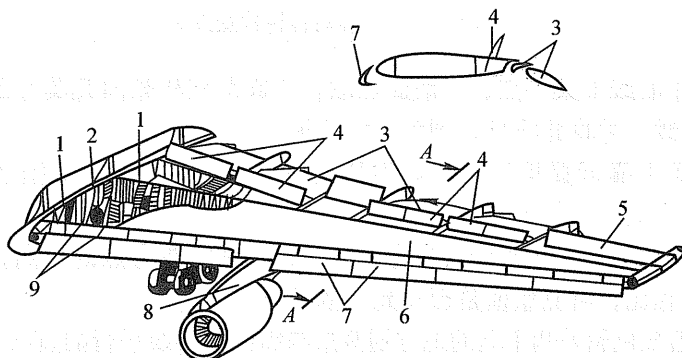


图 1.2-1 现代客机机翼

- 1—翼梁；2—桁条；3—襟翼；4—扰流板；5—副翼；
6—蒙皮；7—前缘缝翼；8—发动机吊架；9—翼肋

2. 机翼结构组成

机翼结构是由翼梁、纵墙、桁条、翼肋和蒙皮等典型构件组成的，如图 1.2-2 所示。其中翼梁、纵墙和桁条为机翼的纵向构件，翼肋为机翼的横向构件。纵、横构件组成骨架。蒙皮则包裹在骨架外面，形成机翼型面。

(1) 翼梁

翼梁是机翼的主要构件，在各种型式的机翼结构中，翼梁的主要功用都是承受机翼的弯矩和剪力。翼梁主要有桁架式、腹板式和整体式三种。

1) 桁架式翼梁

图 1.2-3 所示为桁架式翼梁。这种翼梁由上下缘条和缘条间的直支柱、斜支柱连接而成。缘条和支柱，有的采用钢管或硬铝管制成，有的则采用厚壁开口型材制成。翼梁承受剪力时，缘条之间的支柱承受拉力或压力。该式翼梁常用在翼型较厚的低速重型飞机的机翼上。

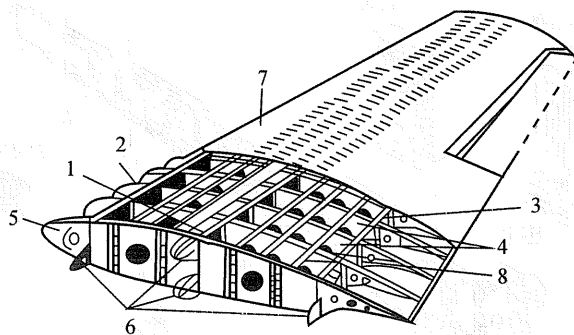


图 1.2-2 机翼的典型结构元件

1—翼梁；2—前纵墙；3—后纵墙；4—普通翼肋；5—加强翼肋；6—对接接头；7—蒙皮；8—桁条

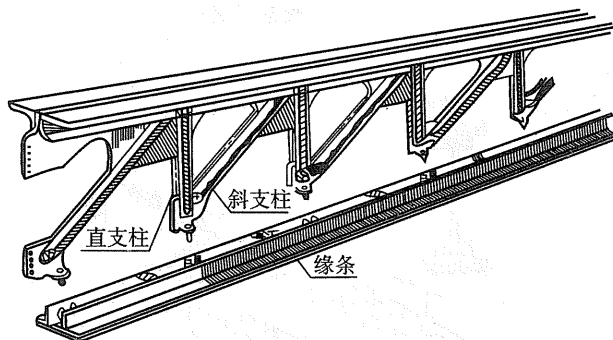


图 1.2-3 桁架式翼梁

2) 腹板式翼梁

图 1.2-4 所示为腹板式翼梁。这种翼梁由缘条和腹板铆接而成。缘条用硬铝或合金钢的厚壁型材制成，截面形状多为“T”形或“L”形。腹板用硬铝板制成。薄壁腹板上往往还铆接了许多硬铝支柱，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的，即翼根部分的截面积较大，翼尖部分的截面积较小。

腹板式翼梁的优点是能够较好地利用机翼的结构高度来减轻重量，而且生存力较强，制造也较方便。现代飞机的机翼一般都采用腹板式金属翼梁。

3) 整体式翼梁

图 1.2-5 所示为整体式翼梁。整体式翼梁实际上是一种用高强度合金钢锻制成的腹板式翼梁。它的优点是刚度较大，截面尺寸可以更好地做得符合等强度要求。该式翼梁主要用于某些高速飞机的机翼。

(2) 纵墙

纵墙也是机翼的主要纵向受力构件。图 1.2-6 所示为纵墙最常采用的结构型式和截面形状。从构造上看，纵墙与翼梁相似，但纵墙的缘条比梁缘条弱得多。通常，纵墙腹板上不开减轻孔。为了提高失稳临界应力，腹板用型材支柱加强。墙和腹板一般都不能承受弯矩，但它与蒙皮组成封闭的盒段可以承受扭矩。后墙则还有封闭机翼内部容积的作用，纵墙与机身的连接为铰接连接。

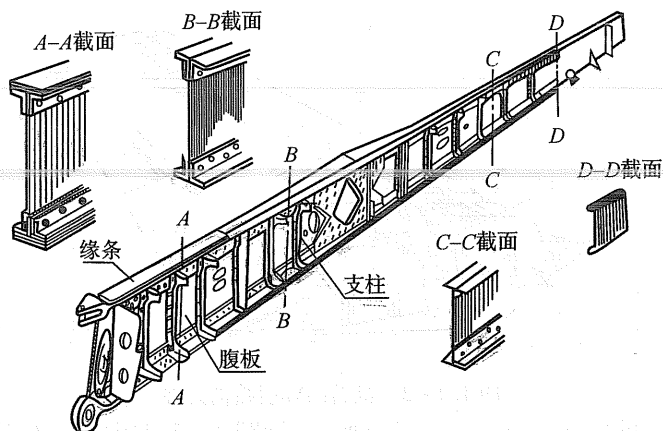


图 1.2-4 腹板式翼梁

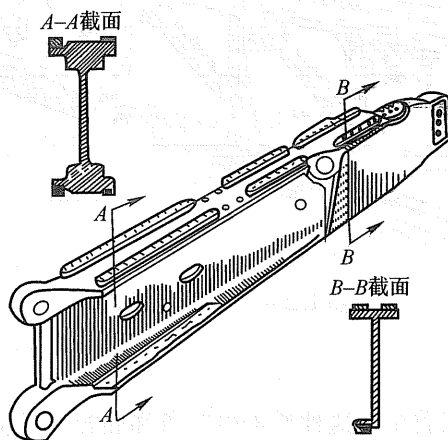


图 1.2-5 整体式翼梁

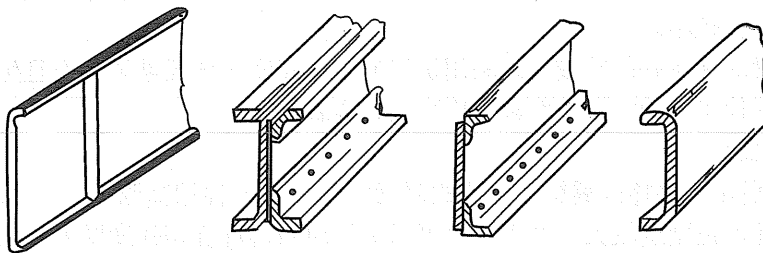


图 1.2-6 纵墙结构方案

(3) 桁条

桁条为长条形薄壁构件，因此又称为长桁。桁条与蒙皮和翼肋相连，其主要功用是：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。

按制造方法分, 桁条可分为板弯型材和挤压型材, 其剖面形状分别如图 1.2-7 (a) 和 1.2-7 (b) 所示。板弯型材桁条一般用于梁式机翼。挤压型材桁条多用于单块式机翼。

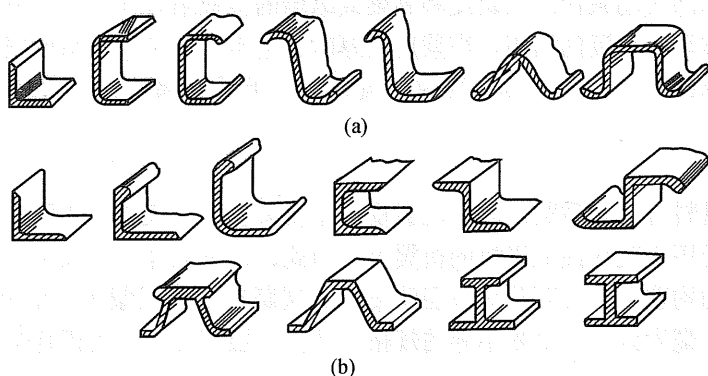


图 1.2-7 桁条型材的剖面形状

(a) 板弯型材; (b) 挤压型材

(4) 翼肋

翼肋是组成机翼骨架的横向构件, 沿弦向布置。翼肋按其构造型式可分为腹板式和构架式两种, 按其功能分为普通翼肋和加强翼肋, 如图 1.2-8 所示。为便于和翼梁腹板连接, 翼肋常被分为前、中、后三段。

普通翼肋的功能是: 维持机翼的翼型; 支持蒙皮、桁条和梁腹板, 提高它们的稳定性; 把蒙皮和桁条传给它的局部空气动力传给梁腹板, 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和梁腹板。

加强翼肋除具有上述作用外, 还要承受和传递较大的集中载荷。在开口端部或翼根部的加强翼肋, 其主要功能是把机翼盒段上由一圈闭合剪流构成的扭矩转换成一对垂直力构成的力偶分别传给翼梁或机身加强框。

普通翼肋较多采用腹板式。为了减轻重量以及为其他构件 (如传动钢索) 提供通道, 梁腹板上一般开有减轻孔; 为了提高稳定性和刚度, 孔边带有弯边; 在梁腹板上还常压有一些凹槽作为加强筋, 它的作用类似于弱支柱, 可起到增加梁腹板稳定性和刚度的作用。

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。

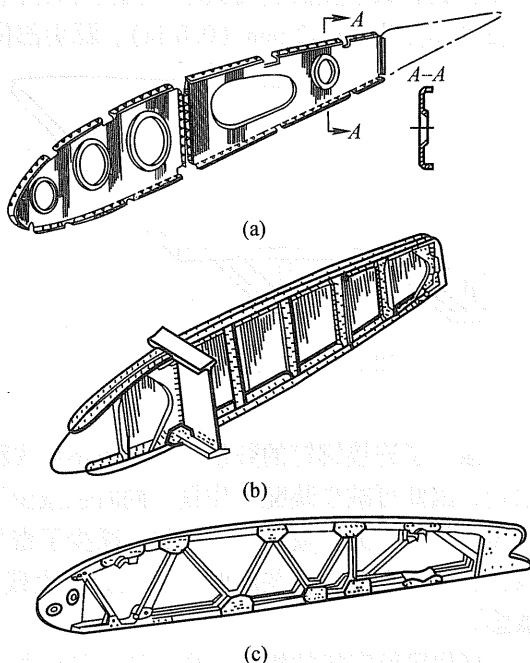


图 1.2-8 翼肋构造

(a) 腹板式普通翼肋; (b) 腹板式加强翼肋;
(c) 桁架式加强翼肋

(5) 蒙皮

1) 蒙皮作用

蒙皮包在机翼受力构件组成的受力骨架的外面, 形成机翼光滑的气动外表。在飞行时, 蒙皮承受并传递局部气动载荷。当蒙皮和翼梁或纵墙的腹板组合在一起形成封闭的盒式薄壁梁时, 蒙皮还能够承受机翼的扭矩。当蒙皮较厚时, 它常与桁条一起组成壁板, 承受机翼弯矩引起的轴力。总的来说, 蒙皮具有形成机翼外形、承受局部空气动力和参与总体受力的作用。

2) 蒙皮构造

机翼蒙皮的材料分为布质蒙皮和金属蒙皮。布质蒙皮机翼仅在老式飞机和小型飞机上采用。金属蒙皮广泛用于现代民航飞机的机翼上。为此, 以下只介绍金属蒙皮机翼。

按金属蒙皮的构造, 蒙皮可分为单层蒙皮和夹层蒙皮。单层蒙皮一般都由包铝板制成, 其厚度有从零点几毫米到十几毫米不等的规格尺寸。夹层蒙皮通常由铝合金面板与铝蜂窝芯板胶接而成。

蒙皮的厚度根据飞机和受力的不同而不同, 前缘蒙皮通常比后缘蒙皮厚, 小型飞机的蒙皮可薄至 0.4 mm (0.016 in), 而大型飞机的蒙皮可厚至 16 mm (0.60 in)。即使同一架飞机的机翼, 其蒙皮因受力大小不同而厚度不同。例如, 波音 747 飞机的机翼, 在其翼根部位蒙皮的厚度为 20.32 mm (0.8 in), 翼尖部位的蒙皮为 4 mm (0.16 in) 厚。

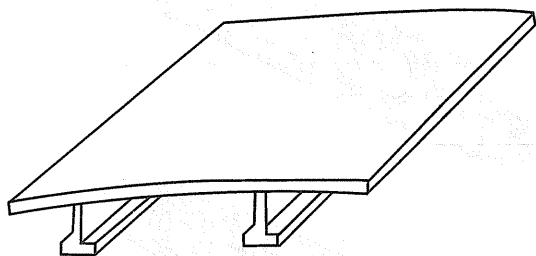


图 1.2-9 整体壁板蒙皮

另外, 蒙皮和桁条组合构成机翼壁板。机翼壁板分组合式和整体式壁板两种。组合式壁板是由较厚的蒙皮与桁条铆接形成的。整体壁板是将蒙皮和加强筋(桁条、肋缘条等)合为一体, 由同样的材料整体加工而成, 如图 1.2-9 所示。

整体蒙皮是一种有效的重量轻、强度高的结构。整体壁板有如下优点: 在结构上便于按等强度分布材料; 结构的总体和局部刚度好; 由于减少了连接铆钉的数量, 且蒙皮不易失稳, 因此机翼表面更加光滑; 大大减少了连接件数量, 因此可减少装配工作量, 同时也减少了应力集中和钉孔对壁板截面积的削弱, 还减轻了连接件本身的重量; 便于密封, 减少了密封材料的用量, 为整体油箱设计提供了很有利的条件。其缺点是: 在装配时, 可能会产生残余应力, 易引起应力腐蚀, 并对裂纹扩展比较敏感。

现代民航客机的机翼蒙皮, 特别是机翼结构油箱处的蒙皮, 常做成整体壁板形式。

3. 机翼结构形式

任何一种飞机机翼的结构和形状都取决于飞机的尺寸、重量、用途、在飞行和着陆中所要求的速度以及爬升率等各种因素。为此, 机翼有多种结构型式。根据蒙皮、桁条和翼梁缘条参与承受弯矩的能力, 可把机翼分为梁式机翼和整体式机翼。

(1) 梁式机翼

如果弯矩主要由翼梁缘条承受, 这种机翼称为梁式机翼。梁式机翼中, 桁条较弱, 蒙皮较薄。剪力由翼梁腹板承受, 扭矩由蒙皮与前、后梁或纵墙腹板形成的盒形结构承受。作用

在外翼剖面上的剪力和扭矩在机翼根部传给机身加强框。

梁式机翼结构特点是有一根或者数根很强的翼梁，蒙皮很薄，长桁的数量少，而且较弱。根据翼梁的多少，梁式机翼又可以分为单梁式和双梁式两种。

在单梁式机翼中，翼梁（又称为主梁）装在翼型最大厚度处，如图 1.2-10 (a) 所示。为了使机翼结构能较好地承受扭矩和水平方向的弯矩，并便于在机翼上固定副翼和襟翼，它还装有一根或两根纵墙，纵墙又称为辅助翼梁。纵墙的强度很弱，在机翼结构中承受的弯矩很小。单梁式机翼的最大优点是翼梁充分利用了机翼的结构高度（即缘条的截面重心离中性轴较远），因而结构重量较轻。但是，由于受到主梁位置的影响，机翼内部容积不容易得到较好的利用。

在双梁式机翼中，有前、后两根梁，前梁一般布置在 20% ~ 30% 弦长处，后梁则位于 60% ~ 70% 弦长处，如图 1.2-10 (b) 所示。通常，前梁的横截面积、截面高度和惯性矩比后梁大。这种机翼结构的内部容积，能够较方便地用来放置起落架和油箱等。但它的翼梁没有充分利用机翼的结构高度，因此在同样的载荷、尺寸和材料等条件下，它的结构要比单梁式重。

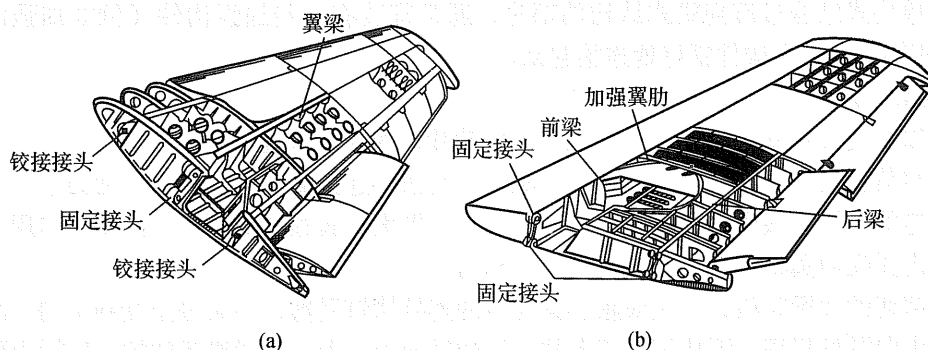


图 1.2-10 梁式机翼
(a) 单梁式机翼；(b) 双梁式机翼

梁式机翼的承力特点是机翼总体弯矩主要由翼梁来承担。蒙皮参加承受扭矩。桁条的作用是与蒙皮一起承受局部气动载荷并提高蒙皮抗剪稳定性，使之能更好地承受扭矩。

优点：机翼上便于开口，机翼与机身连接简单。

缺点：生存力较差，蒙皮薄，在速度进一步提高的情况下，不能保证局部刚度和机翼扭转刚度。

(2) 整体式机翼

整体式机翼又可细分为单块式机翼和多腹板式机翼。如果腹板较少，且腹板缘条承受弯矩的能力较弱，这样的整体式机翼称为单块式机翼。在单块式机翼中，可以用纵墙代替翼梁，它只承受剪力；扭矩由后墙和蒙皮形成的盒形结构来承受；剪力和扭矩传给中央翼与机身加强框的连接接头；来自两侧外翼的弯矩在中央翼上自身平衡。多腹板式机翼有较多的纵向梁和墙，其缘条较强，弯矩由缘条和蒙皮共同承受，此种机翼常被超高速飞机采用，在此不加详细介绍。

单块式机翼构造如图 1.2-11 所示，其结构特点是：翼梁缘条的强度不很高，蒙皮较

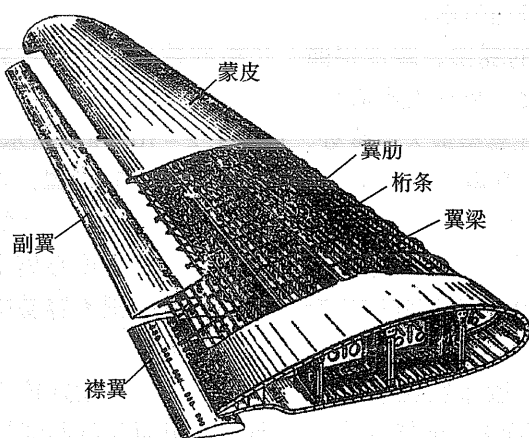


图 1.2-11 单块式机翼

厚，桁条多而且较强。蒙皮和桁条组成了机翼上、下很强的壁板，一起承担总体弯矩。

单块式机翼的优点是蒙皮厚，局部刚度和扭转刚度较大，受力构件分散，生存力较强，适用于高速飞机。其缺点是机翼上不利于开口，机翼和机身连接接头比较复杂。

(3) 复合结构机翼

为了充分利用梁式机翼和单块式机翼的优点，尽量避免它们的缺点，目前，许多飞机的机翼采用梁式和单块式复合的结构。即在靠近翼根而要开舱口的部分采用梁式结构，其余部分采用单块式结构。在复合式结构内，单块式部分的受力是分散的，梁式部

分的受力是集中的。为了把单块式部分各构件分散承受的力集中起来传递到梁式部分的翼梁上去，在单块式结构过渡到梁式结构的部位，通常都装有一些加强构件（例如加强内蒙皮等），把两部分的受力构件很好地连接起来。

4. 机翼传力分析

机翼以承受气动载荷为主，这里只分析气动载荷的传递过程。

气动载荷首先作用在蒙皮上，并通过蒙皮和桁条传递给翼肋。翼肋又以剪力形式将其传给与之相连的大梁腹板和与之相连的周圈蒙皮。机翼大梁腹板在翼肋传来的剪力作用下，承受剪切，由翼尖向翼根累积，形成机翼内力剪力。

承受剪切的大梁腹板，通过腹板和梁缘条的连接铆钉受剪，使梁缘条受到轴向剪流的作用，由翼尖向翼根累积，形成了梁缘条拉、压的轴向力。上、下梁缘条的拉、压轴力形成机翼的内力弯矩。

梁式机翼蒙皮较薄、桁条少而且弱，蒙皮和桁条的受拉、压刚度远小于机翼大梁的缘条，所以，内力弯矩在梁缘条上产生的轴向力，很少向蒙皮桁条扩散，主要由梁缘条承担。

单块式机翼蒙皮较厚，桁条数量多而且强，蒙皮和桁条铆接形成机翼上、下壁板的刚度与梁缘条相当，甚至超过梁缘条。所以，梁缘条中产生的轴力很快扩散到上、下壁板，使整个上、下壁板承受拉压来传递弯矩。

翼肋传给机翼蒙皮的一圈剪流形成小扭矩，由翼尖向翼根累积，形成机翼的内力——扭矩。

气动载荷在机翼内部的传力过程可简化为如图 1.2-12 所示路线。

综上所述，机翼传力过程可以分为两部分：从气动载荷作用在蒙皮上，直到通过翼肋传给梁腹板和周圈蒙皮的过程，称为局部传力过程，在这一过程中的强度问题，称为局部强度问题；由各翼肋传到梁腹板和周圈蒙皮上的剪流，从翼尖向翼根传递形成机翼内力的过程叫总体传力过程，在这一过程中的强度问题称为总体强度问题。

机翼总体传力特征是剪力以梁腹板受剪切传递，梁腹板主要承受剪应力；弯矩以梁缘条（梁式机翼）受拉压，或上、下壁板（单块式机翼）受拉压来传递，梁缘条和上、下壁板主要承受拉、压正应力；扭矩用蒙皮组成的闭室或蒙皮、梁腹板组成的闭室形成周圈剪流来传

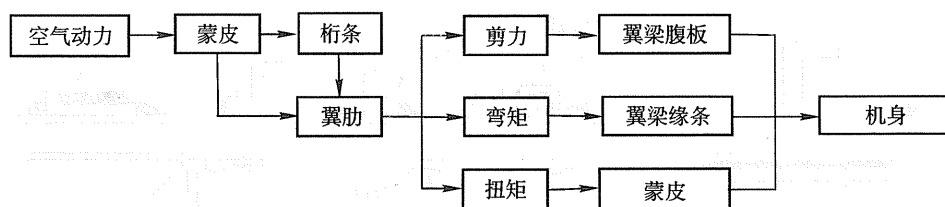


图 1.2-12 机翼气动载荷的传递路线

递，蒙皮和梁腹板主要承受扭转剪应力。

5. 结构油箱

为了充分利用结构空间，可将飞机机翼（或者机身）的一部分被封闭起来，并在接缝、结构紧固件和工艺开口部分妥善密封（见图 1.2-13），用于存储燃油，这种油箱构造形式称为结构油箱。

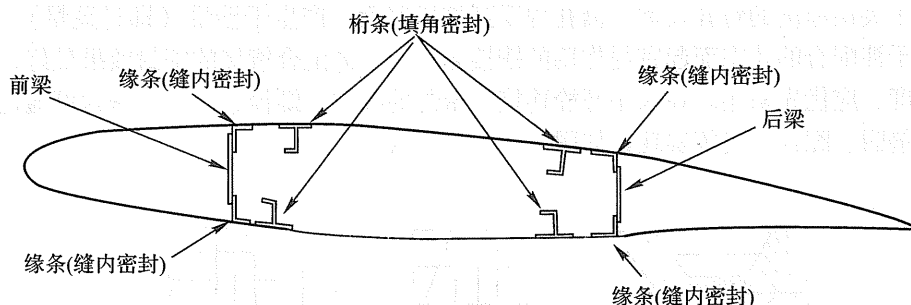


图 1.2-13 结构油箱

在机翼上设置油箱不但可以充分利用机翼结构的容积多装燃油，增加飞机的航程和续航时间；而且可以利用储存燃油的质量力（包括重量和惯性力）抵消气动载荷，使机翼卸载，有利于减轻机翼的结构重量；再者，机翼油箱远离客舱可使旅客更为安全，所以，现代飞机的机翼上普遍设置了结构油箱。

构成结构油箱的各构件之间的连接需采用密封连接。其密封方法与所采用的密封材料的性能、工艺技术水平 and 结构情况有关。构件之间密封的基本形式有两种：缝内密封和缝外密封。

缝内密封是指在构件的贴合面间用密封材料填满所有缝隙，实现密封，如图 1.2-14 (a)所示。根据不同情况，可采用不同的密封材料。缝外密封是指在有油压一侧沿零构件贴合面的边缘、紧固件的四周和结构间隙等覆盖密封胶，实现结构的密封，如图 1.2-14 (b)所示。

结构油箱的紧固件密封也很重要。紧固件密封是指在铆钉、螺栓等紧固件上附加密封剂、密封元件或者自身能起密封作用的密封的方法。

在采用铆钉连接的密封的部位，通常采用干涉配合铆接。干涉配合铆接是指铆接后铆钉

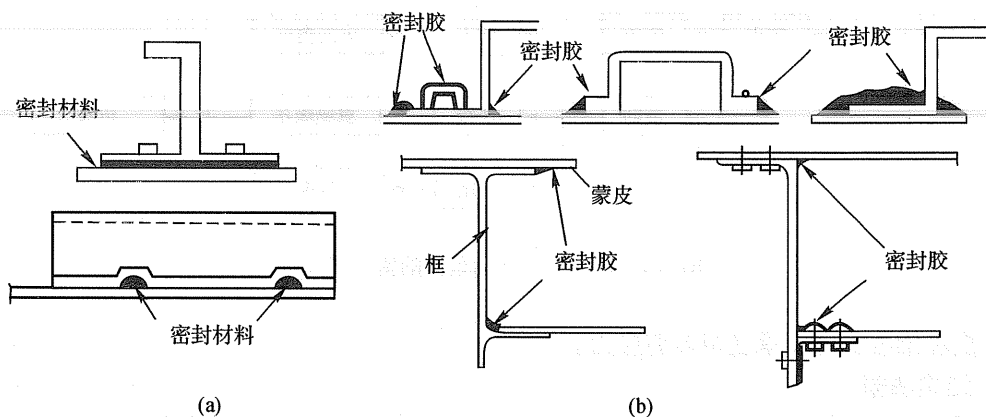


图 1.2-14 结构油箱的密封形式

(a) 缝内密封; (b) 缝外密封

杆在沿整个夹层厚度的钉孔及埋头窝孔内受到挤压胀大，产生干涉量（即过盈量）使之与孔壁处于干涉配合的状态而起密封作用的铆接方法。干涉配合铆接的密封效果最好，还能提高疲劳强度，应优先采用。在采用螺栓连接的密封的部位，螺栓紧固件的密封可通过螺母密封、密封垫圈、配合密封等实现，如图 1.2-15 所示。

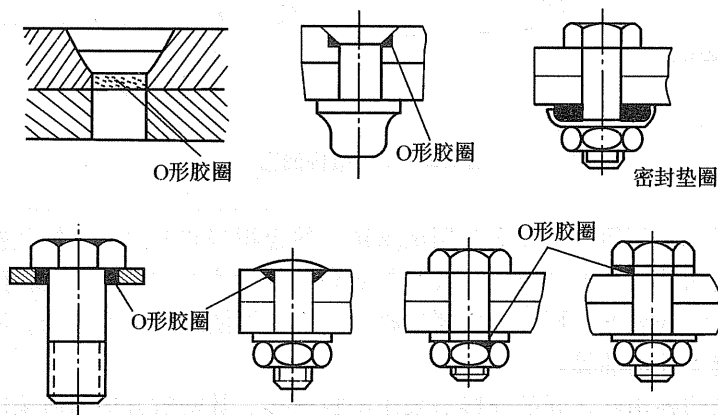


图 1.2-15 紧固件的密封形式

结构油箱上设有多个检查口盖。口盖是整体油箱密封装配和维修的通道，口盖密封的基本形式有沟槽密封和胶垫密封两种。沟槽密封是在口盖或口框上设置沟槽，沟槽内安放密封材料，实现密封，如图 1.2-16 (a) 所示；胶垫密封是在口盖和口框之间夹弹性密封胶垫，如图 1.2-16 (b) 所示。

6. 机翼操纵面

飞机机翼上安装有多个辅助翼面，如在机翼后缘外侧的副翼，机翼前缘的襟翼/缝翼，机翼后缘的襟翼和机翼上表面的扰流板等。

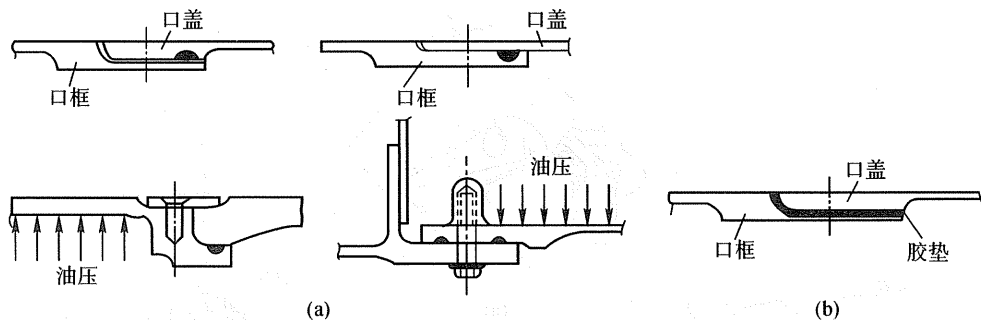


图 1.2-16 口盖的密封
(a) 胶槽密封; (b) 胶垫密封

(1) 副翼

副翼安装在机翼的后缘。它通常安装在机翼后缘外侧部分，现代高速飞机上也有安装在机翼后缘内侧的。副翼的功用是使机翼产生滚转力矩，以保证飞机具有横侧操纵性。

由于作用在副翼上的空气动力会使副翼产生扭转变形，从而减小副翼的偏转角，降低飞机的横侧操纵性，因此，要求副翼结构具有足够的抗扭刚度。此外，还要求副翼偏转时产生的铰链力矩（副翼上的空气动力对转轴的力矩）较小，这样，不仅使驾驶员操纵省力，而且还可以减小副翼结构所承受的扭矩。

1) 副翼构造

副翼在外形和结构上与机翼类似，它通常由翼梁、翼肋、蒙皮和后缘型材组成，如图 1.2-17 (a) 所示。由于副翼承受的弯矩不大，所以一般都做成没有桁条的单梁式结构。现代高速飞机的副翼，为了较好地保持外形和增加抗扭刚度，都采用了金属蒙皮。低速飞机的副翼承受的空气动力并不很大，通常用管形梁或由翼梁和前缘硬蒙皮组成的合围框来承受扭矩，在翼梁后面则采用重量很轻的布质蒙皮，如图 1.2-17 (b) 所示。

副翼固定接头处，前缘蒙皮是开口的。对于蒙皮参加受扭的副翼来说，开口部位的抗扭刚度和强度会显著减弱。为了克服这个缺点，通常在这些部位装有斜翼肋，用斜翼肋、加强板和翼梁组成的盒形结构来承受开口部位的扭矩，如图 1.2-17 (c) 所示。

2) 副翼安装

由于副翼的截面高度通常较小，故在承受载荷时容易产生比较显著的弯曲变形。为了避免副翼在飞行中产生过大的弯曲变形，并提高它的生存力，通常采用两个以上的副翼接头与机翼相连。

连接的副翼接头中，至少应有一个接头是沿展向固定的，其余的接头沿展向应是可移动的。但是，用多接头固定的副翼，在飞行中会由于机翼变形，使副翼转轴的轴线变弯，而影响操纵的灵活性，甚至发生卡滞现象。为了解决这一矛盾，有些飞机采用了分段的副翼，它的每一段都独立地连接在机翼后缘的支架上，而各段的翼梁则用可以传递扭矩的万向接头或铰接接头连接起来。

图 1.2-18 所示为副翼与机翼的典型连接形式。在机翼加强肋的后部与机翼后梁（或墙）的连接处，安装有若干个支臂，每个支臂上装有一个过渡接头。在副翼的大梁上装有相应个数的双耳片接头。副翼通过这些耳片接头将其悬挂到机翼的支臂上。操纵副翼偏转的

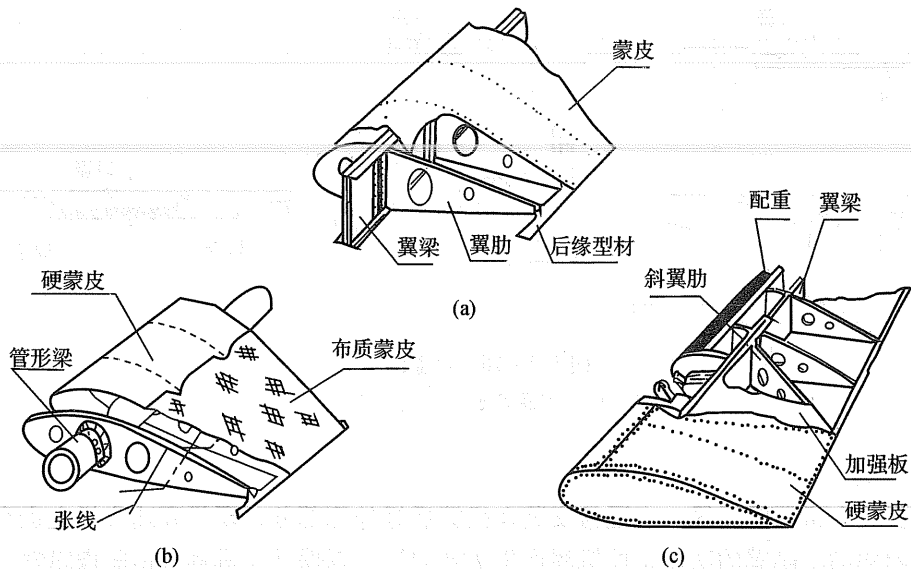


图 1.2-17 副翼的构造

作动筒，其作动杆与副翼耳片接头的下耳片连接固定。当副翼操纵作动筒动作时就使副翼绕轴心 N 偏转。

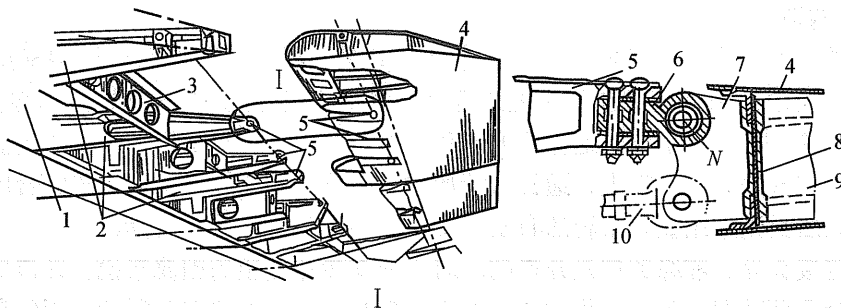


图 1.2-18 副翼连接形式及接头结构

1—机翼后梁；2—加强肋；3—机翼后墙；4—副翼；5—机翼支臂；

6—过渡接头；7—副翼耳片接头；8—副翼大梁；9—副翼加强翼肋；10—作动筒活塞杆

副翼在装有支点的横截面上承受的剪力、弯矩最大；在操纵摇臂部位，扭矩最大。这些部位的结构虽然有所加强，但由于副翼的截面积沿展向变化不大，难以按等强度原则来进行加强，所以，上述部位的强度仍然比其他部位富裕得少些，维护时必须注意检查。

(2) 前缘襟翼/缝翼

1) 前缘缝翼

前缘缝翼是位于机翼前部且有特殊形状的机翼活动部分。当飞行中放下时，在前缘缝翼和机翼前部之间形成特殊形状的缝隙，它使得在大迎角下气流稳定地流动。前缘缝翼的偏转角为 $20^\circ \sim 30^\circ$ 。每个机翼上的前缘缝翼均由与机翼骨架相连的几段组成。

前缘缝翼的结构由大梁、桁条、肋和隔板、蒙皮、导轨和带滑轮的滑板、固定螺杆收放装置、支臂等组成，如图 1.2-19 (a) 所示。

前缘缝翼与机翼的连接方式或是利用与传动装置相连的导轨和螺杆机构，或是利用前缘缝翼上的支臂和机翼前部的摇臂机构，如图 1.2-19 (b) 所示。前缘缝翼在收起和放下状态时，用传动机构的制动装置使前缘缝翼固定。

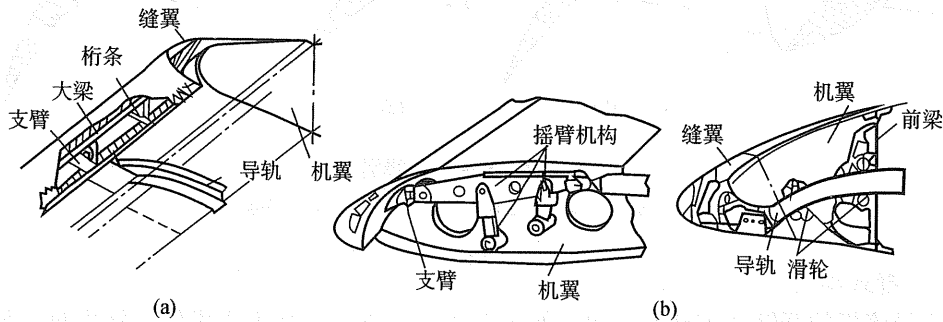


图 1.2-19 前缘缝翼构造和连接形式
(a) 前缘缝翼构造；(b) 前缘缝翼的连接形式

2) 前缘襟翼

前缘襟翼用在相对厚度小、前缘薄、难以布置增升机构的飞机机翼上。前缘襟翼提供的增量比前缘缝翼提供的要小。

前缘襟翼构造简单，通过安装在机翼前大梁或前墙的下缘条上的铰链于机翼结构连接，如图 1.2-20 所示。当前缘襟翼相对于其轴转动时，其上缘沿固定在机翼上的专用型材滑动，防止形成缝隙。

3) 克鲁格襟翼

克鲁格襟翼为一块窄板，通过铰链安装在机翼前缘根部，收放作动筒将其保持在收上位或放下位，如图 1.2-21 所示。克鲁格襟翼与后掠翼上的前缘缝翼配合使用，以防止飞机失速。克鲁格襟翼只能保证在小于某一迎角时机翼扰流不分离，超过该迎角后，气流开始急剧分离。因此，当后掠翼翼尖气流尚无分离、而其翼根部气流的提前分离会产生使迎角减小的低头力矩，就可提高飞行安全。

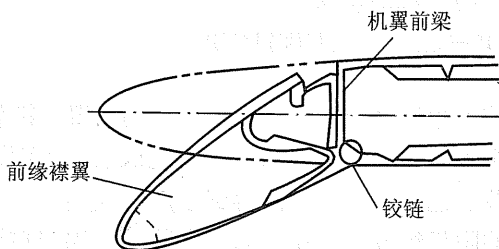


图 1.2-20 前缘襟翼

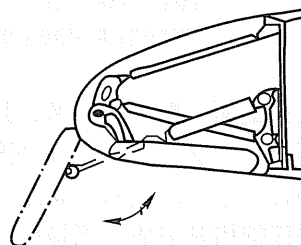


图 1.2-21 克鲁格襟翼

(3) 后缘襟翼

后缘襟翼是位于机翼后缘的可活动小翼面，它通过向下偏转来提高机翼的升力，但同时也会使飞机的阻力增大，后缘襟翼可分为：转动式襟翼、后退式襟翼、开缝式襟翼和多缝式襟翼，如图 1.2-22 所示。现代民航飞机多采用开缝式和三缝式襟翼。

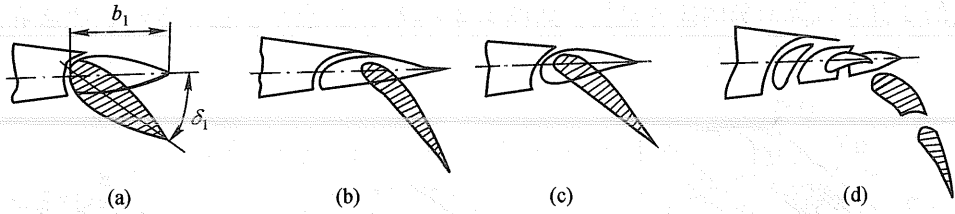


图 1.2-22 后缘襟翼

(a) 转动式; (b) 后退式; (c) 开缝式; (d) 多缝式

1) 开缝式襟翼

带有导流板的开缝式襟翼的结构,如图 1.2-23 所示。其主要构件包括襟翼、导流板、滑板和收放机构。导流板是固定在襟翼前面,并在此形成特形缝隙。当襟翼偏转时,在机翼后部、导流板和襟翼之间可形成特形双缝隙,从而能获得较大的升力。

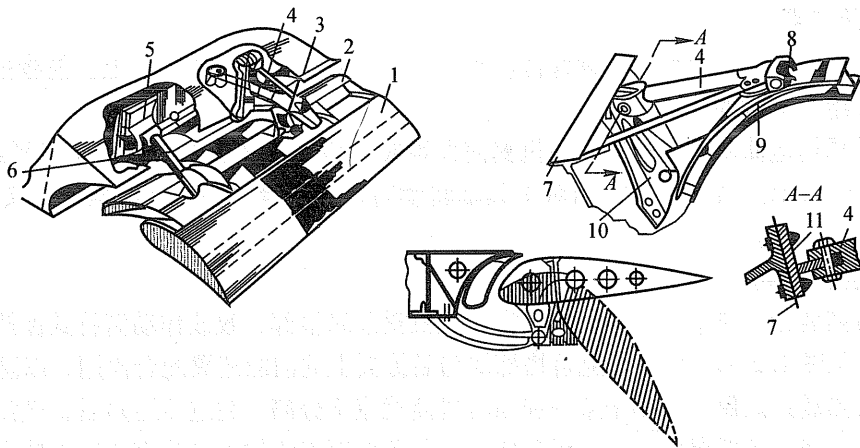


图 1.2-23 开缝式襟翼结构

1—襟翼; 2—导流板; 3—滑板; 4—撑杆; 5—接头; 6—收放机构;
7—机翼后梁; 8—接头; 9—导轨; 10—支座; 11—撑杆的连接耳片

该型襟翼大梁剖面一般为工字形,其上安装了用以固定滑板和收放机构的支臂。滑轨是钢制弧形工字型材,它通过支臂和撑杆连接到机翼的后梁和加强肋上。滑轨缘条的表面进行了磨削和镀铬处理。这种滑板和滑轨结构最简单、也最可靠,因而得到了广泛应用。导流板由隔板、蒙皮和尾部桁条组成。隔板由带缘条的腹板组成。导流板通过安装支座固定在襟翼上。滚珠螺杆式收放机构由传动装置驱动,并通过襟翼大梁上的支臂与襟翼相连,来完成对襟翼的收放。收放机构的第 2 个支座是机翼加强肋和后梁连接处的接头,由液压来驱动传动轴的旋转。最简单的结构是将襟翼和导流板悬挂在外置支臂上,但附加的阻力会降低飞机巡航状态的经济性。

2) 三缝式襟翼

三缝式襟翼由主段、尾段及导流板组成(见图 1.2-24 (a)),主段是指中间的升力面,

也是主要的受力构件,尾段和导流板装在它的上面。主段上的主要受力构件有两根梁、蜂窝夹芯壁板、翼肋和前后缘蒙皮。悬挂尾段用的支臂和导轨构造如图 1.2-24 (b) 所示,图 1.2-24 (c) 所示为常规的导轨结构。

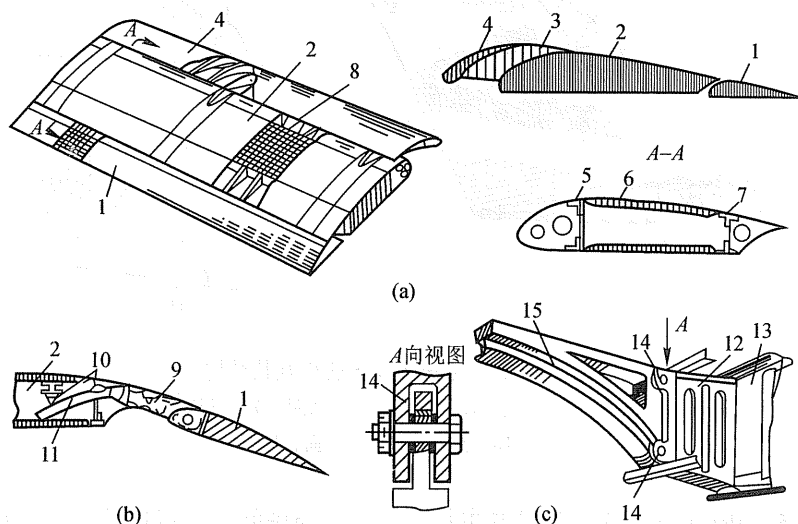


图 1.2-24 三缝襟翼结构及连接

1—尾段; 2—主段; 3—导流板支座; 4—导流板; 5、7—梁; 6—蒙皮壁板; 8—肋;
9—滑板; 10—尾段悬挂支臂; 11—滑轨; 12—加强肋; 13—后大梁; 14—耳片; 15—导轨

固定有滑板接头和操纵接头的前缘翼肋用型材加强。襟翼的主要结构悬挂在导轨上,它通过滚珠螺杆收放装置在滑板上沿导轨移动。

襟翼的尾段由大梁与前缘翼肋构成的骨架和蒙皮组成,常采用蜂窝结构来提高其刚度和降低重量。放出襟翼时,为使该段伸出和偏转,可采用常规的导轨和滑板。

如果导流板是滑动式的,为使其滑出,可使用导轨—滑板系统,这时导轨与导流板连接,而滑板与襟翼主结构连接。襟翼的导轨是由高强度钢制成的工字形剖面悬臂梁,采用螺栓将导轨与加强肋和机翼后大梁的接头连接固定在一起。

(4) 减速板和扰流板

减速板和扰流板位于机翼上表面襟翼之前。减速板在左、右机翼上对称地布置且同时张开或合上。扰流板在左、右机翼上通常也是对称布置的,但只在往其倾斜的那一侧机翼上张开。为了提高飞机相对于其纵轴的操纵效率,扰流板应远离该轴布置,通常放在外侧襟翼的前面,以增大力矩的力臂;而减速板则布置在内侧襟翼前面,在减速板不对称偏转时可减小力矩的力臂。

在着陆滑跑时使用减速板,可缩短滑跑距离。因为它们不仅增大了阻力,还降低了机翼的升力,使飞机下沉,加大机轮与跑道表面的结合力,从而提高刹车效率。当主起落架缓冲器开始压缩时,减速板被锁定。

减速板和扰流板均为薄板结构。图 1.2-25 所示为某型飞机上典型的减速板和扰流板结构。

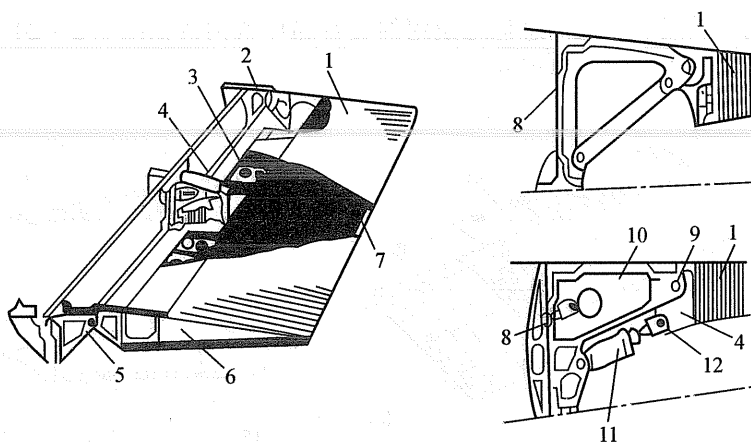


图 1.2-25 减速板或扰流板及其结构

1—扰流板壁板；2、5—接头；3—前墙；4—支臂；6—端肋；7—尾部桁条；8—机翼后大梁；
9—耳片；10—支臂；11—作动筒；12—耳片

每块减速板都由几段组成。各段的主承力结构是与中间的支臂连接的两块板，该板由大梁和两个 Π 形截面的端肋，上、下蒙皮，尾部桁条，金属蜂窝夹芯，前墙和封严型材构成。中间的悬挂支臂是沿整个翼弦的工字形截面整体梁。支臂上有耳片，耳片 9 用于将各段悬挂到机翼后大梁的支臂上，耳片 12 用于固定液压作动筒。这种带有中间支臂（在一个接头中综合了两种功能）的整段结构方案能减轻重量，并提高结构刚度。扰流片的辅助悬挂接头位于两个加强端肋上。

1.2.2 机身结构

1. 机身功用

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

2. 机身结构类型

通常，根据机身结构中蒙皮的应力状况将机身的构造型式分为：构架式、硬壳式和半硬壳式机身。

(1) 构架式机身

早期木布结构的机身是构架式的（见图 1.2-26）。通常，受力骨架是由纵向四根桁梁及直支柱、斜支柱和横支柱等构成的空间桁架。受力骨架外面蒙上棉布或亚麻布的蒙皮。机身的总体载荷：弯矩、剪力和扭矩均由空间桁架各构件承受拉压来传递。布质蒙皮仅仅形成机身气动外形，承受局部气动载荷，它是典型的锥形件。

构架式机身的抗扭刚度差，空气动力性能不好，重量大，其内部容积也不易得到充分利用。构架式机身虽然存在着上述缺点，然而对于小型低速飞机来说，这些缺点并不显著。此外，它还具有结构简单、便于制造和开口方便等优点。因此，目前还有一些小型低速飞机和

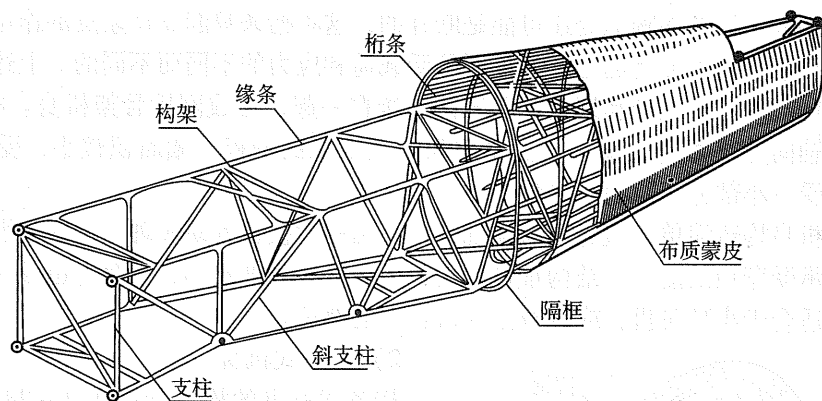


图 1.2-26 构架式机身

不少直升机的机身仍然采用构架式机身。

(2) 半硬壳式

随着飞机飞行速度的提高，铝合金广泛应用于飞机结构，飞机机身逐渐发展为半硬壳式机身。半硬壳式机身是全金属薄壁结构。铝合金蒙皮承载能力比布质蒙皮大大提高了，不仅能承受气动载荷，而且参与总体受力。但由于蒙皮厚薄不同，参与总体受力程度不同，半硬壳式机身又分为桁梁式机身和桁条式机身。

1) 桁梁式机身

桁梁式机身由几根较强的大梁、弱的桁条、较薄的蒙皮和隔框等组成，如图 1.2-27 所示。大梁（即纵梁）的强度大、重量重，它支持着隔框和桁条。在桁梁式机身中，大梁与

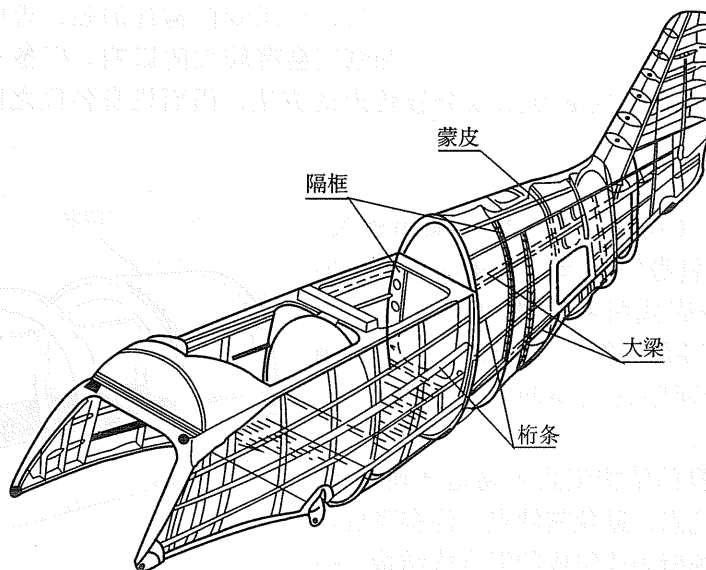


图 1.2-27 桁梁式机身

隔框、蒙皮用铆钉牢固地连接成一体。桁条比纵梁轻、强度也低得多，它主要用来保持机体的形状和固定蒙皮。桁条通常都穿过隔框上的缺口，只与蒙皮铆接。某些飞机，在承受弯矩

不大的机身部分, 桁条在隔框处还可能是断开的, 这种桁条只起支持蒙皮的作用, 不能承受轴向力。机身蒙皮的厚度是随着各部位所承受载荷和应力的不同而不同的。上述这些构件通过角片、铆钉、螺钉、螺栓和螺帽等联结件连接在一起, 形成刚性骨架机身。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。

桁梁式机身构造简单, 机身上易实现开口, 结构对接也容易实现。但因为没有充分发挥桁条、蒙皮承受弯矩的能力, 结构重量较大, 而且抗扭刚度较小, 生存力也较差。所以, 这种结构型式适合于小型飞机, 或机身上开口较多的部位。

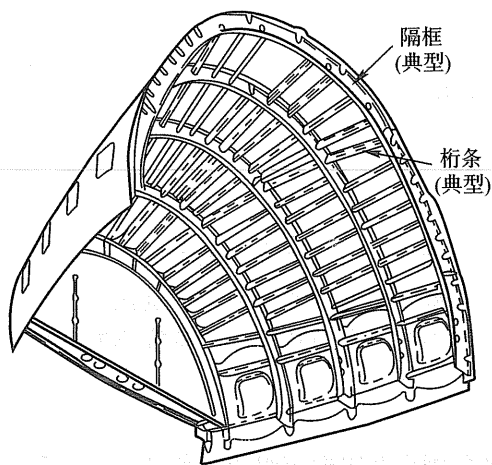


图 1.2-28 桁条式机身

2) 桁条式机身

桁条式机身的构造如图 1.2-28 所示。其构造特点是纵向没有桁梁, 桁条较密、较强; 蒙皮较厚、较强; 受压稳定性较好; 弯矩引起的轴向力全都由桁条和蒙皮承受; 剪力仍全部由蒙皮承受。由于蒙皮较厚, 在空气动力作用下, 蒙皮局部变形较小, 因而改善了机身的空气动力性能, 也增大了机身结构的抗扭刚度, 与桁梁式机身相比, 更适用于高速飞机。

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, 而且这种结构的生存力也较强。但是, 这种机身由于没有强有力的大梁, 故不宜于开大的舱口。如果要开口, 就必须在开口部位用专门构件加强, 否则对结构的强度和刚度会有较大的影响。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。

(3) 硬壳式

硬壳式机身 (见图 1.2-29) 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。由于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。硬壳式机身面临的主要问题是重量较大, 机身开口较困难。

现代飞机机身的结构型式主要是半硬壳式。为了利用它们的优点, 避免其缺点, 许多飞机机身采用了桁梁式和桁条式组成的混合式结构。一般在前机身, 因为开口较多, 总体载荷较小, 多采用桁梁式, 而机身中段、后段, 因为总体载荷较大, 采用桁条式。

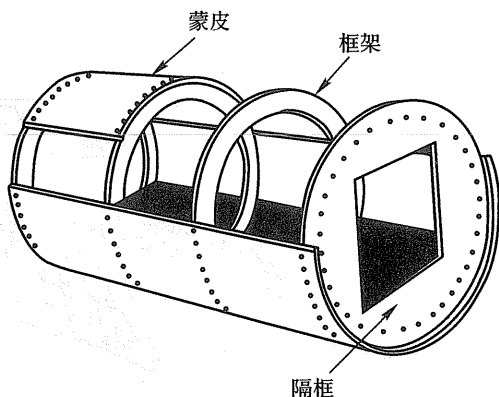


图 1.2-29 硬壳式机身

3. 机身主要构件

机身主要部件包括：蒙皮、桁条、桁梁和隔框。机身结构各元件的功用相应地与机翼结构中的蒙皮、桁条和翼肋的功用基本相同。

(1) 蒙皮

机身蒙皮的作用与机翼蒙皮的作用一样，用来维持机身外形；同时蒙皮与支撑它的构件一起承受和传递局部气动载荷和弯矩。

蒙皮可以用板材、带纵向构件的壁板、蜂窝（或其他）夹芯壁板或整体壁板制成。机身蒙皮的厚度随着各部位应力的不同而不同，大约为 $0.025 \sim 0.3 \text{ in}$ ($0.7 \sim 8 \text{ mm}$)，蒙皮应在框架处沿气流方向平搭接，大部分蒙皮被铆接到桁条，小部分铆接到框架。蒙皮的纵向连接一般采用搭接式连接。

(2) 桁条和桁梁

桁条和桁梁都是机身结构的纵向构件。它们的构造比较简单，一般采用标准的挤压和板弯型材。桁梁还有采用组合式构型的，一般由两个型材组合铆接而成。桁条和桁梁的截面形状与机翼中桁条的截面形状相似，有多种形状，只是桁梁的截面积比桁条的大。

桁条在桁条式机身中主要用以承受机身弯曲时产生的轴力。另外，长桁对蒙皮有支持作用。桁梁的作用与桁条相似，它比桁条能承受更大的载荷。

(3) 龙骨梁

龙骨梁是一个主要纵向机身部件，它由上、下两个受压的弦杆和一个带有加强筋的承剪腹板结构件组成。龙骨梁位于中央翼下方、两主轮舱之间的机身中心线上，如图 1.2-30 所示。龙骨梁对于机身、机翼和起落架都是一个重要的支撑部件。由于龙骨梁的存在，轮舱区域不需要蒙皮和桁条系统，机身侧边开口，便于在机身下部收放主起落架。这个部位垂直方向的剪力由龙骨梁承受，它把飞机底部的增压地板和桁条连接起来。侧边支撑的主起落架载荷由该部位的机身锻造地板梁传给硬壳式机身。

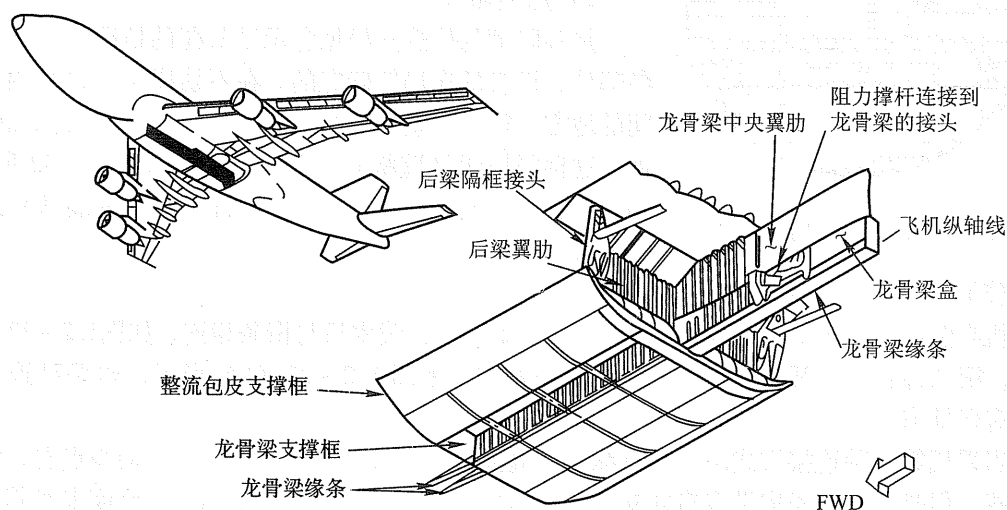


图 1.2-30 机身龙骨梁

(4) 隔框

机身隔框可分为普通隔框和加强隔框两种。普通隔框的功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，还能承受和传递某些大部件，如机翼、起落架和发动机等传来的集中载荷。

1) 普通隔框

普通隔框承受的载荷不大，所以一般都用硬铝压制的型材做成圆环形状，如图 1.2-31 (a) 所示。框缘的截面形状有闭合的和非闭合的两种，如图 1.2-31 (b) 所示。

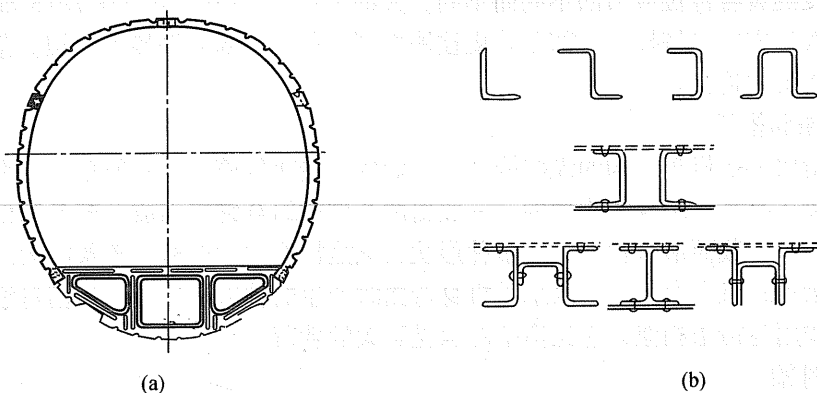


图 1.2-31 普通隔框

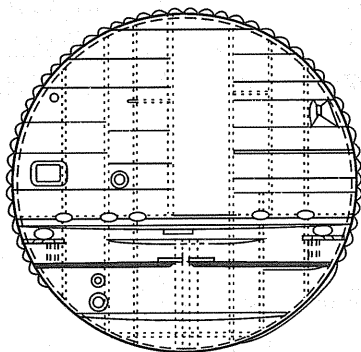


图 1.2-32 壁板式加强隔框

普通隔框的构造与机身的结构型式也有一定的关系。桁条式机身的普通隔框通常都做成完整的圆环形；桁梁式机身上大的开口比较多，开口部位的普通隔框是不完整的。

2) 加强隔框

加强隔框的构造是根据它承受载荷的情况以及机身中各部件、设备的布局等确定的。在不妨碍利用机身内部空间的地方，往往在整个隔框上铆接一块壁板和其他加强构件，这种隔框叫做壁板式加强隔框，如图 1.2-32 所示。例如机身内分舱处的隔框（特别是座舱两端的隔框）通常都是属于这一类型的。

(5) 机身上骨架元件与蒙皮的连接

机身蒙皮同骨架元件的连接有两种方式。第一种：蒙皮只与桁条相连，如图 1.2-33 (a) 所示；第二种：蒙皮既与框相连，又与桁条相连，如图 1.2-33 (b) 所示。这两种连接方式各有优缺点。

当采用第一种连接方式时，只有纵向铆缝能得到较好的蒙皮质量，从气动观点看，它要好一些。但是，由于蒙皮没有横向支持，承剪能力较差，需要通过增加蒙皮厚度来对其进行加强。为了克服这个缺点，有时采用专门的补偿片使隔框与蒙皮连接，如图 1.2-33 (c) 所示。

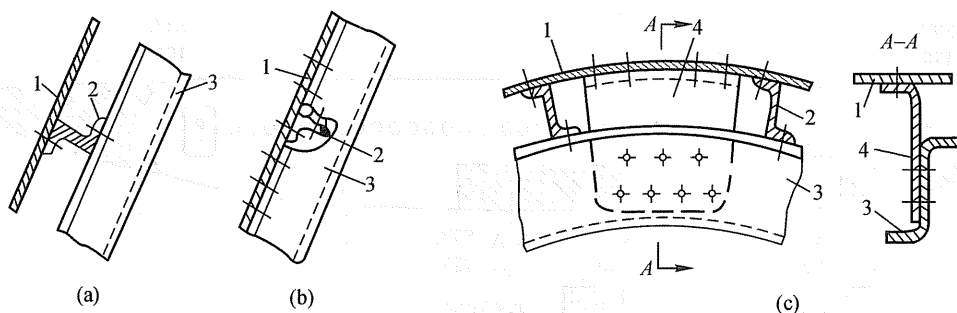


图 1.2-33 蒙皮与骨架元件的连接方式

1—蒙皮；2—桁条；3—框；4—补偿片

采用第二种连接方式的情况为隔框上开有缺口，使桁条通过。此种情况下，桁条可能不直接同隔框连接，也可能与隔框直接连接。如果与隔框连接，可以通过弯边连接或者通过角片连接，如图 1.2-34 (a) 所示。当机身隔框是加强框时，为了对隔框上的桁条缺口进行加强，则采用专门的垫板，如图 1.2-34 (b) 所示。

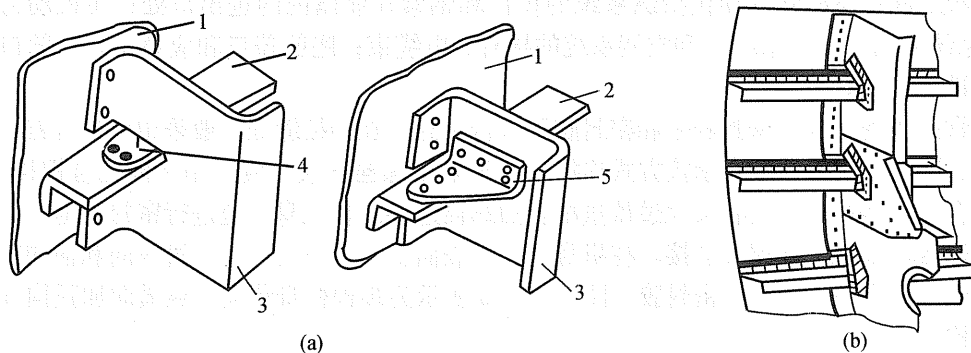


图 1.2-34 框与桁条的连接

1—蒙皮；2—桁条；3—框；4—弯边；5—角片

这种蒙皮与骨架连接方式的缺点是蒙皮上有很多铆缝。另外，由于在框上开了缺口，隔框的结构较为复杂。但是，这种构造型式能使结构获得较大的刚度，且重量更轻，因而得到广泛地应用。

4. 增压密封

现代飞机大都在空气稀薄的高空中飞行，为了保证空勤人员和旅客在高空飞行时的正常工作条件和生理要求以及保证仪表、设备可靠地工作，都采用了增压气密座舱。图 1.2-35 所示为波音 737 飞机的增压气密座舱区域。

增压座舱是将机身的一部分做成密封结构，从发动机的压气机中引出压缩空气，经空调和压力自动调节装置后进入座舱，保证座舱内的压力按预定的规律变化。

增压客舱结构一般都是机身结构的一部分，因而它既受增压载荷作用，又参与机身的总

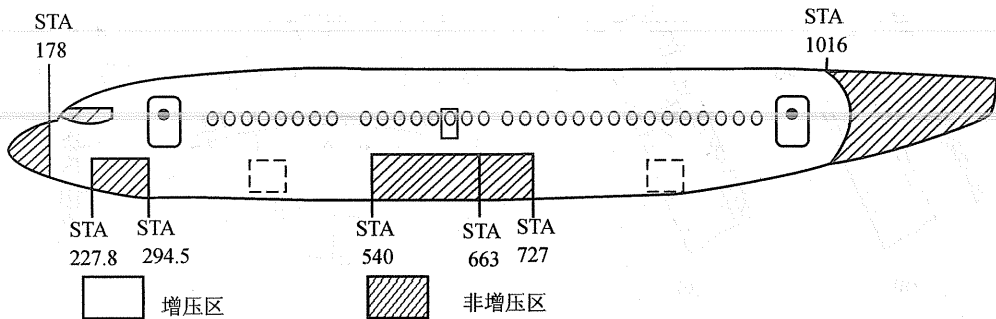


图 1.2-35 波音 737 飞机增压区

体受力，这部分结构的总应力应是上述两种载荷产生的应力的叠加。民用客机的增压座舱一般为圆筒形或接近圆筒形。前压力隔框位于驾驶舱区域内，通常小于后压力隔框。为了便于安置设备，前压力隔框常采用平面加强框。后压力隔框位于机身和尾部的连接处，大型飞机的后压力隔框通常是球面加强框。

增压气密舱内需要密封的地方有：各骨架构件与蒙皮的对接处（铆接和螺栓连接）；蒙皮与壁板之间；飞机和发动机操纵系统的拉杆和钢索在座舱内的进出口处；飞机动力系统（液压系统和高压气动系统）和空调系统的导管、电缆束；座舱盖口和应急出口；舱口和窗口也应进行密封。

通常采用密封胶、密封胶带和密封腻子进行密封。在铆接缝处一般采用双排铆钉或者多排铆钉，同时采用干涉配合铆接方式连接。如果采用螺栓连接，应采用干涉配合螺栓连接。干涉配合螺栓连接就是具有较大过盈量配合的螺栓连接。在机身上应进行密封的地方，铆钉和螺栓连接均采用干涉配合连接。在机身内、外表面上，在空气可能通过纵向和横向对接处泄漏的地方，应涂上专门的密封胶。图 1.2-36 所示为多种机身蒙皮与纵横加强构件密封对接结构。

5. 机身地板结构

地板结构由地板骨架和安装在骨架上的地板组成（见图 1.2-37）。地板骨架由纵梁和横梁组成。横梁一般采用工字形或槽形挤压型材。横梁的两端连接在机身隔框上，并与纵梁和垂直支柱构成承力骨架。纵梁同时还可以作为安装和固定座椅的导轨。地板本身由多块壁板组成，它们用螺栓固定在骨架上。作为地板的壁板是由上、下面板、轻质芯材和加强条板组成的复合材料夹芯结构，芯材可以是泡沫塑料、轻质木材或其他材料。

地板的壁板在结构上是由厚度为 1.5 ~ 3.0 mm 的两层板材加上中间充填的泡沫塑料组成，并用层合板隔板加强。地板的壁板周边镶有木质板条，这样的壁板用专门的螺栓固定在骨架上。有些地板沿纵梁通过位于纵梁下的宽垫片用螺栓将壁板固定在梁上，托板螺帽位于地板骨架上。

6. 机身开口

由于使用维护的需要，机体结构上设置有很多大小不同的开口。开口切断了蒙皮、桁条等受力构件，使机体中载荷传递路线发生变化，对开口区及其附近区域结构的受力产生影响。这种影响与开口尺寸的大小及开口部位采取的结构补偿措施有关。

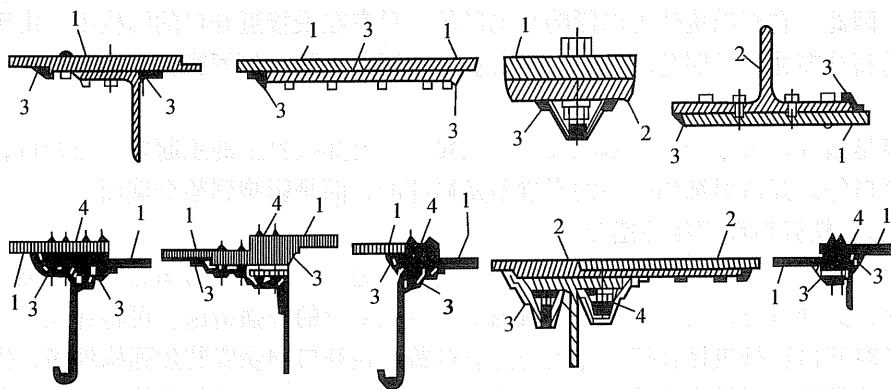


图 1.2-36 蒙皮与纵向加强件密封对接结构

1—蒙皮；2—壁板；3—密封胶；4—密封胶带

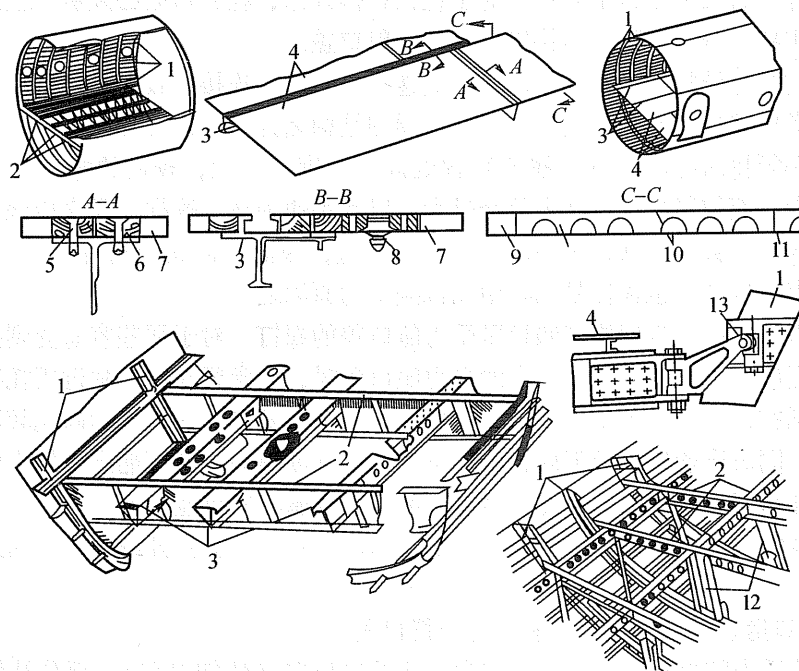


图 1.2-37 飞机地板结构

1—框；2—横梁；3—纵梁；4—地板；5—螺栓；6—橡胶条；7—泡沫塑料；

8—锁；9—木质板条；10—双层胶合板；11—隔板；12—垂直支柱；13—铰接头

(1) 开口类型

1) 大开口和中、小开口

按照开口尺寸的大小，可将开口分为大开口和中、小开口。这里所说的开口大小是指它与所在部件的基准尺寸相比而言，而不是开口的绝对大小。比如机身上的开口通常是用开口

一边的长度与机身直径相比来判定其大小。中、小开口的尺寸相对它所在部件的基准尺寸而言比较小。因此,它对结构传力的影响是局部的,只有在最接近开口的结构中,由于开口造成的载荷重新分布才比较明显。比如,梁腹板上的开口,肋、隔框腹板上的开口,机身观察窗开口等。

大开口是指开口尺寸与部件基准尺寸相比较大。比如机翼上的主起落架舱开口,机身上的大货舱开口等。开口对结构受力的影响不是局部的,而是影响到整个截面。

2) 直接补偿开口和间接补偿开口

结构上开口后,结构的局部、整体强度或刚度必定有所削弱。为满足结构的强度、刚度和寿命要求,必须对开口区进行补强。根据对开口区采取的补强措施,可将补强方法分为两类:一类是对开口进行直接补偿,即用受力舱口盖或在开口周缘安装加强构件等,代替被去掉的构件,这类开口叫做直接补偿开口;另一类是不直接对开口进行补偿,而是改变开口部位的整个结构,以适应开口后的受力需要,这类开口叫做间接补偿开口。

(2) 口盖类型

1) 快卸口盖和一般口盖

在与飞机外形有关的结构上开口,为了提供整体外形,在开口处必须有口盖或舱门。如果按口盖的使用特性分类,可分为快卸口盖和一般口盖。

一般口盖与基体结构用螺钉连接固定,其连接点较多,连接处较强,口盖可传递部分或全部载荷。这类口盖的拆卸与安装较慢,开口周围结构因开口而需要加强。注意,在安装受力舱口盖时,必须将所有的螺钉(螺栓)拧到同一紧度。否则,较松的螺钉受力就会减小甚至不参加受力,而较紧的螺钉受力就会过大,以致很快损坏。这样,原来应该由舱口盖传递的力,就要部分地甚至全部地转为由其他构件传递,因而会使其他构件受力增大。此外,螺钉的固定紧度不均匀,也往往是飞行中飞机振动的原因之一。

在维护工作中,必须定期检查和拧紧受力舱口盖的螺钉。对于那些容易受到撞击或振动的舱口盖,则更应加强检查。在拆装大的受力舱口盖时,通常要在舱口附近用托架托住。如果不用托架,则在机体结构重量作用下,舱口盖上的螺钉要受到剪力,拆卸比较困难,并且容易造成损伤;同时当舱口盖拆下后,由于机体结构刚度减弱,还可能产生较大的变形,使舱口盖的螺钉孔与开口周缘的螺钉孔不容易对准,以致舱口盖可能装不上。

快卸口盖通常只需简单地按一下或旋一下,即能使整个口盖打开或关上。因此使用维护很方便。

2) 非补偿口盖、部分补偿口盖和完全补偿口盖

如果按口盖受力特性分类,可分为三类:非补偿口盖(快卸口盖)、部分补偿口盖和完全补偿口盖。一般小开口的口盖大多为非补偿口盖;中开口的口盖各种类型都有,但大多为完全补偿口盖;大开口的口盖可能是完全补偿口盖,也可能是非补偿口盖。

在飞机飞行中非补偿口盖完全不参与传力;部分补偿口盖一般只能传递剪切载荷;完全补偿口盖可以传递各种载荷。

(3) 开口补强措施

1) 无口盖小开口

无口盖的小开口一般处于梁腹板、肋腹板和框腹板上。开口形状最好为圆形,因为在不同载荷作用下它引起的应力集中系数比较小。这类开口区的补强比较简单,只要在开口边缘

加一个加强口框即可。口框可采用法兰盘式加强环,如图 1.2-38 (a) 所示,也可采用组合式,如图 1.2-38 (b),在弯矩最大的 4 个角上布置斜支撑筋条,以防蒙皮受压屈曲。如果载荷不大,腹板又比较薄,压弯边即可。

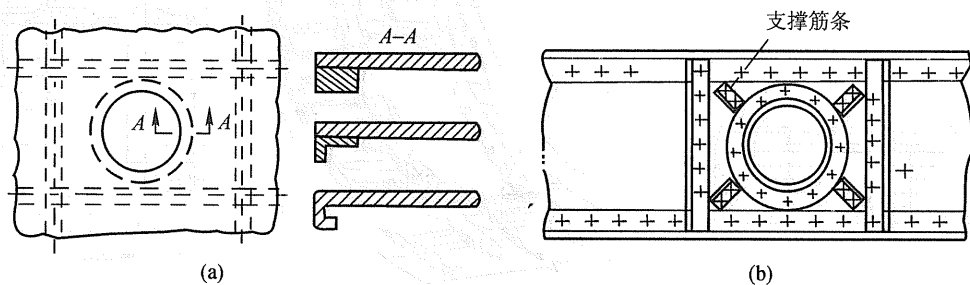


图 1.2-38 无口盖小开口结构补强设计

2) 有口盖小开口

在外层蒙皮上的小开口都带有口盖,其口盖大多为板材,如果口盖要传递正应力,则可以在正应力载荷方向布置一些筋条。图 1.2-39 (a) 所示为一圆形小开口,口盖为一平板。图 1.2-39 (b) 所示为一带圆角的方孔,其口盖在正应力方向布置筋条。

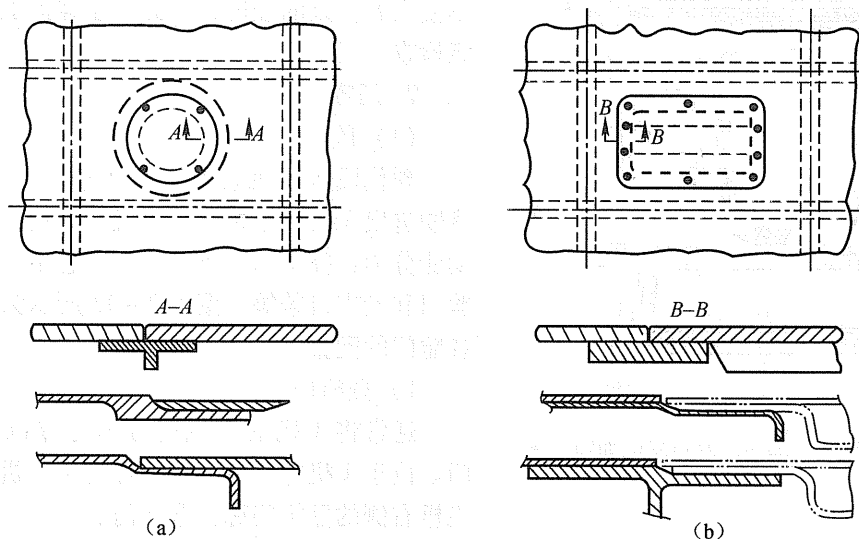


图 1.2-39 带口盖的小开口的补强设计

3) 中开口补强措施

民航客机登机门是一个比较大的中开口,它切断了多根长桁。结构补强原则是充分利用原有的纵、横向构件,围绕开口布置“井”字形的加强件,如图 1.2-40 (a) 所示,形成一个很强的口框,以保证舱门的刚度,并和一系列的扩散件构成一个新的载荷传递系统,如图 1.2-40 (b) 和 (c) 所示。

机身窗户开口区通常采用双层铝条和高强度铝合金窗户骨架加强。图 1.2-41 所示为波音 737 飞机窗户开口区的补强结构。

4) 大开口补强措施

机身上一些大的开口部位,往往又是大的集中载荷作用的地方。所以,在这些部位常设

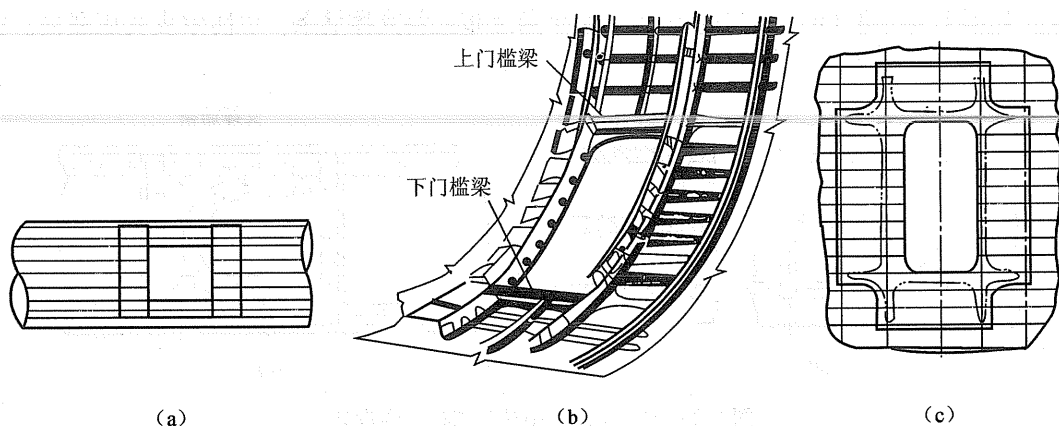


图 1.2-40 机身舱门开口的结构补强设计

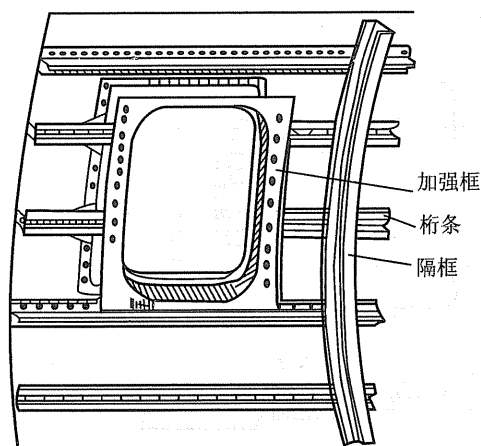


图 1.2-41 客舱窗户开口处的加强结构

置有开口的加强隔框。这种加强隔框，结构重量往往很大，为了减轻结构重量，在设计时都尽量不使它有多余的强度，因此，在维护工作中应注意检查。

7. 门窗

(1) 舱门

现代民航客机设置了各种舱门，以供人员、货物进出飞机和维护修理飞机时使用。按照门的功能分为：登机门、服务门、紧急出口窗门、货舱门和检查口盖等。图 1.2-42 所示为某型飞机各舱门的配置。

1) 登机门

通常将飞机的登机门分为主登机门和服务门。位于飞机左侧的登机门称为主登机门；位于飞机右侧的登机门称为服务门。

大型民航客机一般有两个主登机门，它们位于飞机左侧的前、后部。载客多的大型飞机，其主登机门多于两个，例如波音 777 飞机具有 4 个主登机门，它们位于飞机左侧的前、中、后部。主登机门主要用于机组和乘客上下飞机，也可作为紧急出口。服务门位于飞机的右侧，且与登机门相对，其数量与登机门相等。服务门主要用于厨房服务等，在紧急情况下，也可作为应急出口。

某些型号飞机的主登机门，特别是中小型飞机的主登机门，其底部用铰链与机身铰接。当它处于打开并且在放下位时，还可作为登机梯使用。

① 登机门构造

登机门是由一个框架和蒙皮构成。框架由高强度铝合金型材制成。框架的内外两侧铆接着铝合金蒙皮。在舱门框架内部装有操纵手柄机构、扭力管和锁门传动机构等，登机门典型

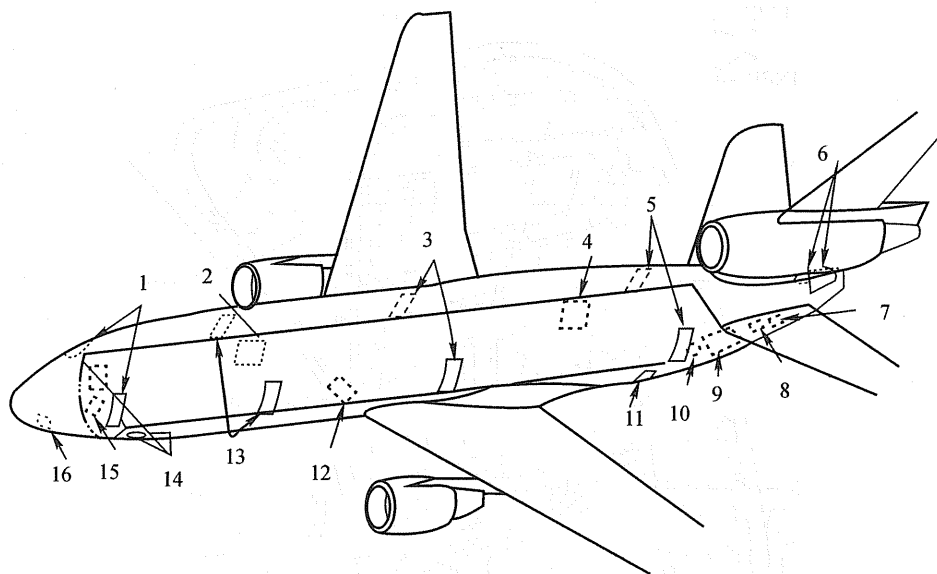


图 1.2-42 飞机主要舱门的配置

- 1—前登机门；2—前货舱面；3—应急出口；4—中央货舱门；5—后登机门；6—尾锥上门；
7—尾锥下门；8—后附件舱门；9—APU 舱门；10—后机身舱门；11—后货舱门；
12—中附件舱门；13—中登机门；14—空调舱门；15—电子舱后门；16—电子舱下门

构造如图 1.2-43 所示。

转动操纵手柄即可带动操纵杆和锁闩传动机构动作，使锁闩内缩开锁，同时使上下折叠板内折收起，从而降低舱门的高度。在舱门的侧边安装有若干个止动块。舱门关闭时舱门上的止动块与机身门框上的止动支座相接触。这样就将舱门承受的增压载荷，以集中载荷的形式传递到门框结构上。舱门在靠机头方向的一侧用两个铰链组件与机身门框铰接。

② 登机门操纵

图 1.2-43 所示登机门是一种外开式舱门。这种舱门开启和关闭的运动轨迹比较复杂，其结构和传动机构也较复杂。当要关闭舱门时，先要将舱门收入机身内，然后再将舱门向门框推去，使其压紧在门框上。当这种舱门在关闭状态要打开时，要先将舱门略微向内拉，然后再将舱门向门框外推出。在舱门进、出门框时，通过舱门的手柄传动机构将上、下折叠板内折，从而缩短舱门的高度，以便舱门通过门框。

所有的登机门都可从机身的内部或者外部打开和关闭。

③ 登机门密封

舱门与门框之间的密封主要采用密封带来密封。密封带有多种形式，常用的有：充压密封胶带、具有填充物的密封带和实心密封带。

舱门密封的典型方式是采用具有海绵状橡胶或硅树脂填充的密封带，利用门框上密封型材压紧密封带形成密封线。这种形式的密封带，由于有海绵状的内部填充物具有固定的弹性，当座舱增压时，它不随舱内压力的变化而变化，以确保密封的稳定性。同时，因为这种密封带具有内衬，所以较之充压无内衬密封胶带，具有耐疲劳性好，便于维护的优点。

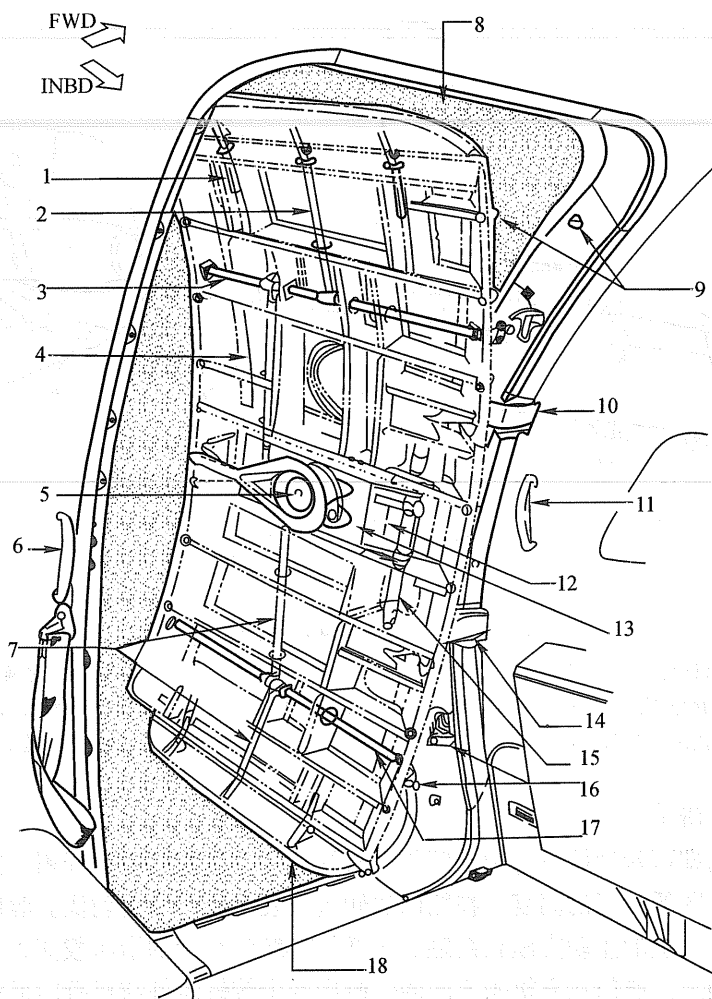


图 1.2-43 登机门结构

- 1—止动杆；2—操纵杆；3—锁杆；4—操纵杆；5—舱门手柄操纵机构；6—辅助手柄；7—操纵杆；
8—上折叠门板；9—门止动块；10—上铰链组件；11—辅助把手；12—手柄机构罩盖；13—锁闩曲柄组件；
14—下铰链组件；15—扭力管；16—锁闩组件；17—锁杆；18—下折叠门板

2) 应急出口

按航空法规要求，在公共运输飞机上都需要设置应急出口，以便乘客和机组人员迅速撤离飞机。在紧急情况下，所有登机门和服务门均可作为紧急出口。民航客机在驾驶舱和客舱分别设置了应急出口窗门。驾驶舱的应急出口是两个可开关的移动侧窗。在紧急情况下，将该窗取下，成为机组人员的应急出口。客舱的应急出口一般位于机翼上方、机身的左右侧，参见图 1.2-42。这样设置的目的是利用机翼来降低乘客从机身逃离的高度。应急出口的数量取决于飞机的座位数。

应急出口窗门的结构与登机门和服务门类似，但是简单了许多。图 1.2-44 所示为波音 737 飞机的应急出口窗门的外形及构造图。该应急出口窗门是利用舱门下部的两个定

位桩和上部的锁机构固定在位的。锁机构由松锁手柄、扭力管、曲柄组件和锁门组件等组成。

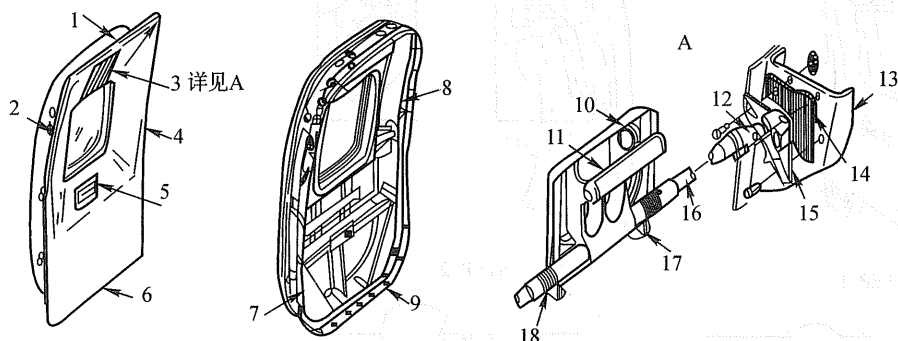


图 1.2-44 应急舱门的构造

- 1—锁滚轮组件；2—止动块（6件）；3—开锁手柄；4—舱门面板；5—把手；6—支点头；
7—垫片紧固件；8—门框；9—支撑板；10—手柄框；11—开锁手柄；12—曲柄组件；13—门框；
14—锁板；15—锁接头；16—扭力管；17—锁组件；18—扭力弹簧

应急窗门可以从飞机内或者飞机外打开。当从机内打开应急窗门时，先打开手柄罩，然后拉下松锁手柄，使锁机构开锁。窗门上缘即往舱内打开，继续抓住松锁手柄，并用另一只手握住下面的扶手口，将舱门上部向内拉，使锁机构完全脱开，再用双手将窗门向上抬起，脱开定位桩，向内取下窗门，如图 1.2-45（a）所示。

当从机外打开应急出口窗门时，只需推动窗门上部的推板即可松开锁机构，然后再将窗门向内推即可，如图 1.2-45（b）所示。注意，在机外打开应急窗门时，机内应有人接应，以防止损坏窗门。

3) 货舱门

货舱门用于货物和设备迅速、安全和高效地装卸。现代飞机通常在机身右侧前、后的下部安置有两个货舱门。除此之外，某些型号飞机上还有侧货舱门，侧货舱门位于机身后部左侧边，用于当飞机进行客货混运或全货运时将货物装进主舱。

两个货舱门都是向内打开的堵压式舱门。货舱门通过其上部内侧的两个铰链与机身铰接，如图 1.2-46 所示。

两铰链之间有一个缓冲器。当舱门处于打开位置，如果平衡机构绳索断裂，缓冲器可防止舱门快速掉落。除舱内压力外，一个挂钩系统用于使货舱门保持关闭。在典型情况下，货舱门挂靠在主弹簧钩上。当门移动到关闭位置时，这些钩子与弹簧滚轴啮合，使门停止。绕滚轴旋转的弹簧钩使门固定在地板结构上。飞行中通过转动凸轮上的制动扇形体保持弹簧锁的位置。

货舱门可以从机外打开，也可以从机内打开。从机外打开货舱门时，先将手柄从凹槽内拉出，然后反时针转动，打开锁机构，舱门在平衡机构弹簧力作用下会自动向内、向上打开，直到舱门下边缘处的锁机构被机身地板结构上的锁钩住为止。从机内打开货舱门时，使用内侧操纵手柄，将手柄顺时针转动，先打开锁机构，再打开舱门。

关闭舱门时，先抓住与舱门相连的张力绳往下拉，打开收上锁，并使舱门从打开位置往下运动，当另一只手抓住舱门手柄时，松开绳子，拉手柄将舱门关上，顺时针转动手柄，使

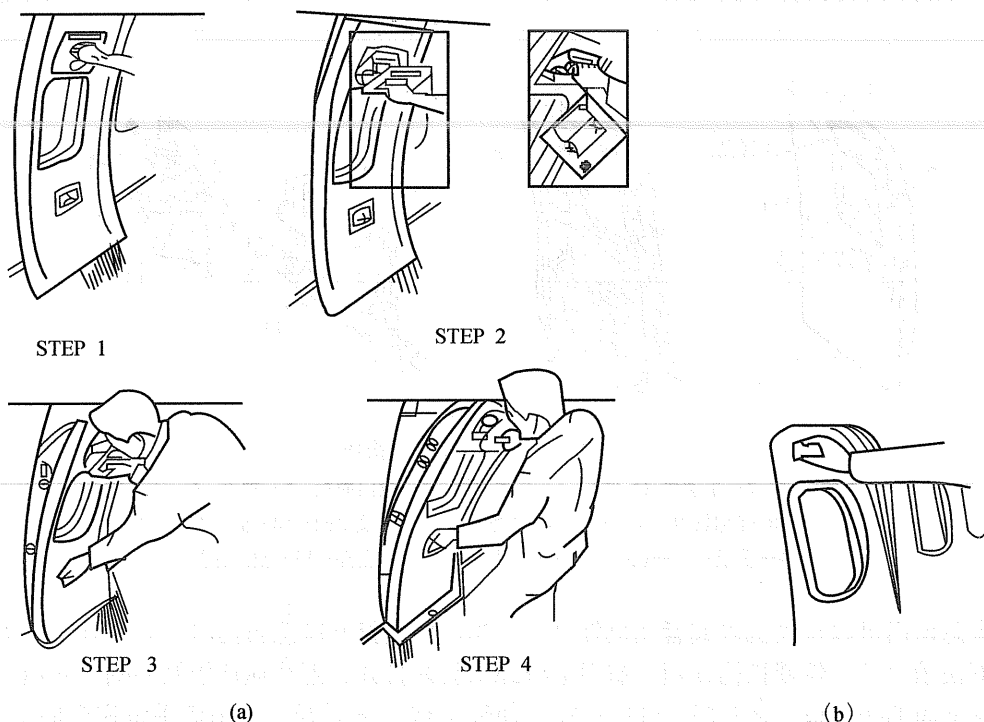


图 1.2-45 打开应急出口的操作步骤

舱门上锁，锁好后，手柄自动缩回凹槽内。

4) 检查口盖

检查口盖提供进入各隔舱维护的入口，包括安定面舱门、液力系统舱门、起落架舱门和电子舱门。除了机身表面的一些门外，在机身内部和机翼上还有一些门或盖板，主要用于输油、检查和输氧等各种勤务实施。

(2) 窗户

飞机的窗户包括驾驶舱窗户和客舱窗户，所有的窗户必须保证机组人员和乘客具有良好的视野，同时还必须能够承受座舱的增压压力。驾驶舱的窗户还必须具有抵抗鸟撞击和防冰性能。

1) 驾驶舱窗户

驾驶舱窗户位于飞机的前部，绝大部分的现代飞机在正前方和两侧平均分布着六个窗户，正驾驶的正前方窗户定义为左一号，逆时针依次定义为左二号和左三号，类似的副驾驶的正前方窗户定义为右一号，顺时针依次定义为右二号和右三号。

所有驾驶舱窗户都是由几层不同物质制成的层合结构。位于驾驶舱风挡玻璃最外层的是非常硬的强化玻璃，而化学强化玻璃位于驾驶舱风挡玻璃的中层和内层，化学强化玻璃是一种具有弹性的特殊的聚丙烯玻璃，将各层玻璃通过一种特殊塑料——聚胺酯加压弯曲粘接在一起。在所有驾驶舱窗户外层玻璃的内侧安装有一片透明的导电覆盖膜——加热膜，当电流通过时将窗户板加温，形成防冰和防雾系统。

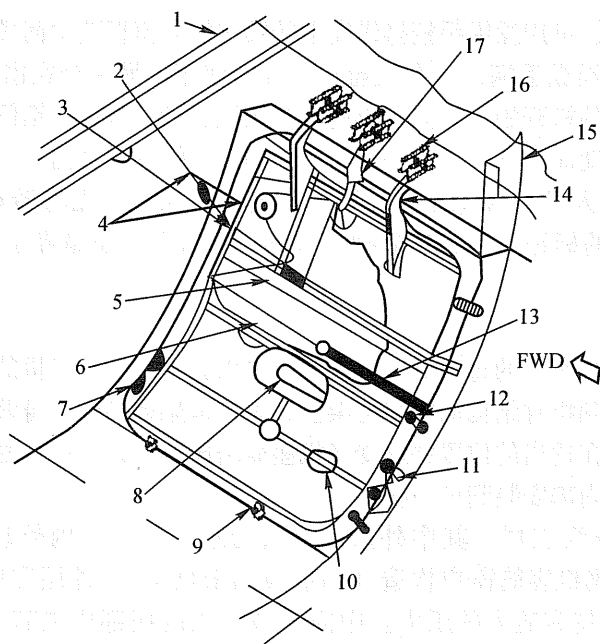


图 1.2-46 货舱门的构造

- 1—地板梁；2—调整片；3—绳索夹；4—收紧索组件；5—绳索组件；6—已拆除内侧蒙皮；
7—锁闩；8—货舱门内手柄；9—货舱门（关闭位）；10—货舱门锁闩机构；11—舱门止动块；
12—连接板；13—弹簧；14—铰接支臂；15—门框；16—轴承座板；17—缓冲器

通常两个正前面的一号窗户就是所谓的风挡窗户。位于每一侧的二号窗户是可以打开的，为机组人员充当紧急出口，也可使驾驶员看到地面。固定的一号风挡窗户和三号窗户都是从飞机的外部安装的，并直接固定在飞机结构的框架上。可滑开的二号窗户是由驾驶舱内部安装的，可沿着导轨移动。图 1.2-47 所示为某型飞机驾驶舱可滑动窗及其附件。

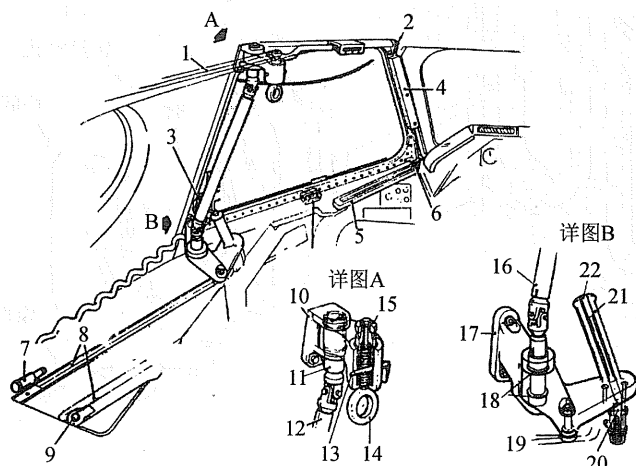


图 1.2-47 驾驶舱可滑动窗户及其附件

- 1—上轨道；2—锁闩；3—接线板；4—安全护垫；5—前轨道；6—滚子；7—缓冲器；8—后轨道；9—锁柱塞；
10—上安装座；11—转动臂；12—扭力管；13—快卸销；14—抛弃手柄；15—上滚子；16—扭力管；
17—下托架；18—凸缘；19—滚子；20—锁柱；21—操纵手柄；22—松开销

当滑动窗关上时,可用操纵手柄操纵窗上的锁闩插入窗框孔中而锁住。装在滑轮轨道内的两个锁柱用来锁住操纵手柄,一个在窗户全开时使用,另一个在窗户全关时使用。开窗时,压下操纵手柄上的松开锁,先向里再向后拉操纵手柄,就可使锁闩从窗框孔中抽出,并使窗户沿轨道向后滑动而打开,直到手柄与后面的一个锁柱嵌合为止。在紧急情况下,可将该窗取下,成为机组人员的应急出口。取下该窗的方法是:先将转动臂上的白色标记与“窗户抛弃”标牌上的标记对齐,然后抽出快卸销,再向下拉抛弃手柄,使上滚子脱离轨道,即可取下。

2) 客舱窗户

客舱窗户位于机身客舱的每一侧,被设计为可以让乘客看到飞机的外面并保持客舱内的压力。这些窗户固定到机身结构的窗户框架上,窗户框架铆接到机身蒙皮的内表面。窗户框架把两块玻璃板固定在适当的位置并承受飞机座舱增压载荷,用一个密封件通过螺栓和螺帽把客舱窗户从机身的内部安装到窗户框架上。

客舱窗户玻璃分为三层。其中外层、中层为承压构造,内侧玻璃不承受压力,图 1.2-48 所示为某型飞机客舱窗户构造(内层玻璃未显示)。外层和中间层玻璃板均为特殊的聚丙烯玻璃以保持客舱内的压力。中间层玻璃板的底部中央有一个小孔,其作用是保持两层玻璃板之间的压力与客舱压力相同,如果外层玻璃板损坏,全部压差都将由中间层玻璃板来承受(中间层玻璃板可承受正常压力的 1.5 倍),使客舱窗户具有故障/安全特性。

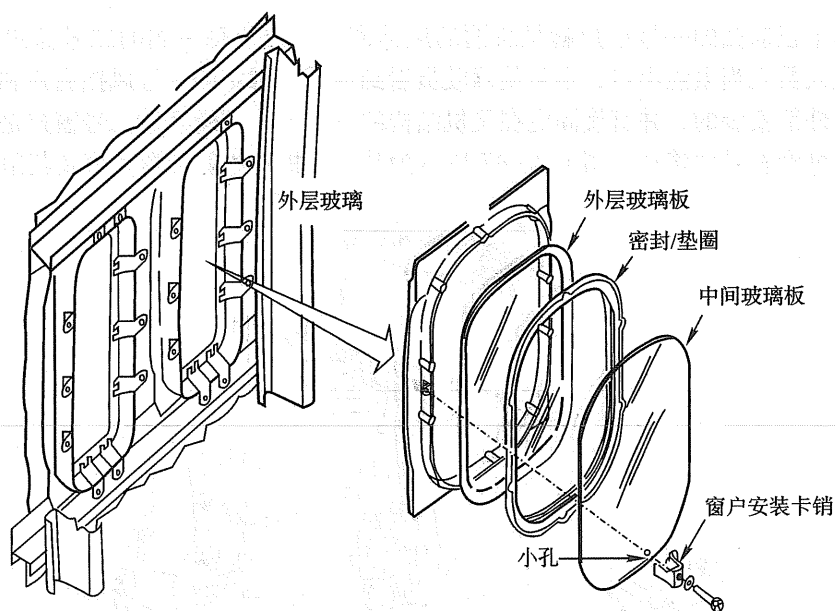


图 1.2-48 典型客舱窗户的构造

1.2.3 飞机尾翼

飞机的尾翼一般由水平尾翼和垂直尾翼两部分组成。水平尾翼包括水平安定面和升降舵，垂直尾翼包括垂直安定面和方向舵，如图 1.2-49 所示。

尾翼的功用是使飞机能保持俯仰和方向平衡，并使飞机具有俯仰和方向安定性、操纵性。对尾翼的主要要求是：保证飞机平衡和具有必要的安定性及操纵性，强度、刚度足够而重量轻，尾翼载荷对机身的扭矩应尽可能小。

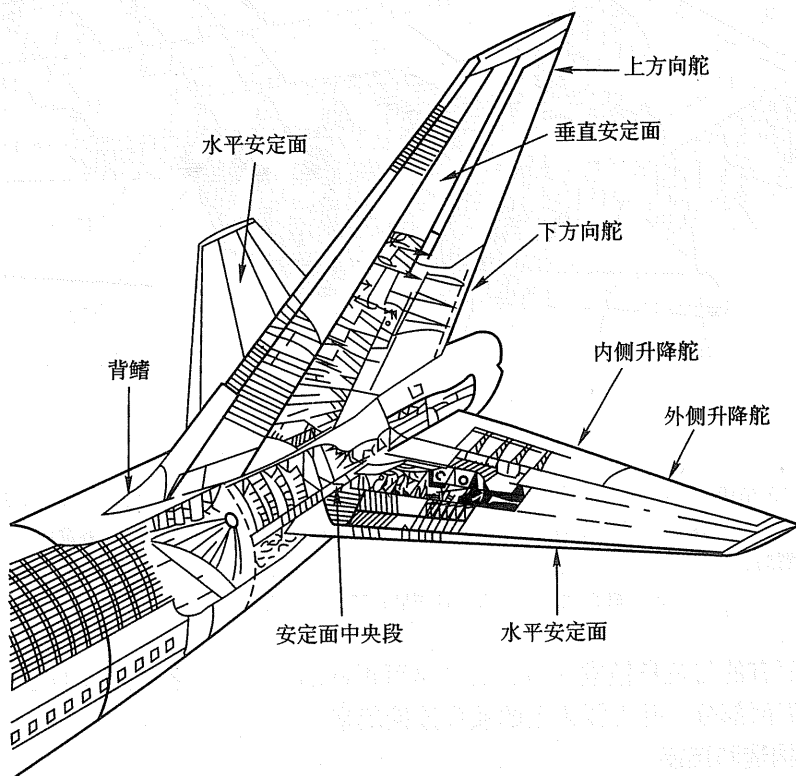


图 1.2-49 尾翼的组成

1. 安定面的构造

安定面的构造与机翼基本相同。轻型飞机的安定面较小，如果采用单块式结构，施工比较困难，固定也比较复杂，所以一般都做成梁式结构。大型飞机的安定面，翼展较大而厚弦比较小，如果采用梁式结构，会造成结构重量大、抗弯刚度不足等缺点，所以，大多做成多纵墙的单块式结构。

水平安定面有整体的和可分离的两种。后掠水平尾翼的左右安定面做成一个整体时，往往采用有坚固中央翼肋的结构型式；如果做成可分离的，则多采用有坚固侧边翼肋的结构型式。图 1.2-50 所示为现代民航大型客机的一个典型的水平安定面结构。

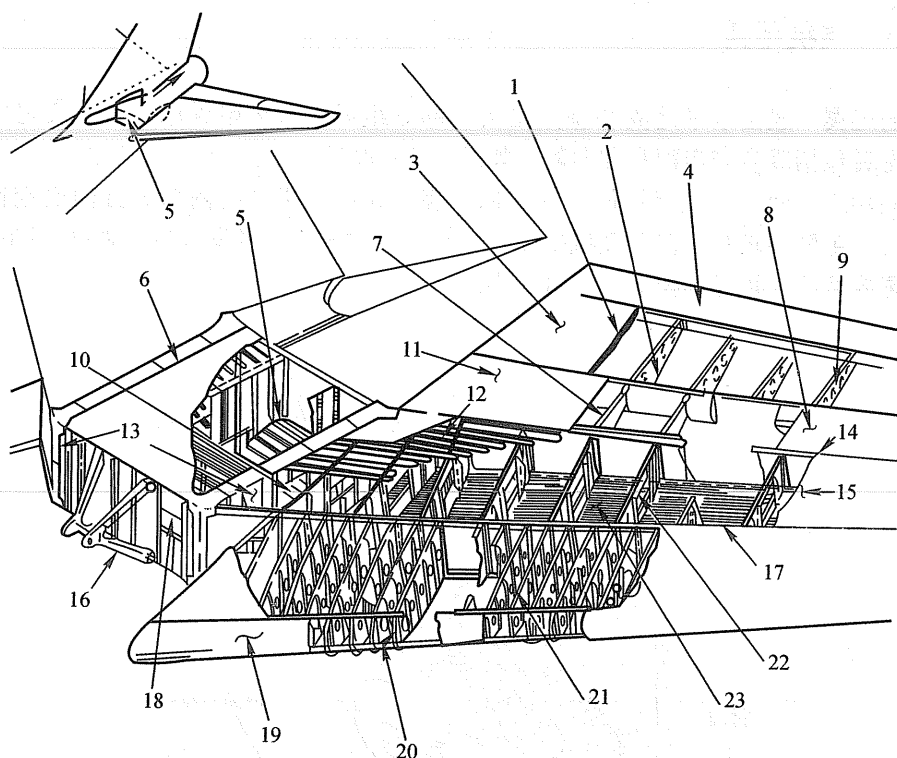


图 1.2-50 水平安定面结构

1—玻璃纤维蜂窝结构；2—升降舵铰链；3—内侧升降舵；4—玻璃纤维蜂窝结构后缘；5—水平安定面中央段；6—蒙皮接合板；7—铰接翼肋；8—固定后缘；9—铝合金梁和翼肋；10—可拆卸板；11—铝蜂窝结构；12—加强条；13—铰链；14—翼肋；15—后梁；16—蒙皮板件；17—前梁；18—作动筒接头；19—开式接近孔；20—可拆卸前缘；21—辅助梁；22—钣金件翼肋；23—水平安定面外侧段

垂直安定面有的与机身做成一体，有的是可拆卸的。“十”字形配置的尾翼，垂直安定面通常做成上下两部分，并由翼梁上的接头连接起来。

2. 舵面的构造和连接

方向舵和升降舵的构造与副翼基本相同，一般都采用没有桁条的单梁式结构。图 1.2-51 所示为某型飞机升降舵构造图。

3. 舵面与安定面连接

方向舵与垂直安定面的连接接头通常多于两个。当垂直尾翼被水平尾翼分隔为上下两部分时，上下两个方向舵的转轴是用万向接头连接的。

低速飞机上，左右升降舵的转轴大多是成一直线的。因此，往往将它做成一个整体，并用几个接头与水平安定面相连，中间的接头通常与操纵臂做成一体。

后掠水平尾翼两个升降舵的转轴不成一直线，所以左右升降舵只能各自用两个以上的接头连接在水平安定面上。左右升降舵的转轴，有的用万向接头连接，有的则分别与操纵机构的两根转动杆相连。

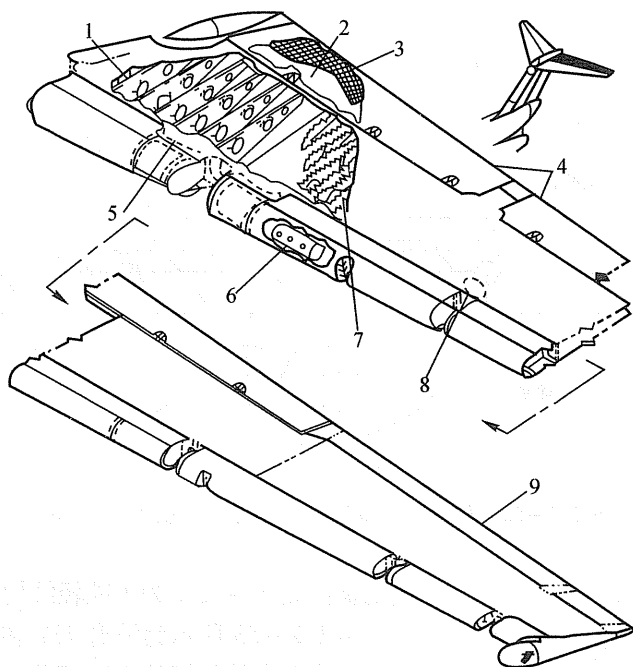


图 1.2-51 某型飞机升降舵构造

1—翼肋；2—加强片；3—蜂窝夹芯；4—升降舵调整片；5—梁；
6—配重；7—带齿加强片；8—接近舱口盖；9—后缘

1.2.4 飞机结构装配

1. 机翼与机身连接

按无机翼通过机身，机翼与机身的连接结构形式可分为有机翼通过机身和左右机翼连于机身两侧的两种形式。

(1) 有中央翼的机翼连接

有机翼通过机身的连接形式又可分为机翼与机身框各自独立结构的连接和中央翼梁与机身对接框为整体结构的连接。

1) 机翼和机身框各自独立结构的连接

当机翼和机身框为各自独立结构时，从原则上说带中央翼的机翼靠四个铰接接头就能将机翼的剪力、扭矩和弯矩传给机身。

图 1.2-52 所示为某型民航飞机的机翼与机身的连接形式。机翼以嵌入形式插到前、后两个机身对接框之间，通过四个空心销将机翼的前、后梁与对接框连接。空心销是典型的铰接接头，构造简单，易于安装。

这种设计允许翼梁与框各自独立变形。机翼阻力和发动机推力主要通过机身下方的机身龙骨梁传给机身。龙骨梁上的柔性板能在机翼弯曲时，承受弯曲引起的力。

2) 中央翼梁与机身对接框为整体结构的连接

中央翼梁与机身对接框为整体结构是指将机翼梁设计制造成为机身加强隔框的一部分，

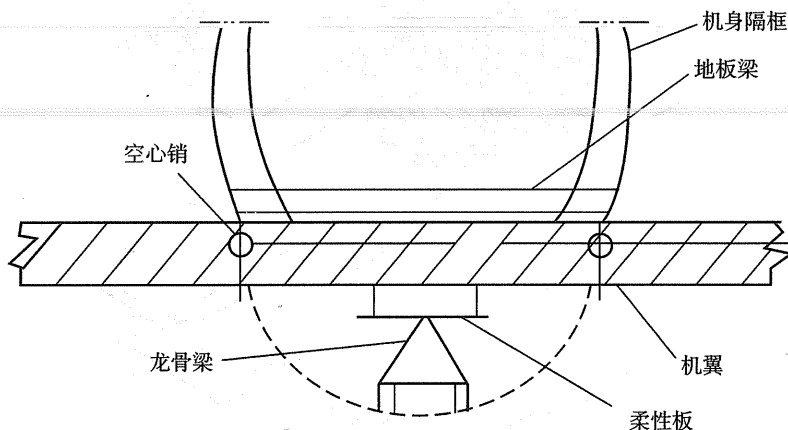
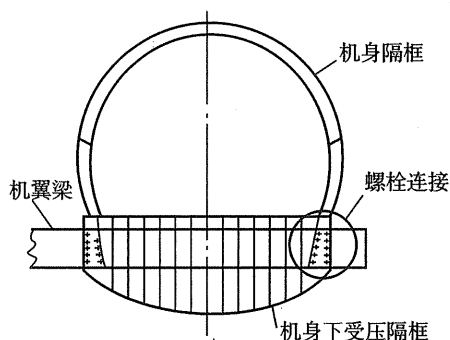


图 1.2-52 机翼与机身隔框各自独立结构的连接形式

图 1.2-53 中央翼梁
与机身隔框为整体
结构的连接形式

做成整体结构主要是为了减轻结构重量。

图 1.2-53 所示为波音 737 和波音 747 的对接框设计。其上半部是框的主要部分，它把机翼的剪力传到机身壳体上。框的下半部由中央翼梁及其向下延伸部分组成，延伸部分是次要结构。上、下两部分别用螺栓连成整体。这种机翼与机身的连接形式应用较为广泛。

(2) 无中央翼的机翼连接

当无机翼通过机身时，左、右机翼与机身两侧连接的形式有集中式连接和分散式连接两种形式。

1) 集中式连接

集中连接形式只需要少数几个连接接头。机翼与机身以集中连接形式在机身侧边对接时，至少要有一个固连接头和一个铰连接头。梁式机翼都采用集中连接的形式来连接。

如图 1.2-54 所示，耳片垂直（螺栓水平）放置的梁式翼面对接接头，垂直剪力和垂直弯矩靠螺栓受剪传力，水平剪力靠耳片挤压传力，水平弯矩也靠螺栓剪切传力。

为了在根部将蒙皮传来的扭矩由集中式接头传走，必须设置根部加强肋，将扭矩转化成一垂直力偶传给翼梁腹板，然后连同梁腹板中原来的剪力一起通过与缘条和接头牢固连接的加强垫板、加强支柱或角盒传到上下叉耳接头的耳片上，再由螺栓受剪向机身接头传递。如果对接耳片水平放置，螺栓垂直，则垂直剪力靠耳片挤压传递。这时，须在上下水平耳片之间配置加强筋来提高耳片在垂直方向的刚度。垂直弯矩、水平剪力和水平弯矩均由螺栓受剪传力。为了传递扭矩，应用水平方向的加强垫板和加强支柱将上下蒙皮与对接接头的水平耳片牢固连接，扭矩便通过加强肋上下缘条转化成一水平力偶传递到接头上。因此，耳片的传力性质取决于耳片的方向：耳片平面方向的刚度大，因此能够传递位于其平面内的载荷，传力时螺栓受剪；垂直于耳片方向，耳片刚度差，只能靠耳片直接受挤压传递载荷。

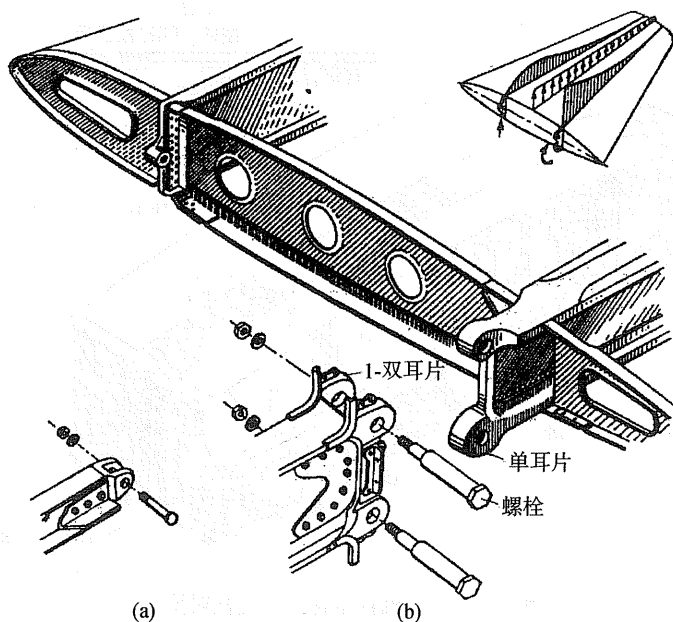


图 1.2-54 集中式连接
(a) 铰接头; (b) 固接头

由于这种单传力途径的静定连接方式不具有破损安全特性,一旦固接接头破坏,后果将是毁灭性的。因此,现代飞机均采用多接头连接。

2) 分散式对接

单块式机翼是靠上下壁板中的分散轴力传递弯矩,为适应这种结构形式的传力特点,机翼对接应采用分散式对接接头。分散对接形式主要有梳状型材接头围框对接和多个单个接头围框对接等形式。

① 梳状型材接头围框对接

梳状型材接头围框对接如图 1.2-55 所示,翼面壁板通过多个受剪螺栓连接在梳状型材接头上,螺栓展向放置,梁缘条也通过受剪螺栓连接在梁缘条接头上。梳状型材接头与梁缘条接头搭接,型材接头和梁缘条接头处开有受拉螺栓槽,通过受拉螺栓把两段翼面壁板和梁缘条连为一体。两段的梁腹板端设有加强立柱,通过螺栓将立柱及腹板连为一体。

传递向上的垂直弯矩时,下翼面对接螺栓受拉,上翼面对接螺栓不受力,轴向压力直接通过接头端面以挤压方式传递;反之,上翼面对接螺栓受拉,下翼面对接螺栓不受力。

② 多个单个接头围框对接

多个单个接头围框对接形式,沿翼面对接剖面设置许多单个接头。每个单个接头与壁板的蒙皮和长桁通过受剪螺栓连接。两翼段的相应接头通过受拉螺栓对接。这种对接形式的轴力和剪力传递与梳状型材接头围框对接相同。它与梳状型材接头围框对接相比,具有装配工艺性好,接头便于加工和装配,结构简单,多个接头连接结构传递扭矩能力差。具有在两翼段的对接接头间设置一个板状加强肋,以对接螺栓受剪传递扭矩,可改善传递扭矩能力差的

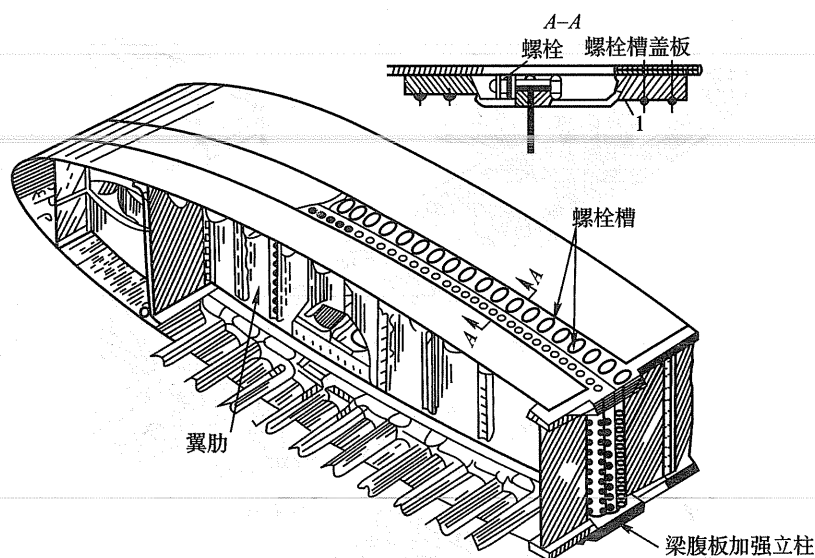


图 1.2-55 梳状型材接头围框对接

缺陷，但这又造成该种接头形式结构质量增大。

2. 尾翼与机身连接

尾翼与机身的连接同机翼与机身的连接没有根本的区别，因为尾翼与机身连接接头上的承力构件所承受的载荷与机翼是一样的。如同机翼连接接头一样，尾翼固定接头的结构在很多方面取决于尾翼的形式、位置、结构受力形式、机身的布局和受力形式。

3. 起落架连接

前三点式配置的飞机起落架，通常其前起落架固定在前机身上，两个主起落架则分别固定在左右机翼上。有时当机翼位置较高时（如上单翼飞机），其主起落架也可布置在机身上。

(1) 前起落架连接

前起落架通常固定在机身加强隔框和（或）纵梁上。通常采用起落架舱固定起落架支柱、作动筒、撑杆和锁机构。起落架舱由垂直腹板、水平加强板和两端的机身加强隔框组成。在起落架舱的开口周围用加强构件加强。例如，开口小时用型材加强；开口大时用梁或强度高的横梁加强。

图 1.2-56 所示为某型飞机前起落架与机身连接处机身的结构布置。它是由相互连接的两个纵梁、梁两端的两个加强框以及加强板组成的。梁由上下冲压缘条、腹板、垂直支柱、对角型材和垂直型材组成。梁通过型材固定在机身加强隔框上。纵梁上固定有前起落架支柱和撑杆的固定接头。

(2) 主起落架连接

主起落架通常安装在机翼靠近翼根的部位。位于机翼的主起落架是通过其减震支柱上的前、后轴颈、侧撑杆和阻力撑杆与机翼和机身相连接的，如图 1.2-57 所示。

减震支柱上端的后轴颈接头与主起落架支撑梁上的接头座用球形轴承连接，如图

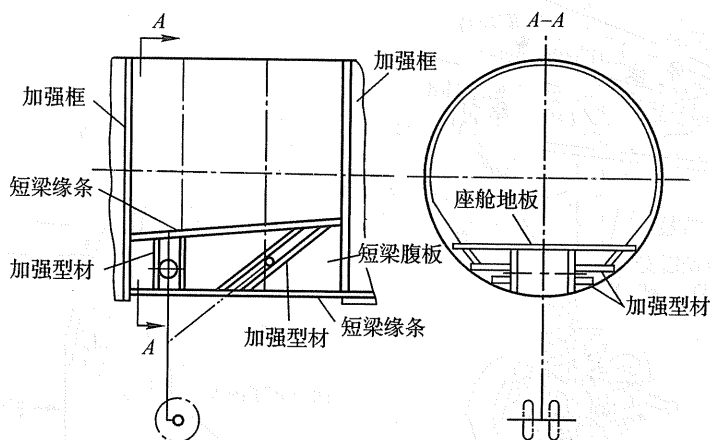


图 1.2-56 前起落架与机身连接

1.2-57 (a)所示。减震支柱上端的前轴颈接头通过一个轴颈连杆与机翼后梁上的接头连接；主起落架支撑梁的一端通过连杆与机身加强隔框上的接头相连；其另一端与机翼后梁上的接头相连。与减震支柱相连的阻力撑杆通过轴颈叉形接头与机翼后梁上的轴承座连接，如图 1.2-57 (b) 所示。移动梁和收放起落架的作动筒的一端与起落架支撑梁连接在一起，如图 1.2-57 (c) 所示。主起落架侧撑杆的上端与机身接头相连，其下端与减震支柱壳体通过接头相连，如图 1.2-57 (d) 所示。

某些飞机在阻力支柱与机翼结构连接的部位设置了安全剪切销，如图 1.2-58 所示。当飞机滑跑时，如果机轮撞上较大的障碍物，则起落架安全剪切销断开，起落架向后收起，防止过大的冲击载荷引起飞机结构损坏。

4. 发动机安装

喷气式发动机在飞机上的安装有机翼短舱吊挂（见图 1.2-59 (a)）、机尾安装（见图 1.2-59 (b)）和后机身短舱吊挂（见图 1.2-59 (c)）三种方式。

(1) 发动机安装形式

机翼短舱吊挂发动机的布局是现代民航客机普遍采用的发动机安装形式。相比于后两种安装方式，机翼短舱吊挂具有以下优点：发动机的重力通过短舱挂架作用在机翼上，在飞行中可减小机翼承受的弯矩，改善机翼的受力状况；翼下吊挂的发动机供油管路可做到最短，避免在机舱内设置燃油管路，提高了供油安全性；发动机离地面距离相对较小，便于检查和维护工作的实施；当发动机出现火警时，对飞机其他部位影响较小。

但是，翼吊发动机也存在一些缺点：由于发动机距离飞机中轴线距离较远，当飞行中单发停车时，其余发动机的推力会导致飞机出现转弯趋势，应采取方向配平措施；发动机离地面距离较近，发动机在地面工作时，容易吸入异物，造成发动机损坏，同时对周围人员也具有一定的危险性。

机尾安装和后机身短舱吊挂的发动机距离飞机轴线距离较近，当单台发动机空中停车时，不会造成较大的推力偏离；同时由于发动机离地较高，发动机在地面工作时吸入异物的可能性相对较小，对维护人员的危险性也较低。

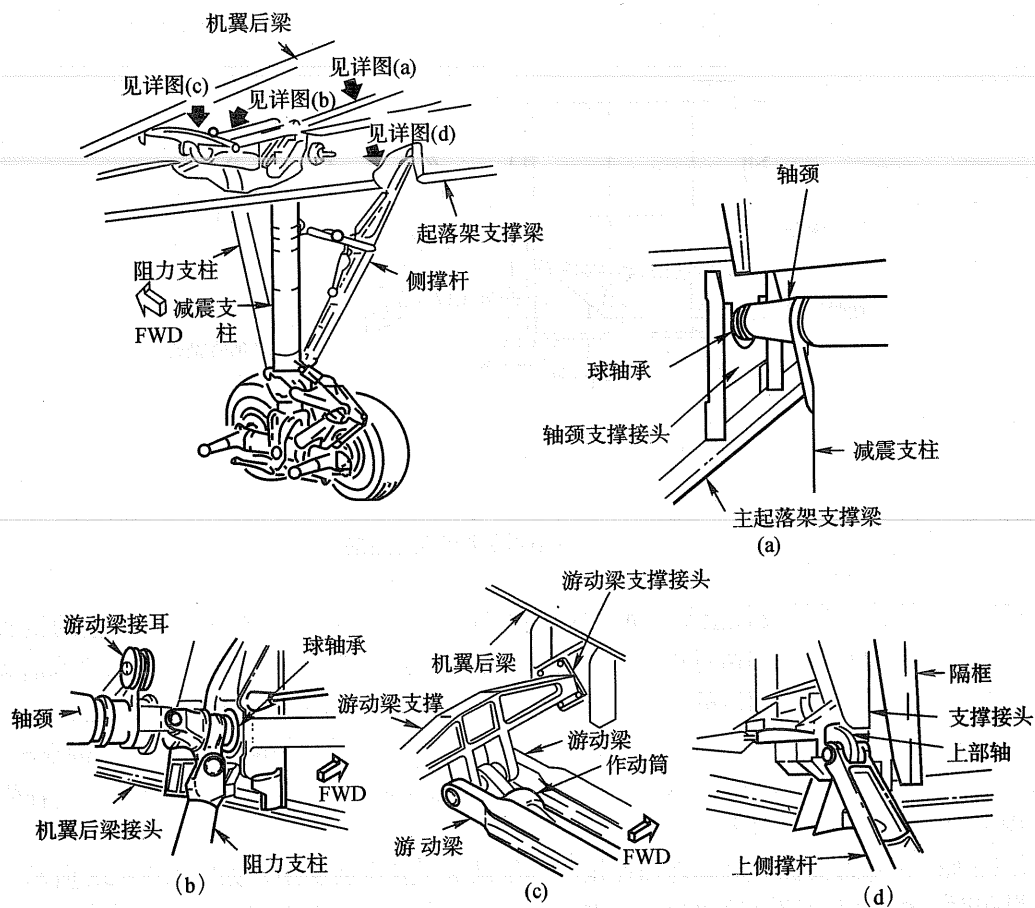


图 1.2-57 主起落架连接

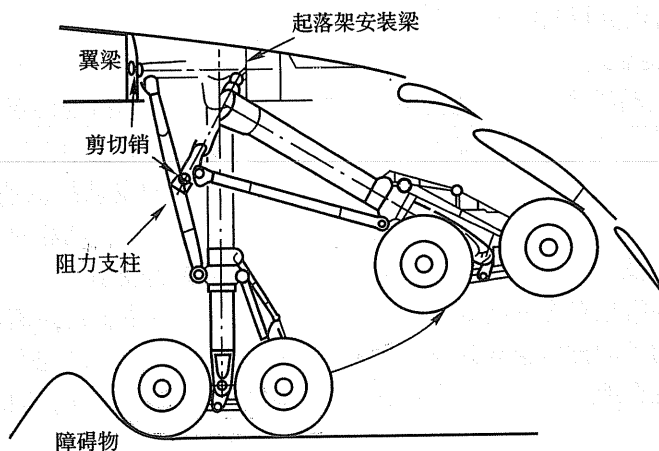


图 1.2-58 起落架连接安全剪切销

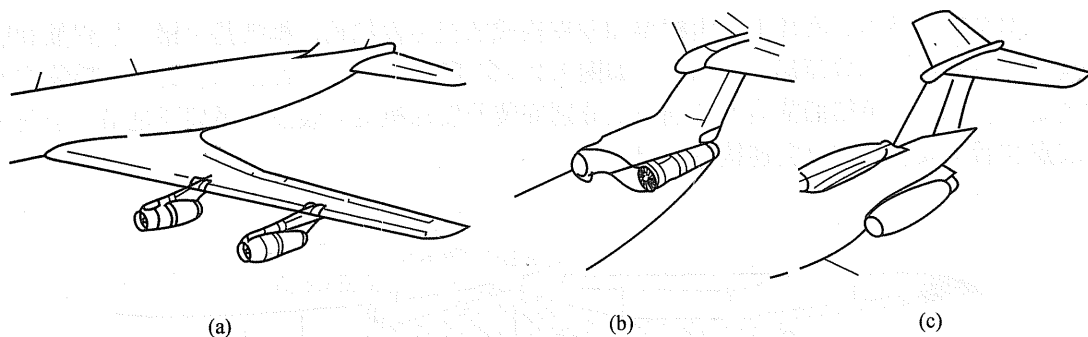


图 1.2-59 喷气发动机安装部位

(a) 机翼短舱吊挂; (b) 机尾安装; (c) 后机身短舱吊挂

但是,这两种安装方式均存在较大的缺点:首先,发动机的重力作为集中载荷施加在了机身上,导致飞行中机身、机翼均承受较大的弯矩,不利于结构受力;其次,发动机距离地面较高,为检查和维护工作带来不便,尤其是机尾内部安装的发动机,接近、检查和发动机拆换的难度均较大;再次,发动机供油管路必须穿过机舱才能到达发动机,增加了飞机的火灾隐患。

(2) 发动机吊舱

发动机吊舱通常用于:密闭发动机,使其形成流线型的罩壳,以改善飞机的空气动力性能;支撑和保护发动机及其附件;引导气流进入发动机;承受发动机的载荷并将其传递到机翼结构。

图 1.2-60 所示为涡轮发动机的吊舱构造,吊舱包括吊架或安装支架和短舱两部分。

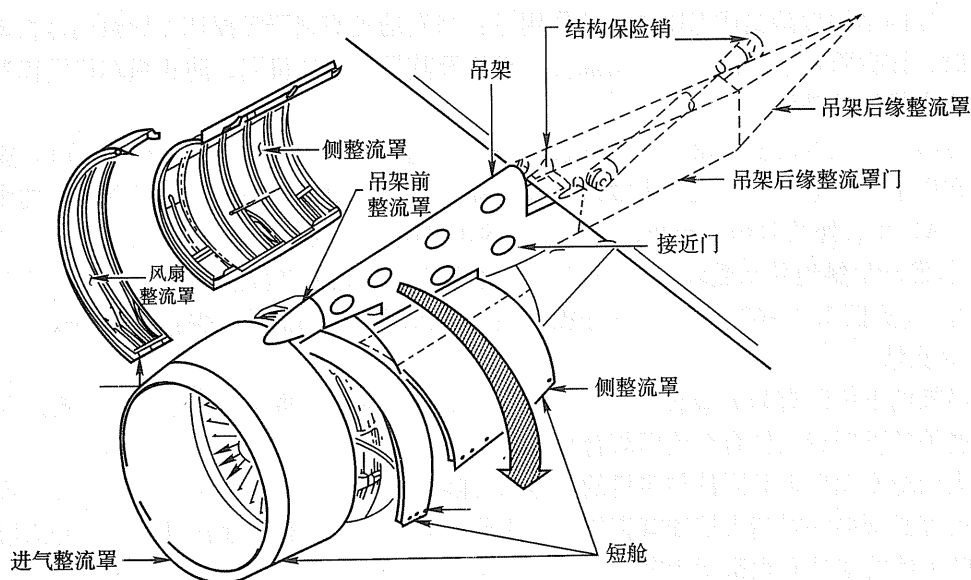


图 1.2-60 涡轮风扇发动机吊舱

1) 吊架

吊架又称为吊挂,实质上是由框架和蒙皮构成的扭力盒结构。框架是由梁、加强筋和肋等构件通过铆接或焊接而形成的构架,如图 1.2-61 所示。框和梁都是钢制的。吊架蒙皮的材料是铝合金。在吊架的前后安装隔框上分别安装着发动机的安装点。吊架通过吊架上前梁安装点和后梁安装点与机翼连接在一起。

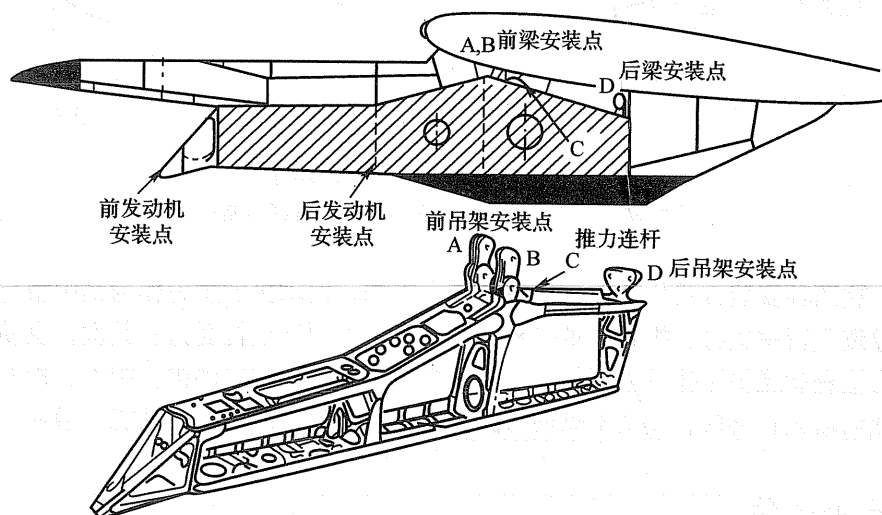


图 1.2-61 典型吊架结构

① 安全剪切销

吊架连接点与机翼翼梁连接点之间常采用结构保险销或保险螺栓连接(见图 1.2-62),这些接头处的结构保险销或保险螺栓的作用是:当发动机遭到严重损坏而导致剧烈振动或巨大阻力时,该保险销或保险螺栓被剪断使发动机及其吊架脱离机翼,防止损坏机翼而避免出现更大的灾难性的破坏。

而有些飞机在发动机与吊架之间的接头采用结构保险销(见图 1.2-62(a))。安全剪切销可在以下情况断开:当飞机未放起落架迫降时,若发动机触碰地面并承受较大的水平撞击力时,A、B点处的剪切销断开,防止较大的水平阻力造成飞机结构损坏,(见图 1.2-62(b));若发动机触地并承受较大的垂直载荷撞击时,B点处剪切销先断开,A点的剪切销随后断开,(见图 1.2-62(c)),防止损坏飞机的机翼结构和油箱,保护飞机的安全。

② 防火墙

在吊架的下面装有防火墙或防火罩,如图 1.2-63 所示。防火墙或防火罩一般用既耐高温又防腐蚀的不锈钢、钛合金或因康合金板材制成。

防火墙把发动机及其附件与飞机的其他部分隔开,保护吊架和系统免于高温和火灾的危险。防火墙必须能够封堵火焰和有害气体。为此,防火墙上所有的通孔以及穿过防火墙的构件在与防火墙接触处必须采用紧密配合的防火密封圈、密封垫等构件进行密封。在吊架中还安装有燃油管路、液压油管路和电力线等。

2) 短舱

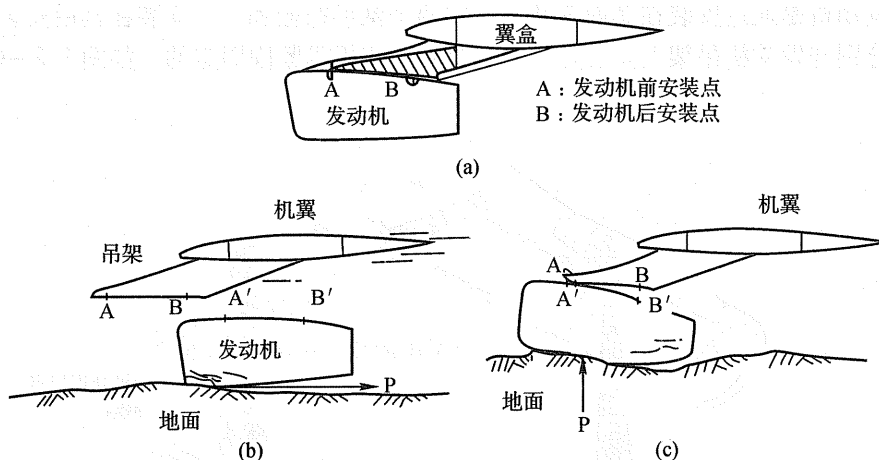


图 1.2-62 发动机连接点的结构保险销

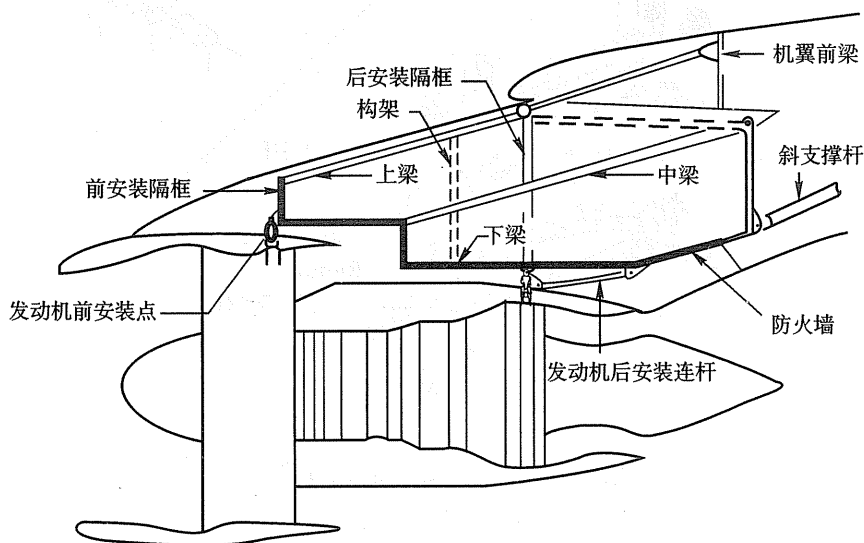


图 1.2-63 发动机吊架防火墙

发动机短舱是指发动机上的所有流线型外罩，包括外涵道、整流罩，如图 1.2-60 所示。短舱对发动机不起支持作用，它主要是在发动机和机翼之间形成一个低阻力空气动力的外形。

整流罩通常就是指那些必须经常接近的部位（诸如发动机、附件机匣、发动机架或防火墙）的可拆卸包皮。可活动的整流罩盖板与吊架用铰链连接。当需要检查发动机时，就可打开整流罩，使用内侧撑杆可使整流罩处于打开位置。整流罩由骨架和蒙皮面板构成。骨架为金属构件；蒙皮面板一般由铝合金薄板、不锈钢薄板、钛合金薄板或复合材料制成。

(3) 发动机与吊架连接

1) 翼吊发动机连接

翼吊发动机是通过安装在其前安装点上的两个锥形螺栓和一个安装在其后安装支座上的锥形螺栓分别与发动机吊架上安装点头配合,然后用螺母紧固固定的,如图 1.2-64 所示。

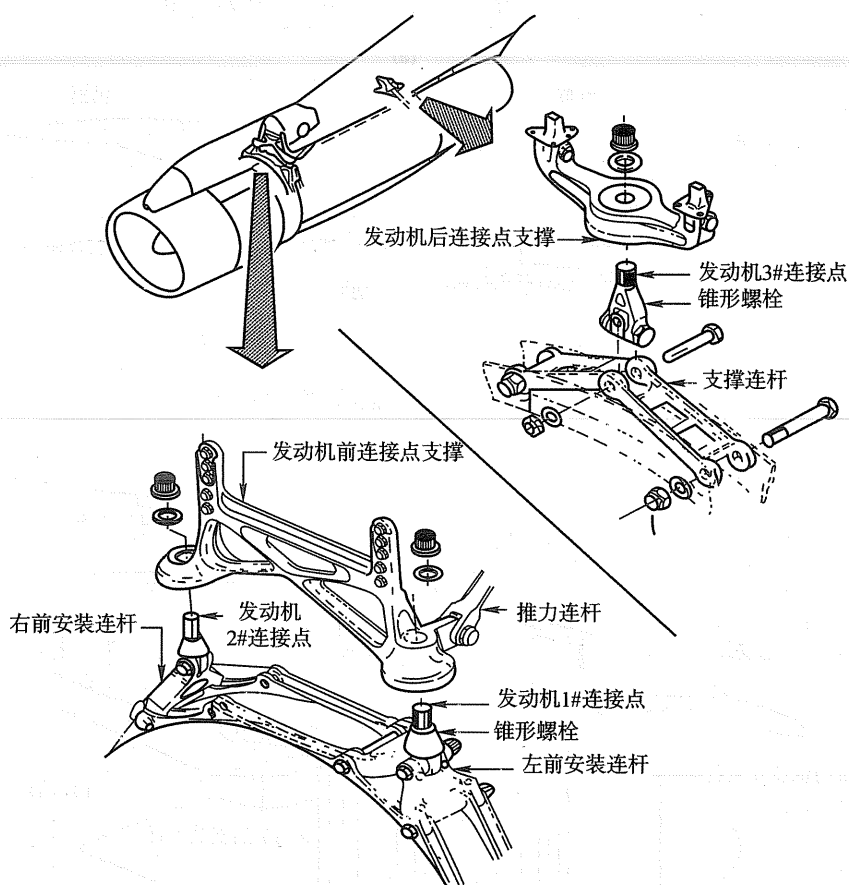


图 1.2-64 翼吊发动机与吊架连接

2) 机尾安装发动机

机尾内部安装的发动机的安装扭力盒与翼吊发动机吊架结构类似(见图 1.2-65),发动机与安装扭力盒的连接形式与图 1.2-64 所示连接方式大致相同。

3) 后机身吊舱安装发动机

为了在后机身安装发动机,在机身尾部置有两个加强隔框,如图 1.2-66(a)所示。在这前后两个加强隔框上分别置有发动机吊挂横梁,即前梁和后梁。在前、后梁的两端分别置有吊挂连接接头。发动机安装梁上的连杆接头和推力杆与这些接头连接,从而将发动机支撑安装在机身尾部。图 1.2-66(b)所示为一种典型的发动机安装接头的情况。

在发动机前部装有前安装梁。前安装梁的外侧端通过连杆与发动机机匣连接。连杆的一端用带球面衬筒螺栓与前安装梁的外侧端连接;连杆的另一端用锥形螺栓与发动机压气机中介机匣上部的连接凸耳连接固定。前安装梁内侧端固定着轴头外壳,通过它与压气机中介机匣内侧上的一个十字轴头连接。推力杆的一端与轴头外壳连接固定;推力杆的另一端与后梁

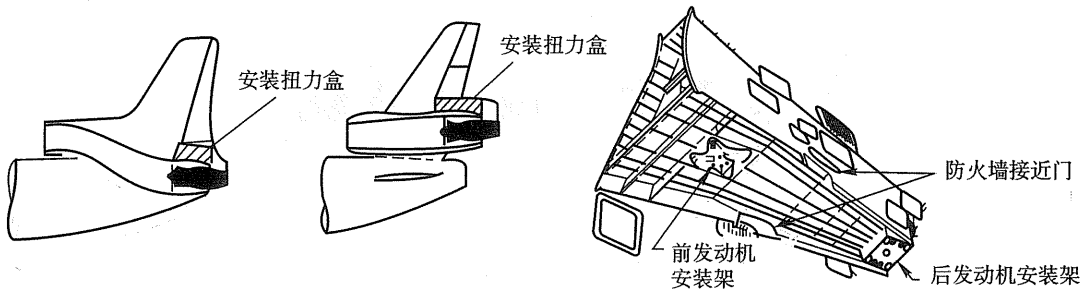


图 1.2-65 机尾安装发动机的安装扭力盒

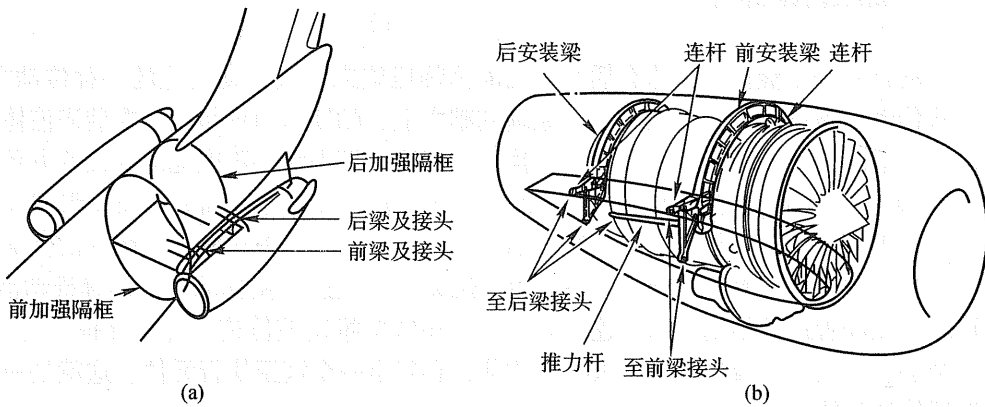


图 1.2-66 发动机在后机身吊舱安装

接头相连。在发动机后部装有后安装梁，后安装梁通过一根悬挂连杆与发动机连接。悬挂连杆的一端用防振螺栓安装接头与后安装梁连接；悬挂连杆的另一端的两个接头分别与低压涡轮机匣上的两个凸耳用带有球面衬筒的螺栓连接。前、后安装梁通过连杆接头与机身加强隔框的前、后梁接头相连。

第2章 液压系统

2.1 概 述

2.1.1 液压传动原理

液压传动是一种以液体为工作介质，利用液体静压能来完成传动功能的一种传动方式，也称容积式传动。液压传动建立在帕斯卡原理基础之上，帕斯卡原理指出，在装满液体的密闭容器内，对液体的任一部分施加压力时，液体能把这一压力大小不变地向四面八方传递。

图 2.1-1 所示为液压传动原理图。它由两个液压缸（又称作动筒）1 和 2 组成，中间由管道相连，内部充满了液体。当液压缸 1 的活塞向左移动时，液压缸 1 左腔的液体被挤入液压缸 2 的右腔，这两个腔内的压力升高，液压缸 2 活塞被迫向左移动。若连续推动活塞 1 则液体连续地流经管道并推动活塞 2 连续运动，液压缸 1 推动液体流动并使液体具有压力，它就是一个手动液压泵；液压缸 2 用来推动负载，它就是一个液压执行元件。这就是一个最简单的液压传动系统。

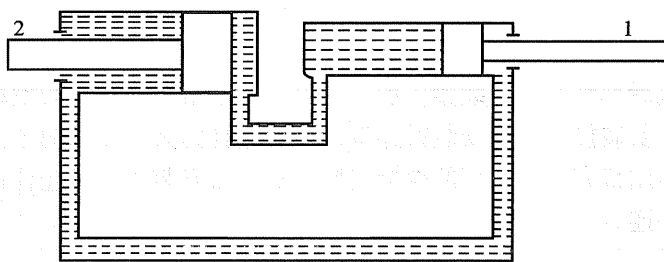


图 2.1-1 液压传动原理图

从上述模型可得出以下结论：

- ① 液压传动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；
- ② 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——压力取决于负载（包括外负载和油液的流动压力损失）；
- ③ 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体积称为流量，流量愈大活塞的运动速度愈大。这又是液压传动中的一个重要规律——输出速度取决于流量；
- ④ 液压传动的主要参数是压力 p 和流量 Q ；

⑤ 液压传动中的液压功率等于压力与流量的乘积。

2.1.2 液压系统组成

实际使用的液压系统要比图 2.1-1 所示传动原理模型复杂得多。目前对液压系统的组成基本上有两种阐述方法：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. 按液压元件的功能划分

液压系统必须要由一些主要液压元件组成，一般人都包括四种元件（见图 2.1-2）：

① 动力元件。指液压泵，其作用是将电动机或发动机产生的机械能转换成液体的压力能；

② 执行元件。其功能是将液体的压力能转换为机械能，执行元件包括液压作动筒和液压马达；

③ 控制调节元件。即各种阀，用以调节各部分液体的压力、流量和方向，满足工作要求；

④ 辅助元件。除上述三项组成元件之外的其他元件都称辅助元件，包括油箱、油滤、散热器、蓄压器及导管、接头和密封件等。

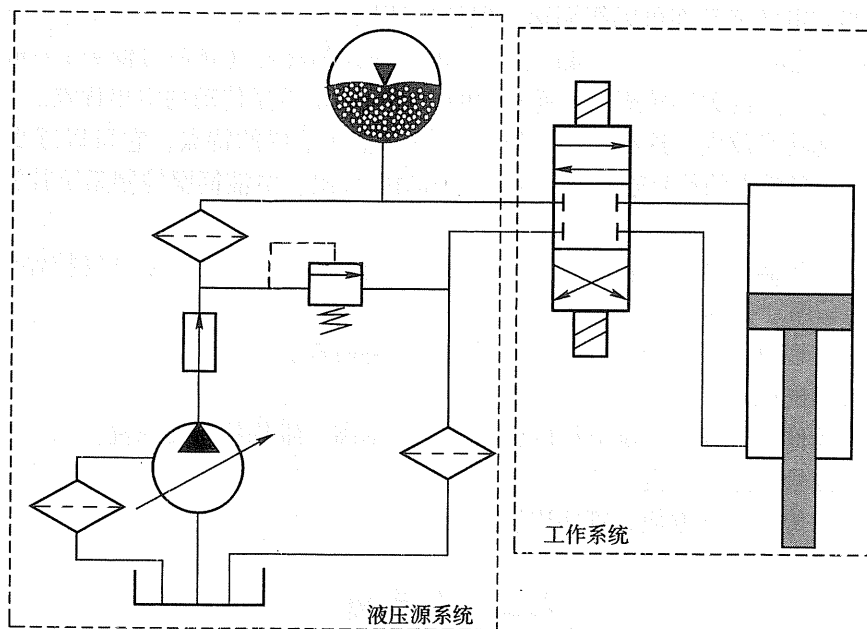


图 2.1-2 液压系统基本组成图

2. 按组成系统的分系统功能划分

从系统的功能观点来看，液压系统应分为液压源系统和工作系统两大部分：

① 液压源系统。液压源包括泵、油箱、油滤系统、冷却系统、压力调节系统及蓄能器等。在结构上有分离式与柜式两种，飞机液压源系统多为分离式，而柜式液压源系统多用于地面设备，且已形成系列化产品，在标准机械设计中可对液压源系统进行整体选用；

② 工作系统（或液压操作系统、用压系统）。它是用液压源系统提供的液压能实现工作任务的系统。利用执行元件和控制调节元件进行适当地组合，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。

2.1.3 液压传动的优、缺点

1. 液压传动的优点

(1) 单位功率的重量轻，结构尺寸小。据统计，轴向柱塞泵每千瓦功率的重量只有 1.5 ~ 2N，而直流电机则高达 15 ~ 20N。在同等功率下，前者的重量只是后者的 10% ~ 20%；至于尺寸相差就更大，前者约为后者的 12% ~ 13%。

(2) 反应速度快。电动机转动部件的惯量可达到其输出转矩的 50% 左右，而液压马达则不大于 5%。所以在加速中，同等功率的电动机需一秒到几秒的时间，而液压马达只需 0.1 秒。液压传动可在高速状态下启动、制动和换向，对于旋转运动的液压马达每分钟可达 500 次；直线往复运动的液压作动筒每分钟可达 400 ~ 1000 次。这是其他传动控制方式无法比拟的。

(3) 大范围内实现无级调速，而且调速性能好。调速范围可达 200 ~ 250，而电动机通常只能达到 20。电气传动亦可无级调速，但调速范围小，转速过低则不稳定，而液压传动执行机构，特别是液压马达可在极低的转速下输出很大的转矩（转速可低至 1 r/min）。

(4) 能传递较大的力和转矩。传递较大的力和转矩是液压传动的突出优点。

(5) 易实现功率放大。这在控制系统中是一个非常重要的特点，它可以减少执行部件所需的操纵力，以微小的信号输入而得到较大的功率输出。电液伺服控制系统其放大倍数可达 30 万倍。

(6) 操纵、控制、调节比较方便、省力，易实现自动化。尤其和电气控制结合起来，能实现复杂的顺序动作和远程控制。

(7) 易于实现过载保护和自动润滑，元件使用寿命较长。

2. 液压传动的缺点

(1) 液压元件结构复杂，制造精度要求高，成本高，维修技术要求高。

(2) 液压信号传递速度慢。

(3) 能量的传递很不方便，管路连接麻烦。

2.2 液压油

2.2.1 液压油指标要求

液压油主要的特性是润滑性、粘性、压缩性、防火特性、机械稳定性和化学安定性。

1. 润滑性

油液的润滑性，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”覆盖着附件的表面，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,并减小附件表面的磨损。飞机的液压系统是利用液压油来润滑的,所以液压油必须有良好的润滑性。

2. 粘性

当流体在外力作用下流动时,由于分子间内聚力的作用而产生阻碍其分子相对运动的内摩擦力,这种现象称为流体的粘性。粘性只有流体在运动时才会显示出来,静止的流体不显示粘性。

粘性只能阻碍、延缓流体内部的相对运动,但不能消除这种运动。

流体的粘性通常有三种表示方法:动力粘度、运动粘度和相对粘度。

(1) 相对粘度的测量

由于动力粘度和运动粘度的测定相对困难,所以工程上常采用测定较容易的“相对粘度”来表示流体的粘度,相对粘度又称条件粘度。各国采用的相对粘度测定方法和单位有所不同,我国采用恩氏粘度 $^{\circ}\text{E}$,美国采用国际赛氏秒,英国采用商用雷氏秒,而法国采用巴氏度。

恩氏粘度及赛氏粘度的测试方法如下:

恩氏粘度:在温度为 20°C 条件下,测定 200 mL 液体在自重作用下流过专用恩格勒粘度计(简称恩氏粘度计)中直径为 $\Phi=2.8\text{ mm}$ 小孔所需的时间 t_1 ,然后测出同体积的蒸馏水在 20°C 时流过同一小孔所需时间 t_2 , t_1 与 t_2 的比值即为被测液体在 20°C 的恩氏粘度值,用公式表示为:

$$^{\circ}\text{E} = \frac{t_1}{t_2}$$

恩氏粘度计只能用来测定比水粘度大的液体。

赛氏粘度:在温度为 100°F 下,测定 60 mL 的油液在自重作用下流过赛波尔特粘度计(见图2.2-1)中一个标准节流孔(孔径为 1.76 mm)所需的时间,这个时间称为该温度下油液的赛氏粘度,单位为赛氏通用秒(SSU)。

(2) 粘度对液压系统的影响

根据润滑性要求,液压系统所用油液的粘度必须在合适的范围内,粘度过高或过低都会影响油液的润滑性。另外,粘度的高低对系统的功率损失也有重大影响:粘度过低,系统泄漏损失将增大,容积效率下降;而粘度太高,会造成较大的流动阻力和摩擦,即机械损失增大,机械效率下降。油液粘度大小对系统损失的影响如图2.2-2中曲线所示。

3. 油液的压缩性

油液的压缩性,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,

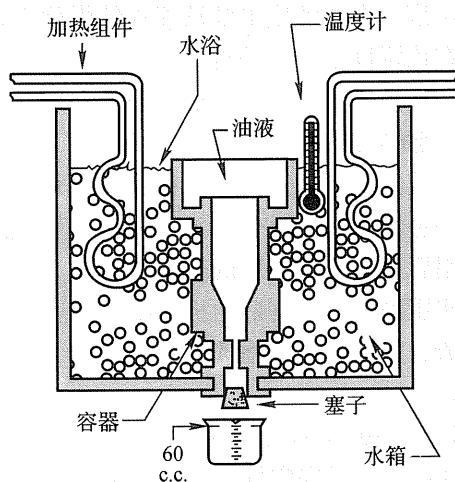


图 2.2-1 赛氏粘度计

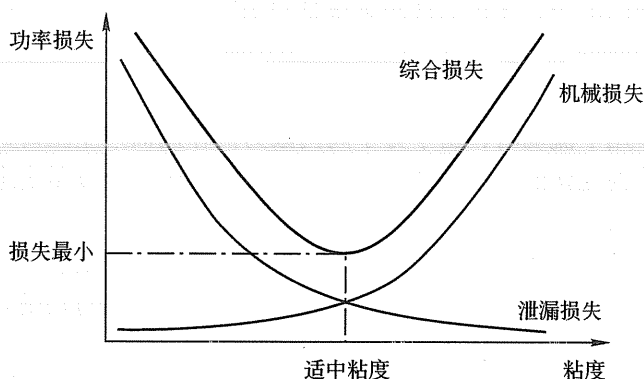


图 2.2-2 油液粘度与系统功率损失的对应关系

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。一般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。

4. 抗燃性

衡量耐燃性的一般指标为闪点、着火点和自燃着火温度。

油液的闪点是指在此温度下，液体能产生足够的蒸汽，在特定条件下以一个微小的火焰接近它们时，在油液表面上的任何一点都会出现火焰闪光的现象。着火点就是油液所达到的某一温度，在该温度下油液能连续燃烧 5 s（在有火焰点燃的情况下）。自燃着火点就是指油液在该温度下会自动着火。

航空液压油必须有良好的防火性能，主要是具有高的闪点。

5. 油液的机械稳定性

油液的机械稳定性，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（如粘性、润滑性等）的能力。油液的机械稳定性越好，在受到长时间的高压作用后，其物理性质的变化就越小。

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，粘度会很快减小，以致影响系统的工作。

6. 油液的化学安定性

油液的化学安定性，主要是指液体抗氧化的能力。液压油内或多或少地含有一些空气，在使用过程中必然会逐渐氧化。油液的温度越高，它的氧化就越剧烈。油液受到扰动时，它与空气的接触面积增大，氧化也会加剧。油液氧化后，会产生一些粘稠的沉淀物，使油液的流动阻力增大，并使附件内的活动零件粘滞或堵塞油孔。油液氧化后，还产生一些酸性物质，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。因此，液压油应具有良好的化学安定性，并且不含杂质。

2.2.2 常见液压油

1. 植物基液压油

植物基液压油（如 MIL-H-7644）主要由蓖麻油和酒精组成，它有刺鼻的酒精味并通常染成蓝色。这种油液是用在最初较老式的飞机上，天然橡胶密封件适用于植物基液压油。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-5056）是从石油中提炼出来的，它具有刺激性的气味，通常染成红色。这种类型的液压油适用合成耐油橡胶密封件，这种类型的油液是可燃的。

3. 磷酸酯基液压油

磷酸酯基液压油（如 MIL-H-8446）是由多种磷酸酯和添加剂用化学方法合成，润滑性较好、凝固点低、防火性能好，广泛用于民航机上。现在应用较多牌号为 Skydrol® -500A 的液压油为透明紫色，其他牌号的液压油颜色为绿色或琥珀色，比水稍重，具有较宽的使用温度范围，从 -65°F ~ 225°F 。磷酸酯基液压油非常易于从大气中吸收水分而被污染，因此必须有很好的密封。另外，它对聚氯乙烯、普通合成橡胶、油漆等非金属材料有很强的腐蚀性，液压系统中必须采用异丁橡胶或乙烯—丙烯合成橡胶作密封件。常用液压油的种类和特性见表 2-1：

表 2-1 常用液压油及特性

特性 液压油	颜色	耐燃性	粘度	稳定性	毒性	吸水性	适用的密封材料	应用
植物基	蓝色	易燃	大	低	无毒	小	天然橡胶	老式飞机
矿物基	红色	可燃	适中	较高	无毒	小	合成耐油橡胶	减震支柱
磷酸酯基	紫色	难燃	较小	高	低毒	大	异丁烯橡胶 聚四氟乙烯	大型客机

2.2.3 液压油使用注意事项

1. 对液压系统的防护

错误使用液压油，会导致液压系统性能下降甚至丧失全部功能，造成重大事故。为保证液压系统工作正常，在使用液压油时应注意以下事项：

(1) 不同规格的液压油绝不能混用

错误使用液压油可能引起密封件、胶管和其他非金属部分迅速损坏，使系统无法使用。若加错油液则应放出油液，冲洗油箱和系统，并更换可能损坏的密封件及软管。

维护飞机时，任何容器、试验及检测用具应与飞机所用油液为同一型号。

(2) 保持油液必要的清洁度

为保持油液的清洁，必须做到以下几点：首先，系统必须加装油滤，更换液压油时，要彻底清洗系统，加入的新液压油必须过滤；其次，机务人员在维护液压系统时，必须严格按

规定实施操纵, 避免污染系统, 要确保:

- ① 保持所有工具和工作区(工作台和测试设备)和工作环境清洁, 没有尘土;
- ② 在拆开导管或部件之前, 应用清洁剂清洁该件的周围区域并吹干;
- ③ 所有的液压导管和部件在拆开之后, 应立即用堵盖盖住或堵塞塞住;
- ④ 在安装任何液压附件之前, 应用良好的纯净清洁剂清洗附件的所有部分, 并在安装前将部件完全干燥并涂上推荐的防腐剂或液压油;
- ⑤ 在部件重新安装时, 应该更换所有密封件和垫圈。这些密封件和垫圈应为制造工厂所推荐的型号;
- ⑥ 所有部件在连接时必须小心, 以避免从有螺纹的部位剥落下来的金属碎片进入系统, 所有附件和导管的安装和拧紧度应根据厂家提供的技术说明书进行。

(3) 防止系统进入空气

- ① 保证液压系统完全密封(特别是液压泵吸油管路), 以防止吸入空气;
- ② 为使系统中空气得以排除, 在维修后应排气;
- ③ 保证油箱油量在规定范围内, 防止油泵因油箱内油量过低而吸入空气。

2. 对其他系统和飞机结构的防护

在维护液压系统时, 应避免液压油污染其他系统和飞机结构, 尤其是轮胎、胶管等非金属结构和飞机表面的油漆涂层。在维护时, 一旦发生油液溅出的情况, 应立即用干净的抹布擦净, 用肥皂水和热水彻底冲洗。

3. 对维护人员的防护

磷酸酯基油液有较强的毒性, 对人体皮肤、眼睛和呼吸道粘膜有较强的刺激性。因此, 在进行维护时, 应该在手和胳膊上涂皮肤药膏, 佩戴耐油手套, 当有可能将油液喷溅到眼睛上时(例如进行压力测试或元件渗漏), 应该佩戴防护镜。

2.3 液 压 泵

2.3.1 液压泵的基本工作原理

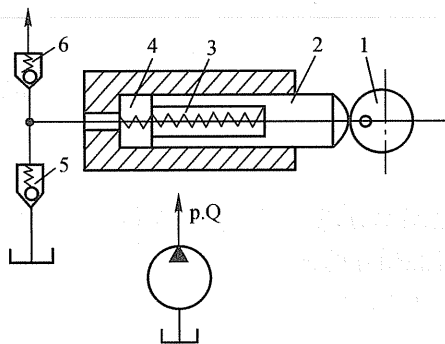


图 2.3-1 容积式液压泵的工作原理

液压系统使用的动力源为液压泵。液压泵都是容积式泵, 其工作原理是利用容积变化来进行吸油、压油的。图 2.3-1 所示为容积式泵的工作原理。图中柱塞 2 依靠弹簧 3 紧压在偏心轮 1 上。偏心轮 1 由发动机或电动机带动旋转, 柱塞 2 便做往复运动, 使密封工作腔 4 的容积发生变化。当工作腔容积变大时产生部分真空度, 大气压力迫使油箱中的油液经吸油管顶开单向阀 5, 进入工作腔, 这就是吸油过程; 当工作腔的容积变小时, 吸入的油液受到挤压, 产生压力, 顶开单向阀 6 流到系统中去, 这就是压油过程。偏心轮不断旋转, 泵就不停

地吸油和压油。这样，泵就把发动机（电动机）输入的机械能转换成液压能。

由上述工作原理可知：

① 液压泵工作是靠密封工作腔的容积变化来吸油和压油的。其输出的油量是由这个密封腔的容积变化量来决定的；

② 吸油过程，油液在油箱液面压力与泵工作腔内的压力差作用下供向液压泵；压油过程，输出压力的大小取决于油液从单向阀 6 排出时所遇到的阻力，即泵的输出压力决定于负载；

③ 泵在吸油和压油时，必须使密封腔的油液通路进行转换，在图 2.3-1 中是由单向阀 5 和 6 来实现的。使泵油路进行转换的装置叫做配流装置，不同结构类型的泵具有不同形式的配流装置。

从工作原理上来说，大部分液压泵都是可逆的，即输入压力油，便可输出转速和扭矩，把液压能转换为机械能，这便成为执行元件——液压马达。

2.3.2 液压泵性能参数

1. 排量和流量

(1) 排量

液压泵的排量是指在没有泄漏的情况下，泵轴每转一周所排出的液体体积。它是由泵的密封工作腔的大小来决定的。一般排量用 q 表示。

(2) 理论流量

液压泵的理论流量 Q_t 等于泵的排量 q 与泵的转数 n 的乘积， $Q_t = q \cdot n$ ，即指泵在不考虑泄漏的情况下单位时间内输出的液体体积。

(3) 额定流量

液压泵的额定流量是指在额定转速下，处于额定压力状态时泵的流量。由于泵总存在着内漏，所以额定流量总是小于理论流量的。

2. 额定压力

液压泵的额定工作压力是指在额定转速下，在规定的容积效率下，泵能连续工作的最高压力。额定工作压力可根据图 2.3-2 所示的压力—流量特性曲线确定，其大小取决于泵的密封件和制造材料的性质和寿命。若其工作中压力超过额定值就称为过载。

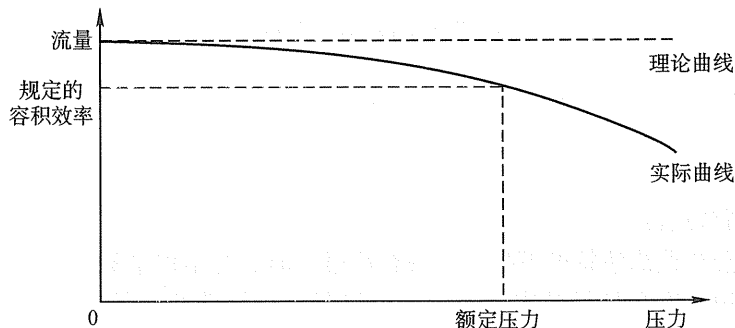


图 2.3-2 液压泵压力—流量特性曲线

3. 功率和效率

(1) 功率

液压泵的输入功率是电动机或发动机传动齿轮箱的机械功率，是转矩和角速度的乘积，即 $N_i = T_i \cdot \omega$ ，其中， T_i 为泵的实际输入转矩（即驱动机的输出转矩）， ω 为泵的转动角速度。泵的输出功率是实际流量 Q 和工作压力 P 的乘积，即 $N_o = P \cdot Q$ 。

(2) 效率

液压泵的效率是输出液压功率与输入机械功率的比值，即：

$$\eta = \frac{N_o}{N_i} = \frac{PQ}{T_i \omega}$$

液压泵的效率表示泵的功率损失的程度。理论和实验证明，液压泵的功率损失主要是由两种损失造成的，一为容积损失，二为机械损失，与其对应的是容积效率和机械效率。

1) 容积效率

容积效率是指泵的流量损失的程度。用泵的实际输出流量 Q 与泵的理论流量 Q_t 的比值表示：

$$\eta = \frac{Q}{Q_t}$$

造成泵的流量损失的主要原因是泵的内漏和在吸油行程中油液不能全部充满油腔引起的，即称为泄流损失和填充损失。

2) 机械效率

机械效率是指输入泵的转矩损失程度。由于泵在工作时存在相对运动部件之间的机械摩擦和油液在泵内的流动表现出来的粘性作用都会引起转矩损失，即泵的实际输入转矩 T_i 总大于泵的理论转矩 T_t ，即机械效率 $\eta_m = T_t / T_i$ 。

不考虑容积损失情况，泵的理论输出功率为 PQ_t ，所以：

$$N_i = T_i \cdot \omega / \eta_m = P \cdot Q_t / \eta_m$$

$$N_o = P \cdot Q = P \cdot Q_t \cdot \eta_v$$

所以泵的总效率可表达为：

$$\eta = \frac{N_o}{N_i} = \frac{P \cdot Q_t \cdot \eta_v}{P \cdot Q_t / \eta_m} = \eta_m \cdot \eta_v$$

即泵的总效率等于泵的容积效率与机械效率之积。一般齿轮泵的总效率为 0.6 ~ 0.65，柱塞泵约为 0.8。

(3) 影响液压泵效率的主要因素

1) 油温过高或过低

温度过高，会导致油液粘度下降。油液粘度过低时，会增加泵的内漏并降低油液的润滑性，继而导致容积效率和机械效率下降。温度过低，会导致油液粘度上升。油液粘度过高时，油泵吸油阻力增大，油泵吸油困难，不能完全充满油腔，降低填充效率。粘度过高同样会造成油泵转动阻力增大，并增加流体的流动阻力，降低机械效率。

2) 油箱维护不正常

油箱增压压力不足、油箱油量太少、油泵吸油管路漏气及吸油管阻力过大致使空气进入油泵腔内,都造成容积效率降低。

当空气大量进入油泵时,可导致油泵产生“气塞”现象。此时泵将完全不能吸油和供油,并伴有严重的噪声和振动,油泵迅速升温。气塞机理:由于气体的可压缩性,油泵吸油时,气体膨胀,油腔内不能形成所需的真空度不能把油吸入。在压油过程中,气体又被压缩,不能达到克服负载的压力,油液不能进入工作系统。另外,在油液压缩时,部分空气溶入油液,气泡的突然破裂会形成对油泵壁的液压撞击和气蚀。当发生气塞时,应立即将油泵停转,查找气塞产生的具体原因,并在排故后给油泵灌油、排气。

3) 油泵装配异常或磨损严重

油泵装配过松,会导致油泵内漏增加,造成容积效率降低。而油泵装配过紧引起的后果较为复杂:导致摩擦增大,机械效率降低;摩擦增大会造成过度磨损、封严损坏,油泵内污物增加,导致润滑恶化,油泵内油路堵塞,机械效率进一步降低;过度磨损也会导致间隙增大,容积效率随之下降。

2.3.3 液压泵的类型

工程上常用的液压泵种类较多,按其结构形式可分为齿轮式、叶片式和柱塞式三大类,按其输出排量能否调节可分为定量泵和变量泵两类。

在现代飞机液压源系统中,中低压系统多采用齿轮泵,对于高压系统($170 \sim 300 \text{ kgf/cm}^2$),一般都采用柱塞泵。

1. 齿轮泵

齿轮泵(见图 2.3-3)由两个啮合的齿轮组成,它们在一个油室内转动。主动齿轮由飞机的发动机或其他一些动力装置来驱动,从动齿轮与主动齿轮啮合并由其带动,两个齿轮与壳体之间的间隙是非常小的。油泵的进口与油箱连接,油泵的出口与压力管路连接。当主动齿轮转动时,带动从动齿轮转动。在吸油腔中的啮合齿逐渐退出啮合,吸油腔容积增大,形成部分真空,油箱中的油液在油箱内压力作用下,克服吸油管阻力被吸进来,并随轮齿转动。当油进入排油腔时,由于轮齿逐渐进入啮合,排油腔容积逐渐减小,将油从排油口挤压出去。齿轮不断旋转,油液便不断地吸入和排出。

两个齿轮相互啮合的部分把吸油腔和排油腔分开,它们即起到配流的作用。因为啮合点位置随齿轮旋转而改变,所以齿轮泵对油液污染不敏感。齿轮泵属于定量泵,其压力流量特性曲线如图 2.3-2 所示。

2. 柱塞泵

柱塞泵按柱塞排列的方式不同,分为轴向式和径向式。由于目前飞机上常用的是轴向柱塞泵,所以本节只对轴向柱塞泵加以分析。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) 斜盘式柱塞泵工作原理

斜盘式轴向柱塞泵在飞机液压系统中应用极为普遍,其工作原理如图 2.3-4 所示。

柱塞轴向沿圆周均布在缸体内,一般有 5~9 个柱塞,并能在其中自由滑动,斜盘和缸

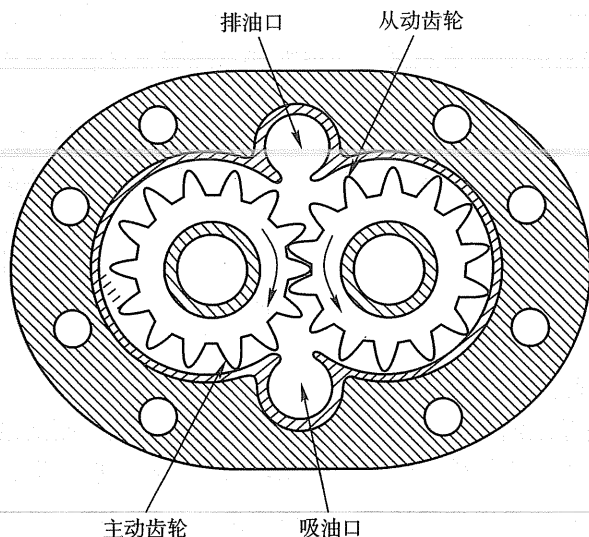


图 2.3-3 齿轮泵工作原理图

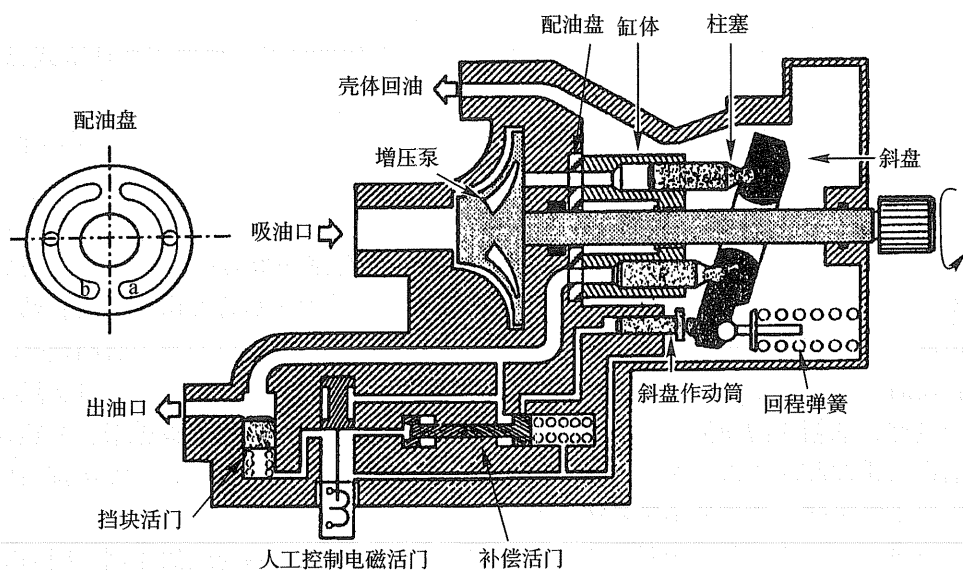


图 2.3-4 斜盘式轴向柱塞泵的工作原理图

体轴线的重线成一定夹角 θ ，配流盘紧靠在缸体上不随缸体旋转。传动轴带动缸体旋转时，柱塞亦随之旋转，但柱塞顶部靠机械装置（滑靴或弹簧）作用始终紧靠在斜盘上。因此，在柱塞随缸体在自下向上回转的半周内时，逐渐向外伸出，使柱塞孔容积扩大而形成一定真空度，油液便从配流盘的配流口 a 吸入；在自上向下回转的半周内的柱塞孔容积缩小，将油液经配流盘的配流口 b 压出。缸体每转一周，每个柱塞就做一次往复运动，完成一次吸油和压油。

泵内设有补偿活门，用于感受泵的输出压力。当输出压力达到预定值（由弹簧预紧力

确定)时,补偿活门将泵出口压力油供向斜盘作动筒,使斜盘倾角减小,从而使泵排量减小,起到变量调节作用。当斜盘角度调为零时,输出流量亦为零,油泵处于消耗功率最小的卸荷状态。因此,柱塞泵具有自动卸荷功能。

泵内还有一个人工释压活门,用于油泵的人工关断。当飞机在地面试车时,为减小油泵的损耗,可通过人工控制打开人工释压活门,压力油接通补偿活门左侧大活塞面,可以用较小的压力克服补偿活门弹簧力,将压力油引到斜盘作动筒,推动斜盘组件,直至倾角近零。泵出口处挡块活门在弹簧作用下使泵口隔断,停止向系统供油。

(2) 摆缸式柱塞泵工作原理

摆缸式轴向柱塞泵结构较斜盘式柱塞泵复杂,但因其能达到的输出压力更高,且具有更高的容积效率,在军用飞机及某些民用飞机的液压系统中也得到了广泛应用,其工作原理如图 2.3-5 所示。摆缸式柱塞泵把柱塞(活塞)及轴用球形铰接头连接在法兰盘上,缸体与轴的轴线成一定的倾角。当轴旋转时,同样使缸体和活塞一起旋转并做相对伸缩运动起到吸油和压油作用。改变缸体与轴之间的倾角就可起到变量作用。

这种泵与斜盘式相比结构较为复杂,变量控制惯性较大,但由于柱塞与缸体之间没有侧向压力,从而避免了柱塞的不均匀磨损,可达到更高的输出压力和容积效率。

(3) 柱塞泵压力—流量特性曲线

柱塞泵的压力—流量特性如图 2.3-6 所示。当系统压力尚未超过规定值 p_1 时,液压泵始终处于最大供油状态(斜盘角度不变段),但由于它的泄流损失和填充损失是随着出口液压压力增大而增大的,所以系统压力增大时,泵的流量仍稍有降低。系统压力大于 p_1 (额定压力,即泵内压力补偿活门调定压力)时,流量开始显著降低(斜盘角度变化段),直到压力增大到 p_2 ,流量即下降到零,油泵处于功率消耗最小的卸荷状态。

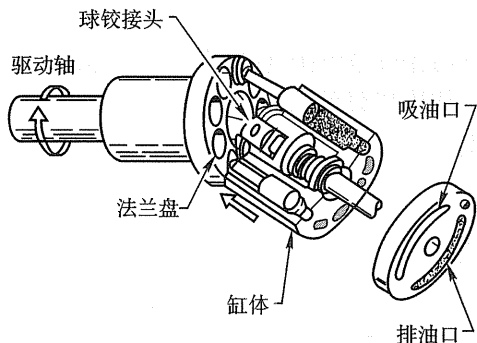


图 2.3-5 摆缸式轴向柱塞泵的工作原理图

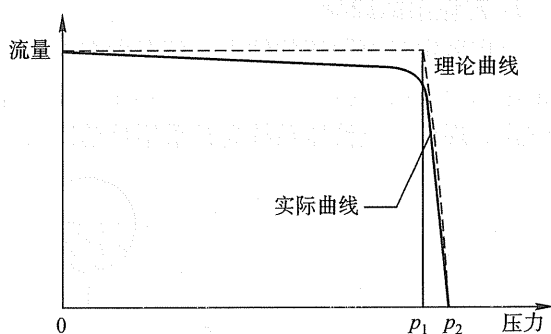


图 2.3-6 柱塞泵压力—流量特性曲线

在液压系统工作时,柱塞泵的工作压力在 p_1 至 p_2 间变化。由于 p_1 与 p_2 非常接近,即柱塞泵工作时压力近似恒定,其流量则随着工作系统工作状态的变化而改变。此种变量控制方式被称为恒压变量控制。

2.3.4 液压泵的压力控制

液压泵通常由飞机上的发动机来驱动,因此只要发动机工作,液压泵便不停地运转,然

而系统各工作部分（如起落架收放系统等）是间歇工作的。所以必须对泵的输出最高压力加以限制并希望液压泵在工作系统不工作时消耗的功率尽量少，这就是泵的限压和卸荷问题。

1. 定量泵限压

定量泵一般都采用安全阀（溢流阀）来限制系统的压力（见图 2.3-7）。当系统的压力升到高于某个调定压力值时，安全阀打开，将多余的液流排回油箱，限制系统压力继续上升。安全阀的调定压力通常高于正常系统压力 10% ~ 20%。

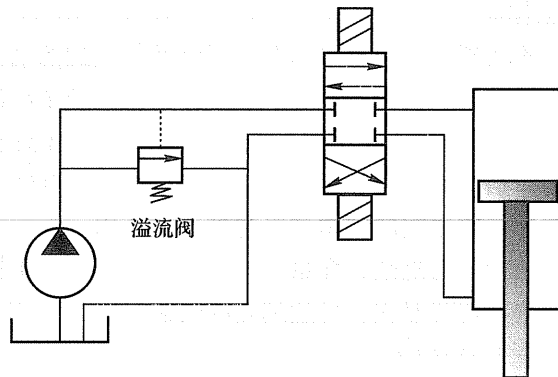


图 2.3-7 定量泵限压回路

可见，当安全阀打开时，即工作部分不工作时，系统压力最高，液压泵输出的功率为最大。油液流经安全阀，将液压功率转换成热量，导致油温升高，系统性能下降，并严重影响油泵的使用寿命。

2. 定量泵的卸荷

为克服定量泵限压的缺点，可考虑在工作系统不工作时为液压泵卸荷。所谓卸荷，就是指工作系统不需要液压功率时（工作系统不工作），使液压泵的输出功率处于最小状态的控制方式。现代飞机液压系统通常采用自动卸荷阀给液压泵卸荷，卸荷回路如图 2.3-8 所示。

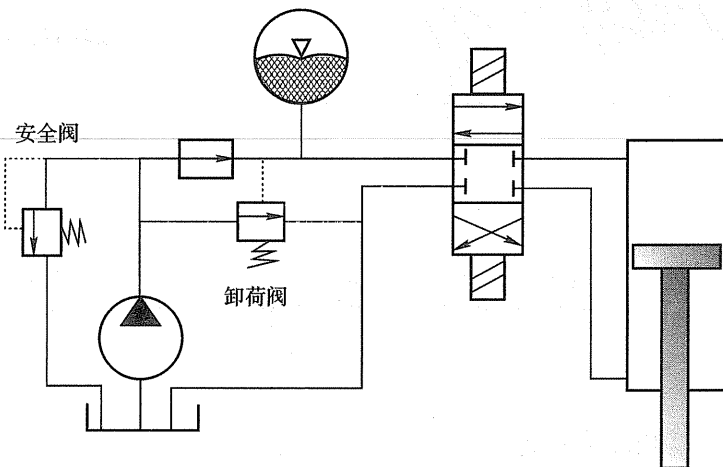


图 2.3-8 定量泵卸荷回路

自动卸荷回路的原理是利用卸荷阀感受工作系统压力,当工作系统不工作时,系统压力上升,当达到卸荷阀开启压力时,卸荷阀打开,卸掉泵出口压力,此时单向活门将工作系统与油泵隔离开,油泵压力下降到近似为零,油泵处于输出功率最小的卸荷状态(系统压力和油泵输出压力变化规律如图 2.3-9 所示)。为保证卸荷阀失效时系统的安全性,定量泵卸荷回路中必须设置安全阀。

在油泵卸荷期间,系统压力由蓄压器维持。当系统压力降低到卸荷阀切换压力时,油泵重新向系统供油。在下游系统不工作状态下,油泵两次启动的间隔称为系统卸荷保持时间,简称卸荷时间。卸荷时间的长短取决于蓄压器可补充油量的多少和卸荷期间系统单位时间泄漏量的大小。

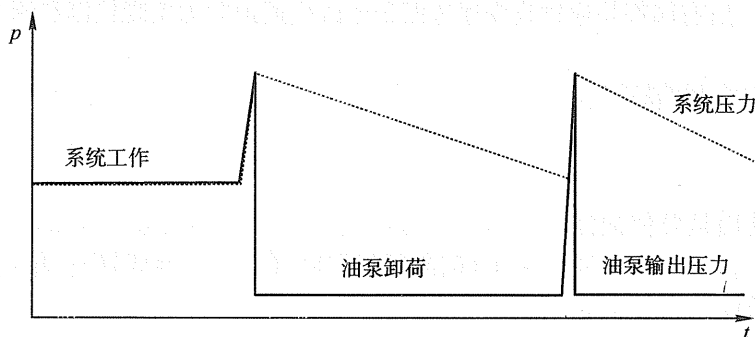


图 2.3-9 定量泵卸荷压力曲线

当系统发生频繁卸荷(即卸荷时间变短)时,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(具体操作方法参见本章 2.6.3 节);
- ③ 检查系统的内漏。

3. 变量泵的限压和卸荷

变量泵具有自动卸荷功能,因此设计系统时不用再考虑其卸荷问题。但为了系统的安全,回路上同样需加装安全阀(见图 2.1-2),以防泵内压力补偿活门损坏或斜盘作动筒卡滞时造成系统压力过高。

2.4 液压控制元件

2.4.1 概述

液压系统中液体流动的方向、压力和流量是需要控制和调节的。完成这些控制和调节作用的是液压控制元件,通常称为液压控制阀。根据被控量不同,液压控制阀分为方向控制阀、压力控制阀和流量控制阀三大类。

方向控制元件简称方向阀,其功用是控制液流的通、断和改变液流的方向或通路。方向

控制阀按其用途可分为单向阀和换向阀两类。单向阀可分为普通单向阀、机控单向阀和液控单向阀三大类。

压力控制阀是利用阀芯上的液压作用力和弹簧力保持平衡来进行工作的，一旦此平衡破坏，阀口的开度或通断就要改变。常见的压力控制阀有溢流阀、减压阀、顺序阀和压力继电器等。

流量阀通过改变节流口的开口面积来控制流量，以控制或协调执行机构的运动速度。流量阀有节流阀、单向节流阀、液压流量保险器等多种。

尽管液压阀存在着各种类型，但它们之间亦有一些基本共同之处：

- ① 结构上，所有阀都由阀体、阀芯和操纵机构（手动、机控、电磁控制或液动）组成；
- ② 原理上，所有阀都是通过改变通道面积或改变通道阻力实现控制和调节作用的。

2.4.2 方向控制元件

1. 单向阀

单向阀的功用是要使油液只能沿一个方向流通而且不得反流。因而要求它在“流通”方向上阻力很小，而在反方向上将油液阻断得很彻底（即密封性要好）。单向阀可分为普通单向阀、机控单向阀和液控单向阀。

(1) 普通单向阀

普通单向阀常用的有钢球式和锥阀式两种结构（见图 2.4-1）。钢球式单向阀结构简单、制造方便，但在长期使用中钢球表面与阀座接触处易于磨损而出现凹痕，在钢球发生转动后，该处最容易出现渗漏而失去密封性。而锥阀式单向阀阻力较小，密封性好。

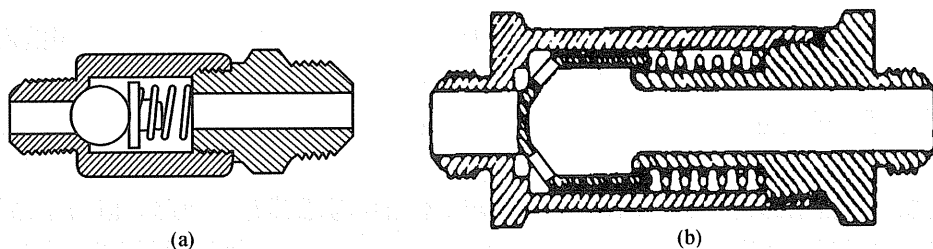


图 2.4-1 单向阀结构原理图

(a) 球阀单向阀；(b) 锥阀单向阀

在飞机液压系统中，单向阀常用于：

- ① 泵的出口处，防止系统反向压力突然增高，使泵损坏，起止回作用；
- ② 定量泵卸荷活门的下游，在泵卸荷时保持系统的压力；
- ③ 在系统的回油管路中，保持一定的回油压力，增加执行机构运动的平稳性。

(2) 机控单向阀

机控单向阀构造是带有机触顶杆的单向阀，其构造如图 2.4-2 (a) 所示。顶杆没有将阀芯顶开之前，它仅允许油液单向流动，当顶杆克服弹簧预紧力将阀顶开以后，将允许油液双向流动，如图 2.4-2 (b) 所示。

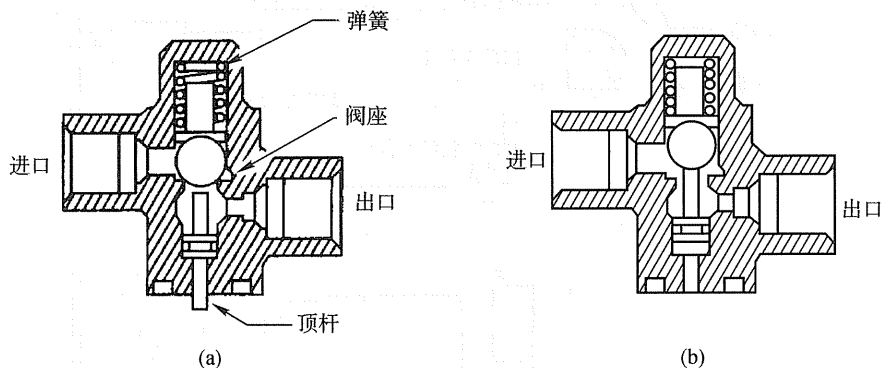


图 2.4-2 机控单向阀原理图
(a) 机控单向阀构造；(b) 反向流动状态

机控单向阀可作为系统的协调动作控制元件，因此又被称为机械触发顺序阀，简称机控顺序阀，可用在起落架收放顺序控制回路中（见图 2.4-4 所示）。

(3) 液控单向阀

液控单向阀可看作带有控制活塞的单向阀。液控单向阀允许液流在一个方向自由通过，反方向可借助压力油开启单向阀使液流通过，控制压力过低或消失时，液流则不能通过，其构造如图 2.4-3 所示。

液控单向阀可作为系统的液压锁定元件，也可用于系统的协调动作控制（如起落收放系统和襟翼收放系统等）。

2. 换向阀

换向阀用来控制系统中油液流动的方向，按需要可使执行机构的油路关断、接通和换向。换向阀按其运动形式分为转阀、滑阀和梭阀。

(1) 转阀

转阀靠阀芯相对阀体的转动完成油路的转换，多用于飞机液压系统中的手动阀和供地面维护使用的阀，如油箱加油阀等。转阀一般作为选择活门（如起落架收放选择阀，见图 2.4-4）。

(2) 滑阀

滑阀是靠阀芯在阀体内轴向移动而改变液流方向的，通常用“几位几通”说明换向阀的职能特点。滑阀具有操纵力小、对油液污染不太敏感和易于实现多路控制及远程控制等诸多优点，在飞机液压系统中得到了广泛应用。

滑阀式换向阀按照阀芯的控制方式分为手动阀、机动阀、电动（电磁）阀、液动阀及电液动换向阀；按阀的工作状态多少（位数）可分为二位阀、三位阀等；按被控油路通道数的多少可分为二通阀、三通阀、四通阀和五通阀等，图 2.4-5 所示为部分常见换向阀的职能符号。

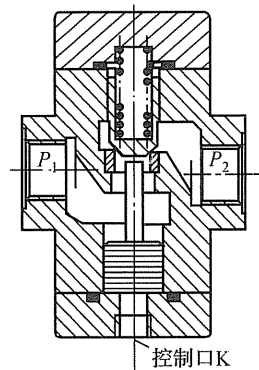


图 2.4-3 液控单向阀
结构原理图

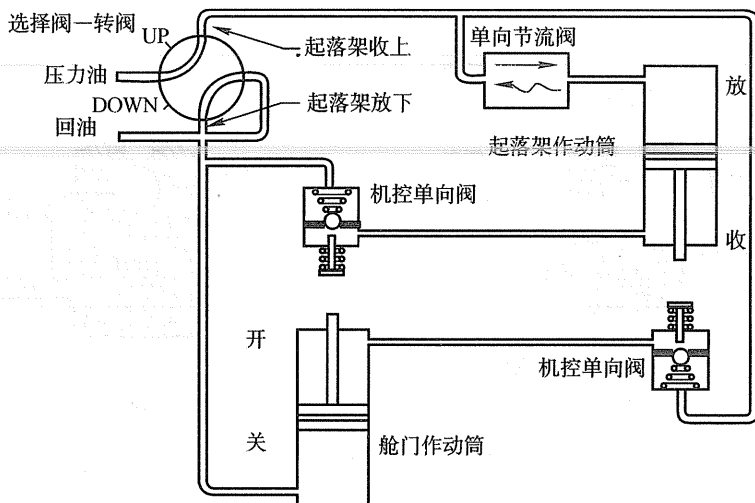


图 2.4-4 起落架收放控制回路

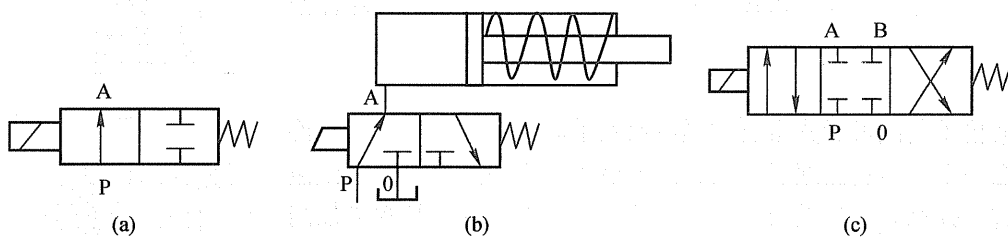


图 2.4-5 部分常见换向阀职能符号

(a) 两位两通阀（开关）；(b) 两位三通阀；(c) 三位四通阀

(3) 梭阀

梭阀也是一个选择活门（见图 2.4-6），它有两个进油口和一个出油口。正常情况下，梭阀内的阀芯被弹簧力控制在右端位置，进油口 1 和出油口相通；当进油口 1 处的压力消失或下降时，进油口 2 处的压力克服弹簧力将阀芯推到左端位置，此时进油口 2 和出油口相通。

梭阀在液压系统中常用于正常供油系统与备用供油系统的自动切换。

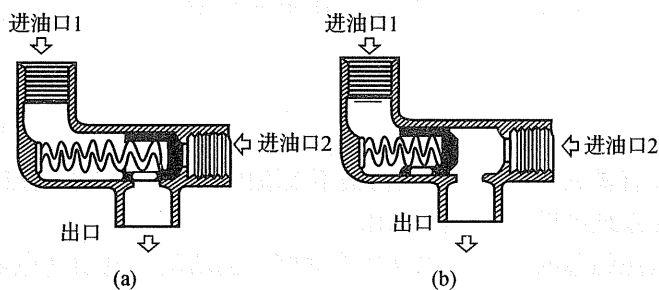


图 2.4-6 梭阀原理图

(a) 正常流动；(b) 切换流动

2.4.3 压力控制元件

压力控制阀是用来调节或限制液压系统压力的，飞机液压系统中常用的压力控制装置有溢流阀、减压阀和压力继电器等。

1. 溢流阀

溢流阀通过阀口的溢流作用使被控制系统或回路的压力维持恒定，从而实现稳压、调压或限压作用。它的特点是利用液流压力和预定弹簧力相平衡的原理来工作的。按其结构形式分为直动式溢流阀和先导式溢流阀。

(1) 直动式溢流阀

直动式溢流阀构造如图 2.4-7 所示。当系统压力小于弹簧预调压力时，弹簧将阀芯保持在关闭位；当系统压力超过预定的最大压力值时，可将压力管路内的压力油排入通油箱的回油管。调整弹簧的预压缩力的大小，可调节溢流阀开启溢流的压力。直动式溢流阀构造简单，调压精度低，只适用于低压小流量系统。

(2) 先导式溢流阀

现代高压大流量系统均采用调压精度高的先导式溢流阀，如图 2.4-8 所示。由于先导式溢流阀中导阀控制主阀的开闭，主阀弹簧的刚度和预压缩力较小，主阀开启量的变化对系统压力的影响远小于导阀开启量变化对压力的影响，调压精度较高。

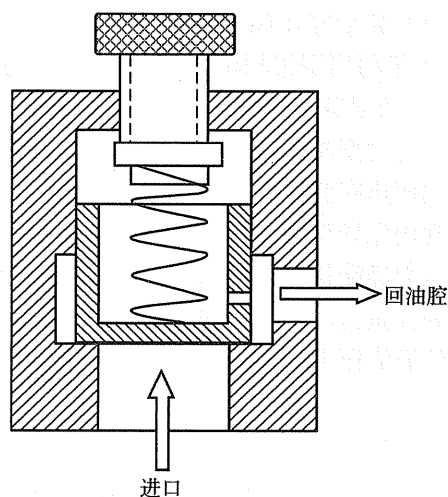


图 2.4-7 直动式溢流阀

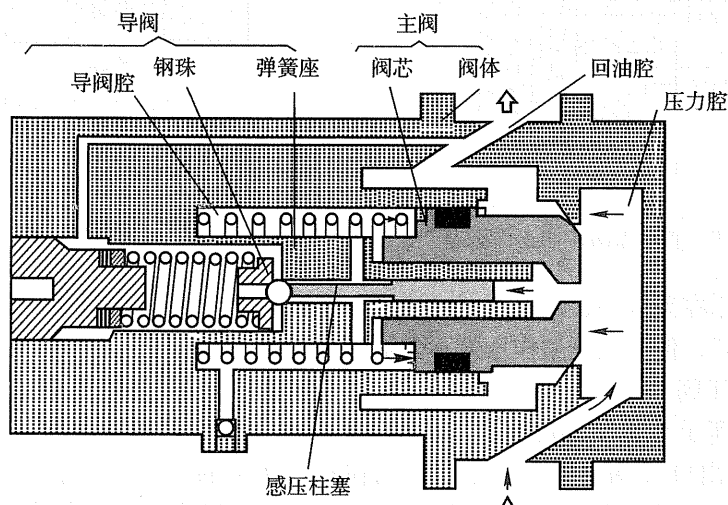


图 2.4-8 先导式溢流阀

(3) 溢流阀的应用

1) 作为安全阀, 防止系统超压。当系统压力超过正常最大压力时, 安全阀打开, 溢流多余流量, 防止过载。安全阀在正常工作时处于常闭状态。

2) 作为定压阀, 保持系统压力恒定。常用在定量泵液压系统中, 保持供压系统的压力基本稳定并调节进入液压用压系统的流量。定压阀在正常工作时处于常开状态。

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

(1) 定值减压阀

定值减压阀按结构和工作原理可分为直动型和先导型两类。直动型减压阀 (见图 2.4-9) 与直动型溢流阀的结构相似, 差别在于减压阀的控制压力来自出口压力侧, 且阀口为常开式。直动型减压阀的弹簧刚度较大, 因而阀的出口压力随阀芯位移, 即随流经减压阀的流量变化而略有变化。

利用先导型减压阀可提高减压精度, 图 2.4-10 所示为先导式定值减压阀结构原理图。出口压力经端盖引入主阀芯下腔, 再经主阀芯中的阻尼孔进入主阀上腔, 主阀芯上、下液压力差为弹簧力所平衡。先导阀是一个小型的直动型溢流阀, 调节先导阀弹簧, 便改变了主阀上腔的溢流压力, 从而调节了出口压力。

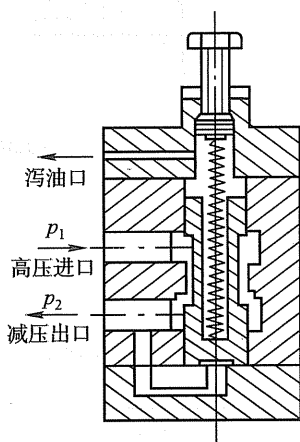


图 2.4-9 直动型减压阀工作原理

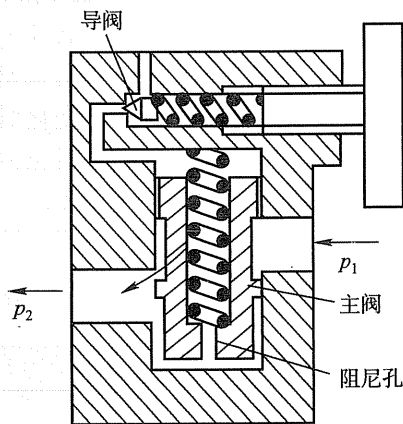


图 2.4-10 先导型减压阀工作原理

定值减压阀用在系统中, 可实现不同油压支路的并联; 另外, 减压阀可作为稳定油路工作压力的调节装置, 使分系统工作压力不受供油压力及其他并联油路的影响。

(2) 定差减压阀

图 2.4-11 所示为定差减压阀的工作原理图。作用在阀芯弹簧的调定压力, 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, 所以阀口的开度仅受进、出口压力差调节, 从而保持进出口压差为恒定。通常将定差减压阀与节流阀串联 (见图 2.4-12), 构成调速阀 (与可调节流阀配合) 或恒流量阀 (与固定节流阀配合)。

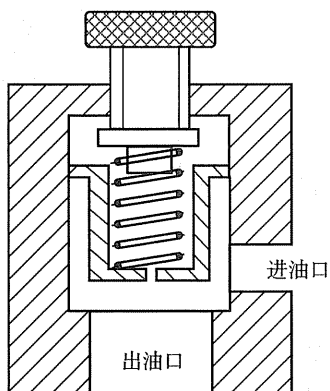


图 2.4-11 定差减压阀工作原理

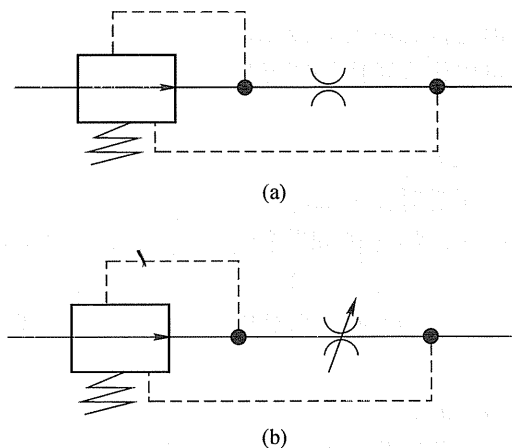


图 2.4-12 定差减压阀的应用

(a) 恒流量控制；(b) 调速控制

3. 优先活门

优先活门是一种靠压力控制开启的元件，其构造如图 2.4-13 所示。当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，如图 2.4-13 (a) 所示；当优先活门上游压力达到压力预调值时，优先活门打开，

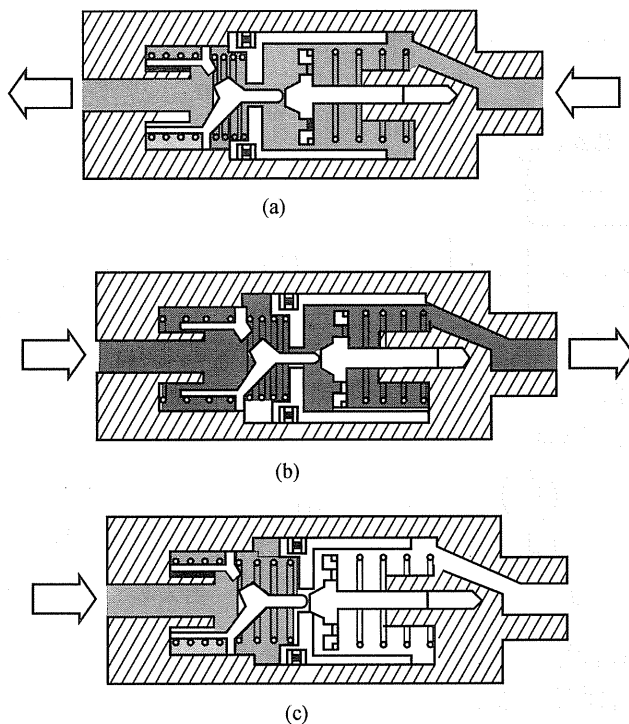


图 2.4-13 优先活门

- (a) 回油时液压油反流；
 (b) 有足够的压力使优先活门保持打开，液压油可流过优先活门；
 (c) 上游的压力低于预定值时，优先活门关闭，没有液压油流过优先活门

液压流过优先活门，液压活门下流的液压元件开始工作，如图 2.4-13 (b) 所示。优先活门既可以作为顺序控制元件，又可以安装在关键元件的下游，确保在系统压力不足时，使关键元件优先得到液压，确保系统安全。

4. 液压延时器

液压延时器（简称延时阀）用于控制采用同一液压源供压，具有并联多个执行元件的动作顺序。如飞机起落架收放系统中，用于控制先打开起落架舱门后收放起落架的动作顺序。

图 2.4-14 所示为采用延时阀的顺序回路。延时阀由一个节流阀 a 和一个传压筒 b 及单向节流器 c 组成。

当换向阀在左位时，压力油经单向节流器进入作动筒 I 的右腔使活塞伸出；与此同时压力油经过节流孔 a 进入传压筒 b 的左腔和作动筒 II 的左端。由于节流孔 a 的节流作用和传压筒右端与回油路相通，所以不能在作动筒 II 的左腔建立起所需的工作压力，只能使传压筒的自由活塞缓慢地向右移动。只有当自由活塞运动到右端极限位置时，作动筒 II 才有可能做出伸出运动，从而起到延时作用。换向阀再次换向，则在作动筒做缩回运动时，传压筒自由活塞左移给作动筒 II 施加背压，同样使作动筒 II 的运动落后于作动筒 I 的动作。

5. 压力继电器

压力继电器是一种将油液的压力信号转换成电信号的电液控制元件。图 2.4-15 所示为柱塞式压力继电器结构图。当油液压力达到压力继电器的调定压力时，作用于柱塞上的液压力克服弹簧力，顶杆上推，使微动开关的触点闭合，发出电信号。

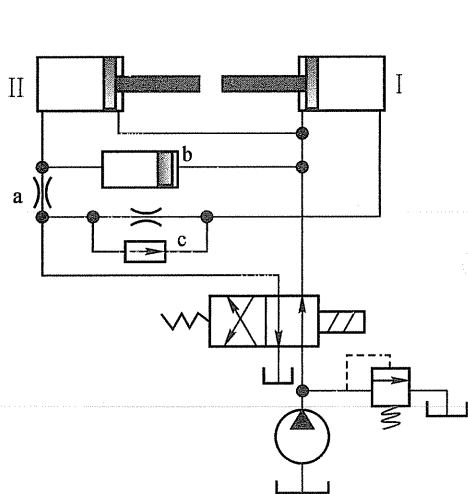


图 2.4-14 液压延时器

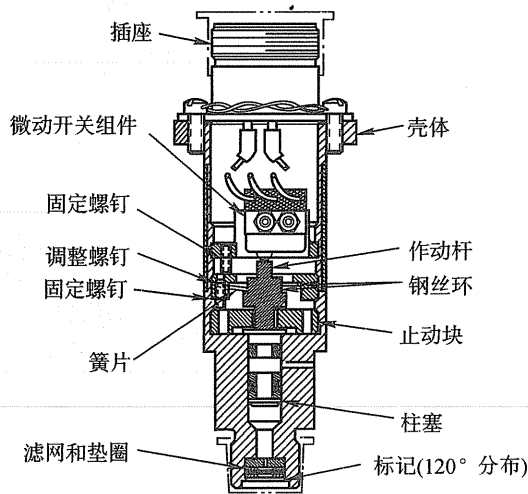


图 2.4-15 压力继电器

压力继电器可以控制电磁铁、电磁离合器、继电器等电气元件动作，使油路卸压、换向，执行机构实现顺序动作，或关闭电动机，使系统停止工作，从而起到安全保护作用等。

2.4.4 流量控制元件

流量控制元件简称流量阀。其功用是调节和控制液压系统管路中的液体流量，以调节和

控制执行机构的运动速度。任何流量阀的基本组成部分是能起节流作用的节流元件。当液体流经节流元件时会引起显著的压力损失。

1. 小孔节流原理

如图 2.4-16 所示, 节流孔的流通面积为 A , 流量系数为 C_A 。当油液流过该节流孔时, 在收缩和扩张过程中引起的能量损失导致节流孔前后产生压差, 即进口压力为 p_1 , 出口压力降为 p_2 。流经节流孔的流量越大, 压差越大。

节流孔的流量公式为:

$$Q = C_A A \sqrt{\frac{2(p_1 - p_2)}{\rho}}$$

式中: C_A ——节流孔的流量系数;

A ——节流孔面积;

p_1 、 p_2 ——节流孔前后压力;

ρ ——液体密度。

根据流量公式, 可以总结出小孔节流具有以下特点:

- ① 流量与节流面积成正比, 即节流孔面积变小, 节流作用会增大;
- ② 流量与两端压差平方根成正比;
- ③ 只要有油液通过小孔, 小孔两端必产生压差。

2. 节流阀和单向节流阀

普通节流阀的工作原理与小孔节流一样, 当油液从两个方向流经该阀时, 均受到节流作用。飞机液压系统中常用到单向节流阀 (回路见图 2.4-5, 构造见图 2.4-17)。

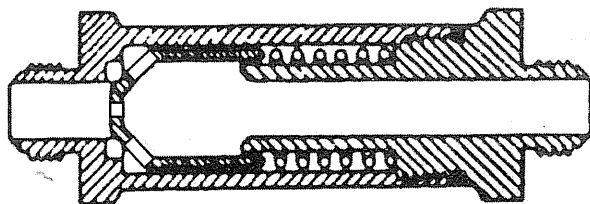


图 2.4-17 单向节流阀

单向节流阀在结构上类似于锥型阀芯的单向阀, 我们可以认为单向节流阀是在锥型阀芯上钻了一个节流孔, 使得油液可以以很小的流量在反向流过该“单向阀”。单向节流阀可限制作筒在一个方向的工作速度, 如减慢收回襟翼或放下起落架的速度, 防止撞击。

3. 调速阀和恒流量控制阀

当节流阀和定差减压阀配合时, 可组成调速阀和恒流量控制阀 (原理见图 2.4-13)。下面我们来研究一下恒流量控制阀的结构特点和工作原理。恒流量控制阀 (构造见图 2.4-18) 安装在液压系统中保持恒定的流量到指定的元件内, 它常常是安装在要求恒速工作的液压马达的上游。

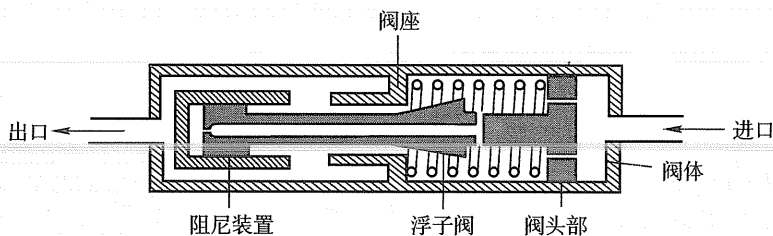


图 2.4-18 恒流量阀原理

恒流量阀由阀体和浮子阀组成。通过阀头部的流量由节流孔限制，然后流经浮子阀减压后流向下游。从图中可看出，浮子阀的开度由进口压力、节流阀下游压力和弹簧预调力共同控制，即浮子阀为一定差减压阀。根据小孔节流公式可得，流经节流阀的流量为恒值。

4. 液压保险

液压系统中的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光，使整个系统不能工作。为防止发生这种现象，可在供油管路上设置安全装置，这种装置称为液压保险。液压保险在系统管路漏油时，当油液流量或消耗量超过规定值时，自动堵死管路，防止系统内油液大量流失。因此液压保险可分为两类：流量保险和定量保险。

(1) 流量保险

液压流量保险是一种流量控制元件。当管路中的油液在允许的正常流量下，阀保持打开位置；如果流量过大（如管道破裂时）超过规定值时，它就自动关闭，以保证不影响其他的并联工作系统工作。它的工作情况与电路中的保险丝很相似，所以也有称它为液压的保险丝，其构造如图 2.4-19 所示。

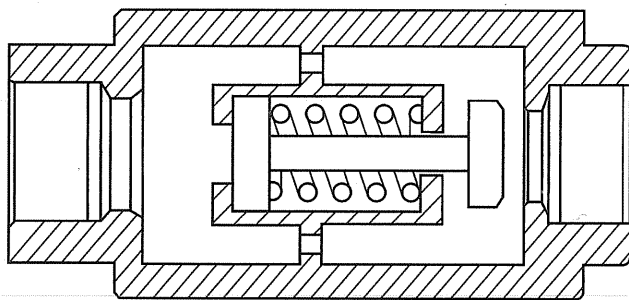


图 2.4-19 流量液压保险

油液经进口流入液压保险，经过内部节流孔流向下游。传动活塞靠弹簧保持在开位，当流经节流孔的流量增加时，节流孔前后压差增大。当流量增加到某一临界流量时，节流孔前后压差可克服传动活塞弹簧预紧力，推动活塞向前，关闭油液出口，油液不再流动。

(2) 定量保险

液压定量保险也是一种流量控制元件，其功用是当通过液压保险的油液量达到某一临界体积时将油路自动关断，防止系统液压油继续损失。如图 2.4-20 所示，油液经进口流入液压保险，经过内部节流片上的节流孔流向下游。

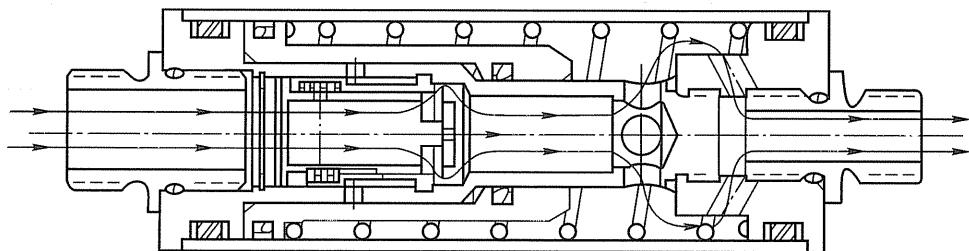


图 2.4-20 液压保险——低流量流动状态

1) 低流量流动

如果流经液压保险的流量小于某一特定值, 传动活塞前后压差力不能克服弹簧预压缩力, 活塞保持在左位, 油液自由流过, 不起液压保险作用。

2) 正常流动和复位

当流经液压保险的流量达到或高于一定值时, 节流孔前后压差增大克服传动活塞弹簧预紧力, 推动活塞向前。当下游传动部分正常时, 传动活塞未右移到关闭位, 传动动作已经完成, 油液结束流动, 传动活塞前后压差消失, 传动活塞在复位弹簧作用下复位。

3) 关断

当下游传动部分出现泄漏时, 传动活塞会一直向右运动。当活塞运动到右端时, 将液压保险的出口关闭 (见图 2.4-21), 油液不再流动。由于弹簧刚度较小, 在活塞向前运动过程中弹簧力的变化可忽略。在此过程中, 推动活塞向前的流量与通过液压保险的流量成一定比例 (该比例值恒定不变)。当活塞将液压保险出口关闭时, 所需油液量为活塞后的油液容积, 在此过程中流过液压保险的油液量为该容积的倍数 (倍数值为推动活塞向前的流量与通过液压保险的流量的比值)。

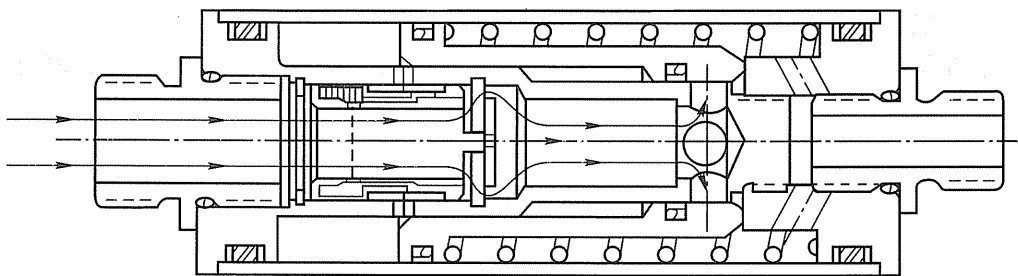


图 2.4-21 液压保险——关闭状态

当油液停止流动时, 只要液压保险上、下游压差较高 (可克服弹簧压缩力), 活塞将保持在关断位。

4) 复位

当上游压力降低时, 液压保险上、下游压差随之降低, 当压差低到不足以克服弹簧力时, 液压保险活塞将在弹簧力作用下复位, 如图 2.4-22 所示。需要注意的是, 为使液压保

险完全复位，上、下游的低压差应保持一定的时间。

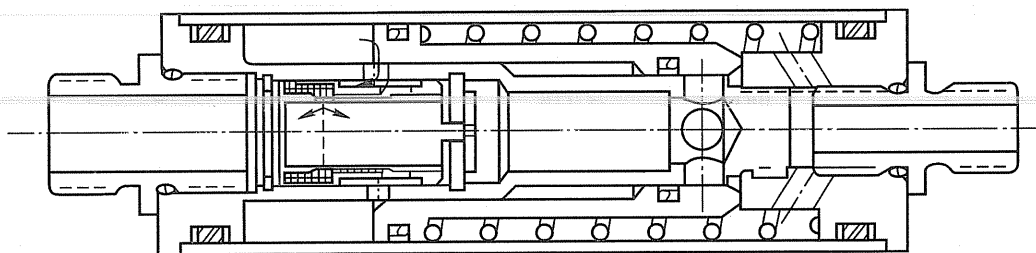


图 2.4-22 液压保险——复位

5. 流量放大器

流量放大器用于工作系统要求的流量比供压系统输出流量大的情况，如某些飞机的刹车系统。图 2.4-23 所示为流量放大器结构原理图，它是装在壳体内的一个阶梯活塞。

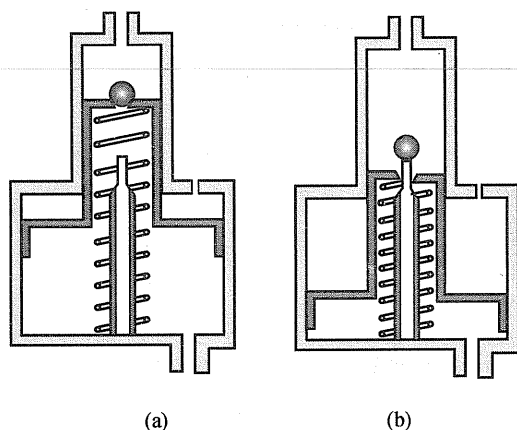


图 2.4-23 流量放大器

当实施刹车时，刹车油液经小端活塞接头进入上腔，推动活塞运动；大端活塞将下腔中油液供向刹车系统。由于大活塞面积较大，所以输出流量大于输入流量，放大倍数为大活塞面积与小活塞面积的比值。

当解除刹车时，上室压力消失，活塞在自身弹簧和刹车作动筒恢复弹簧的作用下，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，在通向刹车装置的管路中产生一个吸力，使油液快速流回，起到迅速解除刹车的目的。

根据流量放大器的工作特点，在流量放大的同时，刹车压力相应减小了，这可使刹车操纵更加平顺。

2.5 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为机械能。液压执行元件分成两大类：一类为旋转运动型（如液压马达），它是将液压能转换为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。

液压马达与液压泵结构相同，可看作液压泵反接，即输入压力油，而输出转速和扭矩，把液压能转换为机械能，本节不再研究。而摆动缸在现代民航飞机上应用也越来越少，因此本节主要研究液压作动筒。

2.5.1 作动筒工作原理

在飞机液压系统中,作动筒被广泛应用于舵面的操纵,起落架、襟翼和减速板的收放、发动机反推等场合。

作动筒的工作原理如图 2.5-1 所示。当筒体固定时,若筒左腔输入工作液体,液体压力升高到足以克服外界负载时,活塞就开始向右运动。若连续不断地供给液体,则活塞以一定的速度连续运动。由此可知,作动筒工作的物理本质在于:利用液体压力来克服负载(包括摩擦力),利用液体流量维持运动速度。若将活塞杆用铰链固定,按图示箭头方向供油和回油(反向供油和回油也可),则筒体亦可运动,其工作原理与上述筒体固定相似。

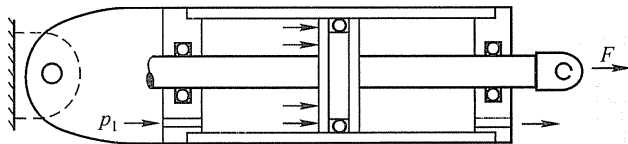


图 2.5-1 作动筒原理

输入作动筒的液体压力和流量,是作动筒的输入参数,为液压功率。作动筒的输出力和速度是其输出参数,为机械功率。以上所述压力、流量、输出力、输出速度便是作动筒的主要性能参数。

2.5.2 作动筒类型

作动筒有两种基本形式:单作用式和双作用式。

1. 单作用式

单作用式作动筒(见图 2.5-2)的活塞在液压作用下只能向一个方向运动,然后由弹簧作用返回。压力油从左边通油口进入,油压作用在活塞的端面上,迫使活塞向右运动;当活塞移动时,右边弹簧腔室的空气通过通气小孔排出,弹簧受压;当作用在活塞上的油液压力释压并小于压缩弹簧的张力时,弹簧伸张并推动活塞向左移动;因为活塞的左移,左边腔室油液被挤出通油口,同时,空气通过通气孔进入弹簧腔室。

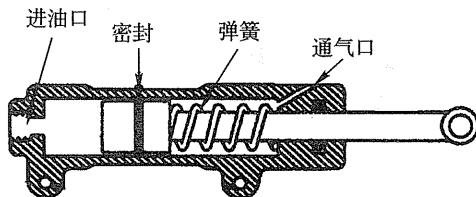


图 2.5-2 单作用式作动筒

单作用式作动筒常用做刹车作动筒,并由一个三通活门控制(见图 2.4-6(b))。当刹车时,液压油迫使活塞伸出将刹车盘紧压在一起实施刹车。脚踏板松开时,弹簧将活塞返

回解除刹车。

2. 双作用式

双向作用式。作动筒能利用油液推动部件做往复运动。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。双作用式作动筒主要有两种形式：双向单杆式和双向双杆式。

双向单杆式作动筒（见图 2.5-3）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。同样由于该作动筒活塞两端的有效面积不同，当作动筒两端输入流量相同时，活塞往返运动速度不同，活塞伸出速度小于其缩入速度。

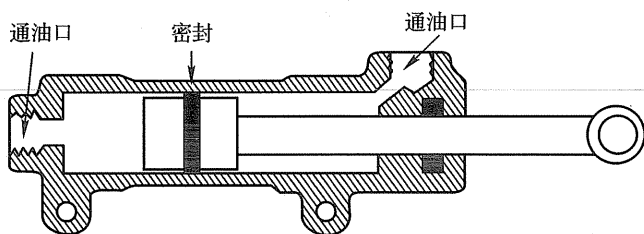


图 2.5-3 双向单杆作动筒

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；而在放下起落架过程中，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。

双向双杆式作动筒（见图 2.5-4）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。

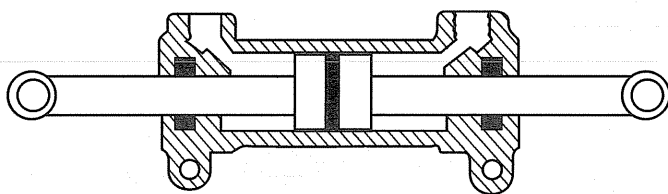


图 2.5-4 双向双杆作动筒

当作动筒两端的输入压力相同时，其双向克服负载的能力相同。当活塞两端输入流量相同时，其活塞往返运动速度相同。所以，在操纵系统和前轮转弯操纵中的液压作动筒常采用双向双杆式作动筒，以保证作动筒活塞往返速度相同。

2.5.3 作动筒辅助元件

1. 缓冲装置

一般的液压作动筒可不考虑缓冲装置,但当活塞运动速度很高和运动部件质量很大时,为防止活塞在行程终点处发生机械撞击,引起噪声、振动和损坏设备,则必须设置缓冲装置。比如,起落架收放作动筒,就需要设置缓冲装置。缓冲装置按原理可分为缝隙节流缓冲和节流阀缓冲两类。

(1) 缝隙节流缓冲

缝隙节流法的原理如图 2.5-5 所示。在作动筒主活塞前后各有一个直径比主活塞略小的缓冲凸台,当作动筒到达行程末端时,凸台将一部分油液封死,被封闭的油液通过凸台与缸壁间的环形间隙流出,产生液压阻力,减缓作动筒的速度,起到缓冲的作用。

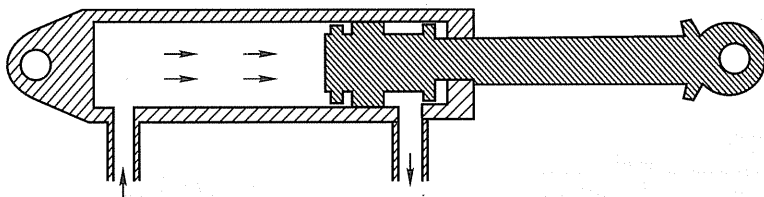


图 2.5-5 带缝隙节流凸台的作动筒

(2) 节流阀缓冲

节流阀缓冲装置的基本工作原理是:在作动筒行程末端安装节流阀,限制回油流量,使之产生反压力,从而减缓部件的运动速度。图 2.5-6 所示为带终点缓冲装置的起落架收放作动筒原理图。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。

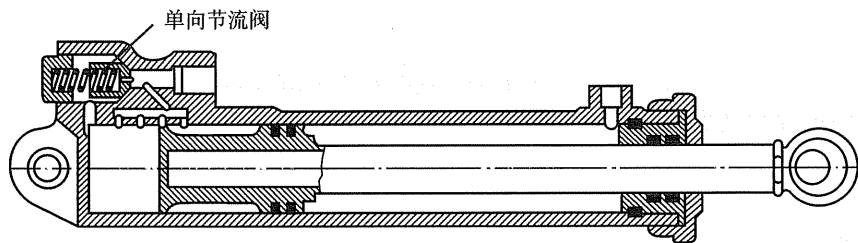


图 2.5-6 带单向节流阀的作动筒

当放起落架时,活塞杆向内缩入。当活塞边缘还没有盖住外筒上的小孔时,回油通道较大,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阻碍起落架向前收上,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,无论小孔是否被活塞盖住,缓冲装置都不起缓冲作用。

2. 排气装置

液压系统在安装过程或长时间停放之后会有空气渗入,由于气体存在,使执行元件产生爬行、噪声和发热等一系列不正常现象。所谓作动筒的“爬行”现象,是供油压力、空气弹性力、作动筒动摩擦和静摩擦力以及传动部件的惯性力相互作用的结果。实践证明,在飞机刹车系统中,产生刹车松软现象的主要原因是系统中混入了空气。

为消除空气对系统的影响,必须排除积留在作动筒内的空气。对单向式作动筒应装放气活门,维修后进行排气(如刹车作动筒);而对双向式作动筒,一般不设放气嘴,在维修后进行若干次往复行程操作就可将气体排到油箱中。

3. 锁定装置

飞机上有些部件(如舱门)在收上和放下位置没有设置单独的定位锁,而是依靠附属作动筒的锁定装置来保持其位置的。作动筒内的锁定装置通常是机械锁。图 2.5-7 所示为一种常见的机械锁——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。

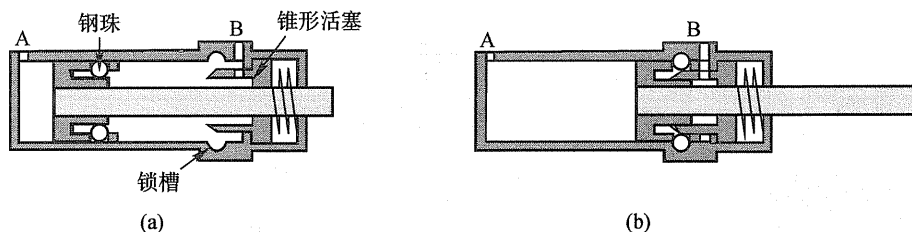


图 2.5-7 带钢珠锁定装置的作动筒

(a) 未锁定状态; (b) 锁定状态

锁定过程如图 2.5-7 (a) 所示。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,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。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。

2.6 液压辅助元件

液压辅助元件是液压系统中不可缺少的一个部分,它包括液压油箱、油滤、蓄压器、密封装置、液压导管、接头等。虽然以液压系统的工作原理和各组成部分所起的作用来看,它

们起辅助作用，但它们在系统中数量最多，分布极大。如果出现问题，势必严重影响整个液压系统的性能，甚至破坏液压系统的工作。

2.6.1 液压油箱

1. 油箱作用

油箱的主要作用是存储液压油，并有足够的气体空间保证油液有足够的膨胀空间。油液的体积变化是由热膨胀和执行元件工作引起的。除此之外，液压油箱还具有散热、分离油液中的空气和沉淀油液中杂质等作用。

2. 油箱类型

由于早期的飞机飞行高度低，大多数采用非增压油箱（油箱与大气相通），现代民航运输机大多数油箱是增压密封的，以保证泵的进口压力维持在一定值，防止在高空产生气塞。通常增压油箱有两种形式：引气增压式和自增压式。

(1) 引气增压油箱

引气增压油箱通过增压组件将飞机气源系统的增压空气引入油箱（见图 2.6-1）。

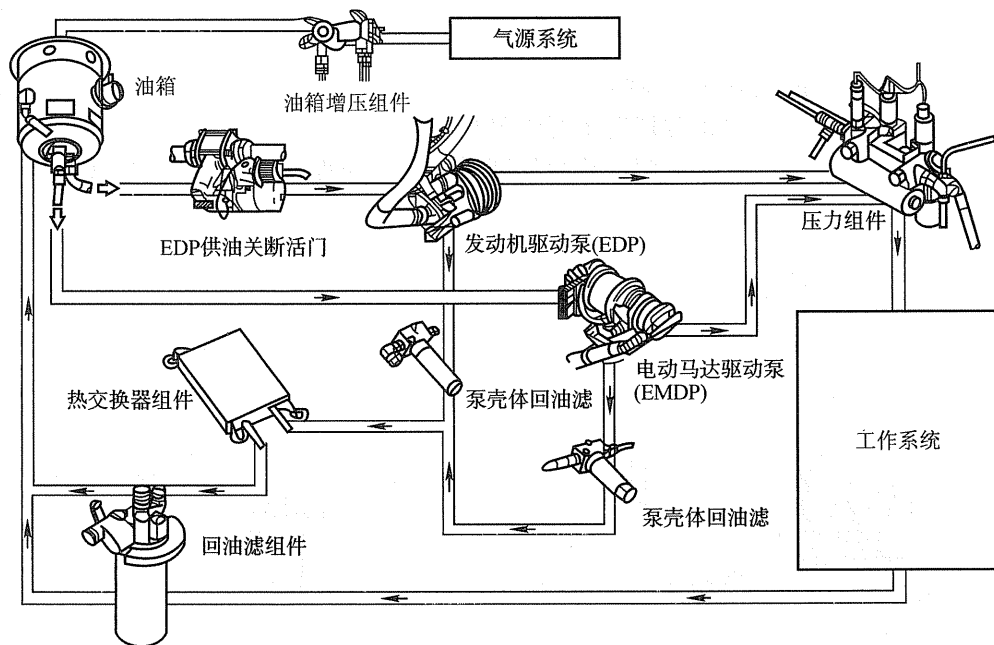


图 2.6-1 液压油箱连接示意图

增压组件是引气增压系统的关键部件，内有以下功能元件：单向阀、气滤、安全释压活门、人工释压活门、压力表和地面增压接头。由于油箱内压力较高，因此在维护前，必须通过人工释压活门释压，维护后，通过地面增压接头给系统加压。

现代飞机液压系统油箱一般为两个液压泵供油，即作为主泵的发动机驱动泵（EDP）和作为备用泵的电动马达驱动泵（EMDP）。为了提高系统的供油可靠性，在设计供油管路时

要考虑当发动机驱动泵（EDP）供油管路发生严重泄漏时，能够保存一定量的油液供给电动马达驱动泵（EMDP）使用。因此，油箱将发动机驱动泵（EDP）供油接头位置高于电动马达驱动泵供油接头位置，即在发动机驱动泵（EDP）的吸油管路上设置立管，如图 2.6-2 所示。

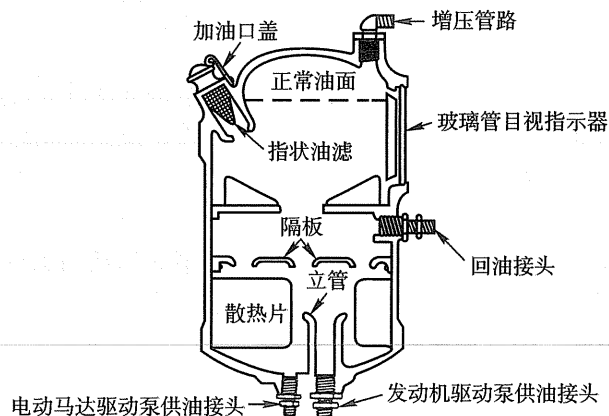


图 2.6-2 引气增压油箱内部构造

液压油箱安装在主轮舱内，通过供油管路与液压泵进油口相连。在通向发动机驱动泵（EDP）的供油管路上有一个供油关断活门，也叫防火关断活门（见图 2.6-1）。防火关断活门是常开活门：即在正常情况下是打开的。当发动机出现火警时，驾驶员提起灭火手柄时，防火关断活门就会关闭，从而切断供往发动机驱动泵的液压油，以利于发动机灭火。

(2) 自增压油箱

自增压油箱的工作原理是利用系统高压油返回作用在油箱的增压活塞上，通过液体压力在活塞上施加压力，为油箱中的液压油增压，原理如图 2.6-3 (a) 所示。

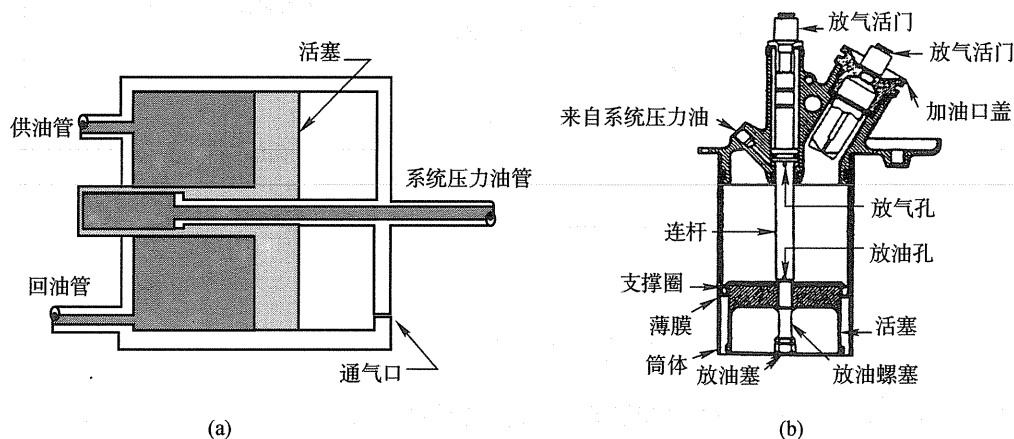


图 2.6-3 自增压油箱

(a) 自增压原理；(b) 自增压油箱结构

油箱增压的压力大小取决于大小两个活塞的面积比, 如果两个活塞面积比为 50:1, 则当系统压力为 3000 psi* 时, 油箱内油液压力为 60 psi。

自增压油箱在加油时必须采用压力加油法, 并且在加油后必须排气。因为混入油箱的气体会造成油量指示错误。

2.6.2 液压油滤

油液污染是造成液压系统故障的重要原因之一, 利用油滤可使液压油保持必要的清洁度。油滤的作用是过滤油液中的金属微粒和其他杂质。

1. 滤芯的类型

油滤中起过滤作用的元件称为滤芯, 是液流中污染颗粒的机械屏蔽层, 这种机械屏蔽层是由重叠的小孔或通路组成。当油液流过它时, 把通不过去的颗粒污染物阻留在屏蔽层上(过滤介质内), 从而保持油液在规定的清洁度标准以内。

常见的滤芯有三种类型: 表面型滤芯、深度型滤芯和磁性滤芯。表面型滤芯的典型构造是金属丝编织的滤网, 过滤能力较低, 一般作为粗滤安装在油箱加油管路上。磁性油滤依靠自身的磁性吸附油液中的铁磁性杂质颗粒, 应用在发动机滑油系统管路中。在液压系统中, 广泛采用的油滤滤芯是深度型滤芯。

深度型油滤特点是液流通过的过滤介质有相当的厚度, 在整个厚度内到处都能吸收污物。其过滤介质有: 缠绕的金属丝网、烧结金属、纤维纺织物、压制纸等, 但用的最广泛的是压制纸制造的纸质滤芯。

2. 油滤的构造

油滤主要包括头部壳体和滤杯两大部分(见图 2.6-4), 其中头部壳体用于将油滤安装到飞机结构上并连接管路, 滤杯用于容纳滤芯, 其固定到头部壳体上, 在更换滤芯时滤杯可以拆卸。

飞机液压系统油滤内部往往设有旁通活门、堵塞指示器和自封活门等特殊功能部件, 以增强油滤工作可靠度并改善油滤的维护便利性。旁通活门和堵塞指示器原理如图 2.6-5 所

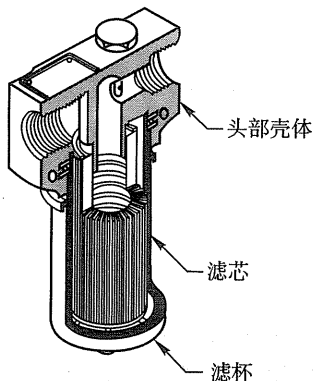


图 2.6-4 油滤构造

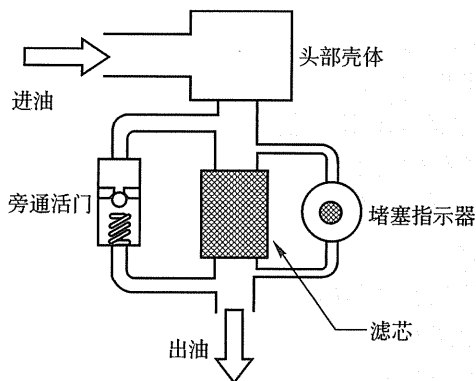


图 2.6-5 油滤原理图

* psi 为英制压力单位, 1 psi = 6.86 kPa

示。当油滤随着使用时间增长而逐渐被堵塞时,滤芯进口和出口压差增大,旁通活门在此压差作用下打开,确保下游油路的油液供应。堵塞指示销可指示油滤的堵塞情况,提醒维护人员及时更换滤芯。在维护实施后,应将此指示销按压复位。自封活门可在卸下滤杯时自动将进口油路和出口油路堵住,便于滤芯的更换操作。

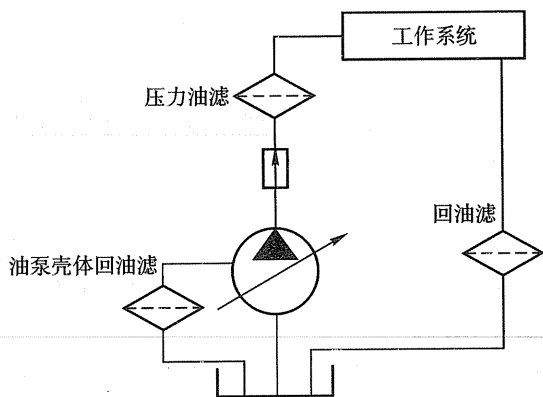


图 2.6-6 油滤安装位置

3. 油滤的安装位置

在飞机液压系统中,油滤通常安装在以下三个主要部位(见图 2.6-6):

① 油泵出口,即压力油滤,用于保护工作系统,滤掉油泵工作时产生的金属屑,保护工作系统组件。

② 系统回油管路,即回油滤,安装在进入油箱前的管路上,用于过滤掉工作中产生的杂质,防止油箱中油液受污染,保护油泵;回油滤可使系统回油路产生一定的背压,增强传动系统运动的平顺性。

③ 油泵壳体回油管路,即油泵壳体回油滤,其作用是对用于润滑和冷却液压泵的壳体回油进行过滤,滤除泵磨损产生的金属屑。如该油滤堵塞,油泵润滑冷却油液不足,油泵的滑靴和斜盘间的摩擦增大,油温升高。因此,从此处提取油样进行分析,可判断油泵的早期故障。

另外,在液压系统某些精密元件(如液压伺服阀)的进口油路上也装有精滤,用于确保进入该元件油液的清洁度,提高元件工作的可靠性。

2.6.3 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。

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) 补充系统泄漏,维持系统压力

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。

(2) 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。由于蓄压器内气体容易压缩,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。

(3) 协助泵共同供油,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。

(4) 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 (如刹车蓄压器可为停留刹车提供压力)。

2. 蓄压器构造

飞机液压系统采用的蓄压器构造分为三类: 活塞式、薄膜式和胶囊式, 如图 2.6-7 所示。

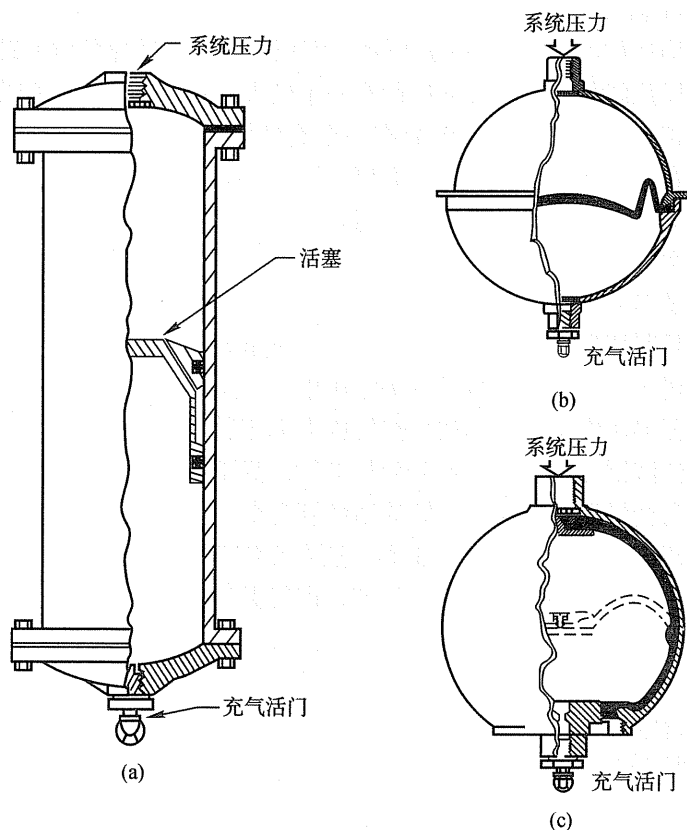


图 2.6-7 蓄压器的构造

(a) 活塞式蓄压器; (b) 薄膜式蓄压器; (c) 胶囊式蓄压器

(1) 活塞式蓄压器

活塞式蓄压器构造如图 2.6-7 (a) 所示。活塞将蓄压器分为两个腔室, 其中一个腔室为油液室, 它与液压泵的供压管路相连; 另一腔室为气室, 其内部充有氮气。液压泵向蓄压器供油时, 油液挤入油液室, 推动活塞, 压缩氮气。随着氮气压力的升高, 油液压力也相应升高, 将液压泵提供的液压能储存在蓄压器内。当传动部分工作时, 氮气膨胀, 将油液压力送至传动部分, 推动部件做功。

活塞式蓄压器结构简单, 但活塞惯性大, 且存在一定的摩擦, 动态反应不灵敏。因此, 活塞式蓄压器不适合吸收系统的压力脉动。

(2) 薄膜式蓄压器

薄膜式蓄压器构造如图 2.6-7 (b) 所示。蓄压器由两个空心的半金属球体组成: 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充气活门,两个半球之间安装一个合成橡胶薄膜。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充油口而损坏薄膜。而某些蓄压器,在薄膜中间装有一个金属圆盘以代替系统油口的网屏。

薄膜式蓄压器重量轻,惯性小,动态反应灵敏,适用于吸收系统的压力脉动。薄膜式蓄压器还具有安装维护方便等优点。

(3) 胶囊式蓄压器

胶囊式蓄压器构造如图 2.6-7 (c) 所示,蓄压器由一个整体的空心球体构成,球体顶部有压力油口与液压系统相连,在球体底部有一个较大开口,用以装入胶囊。胶囊用一个大螺塞固定,同时起密封作用。在螺塞上装有一个充气活门,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。

胶囊式蓄压器的特点与薄膜式蓄压器相似。

3. 蓄压器的维护

(1) 确保初始充气压力正常

初始充气压力是蓄压器的重要参数,在系统工作压力及蓄压器容积都相等的情况下,初始充气压力的大小对蓄压器可用油液量有决定作用。

为了保证蓄压器的正常工作,其初始充气压力大于其下游任何工作元件所需最小压力,否则将导致有部分油液因无法排出而不能参与工作,蓄压器可用油液量将变小。初始充气压力也不能过高,过高会导致蓄压器内存储的油液量变小,导致可用油液量随之下降。考虑以上因素,液压系统蓄压器设计初始充气压力一般在系统工作压力的一半左右,如图 2.6-8 中曲线所示(假定工作过程中气体的温度不变,即等温过程,气体压力与其体积成反比)。

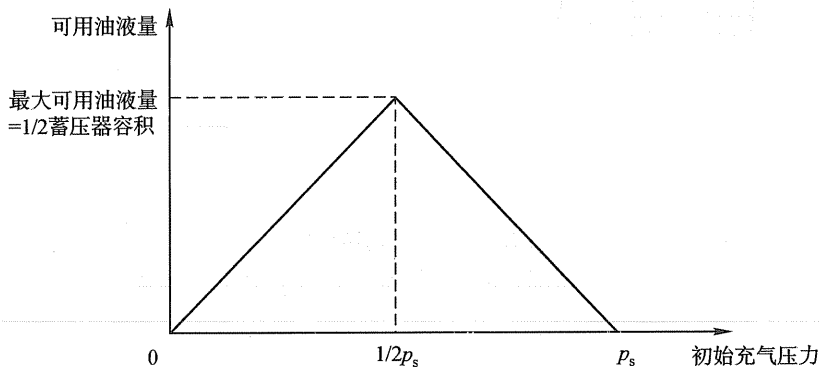


图 2.6-8 蓄压器初始充气压力与蓄压器可用油液量的关系

(2) 蓄压器初始充气压力检查

根据读数时所用压力表不同,蓄压器初始充气压力的检查方法有两种:

① 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,再操作作用压系统,压力表指针突然掉到零,则这个压力值 (p_0) 就是蓄压器的初始充气压力。

② 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初始充气压力的方法是：缓慢操作压系统，当系统压力表指示不再下降时的压力即为蓄压器初始充气压力。

2.6.4 密封

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，是指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两倍，而当它一旦解除受力，便会基本上恢复到原来的长度。表 2.6-1 所示为某些橡胶的特性。

表 2.6-1 某些合成橡胶的特性

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

2. 密封装置

密封装置的种类很多。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（动密封）。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。按照密封压力的方向，密封装置可分为单向式密封装置和双向式密封装置两大类。

(1) 单向式密封装置

U 形和 V 形环密封仅仅对一个方向的密封有效，因此被称为单向式密封装置。要实现双向密封，必须背向安装两个密封圈，如图 2.6-9 所示。

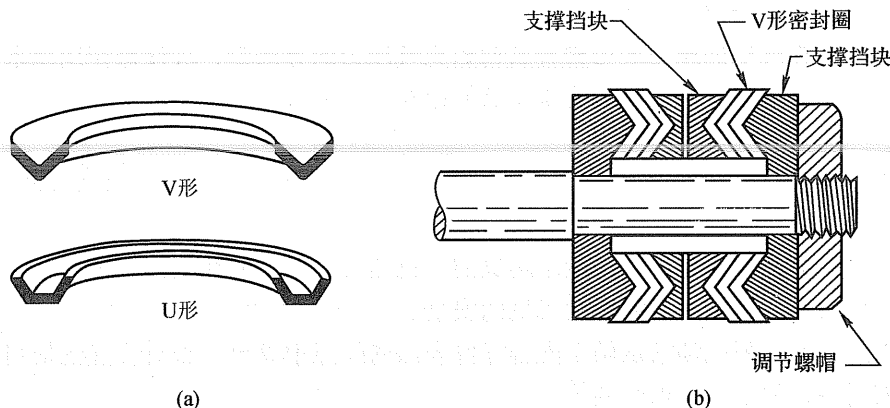


图 2.6-9 单向式密封装置

(a) V形和U形密封圈; (b) 单向密封圈的双向密封安装

(2) 双向式密封装置

O形密封圈和方形断面密封可在两个方向都有压力的场合应用, 因此又被称为双向密封装置。O形密封圈安装时, 应有合适的预压缩量。预压缩量过小则起不到密封作用, 过大则加大摩擦力, 降低寿命。为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, O形密封圈的低压端应加装挡圈 (见图 2.6-10 (e))。对于双向承受压力的密封圈, 应在两侧均加装挡圈。

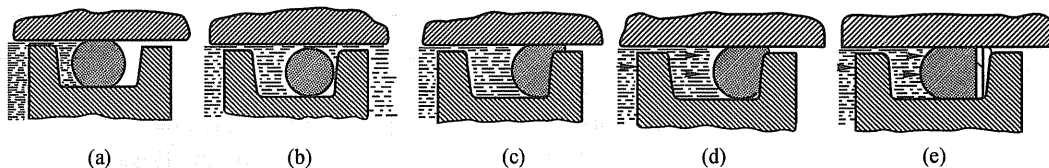


图 2.6-10 双向式密封装置——O形密封圈

(a) 压缩量合适; (b) 压缩量过小; (c) 压缩量过大; (d) 受压时密封圈状态; (e) 密封圈挡圈

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) 密封件的标识

为了防止在使用时用错密封圈, 所有的 O 形密封圈都有一个带颜色的点或圈, 来指明所适用的液体或气体的类型:

蓝点或圈: 空气或 MIL-H-5606 液压油

红点或圈: 燃油

黄点: 合成发动机滑油

白圈: 石油基发动机滑油或润滑剂

绿点划线: 磷酸酯基液压油

3. 密封件的使用和储存

在使用密封件时, 应该仔细检查, 以确保它的尺寸合适, 并与系统中液体的类型与材料

相容。同时保证密封件没有超过适用期。

当用手工装配密封件时要特别注意,必要时应使用合适的装配工具或导向装置。当在细杆上装配密封时,应该使用空心导向装置。密封件一定不能过度擦伤,必须避免刮伤和刻痕。尤其重要的是在装配完之后,检查“O”形密封圈要确保它们没有扭曲。在装配之前,正常情况下密封圈应该用系统油润滑。而在一些场合,建议密封圈应该在液压油中浸泡一段时间。

在一些情况下,许多种密封联合使用,装配有支撑环或刮油环。必须保证这些元件装配方向正确,装配顺序正确。否则,将可能导致元件的泄漏和失效。可以使用尼龙支撑环或类似的材料。末端应该修整产生一个间隙以适应维护手册中的规定要求。

由聚四氟乙烯制造的环在装配期间要特别注意,因为过度的拉伸或扭折可能导致永久的损坏。在装配期间通常应该使用锥形芯棒,以便对较大的直径获得最小的拉伸尺寸,这个尺寸与活塞环必须通过的环槽尺寸一样。环形件装配时不能超过 30 min,以便能使环形件得以放松。

2.6.5 散热器

1. 油温过高及其危害

液压系统在 工作中,由于功率的损耗会使油液温度升高。一般正常工作温度约在 30 ~ 70 ℃,飞机液压系统一般控制其最高温度不超过 80 ~ 120 ℃,当达到时就会有“油温过高”的指示灯发出警告信号。

(1) 油温高的危害

当油温过高时,会对液压系统造成如下影响:

- ① 油液粘度变小,导致系统损失增大,效率降低;
- ② 油液变质,形成胶状沉淀,造成系统堵塞,摩擦增大;
- ③ 高温使密封圈橡胶变质、损坏,密封失效;
- ④ 高温使零件间的配合间隙变化,导致额外的摩擦或泄漏。

(2) 油温过高的原因

系统油温过高,有两个方面的主要原因,即系统产热量增大和(或)系统散热不良。导致系统产热量增大的故障有以下几个方面:

1) 泵故障或泵壳体回油滤堵塞

当柱塞泵首先发生故障时,尤其是滑靴和斜盘发生故障,会导致泵内摩擦增大,磨损加剧,造成油温上升;泵内磨损的加剧会导致泵壳体回油滤的堵塞,从而使油泵由于冷却润滑的油液量减少而加速油泵的损坏。

当壳体回油滤首先发生堵塞时,滑靴和斜盘间的油膜被破坏,造成斜盘与滑靴间摩擦增大(甚至出现干摩擦),导致液压泵发热量增大,最终导致液压泵损坏。

2) 压力油滤堵塞

如果油泵出口的压力油滤堵塞,如该油滤带有旁通活门,则油滤两端的压差将导致油滤的旁通活门打开,油液未经过滤直接供向下游工作系统,导致工作系统运动部件出现卡滞和摩擦增大的情况,最终导致系统发热量增大,油温上升。

3) 系统严重内漏

系统内漏时,损失的液压功率直接在内漏的部位通过油液阻尼的热耗作用变成热量,导

致油液温度迅速升高。

4) 卸荷系统故障, 安全阀溢流

对于采用卸荷阀作为限制系统压力的定量泵系统, 若卸荷阀出现故障, 安全阀将打开溢流限压。当安全阀打开时, 系统压力最高, 液压泵输出的功率为最大。油液流经安全阀, 将全部液压功率转换成热量, 导致油温迅速升高。

当系统散热不良时, 油液温度也会随之升高。导致系统散热效率下降的原因有以下几种典型情况:

1) 油箱油量不足

当液压油箱中的油量不足时, 油液在油箱中停留时间过短, 油液温度还没有下降, 又被油泵吸入系统, 最后导致油液温度慢慢升高。

2) 散热器热交换不足

当液压回油散热器散热不良时, 油液的热量不能通过散热器散失, 导致油温不断上升。

3) 环境温度过高

环境温度的升高, 会导致整个系统散热效率的下降, 成为油温过高的主要原因之一。

4) 系统中混入空气

液压管路或液压元件中混入空气时, 会降低油液的热传递性, 导致热量散失下降, 油温不断上升。

分析以上原因, 油泵故障和油滤堵塞是油温过高的主要原因。一般维护手册中规定, 在发现“油温过高”指示灯亮时, 首先应当使泵停转, 并对壳体回油滤和压力油滤进行检查, 滤芯的脏物表明泵的缺陷。对于变量泵系统, 如果系统压力已达安全阀工作压力, 则应换滤芯, 冲洗管路并更换油泵。

2. 散热器

在中低压液压系统中, 一般不设置专门的液压油散热装置, 因为油箱和金属管道就是很好的散热器。而在大功率的高压系统中, 往往需要专门的散热器组件。飞机液压散热器一般采用液冷式, 利用燃油作为冷却介质, 称为液压油—燃油散热器, 如图 2.6-11 所示。

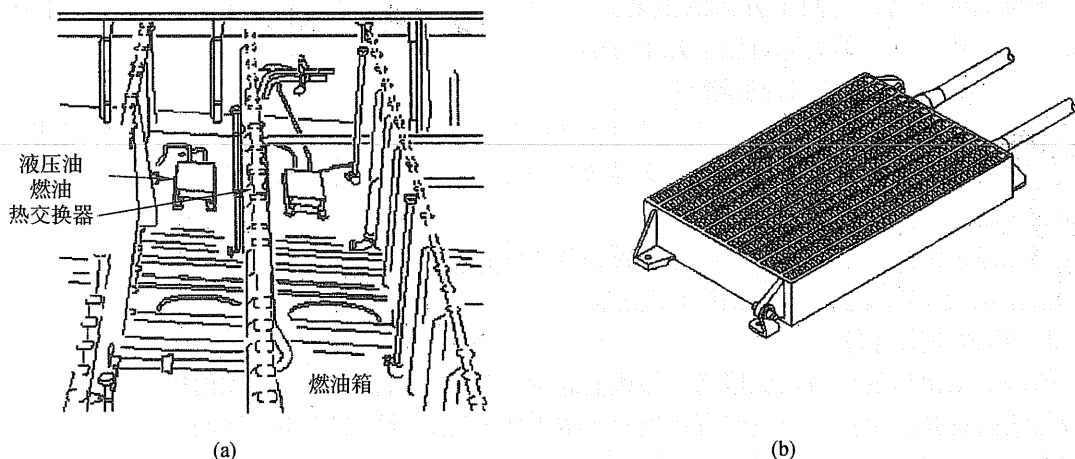


图 2.6-11 液压系统散热器

(a) 液压散热器在油箱内部示意图; (b) 液压散热器构造

散热器安装于燃油箱内的最低部,利用燃油作为冷却剂。液压油的回油,从散热器进口管进入,在散热器内经蛇形盘管往返流动最后从出油口流出。为增加散热面积,散热器上焊有散热片。这种散热器的使用问题,是进出口出入油箱的密封问题。为保证散热,燃油箱内应保证一定量的燃油。

2.7 飞机液压源系统

2.7.1 现代飞机液压源系统组成

为了保证供压的安全可靠,现代飞机上一般都有几个独立的液压源系统。双发飞机,如波音 737 系列和空客 320 系列,一般有三个独立的液压源系统。而四发飞机,如波音 747,具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,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,如在波音 737 上称为 A、B 和备用液压系统(见 2.7-1),波音 777 上称为左液压系统、右液压系统和中央液压系统,而空客 320 则称为绿、黄和蓝液压系统。我国自主设计制造的新型涡扇支线客机 ARJ21 的液压系统分为 1 号、2 号和 3 号。其中 1 号、2 号为主液压源系统,3 号为备用液压源系统。

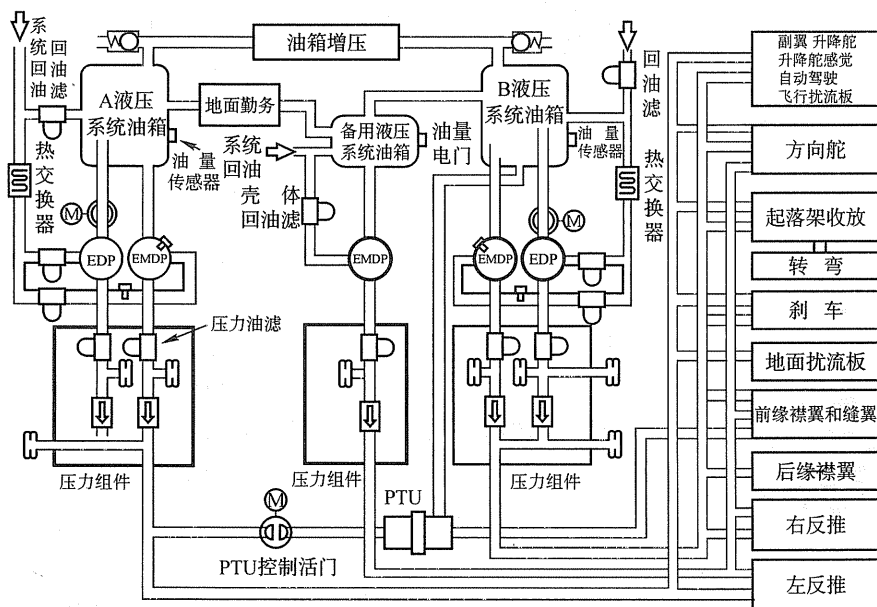


图 2.7-1 波音 737 飞机液压源系统

2.7.2 液压泵特点

为了提高液压源供油可靠性,现代飞机液压系统的每个独立液压源系统均配备 1~5 个

液压泵, 根据液压泵动力源不同, 液压泵可分为四种: 发动机驱动泵 (EDP)、电动马达驱动泵 (EMDP)、空气驱动泵 (ADP) 和冲压空气涡轮驱动泵 (RAT)。一般在两个主液压系统之间的管路上, 还设有液压动力转换组件 (PTU)。

发动机驱动泵 (EDP) 安装在发动机附件齿轮箱的安装座上, 发动机转子通过附件齿轮箱驱动油泵运转。当发动机启动时, 发动机驱动泵随之启动; 发动机停车, 则发动机驱动泵停止工作。为控制发动机驱动泵的工作, 在飞机液压系统控制面板上, 设置发动机驱动泵控制开关, 提供“人工关断”功能 (见图 2.3-4)。当电门在“开”位时, EDP 在泵内补偿活门控制下进行供压或自动卸荷; 当泵发生故障时, 将电门扳到“关”位, 电磁活门线圈通电, 使泵的出口压力在很低的情况下就能推动补偿活门动作, 使油泵卸荷, 即为“人工关断”。飞机在地面停放时应使发动机驱动泵的控制电门放在“开”位, 以免电磁线圈长期通电。

空气驱动泵 (ADP) 利用气源系统的引气驱动。如图 2.7-2 所示, 空气驱动泵组件包括调节关断活门、涡轮、传动齿轮箱和液压泵组成。当调节关断活门打开时, 气源系统的引气驱动涡轮, 并通过传动齿轮箱带动泵的转子工作。空气驱动泵 (ADP) 用在波音 747、777 等飞机的供压系统中。

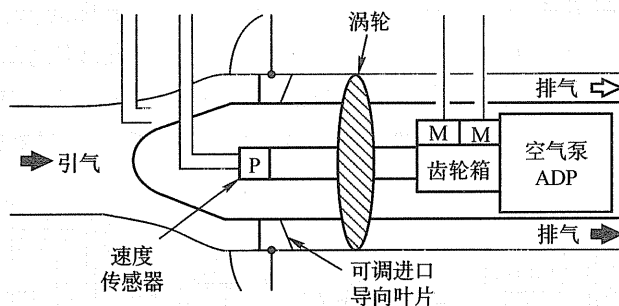


图 2.7-2 空气驱动泵

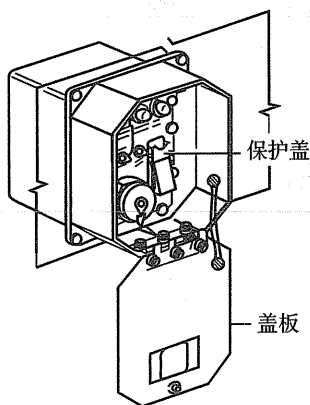


图 2.7-3 RAT 人工放下开关

电动马达驱动泵 (EMDP) 由交流电动马达驱动。对于双发飞机, 为了确保单发停车时液压系统供压可靠性, 电动马达驱动泵采用对侧发动机的发电机供电。以波音 737 液压源系统为例: A 系统的 EDP 由左发 (1 号发动机) 驱动, 则 A 系统的 EMDP 由右发 (2 号发动机) 的发电机供电; B 系统的 EDP 由右发 (2 号发动机) 驱动, 则 B 系统的 EMDP 由左发 (1 号发动机) 的发电机供电。

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 (为了防止对 RAT 的误操作, RAT 人工放下开关设有保护盖, 如图 2.7-3 所示)。

冲压涡轮作动筒用于收放冲压涡轮组件 (见图 2.7-4), 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。

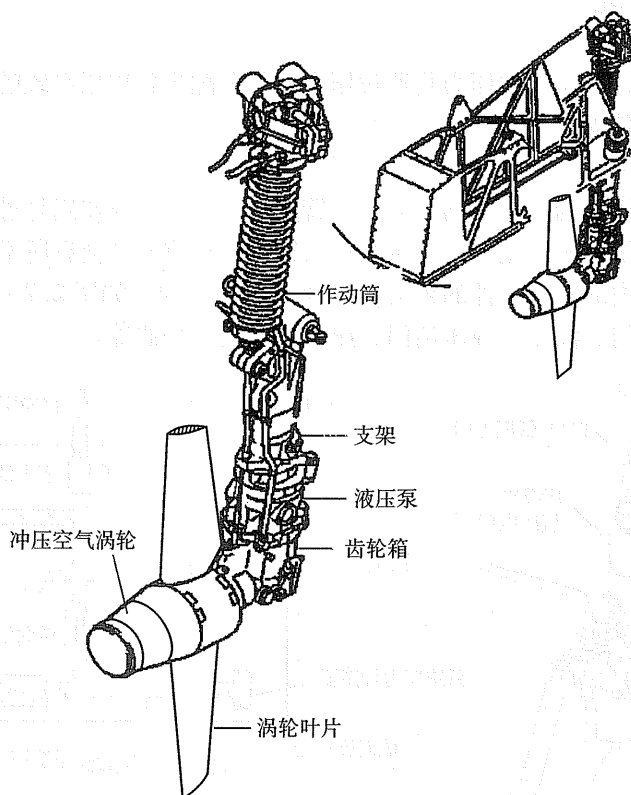


图 2.7-4 冲压空气涡轮驱动泵 (RAT)

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件。图 2.7-5 所示为波音 737 液压系统 PTU 工作原理图。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，从另一个液压系统 (B 系统) 吸油，建立压力。

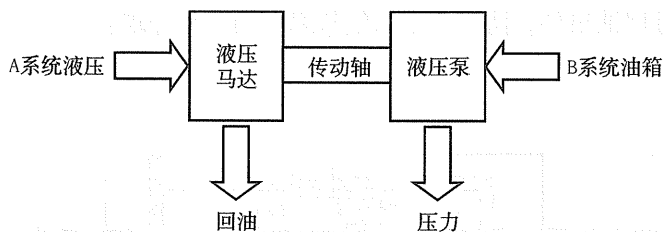


图 2.7-5 动力转换组件 (PTU) 工作原理图

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用，也就是说，既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。

2.7.3 压力分配

在液压源系统中, 液压泵的压力是通过压力组件分配到各用压系统的, 从各用压系统的回油统一经过回油组件返回油箱。

1. 压力组件

压力组件位于液压泵的出口管路, 即压力管路上, 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。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。如图 2.7-6 所示。压力组件内一般包括: 单向活门、油滤、释压活门、压力及温度传感器等。

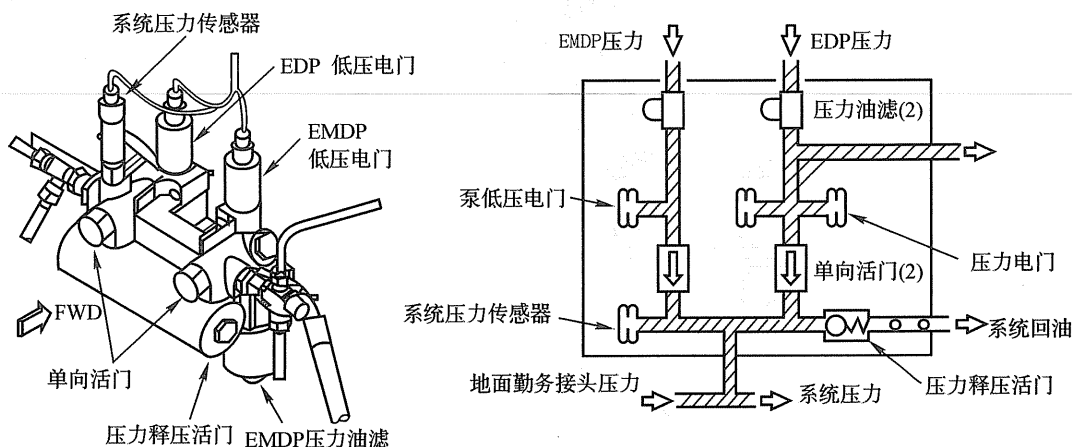


图 2.7-6 压力组件

2. 回油组件

回油组件位于回油管路, 其主要作用是过滤及引导返回油箱的油液。回油组件的构造如图 2.7-7 所示, 其主要组成元件包括油滤、单向活门、旁通活门等。回油组件内部的两个单向活门并联反向安装, 可形成一个负压环。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, 防止出现系统气塞和油滤反冲现象。

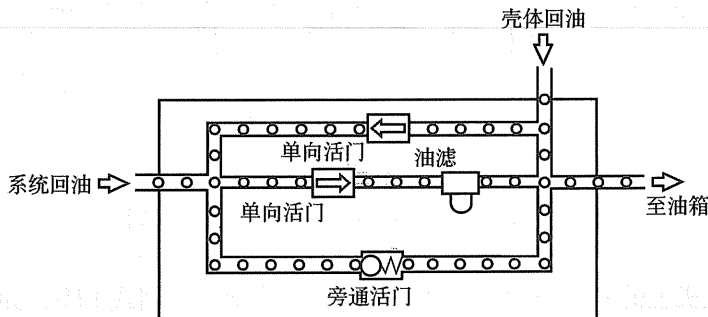


图 2.7-7 回油组件

2.7.4 指示系统

液压指示系统主要向机组提供油箱内的油量、工作系统压力等指示信息和液压泵低压及油液超温等警告信息。指示系统一般包括三个环节：传感器、控制器和显示器/显示组件。

1. 油量指示

液压油量指示系统原理如图 2.7-8 所示。

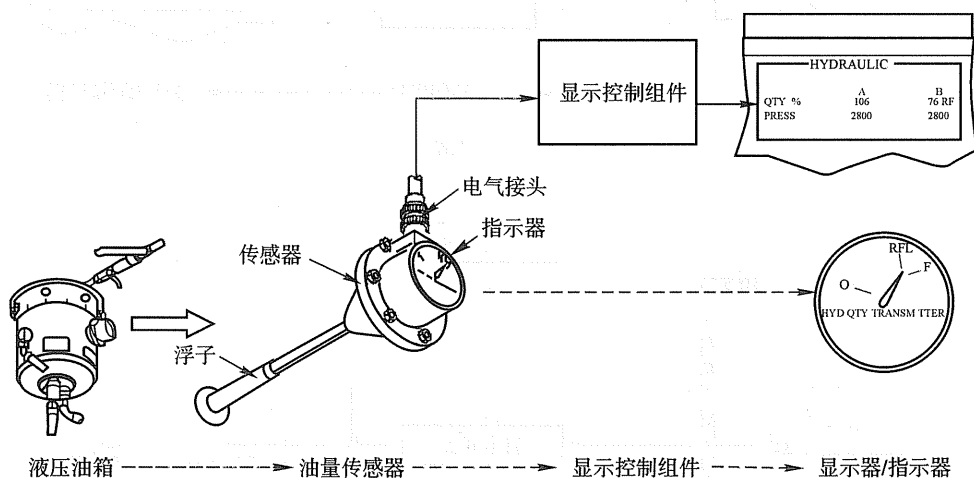


图 2.7-8 液压油量指示原理

油箱中的浮子感受油箱中油面的高低变化，分两路送到下游：① 直接送到油箱外表面的油量指示器，为维护人员提供油量信息；② 油量传感器将浮子的机械位置信号转变为电信号，经过传感器电气接头，送到油量显示控制组件，经变换放大后，送入驾驶舱液压控制面板，为驾驶人员提供油量指示。

2. 系统压力指示和低压警告

飞机液压系统压力指示和油泵低压警告系统原理如图 2.7-9 所示。

液压系统的压力指示和低压警告信号均来自系统的压力组件：系统的压力系统传感器位于压力组件中单向活门下游，感受两个油泵为系统提供的压力，该压力信号经显示控制组件变换放大后，显示在驾驶舱液压控制面板上；低压警告传感器位于单向活门上游，分别感受系统每个油泵出口的压力，当压力低于一定值（波音 737 飞机为 1300 psi）时，发出信号，电路中的低压电门接通液压控制面板上的低压指示灯。当压力上升到某一特定值（波音 737 飞机为 1600 psi）时，低压警告灯熄灭。

3. 超温警告

液压系统油液超温警告原理如图 2.7-10 所示。

装在电动马达驱动泵壳体上和油泵壳体回油管路上的温度传感器感受油液温度信号，当油温超过一定值时，接通电路中的温度开关，点亮液压控制面板上的超温指示灯。

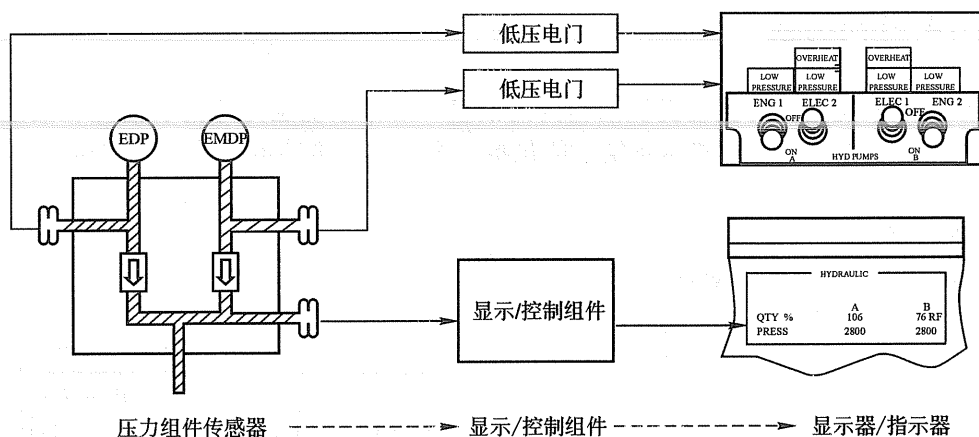


图 2.7-9 压力指示原理

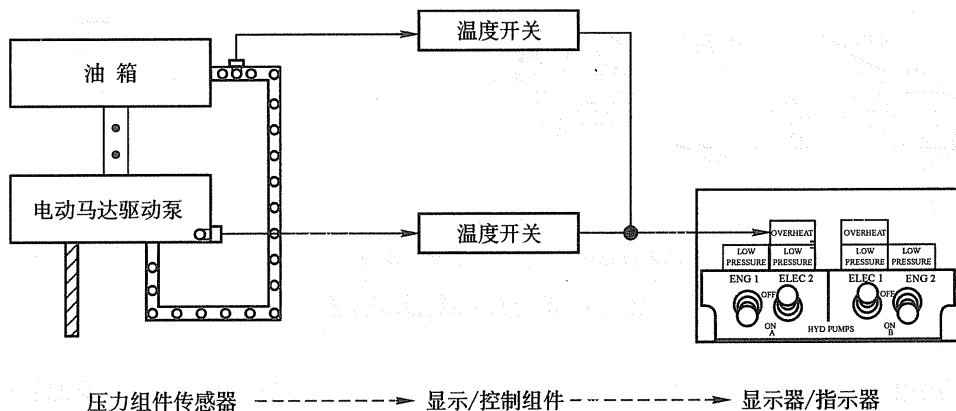


图 2.7-10 超温警告原理

2.7.5 系统勤务

1. 油箱灌充

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，如图 2.7-11 所示。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。

2. 外漏检查

液压系统外漏发生时，可检查外漏速率以确定是否需要维修。外漏测试步骤如下：

- ① 接近发生外漏的部件；
- ② 清洁部件上外漏的油污；
- ③ 为系统加压；
- ④ 测量外漏泄漏速率，根据该机型的放行标准确定是否放行。

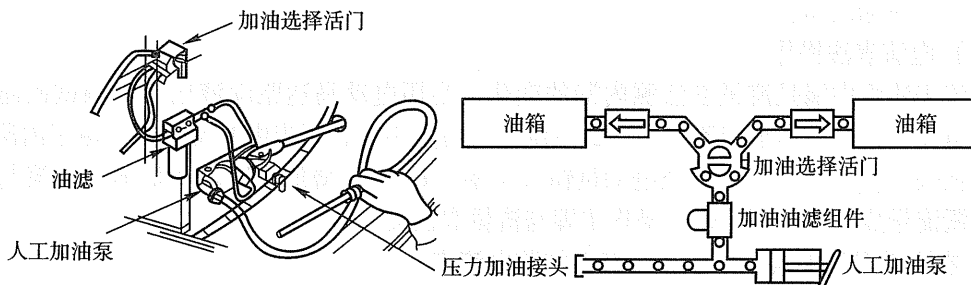


图 2.7-11 液压油箱地面灌注系统

3. 内漏检查

液压系统发生内漏时，会导致系统效率下降，油温升高的故障。当怀疑系统存在内漏时，应进行测试，以便及时查找渗漏源进行维修。查找内漏的方法有流量表法和电流表法两种。

(1) 流量表法操作

流量表法测试内漏原理如图 2.7-12 所示。用地面液压车或飞机液压系统的电动马达驱动泵为飞机液压系统增压，保持测试时压力恒定不变。

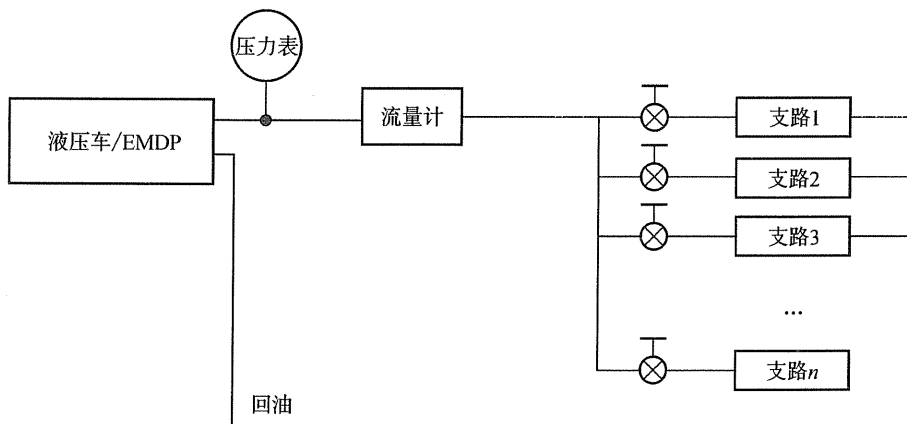


图 2.7-12 流量表法测飞机液压系统内漏原理图

测试步骤如下：

- ① 关闭所有关断活门，保持规定压力（用电动泵），读出流量表读数 Q_0 ；
- ② 按手册要求，依次打开分系统隔离活门，读出相应流量 Q_1 、 Q_2 、 Q_3 、 $\dots$ 、 Q_n ；
- ③ 计算各分支系统内漏量：

$$\Delta Q_1 = Q_1 - Q_0;$$

$$\Delta Q_2 = Q_2 - Q_1;$$

$$\Delta Q_3 = Q_3 - Q_2;$$

$\dots\dots$

$$\Delta Q_n = Q_n - Q_{n-1}$$

- ④ 用实际泄漏量与维护手册给定的数值比较，应在规定范围内。如果超出规定值，则

该分支存在超标泄漏。

(2) 电流表法操作

电流表法测内漏是流量表法测内漏的变化。当用电动马达驱动液压泵为测试回路供压时,若电动机输入电压恒定不变,测试系统压力恒定不变,则当内漏发生时,由于内漏引起的功率损失($P_s \cdot Q_{\text{内漏}}$)会导致电动机输入功率($U \cdot I$)增加,即电动机输入电流与液压系统内漏流量成正比。测试时,操作步骤与流量表法类似:

- ① 在电动马达驱动泵的供压线路上加装电流表;
- ② 启动,保持系统达到额定压力;
- ③ 记录初始电流 I_0 ;
- ④ 按手册要求,依次打开分系统隔离活门,分别记录相应电量值 I_1 、 I_2 、 I_3 、 $\cdots$ 、 I_n ;
- ⑤ 对照 EMDP 电流—流量曲线,分别查出对应的 Q_0 、 Q_1 、 Q_2 、 Q_3 、 $\cdots$ 、 Q_n ;
- ⑥ 分别计算每个分支系统的内漏量;
- ⑦ 用实际泄漏量与维护手册给定的数值比较,应在规定范围内。如果超出规定值,则该分支存在超标泄漏。

第3章 燃油系统

3.1 燃油系统概述

燃油系统是为存储和输送动力装置所需燃料而设置的。一架飞机完整的燃油系统包括两大部分：飞机燃油系统与发动机燃油系统。一般将由发动机直接驱动的燃油泵之前的燃油系统划归飞机燃油系统。

除了燃油箱之外，飞机燃油系统包括以下分系统：油箱通气系统、加油/抽油系统、供油系统、空中应急放油系统和指示/警告系统。

3.1.1 燃油系统功用

飞机燃油系统有以下主要功用：

- ① 存储燃油——飞机油箱中存储着飞机完成飞行任务所需的全部燃油，包括紧急复飞和着陆后的备用燃油；
- ② 可靠供油——飞机燃油系统可在各种规定的飞行状态和工作条件下保证安全可靠地将燃油供向发动机和 APU；
- ③ 调节重心——通过燃油系统，可调整飞机横向和纵向重心位置重心：横向重心调整可保持飞机平衡，减小机翼机构受力；纵向重心调整可减小飞机平尾配平角度，减小配平阻力，降低燃油消耗；
- ④ 冷却介质——燃油可作为冷却介质，冷却滑油、液压油和其他附件。

3.1.2 燃油系统特点和对燃油系统要求

现代运输机燃油系统具有以下几个方面的特点：

- ① 载油量大——采用涡轮风扇发动机作为动力装置的现代运输机燃油消耗率很大，整个航程中要消耗大量的燃油，为解决载油和空间的矛盾，飞机多采用结构油箱。飞机在飞行中，燃油消耗率很高，而燃油油箱又难以全部装在飞机重心附近，飞机重心可能会发生显著移动，对飞机的平衡会产生较大的影响，因此在飞行中要对飞机重心进行调节；
- 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台增压泵，以保证供油安全。当两台油泵都失效时，依靠发动机燃油泵的抽吸作用仍可保证燃油供给。在确保供油安全的同时还要考虑防火问题；
- ③ 维护方便——飞机燃油泵设有快卸机构，维护人员不用放油，也不用进入油箱即可

拆装油泵,提高了燃油系统的维护性能;

④ 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引射流,可将死区(一般位于油箱较低处)的含水油液引射到增压泵的进口,减小水在油箱底部的沉积,尽可能降低油箱的微生物腐蚀。

3.2 油箱及通气系统

3.2.1 油箱类型和布局

1. 油箱类型

飞机油箱的作用是存储飞行所需的燃油。飞机油箱有三种类型,即:软油箱、硬油箱和结构油箱。

(1) 软油箱

软油箱是用耐油橡皮、胶层和专用布等胶合而成,一般应用在老式飞机和某些单翼飞机的中央油箱上。目前软油箱在大型民航运输机上很少采用。

(2) 硬油箱

由防腐能力较强的铝锰合金制成箱体,箱内有防止油液波动的带孔隔板,隔板可以提高油箱强度和刚度。目前硬油箱通常作为大型飞机的中央辅助油箱(ACT)。

(3) 结构油箱

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,利用机身、机翼或尾翼的结构元件直接构成的油箱。结构油箱又被称为整体型油箱。整体型油箱是飞机结构的一部分,因此在接缝、结构紧固件和接近口盖等处应妥善密封。结构油箱的特点是充分利用机体内的容积,增大储油量,并减少飞机的重量。

2. 油箱布局

一架民航飞机上会布置多个油箱,即中央油箱、机翼主油箱,在主油箱外侧设有通气油箱。有些飞机还配有机尾配平油箱和中央辅助油箱,如图3.2-1所示。

(1) 中央油箱

中央油箱位于中央翼盒内,油箱内的隔板可防止飞机在机动飞行时燃油发生晃动。飞行中,为减少机翼根部所受的弯矩,中央油箱的油液首先使用。当油箱中油液耗空时,油箱内充满燃油蒸气。当燃油蒸气浓度在着火(爆炸)浓度范围内时,遇到高温或火花(静电或通过油箱的电缆故障)会导致油箱起火爆炸。为消除油箱起火爆炸的危险,设计中央油箱时必须考虑加装惰性气体抑爆系统或设置无油干舱。

某些飞机采用了另类解决办法:将取消独立的中央油箱,沿飞机纵剖线将中央油箱分开,分别与左右主油箱相同,构成双油箱布局。此种设计虽然省略了中央油箱惰性气体抑爆系统,但飞行中机翼受力情况不如三油箱布局。

(2) 主油箱

机翼上的结构油箱称为主油箱,一般将左侧主油箱称为1号主油箱,右侧主油箱称为2号主油箱。主油箱上表面一般都有重力加油口,下表面装有数个油尺。主油箱内的翼肋可防

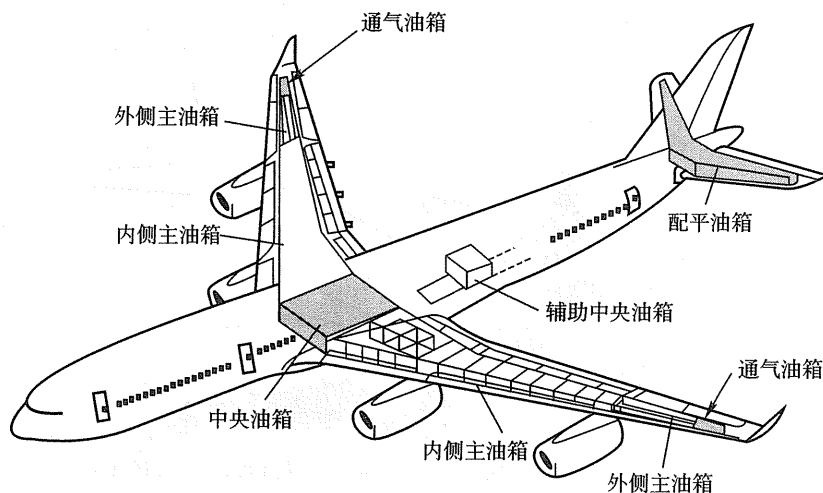


图 3.2-1 飞机油箱布局

止油液发生晃动，翼肋底部有单向活门，使油液由翼尖流向翼根，如图 3.2-2 所示。

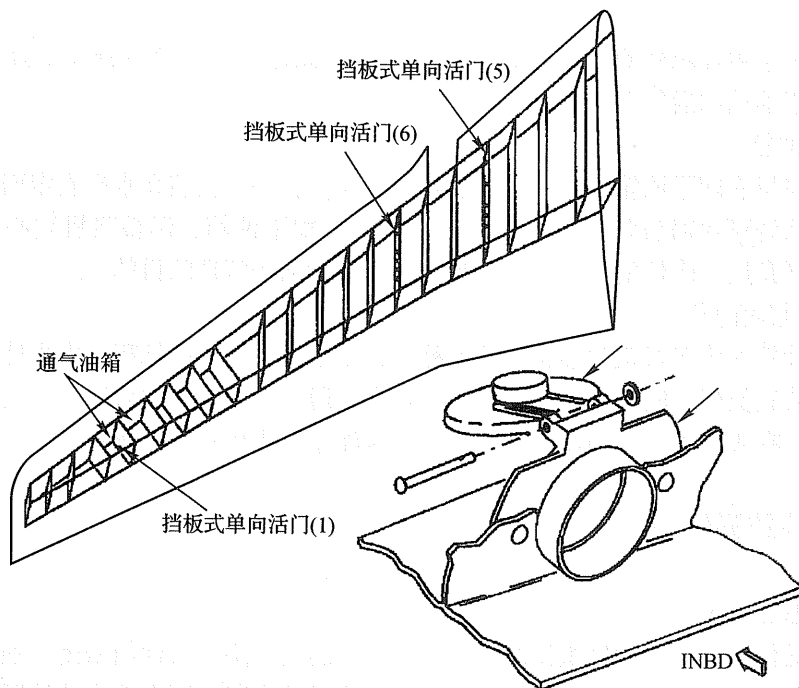


图 3.2-2 主油箱内的挡板式单向活门

为了减小翼吊发动机对主油箱的影响，某些飞机在其主油箱的发动机上方的高温区域设置了干舱。干舱内不存储燃油，因此干舱内不会存在燃油蒸气，从而达到了防火的目的。图 3.2-3 所示为波音 777 飞机的油箱干舱系统。为了防火，波音 777 设置了三个干舱，即中央油箱干舱、左右大翼干舱。

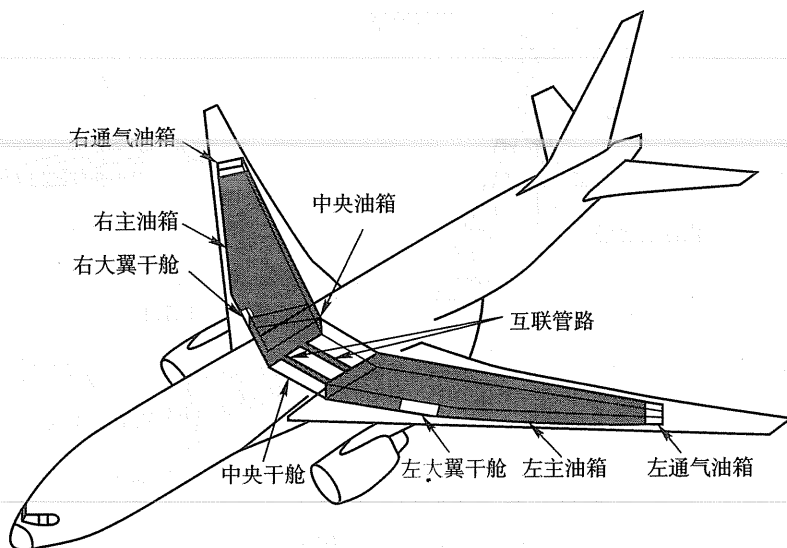


图 3.2-3 波音 777 油箱干舱示意图

(3) 通气油箱

通气油箱位于主油箱外侧、靠近翼尖的区域，如图 3.2-1/2/3 所示。通气油箱内不装燃油，仅用于油箱的通气。

(4) 配平油箱

某些大型飞机有配平油箱。配平油箱装在飞机尾部，一般安装在水平安定面内。在飞行中，燃油管理系统可根据需要将燃油送入（或排出）配平油箱，调整飞机重心的位置，减小飞机平尾配平角度，降低配平阻力，达到提高飞机燃油经济性的目的。

(5) 中央辅助油箱

中央辅助油箱作为飞机正常油箱系统的补充，用于提高飞机的航程。中央辅助油箱外形和标准货运集装箱类似，安装在飞机的前后货舱内，通过专用的供油管路和通气管路与飞机燃油系统相连。在飞机内配置辅助中央油箱时，应注意对飞机重心的影响。

3.2.2 油箱通气系统

1. 通气系统的作用

当油箱内的供油泵向发动机供油时，油箱油面会随之下降，若油箱密闭，油箱内就会形成负压，这种负压不仅会导致供油泵吸油困难，造成供油中断，还会造成油箱因外部气压大于油箱内气压而受到挤压，最终导致结构损坏。通过油箱通气系统为油箱内通气，可以防止以上故障的出现。简单来说，油箱通气系统具有以下三个方面的作用：平衡油箱内外气体压力，确保加油、抽油和供油的正常进行；避免油箱内外产生过大的压差造成油箱结构损坏；通过增压作用确保供油泵在高空的吸油能力，提高供油可靠性。

燃油通气系统不能将油箱简单与外界大气相通。油箱通气系统必须满足以下要求：要防止燃油蒸气从通气口溢出而引起火灾，同时防止飞机姿态改变时燃油从通气口洒出。

2. 燃油通气系统的组成

图 3.2-4 所示为飞机燃油通气系统，系统主要由通气油箱、通气管两大部分组成。为了确保通气系统的安全和正常工作，通气油箱和通气管上还有以下关键元件：火焰抑制器、安全释压活门、单向活门、浮子活门等。

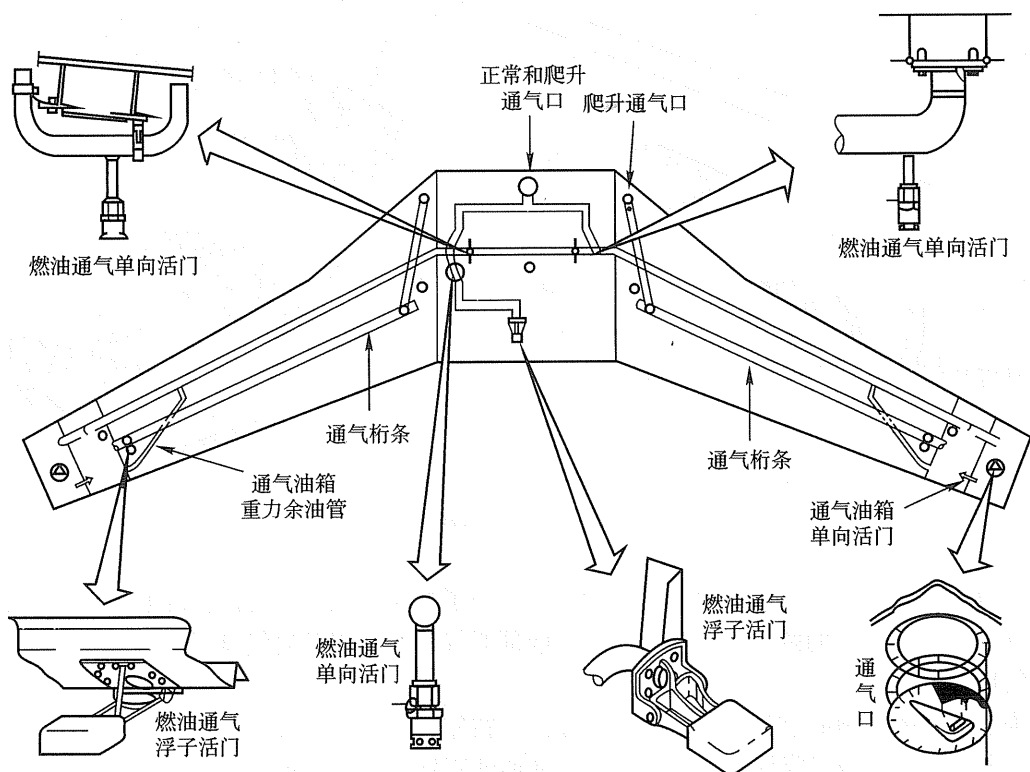


图 3.2-4 燃油通气系统图

(1) 火焰抑制器和安全释压活门

正常通气时，外界空气通过冲压通气口进入通气油箱。为防止外部的火焰或过多的热量进入到油箱内部，通气油箱进气口内装有火焰抑制器。火焰抑制器为致密的金属网状结构，容易因堵塞而造成通气系统失效。因此在通气油箱底部还需设置安全释压活门，防止油箱内正压或负压过大而损坏机翼结构。通常释压活门是关闭的，此时与机翼底部平齐。当正压或负压过大时，释压活门打开，并保持在打开位，为通气油箱提供额外通气。系统维护后，应拔出复位手柄，将释压活门关闭。火焰抑制器和安全释压活门构造如图 3.2-5 所示。

(2) 单向活门

通气油箱一般沿翼展向分成两室，外室通大气，内室（靠近主油箱）通气并储存经通气管溢出的燃油，内外室之间只有单向阀连通，使内室中的燃油不会流到外室。同时，内室有管道与中央油箱通气管相通，使内室中的燃油能靠重力流回到中央油箱。

(3) 通气口、浮子活门

通气管在油箱内一般有两个通气口。在主油箱中，由于机翼有上反角，平时气体都集中到靠近翼尖的部分，在转弯时机翼倾斜，这时气体集中到翼根部分，所以在翼根前部和靠近

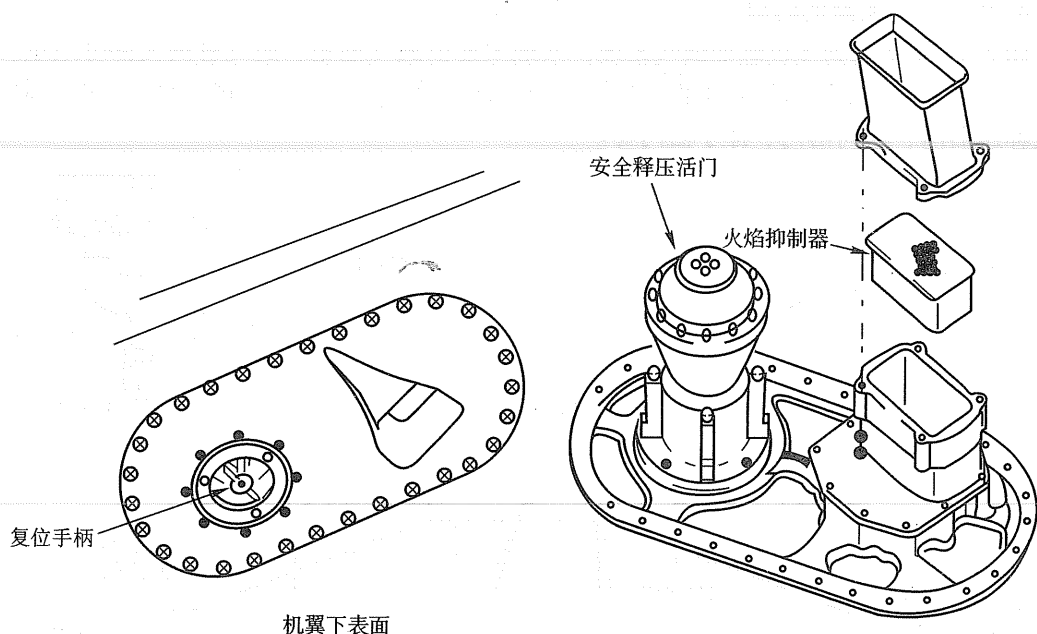


图 3.2-5 火焰抑制器和释压活门构造

翼尖部分都有空气出口，两出口一前一后，也保证了在爬升或下滑时油箱的通气。中央油箱的通气也是一前一后的两个通气口。一般将前部通气口称为爬升通气口，后部通气口称为下降通气口。

为了使机翼倾斜时燃油不会从通气管溢出，在靠近翼尖的通气口上装有浮子活门，当油箱这部分有油时，浮子靠浮力将活门关闭，使燃油不能从通气口溢出，而翼根部分的通气口保证了通气。在中央油箱内的通气管还装有通气漏油单向阀，将通气油箱内的燃油引回油箱。

3.3 加油/抽油系统

3.3.1 概述

现代飞机的加油方法有三种：重力加油、压力加油和空中加油。由于空中加油仅用于军用飞机，故本节只讨论重力加油和压力加油。

飞机加油和抽油操作是相对危险的工作，在整个过程中都要防止火灾的发生。为了确保安全，在加油/抽油时应注意以下事项：

1. 场地应开阔通风

为了防止加油/抽油过程中燃油蒸气溢出发生火灾，加油/抽油操作应在开阔通风的场地进行，同时场地附近应有消防设备。为了确保发生意外（发生火警）时，油罐车能够迅速撤离，消防车能够快速抵达现场，飞机周围必须有足够的安全距离。

2. 加油时应注意防静电

飞机加油时产生静电失火和爆炸事故, 在世界各航空公司几乎每年都有发生, 造成生命财产的重大损失。随着大型飞机加油量的增加和加油速度的提高以及加油操作的不当, 使飞机在加油过程中产生的静电灾害的危险性有所增加。

(1) 航空燃油静电的产生

航空燃油主要是由碳、氢两种元素构成的, 碳和氢两种元素约占航空燃油总重量的 87% 以上。此外, 还有少量的硫、氧、氮以及微量的磷、钒、钾、硅、铁、镁、钠等元素。在静止状态, 燃油本体中正离子携带的电荷等于由负离子携带的电荷。因此, 在燃油中没有过剩的电荷存在, 故不显电性。

燃油相对固体表面运动时产生静电, 由于吸附电解等原因, 在喷雾、冲刷等过程中也产生静电。摩擦产生的静电达到一定量时, 才可能造成静电事故。燃油是介电系数较大的物质, 它既能通过摩擦产生静电, 又能蓄电。当带有电荷的燃油进入飞机油箱后, 如果电位差达到 20 kV 时就会发生放电现象, 并产生火花。当火花能量达到或大于周围油料最小点火能量 (0.2 mJ), 而且燃油蒸气在空气中的浓度或含量在爆炸极限范围内 (航空汽油蒸气体积浓度占空气 1% ~ 6%; 航空煤油蒸气体积浓度占空气 1.4% ~ 7.5%) 就会立刻发生爆炸。这种现象多发生在飞机加油开始的 1 ~ 2 min 内。在大多数飞机油箱内, 电容式油量表的探头, 增压泵等突出部件易诱发加油初始阶段的放电火花。

(2) 影响静电产生的因素

影响飞机带静电的因素很复杂, 在以下几个方面作阐述。

1) 燃油中含有过量的杂质与水分

燃油中带有杂质是自然存在的, 不可避免的, 但国际标准 (API—1581 标准) 规定燃油中所含杂质每升不得超过 1 mg, 杂质的大小不超过 5 μm 。燃油中所含杂质主要是一些氧化物、沥青质、环氧化及磺酸等金属盐类。燃油中的杂质过量, 会导致油滤和油路精密元件被堵塞, 严重时可能造成空中停车; 另外杂质直接离解正、负离子 (或吸附自由离子形成带电质点), 加重飞机带电情况。

燃油中所含水分有三种形式, 即游离状态、乳化状态和溶解状态。水对燃油起电的影响是通过燃油内所含杂质的作用而影响的: 水与杂质混合后将正、负离子包围、分割, 使正、负离子不易重合。实验证明, 当燃油中含有 1% ~ 5% 水分时, 极易产生静电事故。

2) 加油流速和加油管径

燃油在管道中流动, 流速和管径对燃油静电影响很大, 燃油在管道中所产生的流动电流或电荷密度的饱和值与燃油流速的 1.75 至 2 次方成正比。

3) 过滤器对起电的影响

发动机燃油系统对航空燃油质量的要求很高。加油时, 燃油通常经过多道过滤以便除掉水分杂质及其他物质。过滤器导致燃油流动阻力增大, 摩擦加剧, 更重要的是过滤导致燃油中的抗静电添加剂性能降低, 加剧了静电的产生。

(3) 飞机加油静电的抑制与消除

1) 提高航空燃油的导电率

提高燃油导电率可使静电电荷被迅速传导, 防止局部静电电位上升得过快和过高。提高导电率的方法是在燃油中添加抗静电添加剂。炼油厂在燃油出厂时会在油液中统一添加抗静

电剂,减少燃油在运输环节的危险性。经过运输和过滤,燃油中的抗静电剂会减少,油料公司应在加油前重新加入抗静电剂。

2) 严格控制燃油中的水分和杂质

过量的水分和杂质会增加燃油的静电起电量。然而,航空燃油具有吸水的特性。因此应在以下两个环节控制燃油中的水分和杂质:

首先,油料供应保障部门必须按规定定期清洗油罐、加油车;定期清洗或更换过滤介质;定期从油罐和加油车沉淀槽、过滤器排除水分杂质;在每次灌入新的燃油并且澄清之后,应当用石蕊试纸检查燃油含水量,石蕊试纸应保证至少浸在油样内 15 s;在大雨季节,地下储油罐应当更经常地用石蕊试纸检查。通过采取以上措施,可保证加入飞机的燃油目视检查无色透明,无水分、杂质。

其次,航空公司须按机务工作有关规定,定期清洗飞机油箱;在航前、飞机加油前与加油后,都要把飞机油箱中的水分和沉淀物放掉。

3) 接地与跨接

在消除飞机静电的方法中,最有效的方法是接地法。静电接地是指在飞机加油时,将加油车通过金属导线分别与飞机导静电接地桩和地面接地跨接起来(见图 3.3-1),使加油车、飞机和大地形成等电位体,加快燃油中静电电荷的传递。接地可以使飞机和加油车电位相等,避免因静电电位差造成外部放电引起灾害。

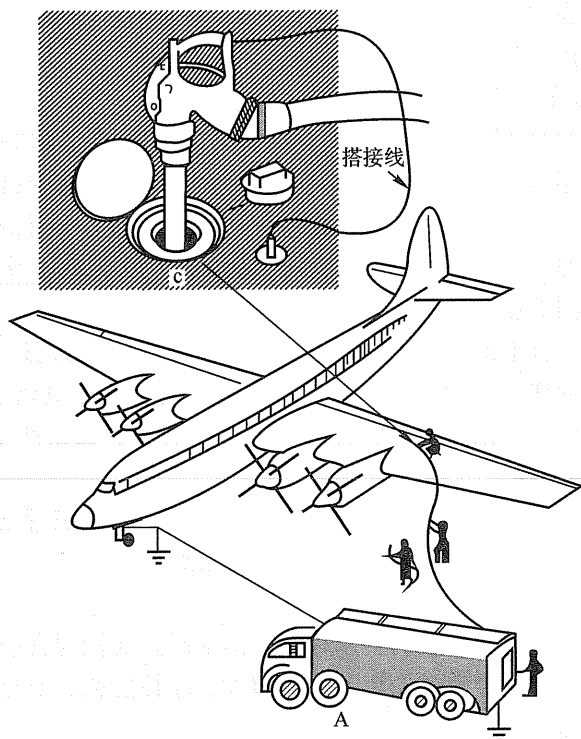


图 3.3-1 飞机加油接地(重力加油)

4) 控制加油流速

使用较低的加油初始流速,可以防止燃油摩擦生电过多。一般规定压力加油时,无水燃

油最大线速度不超过 7 m/s 。在飞机加油时,通常应同时打开两个以上油箱电门,让大流速的燃油一流入油箱就成为分流状态,减缓大流速,就可以减少静电灾害的危害性。同时还应注意避免加油时出现湍流和溅射。输油泵出现气塞或空隙现象时,燃油中有大量气泡,增强了湍流,使油液与管壁和空气的摩擦加剧,摩擦生电严重。从油箱上部加油口溅射加油,也增大了燃油与空气的摩擦,产生的电荷直接储存在燃油中。所以,通常采用油箱底部加油方法,可减少加油时的溅射。

3. 及时处理溢出燃油

在加油和抽油过程中,对溢出的燃油要及时处理,防止出现火灾。一般少量溢出时,可撒上细沙,然后仔细清扫。如燃油大量溢出应及时通知消防部门,喷洒泡沫灭火剂,然后用水冲洗场地。

3.3.2 重力加油

1. 重力加油的应用

重力加油操作简单,一般被小型飞机采用,如图 3.3-2 所示。大型飞机一般优先采用压力加油系统,重力加油仅在机场没有专用加油车时,作为辅助加油手段采用。飞机的重力加油口一般位于主油箱顶部,如图 3.3-3 所示。

重力加油时,加油员登上机翼,打开重力加油口盖板。不同飞机的加油口结构都不相同,但作用都是一样。加油口周围设有密封腔,制成可收集和放出溢出的燃油的漏斗形。为了防止异物掉进油箱,加油口有滤网保护。口盖盖好后因有密封,阻止了燃油从加油口外溢。加油时,应将加油枪与机翼表面的防静电搭铁线搭接(大型飞机重力加油

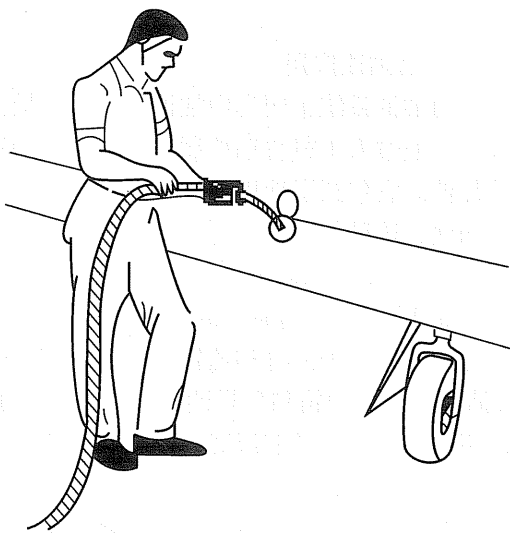


图 3.3-2 小型飞机重力加油

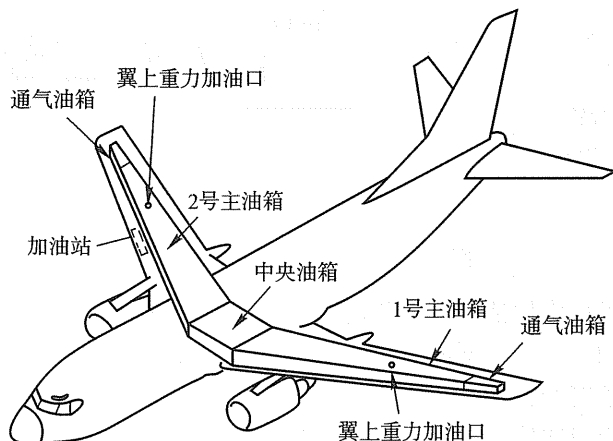


图 3.3-3 大型飞机重力加油口

口油操作见图3.3-1)。加油完成后,应将加油口盖密封、盖好。

2. 重力加油的缺点

重力加油存在以下缺点:首先,加油操作速度慢。重力加油从开始准备和结束收场的时间很长,如加油车开动、搬梯子和加油管、打开和关闭加油口盖、加油枪的接地和定位、加油车油泵的启动和流量调节、供油量的监测等,这些工作都是在速度很慢的状况下进行的;其次,重力加油操作容易导致机翼表面损伤。因为重力加油口总是配置在机翼的上表面,加油人员在上面走动和搬动加油管等,不可避免地会引起表面油漆层的损坏。再次,重力加油存在一定的危险。在冬天机翼表面结冰的情况下,加油人员在上面操作极易发生危险。更值得注意的是,加油时难免会冒出燃油和油蒸气,一遇到火星就有发生火灾的危险;同时敞口式加油也容易导致燃油污染。

因此,现代大中型飞机只将重力加油作为一种辅助应急手段而保留。

3.3.3 压力加油

1. 压力加油应用

压力加油系统也叫集中加油系统。将加油车上的加油软管,连接在飞机加油站上的加油接头上,通过人工或自动控制等方法,在加油车油泵压力的驱动下通过预先铺设的管道往各油箱加油。它包括了地面加油车在内,形成了一个完整的压力加油系统,这种加油也称为单点式加油,这种加油方式的特点是抗污染性好,安全性高。

2. 压力加油系统组成

图3.3-4所示为典型的飞机压力加油系统。系统由机翼前缘的加油站、加油电磁活门、通往各个油箱的加油管和油箱内的满油浮子电门构成。加油管连接在加油总管上,分别通往1号油箱、中央油箱和2号油箱。为了同时加油时使流往左右机翼油箱的流量达到均衡,2号油箱加油管加装了节流器,以限制流往2号油箱的流量。

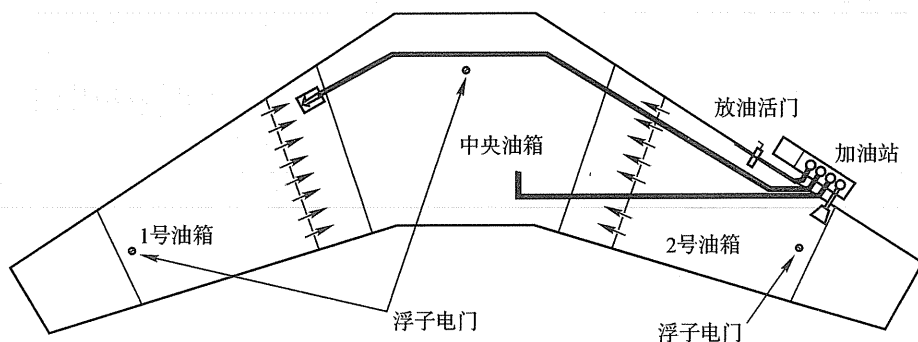


图 3.3-4 压力加油系统组成

压力加油站提供了压力加油的控制和指示,包括压力加油接头、加油总管和压力加油控制面板等功能元件。加油总管连接压力加油接头和通往油箱的加油管,起到加油分配中心的作用。加油总管内包括三个由电磁阀控制的膜片式加油活门和四个出口:三个出口通向油箱,一个出口与抽油活门连接。加油总管原理如图3.3-5所示。

当加油软管和加油接头相接时,软管上的顶针顶开了菌状阀门,打开了燃油进入总管的

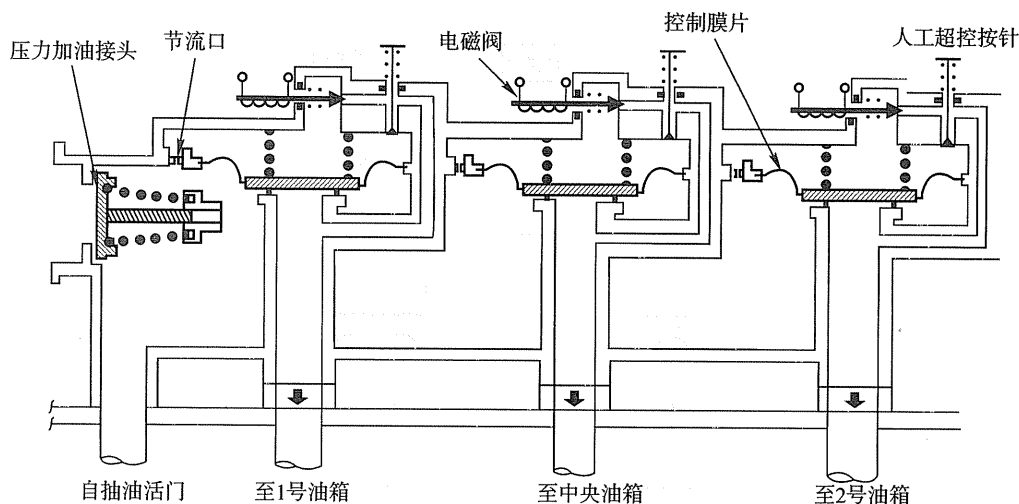


图 3.3-5 加油总管原理图

通道。燃油同时经小孔进入加油活门的内隔膜的上腔，隔膜上下腔室压力相等，阀口仍然关闭。当线圈通电时，电磁阀打开，燃油经节流口和电磁阀进入油箱，燃油流经节流口会使隔膜上下腔产生压力差，在压力差的推动下，克服了弹簧力将阀门向上打开，燃油就通过打开的加油阀经单向阀进入指定油箱。

浮子电门感受油箱内油面位置，当油面到达加油预定值时，电磁阀线圈断电，自动关闭加油活门，防止燃油过满溢出。

加油时因电磁阀失效阀门没能打开，这时可以人工将超控按针按下并保持，可使阀门打开。注意要到油加满了才能松手。

进行压力加油操作时，要注意飞机和加油车接地，加油口与加油车搭接地线（即三接地），同时注意防火，加油压力不要超过规定值（一般为 55 psi），严格按照操作程序进行加油。

3.3.4 地面抽油

抽油是飞机在地面时，为了维护燃油箱或油箱内的附件，将燃油箱内剩余燃油排放到地面油车上，或者为了保持飞机的横向平衡，将一个油箱中的燃油传输到另一个油箱中。

抽油时，可采用燃油系统本身的增压泵作为动力，即压力放油，也可采用油罐车内油泵进行抽吸，即抽吸放油（简称“抽油”）。

图 3.3-6 所示为某型飞机的抽油系统。抽油操作时，将抽油管接在加油总管的压力接头上，打开抽油活门，启动燃油箱的增压泵，燃油通过供油总管经抽油活门进入加油总管，并由抽油管进入油罐车油箱。

如果需要油箱之间的油液传输，例如需要将左油箱内的一部分油液输送到右油箱内，应打开抽油活门、右翼油箱的加油活门和交输活门，然后启动左翼油箱的燃油泵，油液从左翼油箱经供油管路、抽油管路和加油管路进入右翼油箱，完成油液的传输。

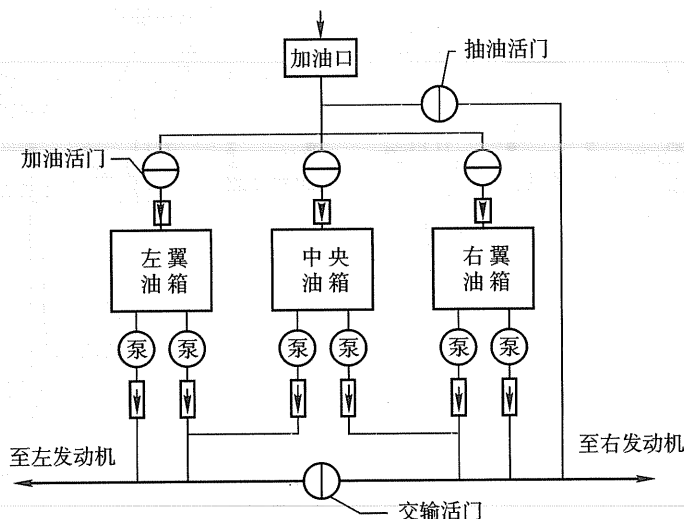


图 3.3-6 抽油系统原理图

当进行地面抽油操作时，不但要注意防火，还要注意飞机重心变化问题，尤其是大后掠角的飞机，一般应先抽两翼主油箱的油液，再抽中央油箱的油液，防止抽油过程中飞机后倾。

3.4 供油系统

民用飞机燃油系统的供油方式一般有两种：重力供油和动力供油。

3.4.1 重力供油

重力供油适用于油箱比发动机位置高的小型飞机，如油箱装在机翼内的上单翼飞机。重力供油系统原理如图 3.4-1 所示。油箱顶部的加油通气口将大气引入油箱，确保供油通畅。供油活门安装在供油管路上，燃油过滤器安装在供油系统的最底处，用于过滤油液中的杂质并收集燃油中的部分水分。当打开燃油系统供油活门时，燃油便会在自身重力作用下流经油滤向发动机供油。多油箱飞机采用重力供油系统时，应在各油箱之间加装燃油平衡管，以保证各油箱的油量平衡。

重力供油方法简单，但其供油可靠性较低，尤其是飞机飞行速度变化和机动飞行时。所以现代喷气式运输机广泛采用供油可靠性更高的动力供油系统。

3.4.2 动力供油

动力供油系统原理如图 3.4-2 所示。动力供油系统采用电动离心泵作为供油动力源，将燃油增压后供向发动机和辅助动力装置。为了保证供油的可靠性，每个油箱中安装两台燃油增压泵。

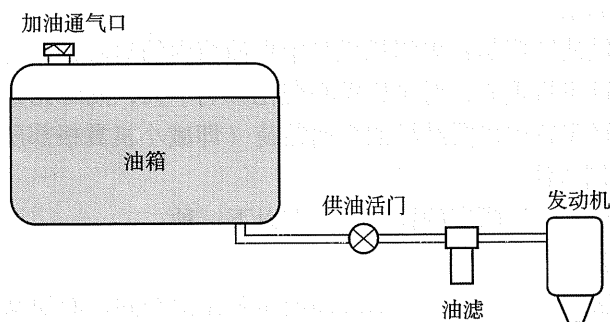


图 3.4-1 飞机重力供油系统

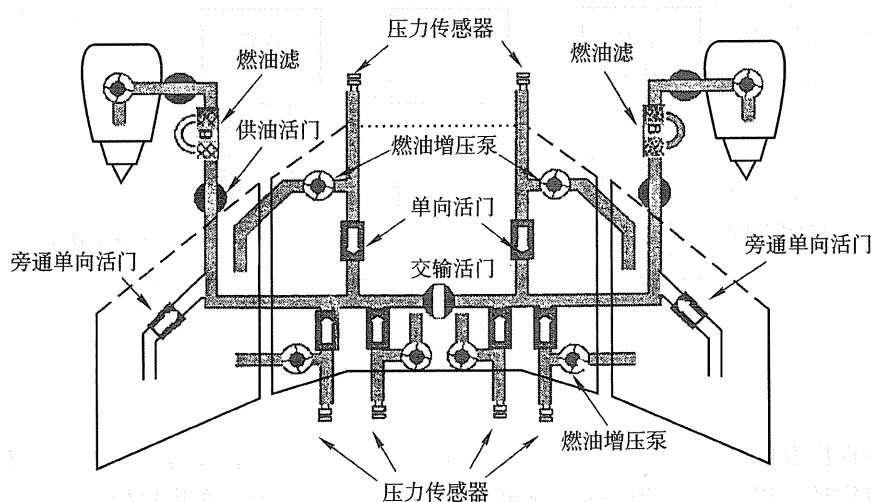


图 3.4-2 飞机动力供油系统

动力供油系统具有以下主要功能：在各种规定的飞行状态和工作条件下保证安全可靠地将燃油供向发动机和 APU；控制飞机重心，保证飞机平衡。动力供油系统可按功能分为主供油系统、辅助供油系统和交输供油系统三个分系统。

1. 主供油系统

主供油系统采用电动离心泵作为供油动力，将燃油从油箱中抽出并增压，向发动机和 APU 提供一定压力和流量的燃油。主供油系统可控制各油箱的供油顺序，并在供油泵故障时，由旁通单向活门提供旁通供油能力，增加供油可靠性。

(1) 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。特别是对大型亚音速客机，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。

目前普遍采用的供油顺序是:先消耗机身中央油箱内的油液,然后再用两翼油箱内的油液。因为中央油箱靠近飞机重心,对飞机重心变化影响不大,同时充分利用主油箱内油液对机翼的卸载作用,减轻飞行中机翼结构的弯曲载荷(即减小机翼根部所受的弯矩)。

(2) 供油顺序控制方法

实现燃油箱向发动机供油顺序的控制方式有以下三种:

1) 油泵出口单向活门打开压差不同

采用此种控制方法的燃油供油系统的燃油增压泵完全相同,而油泵出口的挡板式单向活门开启压差不同:中央油箱增压泵出口单向活门开启压力低于左、右主油箱增压泵的开启压力。图 3.4-3 所示为某型飞机动力供油系统,其中,中央油箱增压泵出口单向活门的打开压力低于左、右主油箱增压泵出口单向活门的打开压力。

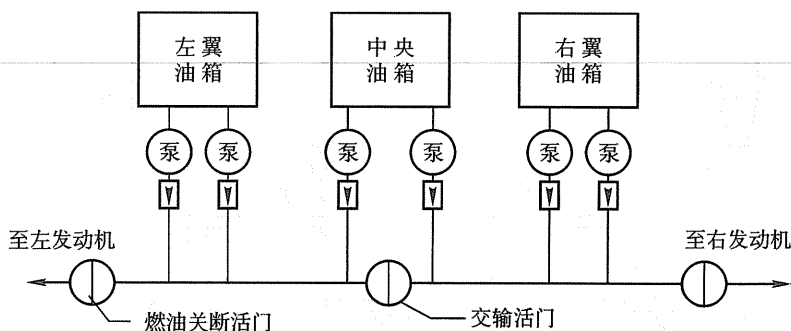


图 3.4-3 供油顺序控制原理

当所有增压泵同时启动时,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。当中央油箱内的油液快用完时,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的单向活门,向发动机供油,从而实现了先用中央油箱油液,再用主油箱油液的控制顺序。

2) 不同工作压力的燃油泵

当泵出口单向活门开启压力相同时,调节油箱增压泵的工作压力,也可实现先用中央油箱油液再用两翼主油箱油液的供油顺序。

为了使中央油箱先供油,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。当所有油泵同时启动时,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被打开,向发动机供油。中央油箱供油压力在左、右翼油箱增压泵出口单向活门的下游提供了较高的背压,使其不能被其上游的增压泵打开,因而使中央油箱优先供油。当主油箱的燃油消耗殆尽时,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。

有些飞机的中央油箱将两台相同的油泵串联起来,也起到了增加油泵出口压力的目的。

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。由浮子感受各油箱油量的变化,通过浮子控制的程序电门操纵各油箱燃油增压泵的启动和停止,达到控制供油

顺序的目的。

2. 辅助供油系统

当主供油系统工作时, 辅助输油系统同时工作。辅助供油系统的第一个功用是避免水分在主油箱底部积累, 减弱水对燃油系统的影响。

如图 3.4-4 所示, 主油箱增压泵将燃油增压后, 一部分压力油液通过管路送到引射泵内, 通过引射泵内的引射喷嘴喷出, 在引射泵内形成一定的真空度, 将主油箱底部的含水燃油抽吸上来, 送到增压泵的吸油口。这样, 油箱底部的含水燃油便不断被供油系统送入发动机烧掉, 从而避免水分在油箱底部的积累。因此辅助供油系统又被称为燃油除水系统。

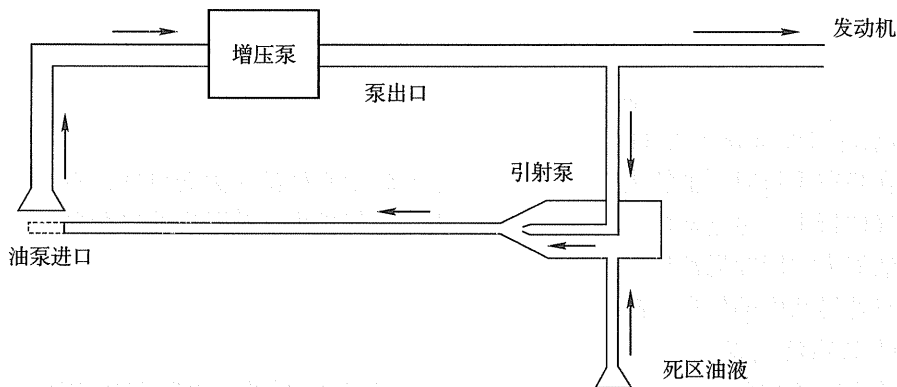


图 3.4-4 飞机辅助供油系统

3. 交输供油系统

在飞行中, 若左、右机翼主油箱出现燃油量消耗不均衡的情况, 会导致飞机横向失去平衡, 此时可通过燃油交输系统予以纠正。在如图 3.4-3 所示的供油系统中, 交输活门位于左右侧供油管路之间, 平时处于关闭状态。当飞机主油箱出现不平衡现象时, 驾驶员应按下面的要点进行油量平衡的调节: 打开交输活门; 关闭油量较少的油箱内的燃油增压泵, 此时, 两台发动机均由燃油较多的油箱内的燃油增压泵供油; 观察油箱油量指示, 当两侧油箱油量恢复均衡时, 启动关闭的油泵。当油泵的低压指示消失后, 将交输活门关闭, 完成了油量不平衡的调整操作。

4. 动力供油主要附件

(1) 燃油增压泵

飞机上的燃油泵 (也叫供油泵或增压泵) 不但要重量轻、尺寸小, 而且要工作可靠、寿命长, 同时还要保证低压大流量, 以满足燃油系统的要求。因此, 燃油增压泵选用适合低压大流量工作要求的电动离心泵。

1) 离心泵原理及性能特点

离心泵体主要由叶轮、导流筒和带输出管的蜗壳组成, 如图 3.4-5 所示。叶轮是泵的最主要部分。离心泵就是通过叶轮将外部的机械能传递给液体, 变成了液体的压力能和动能。导流筒使液体以一定速度和方向导入叶轮。

油泵启动后, 电动机带动叶轮高速旋转, 从导流筒流入的燃油受叶片的推动也随着旋转。燃油在旋转中受到了离心力的作用, 被甩进了蜗壳, 最后经输出管排出。离心泵就是靠

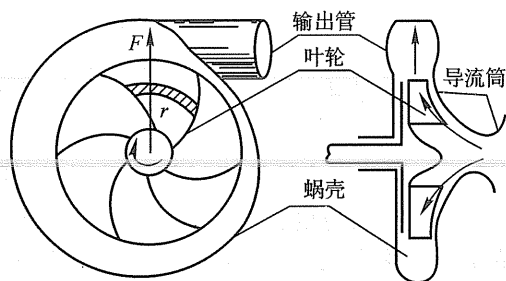


图 3.4-5 离心泵工作原理

所产生的离心力使燃油增压并流动。叶轮中心处产生的真空度将油液吸入油泵。

油泵使燃油压力增加的同时，也不可避免地会引起燃油能量的损耗。例如，叶轮与导流筒之间有间隙存在，出口压力又大于进口压力，在进出口压力差的作用下，就会有少量燃油从叶轮边缘经此间隙返回入口，造成了泄漏损失。

2) 燃油增压泵的结构特点

燃油增压泵不同于地面应用的普通电动离心泵——燃油增压泵对增压性能、防火安全性有更高的要求。

① 油泵进口处有分离油气的扇轮

飞机在高空飞行时，油箱内压力降低，油泵叶轮中心处的压力会更低，不但会导致油液中溶解的气体析出，也会造成燃油蒸发加剧，大量蒸气析出。油泵进油口存在气泡，会降低油泵的供油能力。因此燃油增压泵的主叶轮前会设置一个扇轮，与主叶轮同轴转动，用于分离油泵入口处燃油中的气泡，改善油泵工作状态。

② 油泵装有滴油管

油泵的主叶轮与泵的驱动部分（电动马达）之间是密封的，以防燃油或燃油蒸气渗入马达引起火灾。为确保密封效果，一般采用双层封严圈，并在两层封严圈中间设置通向机外的滴油管。如果燃油漏过第一层封严圈，将由滴油管排到机外。一旦发现滴油管漏出的燃油超过标准，可判断封严圈已经损坏，必须及时更换。

3) 油泵典型构造

图 3.4-6 所示为某型飞机燃油增压泵。在电动机转子轴上套有两个叶轮（在前的主叶轮和在后的重新启动叶轮）和一个导流扇轮。这一组件支撑在两个由燃油润滑的石墨轴承上。导流扇轮安装在主叶轮的端面上，而主叶轮通过键连接到在蜗形管内的转子轴上，桨状的重新启动叶轮被安装在转子轴承上。在重新启动叶轮与轴承组件之间有一个由一组迷宫式通油盘排列而成的火焰抑制器。蒸气释放管通过火焰抑制器组件连接在泵的壳体上，火焰抑制器组件由一个带凹槽衬套和一个蒸气返回导管通过压配组成。

当电动机通电，泵旋转，燃油经导流轮进入主叶轮，油在压力作用下通过蜗形管流向飞机输油管。同时在泵和电动机的壳体内循环，这样就提供了电动机冷却和轴承润滑，并且使重新启动叶轮能在主叶轮的油槽内吸油。为了防止通电的泵空转，再启动叶轮将来自主叶轮油槽处积聚的燃油蒸气和混入的空气吸走，燃油蒸气从蒸气排放管道回到飞机油箱。电动机启动后，如果入口吸不到油，重新启动叶轮将从电动机壳体的油池中不断地吸油来延迟时间，使得泵能重新启动。在壳体下部有一排油塞，在拆卸泵时可拧下塞子将泵内燃油排尽。

4) 燃油增压泵的安装

燃油增压泵安装在燃油箱底部，周围的隔板（翼肋和隔框）为油泵提供一个稳定的吸油空间。隔板底部开有向油泵一侧开启的单向活门，确保油液只能向油泵流，防止飞机姿态变化时油泵抽空。燃油泵马达可从油箱外单独拆下（见图 3.4-7），且油泵的吸油管和排油管均设有单向活门。维护人员既不用进入油箱，也不用放油，就能完成燃油泵主要部件电动

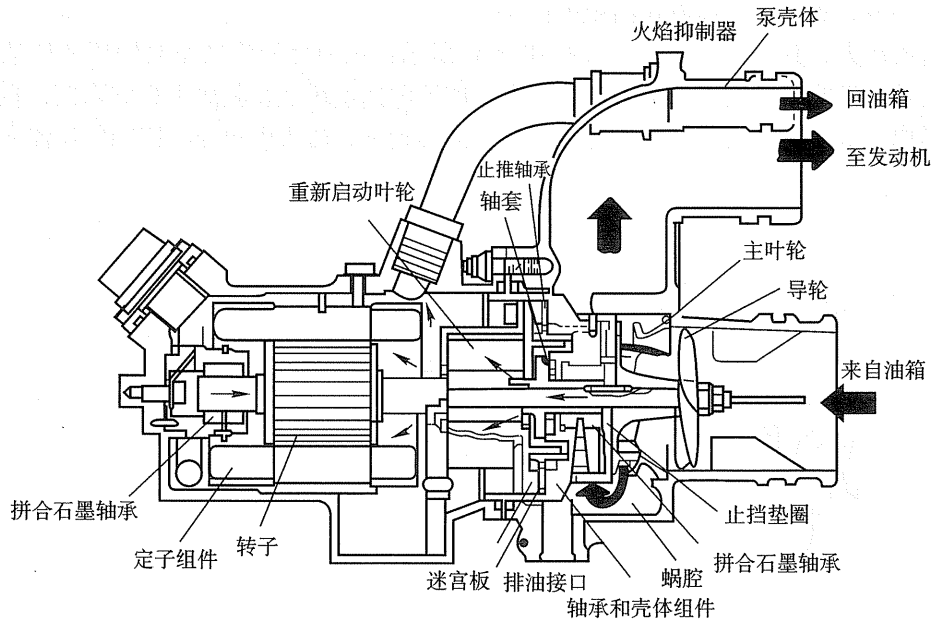


图 3.4-6 典型燃油泵构造

马达的拆换，提高了燃油系统的维护性能。

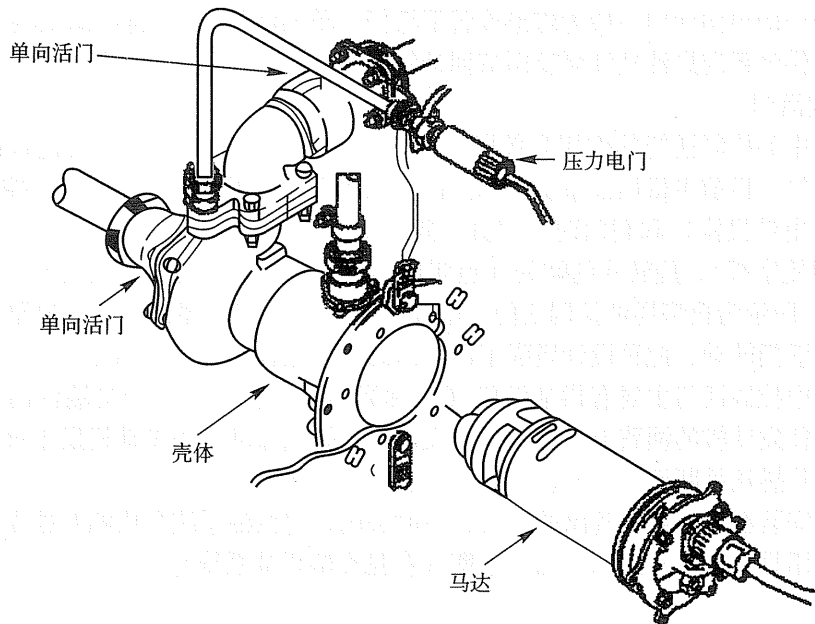


图 3.4-7 油泵的安装

(2) 引射泵

引射泵（构造见图 3.4-8 (a)）外廓尺寸小，重量轻，寿命长，无活动部件，在油箱中

不需引入导线,吸油管可以放在油箱中任何地方,方便布置。引射泵利用增压油泵的高压燃油作为引射动力,其工作原理如图 3.4-8(b) 所示:压力油管将增压泵增压的燃油引入引射泵的喷嘴,经收缩喷嘴以较高的速度射出,燃油的速度增加,其压力相应降低,在喷射流的周围形成了低压区,吸油管口的燃油在压差的推动下,流入引射腔,跟随射流流向出口混合管。

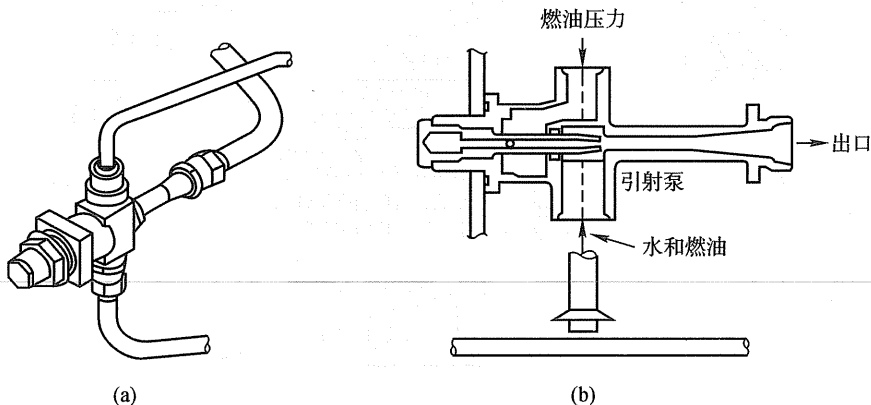


图 3.4-8 引射泵

(a) 引射泵外形; (b) 引射泵工作原理

(3) 单向活门

燃油系统中的单向活门一般为蝶形或舌形活门。单向活门安装在燃油增压泵的出口,防止油泵关断时供油系统燃油经油泵反向流回油箱并可控制主供油系统的供油顺序。

(4) 控制活门

燃油系统中的控制活门的作用是关断或改变燃油的流动的方向,主要包括供油控制活门、交输活门等。目前飞机燃油系统控制活门多采用电动或手动的关断活门。控制活门为驱动机构(包括电动机构)和阀门两大部分。阀门形式主要有提升式的闸阀、旋转式的锥阀和柱阀(也叫旋塞阀)、旋转式的蝶阀(也叫旋板阀)和凸轮驱动的菌状阀等。

图 3.4-9 所示为典型燃油控制活门,电动机安装在油箱外部,通过一根驱动轴驱动活门体内的蝶形活门转动,此种设计增强了活门的防火安全性和维护便利性。

燃油系统中控制活门主要有供油活门(又称为燃油关断活门)和交输活门。燃油关断活门安装在通往发动机的油路上,控制供向发动机的燃油流动。当发动机发生火警时,提起灭火手柄,可将燃油关断活门关闭,切断供向发动机的燃油。

交输活门安装在供油系统管路的中央,平时关闭,将供油系统分成相互独立的左右两部分,其主要作用是纠正油箱间油量的不平衡(参见交输供油系统)。

(5) 油滤

油滤是一种燃油杂质过滤器,有粗油滤与细油滤。粗油滤仅能防止那些较大的微粒进入燃料系统,在燃油进入喷嘴之前多用细油滤。油滤的主要元件是滤芯,滤芯由金属骨架支撑的滤网构成。滤网有金属滤网与纸质滤网,网眼的大小决定了滤芯的过滤度,即通过的最大微粒大小。燃油的通路多是从滤芯外面进入滤芯内部,然后流出。这样油的压力使滤芯紧紧贴在滤芯的骨架上,使滤芯不易受损。

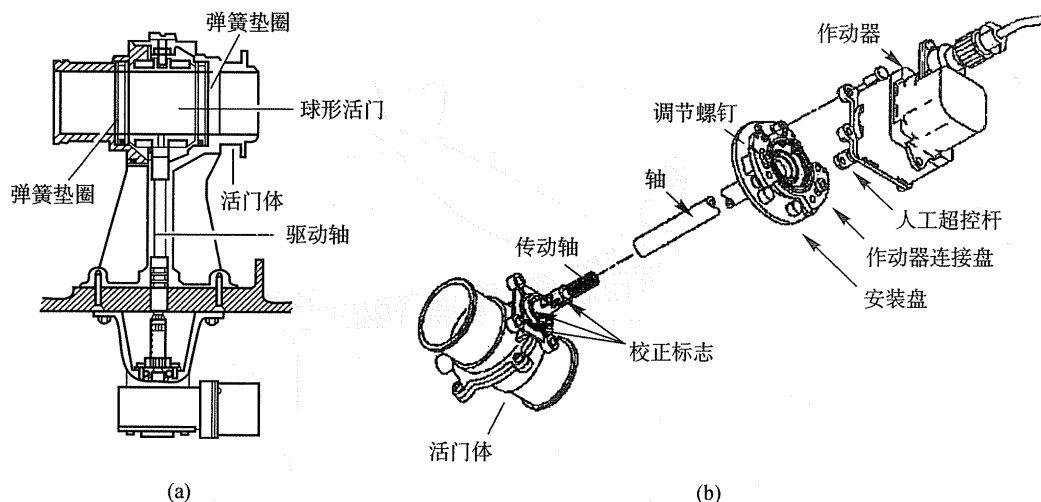


图 3.4-9 燃油系统控制活门

(a) 控制活门剖面图; (b) 控制活门安装示意图

燃油滤堵塞会导致发动机供油量下降,严重时会导致发动机空中停车。为了提高供油可靠度,燃油滤设置了旁通活门,当油滤进口、出口压差达到旁通活门开启压力时,旁通活门便打开,油液绕过滤芯,直接供向发动机。同时,驾驶舱燃油控制面板上的油滤旁通指示灯会点亮。

3.4.3 应急放油

1. 应急放油的提出

飞机的最大起飞重量和最大着陆重量通常是不同的,最大起飞重量大于最大着陆重量。根据适航规章要求,当运输机或通用飞机的最大起飞重量比其最大着陆重量超出很多(一般为105%)时,必须考虑为飞机装备空中应急放油系统,如图3.4-10所示。设置应急放油系统的主要目的是使飞机在空中迅速减重,以满足紧急迫降的条件。

当飞机以较大的起飞重量(超过最大着陆重量)起飞时,若起飞不久即遇到需要紧急着陆的情况,驾驶员可通过应急放油系统将燃油迅速放出,从而将飞机自身重量降低到最大着陆重量以内,避免在紧急着陆时对起落架和机身结构造成严重损坏。另外,紧急放油系统可使飞机以较少的燃油量着陆,减少飞机着陆后起火爆炸的危险。

2. 应急放油系统要求

考虑到应急放油操作中飞机的安全问题,对应急放油系统提出如下要求:

- ① 放油系统工作时不能有起火的危险,因此应急放油管口必须设置防火网;
- ② 排放出的燃油必须不能接触飞机,应急放油口设置在机翼外侧,使放出的燃油避开飞机机身和尾翼(见图3.4-10);
- ③ 驾驶员在放油操作过程中任何阶段都能终止放油操作,避免在居民区或危险区放油。因此在驾驶舱内应设置放油电门,供驾驶员控制放油活门的开启和关闭;
- ④ 在放油过程中应保持飞机的横向稳定,即必须设置两个分开的独立放油分系统;

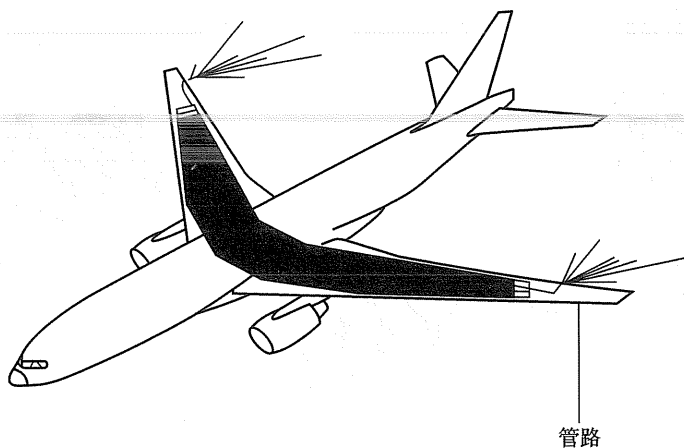


图 3.4-10 飞机应急放油

⑤ 必须有保持最少油量的自动关断活门，保证飞机有足够的燃油着陆。

3. 应急放油系统的组成

我们以波音 747-400 飞机为例分析现代飞机应急放油系统，如图 3.4-11 所示，飞机应急放油系统的主要附件包括：

- 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应急放油转换活门的选择电门、剩余油量选择电门和应急放油活门控制电门，以上电门均位于应急放油控制面板上，如图 3.4-12 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，首先操纵应急放油转换活门的选择电门，然后通过剩余油量选择电门选择每个油箱的剩余燃油量。

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，通过翼尖的应急放油喷嘴喷出。

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。

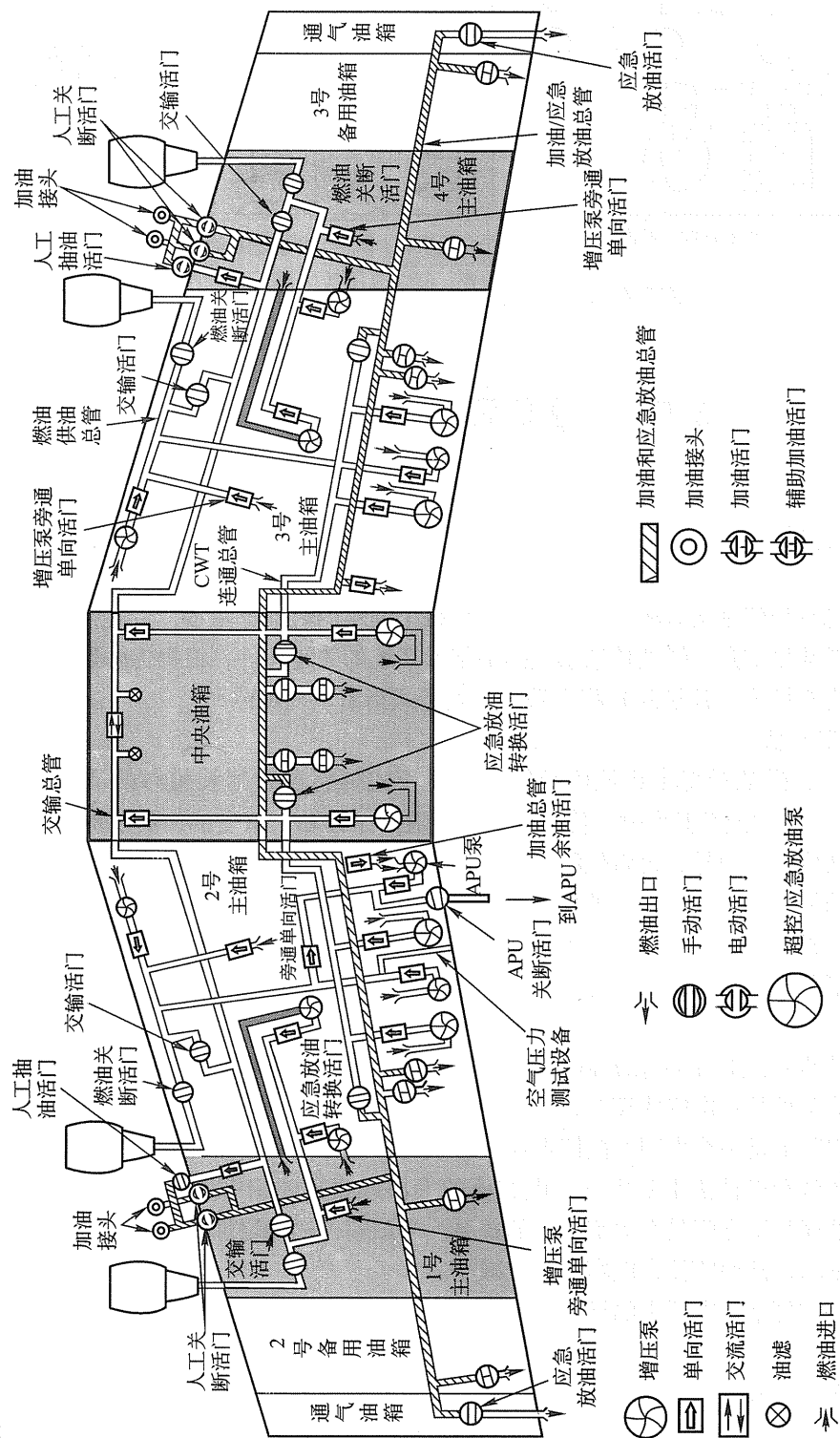


图3.4-11 波音747/400型飞机应急放油系统图

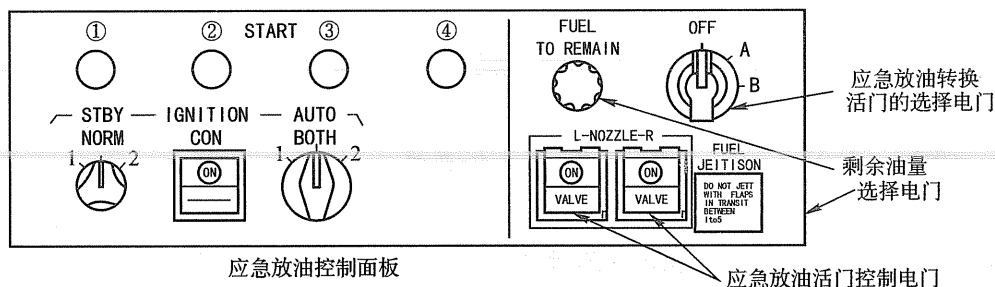


图 3.4-12 飞机应急放油控制面板

3.5 燃油指示/警告系统

3.5.1 油量指示系统

油量指示系统可为驾驶员和机务维护人员提供每个油箱的燃油量指示, 也可为飞机其他系统提供油箱内燃油量信息。燃油传感器是燃油指示系统的关键元件, 根据传感器不同, 油量指示系统可分为机械式(浮子式)指示系统、电子式指示系统和油尺。

1. 机械(浮子)式

机械(浮子)式燃油量指示系统由油箱中的浮子式传感器和驾驶舱内的油量指示器(油量表)组成。当燃油液面改变时, 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通过导线送到油量表, 油量表便显示出油箱内燃油量。由于浮子感受油面的变化, 因此显示的油量为容积油量。

机械(浮子)式油量指示系统会因浮子连杆的摩擦、卡滞、运动部件间的间隙和温度波动等原因造成指示不准确, 精度较低。

2. 电子式

电子式(或称电容式)指示系统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。

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(见图 3.5-1), 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。

电容器式传感器两极板间的介质不同会导致电容器的电容改变。油面高低和油液密度大小均会导致极板间电介质的变化, 即电容式传感器既可以感受燃油容积, 又可以测量燃油的密度。因此, 电子式油量指示系统直接测量油箱内燃油的重量容量, 常采用“磅(lb)”或“千克(kg)”作为计量单位。

电子式油量指示系统的精度比较高,这是因为:电子式油量指示系统的传感器没有活动部件,消除了机械摩擦等影响;一般采用多个传感器进行多点探测,消除了飞机姿态变化对燃油信号的影响,可得到油箱内油面的精确信号。另外,系统中可加装温度补偿器,弥补温度波动对油量指示的影响。

但是,电子式油量指示系统会因为燃油内水分的影响导致指示精度下降,甚至造成系统完全故障。当水进入油量传感器时,由于水的介电常数不同于燃油介电常数,导致燃油信号出现较大误差。当细菌孳生的污染物集聚在油量传感器或温度传感器入口时,会导致燃油不能顺利流入和流出传感器或补偿器,造成燃油指示系统失效。为消除此类故障,可以从油箱加油管引一油管到油量传感器和温度补

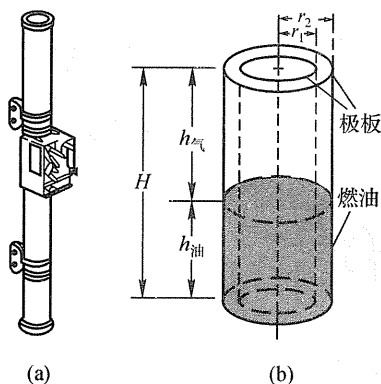


图 3.5-1 电容式油量传感器
(a) 传感器外观; (b) 传感器原理

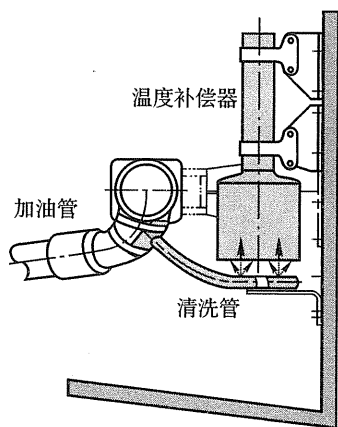


图 3.5-2 传感器/补偿器清洗原理

偿器处(见图 3.5-2),每次加油时,加入的清洁燃油可对传感器和补偿器进行清洗。

3. 油尺

油尺为地面维护人员确定飞机每一个油箱内的燃油量提供了可能,油尺构造简单,使用方便,主要有三种类型:磁性浮子油尺、漏油尺和光线式油尺。其中前两种在飞机上得到了广泛应用。

(1) 磁性浮子式油尺

磁性浮子的构造如图 3.5-3(a)所示。浮子内和油尺的端头都带有磁铁。浮子可随油平面高度变化而上下运动,从而探测油面的高度。油尺可从油箱下部拉出。测量时用工具将油尺解锁,并将其从油箱内拉出。当油尺的端头靠近浮子时,可明显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。

(2) 滴油管式油尺

滴油管式油尺构造如图 3.5-3(b)所示。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,即可从量棒上读出油箱内油量。滴油管式油尺又称为漏油尺。

(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。

3.5.2 压力指示

在驾驶舱燃油控制面板设有燃油增压泵的低压指示灯,其作用是当燃油增压泵输出压力

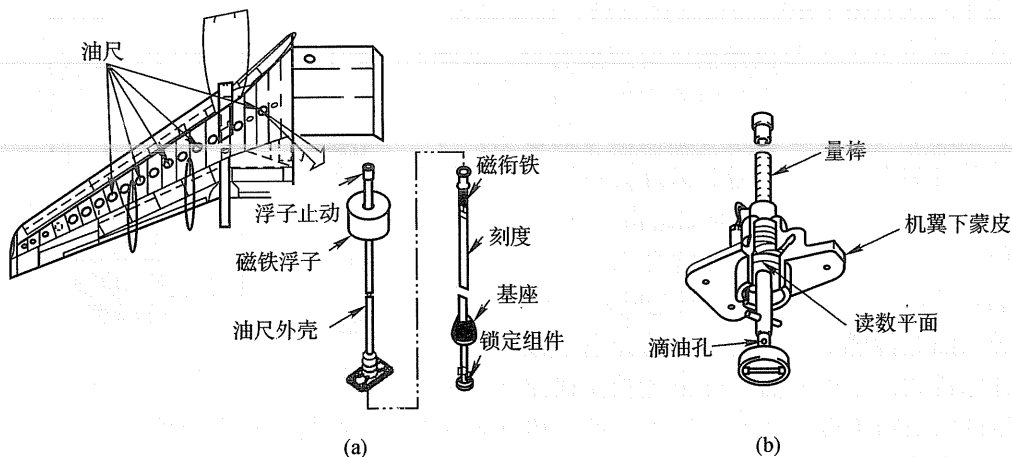


图 3.5-3 油尺

(a) 磁性浮子油尺；(b) 滴油管式油尺（漏油尺）

低于特定值时，向机组发出警告，工作原理如图 3.5-4 所示。

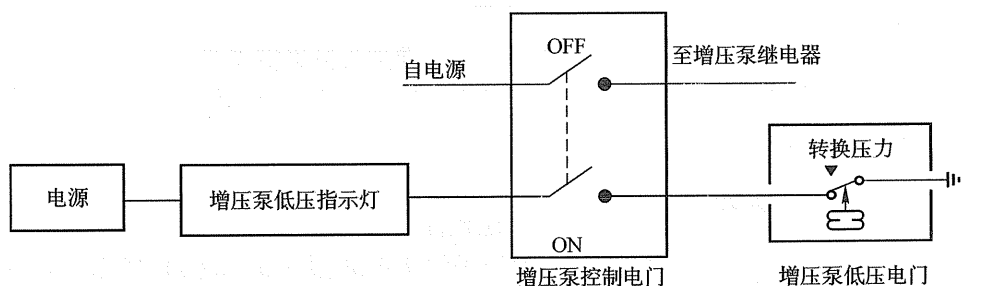


图 3.5-4 燃油压力指示系统

当打开增压泵控制电门时，接通了油泵低压指示灯电路和增压泵继电器电路。此时低压指示灯点亮。增压泵继电器通电后，将三相交流电输送到增压泵电动机，增压泵开始工作。增压泵出口管路的低压电门感受油泵出口压力。当燃油压力高于调定值时，低压电门将低压指示灯电路断开。若油泵出现故障或油箱内油液快用光时，油泵输出压力降低，低压电门会在压力低于调定值时接通电路，点亮增压泵低压指示灯。此时驾驶员应将增压泵控制电门关闭，低压指示灯自动熄灭。

3.5.3 温度指示

燃油温度指示系统采用电阻式温度传感器，感受油箱内油液温度，并将其显示在燃油控制面板的燃油温度表上，用以监视燃油的温度。

3.6 燃油系统维护

3.6.1 油箱腐蚀处理与预防

1. 油箱腐蚀概述

(1) 微生物污染和油箱腐蚀

当油箱内条件适宜时,细菌会在油液内大量孳生。燃油中的碳氢化合物以及溶解在燃油中的氮、氧、硫、磷等物质,为各类细菌提供了赖以生存的物质基础;燃油中的水为细菌孳生提供了合适的环境,细菌一般生活在燃油和水的界面处;适宜的温度会加速细菌的繁殖速度,细菌的最佳生长温度是 $25\sim 30^{\circ}\text{C}$ 。

微生物在燃油内的孳生会造成燃油品质下降,在燃油中形成暗色泥状沉淀物。该沉淀物会对燃油系统造成较大影响:堵塞油泵吸油口和油滤,造成供油系统故障;堵塞油量传感器燃油口,造成油量指示系统故障;污染物不能得到及时清理将导致油箱的腐蚀。研究表明,微生物腐蚀是结构油箱腐蚀的主要形式。

为了消除微生物污染对燃油系统的影响和对油箱的腐蚀,必须破坏细菌的孳生环境,控制其孳生速度。目前唯一能做的工作就是控制燃油中的水分。

(2) 水进入油箱的途径

水进入油箱的途径要具备以下两条。

1) 燃油本身溶解的水分析出

所有燃油都会溶解水分。随着空气温度和湿度的增加,水在燃油中的溶解度会相应增大。随着飞机的爬升,外界环境温度下降,油液中水的溶解度下降,部分水分将从燃油中析出。由于航空煤油的粘性相对较大,析出的水会以悬浮方式存在,不会很快下沉,形成游离水或乳油状。

2) 大气中的水分在油箱内壁上冷凝成水滴,流入油箱

当飞机在低空飞行时,大气中的水分含量较大,湿度较高。空气经过油箱通气系统进入油箱,水分便在温度较低的油箱侧壁上凝结成水滴或凝华成霜(气温升高时,霜会溶化成水),最后流入燃油。由于凝结生成的水滴较大,且水的比重比燃油大,水经油箱侧壁直接流入油箱,聚集在底部。

当飞机执行短程航线时,经油箱侧壁凝结进入燃油中的水分会增加,因为短程航线飞行中,飞机在低空飞行时间相对较长。飞机在地面停放时,空气中的水分也会经油箱壁凝结进入燃油中。油箱中的剩余燃油越少和不飞行时间越长,燃油系统中的水分也越多。

(3) 水分对燃油系统的其他影响

燃油中的水分不但会为细菌孳生创造适宜的环境,还会对飞机燃油系统造成直接的负面影响。

1) 增加静电危害

关于水对静电产生的影响,参见本章第3.3.1节。

2) 导致燃油指示系统故障

游离的水会造成燃油指示系统偏差（油量读数偏高），因为水的介电常数不同于燃油的介电常数。

3) 游离水引起飞机燃油系统结冰

进入燃油系统导管内的游离水受冻结冰，会使导管截面变小，影响燃油流量；悬浮的水会结成冰晶，它会堵塞油滤并使附件磨损。

管路截面变小和燃油滤的堵塞会使发动机因得不到足够的燃油而发生燃烧不稳定，严重时会导致发动机空中停车。为防止这种情况发生，燃油滤设置旁通活门，并在燃油进入油滤前的管路上设置燃油加温器，对燃油进行加温。目前普遍采用发动机滑油冷却器作为燃油加热器，既降低了滑油的温度，又消除了燃油中的冰晶。

(4) 微生物污染检查

燃油内是否发生微生物污染，可通过检查/分析从油箱中排出的燃油油样和目视检查油箱内部两种方法确定。

1) 油样检查/分析法

当目视检查油样时，任何颜色、气味的异常均是燃油出现微生物污染的征兆，尤其是油样中出现浑浊、悬浮物、沉淀物和强烈的硫磺气味时。为了得到准确的结果，也可将油样送到检验室进行专业分析，测定每毫升油样中的菌落数确定污染等级。

2) 油箱目视检查法

每次进入油箱进行维护都是检查油箱内是否出现微生物腐蚀的机会。检查时应仔细检查容易出现污染的油箱底部区域，若发现存在固形物，无论是何种颜色，均意味着油箱已发生微生物污染。

2. 微生物污染的预防

通过以上分析可知，微生物生活在水中，以燃油中的碳氢化合物和其他元素为生；水积存在油箱内，增加了微生物孳生的危害。控制燃油内的水分是预防微生物污染的唯一有效手段。

现代飞机采用以下两种方法控制燃油中的水分。

(1) 燃油系统中设置除水系统

通过引射泵将油箱底部的含水燃油抽吸送到燃油增压泵吸油口处，不断送入发动机燃烧，减少水分在油箱底部的积累（见 3.4.2-2 辅助供油系统）。

(2) 油箱定期放水

油箱底部设有排水阀。排水阀安装在油箱的最低点，而且从排水阀出来的油正是水油界面附近的燃油，因此排积水和取油样可以同时进行。为了有效放水，应根据飞机制造推荐的间隔和自身的运行情况确定飞机的放水间隔。在飞机执行短航线、低高度飞行和在温暖区域运行时，应缩短放水间隔。一般在每天的航前、飞机加油前与加油后，都要把飞机油箱中的水分和沉淀物放掉。

飞机油箱会在其底部设置多个放水活门，为了有效排水，应对每个放水活门进行放水操作，直到游离水全部放空为止。

3. 微生物污染/油箱腐蚀的处理

当通过目视油样发现燃油出现微生物污染迹象时，应采用精度更高的生物分析法确定微生物污染的等级，根据污染程度采取相应的处理措施。

(1) 轻度污染

当确定油液存在轻度污染时,可定期监控油液污染状况,监控间隔根据此次污染的具体程度确定,一般在1~12个月之间。

(2) 中度污染

若油液污染程度为中或高度污染,应在10天内再次检查以确认污染程度。如果确定为中度污染,可对油箱进行生物杀菌处理。

① 按照飞机制造厂家给定的程序向油箱内加入含一定浓度生物杀菌剂的燃油。燃油中杀菌剂的浓度要严格控制,浓度过高会引起结构油箱的腐蚀,而过低的浓度会造成细菌产生抗药性。同时注意不能采用从重力加油口向油箱内加杀菌剂的方法,因为此种方法可能导致油箱内杀菌剂局部浓度过高,容易引起油箱结构腐蚀。同时不建议采用预防性杀菌处理;

② 让系统在添加了杀菌剂的燃油中浸泡一段时间,增强杀菌效果;

③ 将燃油放掉,加入新的燃油(也可以将含有杀菌剂的燃油送到发动机烧掉)。

在生物杀菌处理后10天内(但至少是5次飞行后),重复检查油液污染程度,并根据检查结果采取进一步措施。

(3) 高度污染

若经确认油样微生物污染为高度污染,则必须对油箱进行物理清洁,并在物理清洁后实施生物杀菌处理:

① 将油箱内燃油全部放出,过滤并用杀菌剂处理;

② 进入油箱,用手工清理的方式仔细清除微生物污染物,彻底清洗油箱。先用去垢剂和甲醇刷洗,刷洗干净后用清水冲洗,要反复刷洗除去所有微生物小块。冲洗干净后揩干,再用甲醇溶液洒到微生物侵害的地方,让它停留15 min,以便杀死剩余的微生物。15 min后用干净水洗刷所有甲醇溶液痕迹,刷净后放掉水,用海绵擦干。再用加过温的压缩空气将油箱内部烘干;

清洗油箱时,不建议采用压力清洗法,因为压力清洗法可能导致油箱密封剂的损坏,并且清洗后的水很难清除;

③ 检查油箱腐蚀程度,如果需要,依据飞机的结构修理手册(SRM)进行修理;

④ 对油箱进行生物杀菌处理,步骤见“中度污染”。

在生物杀菌处理后10天内(但至少是5次飞行后),重复检查油液污染程度,并根据检查结果采取进一步措施。

3.6.2 油箱渗漏处理

油箱在飞机飞行中要承受惯性载荷、振动载荷,而整体油箱还要承受气动载荷。在受载的情况下,材料会变形和相对蠕动,紧固件会因变形而松动;密封材料会因相对蠕动而剥离,也会因老化变质而失效。以上原因均会导致燃油渗漏。若结构材料因受力而出现裂纹、因腐蚀而损坏,泄漏更是不可避免。因此渗漏是燃油箱的基本故障。

1. 渗漏检查和渗漏等级

从多年使用维护工作中总结出有些渗漏是不严重的,不必急于处理,所以就将渗漏分为

四级：微渗、渗漏、严重渗漏和流淌渗漏。渗漏分级是按在 15 min 内渗漏燃油沾湿的表面区域的大小作为分级标准。当发现油箱出现渗漏时，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，使润湿区域更易于看见。在 15 min 后按沾湿区大小定级标准确定渗漏等级，如图 3.6-1 所示。

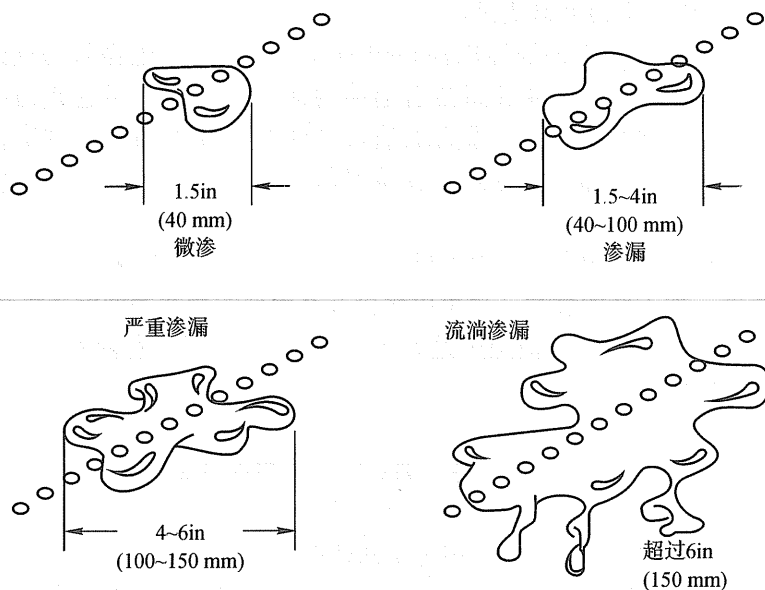


图 3.6-1 渗漏分级标准尺寸

第一级称为微渗： $D \leq 1.5$ in，一般不需处理，但要注意时常检查其渗漏是否有扩大。

第二级称为渗漏： $1.5 < D < 4$ in。临时处理方法与第一级同，但在下次飞机停场时必须处理。

第三级称为严重渗漏： $4 \leq D \leq 6$ in。严重渗漏必须马上处理（或作临时性修理），临时处理后，应能达到达到一级或二级渗漏标准。

第四级称为流淌渗漏：油液成滴或连续流淌。流淌渗漏必须马上修理，修理后不能有渗漏。

注意：对各级渗漏处理具体要求，还应根据渗漏点所处的位置而定。如在不通风和容易集聚燃油蒸气的部位，则在飞行前应作临时修理，各型飞机都有明确规定。

2. 渗漏源查找

当找到燃油渗漏的外漏点后，必须还要找到内部的渗漏源。因为渗漏通常都是沿紧固件与其孔之间的缝隙或沿零件间的间隙而渗出，外部渗漏区域可能与内部渗漏源不在同一地点。渗漏的检查一般都采用目视方法，在检查中辅以颜色、荧光、气泡等使之更加明显并且准确。

(1) 气压发泡法（吹气法）

气压发泡检查法操作简单，是油箱渗漏检查的推荐方法。检查时，在油箱渗漏区域对应的油箱内部涂上发泡剂（肥皂水），一个人使用 0~50 psi 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。气压发泡法原理如图 3.6-2

所示。

气压发泡法变化：

1) 压力罩法

压力罩法是在油渍及其周围罩上一个小的压力罩盒，通以压力空气，在油箱内相应的部位涂上发泡剂，压缩空气沿着缝隙漏进，在渗漏源吹出泡泡。这种方法因压力罩通进压缩空气后会因内压力而往外脱开，就需要靠外力顶紧，故只适用于有支撑点支撑压力罩的地方。如机翼的下表面可以靠地面支撑。压力罩可小到只罩住螺栓紧固件，就可以检查紧固件周围的渗漏。

2) 空心螺栓法

对于复杂的封闭结构区域也可以用空心螺钉来检查，就是在渗漏点处拆下一个完好的螺栓，换上有裂槽的螺栓及特种接头，在箱内的螺栓头周围涂上发泡剂，往空心螺栓通压缩空气，就可检查连接结构的渗漏源。

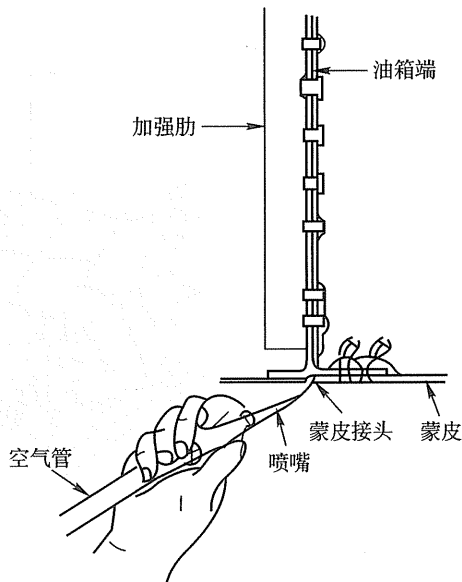


图 3.6-2 气压发泡法原理

对刚加工好的油箱或刚修理好的油箱，多采用往油箱内加压缩空气，在油箱外部涂满发泡剂的从内往外进行检查的办法，寻找气泡区域可以找出渗漏点。

(2) 染色剂法

染色剂法是使用掺有染色剂的油代替发泡剂，将染色剂涂在油箱渗漏区域，然后将油箱抽真空。等一定时间，进入油箱检查内漏点。若在染色剂内掺入荧光剂，更便于在光线微弱的油箱内检查渗漏点。

3. 渗漏的排除

(1) 安全措施

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。

1) 对油箱进行惰化或强迫通风处理

油箱内充满了燃油蒸气，所以在进入油箱前必须对油箱进行二氧化碳惰化处理，惰化处理后，应通风；也可以对油箱强迫通风 24 h 以上。进入人员要穿戴带有防毒面具的防护衣。

2) 在油箱内应防止火花

为了避免在油箱内出现火花，进入油箱的维护人员不许穿鞋底有金属的硬底鞋，不能穿容易起静电的衣服；不能佩戴带有电池的助听器，不能带火柴或微型警告器、呼唤机；要用安全手电筒；不能带进电机、电钻等工具，应将不用的工具放在防静电盒内，避免金属碰撞和电火花产生。另外，工作中的无线电设备和雷达设备要远离飞机油箱。

为了确保进入油箱维护人员的人身安全，应向油箱内输送新鲜空气，并设置专门的安全观察员，如图 3.6-3 所示。

(2) 渗漏的排除

渗漏的排除方法也视渗漏等级和部位而定。

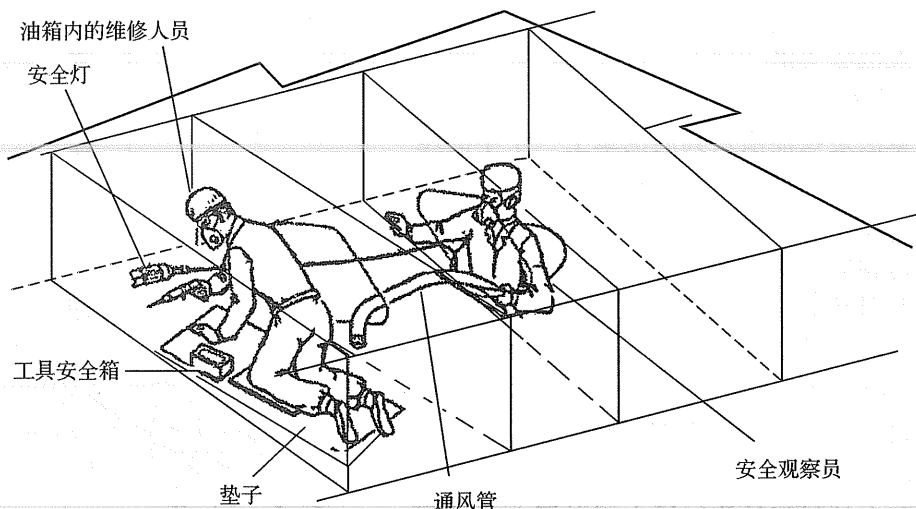


图 3.6-3 油箱维修安全观察员

1) 缝内密封

对于渗漏范围不大的缝内密封，可增加涂覆缝外密封胶，或者同时在外表面的渗漏点附近进行清洗后涂上一层密封胶，然后贴上一层很薄的密封布，这就和补自行车内胎的贴补方法一样；如果缝内密封渗漏范围较大，就得将已密封的结构分离，重新清洗，重新涂胶，重新紧固。

2) 缝外密封

对渗漏不大的缝外密封，就加涂密封胶，加大密封胶的涂覆面积；对渗漏范围大的地方，就得将原有密封层刮掉，清洗干净，重新涂上密封胶。

3) 紧固件密封

对紧固件有不严重的渗漏，可使用专用的压胶工具从结构外侧钉孔周围间隙注射进密封剂；也可在采用缝外密封同时，向缝隙加注密封胶以增加其密封性能。

3.6.3 管路系统维护

燃油系统故障主要是油管及附件的渗漏。油管的故障不外乎两种，接头漏油和油管破裂。接头漏油的原因多是紧固件松了或是密封件离位或失效。漏油从外观目视即可发现。漏油的原因最大可能是密封件老化、断裂和离位，当然也有机械原因，如壳体有砂眼或裂纹等。

系统内漏的检查应在燃油泵运转状态下进行，检查方法如下：关断供油活门，拆下管路中的滤杯，放光管路中的油液；启动燃油增压泵，看是否有油液流入滤杯。当活门内漏严重时，应更换供油活门。

系统严重外漏时，应更换损坏的部件和封严圈。在更换垫片、密封圈和封严皮碗时的一般注意事项：

- ① 附件、接头等必须清洁；

- ② 旧垫圈等在封严槽内无残留物;
- ③ 必须以新换旧, 新封严圈要合格;
- ④ 连接件必须均衡拧紧到规定力矩。

在更换部件之后, 对部件和系统的工作性能都要进行严格的试验和检查, 检查系统工作是否正常, 故障是否已经排除, 有没有达到原定的性能指标。

图 1-1-1 飞机修理流程图

飞机修理流程图如图 1-1-1 所示。该流程图详细描述了飞机修理工作的各个步骤，从故障发现到最终交付使用。流程图首先从“故障发现”开始，经过“故障报告”、“故障诊断”、“故障分析”、“故障排除”、“故障验证”、“故障记录”、“故障总结”、“故障反馈”、“故障改进”、“故障预防”、“故障维护”、“故障检查”、“故障修理”、“故障更换”、“故障安装”、“故障调试”、“故障验收”、“故障交付”、“故障使用”、“故障维护”、“故障检查”、“故障修理”、“故障更换”、“故障安装”、“故障调试”、“故障验收”、“故障交付”、“故障使用”等步骤，最终完成飞机的修理工作。

图 1-1-1 飞机修理流程图

飞机修理流程图如图 1-1-1 所示。该流程图详细描述了飞机修理工作的各个步骤，从故障发现到最终交付使用。流程图首先从“故障发现”开始，经过“故障报告”、“故障诊断”、“故障分析”、“故障排除”、“故障验证”、“故障记录”、“故障总结”、“故障反馈”、“故障改进”、“故障预防”、“故障维护”、“故障检查”、“故障修理”、“故障更换”、“故障安装”、“故障调试”、“故障验收”、“故障交付”、“故障使用”、“故障维护”、“故障检查”、“故障修理”、“故障更换”、“故障安装”、“故障调试”、“故障验收”、“故障交付”、“故障使用”等步骤，最终完成飞机的修理工作。



图 1-1-2 飞机修理流程图

第4章 起落架系统

4.1 概 述

起落装置是飞机的重要组成部分，起落装置包括起落架和改善起降性能的装置两部分。起落架由承力机构、减震装置、机轮和收放机构组成，起落架可使飞机从地面/水面起飞、着陆、滑行、停放并吸收着陆撞击动能。改善起降性能的装置主要作用是缩短飞机起飞和着陆的滑跑距离，包括增升/增阻装置、起飞加速装置和着陆减速装置（如发动机反推、刹车）等。本章我们主要研究起落架系统。

起落架系统是飞机主要系统之一，其工作性能的好坏，直接影响着飞机的起飞、着陆性能和飞机的安全。起落架也是飞机上受力较大的部件，其强度、刚度安全余量也不多，在飞机每次起落中都承担着飞机的全部重量及冲击载荷。因此，起落架系统既是平时维护量最大的系统，也是故障频繁、维修任务量较大的系统。

4.1.1 起落架配置型式

起落架在飞机上的配置型式通常有三种。

后三点式（见图4.1-1（a））：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。

前三点式（见图4.1-1（b））：两个支点（主轮）对称安置在飞机重心后面，第三个支点（前轮）位于机身前部。前三点式起落架的飞机，尾部通常还装有保护座。

自行车式（见图4.1-1（c））：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地装在左右机翼下面。

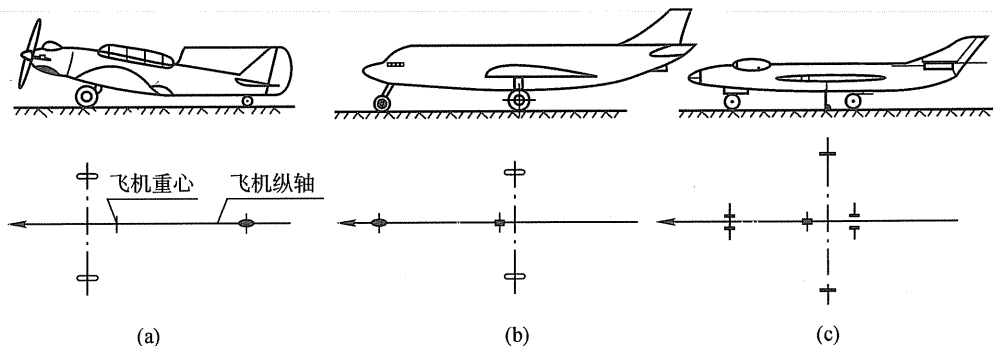


图4.1-1 起落架的配置形式

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,这种飞机着陆时不是地面反作用力使飞机上仰,而是重心下沉引起机头上仰,支点在机轮。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,因重心惯性下沉使飞机的迎角增大,升力增大,飞机就要向上飘起,即发生所谓的“跳跃”现象。另外大力刹车可能使飞机发生倒立。这些缺点对低速飞机来说,并不十分严重,所以,在数十年(约20世纪初到30年代末)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、着陆速度日益增大,后三点式起落架的性能与对飞机在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,在机轮上安装了强力刹车装置,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,后三点飞机还容易打地转。为了解决上述矛盾,在新的条件下(如着陆减速问题已经解决),前三点式起落架得到了应用。具有前三点式起落架的飞机,地面运动的稳定性好,滑行中不容易偏转和倒立;着陆时只用两个主轮接地,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,驾驶员的视野较好。对喷气式飞机来说,前三点式起落架还能使发动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,前轮在滑行时容易摆振。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,它得到了迅速的推广,目前已成为起落架在飞机上配置的主要型式。

随着飞行速度继续增大,机翼的厚弦比不断减小,这样,要把尺寸较大的主起落架收入较薄的机翼,就比较困难。因此,近年来有些高速重型飞机采用了自行车式起落架。采用自行车式起落架的飞机,主要靠两个主起落架来承受载荷和滑行,虽然它们的尺寸较大,但机身内的容积也较大,因而收藏还比较容易;机翼上的两个辅助轮,可以使飞机在停放和滑行时稳定,它们的尺寸也较小,比较容易收入较薄的机翼内。这种起落架的结构比较复杂,目前应用得还不广泛。

有些重型飞机如波音747飞机和空客的340飞机以及一些重型军用运输机,会采用多点式起落架布局,即除了在机翼下配置两个主起落架外,还在机身下配置机身主起落架,构成主起落架群(见图4.1-2)。多点式起落架配置可将飞机的重量分散到较大的面积上,降低对跑道的要求。

4.1.2 起落架结构型式

飞机起落架的结构型式,可分为构架式、支柱套筒式和摇臂式三类。起落架的结构型式取决于飞机类型、尺寸等因素,起落架结构型式主要影响结构受力和起落架的收放。

1. 构架式起落架

构架式起落架如图4.1-3所示,在早期飞机和现在的轻型飞机上广泛采用。这类起落架的机轮通过一套承力构架与机翼或机身连接,承力构架中的减震支柱及其他杆件,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。但构架式起落架外形尺寸较大,很难收入飞机内部,目前

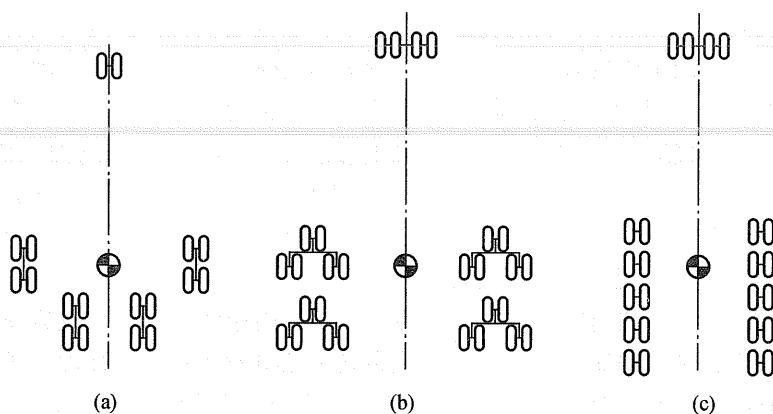


图 4.1-2 多点式起落架

(a) 波音 747/400 起落架; (b) C5A 银河运输机起落架; (c) 安 124 运输机起落架

高速飞机已不采用。

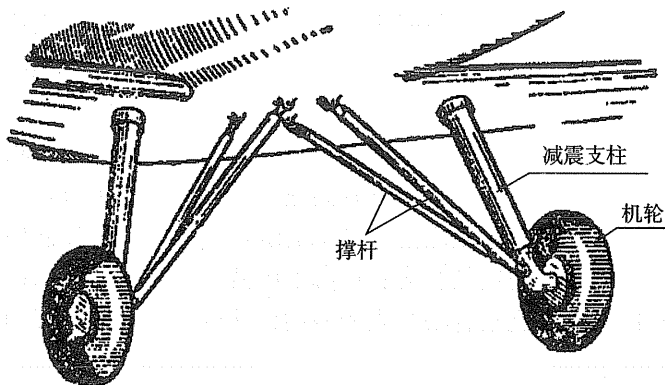


图 4.1-3 构架式起落架

2. 支柱套筒式起落架

支柱套筒式起落架是现代飞机起落架的典型型式。这类起落架的支柱就是由外筒和活塞杆（或内筒）套接起来的减震支柱，机轮轴直接连接在支柱下端，支柱上端固定在机体骨架上。支柱套筒式起落架分单支柱套筒式和双支柱套筒式，但双支柱套筒式起落架的重量和体积较大，且两个减震支柱的动作很难做到完全一致，目前已很少采用。

单支柱套筒式起落架又可分为张臂式和撑杆式两种。张臂式（见图 4.1-4）起落架的支柱就像一根一端固接在机体骨架上的张臂梁。某些小型飞机的前起落架采用张臂式起落架。为了减小起落架支柱所受的弯矩，很多飞机上采用了撑杆式起落架（见图 4.1-5），这种起落架的支柱相当于一根双支点外伸梁，由于斜撑杆的支持作用，支柱所承受的侧向弯矩可大大减小。在能够收放的起落架上，斜撑杆往往还作为起落架的收放连杆，或者斜撑杆本身就是收放作动筒。

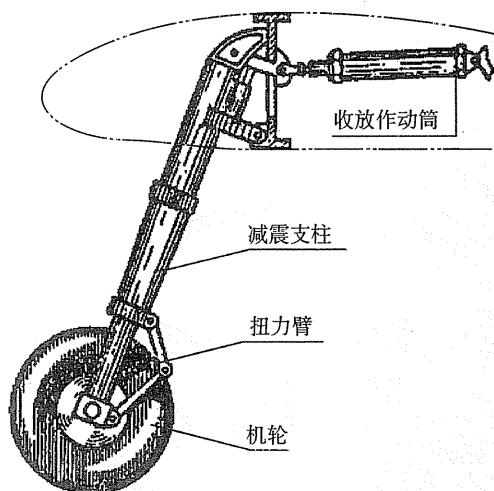


图 4.1-4 张臂式起落架

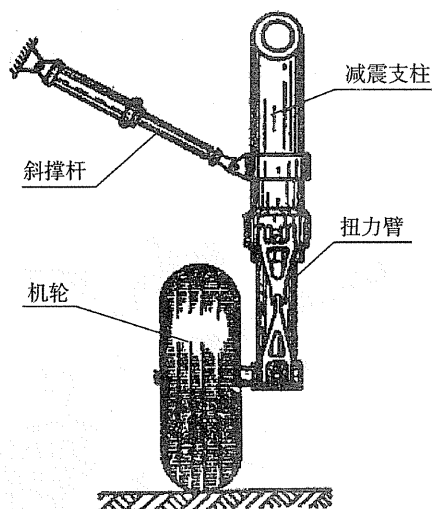
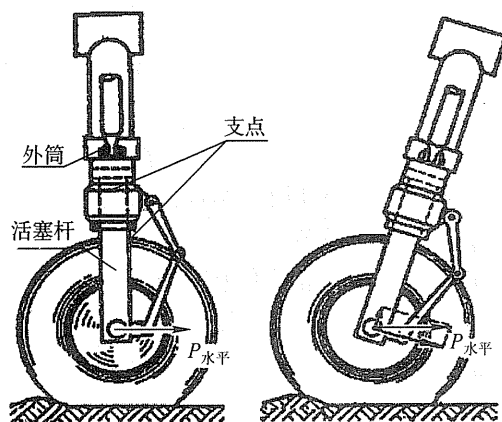


图 4.1-5 撑杆式起落架

支柱套筒式起落架（见图 4.1-6）容易做成可收放的型式，长期以来得到广泛的应用。但这种起落架承受水平撞击时，减震支柱不能很好地起减震作用。此外，在飞机着陆和滑行过程中，起落架上的载荷通常是不通过支柱轴线的，而支柱套筒式起落架的减震支柱，在这种载荷作用下，要承受较大弯矩，使活塞杆和外筒接触的地方（支点），产生较大的摩擦力。这样，不仅减震支柱的密封装置容易磨损，而且它的工作性能也要受到很大影响。在减震支柱的维护、修理工作中，要注意活塞杆上下轴承的磨损情况和密封装置的状态。

图 4.1-6 支柱套筒式起落架
承受水平撞击

3. 摇臂式起落架

摇臂式起落架解决了起落架的水平载荷传递问题，这种起落架的机轮通过一个摇臂（轮臂或轮叉）悬挂在承力支柱和减震器下面。根据减震器配置的不同，它可以分为以下三种型式：

① 减震器与承力支柱分开的摇臂式起落架（见图 4.1-7（a）），多用作主起落架；

② 减震器与承力支柱合成一体的摇臂式起落架（见图 4.1-7（b）），一般用作前三点飞机的前起落；

③ 没有承力支柱，减震器和摇臂直接固定在飞机承力构件上的摇臂式起落架（见图

4.1-7 (c)), 一般用作后三点飞机的尾轮支撑机构。

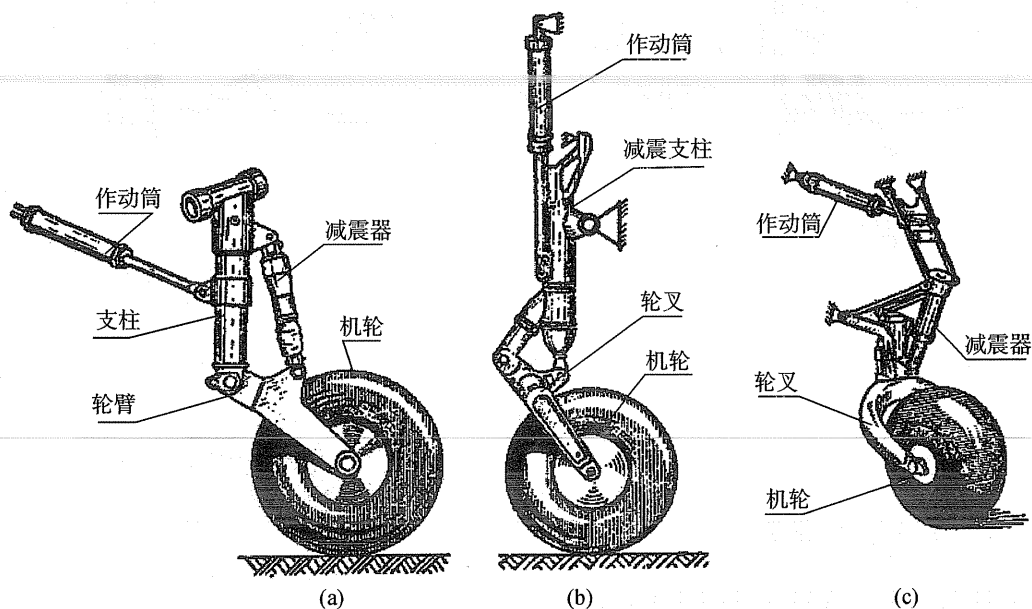


图 4.1-7 摇臂式起落架

摇臂式起落架与支柱套筒式起落架相比, 具有以下优点: 承受水平撞击时, 减震器能较好地发挥作用; 第一和第三两种摇臂式起落架的减震器只受轴向力, 不受弯矩, 因此密封装置的工作条件要好得多。

由于摇臂式起落架具有上述优点, 所以它在高速飞机上得到了比较广泛的应用。但是, 它也有不少缺点: 构造比较复杂, 减震器及接头受力较大, 重量一般也较大等。因此, 有些现代高速飞机仍然采用支柱套筒式起落架。

4.1.3 轮式滑行装置

飞机在不同的场地起降, 需要采用不同形式的滑行装置, 比如, 在铺装良好的场地(跑道)采用轮式滑行装置, 在冰雪场地起降则采用滑橇, 而在水面使用的飞机必须配备浮筒或采用船身式机体。以上几种滑行装置中, 轮式滑行装置应用最广泛, 同时结构也最复杂。按机轮在起落架承力机构的固定方式不同, 轮式滑行装置可分为半轴式、半轮叉式、轮叉式、双轮式和小车式等多种形式。

1. 半轴式、半轮叉式和轮叉式

半轴式可将整个支柱都做成减震器, 因此起落架较短, 但在垂直载荷下, 会使支柱受到侧向弯矩, 在水平载荷下, 支柱承受扭矩; 半轮叉式和轮叉式可克服这一缺点, 但由于轮叉是弯曲的, 不能作为减震器的活塞杆, 因而起落架较长。

半轴式、半轮叉式和轮叉式（见图 4.1-8）只适用于轻型飞机及早期飞机。

2. 双轮式和小车式

双轮式起落架（见图 4.1-9）继承了半轴式起落架的优点，克服了其缺点，因为在减震支柱下的轮轴上固定了一对机轮。中型飞机的主轮普遍采用双轮式起落架，而中型和重型飞机的前起落架大多为双轮式。小车式起落架（见图 4.1-10）往往被用作重型飞机的主起落架，减震支柱的下端与装有四个或多个机轮的轮架相连，通过增加机轮数量达到减轻机轮对地面压力的作用。

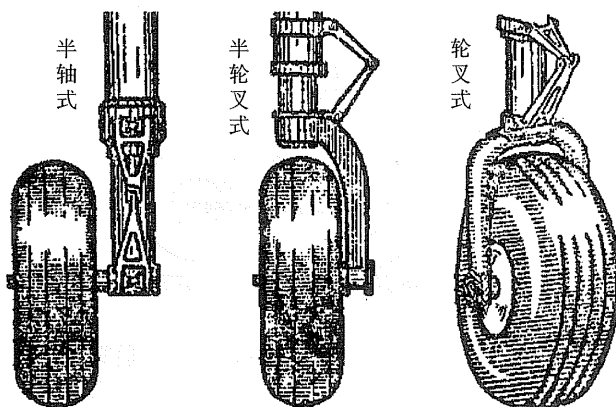


图 4.1-8 机轮的固定形式

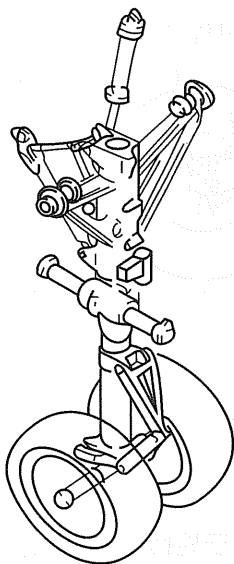


图 4.1-9 双轮式起落架

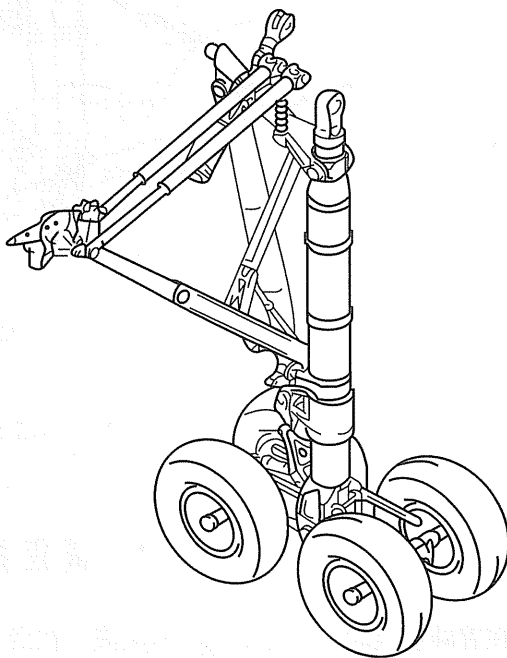


图 4.1-10 小车式起落架

在小车式起落架中，轮架与支柱是铰接的（见图 4.1-11）。铰接的轮架可绕支柱铰链转动，改善在高低不平地面滑行时的受力。另外，当飞机起飞滑跑时，可有效增加飞机抬头角度，防止机尾擦地，而在着陆接地时也可减小机尾触地的风险。由于轮架可转动，需要在轮架上安装轮架俯仰稳定减震器，减缓因地面不平引起的轮架震动。

当小车式起落架的轮数多于四个时（见图 4.1-12），飞机在地面转弯会导致机轮侧向载荷过大，因此两个后侧机轮是可以转向的，并装有转向作动筒。

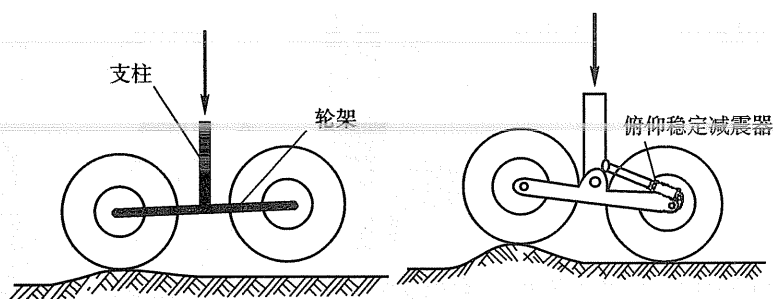


图 4.1-11 轮架与支柱连接方式

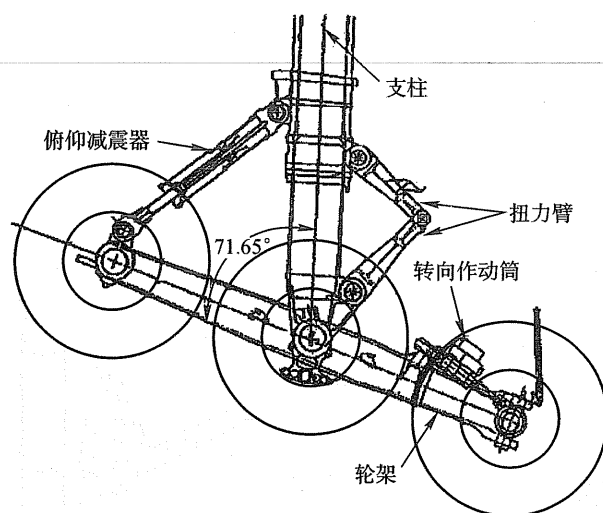


图 4.1-12 六机轮轮架特点

4.2 减震系统

飞机在着陆接地时，要与地面剧烈碰撞；在滑行中，由于地面不平，也会与地面相撞。为了减小飞机在着陆接地和地面运动时所受的撞击力，并减弱飞机因撞击而引起的颠簸跳动，飞机必须设置减震装置。飞机减震装置由轮胎和减震器两部分组成，其中轮胎（尤其是低压轮胎）大约可吸收着陆撞击动能的 30%，而其余的能量必须由减震器吸收并消散掉。随着飞机的不断发展，减震器也有很大的发展，减震性能不断提高，现代飞机普遍采用油气式减震器。

如果起落架减震器工作不良，飞机就要受到很大的撞击力，并产生强烈的颠簸跳动，对飞机结构和飞行安全都极为不利。因此，研究减震原理及油气式减震器的工作特性，对飞机维护和修理人员具有十分重要的意义。

4.2.1 减震原理

飞机起落架减震装置种类很多,构造上有很大差别,但减小着陆撞击力和减弱飞机颠簸跳动的基本原理是一样的。

物体相撞,总要产生撞击力。根据动量定理,物体撞击时的冲击力大小与撞击的时间成反比,与动量变化量成正比。当动量变化量一定时,撞击时间越长,由撞击产生的冲击力越小。

起落架减震装置减小撞击力的道理也是这样:飞机着陆接地时,轮胎和减震器像弹簧那样产生压缩变形,延长撞击时间,从而减小撞击力。然而,减震装置不但要减小着陆时的撞击力,还要将撞击动能耗散掉,减小撞击之后的颠簸跳动。如果起落架减震装置的耗能作用很差,飞机着陆接地后将产生比较强烈的颠簸跳动。因此起落架减震装置都有专门的装置,来提高消耗能量的能力。

减震原理的实质是:通过产生尽可能大的弹性变形来吸收撞击动能,以减小飞机所受撞击力;利用摩擦热耗作用尽快地消散能量,使飞机接地后的颠簸跳动迅速停止。

4.2.2 减震器的发展

减震器随着飞机的发展而不断发展,减震器的性能不断提高。根据吸能缓冲原理和耗能原理的不同,飞机所用减震器有橡皮减震器和弹簧减震器,油液橡皮减震器和油液弹簧减震器、油气减震器和油液减震器等。

橡皮减震器利用橡皮绳的拉伸变形吸收撞击动能,利用橡皮伸缩过程中的分子摩擦消耗能量。橡皮分子摩擦消耗能量的能力很差,减震器热耗作用很小;弹簧减震器利用弹簧的弹性变形吸收能量,由于弹簧本身分子摩擦的热耗作用很小,弹簧减震器内设有两个弹簧压紧的摩擦垫圈,以增大热耗作用。

油液橡皮式减震器和油液弹簧式减震器的主要特点是:在压缩和伸张过程中,它们通过迫使油液高速流过小孔,产生剧烈摩擦来增大热耗作用。钢质弹簧抗油液侵蚀的能力比橡皮好,可与油液同装在一个壳体内,使减震器的尺寸大为减小。所以油液弹簧式减震器比油液橡皮式减震器应用广。

随着飞机重量和飞行速度不断增大,飞机着陆时撞击动能也相应增大,要求减震器吸收的能量就越来越多,同时要求减震器的尺寸较小,油气式减震器便应运而生。油气式减震器主要特点是利用气体的压缩变形来吸收能量。气体能被压缩在一个较小的容积内,而且重量很小,因而在吸收能量相等的情况下,这类减震器的体积和重量都比前两类减震器小。油气式减震器在减震性能方面具有许多优点,而且在长期使用过程中又有了许多改进,所以直到现在仍然是起落架减震器的主要型式。

4.2.3 油气减震器

油气减震器主要利用气体的压缩变形吸收撞击动能,利用油液高速流过小孔的摩擦消耗

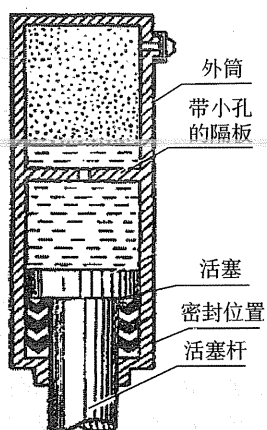


图 4.2-1 油气减震器原理

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，上部充气（见图4.2-1）。

油气减震器采用的油液是粘度相对较高，高温下化学稳定性较好的石油基液压油；采用的气体是干燥的氮气，避免液压油在高温、高压下氧化，甚至燃烧。

1. 油气减震器工作过程

飞机着陆接地后，要继续下沉而压缩减震器。于是，减震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，油面逐渐升高，使气体的体积缩小，气压随之增大。这时，气体的压力通过油液作用在活塞上，产生一个力，这个力叫气体作用力。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。飞机下沉而压缩减震器的过程，叫做减震器的压缩行程（或正行程）。在压缩行程中，撞击动能的大部分由气体吸收，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，减震器的压缩量较大，气体作用力大大超过了停机时作用在减震器上的力（停机载荷），所以减震器随即伸张，飞机向上运动的速度逐渐增大。这时油液在气体压力下，经小孔高速向下流动，油面逐渐下降，气压降低，气体作用力随着减震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气体作用力，因此减震器的伸张力总是小于气体作用力的，而且随着减震器不断伸张而减小。当减震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。减震器伸张而顶起飞机的过程叫做减震器的伸张行程（或反行程）。在伸张行程中，气体放出能量，其中一部分转变成飞机的势能，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。

飞机停止向上运动时，减震器的伸张力已小于其停机载荷，飞机便开始第二次下沉，减震器重新被压缩。由于在第一次压缩和伸张行程中，已有很大一部分能量转变为热能消散掉，所以减震器在第二次压缩行程中吸收的能量比第一次少得多。经过若干次压缩和伸张，减震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，减震器的工作原理与上述情况相同。一般地说，飞机滑行时撞击动能较小，减震器压缩量也较小。

2. 油气减震器的工作特性分析

油气减震器的工作特性分析是研究它在工作过程中载荷的变化情况和吸收、消耗能量的情况，是理解和分析油气式减震器性能的基础。油气式减震器载荷的大小，由气体作用力、油液作用力和密封装置等的机械摩擦力决定；它吸收和消耗能量的多少，由气体、油液和机械摩擦所吸收和消耗的能量来决定。油气式减震器的工作特性就是上述各种力的变化和吸收、消耗能量的情况的综合。

(1) 气体的工作特性

气体作用力等于气体压力与活塞有效面积的乘积。在减震器工作过程中，活塞有效面积

不变, 而气体压力随着减震器压缩量而变, 因此气体作用力也是随减震器压缩量而变化的。

压缩行程中, 气体体积变小, 温度升高, 它的一部分热要传给油液和减震器外壁, 因此压缩过程不是绝热过程; 由于减震器的工作周期很短, 这种传热作用不可能使气体保持开始受压缩时的温度, 压缩行程不可能是等温过程。实际上, 减震器的压缩行程为介于等温和绝热过程之间的多变过程。伸张行程中, 气体的膨胀过程也是一种多变过程。一般来说, 在减震器压缩和伸张行程中, 多变指数可以认为是相等的。因此, 这两个行程的气体工作特性, 可以用同一根曲线表示。

从气体工作特性曲线 (见图 4.2-2) 中可以看出, 压缩行程中, 气体作用力沿曲线 ab 上升; 伸张行程中, 气体作用力沿曲线 ba 下降。减震器压缩量增加时, 不仅气体作用力增加, 而且单位压缩量内作用力的增量也越来越大。其原因有二: 一是压缩量较小时, 气体体积较大, 如果继续增大一小段压缩量, 气体体积减小的百分比不大, 压力增加不多, 而压缩量较大时, 气体体积已经很小, 再增加同样一小段压缩量, 气体体积减小的百分比就比较大, 压力也增加得较多; 二是在多变压缩过程中, 压缩量越大, 气体温度越高, 因而越难压缩, 即在单位压缩量内气体作用力的增量越大。

通过气体工作特性曲线, 可以分析气体吸收和放出的能量。由于气体在压缩和膨胀过程中中热耗作用很小, 所以, 压缩行程中气体吸收的能量和伸张行程中气体放出的能量基本相等。它们都可以用曲线 ab 以下所包含的面积 $0abd0$ 表示。

(2) 油液的工作特性

在压缩和伸张行程中, 油液要产生一个阻止减震器压缩和伸张的作用力, 这个力也随减震器的压缩量而变化:

1) 减震器的活塞静止时, 油液不流动, 隔板上下油压都等于气体压力。这时油液作用力为零, 活塞上所受的力等于气体作用力。

2) 减震器受压缩时, 油液在活塞挤压下, 从小孔高速向上流动, 产生剧烈摩擦。这时隔板下面的油压大于隔板上面的油压, 活塞上受到的作用力大于气体作用力。因隔板上下产生油压差而增大的那部分作用力, 就是压缩行程中的油液作用力。

3) 减震器伸张时, 产生油液作用力的原因与上述情况相似。但这时油液是从小孔高速向下流动的, 因此, 隔板下面的油压小于隔板上面的油压, 活塞上受到的作用力小于气体作用力。因这一油压差而减小的那部分作用力, 就是伸张行程中的油液作用力。

在压缩和伸张行程中, 油液作用力的大小, 与活塞的运动速度和有效面积、通油孔的面积和形状, 以及油液的粘度和密度等因素有关。分析表明, 在活塞有效面积、阻力系数和油液密度不变的情况下, 油液作用力与活塞运动速度的平方成正比, 与通油孔面积的平方成反比。

活塞运动速度随着减震器压缩量变化的关系不是固定的, 但是, 根据活塞运动速度变化

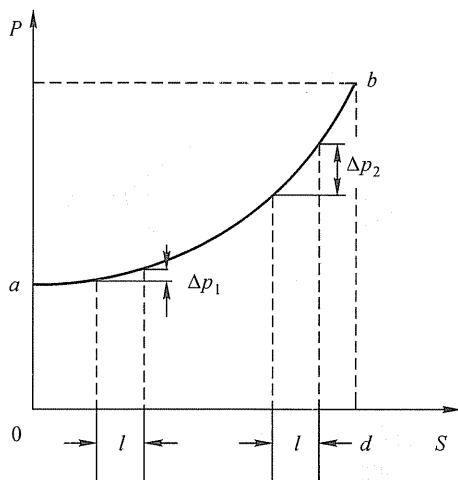


图 4.2-2 气体工作特性曲线

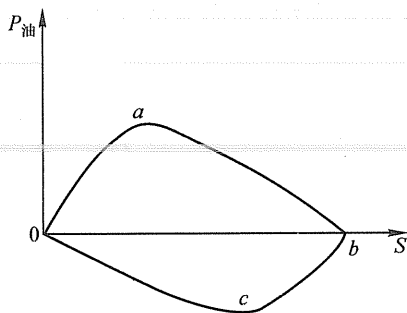


图 4.2-3 油液工作特性曲线

的基本情况，可以近似地看出油液作用力和减震器压缩量之间的关系。这种关系是：飞机接地瞬间，压缩量为零，活塞尚未运动，油液作用力为零。

飞机接地后初期，下沉速度很大，迫使活塞加速向上运动，油液作用力从零迅速上升；而后，由于减震器不断吸收和消耗能量，飞机的下沉速度略微减小，所以活塞速度增大到一定程度后，将随着飞机下沉速度的减慢而逐渐减慢下来，直到活塞停止运动。在这个过程中，油液作用力也逐渐降低到零。

油液作用力随压缩量变化的这种关系，可用曲线表示（见图 4.2-3 中 Oab ），这一曲线叫做油液工作特性曲线。从上述还可以看出，活塞的加速过程比减速过程迅速，因此最大油液作用力产生在全行程的前半部。

伸张行程中，油液作用力的变化情况与压缩行程相同，但这时的油液作用力是抵消一部分气体作用力的，所以，把伸张行程中的油液工作特性曲线画在横坐标之下，如图 4.2-3 中 bcO 所示。

由于油液流过小孔产生摩擦，减震器在压缩行程和伸张行程中，都有一部分能量变成热能消散掉。图 4.2-3 中面积 $OabO$ 即表示压缩行程中油液消耗的能量，而面积 $ObcO$ 则表示伸张行程中油液消耗的能量。

环境温度改变时，油液温度随着改变，它的粘度要发生变化，油液作用力也要发生变化。温度升高，油液粘度降低，流动阻力变小，这时油液工作特性曲线变得较平；反之，环境温度降低时，油液工作特性曲线变陡。因此，有的飞机在冬季和夏季使用不同的油液，以适应温度的变化，使减震器的性能不致有很大的改变。

(3) 气体和油液共同工作的特性

在压缩行程中，气体作用力和油液作用力都是反抗压缩的，把各个压缩量上的气体作用力和油液作用力相加，即可得到压缩行程中气体和油液共同工作特性曲线（见图 4.2-4 中曲线 adb ）；

在伸张行程中，气体作用力推动减震器伸张，而油液作用力阻碍减震器伸张，因此把各个压缩量上的气体作用力和油液作用力相减，即可得到伸张行程中气体和油液共同工作的特性曲线（见图 4.2-4 中曲线 bea ）。

图中曲线 acb 为气体工作特性曲线。曲线 adb 与 acb 之间的力的差值，就是压缩行程中的油液作用力；而曲线 bea 和 bca 之间的力的差值，是伸张行程中的油液作用力。

3. 载荷高峰和调节油针

调节减震器的性能，就是改变它的工作特性，使之更好地符合飞机对减震器的要求。前面说过，改变通油孔面积，能够有效地改变减

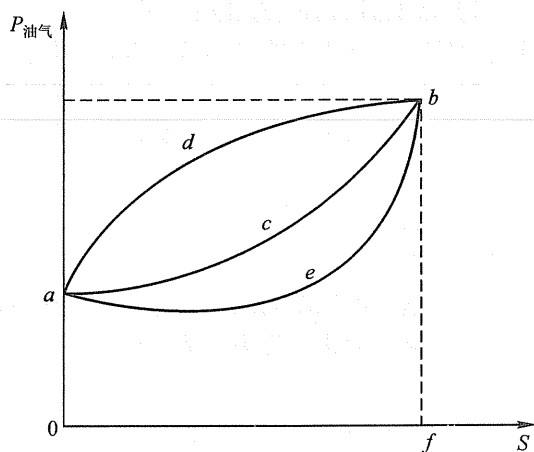


图 4.2-4 气体和油液共同工作

震器的工作特性。因此,减震器性能的调节装置,通常就是改变通油孔面积的装置。

飞机粗猛着陆时,减震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,减震器所受的载荷也突然增大;而后,因气体和油液大量吸收和消耗撞击动能,减震器的压缩速度又要迅速减小。这样减震器所受的载荷,在压缩行程之初会出现一个起伏,如图 4.2-5 中曲线 adb 所示,这种现象称为“载荷高峰”。在这种情况下,减震器所受的载荷可能超过规定的最大值。

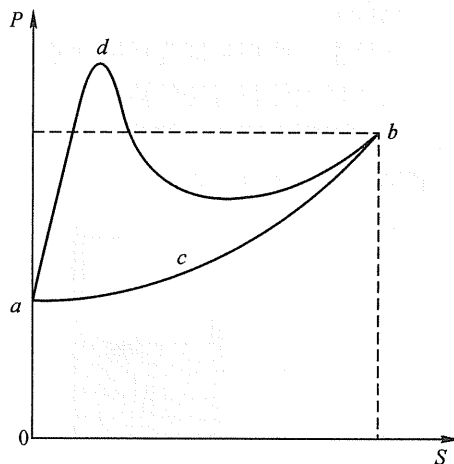


图 4.2-5 出现载荷高峰现象时特性曲线

当飞机以较大的滑跑速度通过道面上的突起物(如小土墩等)时,通油孔面积较小的减震器也可能产生载荷高峰。因为这时飞机来不及向上运动,减震器的压缩速度很大,甚至还可能超过粗猛着陆时的压缩速度。

现代减震器广泛采用调节油针作为消除载荷高峰的有效措施,其实质就是使通油孔的面积随压缩量变化而改变。调节油针的工作原理(见图 4.2-6 (a))是:在压缩行程的最初阶段,通油孔面积很大,油液通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。这种减震器不仅能消除载荷高峰,而且还可以减小飞机在高速滑跑中受到的载荷。它的工作特性曲线如图 4.2-6 (b) 中曲线所示。

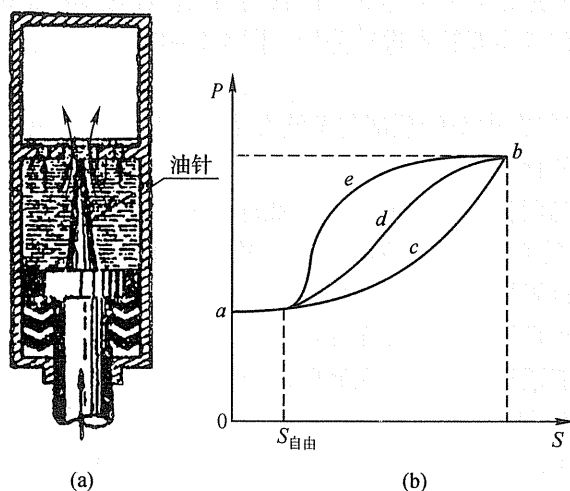


图 4.2-6 具有油针的减震器示意图及其工作特性曲线

4. 反跳现象和防反跳活门

当飞机重着陆时,具有调节油针的减震器,可在压缩行程中消除载荷高峰现象,但在伸

张行程中, 由于通油孔面积逐渐变大, 飞机上升速度较快, 会在伸张行程结束时, 当减震器支柱已经完全伸张, 但飞机仍具有上升速度, 飞机将从跑道上跳起, 重新离地, 接下来会发生再次撞击, 此现象即为反跳现象。

为了增大伸张行程的热耗系数, 减小飞机伸张速度, 从而消除反跳现象, 有的减震器装有在伸张行程中堵住一部分通油孔的单向节流活门, 这种活门叫做防反跳活门, 也叫做反行程制动活门。装有这种活门的减震器及其工作特性曲线如图 4.2-7 所示。

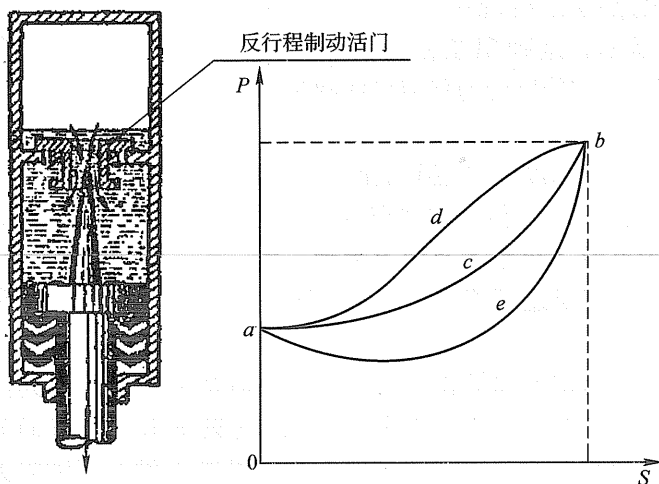


图 4.2-7 具有反行程制动活门的减震器示意图及其工作特性曲线

5. 典型油气减震支柱构造

油气减震器的具体构造是多种多样的, 但它们的工作原理却有很多相似之处。下面以一种常见的减震器为例, 就其主要特点进行分析。图 4.2-8 所示为波音 737-300 主起落架减震支柱, 其主要特点是:

① 锥形调节油针安装在内筒的顶端与节流孔支撑管底部的圆孔构成油液流通的环形通道。支撑管安装在外筒的顶部, 其管壁上开有供油液流动的孔。随着减震支柱的压缩, 油针和撑管底部环形节流孔的面积逐渐减小, 调节减震器的工作特性;

② 外筒和内筒之间的空间可容纳油液, 并且在内筒上支撑下面装有浮动式阻尼阀。在减震器工作时, 油液通过阻尼阀进出。阻尼阀的截面如图 4.2-8 所示, 在外径开有面积较大的槽, 在中间钻有小直径孔。当减震支柱伸张时, 阻尼阀靠在上支撑上, 堵住周边的槽, 外筒和内筒间的油液只能通过阀上的小孔流出, 限制了油液流动速度, 从而减小减震支柱伸张速度, 防止“反跳”出现;

③ 在内筒中间有排油管, 连接到支柱底部的排放阀, 在维护时将减震支柱内的油液放掉, 也可用于减震支柱油液的灌充;

④ 为减小维护时工作量, 支柱下端装有备用密封圈, 备用密封槽的深度比工作密封槽的深度大, 密封圈被完全容纳其中, 不受挤压变形。当维护减震支柱时, 如果工作密封圈损坏, 则可将其剪断, 然后将备用密封圈放入工作密封槽, 这样, 便不会因为更换密封圈而将减震支柱完全分解, 大大减小了维护工作量。

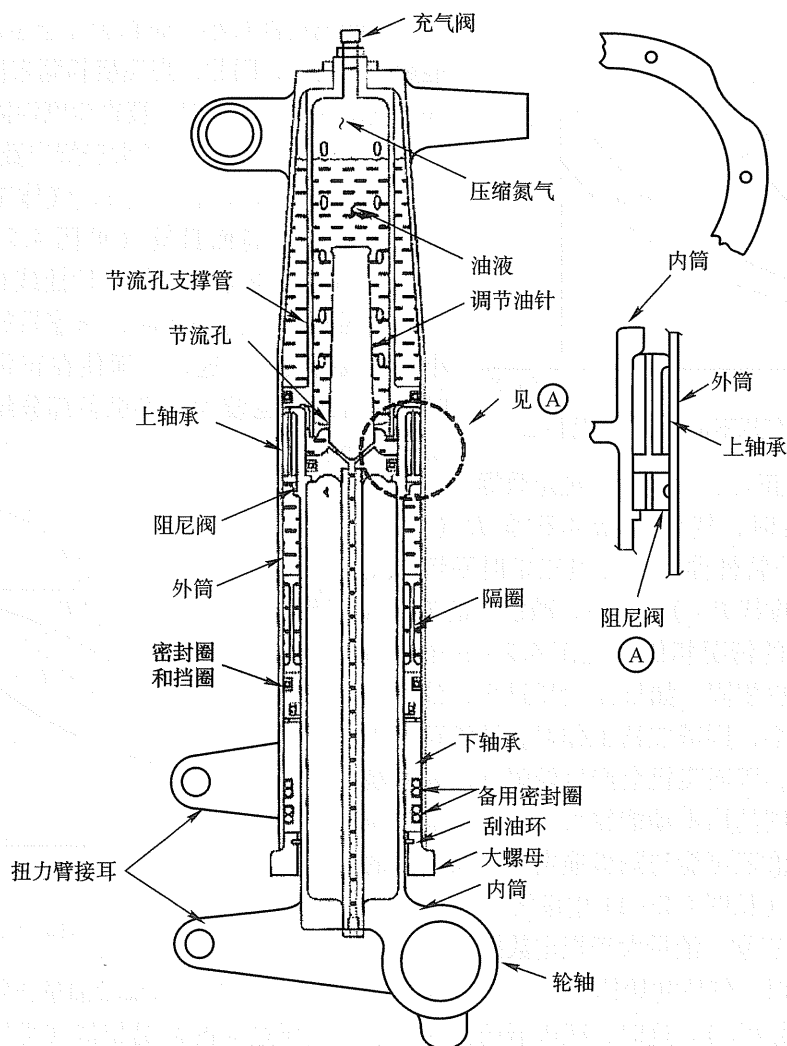


图 4.2-8 波音 737-300 主起落架减震支柱

4.2.4 油气减震支柱维护

油气充灌是减震支柱维护的关键工作。为保证飞机减震器的工作性能，减震器油、气充灌量有严格的规定。如果油、气充灌量不符合规定，减震器会变的过软或过硬，减震器工作特性曲线将发生变化，影响其减震性能。

1. 油气减震充灌不正常的危害

为了便于分析，我们将油气减震充灌不正常的情况分为四种：① 油量正常、气压小于规定数据；② 油量正常、气压高于规定数据；③ 气压正常、油量小于规定数据；④ 气压正常、油量高于规定数据。下面我们分别分析这四种情况。

(1) 油量正常、气压小于规定数据

气压不足时 ($P_0' < P_0$)，气体工作特性曲线较气压正常时低而且平坦（见图 4.2-9 中虚线 $P'_{气}$ ），所以减震器的工作特性曲线也较低。从图中可以看出减震器完全被压缩时，吸收的

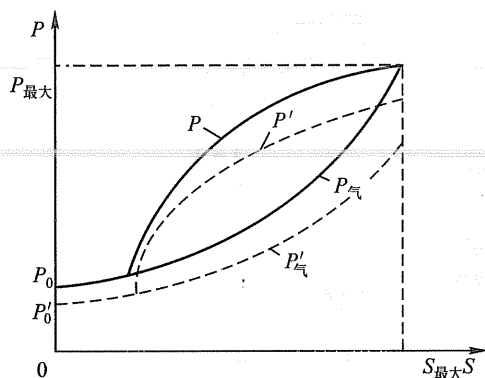


图 4.2-9 气压不足时的工作特性曲线

(3) 气压正常、油量少于规定数据

油量不足时, 气体初始体积变大 ($V_0' > V_0$), 气体工作特性曲线较油量正常时平坦 (见图 4.2-11 中虚线 $P'_{气}$)。这时, 减震器的工作特性与气压不足的情况相似 (见图 4.2-9 中虚线 P_1'), 其后果也相同。如果注油量过少, 油平面比隔板低得较多, 则减震器工作时, 油液可能不产生热耗作用, 因而飞机会产生较强烈的颠簸跳动; 在飞机着陆的撞击动能较大时, 减震器的压缩量较大, 油液还可能与隔板撞击, 使减震器的载荷突然增大 (见图 4.2-11 中虚线 P_2')。

(4) 气压正常、油量大于规定数据

油量过多时, 气体初始体积变小 ($V_0' < V_0$), 气体工作特性曲线较油量正常时陡 (见图 4.2-12 中虚线 $P'_{气}$)。这时, 减震器的工作特性与气压过大的情况相似 (见图 4.2-10 中虚线 P'), 其后果也相同。

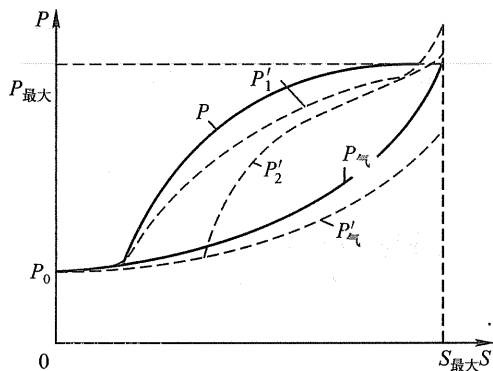


图 4.2-11 油量不足时的工作特性曲线

能量比灌注正常时小, 而轮胎完全被压缩时吸收的能量并未增加, 因此, 当飞机粗暴着陆的撞击动能等于规定的最大能量时, 要产生刚性撞击。

(2) 油量正常、气压大于规定数据

气压过大时 ($P_0' > P_0$), 气体工作特性曲线较气压正常时高而且陡 (见图 4.2-10 中虚线 $P'_{气}$), 所以减震器的工作特性曲线也较陡。减震器吸收同样的撞击动能时, 压缩量较气压正常时小, 而载荷较大。这样, 即使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。

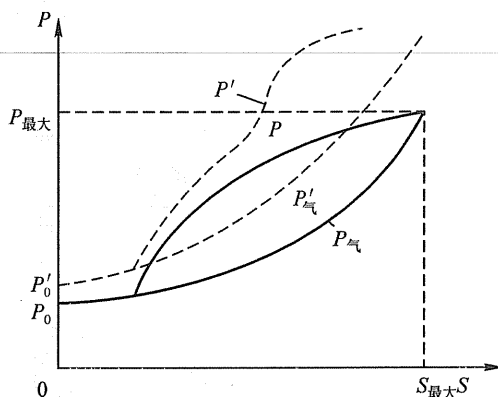


图 4.2-10 气压过大时的工作特性曲线

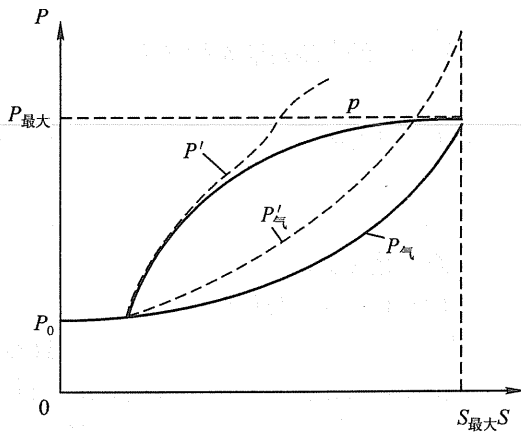


图 4.2-12 油量过大时的工作特性曲线

从以上分析可以看出,减震器工作特性是受油气充灌量影响的,只有在油、气量充灌量均正常时,才具有最佳的减震性能。

2. 油气减震器充灌标准

(1) 油量充灌标准

减震器油量充灌的正常标准是:当减震支柱完全压缩时,油液与减震支柱上端的充气口平齐即可。

(2) 气体充灌标准

减震器气压充灌必须依照飞机制造厂给出的勤务曲线图确定(见图 4.2-13),该曲线图在飞机维护手册中给出。为方便维护的实施,机务人员在维护时可在飞机轮舱的侧板上找到该图。

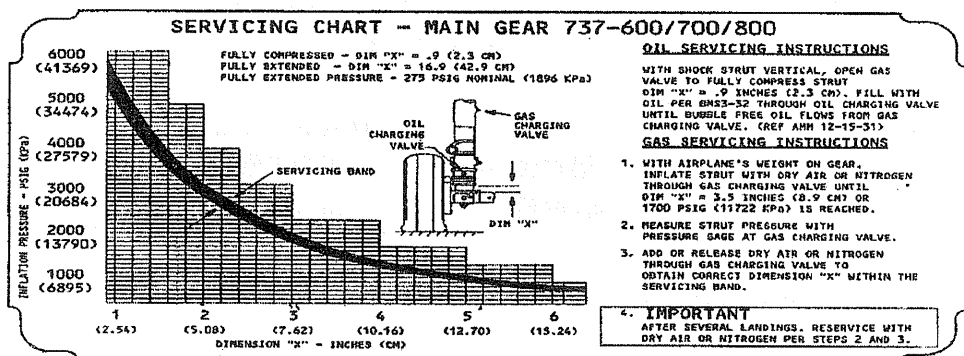


图 4.2-13 某型飞机主减震支柱充气曲线图

3. 油气减震器勤务

(1) 油气式减震支柱的检查

油气式起落架需要定期检查,包括减震器内油液的泄漏情况、安装连接处的裂纹和损伤、腐蚀和转动点的磨损,除此以外,下列检查是必要的:

① 要用在专门清洗液中浸泡过的棉布经常擦洗内筒外露表面,避免尘土和砂砾对内筒下端封严件的损伤,同时也便于观察有无划伤或腐蚀;

② 要经常对照维护手册中(或轮舱内)的充气压力/曲线来检查内筒的伸缩量;

③ 应经常检看支柱是否漏油,如果漏油,应更换密封件;

④ 应检查扭力臂、减摆器连接处的是否有裂纹、磨损及其他损伤;

⑤ 根据维护计划,定期对起落架所有运动部分进行润滑。

(2) 减震器的充灌

所有减震器都有一个标牌,上面注明了减震器内灌充的油液和充气的简要说明。标牌上标明了该减震器所使用的油液和气体的标准规格,并提示勤务人员按照标准方法进行减震器的灌充。下面是灌充的基本程序:

① 拆下充气活门盖,缓慢释放气体压力;

② 气压完全释放后,拆下充气活门;

③ 在充气口接上透明软管,软管的自由端放入干净的并装有清洁的减震支柱冲液的油

桶中;

④ 将充油管接在从减震器下部的充油口上,启动油泵(或用手摇泵)将油液充灌到减震支柱内;

⑤ 观察充气口所接软管内油液流动状况,当发现油液中完全没有气泡时,停止充油;

⑥ 关闭充油阀,卸下充油软管,在充油嘴上安装防尘帽;

⑦ 卸下充气软管,安装充气活门;

⑧ 按照充气曲线(见图 4.2-13)给减震支柱充气到规定的压力,用压力表测量充灌压力,然后用直尺测量镜面高度(即图 4.2-13 中的 X 值);

⑨ 根据需要,充气(或放气)使镜面高度值处于充气曲线的勤务带内。

注:以上充灌程序仅供参考,具体工作时应严格按所工作机型给出的充灌程序进行。

4.3 收放系统

为了减小飞行阻力,现代飞机的起落架大多是可以收放的,以提高飞机飞行速度、增加航程和改善飞行性能。现代飞机起落架收放系统一般以液压为正常收放动力源,以液压、冷气或电力等作为备用动力源。起落架收放系统能否正常工作直接影响到飞机和旅客的安全。

4.3.1 起落架收放概述

1. 起落架收放类型

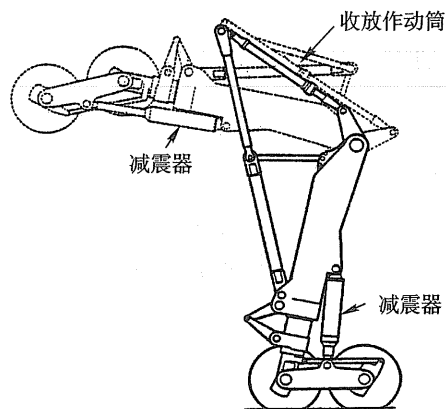
设置起落架收放形式时,不但要考虑飞机内部空间(起落架舱)的限制,更要考虑应急放下起落架时的操作问题。

(1) 前起落架

为了便于在紧急情况下将起落架放出,一般飞机的前起落架向前收入前机身,而某些重型运输机的前起落架是侧向收起的。

(2) 主起落架

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。



沿翼展方向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内。有的飞机为了在翼根处安装油箱或其他原因,起落架向外收入机翼。为了便于将起落架收入空间相对有限的轮舱,有些飞机起落架上装有转轮或转轮架机构。

沿翼弦方向收起落架主要是将起落架向前收入机翼或发动机短舱内的起落架舱内。由于机轮直径较大而机翼相对较薄,对单轮式起落架应设置支柱旋转机构,将机轮转平后收入机翼;而对于小车式起落架,收起时必须将轮架转动一定角度,如图 4.3-1 所示。

图 4.3-1 小车式起落架的转轮架示意图

现代民航飞机多为下单翼飞机,在机翼根部有机

翼—机身整流包皮，为容纳起落架提供了良好的空间。因此，其主起落架大多采用沿翼展方向内收的方式。

2. 对收放系统的要求

为了安全，对起落架收放系统有如下要求：起落架在收上和放下位都应可靠锁定，并给机组明确指示；收放机构应按一定顺序工作，防止相互干扰；系统应在不安全着陆时向机组发出警告；在正常收放系统发生故障时，应有应急放下系统；为了防止飞机在地面上时起落架被意外收起，系统应设置地面防收安全措施。

4.3.2 起落架锁机构

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. 挂钩式锁

挂钩式锁主要由锁钩、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；无液压时，锁簧可保持其处于锁定状态。主起落架收上位锁通常采用挂钩式锁机构，如图 4.3-2 所示。

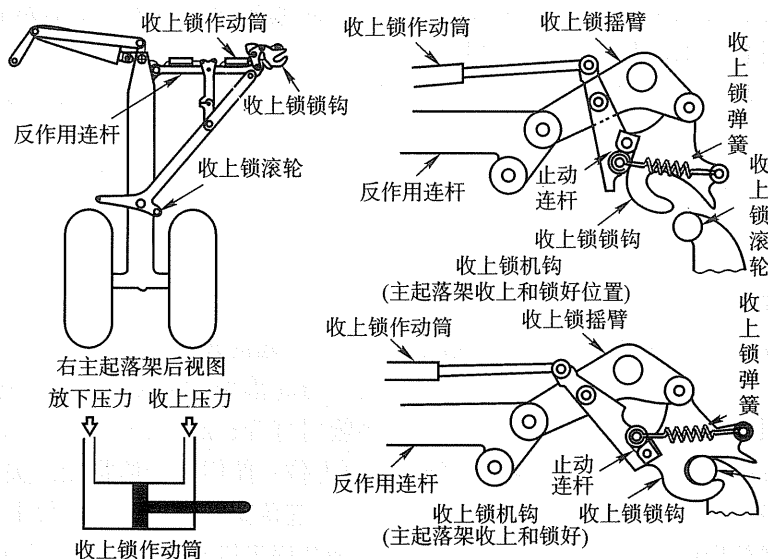


图 4.3-2 主起落架上位锁——挂钩式锁

2. 撑杆式锁

撑杆式锁又称为过中心锁，由上锁连杆、下锁连杆、锁簧及开锁作动筒组成。撑杆式锁由锁簧保持锁定，由开锁作动筒开锁，如图 4.3-3 所示。

锁连杆与侧撑杆的中央铰接点铰接。其锁定原理是：通过限制侧撑杆的折叠而使起落架锁定。当起落架放下时，上侧撑杆和下侧撑杆运动到过中心状态并被锁连杆保持在过中心位，即进入锁定状态。收起落架时，开锁作动筒在液压油作用下，拉动锁连杆，锁连杆克服

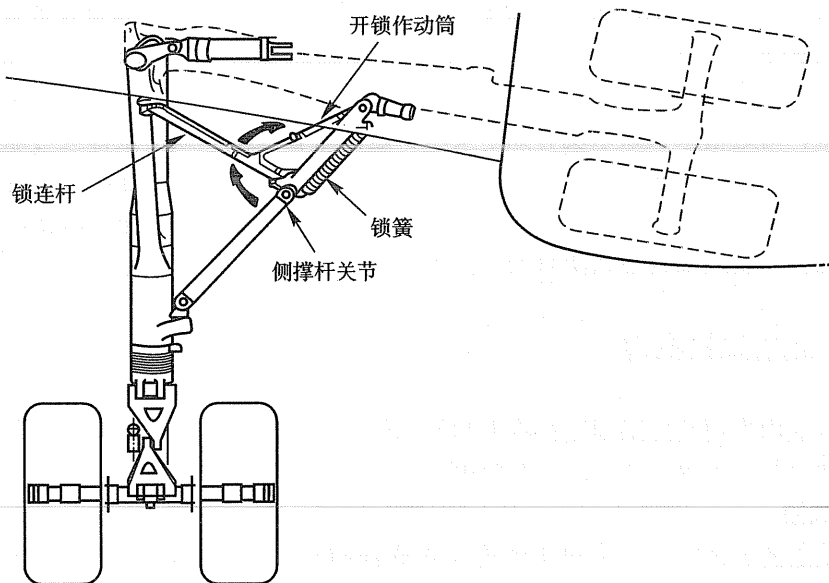


图 4.3-3 主起落架的下位锁——撑杆式锁

锁定弹簧的张力，将侧撑杆由过中心锁定位拉开，完成解锁；起落架在收放作动筒的推动下，将侧撑杆折叠起来，起落架便被收起。

现代飞机主起落架下位锁采用撑杆式锁，而前起落架上位锁和下位锁均为撑杆式锁。

4.3.3 收放系统工作原理

1. 起落架收放系统

(1) 起落架收放顺序

起落架收放系统可控制飞机起落架收放的顺序。在起落架收放时，需要作动的部件除了起落架本身外，还包括舱门。起落架收放时，舱门与起落架的运动顺序要协调。收起落架时，一般动作顺序为：舱门开锁，舱门作动筒将舱门打开；起落架下位锁作动筒打开下位锁，起落架在收放作动筒作用下收起，并锁定在收上位；舱门作动筒将舱门关闭并锁定。放起落架时，顺序相反：先开舱门，然后开上位锁、放起落架并锁定，最后关上舱门。起落架收放顺序因机型差异而略有不同。图 4.3-4 所示为某型飞机起落架放下顺序示意图。

(2) 起落架收放系统

实现顺序控制的方法较多，较常用的方法有机控顺序阀法和液压延时法。

1) 机控顺序阀收放系统

机控顺序阀法利用机控顺序阀（即机控单向阀）控制作动筒的工作顺序，原理参见本书 2.4.2 节“方向控制元件”中的“机控单向阀”，采用机控顺序阀的起落架收放系统如图 4.3-5 所示。

该收放系统由选择阀、顺序阀、作动筒、收上锁、放下锁、管路及一些液压附件组成。下面以起落架收上过程为例说明起落架顺序控制的工作情况。

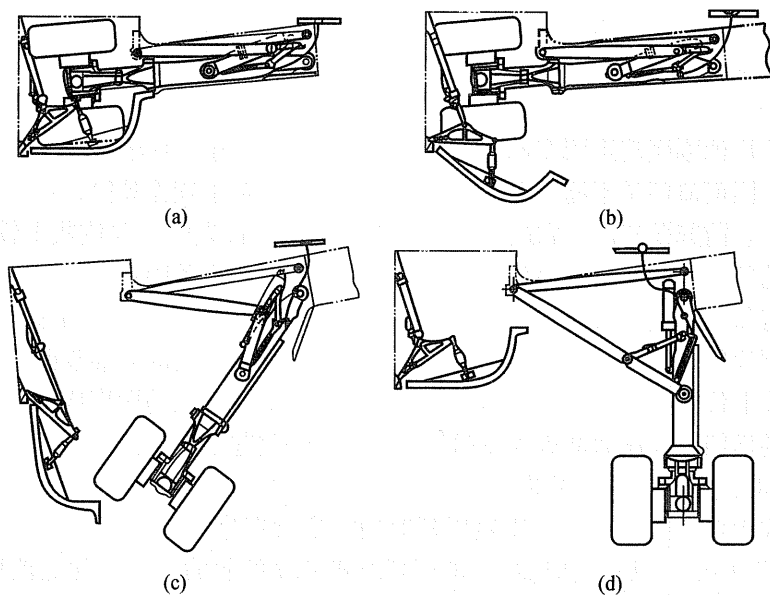


图 4.3-4 飞机起落架放下顺序示意图 (收上顺序与之相反)

(a) 收上锁定; (b) 开舱门; (c) 放下起落架; (d) 放下锁定

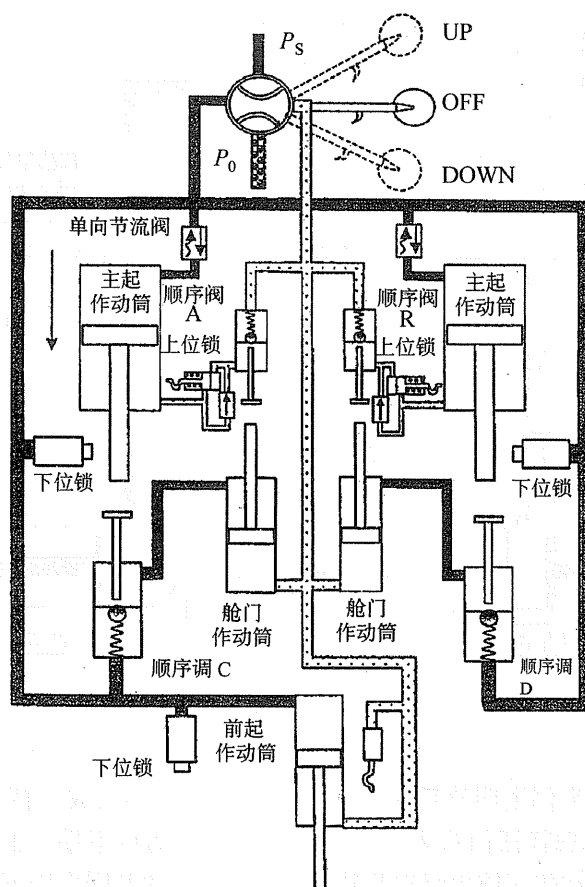


图 4.3-5 机控顺序阀起落架收放系统原理

把选择阀扳向“UP”（收上）位置，压力油直接进入起落架收上油路，液体流到八个部件：进入顺序阀 C、D，进入三个起落架放下锁，进入前起落架作动筒和两个主起落架作动筒。

注意：当液压油刚刚流进顺序阀 C 和 D 时，由于顺序阀是关着的，这时压力油不能流入舱门作动筒，因而舱门是不能关闭的；压力油进入三个放下锁作动筒，放下锁打开，此时起落架开始收上。前起落架因为它的作动筒尺寸小，所以首先收好并使收上锁锁上。另外，因为前起落架舱门由前起落架联动装置单独操纵，所以舱门也关闭；同时，主起落架仍在收上动作中，并将每个主起落架作动筒放下端的液体挤出去。此时，油液畅通无阻地通过单向限流阀，压开顺序阀 A 或 B，并流经起落架选择阀进入液压系统的回油管路；然后，当主起落架达到完全收上位置并且使收上锁锁好时，传动机构的连杆推动顺序阀 C 和 D 的作动杆，打开顺序阀内的活门并使压力油进入舱门作动筒，并关闭起落架舱门。

2) 液压延时式起落架收放系统

液压延时式起落架收放系统利用液压延时回路实现顺序控制，原理参见本书 2.4.3 节“压力控制元件”中的“液压延时器”。液压延时式顺序控制的主要元件是液压传压筒，因此又称为“传压筒式”顺序控制。图 4.3-6 所示为液压延时式起落架收放系统原理。

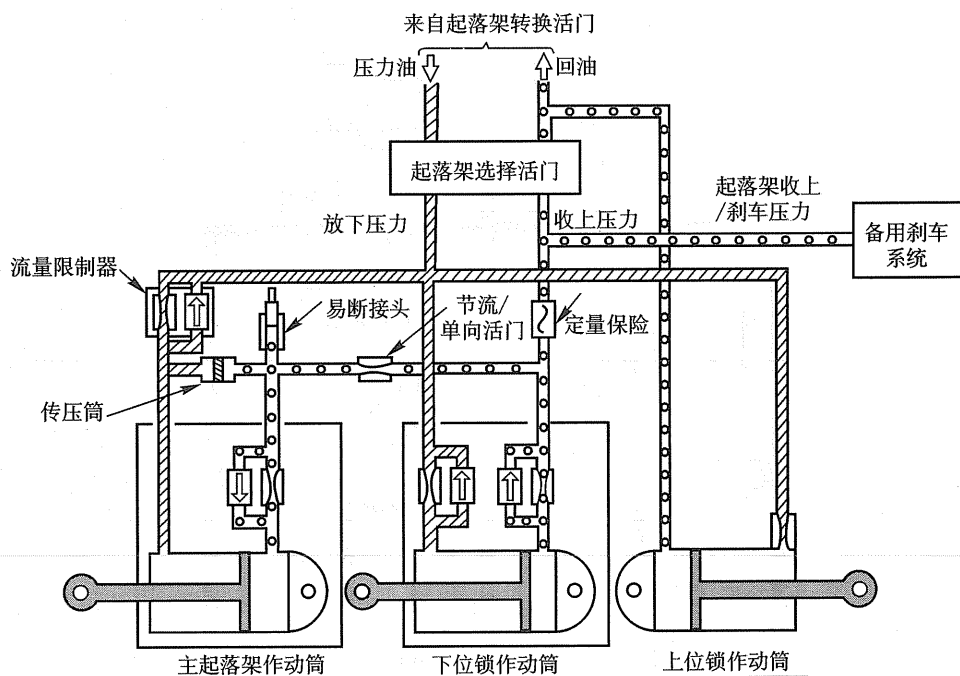


图 4.3-6 液压延时式起落架收放系统原理

下面以放下起落架为例说明该系统工作原理：当起落架收放手柄扳到“DOWN”（放下）位置，压力油经过选择活门进入起落架收放作动筒的放下端、上锁作动筒的开锁端、下锁作动筒的锁定端。在传压筒内活塞及其下游节流活门的共同作用下，起落架收放作动筒收上端的压力较高，并因收放作动筒活塞面积差引起起落架被抬起，有利于上位锁开锁；当

上位锁完全打开,且传压筒运动到头时,收放作动筒收上端压力下降,起落架以正常方式放下。放下管路上的节流阀起到限制放下速度的目的。当起落架到达全伸展放下位时,下位锁作动筒强迫下位锁支柱进入过中立位,将起落架锁住。

2. 机轮收上刹车系统

当机轮收入轮舱时,必须使其停止转动。快速转动的机轮进入轮舱后会引起振动,若轮胎胎面破损,还会对轮舱内设备造成一定程度的损害。

(1) 主起落架收上刹车

主起落架一般配备收上刹车系统。如图 4.3-6 所示,在起落架收上管路上有一条通向备用刹车系统的压力管路,当起落架手柄扳到“UP”位置时,高压油液经过该管路为备用刹车系统供油,将主轮刹住。

(2) 前起落架收上刹车

由于前起落架没有刹车装置,因此前轮收起时,不能通过刹车系统将机轮刹住。通常采用的方法是在前轮舱内设置摩擦块,作为机轮停转制动器,如图 4.3-7 所示。前起落架收上并锁定时,前轮与制动器的摩擦块(有些飞机,如空客 A320 飞机,采用的是柔性摩擦带)之间的摩擦力使轮胎停止转动。

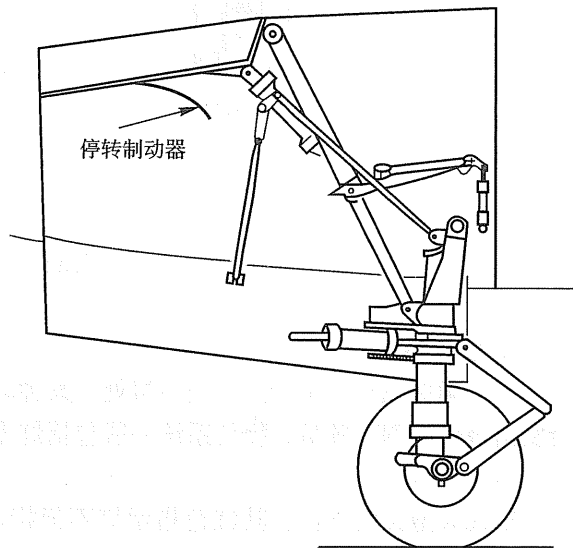


图 4.3-7 前起落架收上刹车系统

4.3.4 指示和警告系统

CCAR-25 部规定:如果采用可收放起落架,必须有起落架位置指示器或其他手段来通知驾驶员,起落架已锁定在放下(或收上)位置,该系统必须防止误指示。

1. 位置指示系统

(1) 灯光指示

正常指示系统利用信号灯来指示起落架的位置。不同的飞机其灯光指示信号也有所不同,但一般情况是:绿灯亮时表示起落架放下并锁定;红灯亮时表示起落架收放手柄的位置与起落架位置不一致,即起落架在运动中;当起落架收上锁定时,红绿信号灯均熄灭。

(2) 机械指示

灯光指示信号会由于电气线路和终点电门及灯泡的故障而发生误指示现象,为确保安全,还加装备用指示信号,一般采用机械信号指示,由副驾驶(或随机工程师)靠目测观察起落架是否放下锁定,机械指示信号通常直接装在起落架下位锁处。

图 4.3-8 所示为波音 737 飞机主起落架下位锁机械指示装置。在侧撑杆关节处涂一条红色线,当起落架放下锁定时,侧撑杆伸直,观察到一条红色实线,而当此线变为虚线时,则表示起落架没有可靠锁定。

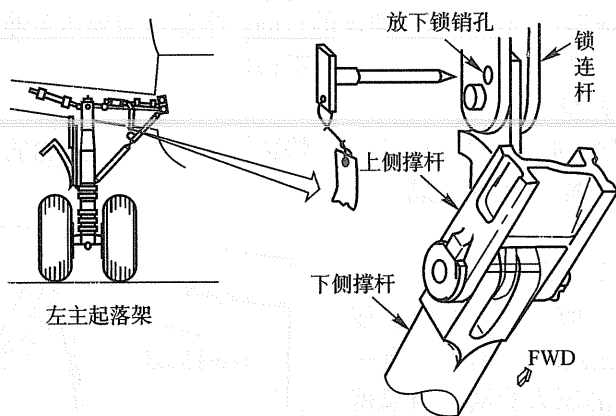


图 4.3-8 主起落架放下机械指示装置

2. 警告系统

为了确保飞机安全着陆，当飞机处于某种着陆状态而起落架的位置不正确时，警告系统会发出警告提醒驾驶员，警告系统一般包括灯光警告和音响警告。

(1) 灯光警告

现代大型民航飞机，其红色指示灯不但指示起落架的位置，同时也是非安全着陆警告灯。红灯点亮的条件为：收放手柄位置与起落架位置不一致（正常指示）；任一发动机油门杆在慢车位而起落架不在放下锁定位（警告信号）。

(2) 音响警告

为了进一步提醒驾驶员飞机处于较危险的状态，飞机上除了灯光警告外，还需有音响警告系统，即着陆警告系统。

着陆警告系统根据飞机襟翼位置、油门杆位置和飞机的无线电高度判断飞机是否处于着陆状态：当飞机处于着陆状态且任意一个起落架没有放下锁定时，系统会发出音响警告信号。

图 4.3-9 所示为波音 737 飞机着陆警告系统启动条件逻辑图。从图中可看出，飞机着陆警告级别不同：当飞机高度较高，襟翼放下角度较小时，若发出音响警告，可人工停响；当高度下降到一定值后，警告喇叭将重新响起，且不可停响；另外，当襟翼角度放下较大时，无论油门处于多大角度，警告喇叭均会响起。

4.3.5 应急放下系统

如果正常收放系统动力失效，为保证飞机能够安全着陆，现代飞机均设有应急放下系统。根据适航审定规章的相关条款，对应急放下系统的要求是：

- ① 当正常收放系统发生任何合理的失效时，应能放下起落架；
- ② 任何单个的液压源、电源或等效能源失效时，应能放下起落架。

现代民航机采用的应急放下措施通常是在驾驶舱内设置人工应急放下操纵手柄，手柄通

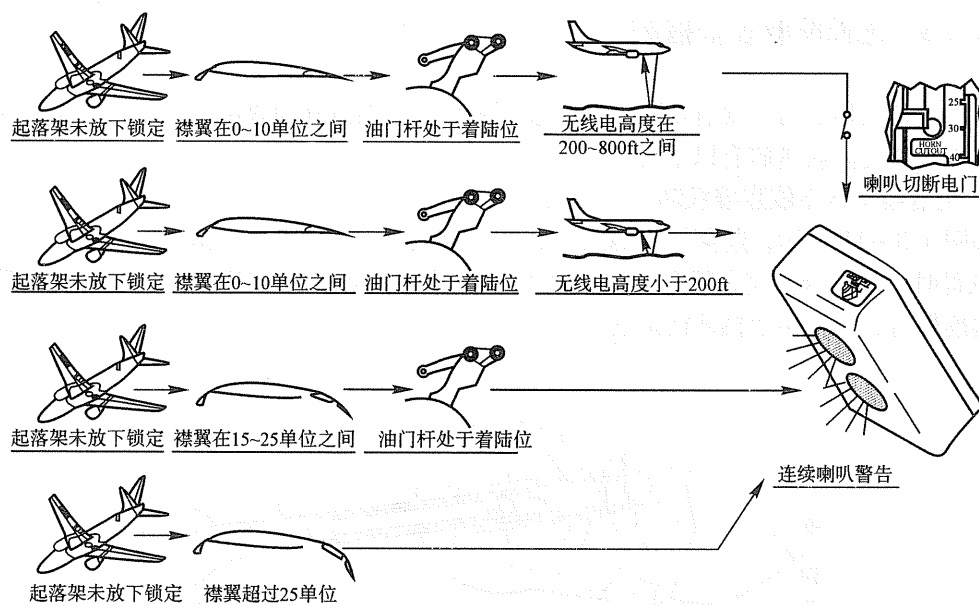


图 4.3-9 波音 737 飞机着陆警告启动条件

过钢索和机械连杆与起落架收上锁相连接。图 4.3-10 所示为某大型飞机起落架人工放下系统示意图。

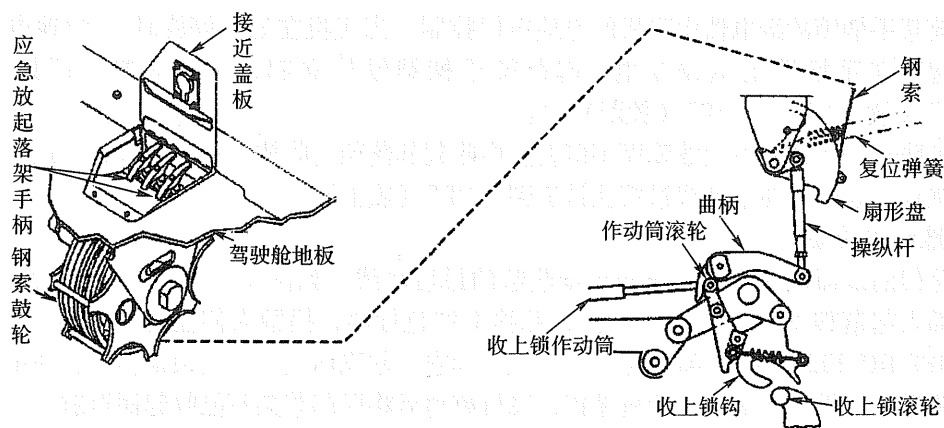


图 4.3-10 起落架人工放下系统原理

当起落架收放系统发生故障时，首先将起落架收放手柄扳到“OFF”（关断）位置，然后打开应急释放起落架手柄的接近盖板，此时接近盖板底部的电门使起落架收放选择活门中的旁通活门将起落架收放作动筒两端油液旁通，防止起落架放下时产生液锁；然后由驾驶员拉动应急放下操纵手柄，打开起落架收上锁，起落架因自身的重力和迎面气流的吹动而放下。应急放下起落架系统独立于正常起落架收放系统。

4.3.6 地面防收安全措施

飞机在地面停放时,要有地面防收装置,防止起落架意外地收起,造成人员伤亡和设备损坏,起落架的防收措施有以下几种:

1. 起落架手柄不能直接扳动

如图 4.3-11 所示,起落架手柄在“UP”(收上)、“DOWN”(放下)或“OFF”(关断)位置时,都有卡槽使之固定。防止由于无意识地触碰而收起起落架。在空中,驾驶员收起起落架时,要拉出手柄才能扳动。

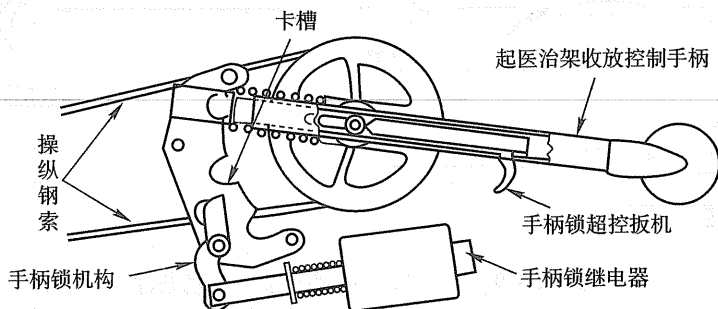


图 4.3-11 起落架收放手柄和手柄锁

2. 利用手柄锁,起落架手柄在地面不能扳到“收上”位

起落架手柄锁的继电器由飞机的空地电门控制,当飞机在地面停放时,空/地电门发出信号,起落架手柄锁继电器断电,起落架手柄锁锁柱立起,使起落架手柄只能扳到“DOWN”(放下)和“OFF”(关断)位。

为了防止因手柄锁发生故障而不能在空中收起起落架,收放手柄上装有超控扳机,该装置可在锁柱立起时,使手柄绕过锁柱被扳到“UP”(收上)位。

3. 地面机械锁

起落架的地面机械锁是防止起落架收起的最后防线,如图 4.3-8 所示。飞机落地后,将锁销插入起落架下位锁的定位孔内,并挂上红色标签,提醒人们注意。标签上有“REMOVE BEFORE FLIGHT”(起飞前拆下)文字标志。起飞前应将地面锁销拆下,并举示给机组人员验看。如果忘记解除地面机械锁,飞机离地后将因起落架不能收起而返航。

4.3.7 起落架收放系统维护

起落架的收放系统是起落架上的一个重要系统,它能否正常工作,关系到飞行安全。因此,起落架收放系统要定期进行维护检查,并在需要的时候进行起落架收放试验。

1. 收放系统检查

对收放系统的检查主要包括:运动部件磨损检查、管路和部件的渗漏检查;管路和电缆的擦伤检查。同时应对舱门和轮胎进行相应检查,因为轮胎的擦伤痕迹或损伤可能意味着舱

门存在不正确安装,需进行详细检查并根据需要对系统进行相应校装。

2. 收放系统校准

当收放系统出现运动干涉或在收放系统中安装新的部件后,应对整个系统进行仔细的调整和校准,校准的重点项目如下:

- ① 起落架手柄与指示警告电门位置准确性;
- ② 连杆机构及作动筒的行程;
- ③ 顺序活门机构和锁机构的动作准确性;
- ④ 舱门及起落架各部分与机体结构的间隙;
- ⑤ 应急放下系统的手柄位置、传动机构的正确性。

3. 收放试验

发生下列情况时要进行收放试验:更换有故障的部件;发生或怀疑有不正确的工作及发生硬着陆和重着陆。操作的程序将根据特殊的设备和涉及的收放系统的类型而进行,并且全部的详细说明均可以从相应的维护手册中得到。

在收放试验时,应注重检查以下项目:

- ① 起落架工作是否正常(收放顺序是否正确);
- ② 舱门工作/安装是否正常;
- ③ 机轮与机舱的间隙是否合适;
- ④ 连杆工作/安装是否正常;
- ⑤ 锁、电门、警告设备及机械指示工作是否正常;
- ⑥ 管路(软管)是否顺畅;
- ⑦ 全部机构工作是否平稳(摩擦、卡滞、振动或有无异常声响)。

4.4 转弯系统

起落架的前轮转弯系统为飞机在地面机动滑行时提供方向控制。本节在重点介绍现代民航运输机液压驱动的前轮转弯系统的同时,还将介绍与此有关的前起落架支柱的结构特点、前轮稳定距概念和自动定中机构。

4.4.1 前轮稳定距

1. 前起落架构造特点

为了使前轮能绕支柱轴线偏转,支柱套筒式前起落架在前轮上采取了一些措施。图 4.4-1 (a) 所示为一种支柱套筒式前起落架,前轮固定在减震支柱活塞杆下部的轮叉上,轮叉通过扭力臂与可绕支柱外筒转动的旋转筒相连。这样前轮便可连同轮叉、活塞杆、扭力臂和旋转筒等一起绕支柱轴线转动。支柱和旋转筒上分别有限动块,用来限制前轮的最大偏转角。图 4.4-1 (b) 所示为一种摇臂式前起落架,前轮可以连同轮叉、旋转臂一起绕支柱轴线转动。支柱和旋转臂上也有限动块。

对于装备转弯机构的重型飞机的前起落架,其最大旋转角度由转弯机构的行程限制而不采用限动块。

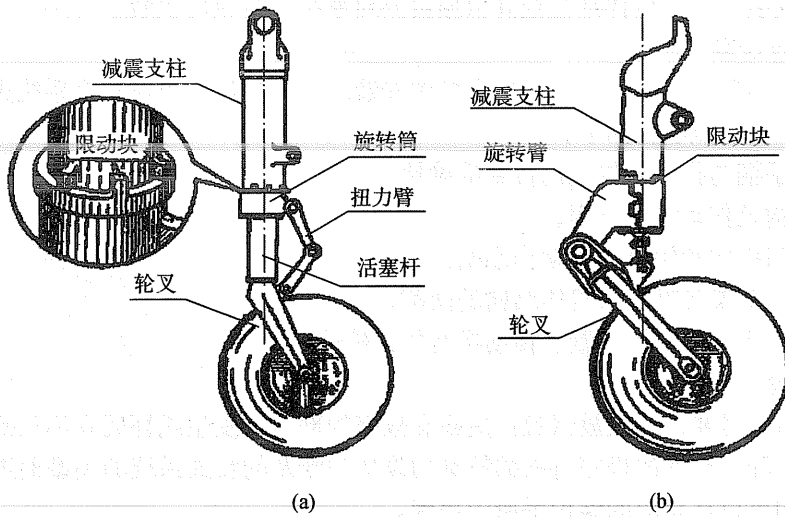


图 4.4-1 前轮绕支柱轴线偏转的前起落架

2. 前轮稳定距

在各种型式的前起落架上，前轮的接地点都在其偏转轴线与地面交点的后面。前轮接地点（即地面对前轮的反作用力着力点）至起落架偏转轴线的距离，叫做稳定距 t ，如图 4.4-2 所示。

有了稳定距，飞机滑行时，前轮的运动就可以保持稳定，如图 4.4-3 所示。当前轮因某种原因而偏转了一个角度 θ 时，作用于前轮的侧向摩擦力 T 对支柱轴线的力矩，就能使前轮转回到原来位置。

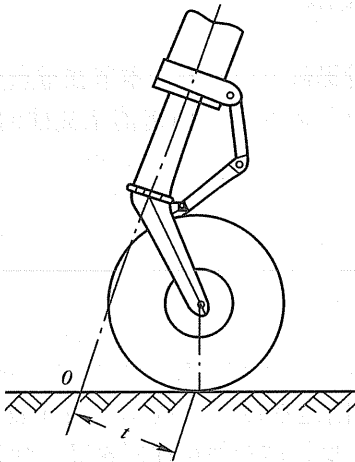


图 4.4-2 前轮稳定距

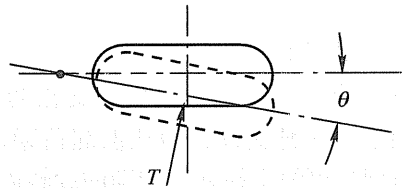


图 4.4-3 保持前轮方向稳定性

为了使飞机在地面滑行时能够灵活地转弯，也需要前轮具有稳定距。例如飞机在滑行中，利用单刹车使两边主轮的滚动阻力不等，形成转弯力矩而转弯时，如果前轮没有稳定距（见图 4.4-4 (a)），前轮的侧向摩擦力对支柱轴线的力矩等于零，前轮不能偏转，只能

被飞机带着向一侧滑动,这时前轮上的侧向摩擦力很大,转弯比较困难。如果前轮有稳定距(见图4.4-4(b)),则当飞机转弯时,作用在前轮上的侧向摩擦力对支柱轴线产生一个力矩,使前轮相应地偏转,这样飞机就比较容易转弯。

在构造上获得稳定距的方式主要有两种:一种是把前起落架支柱安装成斜的(见图4.4-5(a));另一种是利用轮叉或其他构件将前轮向后伸出(见图4.4-5(b)、(c))。此外,还有同时采用上述两种方法的(见图4.4-5(d))。

稳定距的大小,对前三点飞机在地面运动的稳定性和前起落架支柱的受力有较大的影响:稳定距过小,地面运动的稳定性不好;稳定距过大,则支柱承受的弯矩会大为增加。可见,稳定距过大、过小都是不好的。

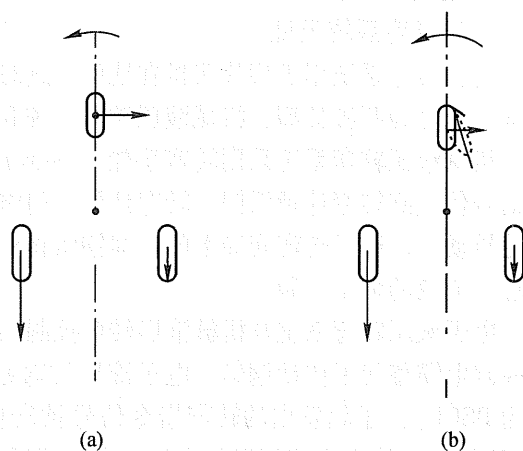


图 4.4-4 稳定距对飞机在地面转弯的作用

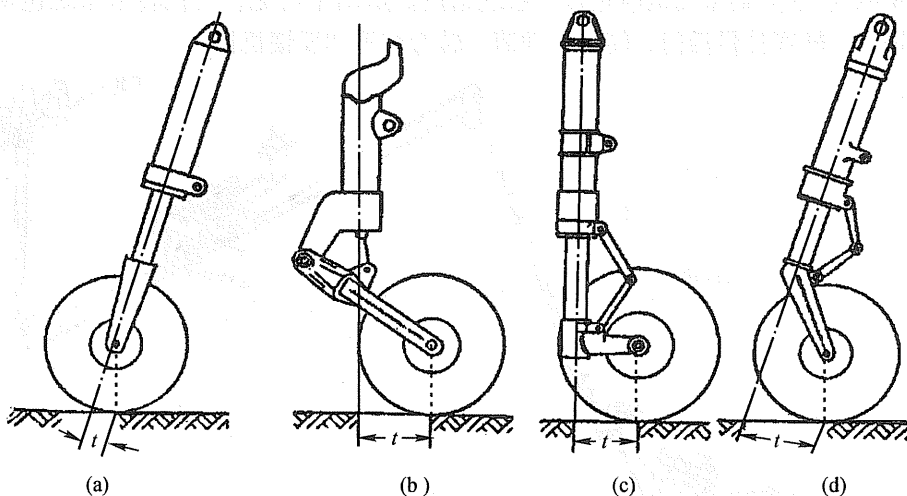


图 4.4-5 取得前轮稳定距的构造方式

4.4.2 飞机转弯操纵

操纵飞机在地面转弯的方式有两种:一种是通过主轮单刹车或调整左右发动机的推力(拉力),使飞机转弯;另一种是通过前轮转弯机构,直接操纵前轮偏转,使飞机转弯。轻型飞机一般采用前一种方式,而中型及以上飞机因转弯困难,大多装有前轮转弯机构。另外,有些重型飞机在转弯操纵时,主轮也会配合前轮偏转,提高飞机的转弯性能。

1. 前轮转弯操纵

(1) 转弯系统类型

前轮转弯系统用于现代飞机在地面滑跑时的方向控制。根据控制信号不同,飞机的前轮转弯系统分为两种类型:机械液压转弯系统和电子液压转弯系统。

机械液压转弯系统采用转弯手轮(手柄)或方向舵脚蹬作为输入,通过钢索将转弯操纵信号传递到转弯计量活门,转弯计量活门将液压动力输送到转弯作动筒,驱动前轮转弯。前轮转动时,通过转弯套筒上的反馈钢索将机轮位置信号提供给转弯计量活门,实现手轮或脚蹬对前轮的伺服控制。

电子液压转弯系统与机械液压转弯控制系统的最大区别是采用电信号替代了机械信号,由控制电缆替代了传动钢索。电子液压转弯系统的主要功能元件是刹车转弯控制组件(简称为 BSCU)。手轮发出的转弯指令信号被转换成电信号,经过电缆送到 BSCU;信号经过 BSCU 处理,传递到液压组件中的转弯伺服活门;转弯伺服活门根据控制信号输送液压到转弯作动筒,驱动机轮转弯。转弯位置传感器将机轮位置信号反馈给 BSCU, BSCU 将反馈信号与控制信号进行比较运算,达到对机轮转弯精确控制的目的。

下面以机械液压转弯系统为例,研究飞机前轮转弯系统的工作特点。

(2) 机械液压转弯系统

图 4.4-6 所示为某型飞机前轮转弯系统组成。从图中可见,飞机转弯系统包括输入机构、传动钢索、转弯计量活门、转弯作动筒、转弯套筒和反馈机构等。

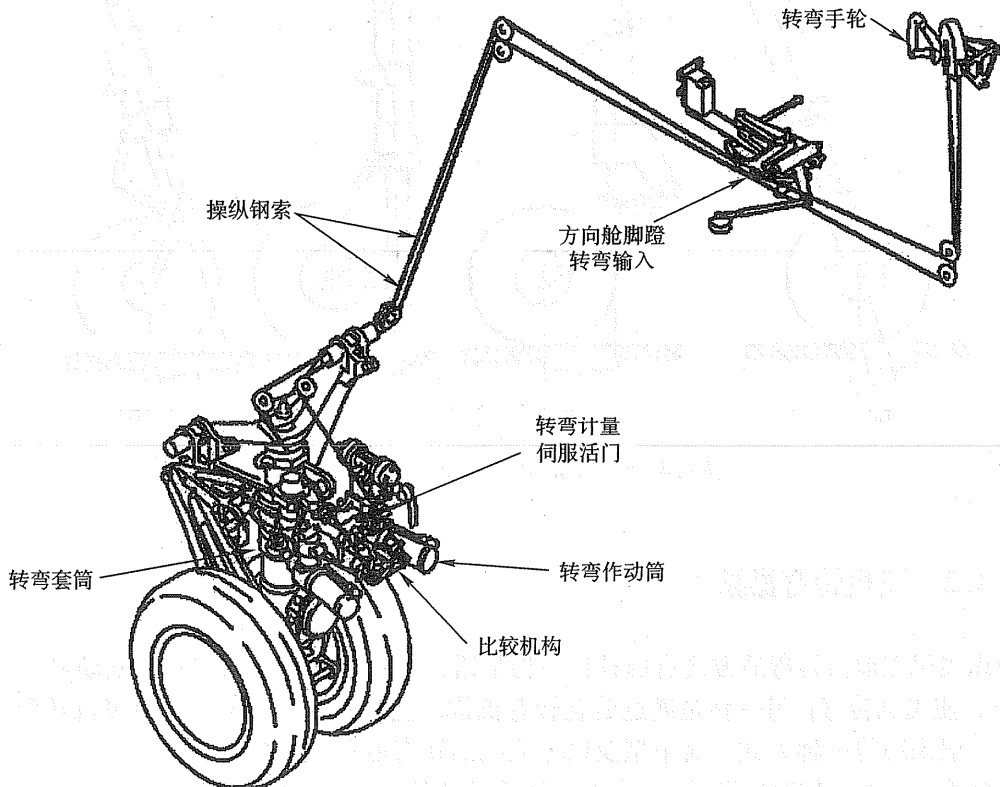


图 4.4-6 典型机械液压前轮转弯系统组成

1) 输入机构

转弯系统的输入机构包括转弯手轮和方向舵脚蹬。转弯手轮用于飞机低速滑行转弯操纵,可使前轮偏转角度达 $\pm 60^\circ$ (或更多),以获得较小的滑行转弯半径;方向舵脚蹬通过空中脱开机构在地面操纵前轮转弯,用于飞机高速滑行(起飞和着陆过程)时的方向修正转弯。转弯系统限制了脚蹬输入时前轮的最大偏转角,一般为 $\pm 7^\circ$ 左右,避免因操纵过大使飞机发生倾翻的危险。在地面操纵方向舵脚蹬时,方向舵也随着偏转;在空中时,空中脱开机构将脚蹬与转弯系统脱开。

空中脱开机构是一个由空/地感应机构(或空/地电门)控制的互联作动筒。当飞机在地面并且前起落架处于压缩状态时,互联作动筒伸出将脚蹬与前轮转弯机构连接;当飞机在空中时,互联作动筒缩入将它们分开。

2) 转弯计量活门

转弯计量活门是典型的机械液压伺服阀。计量活门通过比较机构(一般为杠杆机构)接受控制钢索的操纵信号和反馈钢索的反馈信号,其差值使液压伺服阀阀口开度产生变化(Δx_v),控制通往转弯作动筒的液压动力。

3) 转弯作动筒

转弯作动筒是前轮转弯的执行机构。本系统采用了推—拉式转弯作动筒:转弯时,一个作动筒推,另一个作动筒拉,驱动转弯套筒转动。另一种转弯作动筒为齿轮—齿条式转弯作动筒,如空客 320 系列、空客 300 系列飞机的转弯作动筒采用该形式的转弯作动筒,如图 4.4-7 所示。

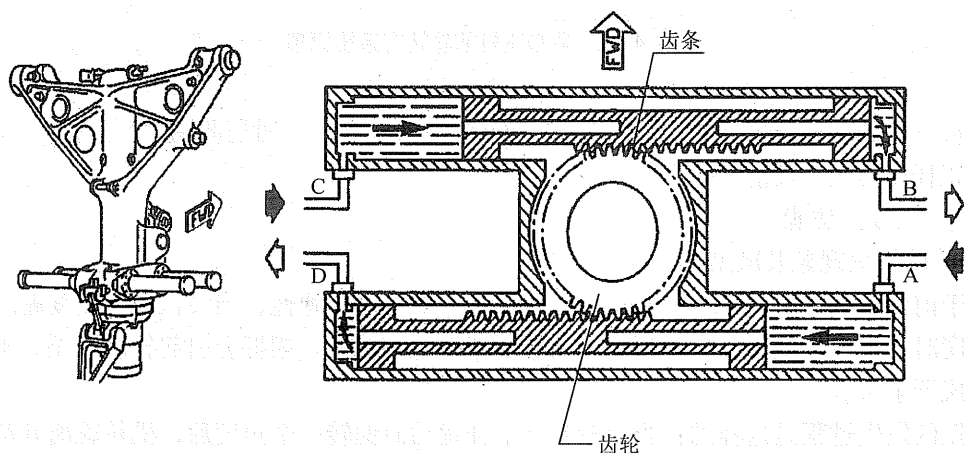


图 4.4-7 空客 300 飞机前轮转弯作动筒（飞机右转弯情况）

4) 转弯套筒

转弯套筒将转弯作动筒的动力通过扭力臂传递到轮轴,驱动前轮转动。转弯套筒上的钢索将机轮位置信号传递给转弯计量活门的比较机构,起到反馈的作用。

图 4.4-6 所示的前轮转弯系统可简化为图 4.4-8 所示的前轮转弯系统工作原理图,从图中可以看出,前轮转弯系统是一套典型的机械—机械位置伺服系统。其工作原理是:当驾

驾驶员转动手轮或蹬脚踏时,控制信号通过控制钢索驱动计量伺服活门,打开油路,高压油到达两个转弯作动筒的不同腔,于是两个作动筒一个推一个拉,驱动前轮偏转;通过反馈钢索提供反馈信号,当反馈信号与控制信号偏差为零时,伺服活门回到中立位,此时,前轮偏转角度与手轮输入量相对应。

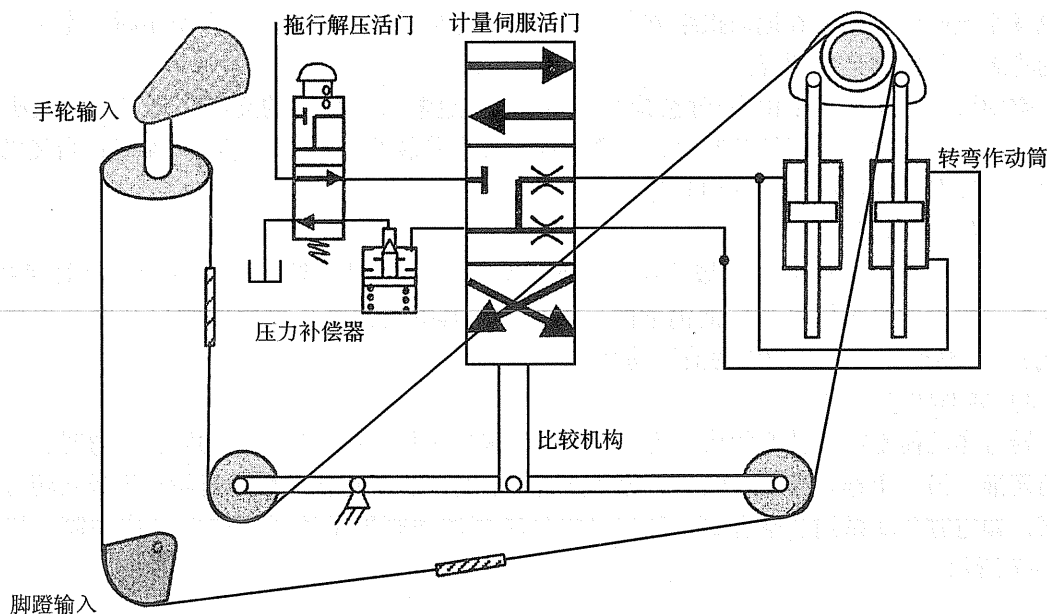


图 4.4-8 典型飞机前轮转弯系统原理

现代飞机的前轮转弯系统不但具有正常转弯操纵功能,同时还具有中立减摆、拖行释压、超压释压等相关功能。

5) 中立减摆功能

① 前轮摆振现象及减摆器

由于前轮可以自由转动,前轮支柱、轮胎又存在一定的弹性,当飞机滑跑速度超过某一临界速度时,会出现前轮左右剧烈偏摆的自激振动——摆振。摆振会引起轮胎撕裂、支柱折断,酿成严重事故。

摆振的发生过程是这样的:当前轮受到某种扰动而偏转一个角度后,机轮就离开滑行方向产生侧向偏转,支柱变形,轮轴随之倾斜。支柱的弹性恢复力使机轮偏向原来的运动方向,同时机轮向反方向偏转。此后机轮的运动路线是一条 S 形的轨迹,形成周期性的摆振,如图 4.4-9 所示。

当滑行速度超过临界值,激振力大于阻尼力时,振动发散,最终造成结构破坏。消除前轮摆振的措施是加装液压减摆器。

液压减摆器是为了防止前轮摆振而设置的阻尼机构,它并不限制前轮的转动,只是减小摆动的速度,吸收摆动产生的冲击能量,阻止摆动增大。常见液压减摆器有活塞式减摆器和旋板式减摆器,如图 4.4-10 所示。它们的工作原理都是利用油液高速流过小孔产生阻尼,

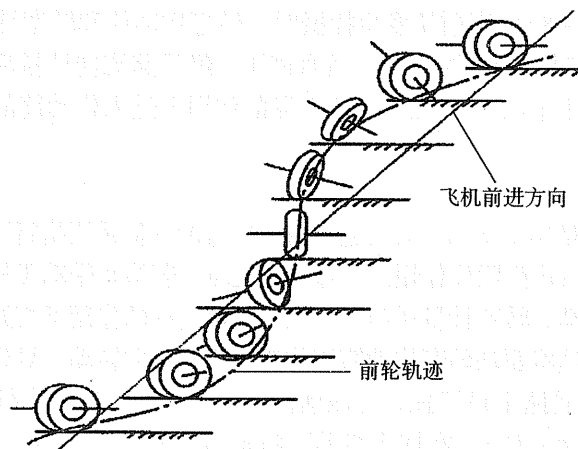


图 4.4-9 前轮摆振时机轮运动轨迹

把摆振能量转换成热量耗散掉来防止摆振的。

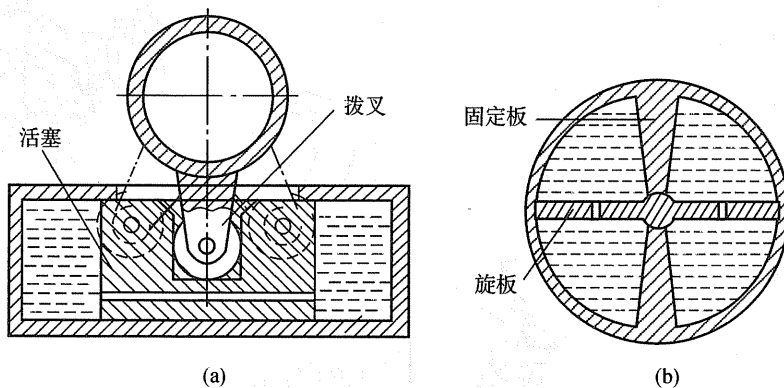


图 4.4-10 液压减摆器原理

(a) 活塞式减摆器；(b) 旋板式减摆器

活塞式减摆器由油缸和活塞组成，活塞的两侧充满油液。当前轮发生摆振时，前起落架的转动经传动机构传至拨叉，拨叉推动活塞移动，活塞在油缸内移动迫使油液经过活塞上的小孔高速流动摩擦，把摆振能量变为热能耗散掉。

旋板式减摆器内的固定板和旋板把油室分成四个充满油液的密封腔。当前轮发生摆振时，前起落架的转动经传动机构变为旋板的转动，油室间油液通过旋板上的小孔摩擦消耗摆振能量。

目前具有前轮转弯系统的民航机往往不安装独立的液压减摆器，而是利用转弯系统的中立减摆功能。

② 中立减摆

“中立”是指伺服控制阀（转弯计量活门）的阀芯处于中立位置，此时转弯作动筒的活

塞两端油腔内的油液通过阀芯内的预开口（节流孔）相互串通，并通过回油管路上的压力补偿器回油（见图 4.4-8）。当前轮发生摆振时，转弯作动筒和转弯计量活门一起到活塞减摆器的作用：摆振出现时，油液被作动筒活塞挤压，经管路流向计量活门，通过计量活门内的阻尼孔，产生摩擦热耗作用，并在压力补偿器的作用下进入作动筒的低压腔，确保作动筒内始终充满油液。

6) 拖行释压功能

前轮转弯系统本来是用来帮助驾驶员进行前轮转弯的，但是当拖行飞机时，前轮转弯液压又会对被拖行飞机的转弯产生阻碍作用。当拖行飞机时，若拖车带动飞机转弯，则机轮偏转带动转弯套筒上的钢索转动，转弯计量活门将在比较机构连杆的作用下打开，若此时转弯系统管路中有液压压力，高压油将驱动转弯作动筒使前轮向相反方向转动，导致起落架结构损坏。

因此应在系统供压管路上设置拖行释压活门（见图 4.4-8），拖行释压活门的控制手柄称为拖行手柄（见图 4.4-11）。在拖飞机前，将拖行手柄扳到“拖行”位，并插入插销将其锁定。飞机拖行完成并将拖把取下后，应拔下插销，将拖行释压活门复位，否则飞机将不能实现转弯操纵。

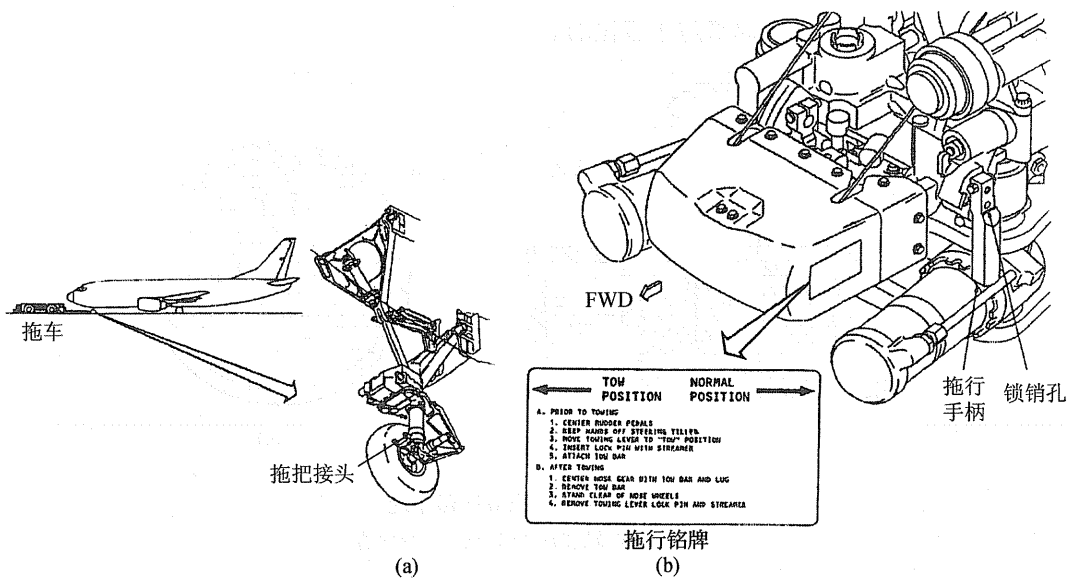


图 4.4-11 飞机拖行和拖行释压活门

(a) 飞机拖行；(b) 拖行释压活门

维护手册中规定，当前起落架减震支柱镜面高度超过规定值时，不允许拖行飞机。这是因为此时飞机重心太靠后，拖行可能造成飞机后倾；减震支柱内上、下轴承距离太近，拖行会造成前起落架弯矩过大，发生损坏。另外，前轮的自动定中机构（见图 4.4-3）也可能受到破坏。

7) 超压释压功能

前轮转弯系统中转弯作动筒内的油液，通过转弯计量活门内的旁通阀，从连接作动筒的一个管路流到另一个管路中，避免了转弯作动筒出现超压情况，即具有超压释压功能。

2. 主轮转弯操纵

对于某些重型飞机,为减小飞机转弯时主起落架所受侧向载荷,减小因主轮侧滑而造成的轮胎刮擦损伤,其主起落架也可以转弯。主起落架转弯还可以使飞机减小转弯半径,减小操纵飞机转弯时的力。

主起落架转弯有两种形式:一种是利用转向作动筒驱动主轮小车的后两个机轮转弯(见图 4.4-12);另一种是旋转主轮小车整体转弯(见图 4.4-13)。

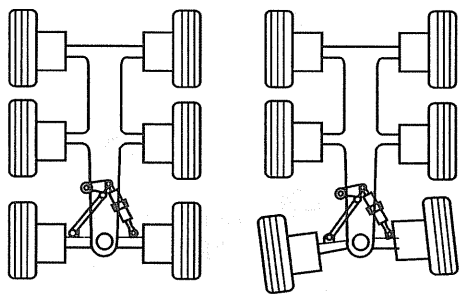


图 4.4-12 波音 777 主起落架转弯系统
(前轮右转)

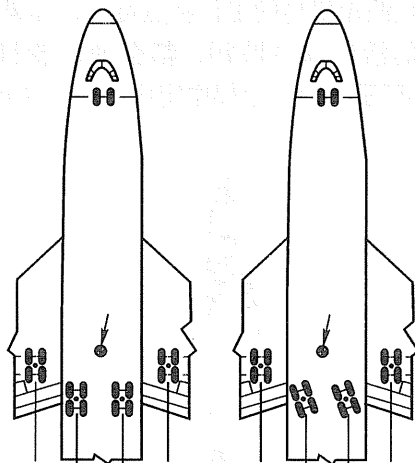


图 4.4-13 波音 747 主起落架转弯系统
(前轮右转)

主起落架转弯系统是跟随前轮转弯系统工作的:当前轮在一个方向上转动一定角度时,主轮会在相反的方向上转动一个比前轮略小的角度。当前轮右转时,主轮会向左偏转;前轮向左偏转时,主轮会向右偏转。主起落架转弯也由专门的转弯作动筒驱动。

主起落架转弯功能会在飞机滑行速度减小到某一值(如 15 kn)时启用,当滑行速度高于某一定值(如 20 kn)时,主轮转弯功能将被自动锁定。

4.4.3 自动定中机构

自动定中机构的功用是在前轮离地后和接地前,使前轮保持在中立位置,以便顺利地收入轮舱和正常接地。现代飞机通常采用凸轮式自动定中机构。凸轮式自动定中机构简称凸轮机构。它安装在前起落架减震支柱的内部,由上、下凸轮组成,如图 4.4-14 所示。

下凸轮固定在减震支柱外筒内部,它不能左右转动,也不能上下移动。上凸轮的上端与减震支柱内筒底部贴合,下端用连杆与轮叉相连,它可以与减震支柱内筒一起上下运动,前轮偏转时,又可以与轮叉和前轮一起绕支柱轴线转动。

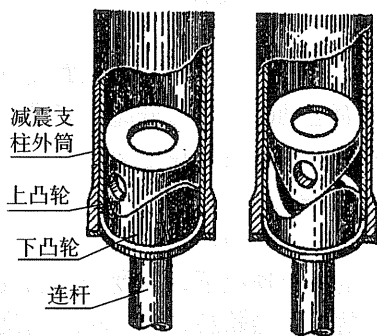


图 4.4-14 凸轮式中立机构原理图

在飞机起飞离地后或着陆接地前,由于前轮没有受到垂直载荷的作用,减震支柱内的气体压力使上下凸轮啮合,将前轮保持在中立位置;如果有侧风或在飞机盘旋时前轮上有侧向惯性力,则只有当它们大到足以克服减震支柱内的高压气体压力和上下凸轮之间的摩擦力等的作用,前轮才会偏转;而且,外力消失后,在高压气体压力作用下,前轮又能恢复至中立位置。飞机在地面滑行时,减震支柱在垂直载荷作用下受到压缩,上下凸轮脱开,便于前轮左右偏转。

根据凸轮机构的工作特点可知,如果减震支柱内气体压力过小、支柱内部过脏或锈蚀、旋转臂的活动部位脏污,都会使凸轮机构的效能降低,甚至失去作用。图 4.4-15 与 4.4-16 所示为前起落架中定中凸轮安装示意图和工作情况。

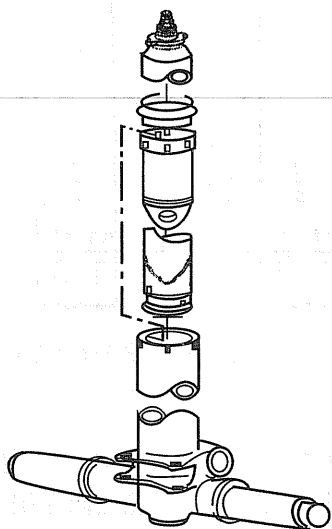


图 4.4-15 定中凸轮安装示意图

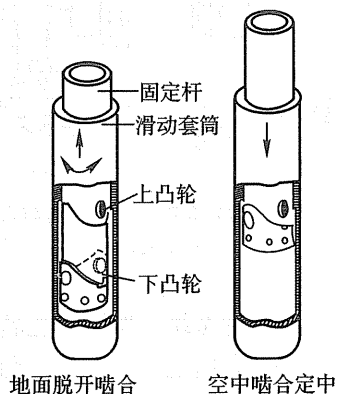


图 4.4-16 定中凸轮的工作情况

4.5 机轮和刹车

4.5.1 机轮

机轮的主要作用是在地面支持飞机的重量,减少飞机在地面运动的阻力,吸收飞机着陆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,可用来缩短飞机着陆的滑跑距离,并使飞机在地面具有良好的机动性。机轮主要由轮毂和轮胎构成。

1. 轮毂

轮毂通常用镁合金或铝合金制成。它们与同重量的钢制轮毂相比,具有较大的刚度,在同样的受热情况下,温度升高也较少。后一特点对高速飞机来说是很重要的。因为刹车时有大量的热传给轮毂,如果轮毂温度升高得很多,就容易使轮胎(特别是内胎)受高温影响而损坏。

轮毂主要有三种类型：固定轮缘式轮毂、可卸轮缘式轮毂和分离式轮毂。

(1) 固定轮缘式轮毂

中间下凹的固定轮缘式轮毂在早期飞机以及某些轻型飞机上使用，并且必须配有内胎轮胎，其构造如图 4.5-1 所示。

由于轮缘固定，在装配轮胎时存在一定的困难，尤其是当飞机向大型化发展后，轮缘高度和轮胎钢丝圈的强度都相应增大，固定轮缘式轮毂便被拆装容易的可卸轮缘式轮毂替代。

(2) 可卸轮缘式轮毂

可卸轮缘式轮毂构造如图 4.5-2 所示。轮毂由铸造的轮毂本体、可拆卸式轮缘和轮缘固定卡环构成。可卸轮缘式轮毂一般配备低压轮胎。拆卸轮胎时，应将轮胎彻底放气，拆下固定卡环，将轮缘从轮毂本体上拉出，然后可将轮胎快速拆下。

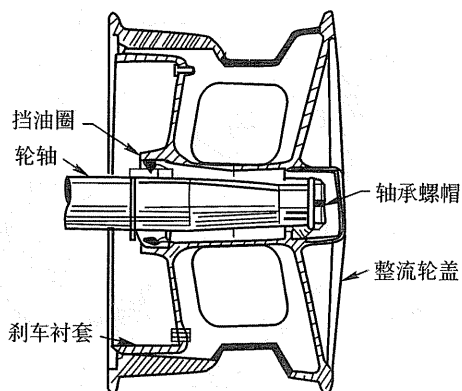


图 4.5-1 固定轮缘式轮毂

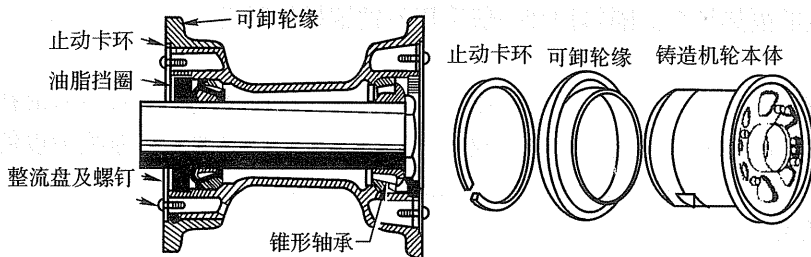


图 4.5-2 可卸轮缘式轮毂

由于可卸轮缘式轮毂由固定卡环承受轮胎的压力，因此，一旦卡环出现缺陷，机轮容易爆胎，对设备和人员造成伤害。因此，维护采用可卸轮缘式轮毂的机轮应格外小心，将机轮从飞机上拆卸前必须彻底放气，充气时要做好保护措施。

目前，民航飞机已用安全性更高、维护性能更好的分离式轮毂取代了可卸轮缘式轮毂。

(3) 分离式轮毂

分离式轮毂构造如图 4.5-3 所示。整个轮毂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。分离式轮毂配合无内胎轮胎使用，靠轮胎的胎缘在内部气体压力作用下紧压在轮缘上，并在两个半机轮的分离处加装“O”形密封圈以增加密封效果。分离式机轮的充气嘴直接装在轮毂上，这样即使机轮错线，充气嘴也不会受到破坏。

分离式轮毂上还装有热熔塞。热熔塞是一个空心螺钉，空心处浇铸有易熔金属（熔化温度约 150°C ）。飞机猛烈刹车时，刹车装置产生大量的热，使轮胎内气体温度升高，压力增加。当气体温度达到一定时，热熔塞熔化，缓慢将气体放出，防止飞机爆胎。因热熔塞熔化而放气的轮胎应报废，轮毂应进行硬度检查以确定是否报废。

为了防止轮胎内气体压力过高，轮毂上还装有释压活门。当轮胎内压力过高时，释压活

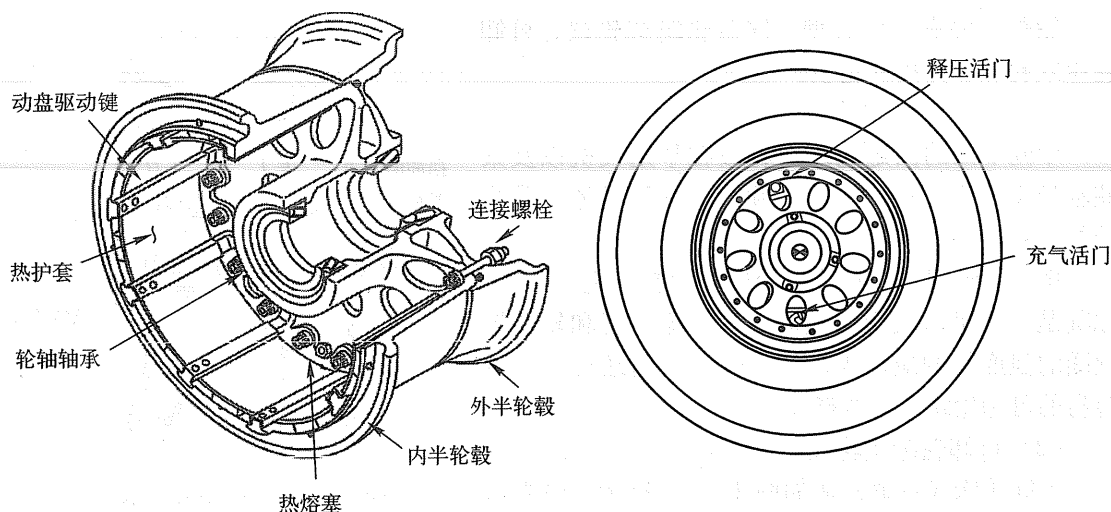


图 4.5-3 分离式轮毂

门打开，释放掉过高的压力，确保轮胎安全。

为了安装刹车装置，内侧半轮毂上固定有刹车盘动盘驱动键，同时装有减弱刹车装置向轮毂辐射热量的隔热护套。隔热护套一般采用不锈钢材料制成。

2. 轮胎

轮胎构成了一个空气垫层，主要有以下作用：支持飞机重量；吸收飞机滑行中的颠簸跳动；缓冲飞机着陆过程中冲击并帮助吸收撞击能量；产生必要的刹车摩擦力以便飞机在着陆时使飞机停住。轮胎必须能承受巨大的静载荷、动载荷以及热载荷。

(1) 轮胎类型

轮胎分为有内胎和无内胎两种类型。有内胎轮胎的气密性由内胎保证，无内胎轮胎的气密性由轮胎内层气密橡胶层和轮毂及轮胎与轮毂接合面的压紧保证。目前飞机普遍采用性能更好的无内胎轮胎来配合分离式轮毂使用。相对于有内胎轮胎，无内胎轮胎重量更轻，轮胎刺穿后渗漏损失小，机轮滑跑时轮胎温度可下降约 10°C 。这可使无内胎轮胎具有更长的使用寿命或更高的使用速度。

(2) 轮胎构造

图 4.5-4 所示为两种飞机所用的无内胎轮胎的结构图。轮胎主要由胎面、帘线、胎体侧壁、胎缘和轮胎内层构成。

1) 胎面

胎面由耐磨的合成橡胶制成，可保护内部的帘线层。为了提高轮胎的耐久性和抗冲击特性，胎面下是缓冲层和尼龙制成的保护层和加强层。为了提高轮胎在各种使用条件下与跑道之间的结合力，胎面上开有一定深度的胎纹：对于在铺装硬道面上使用的轮胎，胎纹沿圆周方向，主要是防止轮胎出现滑水现象；而对于在非铺装跑道上使用的机轮，一般可开菱形花纹（又称为全天候花纹）。

2) 帘线

帘线层是轮胎受力的主要部分，又称胎体层，由多层涂胶的尼龙帘线构成。根据帘线缠绕形式，轮胎可分为斜交线轮胎和子午线轮胎，分别如图 4.5-4 (a) 和 (b) 所示。斜交

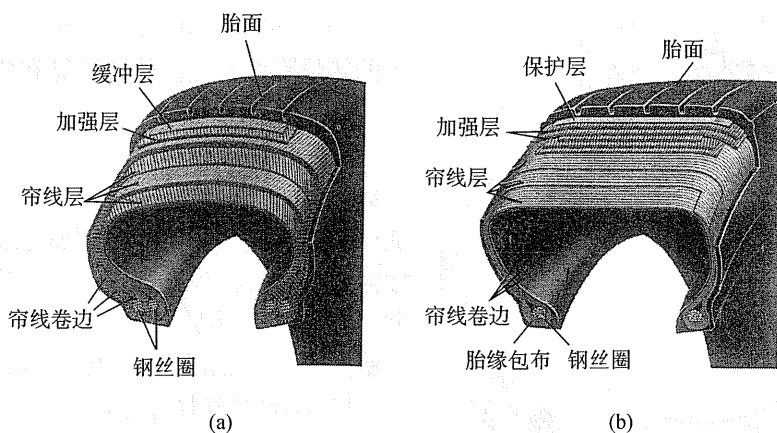


图 4.5-4 无内胎轮胎的构造

(a) 斜交线轮胎; (b) 子午线轮胎

线轮胎的各层帘线相交（相邻的两层帘线的方向相交一定角度，一般约为 90° ），而子午线轮胎的帘线层相互平行。斜交线轮胎的强度和抗割伤、穿刺能力较高，而子午线轮胎的速度特性较好。

3) 侧壁

轮胎侧壁是胎体侧壁帘线的主要保护层，它能防止帘线损坏和暴露，胎侧壁还可提高胎体的强度。对于某些安装在前轮上的轮胎，其侧壁上会有导流器，它能使跑道上的水折向侧边，避免水泼溅到安装在后面的喷气发动机上。

对于无内胎轮胎，在轮胎侧壁靠近胎缘区域会发现轮胎通气孔，如图 4.5-5 所示。轮胎通气孔的作用是为胎体内的空气提供排出的通道。胎体内的空气可以是生产加工后存在胎体帘线中的残留空气，也可以是通过内衬层正常渗漏在胎体内积聚的空气。若没用通气孔作为空气排出的自由通道，胎体内的空气会导致轮胎胎面胶或侧壁橡胶的松弛或隆起。通气孔是在生产加工过程中使用直径约为 1.5 mm 的锥子刺穿胎侧壁橡胶层形成的，并用绿色或灰色作为标记。

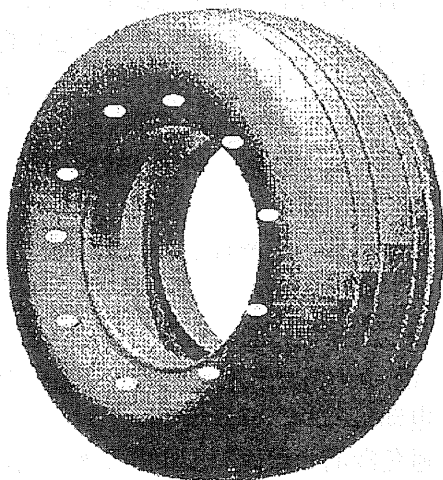


图 4.5-5 轮胎侧壁通气孔

4) 胎圈

胎圈包括钢丝圈和胎缘涂胶包边布。钢丝圈是轮胎的骨架，有高的抗拉强度和刚度，通过它把载荷传递给轮毂。胎缘涂胶包边布形成胎口断面形状，防磨并与轮毂的轮缘紧密贴合，防止无内胎轮胎漏气。

5) 内层

优质橡胶构成的内层确保无内胎轮胎的气密性，其作用相当于内胎。取消内胎后，减少



图 4.5-6 轮胎标识

了内胎和外胎之间的摩擦,可使轮胎滚动时产生的热量降低,提高轮胎性能和使用寿命。

(3) 轮胎标识

轮胎具有某些印在其侧壁上用于识别目的的标识,如图 4.5-6 所示。这些标识将随着制造厂家的不同而不同,但通常包括零件号、尺寸标识、平衡标识、磨损标识、序号、生产日期、有内胎/无内胎标识一般标识。对于翻新的轮胎,还会存在轮胎翻新型号和次数标识。

1) 零件号和尺寸标识

零件号是识别轮胎的唯一正确的标准(如 4210N00034),尺寸标识标明轮胎的尺寸规格,一般标识法为:外径×宽度-内径(如 19.5×6.75-8,标识轮胎外径为 19.5 in,宽度为 6.75 in,内径为 8 in)。

2) 平衡标识

外胎上用红色点表明轮胎重量较轻的一边,安装时要对准气门嘴(内胎上或无内胎的轮毂上),或对准内胎有重点(黄色)标识处。

3) 磨损标识

用以观察胎面在使用中的磨损程度及更换轮胎的磨损标准。它是位于胎面纵向花纹底部的横隔橡胶条。一般外胎使用到表面与标识齐平时应更换(维护手册有另外规定除外)。

4) 其他标识

生产序号、生产日期、翻修标识、生产厂家、允许最大压力和最高使用速度等。

(4) 轮胎储存

强烈的光线和热量将导致橡胶出现裂纹和整体性能退化,必须保护轮胎免受过热、潮湿和强光:在存放时应将轮胎和内胎存放阴凉、干燥的暗室,并使它们远离散热器、蒸汽管线、电动机其他热源。

避免滑油、燃油、乙二醇或液压油对轮胎的侵蚀,因为所有这些对橡胶都是有害的:在使用中应该立即擦掉无意中溅到或滴到轮胎上的任何液体。

轮胎存放时,尽可能使用轮胎架,避免过多的堆放,防止引起钢丝圈扭曲变形。内胎应保持原包装储存。

3. 机轮装配

(1) 机轮拆装

机轮的拆装应严格按照机型维护手册给出的标准程序进行,同时注意在拆卸机轮前应给机轮放气,这是防止轮毂连接部分损坏而造成人员伤害和设备损伤的安全措施。

另外,在安装机轮时,轮轴螺母不要拧得过紧。否则,刹车过程中轮毂温度升高会沿轮轴方向膨胀,把轴承压得很紧(因为铝、镁合金制的轮毂沿轴向的膨胀量比钢制轮轴大),使轴承的摩擦力大大增加,发热量增大,轴承产生的阻滚力矩也急剧增大。严重时,还可能使轴承、轮轴等零件熔焊在一起。

(2) 轮胎装配

轮胎装配不但影响机轮的气密性,还影响机轮的平衡性并最终影响机轮的性能和安全。在装配前要对轮毂、轮胎做仔细检查,确保完好无质量缺陷。装配中要注意密封、平衡和连接问题,装配后应进行充气试验。

1) 安装前的检查和预防保护措施

检查轮胎、轮毂及所有配件(螺栓、密封圈、气门嘴等)合格,并检查轮胎内无任何残留物;轮毂表面及轮缘处没有脏物;准备正确的装配设备和工具及工作卡;机轮应放在无油污的橡胶或毡垫上。

2) 有内胎轮胎的装配要点

在内胎表面和外胎内表面涂滑石粉;把内胎装入外胎要对准平衡标识,并使内胎无皱褶;把有内胎的轮胎装在轮毂上,并使气门嘴位置正确,必要时可用水或允许的润滑剂进行润滑;安装轮缘,并注意安装键的正确位置。

缓慢充气到推荐压力,再完全放气,最后充到标准压力,并把气门嘴固定在轮毂上。充气过程应把机轮放在安全罩内,并在安全距离外操作;充气后在轮毂和轮胎之间标上“错线”标记。

3) 无内胎轮胎的装配要点

首先,要确保气密性:润滑“O”形密封圈并保证无扭曲地安放在半个轮毂的凹槽内。装轮胎时,保证轮毂的轮缘部位干净和干燥,安放另一半轮毂时要小心,防止密封圈错位;其次,确保平衡性:应使两半机轮的轻边(轮缘标有“L”)互成 180° 角,并保证轮胎的平衡标识(轻点)与轮毂上的气门嘴对准;最后,对连接轮毂的螺帽、垫圈和螺栓的转动面仔细润滑,并按规定扭矩对称地拧紧。

将轮胎放在安全罩内,缓慢充气到标准压力,最后装上气门嘴罩。

(3) 充气试验

通常无论是对有内胎或无内胎的轮胎都要进行试验,都应进行耐压试验,但在时间不充裕的情况下有时允许对无内胎轮胎进行浸水试验。试验前应考虑尼龙轮胎的弹性变形引起的压力损失问题 and 无内胎轮胎的排气问题。

1) 轮胎排气

无内胎轮胎的排气分为三个阶段:第一阶段,轮胎充气后,胎体内的残留空气迅速排出(大约持续20 min左右);第二阶段,胎体内残留空气缓慢渗出(可持续数小时);第三阶段,气体通过内层正常渗透产生,是一个持续过程。因此,对无内胎轮胎,试验应在第一阶段排气停止后进行,否则会对试验结果产生较大影响。

2) 耐压试验

耐压试验的目的是检查装配机轮的气密性,并且对轮胎进行预伸张。轮胎未经预伸张的机轮不能装在飞机上使用。

试验时,将轮胎充气到标准压力,确保气门嘴无泄漏;停放12 h,轮胎压力下降不应超过10%,否则机轮应重新装配。

将轮胎补气到标准压力值,再经12 h,检查其压力降不应超过2.5%。超过者不能使用。试验后,将压力降低20%以便储存和运输。

注意试验时应根据环境温度的变化对压力进行修正,一般的修正方法是: $\Delta t = 3^\circ\text{C}$ 对应 ΔP 改变1%。

3) 浸水试验

在紧急情况下可用浸水试验检查机轮的泄漏情况。使机轮垂直状态，让机轮下部浸入水中（不能浸到轴承）。观察气泡，若发现有连续气泡产生，则不能使用。这样的试验，对轮胎不能达到预伸张目的。

4. 机轮维护

对机轮的正确维护对飞机的安全非常重要，意外的爆胎会威胁飞机机体、油箱和发动机的安全，对机轮（轮胎和轮毂）的恰当维护，能够防止大量轮胎故障的发生以及机轮的提前拆卸。对飞机机轮的维护，除了目视检查轮毂和轮胎的状态外，主要是定期检查轮胎的充气压力。另外，对于长时间停放的飞机，应防止其轮胎变形。

(1) 机轮检查

1) 轮毂检查

应定期对轮毂进行检查，包括轮毂外伤检查，如是否有裂纹、腐蚀、变形和划伤，连接螺栓、充气嘴和轮轴保险状态；对于热熔塞熔化或有其他过热痕迹的轮毂，应拆下检查硬度；定期用轮轴千斤顶使机轮离地，检查自由转动情况及轴向间隙。

2) 轮胎检查

每次飞行前都应该对飞机轮胎进行仔细的目视检查，如果可能的话要转动机轮以确保检查整个轮胎表面。检查项目包括损伤检查和磨损检查。损伤检查包括胎面上是否有嵌入的石头、异物，是否有切口和划痕；检查轮胎侧壁上是否有鼓包；检查轮胎是否有过热迹象，是否有受油液污染引起的海绵性损伤。检查时，应依据轮胎使用的技术规定，对损伤进行相应的处理。

轮胎的磨损检查包括正常磨损程度检查和平磨痕检查。正常磨损由正常的使用造成，各型轮胎均有正常磨损程度的标准，一般当胎面花纹深度减小到不能有效消除轮胎滑水现象时，应更换轮胎。轮胎磨损标准如图 4.5-7 所示。

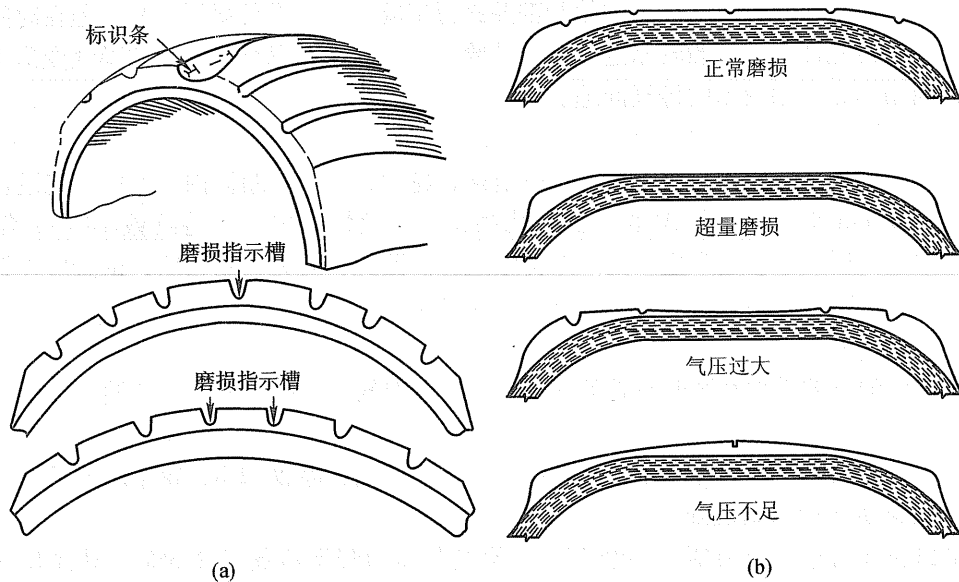


图 4.5-7 轮胎磨损

(a) 磨损标识条和指示槽；(b) 轮胎磨损情况

平磨痕由严重的摩擦或脱胎烧伤引起,造成的原因主要有过度刹车、硬着陆和轮胎滑水构成。平磨痕会影响机轮滚动的平稳性。

3) 轮胎翻修

轮胎翻修可增长轮胎的使用寿命,提高轮胎的经济性。根据轮胎检查情况,确认轮胎是否需要翻修胎面,下列情况需要翻修:存在必须修补的多处割伤(若修补割伤的费用是胎面翻修费用的50%或更多时,则认为对这样的轮胎进行胎面翻修是更为经济的);胎面存在80%或更多的胎面磨损;存在一处或多处不可恢复的平面压痕。需要注意的是,轮胎的翻修次数并不是无限的,应根据规章或轮胎制造厂的最新要求确定轮胎的可翻修次数。

(2) 轮胎压力检查

轮胎充气压力对轮胎性能的正确发挥,对飞机减震性能和飞机结构的受力起着至关重要的作用,因此维护时要确保轮胎压力在正确的范围内。

1) 充气压力的确定

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%)。通常规定高于承载充气压力5%~10%的容差并允许轮胎压力达到该最大值。某一特定飞机轮胎的承载充气压力可在维护手册中给出,可以是规定的最大和最小充气压力,也可以是绘制的充气压力—重量函数曲线。

2) 充气压力不足的危害

首先,充气压力不足会导致轮胎“错线”。轮胎充气压力过低,会导致轮胎胎缘与轮毂压紧力不足,当飞机着陆并使用刹车,轮胎容易在机轮上产生错动或打滑。当轮胎错动时,有内胎轮胎的内胎气门嘴会倾斜甚至被切断。为了能够探测到轮胎在轮毂上的错动,大多数轮胎的下壁压制了标识。标识通常从轮缘开始并向外延伸到要滚花之间的表面上。该标识的宽度表示允许有内胎的轮胎的最大圆周移动量。当轮胎发生错动时,轮胎和轮毂上的标识线错开,因此将此种现象称为“错线”。

对于有内胎轮胎错线超过标识宽度时,应拆下机轮,进行重新装配。装配前应检查内胎气门嘴情况,确保没有损坏。对于无内胎轮胎,错线危害较小,应检查胎缘状态,并充气至正常承载压力。当轮胎重新装配后,应用合适的溶剂除去旧标识,并设置新标识。

其次,充气压力低会导致飞机减震性能下降。轮胎压力降低,着陆时轮胎能吸收的撞击动能减少,加剧了减震支柱的负担,造成着陆冲击力增大,危害与重着陆类似。

再有,轮胎压力过低,轮胎会折曲在轮缘上,损坏轮胎的下侧壁、胎缘和轮缘,同时会造成胎体帘线受力过大而断裂,导致机轮爆胎;充气严重不足可引起帘线层过量弯曲,产生过大的热量和应变,造成帘线松弛和疲劳,最终导致爆胎现象发生;压力过低还能造成轮胎胎面的边缘或边缘附近过快或不均匀的磨损。

3) 充气压力过高的危害

充气压力过高对轮胎也会造成一定的危害,例如轮胎顶部快速磨损,严重降低轮胎使用寿命;轮胎抗冲击能力下降,易受割伤、划伤和遇到撞击而发生爆胎;轮胎过硬,导致轮缘受力过大而损坏等等。

4) 充气压力的检查

检查充气压力要用于校准期内的轮胎压力表测量。压力表的量程应是被测轮胎压力的两

倍左右，即轮胎压力指示应在压力表的中央，以确保测量的度数精度。轮胎压力测量分为以下两种情况：

第一种，测冷轮胎压力，即在大气温度条件下检查轮胎压力。如果轮胎压力低于承载充气压力超过 10%，该轮胎应报废，同时报废装在同一轮轴上的另一轮胎；对于低于承载压力在 5% ~ 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，如果压力比承载充气压力低的值还是大于 5%，则应放弃使用该轮胎。

第二种，测热轮胎压力，即检查着陆后仍然发热的轮胎的压力。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。在相同起落架支柱上记录的壓力低于最大值为 10% 或更大的轮胎，应重新进行充气至最大压力，但是如果下一次检查时同样的损失仍然很明显，则应放弃该轮胎的使用。

另外，检查轮胎压力时，应对成对轮胎（无论是主轮还是前轮）的充气压力的差别引起注意，因为这个压力意味着一个轮胎承受的载荷大于另一轮胎的载荷。如果压力差大于 5 psi，则应纠正偏差并记录在值班记录本上。以后每次充气检查时，都应查看这个记录本。用这种方法，经常能发现即将破坏的外胎或内胎。

5) 充气程序

发现轮胎压力低于承载压力时，应按维护手册中给定的充气程序为轮胎充气。为确保安全，充气小车上应有减压器，且必须采用旋紧式充气接头。轮胎充气程序如下：

首先，根据飞机维护手册确定轮胎充气压力，并将充气小车的压力调到所需压力；然后，拆下气门盖，将充气接头连接到充气门，打开充气小车关断阀，慢慢给轮胎充气至所需压力；最后，断开气源，检查充气门有无泄漏，重新装上气门盖。

(3) 轮胎变形预防

尼龙轮胎在静载荷作用下会出现平面压痕，平面压痕的大小随轮胎内压力下降量和轮胎承受的总重的不同而不同。任何平面压痕都能引起强烈的振动，从而使驾驶员及旅客感到不舒服。

一般来说，平面压痕会在滑行结束时消失。如果压痕没有消失，应对轮胎进行超充压整形：将轮胎超充压 25% 或 50%，使轮胎转动到压扁处向上，保持压力 1h，或者使飞机在跑道上滑行或拖行，直到完成整形为止。

对于长时间停放的飞机，应预防压痕的出现：对于停机时间在三天以上的飞机，应该每 48 h 移动一次或者把飞机顶起；在机库里的飞机（停场超过 14 天）必须顶起，以使轮胎不承受重量。

4.5.2 刹车装置

飞机着陆接地时，具有较大的水平分速，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。现代飞机都装有着陆减速装置。目前，机轮刹车装置是最主要的、应用得最广泛的一种。

1. 刹车减速原理

驾驶员操纵刹车时，高压油液（或气体）进入固定在轮轴上的刹车盘（见图 4.5 - 8），

推动刹车盘上的刹车片,使它紧压在轮毂内的刹车套上。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,进入刹车盘的油液或高压气体的压力就越大,刹车片与刹车套之间也就压得越紧,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。

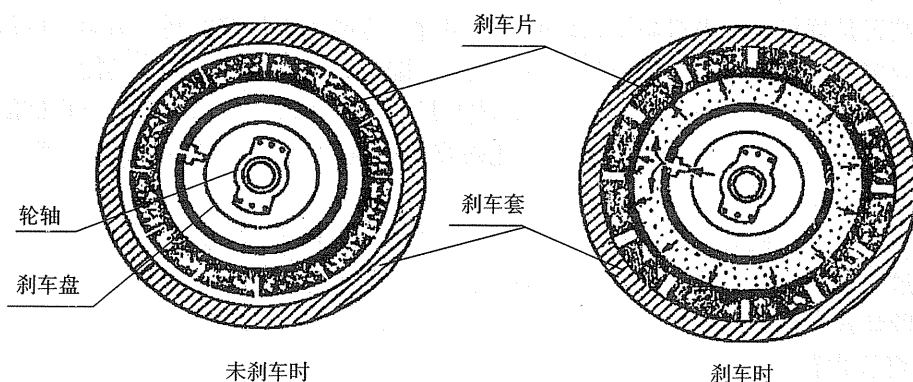


图 4.5-8 刹车减速原理

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。使用机轮刹车装置,大约可使飞机着陆滑跑距离缩短一半。这时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,转变为热能而逐渐消散掉的。

必须指出,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 $T_{\text{结合}}$ 。

发生拖胎后,一方面由于有滑动时的摩擦力比结合力小,着陆滑跑距离不能有效地缩短;另一方面,飞机向前运动的动能有很大一部分要由轮胎与地面之间的摩擦作用来消耗,轮胎会被急剧磨损。拖胎严重时,甚至可能引起轮胎爆破,如图 4.5-9 所示。

飞机着陆滑跑过程中,为尽可能地缩短滑跑距离,刹车装置应产生足够的刹车摩擦力矩;而为了防止拖胎,应该尽可能控制刹车压力,使轮胎地面摩擦力尽量接近结合力。

对于轻型飞机,驾驶员可采用“点刹”的方法控制刹车压力。“点刹”的特点是:在短时间内允许刹车压力略为超过临界刹车压力,比较容易控制,但机轮会与地面产生相对滑

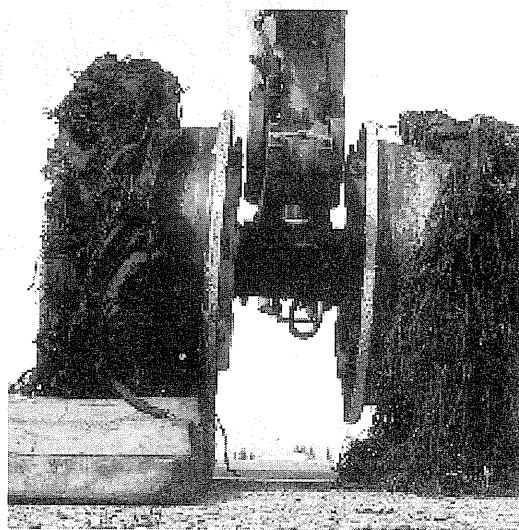


图 4.5-9 爆胎后的机轮

动, 轮胎磨损比较严重。

随着航空技术的发展, 近代高速和重型飞机普遍配备了刹车压力自动调节装置——防滞刹车系统。根据防滞工作原理的差异, 防滞系统可分为惯性防滞系统和电子式防滞系统两大类 (原理详见 4.5.3-3. 防滞刹车)。

2. 刹车装置构造

刹车装置是现代民航飞机刹车系统的重要组件, 应能产生足够的刹车力矩, 以保证获得高的刹车效率, 并在规定的时间内吸收和消耗完着陆滑跑时飞机的大部分动能。

为了满足这个要求, 刹车装置除了结构式与尺寸必须合适外, 还必须具有良好的冷却性能, 同时, 互相摩擦的材料在温度和压力比较高的情况下, 应能保持良好的耐磨、抗压性能, 而且摩擦系数不应显著减小。

此外, 刹车装置还必须具有良好的灵敏性, 即刹车与解除刹车的动作要迅速。这一要求主要是通过改善刹车系统的工作性能来满足的。目前飞机上采用的刹车装置主要有弯块式、胶囊式和圆盘式三种。

(1) 弯块式刹车盘

图 4.5-10 所示为一种弯块式刹车盘的构造。它的主体与轮轴固定, 弯块一端用螺栓铰接在主体上, 另一端与作动筒相连。不刹车时, 弯块与刹车套之间, 保持有一定的间隙 (刹车间隙), 它的大小可以通过调整螺钉进行调整。

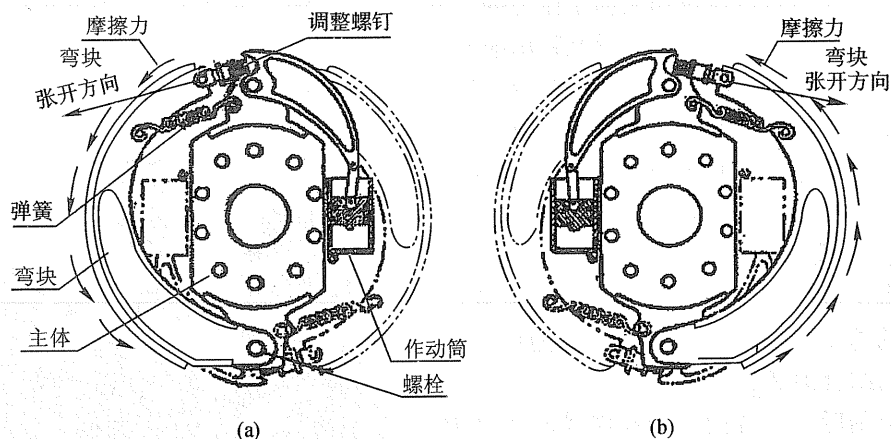


图 4.5-10 弯块式刹车盘

刹车时, 高压油液推动作动筒内的带杆活塞, 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。

从弯块式刹车盘的工作过程中可以看出, 如果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 (见图 4.5-10 (a)), 它使弯块与刹车套压得更紧, 因而能加大刹车力矩 (此作用称为助动作用); 反之, 如果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 (见图 4.5-10 (b)), 使刹车力矩减小。安装弯块式刹车盘时, 必须注意它的张开方向, 不要装错。此外, 注意保持刹车间隙适当: 间隙过小, 弯块与刹车套可能因振动等原因而自动接触, 一旦接触, 由于助动作用, 滑行中机轮就会发生卡滞现象; 间隙过大, 则会使刹车工作的灵敏性降低。

(2) 胶囊式刹车盘

图 4.5-11 所示为一种胶囊式刹车盘的构造。它由主体、胶囊、刹车片及弹簧片等组成。主体由镁合金制成，固定在轮轴上，它的四周有带卡槽的外环；刹车片利用弹簧片卡在外环的卡槽内；胶囊安装在主体与刹车片之间。

刹车时，高压油液进入胶囊，使胶囊鼓起，把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，刹车片靠弹簧片的弹力，恢复到原来位置。

从胶囊式刹车盘的工作原理与构造特点中可以看出，它与弯块式（助动式）刹车盘相比，具有摩擦面积大（在外廓尺寸相同的情况下）、磨损均匀、刹车工作柔和并且不易产生卡滞等优点；它的主要缺点是，刹车时需要向胶囊内输送较多的油液，因而工作灵敏性较差（尤其是大型刹车盘）。

随着飞机尺寸的增大，飞机着陆水平动能越来越大，对刹车装置性能的要求越来越高，而上述刹车装置由于自身结构特点的限制，不能提供更大的摩擦面积以达到所需的刹车力矩，因此人们便发明了圆盘式刹车装置。

(3) 圆盘式刹车装置

圆盘式刹车装置可以在不增大结构尺寸的情况下提供更大的摩擦面积，以得到更高的刹车效率，满足现代大型飞机着陆减速的需要。根据刹车盘的数目，圆盘式分为单盘式刹车和多盘式刹车。下面主要介绍多盘式刹车装置的构造和维护要点。

多盘式刹车装置由刹车活塞壳体和刹车盘组件两大部分组成，其典型结构如图 4.5-12 所示：

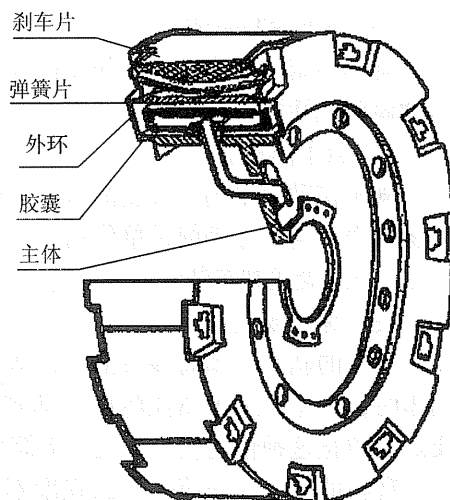


图 4.5-11 胶囊式刹车盘

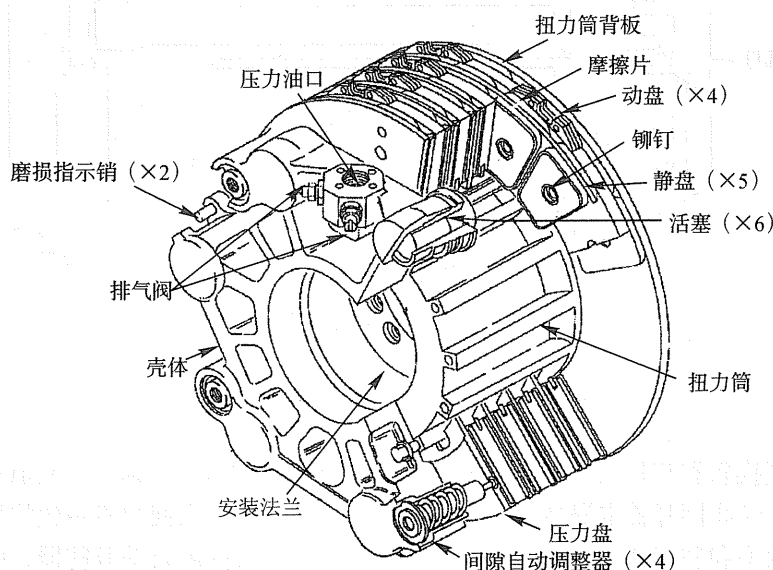


图 4.5-12 多盘式刹车装置

1) 刹车活塞壳体

刹车活塞壳体容纳刹车作动筒（活塞）、刹车间隙自动调节器、刹车磨损指示销、刹车作动筒放气活门及刹车温度传感器。

2) 刹车作动筒

刹车作动筒是刹车装置的执行机构，六个作动筒均匀地分布在通圆周上，提供稳定的刹车操纵力。刹车作动筒是单作用式（即单向式）作动筒。在松刹车时液压油靠复位弹簧拉（压）回。盘式刹车装置的复位弹簧装在间隙自动调整器内，松刹车时可自动调节刹车间隙，使之保持规定值。

早期的刹车作动筒多由铝合金制造，由于铝合金强度较低，一般制成实心结构。当飞机刹车时，产生的摩擦热能将由作动筒体传导到刹车系统的油液中，导致油温过高，油液变质。为防止这种情况发生，在作动筒顶部加装石棉隔热块阻止热量的传导。

现在的刹车作动筒采用高强度不锈钢薄壁结构，由于不锈钢导热能力低，加之筒壁很薄，传导热量很少，就不必采用对人体有害的石棉隔热块了。

3) 间隙自动调整器

刹车间隙的大小直接影响刹车性能：间隙过大，刹车不灵敏，即刹车反应迟钝；间隙过小，松刹车不灵，严重时可导致刹车动盘、静盘咬合，防滞系统失效，损坏刹车装置。

刹车间隙自动调整器可随刹车盘磨损量的增大自动调节刹车间隙，常见的间隙自动调整器有调节管式和摩擦式两大类，图 4.5-13 所示为调节管式间隙调整器的具体构造。

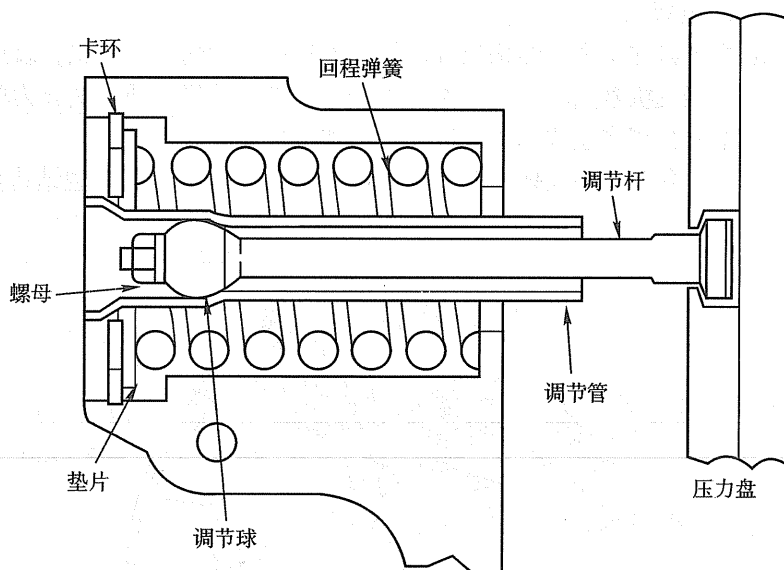


图 4.5-13 调节管式间隙自动调整器

刹车装置更换新刹车片后，必须调整刹车间隙自动调整器，否则刹车间隙将过小；保持复位弹簧润滑，防止因弹簧卡滞造成压力盘回程不一致，压力盘回程不一致将导致摩擦片偏磨，降低刹车效率和刹车装置使用寿命。另外，对于摩擦式间隙自动调整器，摩擦套的摩擦力应保持在合适的范围内（ $F_{\text{摩擦}} = 2 \sim 3F_{\text{弹簧}}$ ）。

4) 磨损指示销

随着飞机的使用, 刹车片不断磨损, 当刹车片磨损到不能满足飞机中断起飞时最大刹车力要求时, 飞机便达不到适航的要求, 必须更换刹车片。在维护中, 应随时检查刹车片的磨损量, 保证飞机的适航性。在刹车装置上设置磨损指示销, 可使机务人员在不拆卸刹车装置的情况下检查刹车片的磨损情况, 其具体结构如图 4.5-14 所示。

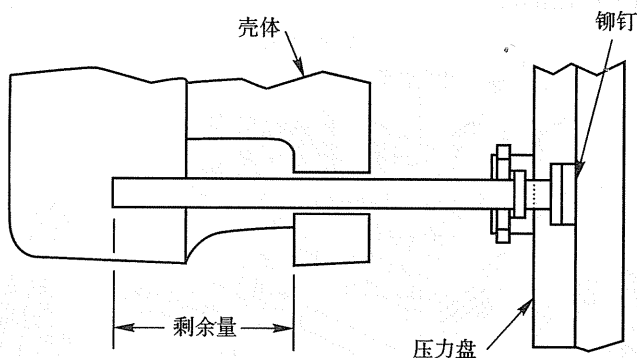


图 4.5-14 刹车磨损指示销

检查刹车磨损量的正确操作是:

- ① 给刹车系统供压 (可进行停留刹车), 工作压力为 3000 psi;
- ② 测量磨损指示销的长度: 指示销的长度为刹车片可用磨损量, 当指示销与刹车壳体底座齐平时, 应更换刹车片;
- ③ 更换刹车片后, 应根据刹车片的排列次序确定刹车片的最大允许磨损量, 调整磨损指示销的长度。

5) 放气活门

当刹车系统混入空气时, 刹车脚踏便会松软 (刹车不灵), 解决刹车松软的方法是给刹车系统排气, 刹车装置上的放气活门便是为此目的设置的。

刹车系统放气的具体操作步骤如下:

- ① 连接自由软管到放气活门;
- ② 将软管自由端放入装有同样油液的半满的容器中;
- ③ 缓慢操纵刹车系统, 松开放气活门上的放气螺钉将油液放出, 空气随油液排出;
- ④ 当没有气泡溢出时; 将放气螺钉拧紧, 取下排气管。

注意: 当实施放气时, 应将刹车软管上游的液压保险的人工旁通手柄扳到旁通位, 直到放气结束。

6) 刹车片组件

刹车片组件包括静盘和动盘: 静盘由花键固定在扭力筒上, 可沿轴向移动, 但不能转动。扭力筒通过法兰盘用螺栓与轮轴法兰盘相连, 将刹车力矩传导到轮轴; 动盘由机轮动盘驱动键带动, 也可以沿轴向移动 (动盘驱动键参见图 4.5-3)。

刹车性能的高低, 直接影响因素是摩擦材料的选择。在刹车过程中飞机的水平动能转化为摩擦热, 这些热量要由摩擦片直接吸收, 因此也有人将刹车片组件称为热库。对热库的要求是能吸收大量的摩擦热, 而温升较低, 即热容大; 并且在高温下其强度、耐磨性能不能下降过大。

现在应用较成熟的摩擦材料是金属陶瓷材料。静盘由铆接在钢板骨架上的金属陶瓷摩擦小块构成，动盘由装在蛛形架上的优质钢板构成（图 4.5-12 所示为采用金属陶瓷摩擦材料的刹车装置）。

另一种新型摩擦材料为碳—碳复合材料，即由碳纤维为骨架，经高温碳颗粒沉积加强处理的复合材料。碳—碳复合材料具有更高的热容量和高温摩擦性能，且重量轻，适合飞机刹车的工作要求，得到了广泛的应用，图 4.5-15 所示为采用碳—碳复合材料的刹车装置。

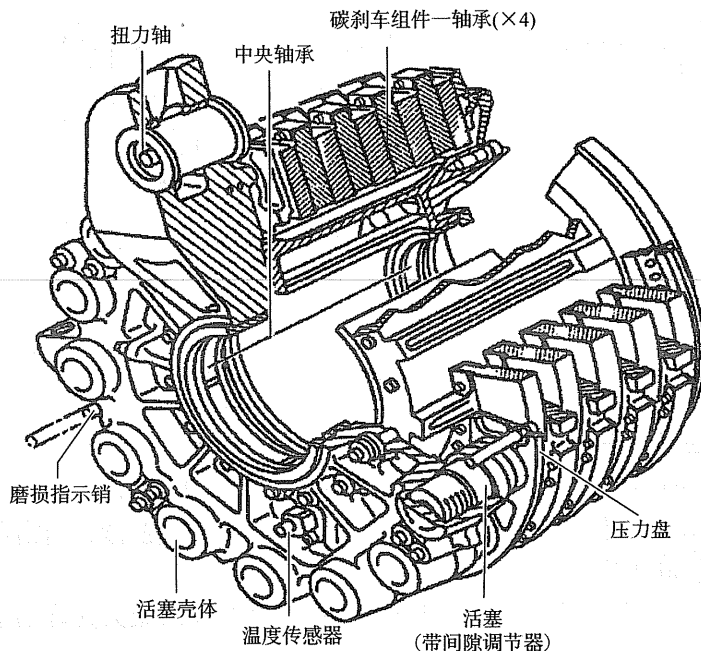


图 4.5-15 采用碳刹车组件的盘式刹车装置

7) 刹车温度传感器

刹车温度传感器用于探测刹车组件温度，刹车温度显示在驾驶舱，当刹车温度过高时，不能设置停留刹车，防止刹车片发生熔焊，损坏刹车装置，并使防滞刹车系统失效。

3. 刹车装置的维护和修理

(1) 刹车装置的维护

1) 刹车装置的检查

- ① 污染防护：确保刹车装置不受燃油、滑油、油脂、除漆剂、除冰液等液体的污染；
- ② 目视检查：检查刹车管路状态；检查刹车装置有无泄漏、外部损伤和磨损；检查刹车片组件是否有过热迹象；
- ③ 功能检查：通过磨损指示销检查刹车片剩余量；定期为刹车装置排气等。

2) 刹车过热（或失火）的处理

当长时间或大强度使用刹车装置（如中断起飞）时，刹车装置会过热、燃烧甚至会造成机轮组件爆裂。轮胎过热或燃烧时，应用正确灭火剂缓慢冷却机轮，防止出现机轮因冷却不一致而造成轮毂金属收缩、爆裂情况的发生。用不正确的灭火剂对刹车灭火会出现严重的事故，甚至是死亡事故。

机轮过热、燃烧发生后,允许短时间着火,并在试图灭火之前观察火势的进展情况和判断着火原因:机轮上油脂燃烧,让油脂自己烧掉产生的损伤可能比试图熄灭它而造成的损伤要小;液压油泄漏着火,应立即用干粉灭火剂灭火。

灭火时应注意人身安全,灭火人员不要从轮轴方向接近机轮。火焰熄灭后,待机轮和刹车完全冷却下来后再接近机轮。

(2) 刹车装置的修理

当刹车装置的剩余磨损量达到翻修标准时,应拆下刹车组件进行检查和翻修,刹车装置的翻修属于部件修理范畴,读者可自行查阅《航空器起落装置修理》第3.2节“刹车组件的修理”。

(3) 刹车装置试验

正常情况下,刹车装置完成翻修并被安装在飞机上,且飞机仍被顶起时,应该试验刹车装置。

试验时,应该实施几次刹车后释放刹车,确认增压时没有泄漏,并且刹车能限制机轮运动并且释放刹车时能让机轮自由转动。松刹车时保证机轮能够自由转动非常重要,因为刹车卡滞将导致刹车片过热,并增加起飞滑跑距离。

4.5.3 刹车系统

刹车系统用来控制机轮刹车装置的工作。由机轮刹车减速原理可知,飞机着陆滑跑过程中,刹车压力必须根据外界条件的变化随时进行调节。刹车系统的中心问题就是调节刹车压力,因此刹车系统都装有刹车调压器等附件;为了在刹车过程中获得理想的刹车效率,现代刹车系统普遍采用防滞刹车系统,在刹车过程中自动精确控制刹车压力。

图4.5-16所示为某飞机刹车系统原理图。从图中看出,现代飞机的刹车系统由以下分系统组成:

- ① 正常刹车系统:主要部件由刹车蓄压器、正常刹车调压器、液压保险器组成;
- ② 备用(应急)刹车系统:在主刹车系统失效时,通过转换阀提供备用(应急)刹车;
- ③ 防滞刹车系统:由防滞传感器、防滞控制器、防滞控制阀组成,精确控制刹车压力,达到最高的刹车效率;
- ④ 自动刹车系统:在飞机着陆前,打开自动刹车系统,不需驾驶员用脚踩刹车踏板;
- ⑤ 停留刹车系统:飞机停场时,将飞机刹住,停留刹车压力源为刹车蓄压器。

通过对刹车系统的分析可知,正常刹车是飞机刹车系统的主干部分,由驾驶员直接控制刹车压力,可以说,其他刹车分系统都是为改善主刹车系统的性能而发展的。我们首先要讨论正常刹车系统工作原理,然后再考虑其他分系统。

1. 正常刹车系统

图4.5-16所示的飞机刹车系统可简化为只具有关键元件的正常刹车系统,如图4.5-17所示。正常刹车系统可以追溯到最早的压力刹车系统。当时液压源能提供的刹车流量较小,为了提高刹车效能,在刹车调压器和刹车作动筒之间装有流量放大器。

正常工作原理:驾驶员踩下刹车脚蹬,系统压力经刹车调压器流向流量放大器,刹车压

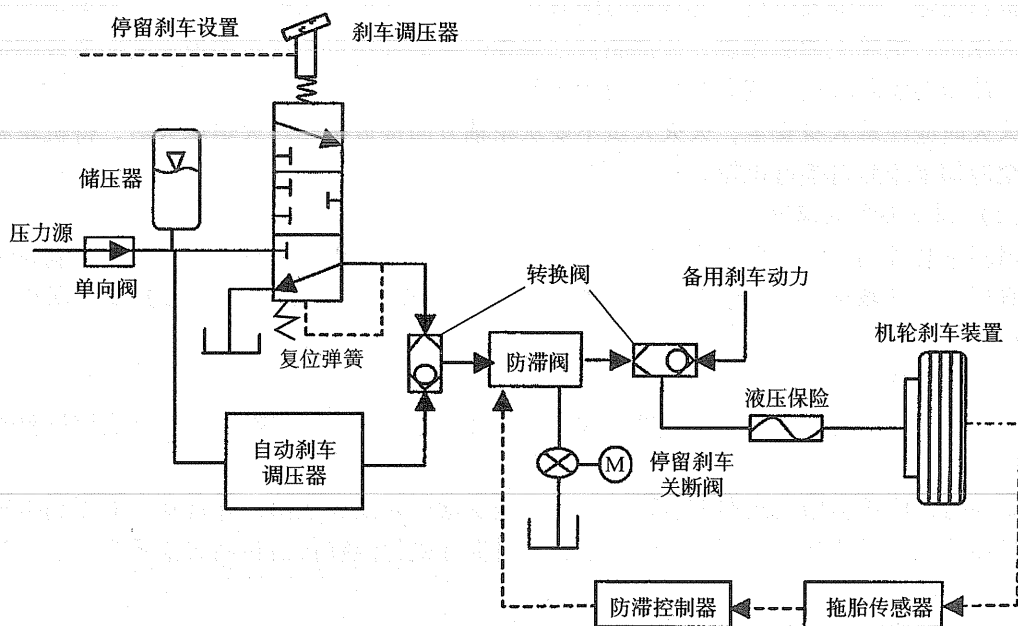


图 4.5-16 飞机刹车系统原理图

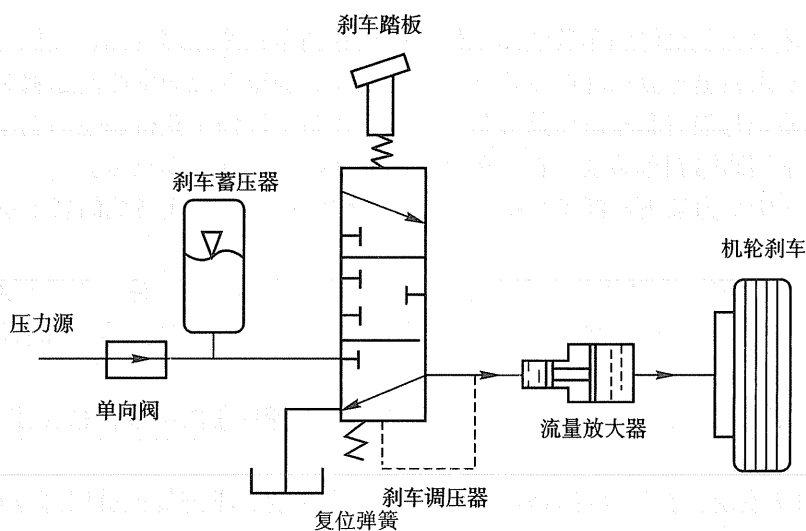


图 4.5-17 正常刹车系统原理图

力与驾驶员的脚蹬力成正比；刹车油液经过流量放大后，供向刹车作动筒，加快刹车反应速度，使机轮内的刹车装置（刹车片相接触摩擦）产生刹车力矩，使飞机减速。当驾驶员松开刹车后，在复位弹簧的作用下松开刹车，油液经原路返回，经过刹车调压器回油箱。其中的流量放大器还起到液压保险器的作用。

刹车调压器又被称为刹车计量活门，其性质是由刹车踏板控制的可调减压阀。驾驶员通过刹车踏板控制油路流通面积（阀口开度），使刹车压力与脚蹬力成正比。

刹车蓄压器为刹车工作储存液压能量,抑制压力波动以及确保瞬时液压油进入刹车组件中。同时,当正常刹车系统失效或进行停留刹车时,刹车蓄压器可作为备用刹车源。

2. 备用(应急)刹车系统

当正常刹车系统发生故障时,可将备用(应急)刹车动力源通过备用(应急)刹车转换活门送到刹车装置,进行备用(应急)刹车,参见图4.5-16。

3. 防滞刹车

根据工作原理的差异,防滞系统分为惯性防滞系统和电子式防滞系统两大类。

(1) 惯性防滞系统

惯性防滞系统是在一般刹车系统的基础上添加惯性传感器和电磁活门两个主要附件组成,如图4.5-18所示。惯性传感器固定在刹车盘或轮轴上,电磁活门安装在刹车系统的工作管路中。传感器内部有一随机轮转动的惯性飞轮,当飞机出现拖胎时,惯性飞轮感受到机轮滚动角速度下降,向电磁活门发出拖胎信号。

在着陆滑跑过程中使用刹车时,从刹车系统输出的高压气体或油液,经电磁活门进入刹车盘。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后,即操纵一个电门,将电磁活门中线圈的电路接通。活门便在电磁吸引力作用下,打开放气(回油)路,堵住来气(来油)路。于是,刹车盘内高压气体(油液)的压力迅速降低。

当拖胎解除且机轮恢复正常滚动后,被传感器接通的电路立即断开,电磁吸引力消失,活门在弹簧作用下恢复原位,重新打开来气(来油)路,关闭放气(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来减小刹车压力。如此周而复始,便可使刹车压力围绕着临界刹车压力做有规律的变化,获得高的刹车效率。

(2) 电子式防滞系统

惯性传感器式防滞系统在机轮具有一定的负角加速度后,才能输出控制信号,且执行机构为普通的两位三通电磁阀,控制精度较低;现代民航飞机多采用控制精度高的电子式防滞系统。

1) 机轮滑移率和刹车效率

人们发现,当飞机滑行时,飞机的速度($V_{机}$)与机轮的滚动速度($V_{轮}$)并不相同,这一偏差的大小可以用机轮滑移率表示:

$$\text{滑移率} = (V_{机} - V_{轮}) / V_{机}$$

当机轮滑移率=0时,飞机没有拖胎;而机轮滑移率=1时,飞机处于完全拖胎状态,轮胎将受到极大的磨损,甚至发生爆胎。经过试验,人们发现刹车效率与滑移率的关系如图4.5-19所示。

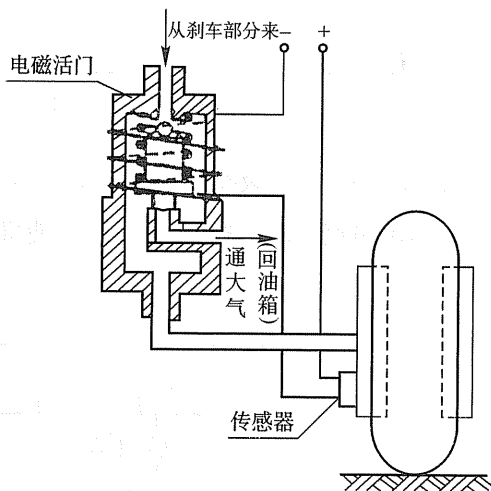


图 4.5-18 惯性防滞系统工作原理

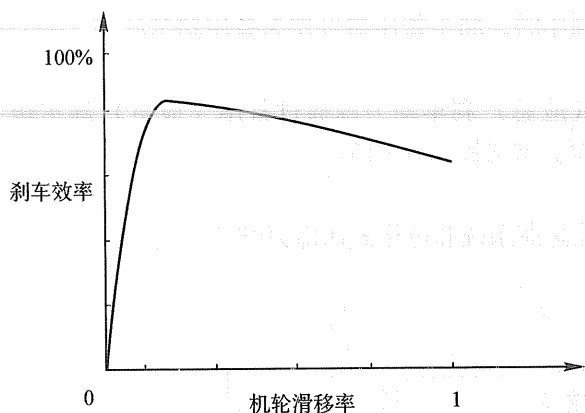


图 4.5-19 刹车效率与机轮滑移率的关系曲线

连续控制供向刹车装置的油液压力，使机轮的滑移率等于理想滑移率，从而达到最高的刹车效率。

无论刹车条件如何变化，在滑移率 = 0.15 ~ 0.25 时刹车效率最高。如果在飞机滑行时能很好地控制机轮的滑移率，将得到最高的刹车效率，且具有控制精度高的优点。现代伺服技术的发展，为电子式防滞系统的使用打下了理论基础和实现手段。

2) 电子式防滞系统组成

图 4.5-20 所示为电子式防滞系统组成原理图。轮速传感器感受机轮滚动速度，送到防滞控制器；防滞控制器根据轮速、飞机滑行速度计算机轮的滑移率，与理想滑移率比较，发出控制信号到防滞阀；防滞阀根据防滞控制器的控制信号，

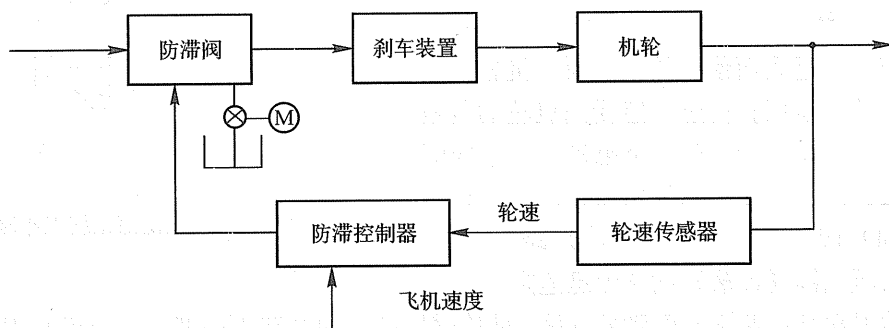


图 4.5-20 电子式防滞系统原理图

电子式防滞系统由三个主要元件组成：轮速传感器、防滞控制器和防滞阀。

轮速传感器（轮速发电机）是测量轮速的敏感元件，它是一个很小的发电机，装在机轮轴上，如图 4.5-21 所示。发电机的转子由主轴通过机轮传动套来带动，机轮转动时，发电机发出电信号，其强度表示轮速的大小。

防滞控制器接收来自轮速传感器的轮速信号、飞机滑行速度信号，并依此计算出机轮的滑移率。防滞控制器将瞬时滑移率与预先设定的理想滑移率比较，根据偏差情况发出控制信号到防滞阀。

防滞阀为典型的电液伺服阀，原理如图 4.5-22 所示，其功用是根据防滞控制信号控制供向刹车装置的油液压力。

3) 电子式防滞系统的功用

飞机由下滑到在跑道上停稳的过程中，电子式防滞系统起着不同的作用：接地保护功能、锁轮保护功能、正常防滞功能、人工刹车功能。该系统工作过程如图 4.5-23 所示。

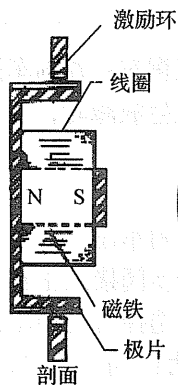


图 4.5-21 轮速传感器原理图

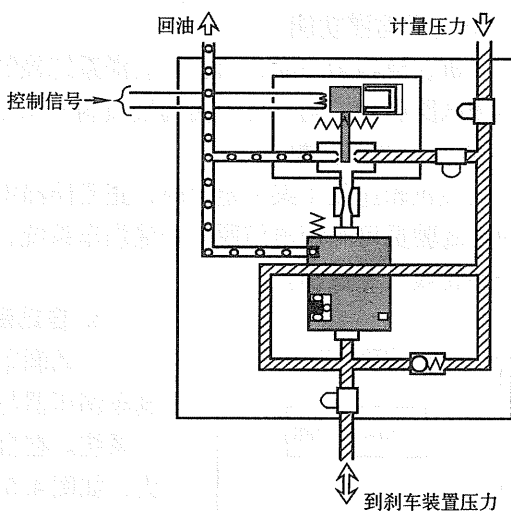


图 4.5-22 防滞伺服阀原理图

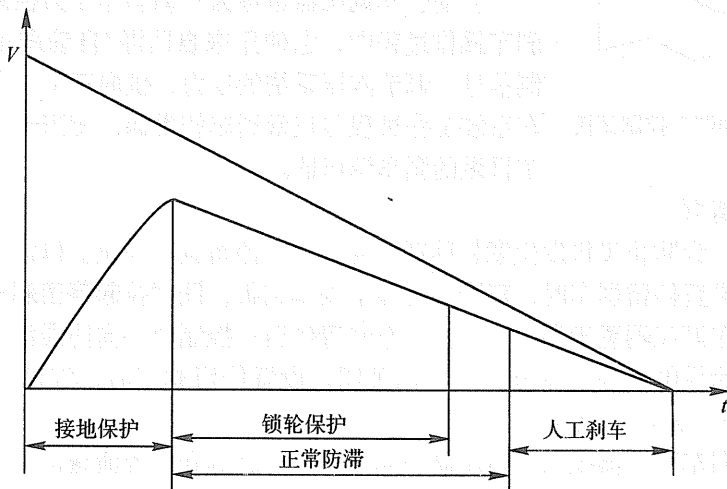


图 4.5-23 飞机着陆时刹车系统工作过程

① 接地保护功能

当飞机下滑即将接地时，轮胎是静止的，若此时驾驶员踩下刹车，将使机轮瞬间严重拖胎。接地保护电路的功能是在飞机即将接地瞬间解脱刹车的作用（虽然已经实施刹车）。当飞机主轮触地且机轮滚动速度达到刹车允许速度时，接地保护电路断开。

② 锁轮保护功能

当飞机通过局部积冰（水）的跑道时，由于机轮轮胎与地面的摩擦力不够而发生拖胎现象。如果正常防滞控制不能将其解除，就需要由锁轮保护电路发出超控信号，使刹车管路释压，且释压时间比解除正常拖胎的时间要长，这是为了给这个机轮一个加速的时间。

锁轮保护电路监测两个同侧机轮的速度差，当两轮速相差一定值时，锁轮保护电路工

作。在飞机平均轮速低于某一定值时，锁轮保护电路断开。

③ 正常防滞功能

飞机在滑跑刹车时，由正常防滞系统控制刹车状态；当飞机的轮速低于某一定值时，正常防滞电路脱开，刹车压力由驾驶员刹车调压器决定。

④ 人工刹车功能

当飞机轮速低于某一定值时，正常防滞电路将脱开，由驾驶员进行人工刹车；在刹车过程中，驾驶员可利用电门脱开防滞刹车系统，进行人工刹车；当防滞系统发生故障时，自动脱开并转换人工控制。

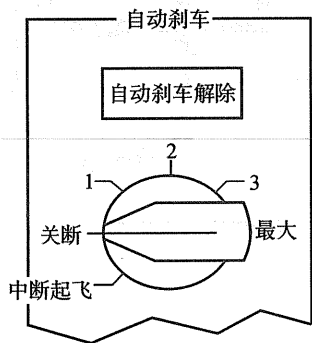


图 4.5-24 自动刹车控制面板

4. 自动刹车系统

自动刹车系统通过自动刹车调压器调节刹车压力。自动刹车调压器与正常刹车调压器并联，通过转换阀接入正常刹车系统。在自动刹车控制面板上，驾驶员可选择自动刹车压力，如图 4.5-24 所示。自动刹车压力分为四挡：1、2、3 挡和最大（MAX）挡；在飞机中断起飞刹车时，可选择“RTO 挡”进行大力刹车。

自动刹车调压器也称为自动刹车压力控制组件。在自动刹车操作过程中，它使用来自防滞/自动刹车控制组件的控制信号，调节液压系统的压力，供向正常刹车系统。自动刹车系统工作过程与正常刹车相类似，相当于用该组件代替人工操纵的刹车调压器。

5. 停留刹车系统

飞机停放时，为防止飞机发生意外移动，通常设有停留刹车系统。以波音系列飞机设置停留刹车为例：设置停留刹车时，双脚用力踏下刹车踏板，同时拉起停留刹车手柄，通过机械连杆机构将刹车调压器置于刹车位，向刹车装置供压；控制电路向防滞活门回油路上的停留刹车关断阀马达供电，停留刹车关断活门关闭；设置停留刹车时，红色（有些机型为琥珀色）“停留刹车警告灯”点亮。

刹车压力由刹车蓄压器提供，蓄压器预充气压力的高低和系统泄漏情况将决定停留刹车时间的长短。

停留刹车注意事项：当刹车装置温度过高时，不能设停留刹车，防止刹车片在高温下咬合，松不开刹车。

6. 刹车系统的维护

刹车系统的正常工作对飞机非常重要，所以在日常维护中要仔细检查，并注意以下事项：

- ① 检查系统渗漏时，应在系统工作压力下进行；
- ② 在拧紧松动的接头时，必须将压力断开；
- ③ 检查刹车软管是否老化、开裂，是否腐蚀；
- ④ 防止空气进入刹车系统，刹车系统的排气操作，基本操作方式见刹车装置一节。

第 5 章 飞行操纵系统

5.1 操纵系统概述

飞机飞行操纵系统是飞机上的主要系统之一，它的工作性能好坏，直接影响着飞机飞行的性能，对于民航飞机来说，更在很大程度上影响飞机的安全性和乘坐品质。

5.1.1 操纵系统定义及分类

1. 飞行操纵系统定义

飞机飞行操纵系统是飞机上所有用来传递操纵指令，驱动舵面运动的所有部件和装置的总合，用于控制飞机的飞行姿态、气动外形、乘坐品质。驾驶员通过操纵飞机的各舵面和调整片实现飞机绕纵轴、横轴和立轴旋转（见图 5.1-1），以完成对飞机的飞行姿态和飞行轨迹的控制。

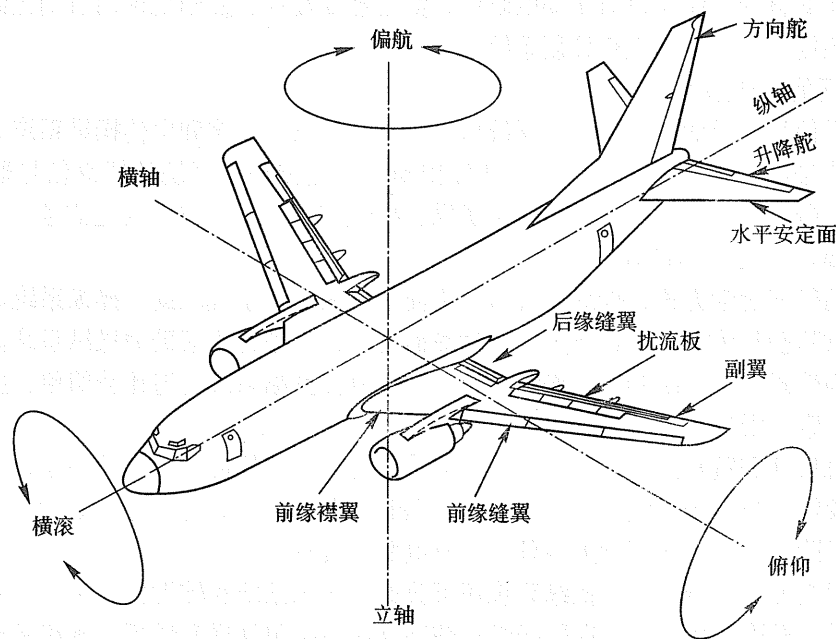


图 5.1-1 飞机绕三个轴的运动

根据定义，飞行操纵系统可分为三个环节，即：中央操纵机构，用于产生操纵指令，包括手操纵机构和脚操纵机构；传动机构，用于传递操纵指令；驱动机构，用于驱动舵面运动。

表 5.1-1 列出了飞行操纵系统各环节的详细信息。

表 5.1-1 飞行操纵系统构成

中央操纵机构	→	传动机构	→	驱动机构	→	舵面	
手操纵机构	⇒	机械传动	⇒	人力驱动	⇒	主操纵	副翼
		电传操纵		液压助力			升降舵
脚操纵机构							光传操纵
	辅助操纵	襟翼、缝翼					
扰流板							
安定面							

2. 飞行操纵系统分类

飞行操纵系统分类的方法较多，一般按照操纵信号来源、信号传递方式和驱动舵面运动方式三种方法分类。

(1) 根据信号来源

根据操纵信号的来源，现今飞机飞行操纵系统可以分为两大类：人工飞行操纵系统和自动飞行控制系统。人工飞行操纵系统，其操纵信号是由驾驶员发出的；而自动飞行控制系统，其操纵信号是由系统本身产生的。自动飞行控制系统对飞机实施自动和半自动控制，协助驾驶员工作或自动控制飞机对扰动的响应，如自动驾驶仪、发动机油门自动控制、结构振动模式抑制系统都属于自动飞行控制系统。

(2) 根据信号传递方式

根据操纵信号传递的方式，操纵系统可以分为机械操纵系统和电传操纵系统。机械操纵系统的操纵信号由钢索、传动杆等机械部件传动；而电传操纵系统的操纵信号通过电缆传递。目前正在研究的信号传递方式为光传操纵，操纵信号为在光缆中的光信号。

(3) 根据驱动舵面运动方式

根据驱动舵面运动方式，操纵系统可分为简单机械操纵系统和助力操纵系统。简单机械操纵系统依靠驾驶员体力克服铰链力矩驱动舵面运动，又被称为无助力操纵系统。简单机械操纵系统分为软式操纵系统和硬式操纵系统。简单机械操纵系统构造比较简单，主要由驾驶杆、脚蹬、钢索、滑轮、传动杆、摇臂等组成。

随着飞机尺寸和重量的增加，飞行速度的不断提高，即使使用了气动补偿，驾驶杆力仍不足以克服铰链力矩，20 世纪 40 年代末出现了液压助力器，实现了助力操纵。目前飞机舵面的驱动装置除了常用的液压助力器外，还有电驱动装置。

另外，根据舵面类型不同，操纵系统还可分成主操纵系统和辅助操纵系统。主操纵系统包括副翼操纵、升降舵操纵和方向舵操纵；辅助操纵系统包括增升装置、扰流板操纵和水平安定面配平操纵。

5.1.2 对操纵系统的要求

操纵系统除了应满足重量轻、制造简单、维护方便、具有足够的强度和刚度等要求外,还应满足以下一些特殊要求:

① 保证驾驶员手、脚操纵动作与人类运动本能相一致。这样可避免发生错误的操纵动作和分散驾驶员的注意力,同时可以缩短训练驾驶员的时间。正确的操纵动作应是:驾驶盘(或驾驶杆)前推,机头应下俯,飞机下降,反之则相反;驾驶盘向左转,飞机应向左侧倾斜,反之则相反;踩右脚蹬,机头应向右偏转,反之则相反;

② 驾驶杆既可操纵升降舵,又可操纵副翼,同时要求在纵向或横向操纵时彼此互不干扰;

③ 驾驶舱中的脚操纵机构应当能够进行调节,以适应不同身材的需要;

④ 驾驶员是凭感觉来操纵飞机的,除感受过载大小之外,还要有合适的杆力和杆位移的感觉,其中杆力尤为重要。脚蹬力和脚蹬位移也是如此;

⑤ 驾驶杆(或脚蹬)从配平位置偏转时,所需的操纵力应该均匀增加,并且力的指向总是与偏转方向相反,这样,驾驶杆(或脚蹬)就有自动回中(即回到配平位置)的趋势;

⑥ 驾驶杆力(或脚蹬力)应随飞行速度增加而增加,并随舵面偏转角度增大而增大;

⑦ 为防止驾驶员无意识动杆及减轻驾驶员的疲劳,操纵系统的启动力应在合适的范围内。“启动力”是指飞机在飞行中,舵面开始运动时所需的操纵力,启动力包括操纵系统中的摩擦(其中包括助力器配油活门的摩擦),预加载荷等;

⑧ 操纵系统的间隙和系统的弹性变形会产生操纵延迟现象。延迟是很危险的,因此必须使操纵系统中的环节和接头数量最少,接头处的活动间隙量小及系统应有足够的刚度;

⑨ 在中央操纵机构附近应有极限偏转角度止动器,以防止驾驶员用力过猛,操纵过量而使系统中某些部件或机体结构遭到损坏;

⑩ 飞机停在地面上时,为防止舵面被大风吹坏,所有舵面应用“锁”来固定。舵面锁紧系统应在飞机内部,不应采用外部锁紧装置,内锁紧装置应直接与舵面连接。为防止在起飞状态下,舵面仍处于锁定状态,要求必须在所有舵面都开锁后,油门才能打开。

5.2 中央操纵机构

飞机主操纵系统是由中央操纵机构和传动系统两大部分组成。由驾驶员手脚直接操纵的部分,叫做中央操纵机构。中央操纵机构由手操纵机构和脚操纵机构所组成。

5.2.1 手操纵机构

1. 驾驶杆式手操纵机构

图 5.2-1 所示为一种驾驶杆式手操纵机构。前推或后拉驾驶杆时,驾驶杆绕着轴线 a—a 转动,经传动杆 1 和摇臂 1 等构件的传动,可操纵升降舵;左右压杆时,驾驶杆绕轴线 b—b 转动,这时扭力管和摇臂 2 都随之转动,经传动杆 2 等构件的传动,即可操纵副翼。

驾驶杆式手操纵机构虽然要操纵两类舵面——升降舵和副翼，但两者不会互相干扰。也就是说，单独操纵某一舵面时，另一舵面既不随之偏转，也不妨碍被操纵舵面的动作。

从图 5.2-1 中可以看出，当驾驶杆前后运动时，扭力管并不转动，因而不会去传动副翼。驾驶杆左右摆动时，除了扭力管转动外，驾驶杆下端还要带着传动杆 1 左右摆动。因为传动杆 1 与摇臂 1 的连接点 c 位于轴线 b—b 上，驾驶杆左右摆时，传动杆沿着以 b—b 线为中心轴，以 c 点为顶点的锥面运动（见图 5.2-2）。由于圆锥体的顶点 c 到底部周缘上任一点（例如 1、2、3、4、5 各点）的距离是相等的，并且 c 点采用的是可自由转动的球形接头，所以当驾驶杆左右摆动时，摇臂 1 不会绕其支点前后转动，因而升降舵不会偏转。

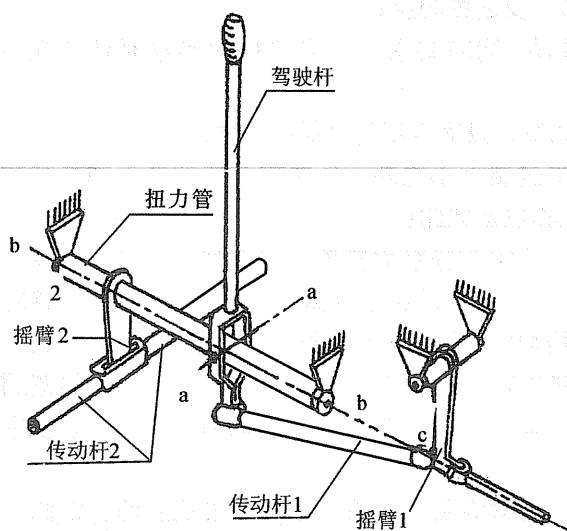


图 5.2-1 驾驶杆式手操纵机构

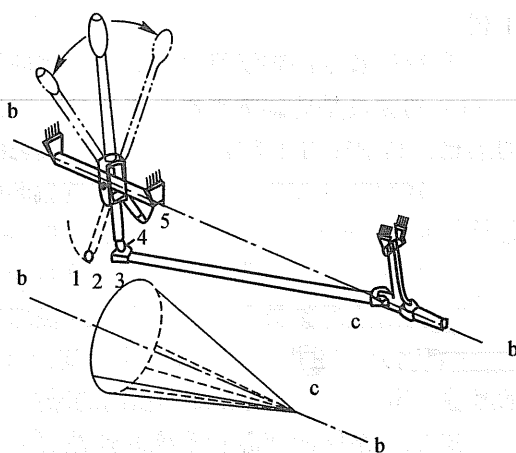


图 5.2-2 驾驶杆式手操纵机构原理

2. 驾驶盘式手操纵机构

图 5.2-3 所示为一种驾驶盘式手操纵机构。驾驶盘在操纵时，通过内部的齿轮传动装置带动驾驶杆内的一根扭力管转动，扭力管通过一个万向接头带动副翼操纵钢索轮，提供操纵副翼的信号，前推或后拉驾驶盘时，可操纵升降舵。

这种驾驶盘式手操纵机构，也能保证操纵升降舵与操纵副翼时互不干扰。左右转动驾驶盘时，通过叶片状的万向接头传递扭矩，驾驶杆不动，所以，不会使升降舵偏转；而前推或后拉驾驶盘时，由于有叶片状的万向接头，副翼控制钢索轮不会转动，钢索不会绷紧或放松，所以既不会使副翼偏转，也不会影响驾驶盘的前后动作。

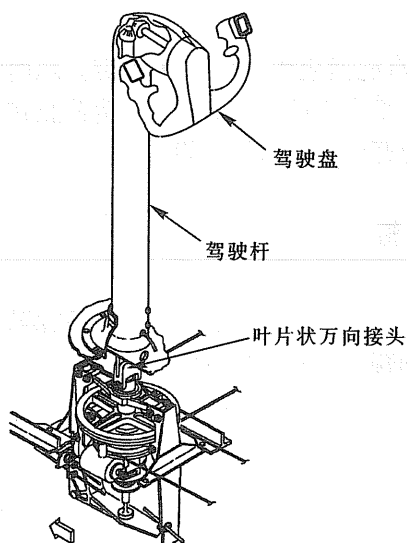


图 5.2-3 驾驶盘式手操纵机构

上述两种手操纵机构相比，驾驶杆构造较简单，便于驾驶员一手操纵驾驶杆，一手操纵油门手柄，但是它不便于用增大驾驶杆倾斜角度的办法来减小操纵

副翼时的杆力；驾驶盘式构造较复杂，但可通过增大驾驶盘的转角，使操纵副翼省力。当然，这时使副翼偏转一定角度所需的时间要相应增长。

因此，前者多用于机动性较好而操纵时费力较小（或装有助力器）的飞机，后者多用于操纵时费力较大而机动性要求较低的中型和大型飞机。

3. 侧杆操纵机构

所谓“侧杆”是“侧杆操纵器”的简称。它是一种输入力信号，输出电信号的小型侧置手操纵机构，如图 5.2-4 所示。

这种手操纵机构可以代替驾驶杆（或驾驶盘）。它前后、左右摆动发出互不干扰的电信号，通过电传操纵系统使飞机产生纵向和横向运动。其具体结构、力特性与驾驶员的生理特点、操纵感觉和飞机操纵性能有关。

由于侧杆操纵器重量轻，空间尺寸小，改善了驾驶员观察仪表的工作条件，克服了重力加速度给驾驶员带来不必要的困难。在操纵时，侧杆的位移和舵面偏转角一一对应，机长和副驾驶的操纵信号在舵面上产生叠加效果。

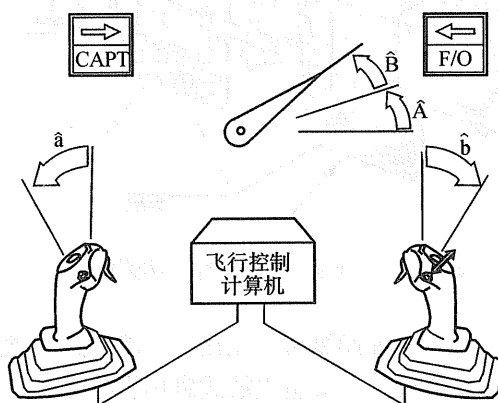


图 5.2-4 电传操纵系统的侧杆手操纵机构

5.2.2 脚操纵机构

1. 平放式脚蹬

脚操纵机构有脚蹬平放式和脚蹬立放式两种。

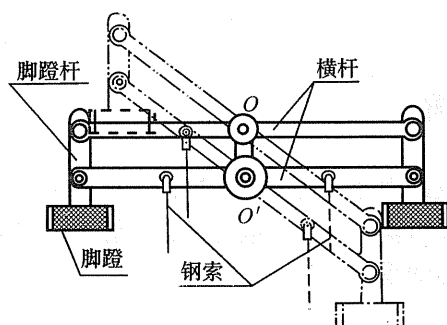


图 5.2-5 脚蹬平放式脚操纵机构

图 5.2-5 所示为一种脚蹬平放式脚操纵机构。图中的脚蹬安装在由两根横杆和两根脚蹬杆组成的平行四边形机构上。驾驶员蹬脚蹬时，两根横杆分别绕转轴 O 和 O' 转动（转轴固定在座舱底板上），经钢索（或传动杆）等的传动，使方向舵偏转。

平行四边形机构的作用是保证在操纵方向舵时，脚蹬只作平移而不转动（如图中双点划线所示），以便于驾驶员操纵。

2. 立放式脚蹬

图 5.2-6 和图 5.2-7 所示为两种脚蹬立放式脚操纵机构。前者的转轴在脚蹬上，后者的转轴

（ $a-a$ 和 $b-b$ 轴）在脚蹬之下。

从图中可见，蹬脚蹬时，它们都是通过传动杆和摇臂等构件的传动而使方向舵偏转的。同时，由于传动杆和摇臂等的连接，左右脚蹬的动作是协调的，即一个脚蹬向前时，另一个脚蹬向后。

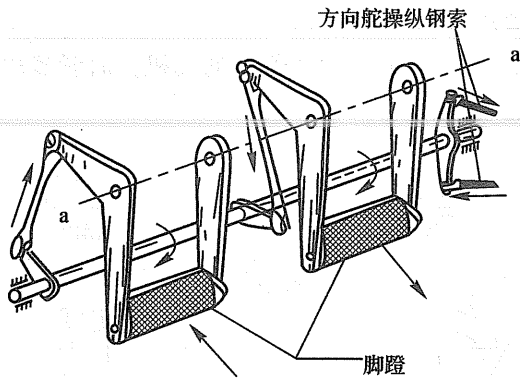


图 5.2-6 脚蹬立放式脚操纵机构之一

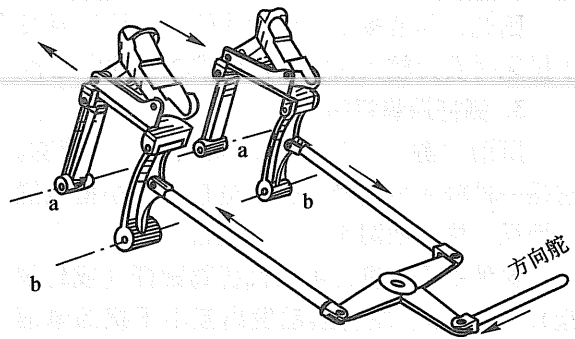


图 5.2-7 脚蹬立放式脚操纵机构之二

上述两种操纵机构相比，脚蹬平放式脚操纵机构，为了取得较大的操纵力臂，两脚蹬之间的距离较大；脚蹬立放式脚操纵机构，是通过增长与脚蹬连接的摇臂来获得足够的操纵力臂的，两脚蹬之间的距离可以做得较小。所以，前者多与左右活动范围较大的驾驶杆式手操纵机构组合，后者则多与驾驶盘式手操纵机构组合。

3. 脚蹬其他装置

脚蹬操纵机构除了上述基本组成部分还有一些其他设备，其中主要有：

① 脚蹬前后位置的调整设备。通过它可以调整脚蹬的前后位置，以适应不同身材驾驶员的需要；

② 驾驶杆（盘）和脚蹬的限动装置，限制驾驶杆（脚蹬）的最大活动范围，从而控制舵面的最大偏转角以符合规定，凡是可以调整的限动装置应在调整好的位置上保证确实锁紧，或用保险丝保险。为了防止可能因错误调整或错误装配而使舵面的偏转角超过规定而产生危险，在舵面附近也应有限动装置。

5.3 传动系统

传动机构的作用是将操纵机构的信号传送到舵面或助力器。在简单机械操纵系统中，传动是由一些机械机构来完成的，称为传动机构；而在助力操纵系统和电传操纵系统中，传动是由一些机构和部件组成的，习惯上称为传动装置或传动系统。

5.3.1 机械传动机构

机械式传动机构包括软式传动机构和硬式传动机构。另外，某些飞机还会采用混合式传动机构。

在软式传动机构中，操纵力只能靠钢索的张力传递，因此必须有两根钢索构成回路，轮流起作用，一根主动，另一根被动。

软式传动的优点：构造简单，尺寸较小，重量较轻，比较容易绕过机内设备；其缺点是

钢索的刚度较小,受力后容易被拉长,使操纵灵敏度变差,并且在飞行中舵面容易产生颤振。钢索在转弯处绕过滑轮,产生较大的摩擦力,容易磨损。

在硬式传动机构中操纵力是由传动杆传递的,这时,传动杆受到拉力或压力。传动杆是由金属管件制成的,它的刚度较大。传动机构中的铰接点可以用滚珠轴承,滚珠轴承可以减小传动机构的摩擦力,并消除间隙。

硬式传动机构的优点是具有较佳的操纵灵敏度,飞行中舵面不容易振动。此外,硬式传动的生存力也较大一些,尤其是副翼的操纵,如一边传动杆完全损坏,仍可用另一边的副翼来进行横向操纵。

硬式传动的缺点在于:传动杆难于“绕”过飞机内部设备;由于需要大量的铰接而使构造复杂化,整个系统的重量加大。除此以外,还必须使传动杆不与发动机的使用转速发生共振现象。

混合式传动机构兼有硬式和软式的优点和缺点。

1. 软式传动机构

(1) 钢索

钢索是由钢丝编成的。它只能承受拉力,不能承受压力。所以,在软式传动机构中,都用两根钢索构成回路,以保证舵面能在两个相反的方向偏转。

1) 钢索构造和规格

飞机操纵钢索的单体结构是钢丝,通常采用碳素钢或不锈钢制成,碳素钢钢索表面通常包锌镀锡。钢丝的直径决定了钢索的粗细尺寸,一束钢索按螺旋形或锥盘形,扭织成股,然后以一股为中心,其余各股汇合编织而成为钢索。钢索的规格型号就是按所具有的钢丝股数和每股钢丝根数来识别,采用两位数编码。第一个数字是股数,第二个数字是每股的钢丝数。最广泛应用的航空钢索为 7×7 和 7×19 两类。

7×7 钢索包含每股7根钢丝共7股。一股为中心股,其余6股缠绕在外面,如图5.3-1所示。这种钢索具有中等柔曲度,一般用于舵面调整片操纵、发动机操纵和控制信息指示等处。

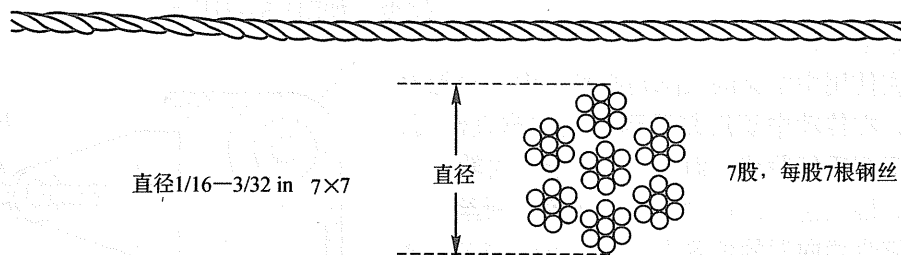


图 5.3-1 7×7 钢索

7×19 钢索由7股钢丝组成,但每股有19根钢丝。编织方法也是一股为中心股,其余6股缠绕在外面,如图5.3-2所示。这种钢索柔曲度很好,所以通常用于一级飞行操纵系统以及要在滑轮上经常运动的传动环节上。

航空操纵钢索的直径大小为规格区分,一般范围为 $1/16$ 到 $3/8$ in,钢索直径的正确测量如图5.3-1和图5.3-2所示。

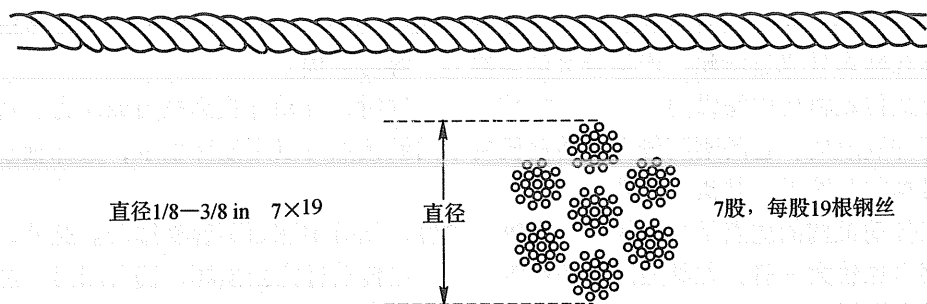


图 5.3-2 7×19 钢索

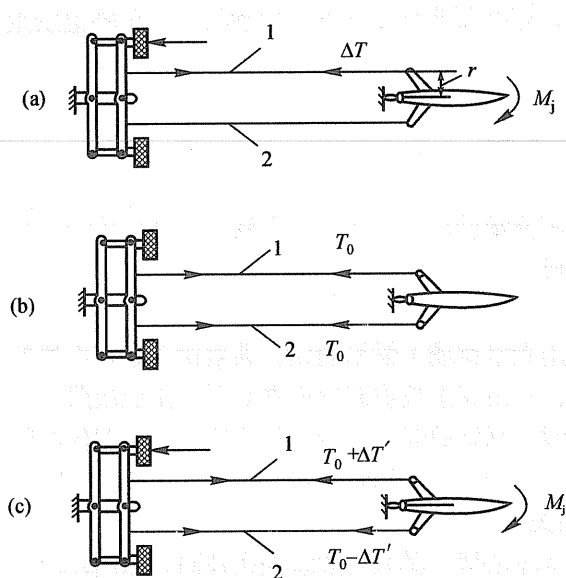


图 5.3-3 有预加张力和无预加张力的钢索，在传动中所受的张力

直径相同的钢索，股数越多，它的柔性越好；直径相同，股数相同，钢丝数越多，柔性就越好。

2) 弹性间隙和钢索预紧

钢索承受拉力时，容易伸长。这样当驾驶员操纵舵面时，舵面的偏转会落后于驾驶杆或脚蹬的动作，就像操纵系统有了问题一样。由于操纵系统的弹性变形而产生的“间隙”通常称为弹性间隙。钢索的弹性间隙太大，就会使操纵的灵敏性变差。

为了减小弹性间隙，操纵系统中的钢索在装配时都是预先拉紧的，预先拉紧的力称为预加张力。有预加张力的钢索能减小弹性间隙，这是因为：第一，钢索被预先拉紧后，就把各股钢丝绞紧，传动时钢索就不容易被拉长；第二，钢索在传动中张力增加得较少，如图5.3-3所示。

3) 钢索故障

钢索在使用中常见的故障是断丝。由于滑轮部位的钢索，在传动中要反复受到弯曲和拉直作用，即经常要受到重复载荷，而且它还可能与滑轮产生相对滑动，因而滑轮部位的钢索比较容易断丝。除了滑轮，钢索导向器的位置也是断丝发生较多的地方，如图 5.3-4 所示。因此，在维护工作中应着重检查以上部位。

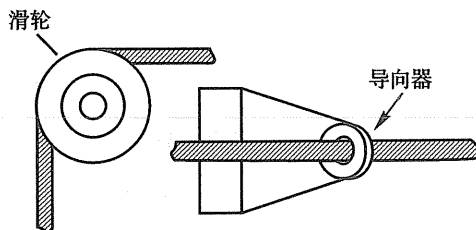


图 5.3-4 钢索常见的断丝位置

检查钢索断丝的方法是用擦布沿着钢索长度方向擦拭，并检查擦布被断丝钩住的地方。彻底检查钢索时，要把舵面运动到最大行程的极限位置。这将显露出在滑轮、导向器和钢索轮等区域的钢索。出现断丝的钢索必须更换。

锈蚀可以目视检查。如果发现钢索表面锈蚀，要卸除钢索的张力。然后将钢索反向扭转，而使之张开，目视检查内部的钢索股是否锈蚀。如果内部钢索股锈蚀，表明钢索已经损

坏,因而需要更换钢索。如果内部没有锈蚀,就用编织粗糙的抹布或纤维刷子,清除外部锈蚀。切勿用金属刷或溶剂对钢索除锈。金属刷混有其他金属的颗粒,能使钢索进一步锈蚀。溶剂会除去钢索内部的润滑剂,这也会使钢索进一步锈蚀。钢索进行彻底清洁之后,涂上防锈剂,这种防锈剂能保护并润滑钢索。

4) 封闭钢索

在一些大型飞机的所有很长又很直的线段上使用封闭式钢索。它由普通的挠性钢索和挤压在钢索上面的铝管组成,铝管将钢索封闭在里面。封闭式钢索结构具有以下优点:由温度引起的张力变化小于普通钢索;在给定负载下,伸长量也小于普通钢索。

封闭式钢索发现下面情况需要更换:包覆的铝管已磨透,暴露出磨损的钢索股线;包覆铝管有断裂;或存在较大的磨损点。

(2) 滑轮和扇形轮

滑轮(见图 5.3-5(a))通常用酚醛树脂(胶木)或硬铝制成,它用来支持钢索和改变钢索的运动方向。为了减小摩擦,在支点处装有滚珠轴承。

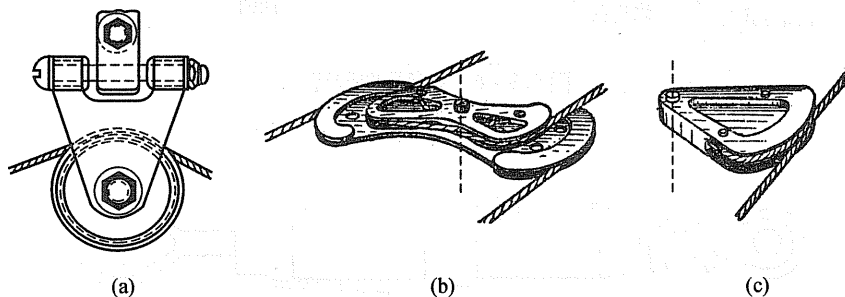


图 5.3-5 滑轮和扇形轮

扇形轮也叫扇形摇臂(见图 5.3-5(b)和(c)),它除了具有滑轮的作用外,还可以改变力的大小。扇形轮多用硬铝制成,在支点处也装有滚珠轴承。

(3) 钢索导向装置

图 5.3-6 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。

(4) 松紧螺套

松紧螺套(见图 5.3-7)用来调整钢索的预加张力。两个带相反螺纹的钢索螺杆头式接头和一个两端带相反内螺纹的螺套组成。在螺套左螺纹的一端外部,刻有一道槽或滚花。转动螺套,即可使两根螺杆同时缩进或伸出,使钢索绷紧或放松。

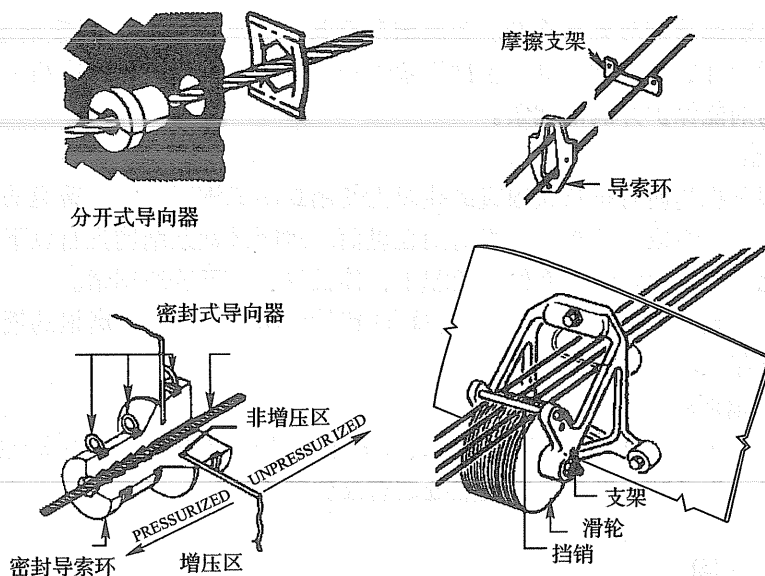


图 5.3-6 钢索导向装置

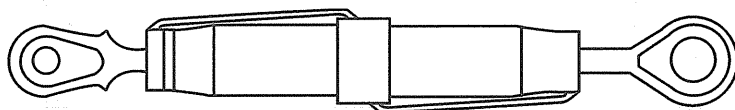


图 5.3-7 松紧螺套

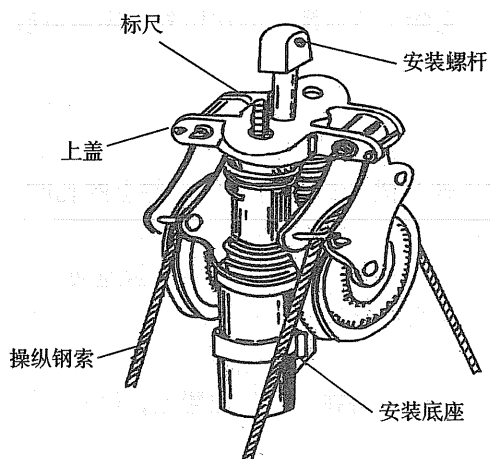


图 5.3-8 钢索张力补偿器

松紧螺套装配注意事项:

- ① 将螺套两端的接头同时拧上螺纹;
- ② 调整后检查拧入深度, 露在套外的螺纹不得超过三牙;
- ③ 完成工作后, 按规定打保险。

(5) 钢索张力补偿器

由于飞机机体上的外载荷的变化和周围气温变化的影响, 飞机机体结构和飞机操纵系统之间会产生不同程度的相对变形, 因而钢索可能会变松或过紧。变松将发生弹性间隙, 过紧将产生附加摩擦。

钢索张力补偿器的功用正是保持钢索的正确张力, 而不受上述因素的影响。某飞机的钢索张

力补偿器如图 5.3-8 所示。十字上盖受弹簧的作用可以保持钢索的正确张力。标尺上的刻度可指示出钢索的张力, 而不需要张力器或其他仪器。

2. 硬式传动机构

(1) 传动杆

传动杆又称为拉杆。它的特点一是不存在拉力随时变化的麻烦，二是构造简单，只靠一根管材就能传递拉力和压力。它的杆身用铝合金或钢质管材制成，两端有接头，其一端的接头通常是可以调整的，如图 5.3-9 所示。在调整传动杆长度时，为了防止接头的螺杆长度调出过多，而使螺纹的结合圈数过少，在管件端部应有检查小孔。把传动杆调长时，接头螺杆的末端不应超过小孔的位置。

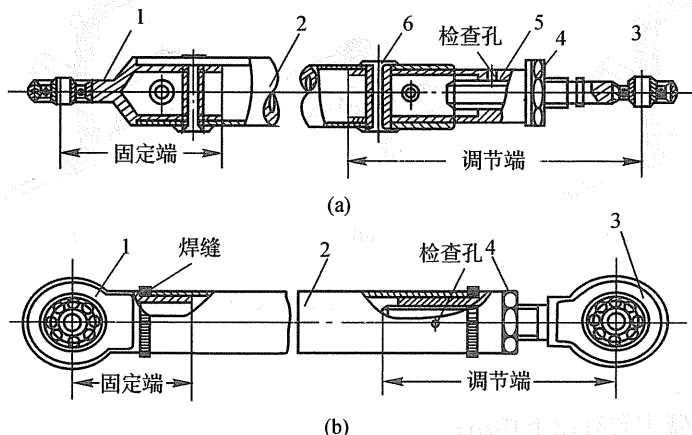


图 5.3-9 典型传动杆

(a) 铝铆接传动杆；(b) 钢焊接传动杆

1—耳环套筒；2—管件；3—耳环螺栓；4—缩紧螺母；5—耳环套筒；6—空心铆钉

空心的传动杆要求有排水孔，因为潮气能从接头的连接处进入到杆的内腔，然后凝聚成水，除可能发生锈蚀和增加杆的重量外，由于水能结成冰后膨胀而使杆损坏。排水孔必须足够大，在水结冰之前就可以排除掉，但也不能过大以致过度削弱杆的强度。因此，在维护中不应使小孔堵塞或扩孔。

由于传动杆一般是细长杆，因此，当受到压力时就可能发生弯曲现象，称为失去总稳定性（又称杆轴失稳）。压杆时发生失稳现象就意味着杆已损坏。

(2) 摇臂

1) 摇臂的类型

摇臂通常由铝合金材料制成，在与传动杆和支座的连接处都装有轴承。摇臂按臂数可分为单摇臂、双摇臂和复合摇臂三类，如图 5.3-10 所示。

单摇臂有的仅起支持传动杆的作用（见图 5.3-10 (a)），有的还可改变力的大小（见图 5.3-10 (b)）；一端固定在舵面转轴上的单摇臂（见图 5.3-10 (c)），用来使航面偏转，习惯上叫做操纵摇臂。

双摇臂两臂之间的夹角，有的是 180° （见图 5.3-10 (d)），有的小于 180° （见图 5.3-10 (e)）。它们除了用来支持传动杆外，还可改变传动杆的运动方向和力的大小。复摇臂（见图 5.3-10 (f)）除了具有与双摇臂相同的作用外，还可用来同时传动几根传动杆。

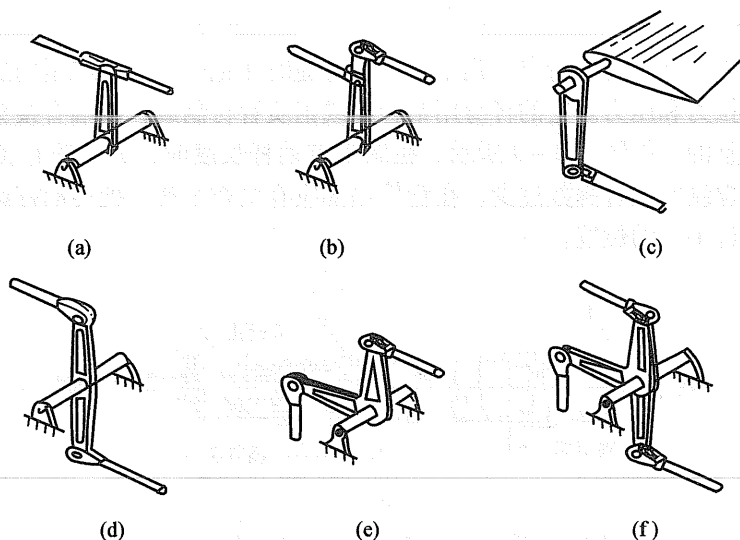


图 5.3-10 摇臂的类型

2) 摇臂的作用

综上所述,摇臂主要有以下作用:

- ① 支持传动杆;
- ② 放大或缩小力;
- ③ 放大或缩小传动杆的位移;
- ④ 放大或缩小传动杆的运动速度;
- ⑤ 改变传动杆运动方向;
- ⑥ 现差动操纵。

3) 差动摇臂

有些飞机的副翼是差动的。所谓差动,是指当驾驶杆左右偏转同一角度时,副翼上下偏转的角度不同。这样做的目的是消除由于副翼偏转造成的两机翼阻力差,消除不必要的偏航(详见飞行原理——副翼差动部分)。实现差动操纵最简单的机构是差动摇臂。

差动摇臂的工作原理如图 5.3-11 所示,它的一个臂 OA 经传动杆 AC 与驾驶杆相连,一个臂 OB 经传动杆 BD 与舵面相连,当驾驶杆在中立位置时, OA 臂与传动杆 AC 垂直;另一个臂 OB 臂与传动杆 BD 不成直角。

当传动杆 AC 从中立位置向前或向后移动同样的距离 ($a_0 = b_0$) 时, OA 臂前、后移动的转角是相等的,因而 OB 臂前、后移动的转角也相等 ($\theta_1 = \theta_2$)。但从图中可以看出,这时传动杆 BD 向后移动的距离却大于向前移动的距离 ($b > a$),所以舵面向上的偏转角 δ_1 就大于向下的偏转角 δ_2 。

如果当驾驶杆在中立位时,传动杆 AC 与 OA 臂也不成直角,则差动效果更大。

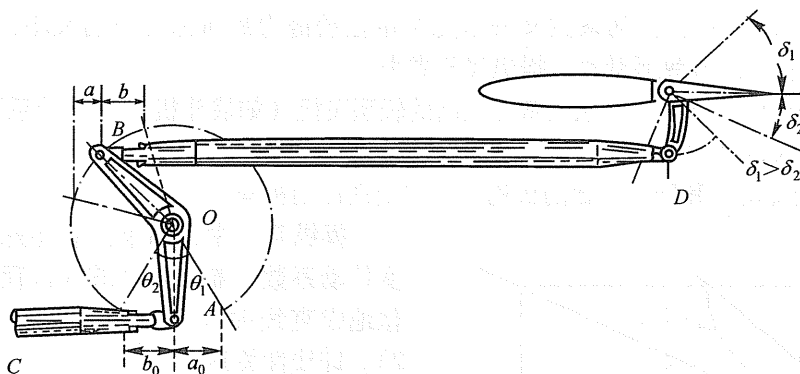


图 5.3-11 差动原理

(3) 导向滑轮

导向滑轮是由三个或四个小滑轮及其支架所组成(见图 5.3-12)。它的功用是:支持传动杆,提高传动杆受压时的杆轴临界应力,使传动杆不至于过早地失去总稳定性。并且可以增大传动杆的固有频率,防止传动杆发生共振。

在传动中,传动杆要与导向滑轮摩擦,故维护中应注意检查,防止磨损。

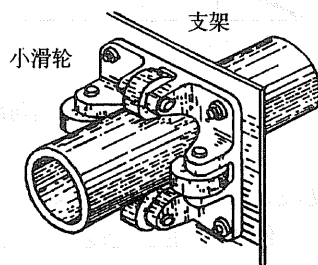


图 5.3-12 导向滑轮

3. 传动系数和非线性机构

(1) 操纵系统的传动系数

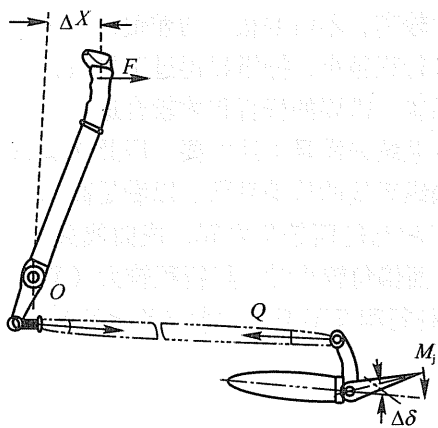


图 5.3-13 操纵系统的传动系数

1) 传动系数的定义

驾驶杆(或脚蹬)移动的距离,简单称为杆(脚蹬)位移,又称杆(脚蹬)行程。它与舵面偏转角度有一定的对应关系。这个对应关系是用传动系数 K 来表示的。

所谓传动系数 K 是指舵偏角 $\Delta\delta$ 与杆位移 ΔX 的比值(见图 5.3-13),即:

$$K = \frac{\Delta\delta}{\Delta X} \quad (5-1)$$

驾驶杆杆力和舵面铰链力矩之间也存在一定的关系,如果不计系统的摩擦力,驾驶杆输入的功等于克服铰链力矩使舵面偏转的功,即:

$$F \cdot \Delta X = M_j \cdot \Delta\delta \quad (5-2)$$

由此可得传动系数的另一个表达式:

$$K = \frac{F}{M_j} \quad (5-3)$$

2) 传动系数的含义

根据式(5-1),传动系数表示:单位杆位移对应的舵偏角的大小。因此,操纵系统的传动系数大,飞机操纵灵敏性好;传动系数小,飞机操纵灵敏性差。

而根据式(5-3), 传动系数又表示克服单位铰链力矩所需杆力的大小, 即操纵系数大, 操纵飞机费力; 操纵系数小, 操纵飞机省力。

由此可得出以下结论: 操纵灵敏性较高的轻型飞机(如战斗机)的传动系数一般较大, 而操纵灵敏性较低而舵面较大的运输机的传动系数一般较小。

(2) 改变传动比和传动系数的机构——非线性传动机构

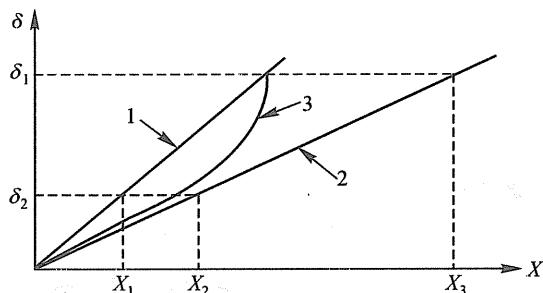


图 5.3-14 杆行程与舵偏角的关系

操纵系统中, 如果没有特殊的机构来改变传动系数, 舵偏角 δ 随杆行程 X 的变化近似地成直线关系(见图 5.3-14 中直线 1、2), 即线性关系。

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做一定的机动动作, 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。装有非线性传动机构的操纵系统, 杆行程与舵面偏角之间, 成曲线关系。曲线的形状通常如图 5.3-14 中曲线 3 所示。这样, 在舵面偏角较小时, 杆行程较大 ($X_3 > X_1$), 便于驾驶员准确地操纵飞机, 而在舵偏角较大时, 杆行程又不至于过大 ($X_4 < X_2$)。

5.3.2 电传操纵系统

1. 电传系统提出

(1) 机械传动系统的缺点

由于在机械传动系统中存在着摩擦、间隙和弹性变形, 始终难以解决精微操纵信号的传递问题。20 世纪 70 年代初, 成功地实现了电传操纵系统, 它取代不可逆助力操纵系统而成为新型操纵系统形式。电传操纵系统是控制增稳系统发展的必然产物。若把操纵权限全部赋予控制增稳系统, 并使电信号替代机械信号而工作, 机械系统处于备用地位, 这就是“准电传操纵系统”; 若再把备用机械操纵系统取消, 就成为“纯电传操纵系统”, 简称为“电传操纵系统”。

(2) 电传系统的可靠性问题

电传系统遇到的最大问题是可靠性较低：单通道电传系统故障率 $\lambda = 1 \times 10^{-3}/\text{飞行小时}$ ，而机械传动系统的可靠性较高。为使电传操纵系统具有不低于机械传动系统的可靠性，目前世界各国均以 $1 \times 10^{-7}/\text{飞行小时}$ 的故障率作为电传操纵系统的可靠性指标。

为了保证电传系统的可靠性，需要采用余度技术，引入多重系统。根据可靠性计算，若电传操纵系统具有四余度，则故障率可满足要求。

可见电传操纵系统是现代技术发展的综合产物，微电子技术和计算机科学的发展，可靠性理论和余度技术的建立为电传系统奠定了基础，余度系统赋予它较高的安全可靠性。电传操纵系统在现代民航飞机中获得了广泛应用。

2. 电传系统组成及原理

(1) 电传操纵系统的组成

电传操纵系统主要由驾驶杆或侧杆（含杆力传感器）、前置放大器（含指令模型）、传感器、机载计算机和执行机构组成，如图 5.3-15 所示。

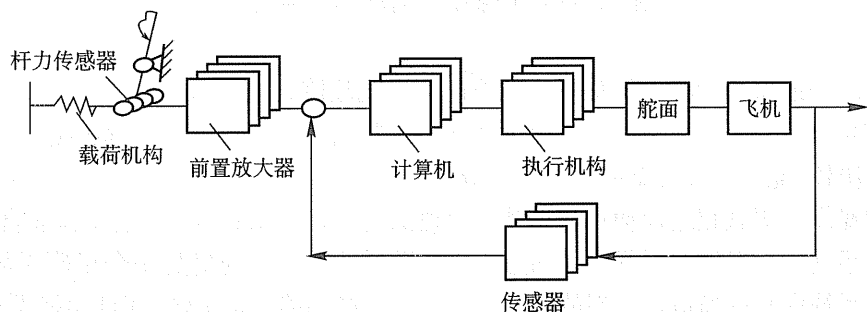


图 5.3-15 四余度电传操纵系统简图

电传操纵系统是把驾驶员发出的操纵指令，变换为电信号并与飞机运动传感器返回来的信号综合，经过计算机处理，把计算结果通过电缆（导线）输送给操纵面作动器，对飞机进行全权限操纵的一种人工飞行操纵系统。

(2) 电传操纵系统工作原理

图 5.3-16 所示为四余度电传操纵系统原理图。它由 A、B、C、D 四套完全相同的单通道电传操纵系统按一定关系组合而成的。

1) 故障监控 + 信号表决

图中表决器/监控器是用来监视、判别四个输入信号中是否有故障信号，并从中选择正确的无故障信号，如果四个输入信号中任何一个被检测出是故障信号后，系统自动隔离这个故障信号，不使它再输入到后面的舵回路中去。

2) 双故障安全（故障隔离 + 系统重组）

当四套系统都工作正常时，驾驶员操纵驾驶杆经杆力传感器 A、B、C、D 产生四个同样的电指令信号，分别输入到相应的综合器/补偿器、表决器/监控器中，通过四个表决器/监控器的作用，分别输出一个正确的无故障信号加到相应的舵回路，四个舵回路的输出通过机械装置共同操纵一个助力器，使舵面偏转，以操纵飞机产生相应的运动。

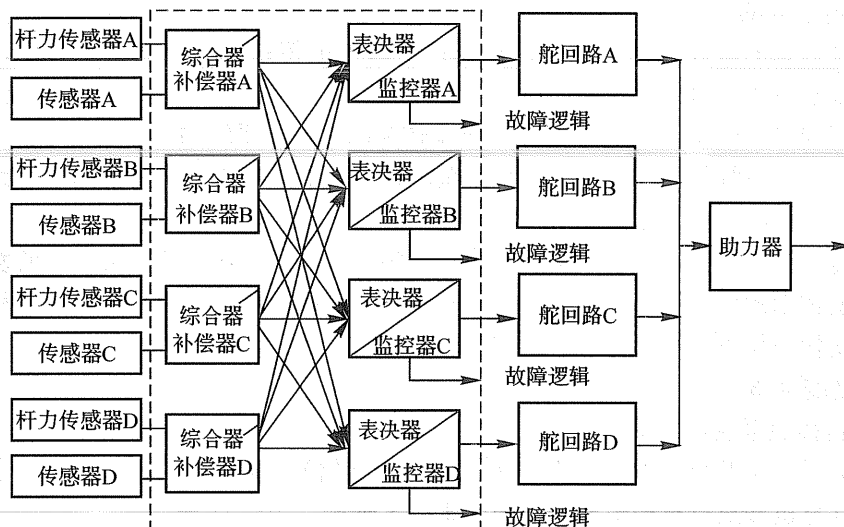


图 5.3-16 四余度电传操纵系统原理图

如果某一个通道中的杆力传感器或其他部件出现故障，则输入到每个表决器/监控器的四个输入信号中有一个是故障信号，此时由于表决器/监控器的作用，将隔离这个故障信号。因此每个表决器/监控器按规定的表决方式选出工作信号，并将其输至舵回路。于是飞机仍按驾驶员的操纵意图做相应运动；如果某一通道的舵回路出现故障后，它本身能自动切除与助力器的联系（因舵回路是采用余度舵机），这样到助力器去的仍是一个正确无故障信号；同样，如果系统中某一通道再出现故障，电传操纵系统仍能正常工作，而且不会降低系统的性能。由此可见四余度电传操纵系统具有双故障工作等级，故它又称双故障/工作电传操纵系统。

综上所述，电传操纵系统可定义为：驾驶员的操纵指令信号，只通过导线（或总线）传给计算机，经其计算（按预定的规律）产生输出指令，操纵舵面偏转，以实现对飞机的操纵。显然它是一种人工操纵系统，其安全可靠是由余度技术来保证的。

（3）电传系统优点

1) 减轻了操纵系统的重量、体积，节省操纵系统设计和安装时间

电传操纵系统用电缆替代了钢索、滑轮（传动杆、摇臂）等机械元件，操纵系统的重量、体积随着减小。另外，设计操纵系统的重点工作转向飞行控制计算机和飞行控制律的设计，不用考虑机体空间和相对位置（这是设计机械传动机构必须考虑的环节）的影响，节省了系统设计、安装和校装的时间。

2) 消除了机械操纵系统中的摩擦、间隙、非线性因素以及飞机结构变形的影响

电传信号消除机械操纵系统中的摩擦、间隙和非线性因素，这就改善了精微操纵信号的传递。此外，机械操纵系统对飞机结构的变化是非常敏感的，设计师必须尽最大努力使这种影响减到最小，采用电传操纵系统后，这种影响自然消失了。

3) 简化了主操纵系统与自动驾驶仪的组合

因为电气组合简单，所以电传操纵系统与自动飞行控制系统（自动驾驶仪）的结合是

很方便而且易于实现的。

4) 可采用小侧杆操纵机构

采用小侧杆操纵机构可减轻驾驶员的工作负担,同时驾驶员观察仪表的视线不再受中央驾驶杆的影响,另外也消除了重力加速度对驾驶员给驾驶杆输入量的影响。

5) 飞机操稳特性不仅得到根本改善,且可以发生质的变化

电传操纵系统不仅能改善飞机的稳定性、操纵性,而且能改善机动性,这是这种系统最突出的优点。正是因为有了这个优点,电传操纵系统才有可能成为设计随控布局飞机的基础,使飞机的性能发生质的变化。

(4) 电传操纵系统存在的问题

1) 电传操纵系统成本较高

由于单通道电传操纵系统中的电子元件质量和设计因素关系,故单通道系统的可靠性不够高。所以目前均采用三余度或四余度电传操纵系统,并利用非相似余度技术设计分系统,所有这些导致电传操纵系统成本高于普通的机械操纵系统。

2) 系统易受雷击和电磁脉冲波干扰影响

据统计,飞行中的平均雷击率为 7×10^{-7} /飞行小时。因此,电传操纵系统需要解决雷击和电磁脉冲干扰的损害。此外,由于现代飞机越来越多地采用复合材料,其使用率可达30%左右。这样系统中的电子元件失去飞机金属蒙皮的屏蔽保护,故抗电磁干扰和抗辐射问题更为突出。目前唯一能彻底解决这些问题的办法是采用光纤作为传输线路。因为光纤不向外辐射能量;不存在金属导线所固有的环流及由此产生的瞬间扰动;对核辐射电磁干扰不敏感;可以隔离通道之间故障的影响。随着光纤技术和数字式电传操纵系统的发展,未来飞机上将出现光传操纵系统(FBL)。按功能来说,光传操纵系统就是应用光纤技术实现信号传递的操纵系统。当然,这种系统还有强度、成本问题、地面环境试验问题及光纤维和飞机结构组合等问题有待进一步解决。

5.4 舵面驱动装置

早期飞机操纵系统靠驾驶员的体力克服铰链力矩,即利用钢索或传动杆将驾驶员作用在驾驶杆或脚蹬上的力传递到舵面的操纵摇臂,克服铰链力矩从而驱动舵面偏转。众所周知,舵面铰链力矩随着飞机舵面尺寸和飞行速度的增大而增大,当铰链力矩达到一定程度,驾驶杆(或脚蹬)上的力将超过驾驶员能够承受的范围。

为了将驾驶杆(或脚蹬)力保持在一定范围内,满足操纵系统对操纵力的要求,可采取两种办法:一是采用舵面空气动力补偿装置,减小铰链力矩,相应减小操纵力;二是采用助力驱动装置,协助驾驶员克服铰链力矩。舵面空气动力补偿在《飞行原理》部分中有详细阐述,本节只研究助力驱动装置,主要是液压驱动装置和电动驱动装置。

5.4.1 液压驱动装置

1. 助力操纵系统类型

采用液压助力协助驾驶员克服舵面铰链力矩的操纵系统称为助力机械操纵系统。助力机

械操纵系统分为可逆助力机械操纵系统和不可逆助力机械操纵系统。可逆助力操纵系统又叫有回力的助力操纵系统。助力器工作时,为使驾驶员感觉到飞行速度和高度的变化,要将舵面上的空气动力载荷通过“回力杆”传一部分到驾驶杆上去;不可逆的助力操纵系统又叫无回力助力操纵系统,它的液压助力器工作时,舵面传来的载荷全部由液压助力器承受。

(1) 有回力的助力操纵系统

有回力的助力操纵系统,通常是利用回力连杆把舵面传来的一部分载荷传给驾驶杆的。如图 5.4-1 所示,舵面传来的载荷 p 传到摇臂 CD 以后,在 D 端把一部分力 p_2 传给液压助力器,在 C 端则将一部分力 p_1 通过回力连杆以及其他传力机构传给驾驶杆。

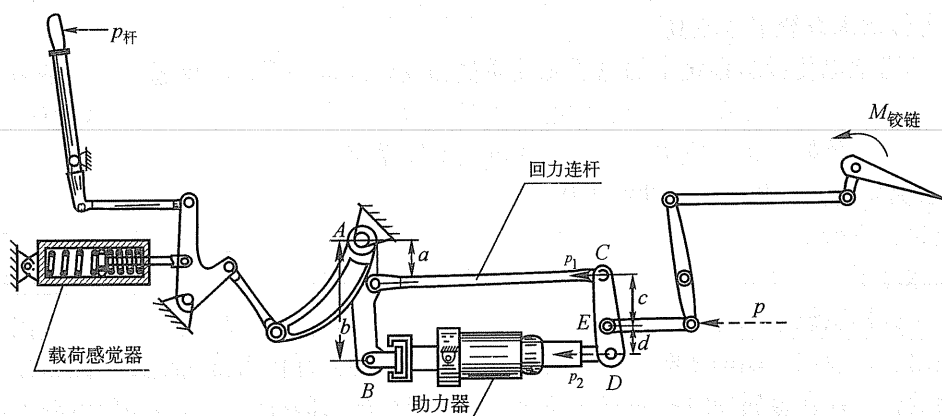


图 5.4-1 有回力的助力操纵系统

根据杠杆原理不难看出,摇臂 CD 上的接点 E 越是靠近 D ,则助力器承受的力越大,而回力连杆传递的力就越小。如果 E 点与 D 点重合,则力 p 全部由助力器承受,回力连杆不起作用。这样,助力操纵系统就变成无回力的了。

回力的大小是由传动机构中的摇臂和传动杆的连接关系决定的。小的回力比可以在舵面铰链力矩很大的情况下(如低空、高速飞行中急剧偏转舵面),保证驾驶杆力不致过大,但在舵面铰链力矩较小的时候,会使驾驶杆变得过“轻”,这对驾驶员凭杆力来操纵飞机是不利的。因此,在有回力的助力操纵系统中,往往还安装载荷感觉器,来适当增加驾驶杆力和起到自动定中作用。

有回力的助力操纵系统在松杆飞行时,如果飞机遇到强烈的不稳定气流,则舵面在突加的阵风载荷作用下,可以自动偏转,因而能避免结构受力过大。

(2) 无回力的助力操纵系统

在无回力的助力操纵系统中,液压助力器的一端直接与通向舵面的传动机构相连(见图 5.4-2),舵面传来的载荷全部由助力器承受。这种操纵系统的驾驶杆力,是由载荷感觉器产生的。载荷感觉器和其他一些附件配合工作,能使驾驶杆力随舵面偏转角、飞行速度、高度等条件的变化而变化。

装有无回力助力操纵系统的飞机,在飞行中即使放松驾驶杆,舵面在空气动力的作用下,也不能自由偏转。因此,只要将液压助力器安装在舵面附近,减少助力器以后的传动机

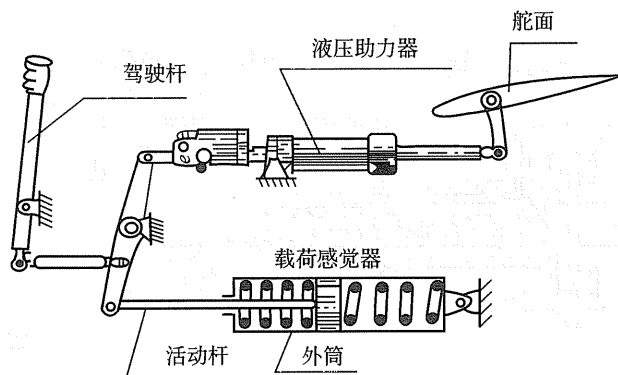


图 5.4-2 无回力液压助力系统图

构的连接点,就可减少舵面的活动间隙,从而有效地防止机翼或尾翼颤振。但是,舵面受阵风载荷后不能自动偏转,这对于结构受力是不利的。

2. 液压助力器

液压助力器是一种以液压作为工作能源的执行操纵指令的机械液压位置伺服功率放大装置,助力器输出的机械位移,与输入指令的机械位移量成正比。

(1) 液压助力器构造

液压助力器一般由液压放大器、执行元件和比较机构组成。液压放大器是一种起功率放大作用的元件,下文中的控制阀(配油阀或配油柱塞)是一种典型的滑阀式液压放大器。液压执行元件实际上是一种液压作动筒,其原理在液压系统中已介绍,在此不详细说明,其主要作用是在液压压力作用下,输出机械功。比较机构是将操纵指令和输出的反馈量进行比较,经液压放大器,控制执行元件,使执行元件的位移量满足操纵指令要求。

图 5.4-3 所示为一种典型的液压助力器。它的基本组成部分为外筒、传动活塞和配油柱塞。

助力器的外筒固定在飞机上,传动活塞可以在外筒内左右移动,活塞上装有连通活门,右端活塞杆的接头与通向舵面的传动机构相连;配油柱塞插在传动活塞内,它的左端有接头与通向驾驶杆的传动机构相连。操纵驾驶杆时,配油柱塞可以在传动活塞内左右活动,其活动范围由限动片在限动架内的游动间隙 s (约为 $0.5 \sim 1 \text{ mm}$)决定。

(2) 液压助力器工作

使用液压助力器时,必须将其工作开关打开(见图 5.4-3(a)),使液压系统供压部分的来油管路 with 液压助力器连通。这时连通活门在液压作用下处于关闭位置,将传动活塞左右两边的油室隔开。

配油柱塞在中立位置时(见图 5.4-3(a)),柱塞凸缘堵住了通向传动活塞两边的油路,因此传动活塞不能左右移动。如果操纵驾驶杆,使配油柱塞向右移动(见图 5.4-3(b)),则传动活塞左边的油室与来油管路接通,右边的油室与回油管路接通。于是,传动活塞在两边的油液压力差作用下向右移动,使舵面偏转。连续操纵驾驶杆,配油柱塞不断向右移动,保持两边油孔始终处于打开状态,传动活塞便连续向右移动,使舵面连续偏转。如果在某一位置停止

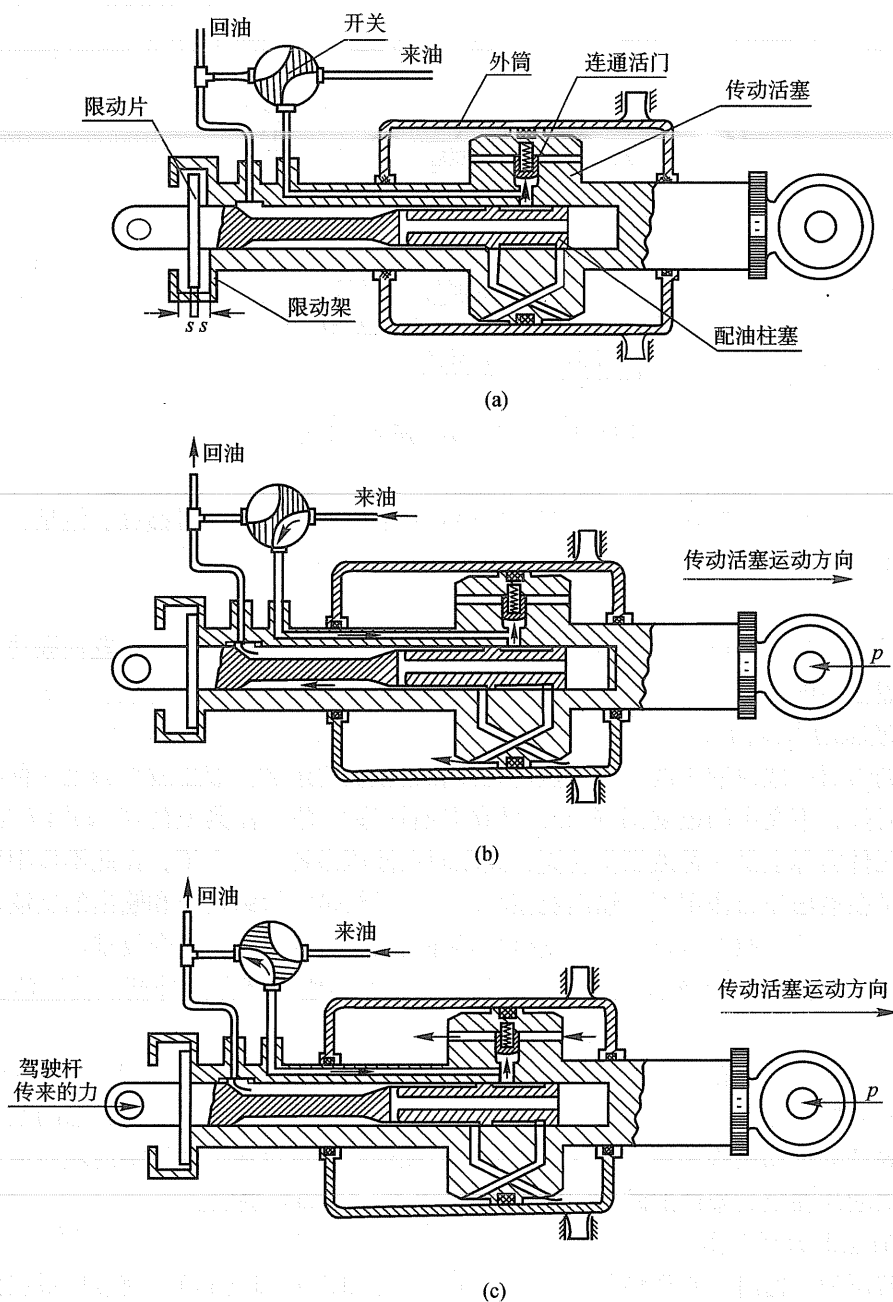


图 5.4-3 一种典型的液压助力器

操纵驾驶杆，配油柱塞立即不动，这时由于两边油腔仍处于打开状态，传动活塞将继续向右移动，但在移动很短一段距离后，油孔即被柱塞堵住，传动活塞就停止运动。

由于传动活塞两边油室内的油液被封闭在助力器内，不能流出，因此舵面上的空气动力不能使传动活塞左右移动，舵面也就保持在一定偏转角的位置上。如果操纵驾驶杆，使配油

柱塞向左移动, 传动活塞在液压作用下也向左运动, 其工作原理与上述相同。

(3) 液压助力器应急操纵

当液压系统压力不足或液压助力器有故障时, 可以关闭助力器的工作开关, 转为用体力进行应急操纵 (见图 5.4-3 (c))。

当助力器开关关闭时, 配油柱塞内压力均为低压, 连通活门在自身弹簧作用下打开, 将传动活塞两端油室沟通。传动活塞左右移动时, 一边油室中的油液可以直接流到另一边油室中去, 防止应急操纵时出现液锁现象。

应急操纵时, 驾驶杆首先带着配油柱塞移动很小一段距离, 使限动片与限动架接触, 然后就完全依靠驾驶员的体力带着传动活塞左右移动, 克服舵面载荷, 使舵面偏转。

从以上液压助力器的基本工作原理中可以看出, 液压助力器工作时, 传动活塞运动的方向、距离和速度, 都是随配油柱塞的运动而变化的, 配油柱塞停止运动, 传动活塞也随即停止运动。

因此, 液压助力器是一种液压随动装置。操纵系统中设置液压助力器以后, 驾驶员只要用很小的力, 通过驾驶杆带动配油柱塞控制油路, 即可利用液压克服很大的舵面载荷, 操纵舵面偏转。舵面偏转的方向、角度和角速度, 都随驾驶杆的运动而改变。

(4) 液压助力器的性能分析

为了正确解决液压助力器在使用过程中发生的各种问题, 必须分析它的工作性能。经验表明, 液压助力器的各项工作性能中, 与维护、使用关系最为密切的是: 快速性、灵敏性和稳定性。下面逐一分析影响这些工作性能的因素以及在构造上、维护使用中改善和保持这些性能的措施, 并说明这些性能变化后可能出现的故障。

1) 快速性

液压助力器的快速性, 是指助力器的传动活塞在液压作用下, 能以多大速度运动的性能。当配油柱塞把通油孔开得最大时, 传动活塞在一定载荷作用下的运动速度越大, 助力器的快速性就越好。助力器的快速性直接影响舵面偏转的最大角速度, 因而也直接影响着飞机的操纵性。

影响液压助力器快速性的主要因素是流量, 流量越大, 活塞速度越大 (见图 5.4-4)。而影响流量的因素, 主要是配油柱塞所打开的通油孔面积 a 和通油孔两边的压力差 ΔP 。

液压助力器的快速性, 除了与上述各项因素有关外, 还与它的密封性有关。传动活塞与外筒壁之间的密封不良, 连通活门周围的间隙过大, 或者配油柱塞磨损等, 都会使油液从助力器内部渗漏到回油管路中去; 而传动活塞的活塞杆与外筒之间密封不良, 则会使油液向外渗漏。进入助力器的一部分油液渗漏以后, 实际上用来推动传动活塞的油液就会减少。因此, 传动活塞的运动速度要减小。

2) 灵敏性

液压助力器的灵敏性, 是指它的传动活塞迅速地跟随配油柱塞运动的能力。

一般形式的助力器都有这样的特性: 当配油柱塞在某一范围内活动时, 传动活塞并不运

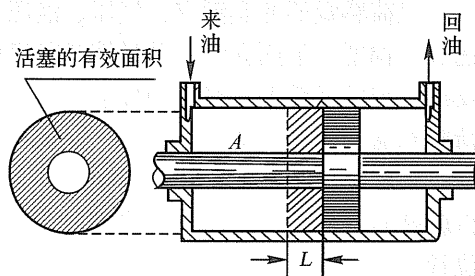


图 5.4-4 传动活塞运动速度与流量的关系

动, 这个活动范围叫做助力器的不灵敏范围。而当传动活塞跟随配油柱塞运动时, 传动活塞的行程与配油柱塞的行程之间始终存在着一定的差值, 这个行程上的差值叫做随从误差。助力器的不灵敏范围和随从误差越小, 表示它的灵敏性越好。

液压助力器通常都有一定的不灵敏范围, 而在助力器的工作过程中, 又不可避免地要出现随从误差。经验表明, 如果不灵敏范围适当, 随从误差不大, 是不会影响飞行的正常操纵的。然而, 如果它们的数值过大, 舵面与驾驶杆之间的动作就会不协调, 在机动飞行中就可能影响驾驶员准确地操纵飞机。因此, 维护工作必须根据上述内容, 注意防止助力器的不灵敏范围和随从误差的增大, 以保证助力器的灵敏性符合要求。

3) 稳定性

飞行中, 舵面的载荷是经常变化的, 而且飞机的各个部位又经常发生振动, 因此, 液压助力器的配油柱塞和传动活塞经常会受到各种外部扰动作用。液压助力器的稳定性, 就是指它在外部扰动作用消失后, 能够迅速、自动地恢复到原来的工作状态的能力。装在飞机操纵系统中的助力器, 必须具有良好的稳定性。否则, 操纵系统就可能发生较剧烈的振动, 容易使飞行员感到疲劳, 并且系统的操纵和传动机构也易损坏。影响液压助力器稳定性的因素很多, 其中与使用、维护关系比较密切的有: 传动机构连接部分的间隙、混杂在油液中的空气、操纵系统的摩擦力和助力器的密封性等。

3. 载荷感觉器

在无回力的助力操纵系统中, 为了使驾驶员操纵飞机时能从驾驶杆上感受到力, 都装有载荷感觉器。在有回力的助力操纵系统中, 为了在舵面铰链力矩较小时, 使驾驶杆不致过“轻”, 往往也装有载荷感觉器。

(1) 载荷感觉器的基本工作原理

载荷感觉器的类型有: 气压、液压和弹簧等载荷机构, 前两种是按动压来调节载荷机构的载荷梯度。下面介绍的是弹簧载荷机构。载荷感觉器的外筒固定在机体上, 活动杆连接在操纵系统的摇臂上。当驾驶杆前后运动时, 一方面通过助力器去操纵舵面; 另一方面带动载荷感觉器的活动杆向一边移动, 使载荷感觉器的一个弹簧受到压缩。弹簧受压缩时, 其张力反过来传到驾驶杆上, 就使驾驶员有力的感觉。驾驶杆偏离中立位置的行程越大, 弹簧压缩得就越多, 杆力也就越大。当驾驶员松杆飞行时, 载荷感觉器还可以使驾驶杆保持在中立位置。

(2) 载荷感觉器的构造和工作特性

若弹簧载荷机构只使用一个弹簧, 是不能满足杆力、杆位移要求的。因为一个弹簧只有一个刚度, 在压缩过程中是不能改变的。驾驶杆由中立位置开始移动时, 载荷感觉器的弹簧压缩量很小, 如果采用刚度较小的弹簧, 就可能出现操纵感觉不灵, 乃至出现操纵动作过猛的现象; 若采用刚度较大的弹簧, 虽然可以避免上述缺点, 但是当驾驶杆偏离中立位置的行程较大时, 杆力又可能过大, 驾驶员在操纵时容易感到疲劳。为了解决这个矛盾, 载荷感觉器通常都采用几个刚度不同的弹簧协同工作。它们能在驾驶杆行程较小时, 刚度较大; 在驾驶杆行程较大时, 刚度较小, 使杆力增长得较慢。

图 5.4-5 所示为一种典型的载荷感觉器。其外筒中装了刚度不同的大弹簧一个和小弹簧两个。中间的大弹簧刚度较小, 但预压力较大; 左右两个小弹簧的刚度较大, 但预压力较小。它们的具体数值为:

大弹簧 刚度 $K_d = 45 \text{ N/mm}$, 预压力 $F_{0d} = 345.6 \text{ N}$

小弹簧 刚度 $K_x = 64 \text{ N/mm}$, 预压力 $F_{0x} = 281.6 \text{ N}$

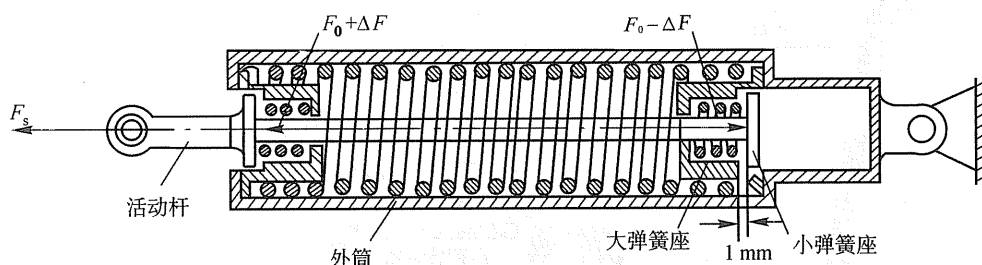


图 5.4-5 弹簧式载荷感觉器的构造

当活动杆的行程为零时，大弹簧的张力作用在外筒上，两个小弹簧的张力在活动杆上互相平衡。当活动杆向左移动时，由于大弹簧的预压力大，暂不受压，而右边的小弹簧受压，左边的小弹簧放松。

当右边的小弹簧被压缩的位移达到 1 mm 时，右边的小弹簧座与右边的大弹簧座接触，并且压力正好等于大弹簧的预压力。在 $0 \sim 1 \text{ mm}$ 行程中，相当于两个小弹簧并联，载荷感觉器刚度为 128 N/mm 。

当活动杆继续向左移动时，大弹簧开始被压缩，左边的小弹簧继续放松，直至小弹簧完全放松，这时活动杆的位移为 4.4 mm 。在 $1 \sim 4.4 \text{ mm}$ 行程中，相当于大弹簧与小弹簧并联，载荷感觉器刚度为 109 N/mm 。

若活动杆继续向左移动，这时只有大弹簧被压缩，直至活动杆的行程达到最大工作行程 22.8 mm 。在 $4.4 \sim 22.8 \text{ mm}$ 行程中，只有大弹簧工作，载荷感觉器刚度为 45 N/mm 。

因此，载荷感觉器的刚度是小杆行程时，刚度大；大杆行程时，刚度小，如图 5.4-6 中曲线所示。

4. 调整片效应机构

飞机操纵面上的配平调整片，是用来消除杆力的，以减轻长途飞行时驾驶员的疲劳。采用无回力的助力操纵系统后，驾驶杆力不是来自操纵面，而是来自载荷感觉器。载荷感觉器的弹簧组被压缩时才有杆力，若它处于中立位置，则杆力为零。配平装置就是在驾驶杆位移不变的情况下能使杆力为零。由于它和配平调整片有同样的效应，故称为调整片效应机构，一般简称为配平机构（装置）。

配平装置实质上是一个可以双向转动的电动机，它的外壳固定在机体上，活动杆通过摇臂与载荷感觉器的外筒相连（见图 5.4-7）。

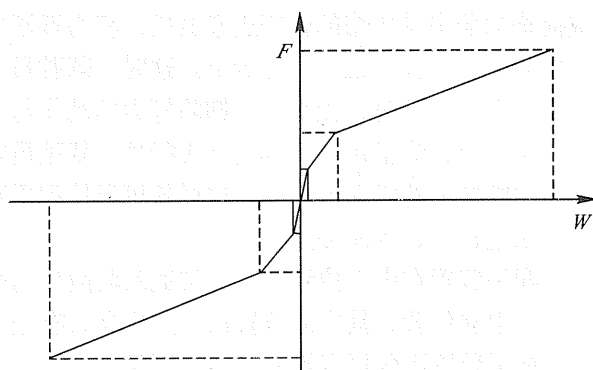


图 5.4-6 弹簧载荷感觉器刚度曲线

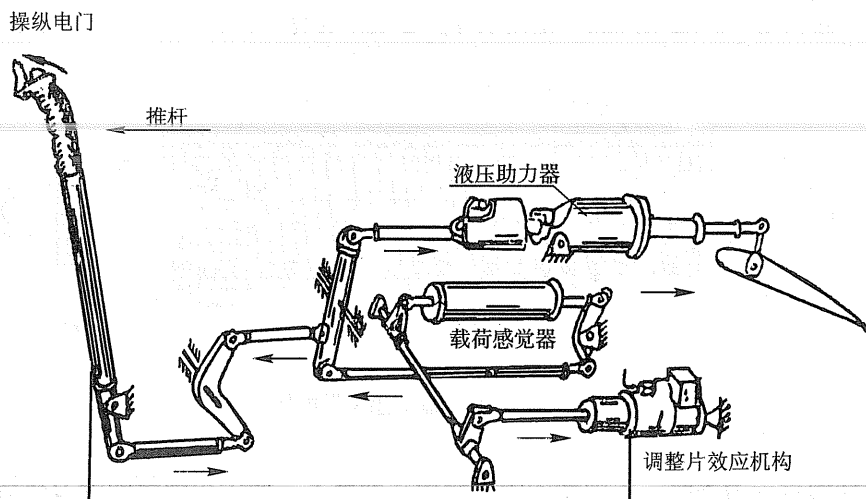


图 5.4-7 配平装置的工作原理

配平装置由装在驾驶杆上的双向电门操纵。为了符合操纵习惯，电门的操纵方向与驾驶杆的操纵方向是一致的：即为了消除拉杆力，操纵电门向后扳；而消除推杆力，操纵电门向前推；电门在中立位置时，电机不工作。

例如：驾驶员长时间推杆飞行时，为了要卸除载荷感觉器所引起的杆力，就向前推动电门。于是，配平装置通电，将活动杆缩回，并通过摇臂带动载荷感觉器的外筒向前移动，使载荷感觉器中受压缩的弹簧逐渐放松，杆力逐渐减小。当杆力完全卸除后，松开电门，配平装置的活动杆即停在某一位置上。这时，驾驶员无需用力，就可以使驾驶杆和舵面保持在一定角度上。拉杆时，配平装置卸除杆力的动作与上述相反。

实际上，除了短时间的机动飞行外，驾驶员在操纵驾驶杆改变飞行状态时，往往是同时带动驾驶杆上的滑动电门的。这样就可以使配平装置的活动杆与驾驶杆一起动作，从而在整个操纵过程中，都能卸除杆力。

配平装置在中立位置时，会接通驾驶舱里的中立位置信号灯的电路。飞行前，配平装置应当在中立位置，其中立位置信号灯应亮，有些飞机则有配平位置指示器。

配平装置不仅可以消除杆力，而且可以操纵平尾。例如，松杆时，当驾驶员前推操纵电门时，配平装置活动杆缩进，通过载荷感觉器、液压助力器使平尾前缘向上转动。此时，载荷感觉器只起传动杆的作用，作用在驾驶杆上的力为零，但驾驶杆随平尾一起运动。

5.4.2 电力驱动

现代飞机上有些也采用电动操纵，其原理和液压助力操纵相类似，只是用电助力器代替液压助力器，但其控制方式由各种手柄改为各种电门，电动控制常用于各种辅助操纵系统，在上文中的配平装置就是其中一种。不过电动系统的工作速度低于液压系统的工作速度，输出力也有一定限制。所以一般应用于辅助操纵的备用形式或运动速度较缓的系统（如水平

安定面的配平操纵)。

简单的电动控制一般是驾驶员和操纵机构一起组成的闭环控制系统,如图 5.4-8 所示。

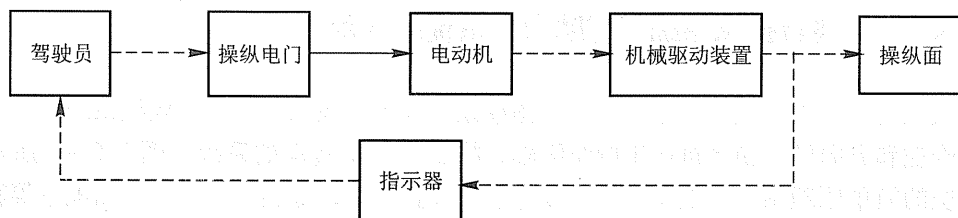


图 5.4-8 电动操纵原理的方框图

图 5.4-9 所示为采用电驱动的水平安定面配平系统示意图。驾驶员根据实际飞机飞行状态操纵配平电门,通过控制电路,使电动机工作,电动机带动齿轮箱转动,驱动丝杆转动。丝杆上的球形螺母驱动水平安定面托架带动水平安定面偏转。水平安定面位置传感器将安定面的位置信号反馈给位置指示器,驾驶员根据指示器判断水平安定面的实际位置,进行调整,当操纵面运动到规定位置时,驾驶员停止操纵。

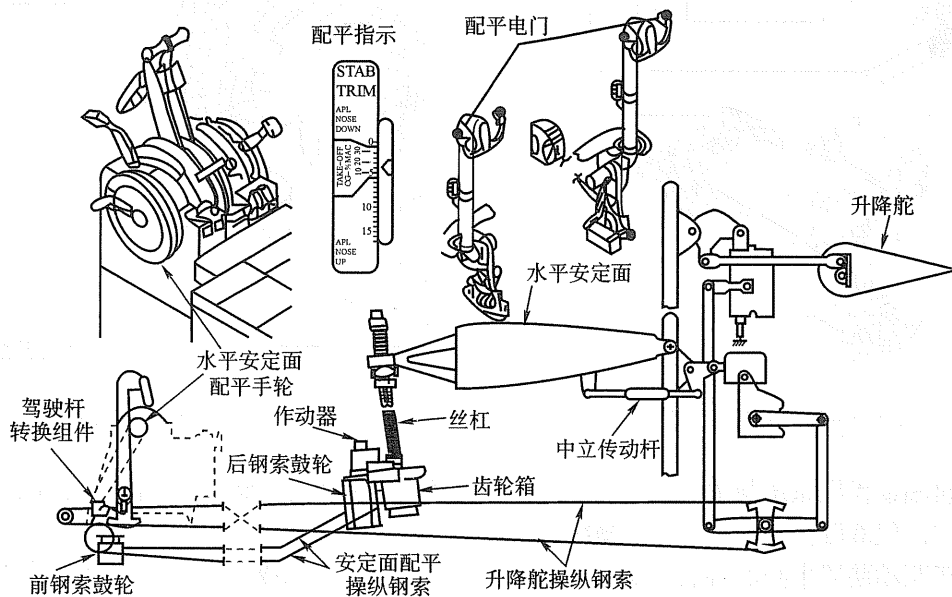


图 5.4-9 水平安定面的配平操纵

需要注意的是,操纵电门一般采用弹簧加载的定中电门,松开电门,电门会自动回到关断位,电动机停止工作。同时在电动操纵系统中,往往带有一些极限位置电门,当操纵面运动到极限位时,位置电门将使控制电路断开,防止操纵面运动超过极限位置,引发安全问题。

5.5 典型飞机操纵系统

5.5.1 主飞行操纵系统与辅助操纵系统的区别

在人工飞行操纵系统中,通常分为主操纵系统和辅助操纵系统。主操纵系统是指驱动副翼、升降舵和方向舵,使飞机产生围绕纵轴、横轴、立轴转动的系统,图 5.5-1 所示为主操纵系统的简单原理图。其他驱动扰流板、前缘装置、后缘襟翼和水平安定面配平等辅助操纵面的操纵系统均称为辅助操纵系统,如图 5.5-2 所示。

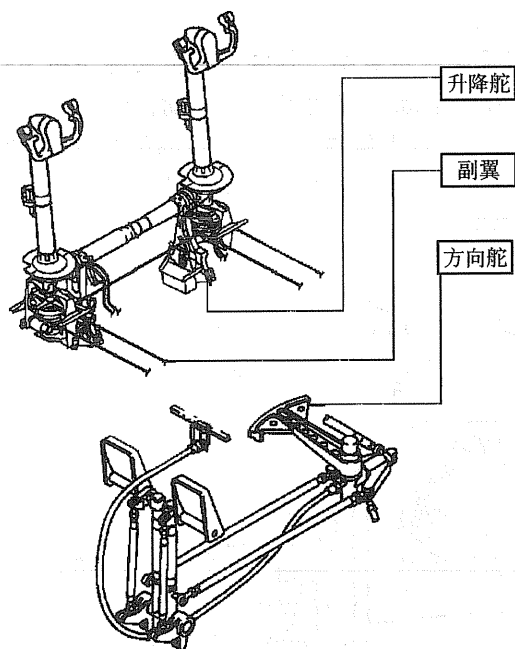


图 5.5-1 主操纵系统简图

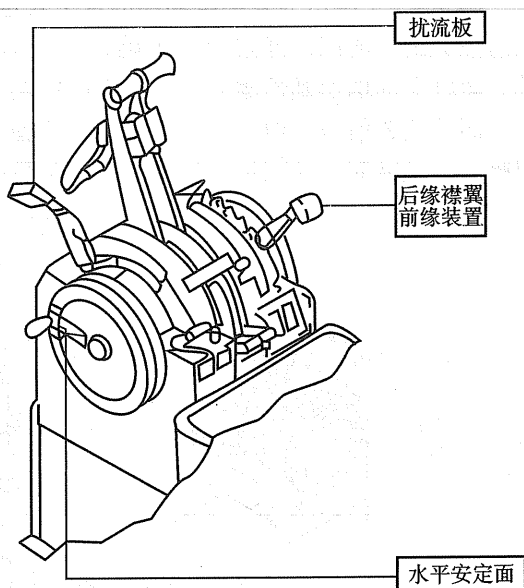


图 5.5-2 辅助操纵系统简图

飞机辅助操纵系统与主操纵系统不同,后者必须给驾驶员有操纵力和位移的感觉,而前者则没有。但驾驶员必须知道辅助操纵面的位置,故需要位置指示器或指示灯。

由于驱动装置本身的特点,辅助操纵系统在工作中,当操纵面被操纵到需要的位置后,不会在空气动力作用下返回原来位置。

5.5.2 主操纵系统

1. 副翼操纵系统特点

飞机的副翼铰接在机翼外侧的后缘。副翼系统操纵飞机的绕纵轴飞行运动,即滚转运动(见图 5.5-3)。在滚转操纵期间,一侧机翼的副翼向上运动,另一侧机翼的副翼向下运动,

图 5.5-5 所示为一种典型的并列式柔性互联驾驶盘操纵机构，其左副翼互联鼓轮和副翼操纵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，右驾驶盘通过扭力弹簧与右副翼互联鼓轮连接。

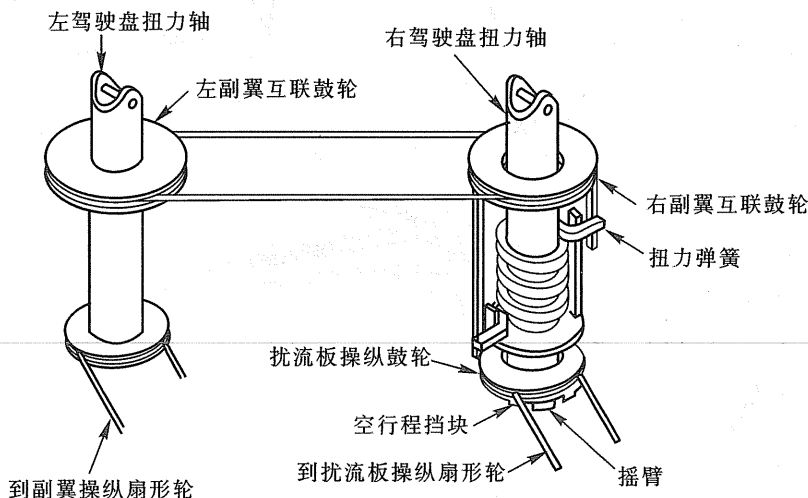


图 5.5-5 并列式柔性互联驾驶盘操纵机构

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，使右驾驶盘跟着转动；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。

如果右驾驶盘发生卡阻不能转动，机长可克服扭力弹簧力和感觉定中机构中的感觉力，操纵左驾驶盘转动，此时只能通过左钢索系统操纵副翼；如果左驾驶盘发生卡阻不能转动，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挡块，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。

(2) 副翼感觉和定中机构与副翼配平

助力操纵系统中，驾驶员的感觉力来自于副翼感觉和定中机构。典型的副翼感觉和定中机构如图 5.5-6 所示，由支架、弹簧、定中凸轮和一个滚轮臂构成。凸轮用螺栓连接在扭力轴上。滚柱臂连接在支架上，在弹簧作用下将滚轮压紧在凸轮的近心点上。

当驾驶员操纵副翼时，感觉和定中机构给驾驶员提供感觉力，当没有输入时，它将驾驶盘回位到中立位置。副翼配平作动器改变副翼和驾驶盘的中立位置，以实现配平。

当驾驶盘转动时，凸轮随扭力轴转动，推动滚轮离开凸轮近心点，这使弹簧拉伸，为驾驶员提供模拟感觉力。当驾驶员松开驾驶盘，弹簧力使滚轮回到凸轮的近心点，推动凸轮回转，使系统回到中立（配平）位。

在配平操纵期间，副翼配平作动器使支架移动，弹簧保持滚轮在凸轮的近心点，带动凸轮一起转动。这就给副翼助力器一个输入信号，从而移动副翼，产生滚转力矩，维持飞机的气动力平衡；同时带动驾驶盘偏转到新中立位，此时操纵力为零，驾驶员能够松杆飞行；驾

驶盘顶部有副翼配平指示器。

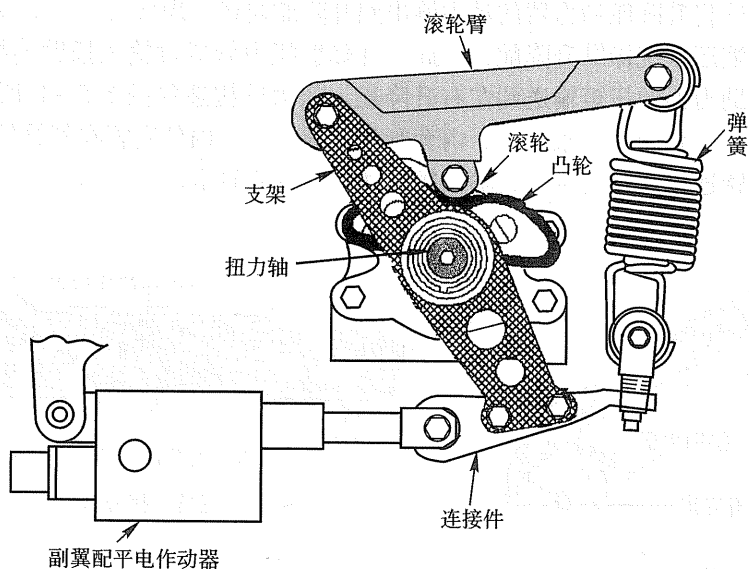


图 5.5-6 副翼感觉和定中机构

(3) 副翼和扰流板联动

为了增加副翼的操纵效能，在正常操纵副翼时，扰流板会配合副翼偏转。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，以协助副翼进行横向操纵。

2. 升降舵操纵系统

飞机的升降舵铰接于水平安定面的后缘，驾驶员靠驾驶杆的前后移动，操纵升降舵，使飞机绕横轴做俯仰运动，如图 5.5-7 所示。当自动驾驶仪接通时，可自动操纵升降舵。在自动驾驶仪工作期间，自动驾驶作动器的输入信号通过升降舵操纵系统回传到驾驶杆，使驾驶杆移动。同时在水平安定面配平时和马赫配平时，升降舵也要相应偏转。

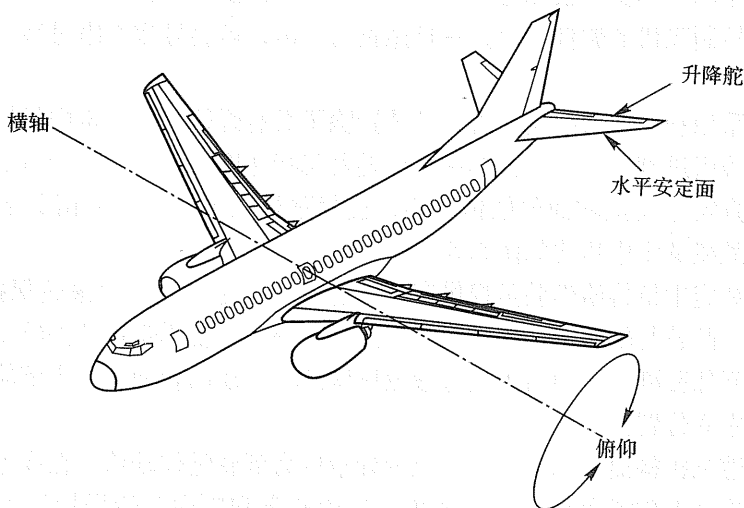


图 5.5-7 升降舵操纵系统

(1) 升降舵输出扭力管特点

升降舵扭力管将升降舵助力器的动力输出到升降舵摇臂。现代飞机升降舵操纵系统一般采用两套独立的液压系统操纵升降舵，因此，升降舵扭力管通过输入摇臂连接两个助力器，再经输出摇臂把助力器的扭矩输送到左右升降舵。扭力管构造如图 5.5-8 所示，扭力管采用双层套管构造，外套管为一根长管，内套管为两根短管，内外套管在外管的中间部位用铆钉连接；输入摇臂连接在外套管上，输出摇臂连接在内套管上。

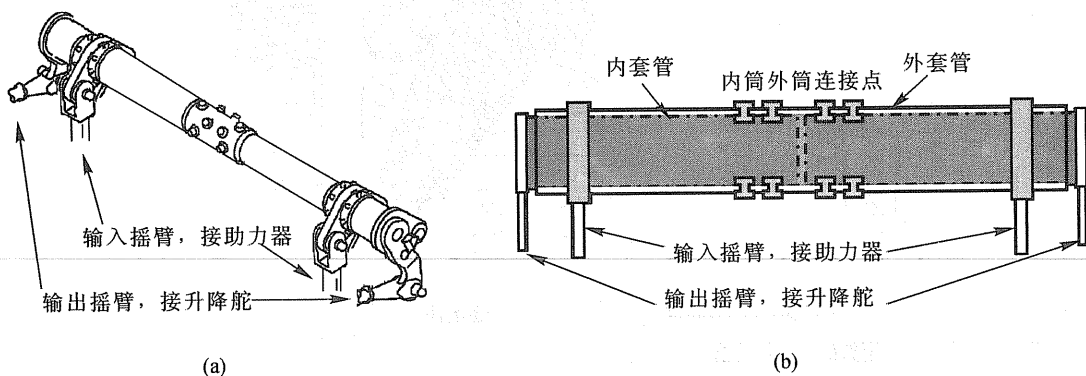


图 5.5-8 升降舵扭力管
(a) 扭力管外观；(b) 扭力管原理

此种构造可提高升降舵操纵的可靠性和单助力器输入时的操纵平衡性。助力器将操纵扭矩传递给外套管，经外套管与内套管的固定连接点将扭矩传递给左、右侧内套管。

无论哪个助力器向扭力管输入操纵力矩，内套管均从扭力管中央获得扭矩输出，使得左右内套管的外端相对内端的扭曲角度相同，保证左右升降舵偏转角度一致。

(2) 升降舵感觉和定中机构

同是采用助力操纵，升降舵的感觉定中机构要比副翼的感觉定中机构复杂，副翼的感觉定中机构一般采用的是弹簧式模拟感觉装置，它只能提供随驾驶盘偏转角度的增加而增加感觉力；而升降舵控制飞机的俯仰运动，一旦感觉力不准，就会导致操纵过猛，严重威胁飞行安全。

升降舵一般采用动压载荷感觉装置，该装置除了具有弹簧式感觉定中机构的特性外，还可以将空速的信号引进到感觉定中机构中，即随着飞行速度的增加，驾驶员的感觉力也会增加，这样就更加真实地模拟舵面的铰链力矩，使驾驶员在不同空速的情况下，准确控制飞机。典型的升降舵感觉定中机构如图 5.5-9 所示。

升降舵感觉和定中机构给驾驶员提供变化的感觉力。定中弹簧将滚轮保持在凸轮中央，当驾驶杆移动时，凸轮与轴转动，带动滚轮到凸轮上部。这使弹簧拉伸并给驾驶员提供感觉力。当驾驶员松开驾驶杆时，弹簧力通过滚轮压紧凸轮，使凸轮回转，当滚轮回到凸轮近心点时，系统回到中立位置。

升降舵动压感觉机构提供和空速成正比的计量压力到感觉作动筒。在高速时，当定中凸轮转动时，定中连杆上作用着两个计量压力，这给感觉和定中弹簧增加了可调的附加感觉力，使驾驶员感觉力增加。在接近失速期间，感觉变换机构也可使驾驶员感觉力增加。另

外,当水平安定面移动,或马赫配平机构工作时,可改变感觉定中机构的壳体位置,这使升降舵和驾驶杆移动到一个新的中立位置。

(3) 马赫配平

某些现代飞机,当飞行速度增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,总升力作用点(压力中心)势必后移,飞机的低头力矩增大。如果此时驾驶杆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。

3. 方向舵操纵系统特点

方向舵安装在垂直安定面后缘上,方向舵操纵系统的功用是提供飞机偏航操纵,驾驶员蹬踏方向舵脚蹬,操纵飞机使其绕垂直轴做偏航运动,如图 5.5-10 所示。

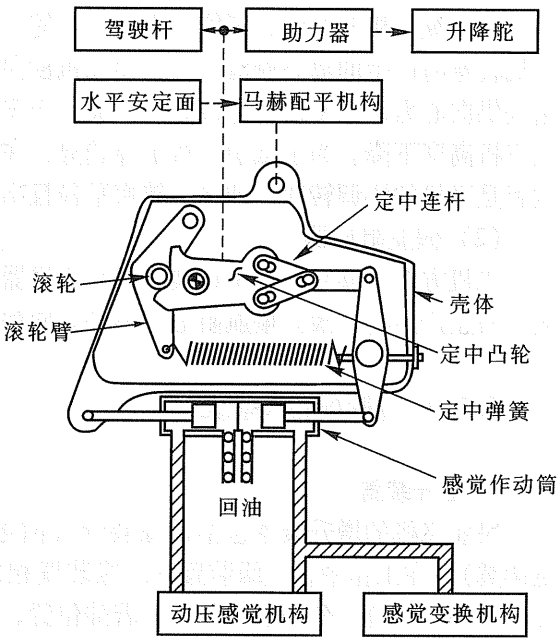


图 5.5-9 典型升降舵感觉定中机构

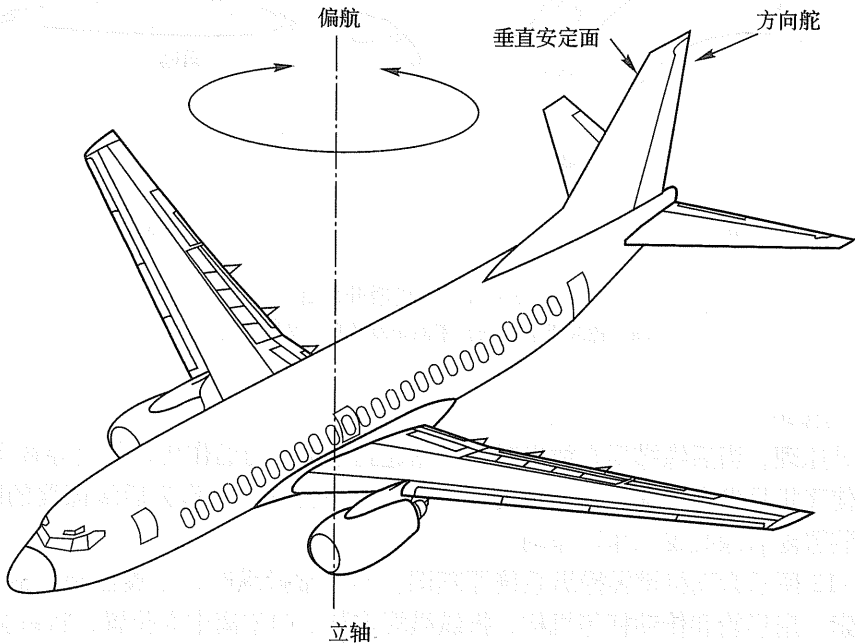


图 5.5-10 方向舵操纵系统

(1) 飞机协调转弯

当操纵飞机转弯时,不能只操纵方向舵,需要靠副翼和升降舵协调转弯操纵。为了平衡飞机转弯时产生的离心侧滑力,应使飞机横向倾侧一定角度,利用机翼升力在水平方向的分量提供向心力,以平衡转弯离心力。而由于飞机侧倾,升力在垂直方向上的分量会减小,造成飞机高度下降。为了抵消飞机下降趋势,在转弯时应向后轻拉驾驶盘,使飞机迎角增加。这就是飞机的协调转弯,即飞机转弯平稳且高度不变。

(2) 偏航阻尼器

飞机方向舵操纵系统中还装有偏航阻尼器,其作用是及时根据飞机姿态的变化操纵方向舵,防止产生荷兰滚。偏航阻尼器驱动方向舵的偏转角小于脚蹬操纵的方向舵偏转角。

5.5.3 辅助操纵系统

1. 增升装置

民航飞机的增升装置包括前缘装置(前缘襟翼、缝翼)和后缘装置(一般为后退式开缝襟翼)。在工作中,前缘装置和后缘装置相配合,由襟翼手柄控制,根据飞机状态收起、伸出,而伸出位又分为起飞位置和着陆位置,如图 5.5-11 所示。

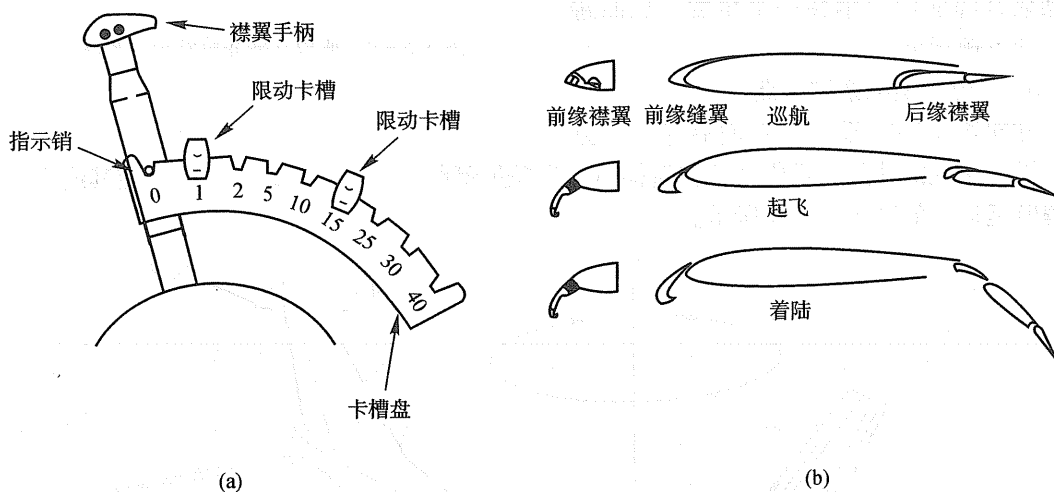


图 5.5-11 飞机增升装置

(a) 襟翼手柄; (b) 不同阶段增升装置的位置

(1) 襟翼操纵

根据增升原理,当后缘襟翼在放出时,虽然起到增加升力的作用,但也导致飞机的实际迎角增大,使飞机易发生失速。为避免出现失速,前缘装置往往作为后缘襟翼的随动装置,也就是前缘装置随后缘装置工作而作动。

图 5.5-12 所示为飞机襟翼操纵系统原理图。当正常操纵时,襟翼控制手柄向后扳动,通过传动钢索、扇形轮和传动杆等机构,操纵襟翼控制活门偏离中立位置,将系统液压引到液压马达。液压马达转动,通过扭力管向襟翼传递扭矩。转换机构将沿翼展方向的转动信号

转换为沿飞机纵轴方向的转动信号，通过丝杆螺帽，再将转动信号转换为沿纵轴向后的运动，从而推动后缘襟翼放出（襟翼驱动装置见图 5.5-13）。

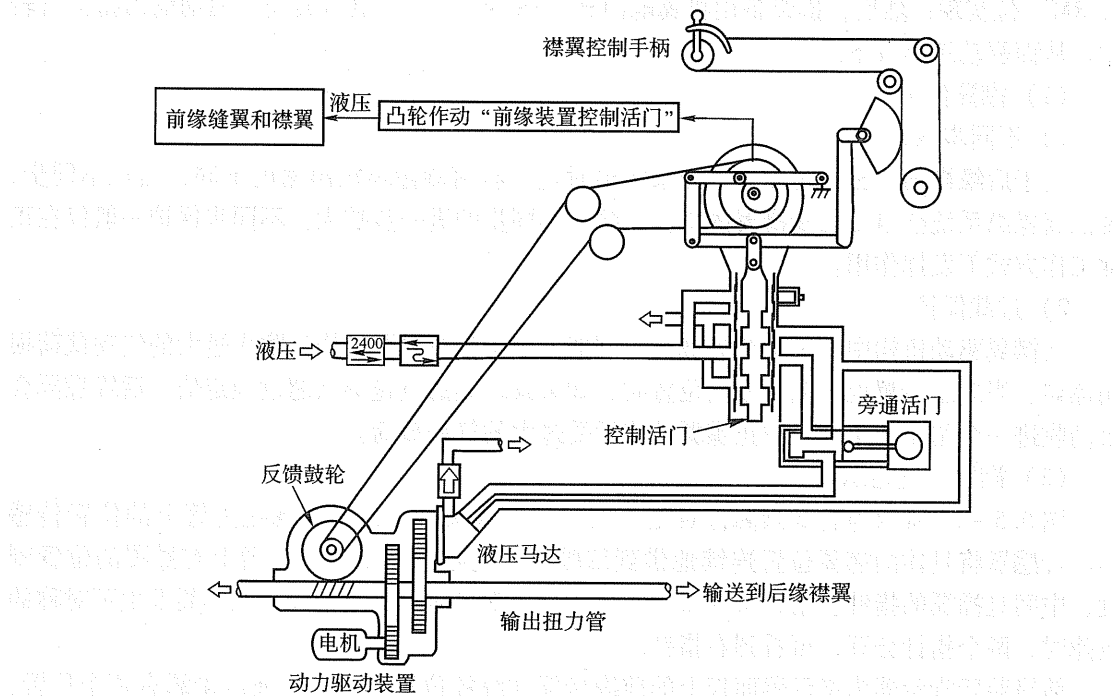


图 5.5-12 飞机襟翼操纵系统原理图

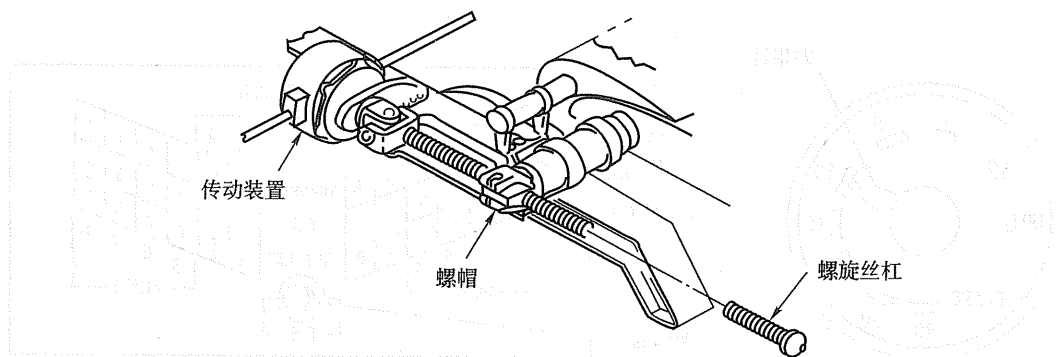


图 5.5-13 后缘襟翼驱动装置

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方向运动。当后缘襟翼到达预定位置后，襟翼控制活门返回中立位置，供往液压马达的油液被切断，液压马达停止转动，操纵过程结束。此时，后缘襟翼停在预定位置。

反馈鼓轮的反馈信号通过反馈钢索，同时带动另一个凸轮，该凸轮可作动前缘装置的控制活门。前缘装置控制活门可将液压引到前缘装置作动筒，从而使前缘襟翼和缝翼放出。由以上控制可看出，前缘装置的位置是由后缘襟翼位置所决定的。

当采用备用方式工作时，应通过备用襟翼电门操纵襟翼收放。首先，应使旁通活门处在旁通位，防止在传动过程中液压马达产生液压锁紧，该操作通过将备有襟翼电门操纵到“ARM”位实现；然后，操纵备用机翼电门到“DOWN”位，电机转动，驱动输出扭力管转动，从而驱动襟翼放下。

(2) 襟翼保护

1) 不同步保护

由于后缘襟翼放出的角度大，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。不同步保护一般仅在正常工作方式下发挥作用。

2) 过载保护

在襟翼驱动机构中设置了襟翼载荷限制器,用于保护襟翼结构,防止过大的气动载荷损伤襟翼。当后缘襟翼处于完全放出位置时,如果某时刻的空速突然超过预定值,后缘襟翼会自动收进一个稍小的角度,防止襟翼结构承受过大的气动载荷。

(3) 襟翼位置指示

图 5.5-14 所示为后缘襟翼位置指示器，其信号来自于位于襟翼扭力管上的位置传感器。传感器将具体的襟翼位置连续地供到驾驶舱内的指示器上。指示器上有襟翼的位置刻度，中间是襟翼的指针。指针采用双指针形式，通常只能看见左指针，但襟翼发生不对称的故障时，两个指针分开，可看到右指针。

前缘装置指示器为指示器面板上的前缘襟翼和缝翼位置灯。因为前缘襟翼有两个位置，位置灯为过渡灯（表示襟翼处于运动状态）和伸出灯，而缝翼有三个位置灯：过渡灯、伸出灯和完全伸出灯，如图 5.5-15 所示。

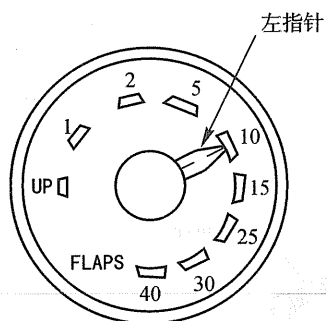


图 5.5-14 后缘襟翼位置指示器

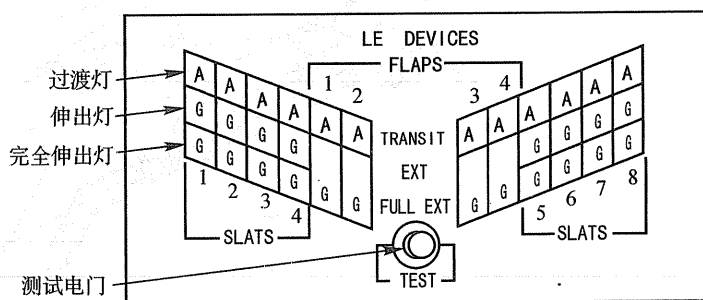


图 5.5-15 前缘装置指示灯

当前缘襟翼、缝翼在收上位置时，所有灯熄灭；当前缘装置移动时，过渡灯亮；当前缘装置移动到伸出位置时，伸出灯亮；当前缘缝翼在完全伸出位置时，完全伸出灯亮。在前缘装置指示器面板上有一个测试电门，当按压该电门时，所有指示灯亮。

2. 扰流板

扰流板的作用是帮助副翼进行绕纵轴的飞机操纵，也可作为减速板在着陆或中断起飞期间降低升力并增加阻力。民航飞机在每侧机翼上表面装有多块扰流板，其中包括地面扰流板和飞行扰流板，扰流板在工作时均向上升起，如图 5.5-16 所示。

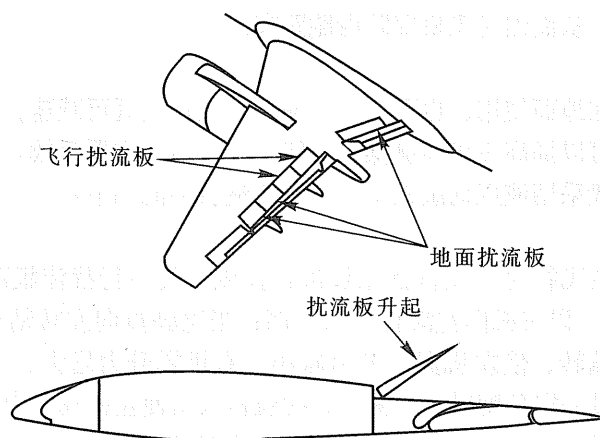


图 5.5-16 飞机扰流板

(1) 地面扰流板

地面扰流板只能在地面上起减速作用，其通常只有两个位置：立起位和放下位，因此作动装置为普通双向单杆液压作动筒。

飞机在空中时，空/地电门将地面扰流板内部锁活门置于空中位（见图 5.5-17），切断供向扰流板作动筒的油液压力，将扰流板锁定在放下位；当飞机落地后，空/地电门将扰流

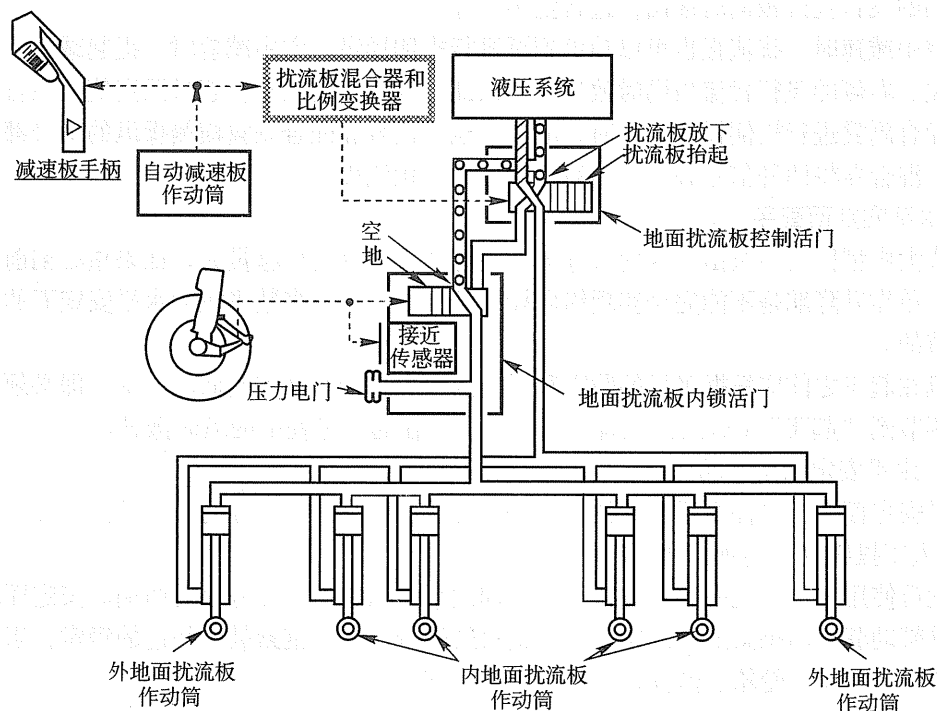


图 5.5-17 地面扰流板操纵原理图

板内部锁活门切换到地面位,使地面扰流板可在地面完全放出,从而卸除机翼的升力,提高刹车效率,增大阻力,从而缩短飞机着陆滑跑距离。

(2) 飞行扰流板

飞行扰流板既可在地面使用,也可在空中使用,其作用既可减速,也可以协助副翼完成滚转操纵,这种设计可以提高飞机横侧操纵效能,并能防止副翼反效。飞行扰流板可以在多个位置工作,所以一般采用液压伺服系统。飞行扰流板功能如下:

1) 配合副翼操纵

副翼操纵系统可在飞行时对飞行扰流板进行操纵,使飞行扰流板配合副翼完成滚转操纵,如图 5.5-4 所示。以飞机向左滚转操纵为例:当驾驶员向左转动驾驶盘时,左副翼向上偏转,右副翼向下偏转,使左机翼的升力减小,右机翼升力增大,飞机绕纵轴向左侧滚转,当驾驶盘转动超过一定角度时,左侧飞行扰流板放出使左机翼升力进一步减小,增加飞机滚转力矩。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侧滚转。

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侧滚转。

2) 飞机减速

飞机减速是通过操纵减速手柄实现的,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。

当空中减速时,扰流板也可以辅助副翼进行横侧操纵。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。

3. 水平安定面配平

现代大中型民航飞机由于纵向尺寸大,飞行中重心纵向位移量大,如果重心偏前或偏后量过大,单靠升降舵是不能完全实现纵向操纵的,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,即必须把水平安定面调节到“起飞”(绿区)位置,以保证飞机在起飞过程中的纵向操纵。

(1) 水平安定面配平输入

水平安定面的配平操纵系统如图 5.5-18 所示,系统包括三种输入形式:

1) 人工操纵(安定面配平手轮)

驾驶员使用安定面配平手轮进行人工俯仰配平操纵,手轮在操纵台两侧。安定面配平手轮的操纵带动驱动前钢索鼓轮的链条,前钢索鼓轮带动与后钢索鼓轮相连的钢索;当后钢索鼓轮运动时,驱动齿轮箱、丝杠,调整安定面角度。

2) 电动配平(安定面配平电门)

驾驶员使用安定面配平控制电门进行俯仰配平操纵。配平电门安装在驾驶盘的外侧,给安定面配平作动器马达提供电力输入,马达工作并驱动齿轮箱和安定面丝杠。

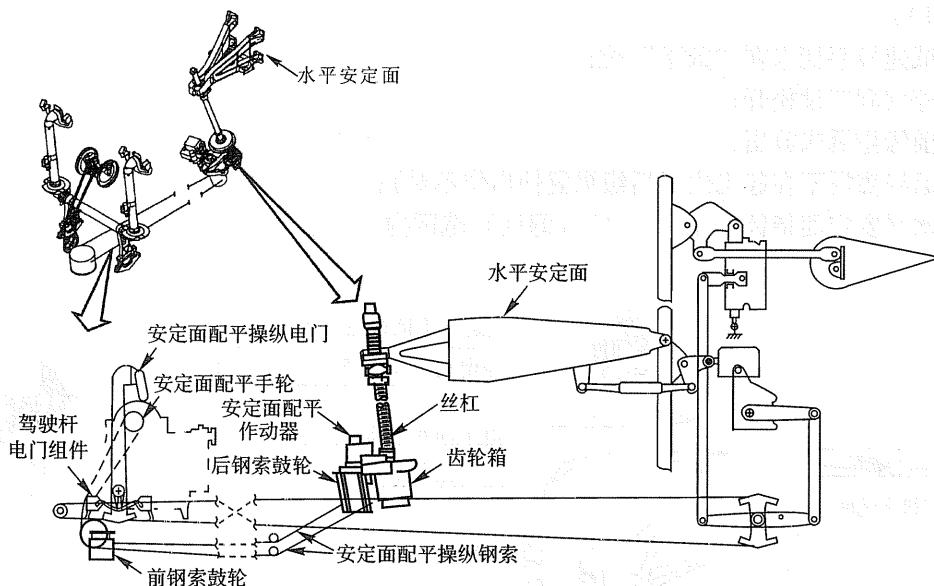


图 5.5-18 水平安定面配平操纵系统

在电动配平操纵期间，如果驾驶员输入一个相反方向的升降舵操纵，驾驶杆电门组件使安定面电动配平停止。

3) 自动驾驶操纵

自动驾驶仪给安定面配平马达提供电动输入。安定面位置传感器给自动驾驶仪提供安定面位置信号。

以上三种输入的优先权是不同的：手动操纵的优先权最大，而自动驾驶仪的优先权最小。

(2) 水平安定面指示

水平安定面配平指示器（见图 5.5-19）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”（绿区）范围内，具体位置要根据飞机的装载确定。

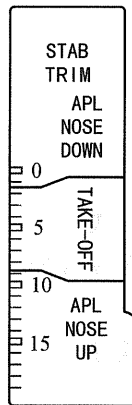


图 5.5-19 水平安定面配平指示器

5.6 飞行操纵警告系统

飞机飞行操纵警告系统就是在潜在危险发生前，提前警告驾驶员，从而避免事故发生。飞机飞行操纵警告系统分为起飞警告系统和失速警告系统两种。

5.6.1 起飞警告系统

安装起飞警告系统的作用是：当飞机起飞时，某些飞行操纵组件不在正确位置，给驾驶员提供一个音响警告信号。

当飞机在地面时，任一油门杆前推，发生下列任一情况都会触发起飞警告（见

图5.6-1):

- ① 减速板手柄未在“放下”位;
- ② 停留刹车没松开;
- ③ 前缘襟翼未放出;
- ④ 后缘襟翼不在起飞位 (后缘襟翼伸出位不对);
- ⑤ 水平安定面指针不在“起飞”(绿区) 范围内。

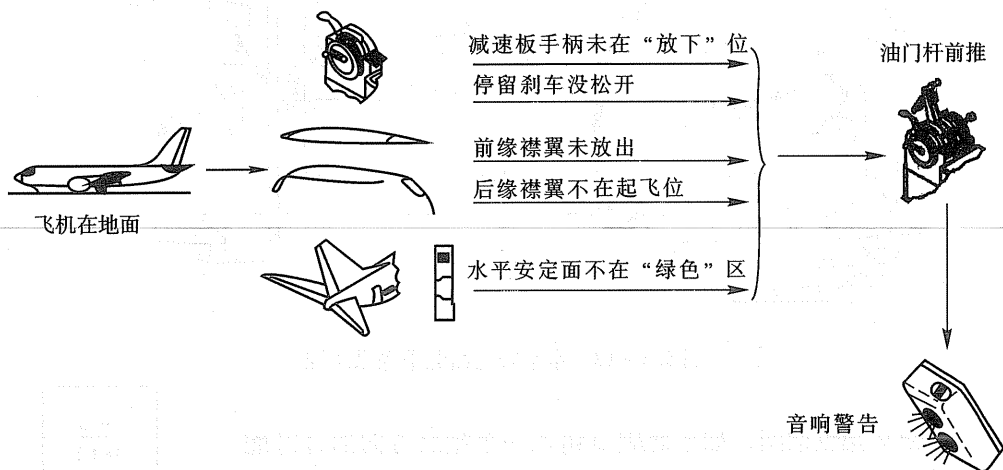


图 5.6-1 起飞警告

起飞警告为间歇性警告喇叭,喇叭切断电门也不能消去喇叭声,只有在飞行控制组件置于适当位置或油门杆均收回才能使喇叭停息。

5.6.2 失速警告系统

失速警告所指的就是临近或达到最大可用升力 (即飞机接近失速状态) 时的警告。作为警告刺激来说,驾驶员只能通过人的感官来感受,可供选择的是视觉、听觉和触觉。一般飞机上多装音响警告和驾驶杆抖动器。失速警告系统包括信号输入、信号处理和输出警告三部分 (见图 5.6-2)。下面对这三个部分展开介绍:

(1) 输入信号

迎角探测器用来探测安装部位处 (装在机身外侧) 的气流方向,并将该处气流角度的变化情况以成比例的电信号传输给失速管理计算机。迎角探测器的型式有几种,目前多用叶片式迎角探测器。

飞机在飞行中因为飞机失速迎角与飞机姿态、气动外形的变化有关,所以除了迎角信号以外,还需把缝翼、襟翼位置信号及空/地转换信号也输入到失速管理计算机。

(2) 信号处理

失速管理计算机接收输入的信号后,作综合比较,输出电信号,经过控制放大器和解调器,再经过驱动放大器驱动抖杆器和推杆器。

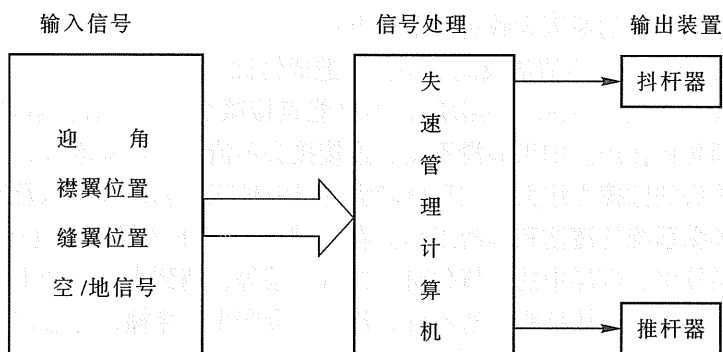


图 5.6-2 失速警告系统组成

(3) 输出装置

1) 抖杆器

抖杆器接收来自失速管理计算机的信号，它是一个电动机带动的不平衡重块（固定在驾驶杆上，见图 5.6-3）。当有信号时电动机启动，使驾驶杆抖动。其频率和振幅应配合，如频率过低，即使振幅相当大也提供不了足够刺激；如频率过高，结果会引起“嗡鸣”，振幅不明显。最适当频率为 10~30 次/秒，并要有足够的振幅，能使杆抖动。

2) 推杆器

推杆器用于自动恢复操作。在飞机接近失速时，自动推杆（推杆的力量，典型数值大约 80 lb。在推杆器工作时，这样大的力量足以抑制驾驶员有意拉杆，在推杆器失控的条件下，该力量也不至于大得飞行员不能稳住杆），飞机机头自动下俯，防止失速。

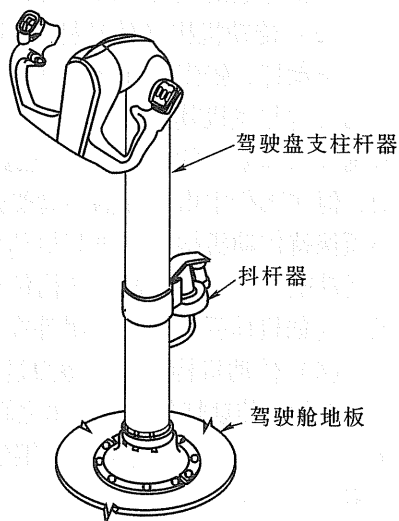


图 5.6-3 抖杆器

5.7 飞行操纵系统的维护

操纵系统的工作是否符合要求，与维护工作的质量紧密相关。本部分根据操纵系统的工作特点，叙述了防止系统摩擦力过大、防止系统间隙过大、保持钢索张力正常和操纵系统的调整等四个问题。

5.7.1 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，也就是没有忽大忽小的现象。因为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。在大城市和工作区附近，也特别注意这一点，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。

5.7.2 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些间隙，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。

5.7.3 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,因为预加张力太大了,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,因而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。因为机体大多是铝合金材料的,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,使得钢索张力在遇到的最低气温条件下,也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5.7-1所示为一种典型的张力计。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,顶块垂直推动钢索到铁砧下的两个加垫处,推动钢索的力由刻度盘上的指针显示。不同直径的钢索对应使用不同号码的顶块,每个顶块都标有号码,可以很容易地放入张力计中。

当记录数据时,很难看到刻度盘,因此张力计上有一个指针锁,它可锁住指针,然后在取下张力计后读取数据,读数后打开锁,指针回零。

每个张力计有一个张力换算表(见表5.7-1),用来把刻度数换算成磅数。刻度盘的读数换算过程如下:用2号顶块测量直径5/32 in的钢索张力,读数是“30”,得钢索的实际张力是70 lb。注意一号顶块用来测量1/16、3/32和1/8 in的钢索。因为此张力计不是用来

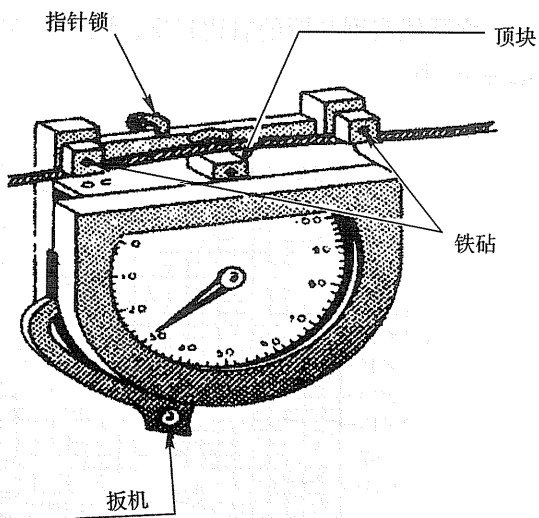


图 5.7-1 钢索张力计

测量 7/32 和 1/4 in 钢索的，故表中 3 号顶块一栏中无数据。

表 5.7-1 钢索张力换算表

例子

↙

No.1			顶块	No.2		No.3	
Dia. 1/16	3/32	1/8	张力 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		

钢索张力校装图（见图 5.7-2）是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，首先要选择被校定的钢索直径和周围环境温度。假设是直径 1/8 in，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 1/8 in 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（单位磅）。此例钢索的张力值为 70 lb。

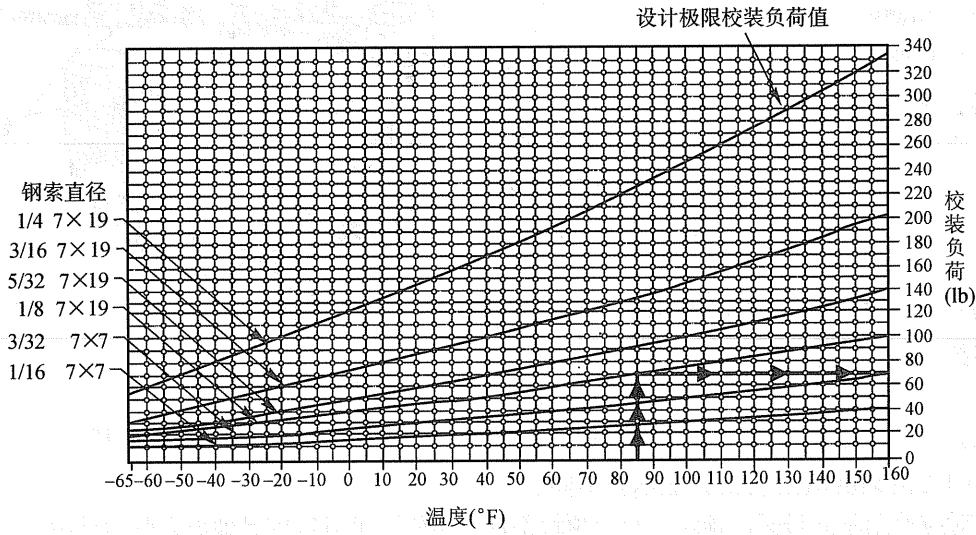


图 5.7-2 典型的钢索张力校装图

5.7.4 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,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,在使用中上述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,应先调整好中立位置,然后再调整最大活动范围。舵面前的固定翼变形或安装角的改变,都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,将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,且性能令人满意。

5.7.5 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。万能螺旋量角器是一种用于测量副翼、升降舵或襟翼行程的量角器,如图 5.7-3 所示。这种量角器由机座、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

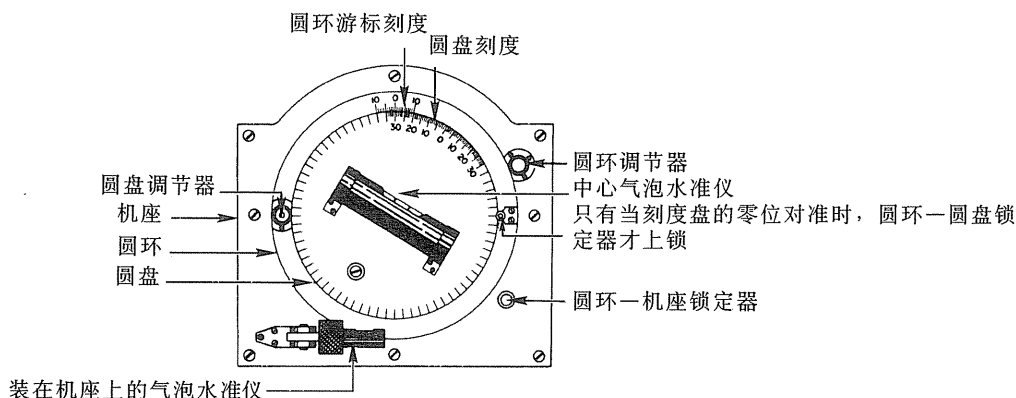


图 5.7-3 万能螺旋量角器

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圆环在圆盘转动时跟着发生转动。注意, 它们在同一点开始, 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。

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 把操纵面移动到中立位置, 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—圆盘锁;
- ⑥ 装动圆盘调节器, 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, 在夹具或模板上的刻度标明操纵面所需的行程。

(3) 直尺

在许多情况下, 飞机制造厂以度 ($^{\circ}$) 或英寸 (in) 或厘米 (cm) 为单位给出特定操纵面的行程。如果行程以英寸或厘米的形式给出, 可以用直尺测出行程 (in 或 cm)。

第6章 空调系统

6.1 空调系统概述

飞机座舱空调系统的基本任务是在各种不同的飞行状态和外界条件下,使飞机的驾驶舱、旅客舱、设备舱及货舱具有良好的环境参数,以保证驾驶员和乘客的正常工作条件和生活环境、设备的正常工作及货物的安全。飞机座舱环境参数主要是指座舱空气的温度、压力和压力变化率,其他还包括空气的流速、湿度、清洁度和噪音等。为保证座舱内部条件良好,应使这些参数维持在规定范围之内,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保护指示设备。

随航空技术的发展和民用飞机的现代化、大型化,飞机座舱空调系统的作用和地位日趋重要,其设备日益完善,性能更为先进。一个好的座舱环境不仅关系到机上人员的工作条件和生命安全,舒适的座舱环境还可以提高飞机的客座率。

6.1.1 大气物理特性及高空环境对人体生理的影响

1. 大气物理特性

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,还有湿度等参数的变化。民航客机,包括涡轮螺旋桨飞机和涡轮喷气飞机,其巡航高度为 6,000 ~ 12,000 m (约 20,000 ~ 40,000 ft),所以大气参数的变化,对空中人员的人体生理和机上设备的正常工作都有很大影响,也是进行座舱环境控制的基本依据。

(1) 大气压力与高度的关系

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(作用力)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,越接近地球表面空气密度越大,所以大气压力也越大;随着高度增加,大气压力下降。图 6.1-1 所示为大气压力随高度增加近似于按指数规律下降的基本规律。

(2) 大气温度与高度的关系

由于太阳辐射使地表面温度升高,地表受热后,通过传导和红外辐射向邻近空气提供热

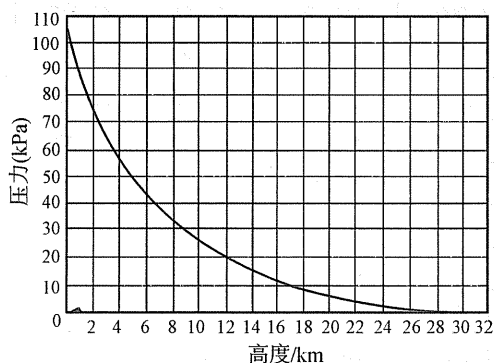


图 6.1-1 标准大气压力随高度变化的规律

量, 而其中的红外辐射大部分被大气底层的二氧化碳和水蒸气所吸收。接近地表的空气被加热后, 导致其体积膨胀, 密度下降而向上升, 导致空气发生强烈的水平和垂直运动, 这是构成对流层的主要特征。

在对流层中, 底层气团受热上升, 由高压向低压膨胀降温, 所以从地面开始, 大气温度随高度的升高而逐渐降低。高度每增加 1,000 m, 气温平均下降 6.5°C , 即气温随高度的平均递减率 (温度梯度) 为 $-6.5^{\circ}\text{C}/\text{km}$ 。到达平流层后, 大气温度基本不随高度变化 (保持在 -56.5°C), 所以平流层又称同温层。民航客机一般在对流层到平流层底部飞行。

(3) 国际标准大气

标准大气: 国际航空界根据对北纬 $40^{\circ} \sim 50^{\circ}$ 区域的地球大气多年观测的结果, 加以模型化, 给出的一种假想的大气模型。国际性组织颁布的称为国际标准大气, 国家颁布的称为国家标准大气。标准大气是作为校准飞机航行仪表和比较飞机性能的依据。

我国于 1980 年由国家标准总局发表了《中华人民共和国国家标准大气 (30 km 以下部分)》(GB1920—1980)。该模型规定大气高度的起点 $H=0$ 处为海平面, 其对应的标准大气参数为: 空气温度 $t_0 = 15^{\circ}\text{C}$ (288.15K) 空气压强 $p_0 = 101,325 \text{ N/m}^2$

空气密度 $\rho_0 = 1.225,0 \text{ kg/m}^3$ 音速 $a_0 = 340.294 \text{ m/s}$ 。

描述这种标准大气模型的表格, 称为标准大气表, 表 6.1-1 为国家标准大气简表。

表 6.1-1 国家标准大气简表

高 度	温 度		压 力			密 度	
H/m	T/K	$t/^{\circ}\text{C}$	P/kPa	P/mmHg	p/p_0	$\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	ρ/ρ_0
-1,000	294.65	21.50	113.93	854.55	1.124,4	1.347,0	1.099,6
-500	291.40	18.25	107.47	806.15	1.060,7	1.284,9	1.048,9
0	288.15	15.00	101.325	760.00	1.000,0	1.225,0	1.000,0
1,000	281.65	8.50	89.876	674.12	0.887,0	1.111,7	0.907,5
2,000	275.15	2.00	79.501	596.30	0.784,6	1.006,6	0.821,7
3,000	268.66	-4.49	70.121	525.95	0.692,0	0.909,3	0.742,3
4,000	262.17	-10.98	61.660	462.49	0.608,5	0.819,4	0.668,9
5,000	255.28	-17.47	54.048	405.39	0.533,4	0.736,4	0.601,2
6,000	249.19	-23.96	47.217	354.16	0.466,0	0.660,1	0.538,9
7,000	242.70	-30.45	41.105	308.31	0.405,7	0.590,0	0.481,7
8,000	236.22	-36.93	35.651	267.40	0.351,9	0.525,8	0.429,2
9,000	229.73	-43.42	30.800	231.02	0.304,0	0.467,1	0.381,3
10,000	223.25	-49.90	26.499	198.76	0.261,5	0.413,5	0.337,6
11,000	216.77	-56.38	22.699	170.26	0.224,0	0.364,8	0.297,8
12,000	216.65	-56.50	19.399	145.50	0.191,5	0.311,9	0.254,6
13,000	216.65	-56.50	16.579	124.35	0.163,6	0.266,6	0.217,6
14,000	216.65	-56.50	14.170	106.28	0.140,0	0.227,9	0.186,0
15,000	216.65	-56.50	12.111	90.85	0.119,5	0.194,8	0.159,0

2. 高空环境对人体的影响

(1) 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,压力变化率太大也会给人的生理造成严重危害。

1) 缺氧

氧气是维持人体生命不可缺少的成分。人体吸入的氧气量与空气中氧气分压的大小有关。随着飞行高度的增加,大气压力下降,在大气中氧分压和肺泡空气中的氧分压也会相应降低,血液中的氧气饱和度就减少,机体组织细胞得不到正常的氧气供应,这样在一定条件下会导致人体缺氧。这种由于吸入空气中氧分压降低而引起的缺氧称为高空缺氧(症)。

人体在不同高度上对缺氧反应比较复杂,取决于许多因素,包括人体差异及锻炼程度等,但从大多数情况考虑,根据生理试验确定的缺氧与高度的关系,习惯上采用表 6.1-2 所示的数据。

表 6.1-2 缺氧高度的划分

高度范围/km	0~3	3~5	5~7	>7
影响程度	无症状区	代偿区	障碍区	危险区

大约从 3 km 高度开始,动脉血氧饱和度维持在 90% 以下,属于不显性缺氧范围;代偿区是从 3~5 km 这一高度上,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,因而称为完全代偿区;障碍高度是在 5 km 以上,有少数人会发生代偿障碍,6 km 以上高度属于严重缺氧高度,血氧饱和度只能维持在 77% 以下,会发生生理代偿功能的严重障碍;危险高度从 7 km 开始,人体的代偿性活动已不是以保证大脑皮层对氧的最低需要量,这时动脉血氧饱和度降到 60% 左右,人大脑会迅速出现意识丧失,产生突然虚脱的现象。

2) 高空减压症

除了高空缺氧以外,低气压本身对人体也有危害。随着大气压力的降低,人体会出现高空减压症。高空减压症发生的高度,对个别人可能在 5.5 km 的高度上发生,多数病例是在 8 km 左右的高度发生。高空减压症分为高空胃肠气胀、高空栓塞和皮肤组织气肿。

① 高空胃肠气胀

8,000 m (26,000 ft) 以上开始明显,随着压力的降低,人体胃肠内的气体膨胀,导致肠胃腹部疼痛,呼吸困难。

② 高空栓塞

人体在 8,000 m 以上停留 10~20 min 将会出现此症状。因为随着压力的降低,原先溶解在血液内的氮气游离出来形成气泡,在血管内造成栓塞,阻碍血液流通并压迫神经,导致关节痛、头痛、咳嗽和呼吸困难等症状。

③ 皮肤组织气肿

当高度继续增大到 19.2 km 时,大气压力为 47 mmHg,水的沸点为 37℃,这正等于人的体温。按理论而言,如果人体突然暴露在该条件下,体内液体将会沸腾汽化,产生大量的气体而引起皮肤组织气肿,会使人体的血液循环停止而导致死亡。

3) 压力变化率

正常情况下, 人体内外压力相等而处于平衡状态。当外界压力快速降低时, 内外压力来不及平衡而在瞬间产生很大的压力差, 严重时可能造成肺部破裂出血等损伤。在飞机迅速上升或下降时, 若对应的压力减小或增大变化的速率超出一定范围时, 常引起的病症是航空性中耳炎和牙痛, 其中中耳炎发病率最高。当外界压力变化速率过大, 尤其是飞机下降使压力增加过快时, 会出现剧烈的耳痛、耳鸣、晕眩和恶心, 严重时可导致耳鼓膜破裂。

压力变化过速最为严重的情况是爆炸减压。所谓爆炸减压, 是指飞机的增压座舱在高空突然失去气密的一种事故。爆炸减压后, 座舱敞开, 高空缺氧、低压和低温会同时袭来, 严重危及人员和飞机的安全。爆炸减压危害的程度与座舱内外压差和飞机破损面积有关, 当座舱内外压差越大、气密舱破口越大时, 则减压速度越大, 造成的危害也就越严重。

对于客机, 发生爆炸减压事故后应考虑的安全措施, 一是应迅速将飞机下降到安全高度; 二是应尽快使用氧气设备。

(2) 大气温度对人体生理的影响

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, 超过了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°C 、不高于 26°C 是适宜的。

(3) 大气湿度对人体生理的影响

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任何影响不是立即就能显示出来的, 有关症状的发生随时间的增加而增加。

(4) 其他环境参数对人体生理的影响

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。

2) 噪声对人体的影响

实验指出, 频率 $4,000\text{ Hz}$ 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 $80 \sim 100\text{ dB}$ 以下。

3) 空气清洁度对人体的影响

座舱空气是否清洁新鲜, 主要取决于座舱空气的来源以及座舱的通风换气量, 这些在现代民用飞机上都是能够较好地得到满足的。

6.1.2 空调系统的提出

1. 克服高空环境的措施

由于高空存在缺氧、低压和低温等不利情况,为保证在高空的人员的安全和舒适,须采取一定的技术措施。

(1) 供氧装置

一般在 4 km 左右的高度开始供氧,通过提高氧气浓度的方法补偿氧分压的下降。此种措施一般适用于低空低速的螺旋桨飞机。另外,供氧方式可作为喷气式飞机气密座舱的一种补充方式,如给机组人员或病员补充供氧,或者当座舱失去气密时用氧气面罩作为应急供氧。

(2) 气密座舱(又称增压座舱)

将飞机座舱密封,然后给它供气增压,使舱内压力大于外界大气压力,并对座舱空气参数进行调节,创造舒适的座舱环境,以满足人体生理和工作的需要,特别是当座舱高度保持在 2,400 m 或 2,400 m 以下时,不需要用氧气设备。气密座舱是高空飞行时安全而有效的措施,可以同时解决增压、通风和温度调节等几个方面的问题,能较好地满足机上乘员的需要,是当代民用飞机普遍采用的一种方式。当座舱增压后,机身结构承受拉应力。

2. 气密座舱环境参数

(1) 座舱温度

根据航空医学要求,最舒适的座舱温度为 20 ~ 22 °C,正常保持在 15 ~ 26 °C 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 °C。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,使其不致蒙上水汽。

(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 2,400 m (8,000 ft) 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上,当座舱高度达到 10,000 ft (相当于 3,050 m) 时,通常设有座舱高度警告信号,向机组成员发出警告,它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,也可能出现负余压。飞机所能承受的最大余压值取决于其座舱的结构强度,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。

(4) 座舱高度变化率

单位时间内座舱高度的变化速率称为飞机的座舱高度变化率,它反映的是座舱压力的变化速度。飞机在爬升或下降过程中,由于飞行高度的变化,会导致座舱高度产生变化。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 500 ft/min,座舱高度下降率不超过 350 ft/min。

3. 现代民航飞机空调系统组成

图 6.1-2 所示为现代民航飞机空调系统基本组成原理图。该系统分为气源系统、温控系统、压力控制系统和座舱空气分配系统四大部分。

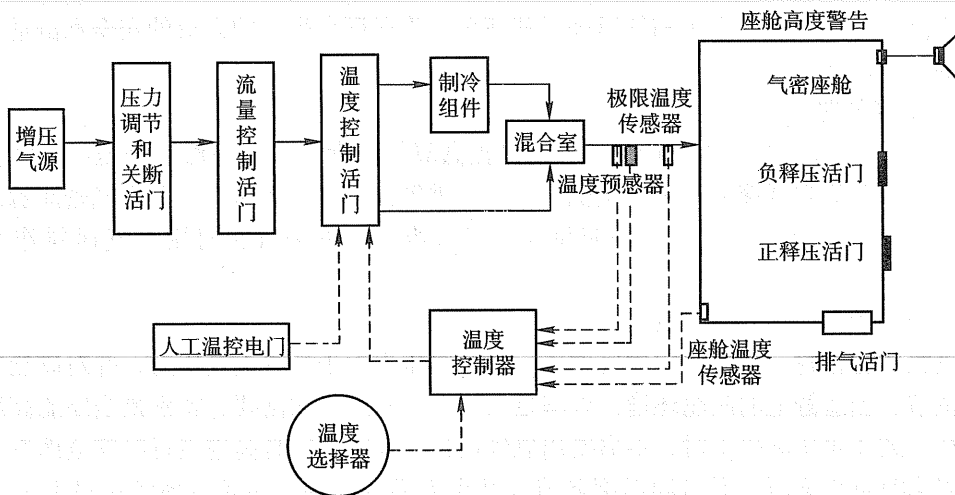


图 6.1-2 空调系统组成原理图

空调系统的供气来自于发动机（或专门的增压器），从流量控制活门（组件活门）进入空调系统后，由两套（或三套）完全相同的制冷组件进行冷却，在这里对空气进行基本的温度和湿度调节，然后冷空气与热空气混合后，以保证空调舱的确定温度。另外，空调系统还为仪表板、电瓶和设备架冷却，最后，调节好的空气分配到座舱内的各个区域。由排气活门控制对驾驶舱和客舱按飞行高度进行增压控制；同时系统具有 10,000 ft 座舱高度警告、正释压活门、负释压活门等安全措施。

6.2 空调气源系统

6.2.1 气源系统概述

气源系统由增压供气源和供气参数控制两部分组成。增压供气源向座舱供入清洁度符合要求的空气，而供气参数控制则对所供的空气的压力、温度和流量等参数进行调节。

1. 现代民航客机气源系统的组成和功用

现代喷气式客机增压空气的主要来源是发动机压气机引气，它是飞机正常飞行时的主要气源；在地面和空中一定条件下可使用辅助动力装置引气；在地面还可以使用地面气源。

增压空气主要用于座舱的空调与增压，机翼前缘及发动机进气道前缘的热气防冰，发动机启动用气源、饮用水、燃油及液压油箱等系统的增压以及飞机的气动液压泵（ADP）、前缘襟翼气动马达和大型飞机的货舱加热。

图 6.2-1 所示为现代大多数民用飞机气源系统布局的典型代表。这种引气方案的气源系统一般包括从发动机压气机引气出口至进入空调冷却组件活门前的管路和供气控制附件。此外,还有辅助动力装置 (APU) 引气和地面气源的接头及有关附件。

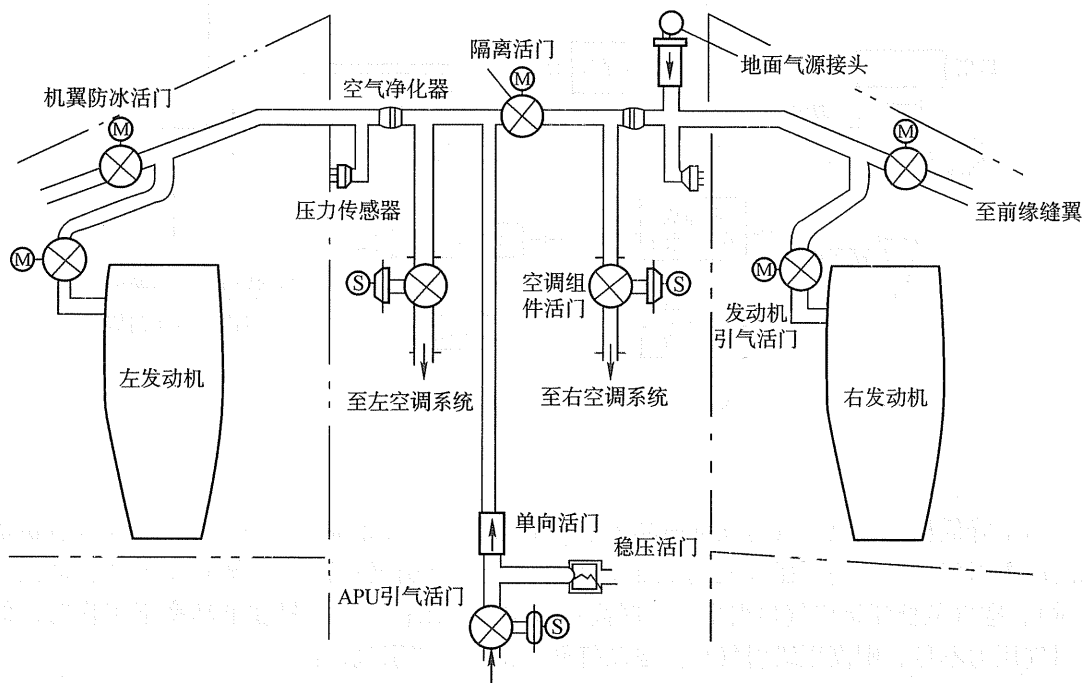


图 6.2-1 现代民航客机气源系统典型布局

发动机引气分别形成两套独立的子系统,中间由隔离活门(交输活门)隔断,并可在需要时连通。当隔离活门关闭时,左右发动机引气分别为左右空调系统提供气源;当隔离活门打开时,可使左右发动机的引气为任一侧空调系统提供引气。另外,当一台发动机启动后,可将隔离活门打开,利用已经启动的发动机的气源启动另一台发动机。

辅助动力装置的引气通过 APU 引气关断活门和单向活门引入气源总管。地面气源的引气接头,有的飞机只在隔离活门的一侧设置,有的则在隔离活门的两侧都设置,即在飞机一侧或两侧可向飞机供增压空气。在 APU 引气出口和地面气源接头附近都装有单向活门,用以防止空气倒流。

发动机压气机引气和 APU 引气出口处都是经过各自的引气活门控制的。供气系统中的空气净化器对进入空调组件前的空气起净化作用,可以防止地面上的或低空时的沙尘及杂物等进入空调系统。此外,在供气管道上,还有一些压力调节、温度调节装置以及产生控制信号与指示信号的压力传感器和温度传感器。

飞机正常飞行时的气源是由发动机压气机提供的,一旦一台或两台发动机引气失效时,在一定高度限定条件下可由 APU 接替供气,有的飞机在起飞阶段也使用 APU 引气进行空调,以减轻发动机的负担。

(1) 发动机压气机引气

双转子涡轮风扇发动机的压气机分为低压压气机和高压压气机，空调引气引自压力较高的高压压气机。发动机压气机引气系统如图 6.2-2 所示。

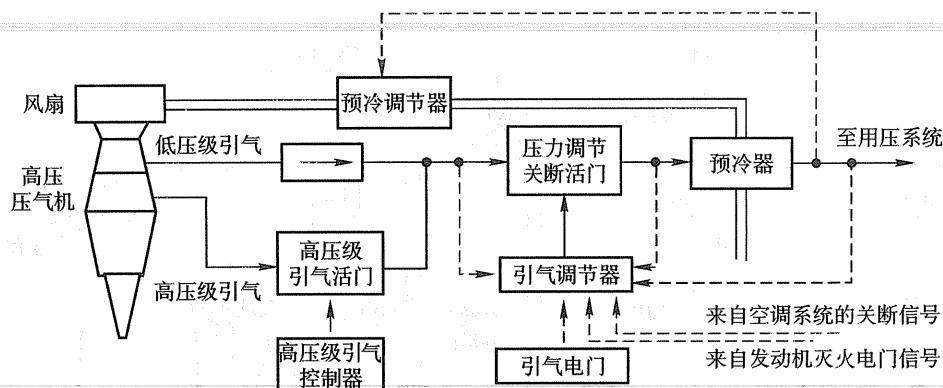


图 6.2-2 发动机引气系统组成原理

1) 引气部位

为了降低从压气机引气对发动机功率造成的损耗，并使燃油消耗最小，许多现代客机都采用两级引气，即从高压压气机的低压级和高压级分别引气：正常情况下（较高发动机功率时），空气从低压级引气口引出，此时高压级引气关闭；当发动机在低功率下工作时，低压引气压力不足，则高压级引气活门自动打开，由高压级引气口供气。

为防止高压级引气时气体向低压级倒流，在低压级引气出口装有单向活门。

2) 引气控制

发动机压气机引气由压力调节和关断活门（简称“PRSOV”）控制。当人工控制引气电门向引气调节器发出控制信号时，PRSOV 活门打开，低压级引气经单向活门流向 PRSOV，经下游的风扇预冷器初步冷却，然后供向下游用压系统。当低压级引气压力不足时，高压级引气活门自动打开，从高压级引气。

PRSOV 活门的引气调节器感受 PRSOV 下游的压力信号和风扇预冷器出口的气流温度信号，通过调节 PRSOV 活门的开度，达到控制活门下游压力和温度的目的。

3) 引气关断

PRSOV 活门接受引气调节器的关断信号，在下列情况会自动关断引气：

① 引气异常关断

当引气出现超压、超温等异常情况时，引气调节器将向 PRSOV 活门发出关断信号，关断引气。当 PRSOV 活门出口压力高于其进口压力（即引气出现反压）时，引气调节器也会向 PRSOV 活门发出关断信号。

② 空调系统故障关断

引气调节器的控制电路还受空调系统故障自动关断系统的控制。当空调系统出现故障时，向引气调节器发出关断信号，关闭 PRSOV。

③ 发动机火警关断

引气调节器还受发动机灭火电门控制。当发动机出现火警时，提起灭火手柄，灭火电门

向引气调节器发送关断信号，将引气关断。

④ 人工关断

PRSOV 也可以人工关断。当发动机引气电门扳到“OFF”位时，即可切断这台发动机的引气。

(2) APU 引气

辅助动力装置 (APU) 的引气通过 APU 引气活门引出，为避免发动机供气时增压空气倒流到 APU 内，在 APU 供气管路上装有单向活门。

APU 引气可以用于地面空调、启动发动机。另外，在飞机起飞或复飞时，为了减少发动机功率的损耗，常常用 APU 引气代替发动机引气。

除用 APU 供气启动发动机外，在 APU 引气活门打开时是不允许再打开主发动机引气活门的，所以在某些飞机上设有双引气警告灯或其他形式的警告电路。当双引气警告灯亮时，应将 APU 引气活门关闭，以防止发动机引气损坏辅助动力装置。当用 APU 供气启动发动机时，双引气警告灯亮，这是一个警告信号，属于正常情况，提醒操作人员，在启动发动机后，应将 APU 引气电门关断。

(3) 地面气源

飞机在地面维护工作时，可通过地面气源车为空调系统提供气源。

2. 其他类型的供压气源

有些飞机采用了专用的增压器向座舱提供空气。增压器有容积式增压器和离心式增压器两类，图 6.2-3 所示为容积式增压器的典型构造。

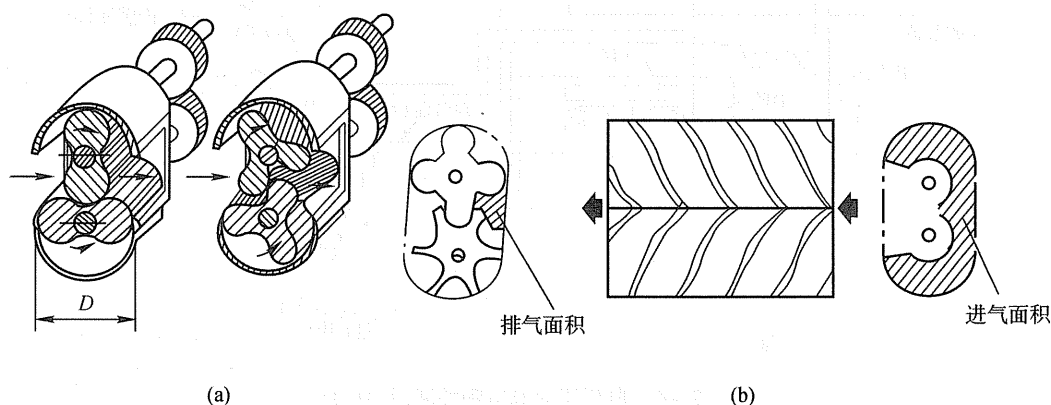


图 6.2-3 容积式座舱增压器

(a) 转子式增压器；(b) 螺旋式增压器

增压器可由发动机经过齿轮箱等减速装置带动（对于这种型式的座舱增压器，一般可以通过改变增压器叶轮与发动机之间的传动比来保证供气量基本恒定），也可由空气涡轮带动，或者是由电动机驱动。

使用增压器引气，减轻了对发动机引气的需求，可使发动机核心机更加紧凑，燃油消耗率更低。波音公司最新的 787 飞机就采用了专用的增压器为空调系统提供增压气源。

6.2.2 气源系统调节与控制

由于发动机压气机的出口参数随飞行高度、飞行速度和发动机工况等有一定的变化,为了减少气源系统供气参数的波动,在发动机压气机的引气管路上设置了相应的控制和调节装置,从而使得在飞机飞行的各阶段和地面工作时,气源系统的供气压力、温度及流量在规定的范围之内。另外,系统中还设置空气清洁剂,控制引气的清洁度,因为空气清洁剂会将一部分引气排出,因此应将空气清洁剂设置在流量调节元件的上游。

1. 引气压力和温度限制

如图 6.2-2 所示,引气系统的压力调节由压力调节和关断活门实施,压力调节和关断活门是由压力调节器控制的电控气动活门,下面以 B737/800 的压力调节与关断活门(原理如图 6.2-4 所示)为例,说明压力调节和关断活门实施引气压力调节的原理。

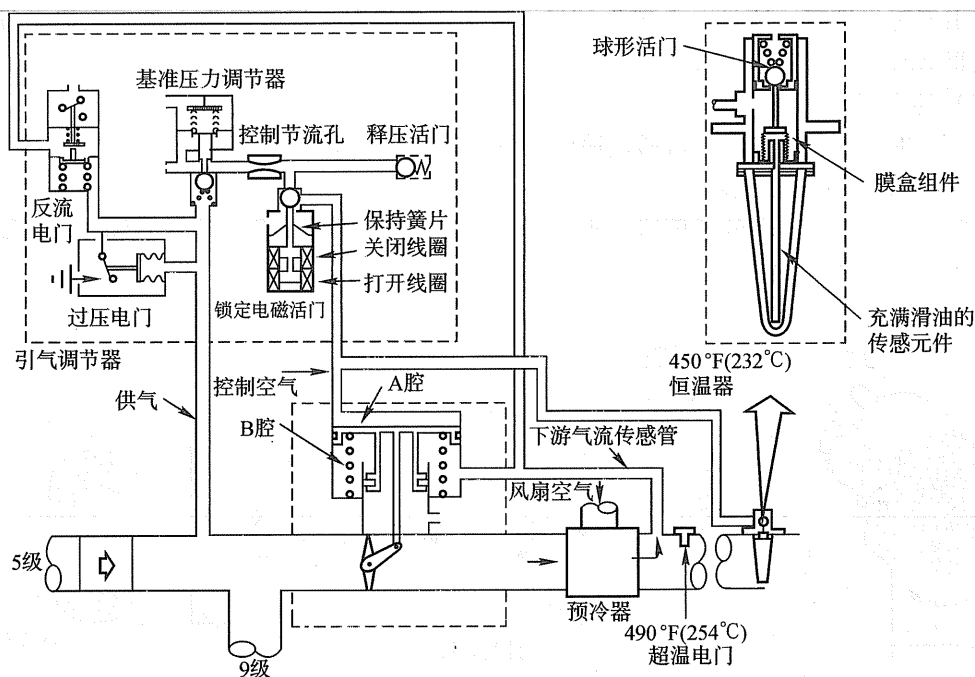


图 6.2-4 典型压力调节和关断活门原理

从图中可以看出,该活门由蝶形关断活门、气动作动器、引气调节器等几部分组成。关断活门是一个蝶形活门,由气动式作动器驱动,作动筒由筒体、活塞、返回弹簧和传动杆等部件组成,通过活塞上腔(A腔)压力、下腔(B腔)压力与弹簧作用力相比较,控制活塞的移动,当活塞下移时通过传动杆可将活门打开,反之,使活门关闭。

引气调节器内有基准压力调节器、锁定电磁活门(包括球阀钢珠、打开线圈、关闭线圈和保持簧片)以及反流电门、过压电门、释压活门。

(1) 引气压力调节

引气调节器通过控制活门作动器控制腔(A腔)内的压力来控制活门的开度。当

引气电门处于“OFF”位时, 锁定电磁活门的关闭线圈通电, 球阀钢珠上移并由保持簧片保持在上位, 控制器 A 腔接外界空气, 蝶形关断活门在返回弹簧的作用下处于关闭状态。

当引气电门处于“ON”位时, 锁定电磁活门的打开线圈通电, 球阀钢珠下移并被保持簧片保持在下位, 将关断活门上游的增压空气经基准压力调节器、锁定电磁活门引入活门作动器的 A 腔。基准压力调节器将上游来的增压空气调压 (24 psi) 后, 作用在作动器活塞的上部, 克服弹簧力而使活塞向下移动, 将活门打开, 增压空气经活门向下游流去。

随着气流的流动, 活门下游压力增大, 使得作动器活塞下腔 (B 腔) 的压力随之增大, 活塞在上、下腔压力与弹簧力作用下平衡于某一位置, 从而使调节活门处于某一开度, 将活门下游压力保持在一定值 (45 psi)。

(2) 关断保护

过压电门起超压保护作用, 当关断活门上游压力超过极限值 (180 psi) 时, 过压电门触点换位, 使锁定电磁活门的关闭线圈通电, 球阀钢珠由下向上移动, 关断控制气路, 使作动器的 A 腔通大气, 关断活门在返回弹簧的作用下自动关闭, 此过程称为引气超压自动关断。

反流电门则起反流保护作用, 当关断活门下游管道压力比上游管道压力高时 (一般为 0.18 psi), 反流电门触点转换, 使锁定电磁活门的关闭线圈通电, 球阀钢珠由下向上移动, 关断控制气路, 使作动器的 A 腔通大气, 关断活门在返回弹簧的作用下自动关闭, 此过程称为引气反压关断。

(3) 温度限制

如图 6.2-2 所示, 引气气流从压力调节和关断活门送入下游的风扇预冷器, 风扇预冷器的冷源为发动机风扇引气。来自发动机压气机的高温空气通过预冷器后, 可将其温度控制或限制其温度在一定范围之内。压力调节和关断活门接受下游引气管道恒温器和超温电门的控制, 完成对引气的温度限制。

恒温器对关断活门下游的引气起限温作用。当风扇预冷器出口的温度达到调定值时, 恒温器内充填的滑油受热膨胀, 操纵恒温器内的一个球形活门打开, 使活门作动器的 A 腔放气, 减小活门开度, 减小引气流量, 限制预冷器下游引气温度不超过调定值 (450 °F)。

当风扇预冷器出口的气流温度达到最高设定值 (490 °F) 时, 超温电门闭合, 使锁定电磁活门的关闭线圈通电, 钢珠由下向上移动, 关断控制气路, 使作动器的 A 腔通大气, 关断活门在返回弹簧的作用下自动关闭, 此过程称为引气超温自动关断。

2. 引气系统清洁度控制

为了控制气源的清洁度, 清除引气中的杂质, 防止下游的热交换器堵塞, 在气源系统中可以设置空气净化器。空气清洁器的构造如图 6.2-5 所示, 在进气道周边布满着百叶窗式的叶片。空气净化器由脏空气管路上的控制活门控制。

当控制活门打开时, 空气清洁器可将引气中的灰尘杂质清除。空气清洁器的工作原理是基于空气流过净化器时, 气流中的空气分子可在百叶窗处改变流动方向, 而空气中的较重的粒子 (灰尘杂质) 由于惯性作用不能随着改变运动方向而流向灰尘收集腔, 并通过控制活门排出; 而清洁空气则可沿收集腔的外围穿过百叶窗进入下游管道, 送往空调系统。

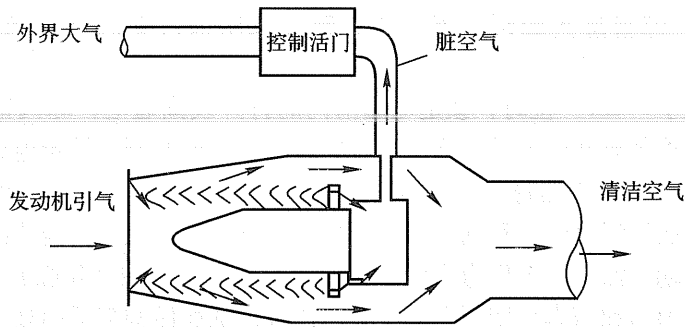


图 6.2-5 空气清洁剂简图

控制活门可由飞机的襟翼位置电门控制，当襟翼放下一定角度（即飞机在低空）时，控制活门打开，空气清洁剂清除引气中的灰尘；当襟翼收上（飞机在高空）时，控制活门关闭，空气净化器不起净化作用。当飞机在地面工作时，如果采用主发供气，控制活门打开；而采用 APU 或地面气源供气时，控制活门关闭。

3. 引气系统流量调节

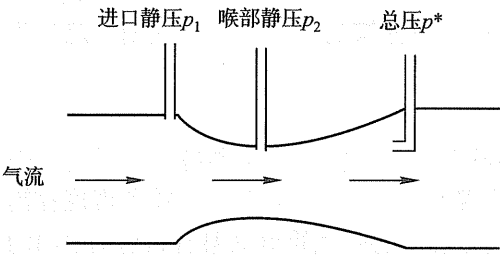


图 6.2-6 文氏管原理

现代客机空调系统的组件活门可以控制流入空调系统的引气流量。组件活门利用文氏管作为一种气体流量的测量（或敏感）元件。

(1) 流量控制原理

下面简要地分析空气流过文氏管的流动状态，从而揭示文氏管作为流量测量元件的基本原理。当空气流过如图 6.2-6 所示的文氏管时，由于气流的收缩，喉部流速增大，压力会下降，因此文氏管进口静压 (p_1) 会高于喉部静压 (p_2)，若在出口处设置总压管，可得流过文氏管气流的总压 (p^*)。

1) 进口/喉部压差法

根据研究和计算，流经文氏管的空气流量与进口静压和喉部静压之间存在如下关系：当进口静压与喉部静压相等（即 $p_2/p_1 = 1$ ）时，流过文氏管的空气流量为零；当进口静压大于喉部静压（即 $p_2/p_1 < 1$ ）时，流过文氏管的流量大于零，并且流量随着 p_2/p_1 的减小而增大；当 $p_2/p_1 = 0.528$ 时，空气喉部气体流速达到当地音速，气体流量达到最大，此后气体流量不随 p_2/p_1 的减小而增大。流过文氏管的气体流量与 p_2/p_1 之间的关系如图 6.2-7 中的曲线所示。

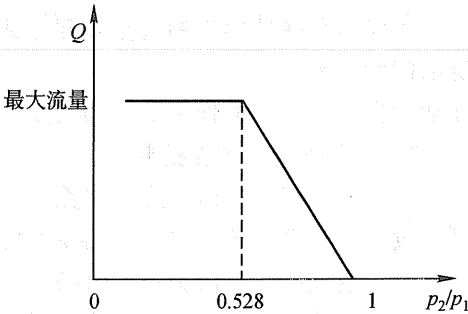


图 6.2-7 文氏管流量特性曲线

从曲线可得出如下结论：当 $p_2/p_1 \geq 0.528$ ，通过测量文氏管的流量主要取决于文氏管入

口气流参数及进口、喉部压差；而当入口气流参数不变时，经过文氏管的空气流量主要取决于进口、喉部压差，并且流量随压差的增大而增大，这就是利用文氏管作为测量（敏感）元件的基本工作原理。

采用文氏管作为引气流量控制元件的原理如图 6.2-8 所示。文氏管安装在节流活门的下游，流量调节器以其进口和喉部静压为输入信号，经变换放大后，驱动活门作动机构，调节节流活门的开度，从而控制流经节流活门的流量。

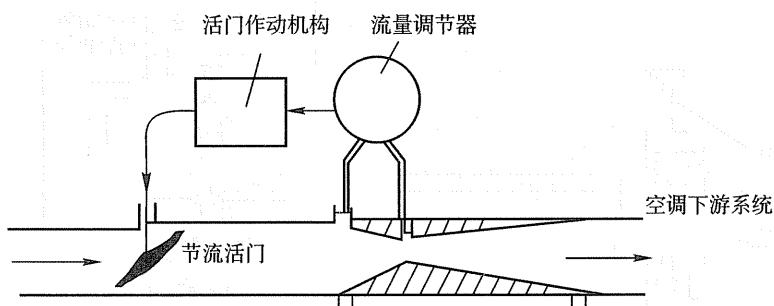


图 6.2-8 引气流量调节原理——节流法

2) 喉部静压与总压比较法

另外，也可以利用文氏管喉部静压和文氏管总压作为控制信号源。根据伯努利方程

$$p^* = p_2 + \frac{1}{2}\rho v^2$$

式中： p^* ——总压（见图 6.2-6）；

p_2 ——喉部静压（见图 6.2-6）；

ρ ——空气密度；

v ——喉部气流速度。

因而得出

$$p^* - p_2 = \frac{1}{2}\rho v^2$$

因为流量与流速成正比，所以测出总压与喉部静压差（ $p^* - p_2$ ），就可以作为控制信号控制通过文氏管的气体的流量。现在民航飞机空调系统的组件活门多采用此种控制原理。

(2) 组件活门构造和工作原理

组件活门用于控制通往空调组件的空气流量，另外还可以在需要的时候关断空调组件，因此组件活门又被称作流量控制和关断活门。图 6.2-9 所示为典型组件活门原理图，其控制原理基于文氏管喉部静压与总压比较法。

当电磁活门打开时，活门上游压力可以经过基准压力调节器、电磁活门腔到活门作动器的控制腔，气动力可克服弹簧力打开流量活门。流量活门下游的文氏管喉部设有静压管，出口设有总压管，流量控制器感受文氏管喉部静压和总压，将这两个压力信号送到锥形阀作动薄膜的上下两腔，锥形阀控制了流量活门作动器控制腔与外界的沟通状态。

当流量活门关闭时,活门下游没有流动,因而文氏管的总压和静压相同,即压差为零,锥形阀在弹簧力作用下关闭,控制腔和外界隔离。当电磁活门打开时,上游压力直接作用在空气腔内,较大的压力使流量活门迅速打开,空气流过流量活门。此时文氏管喉部压力迅速下降,总压上升,而且两者压差随着空气流量的增大而增加,增大的压差作用于锥形阀作动薄膜的上下两腔。

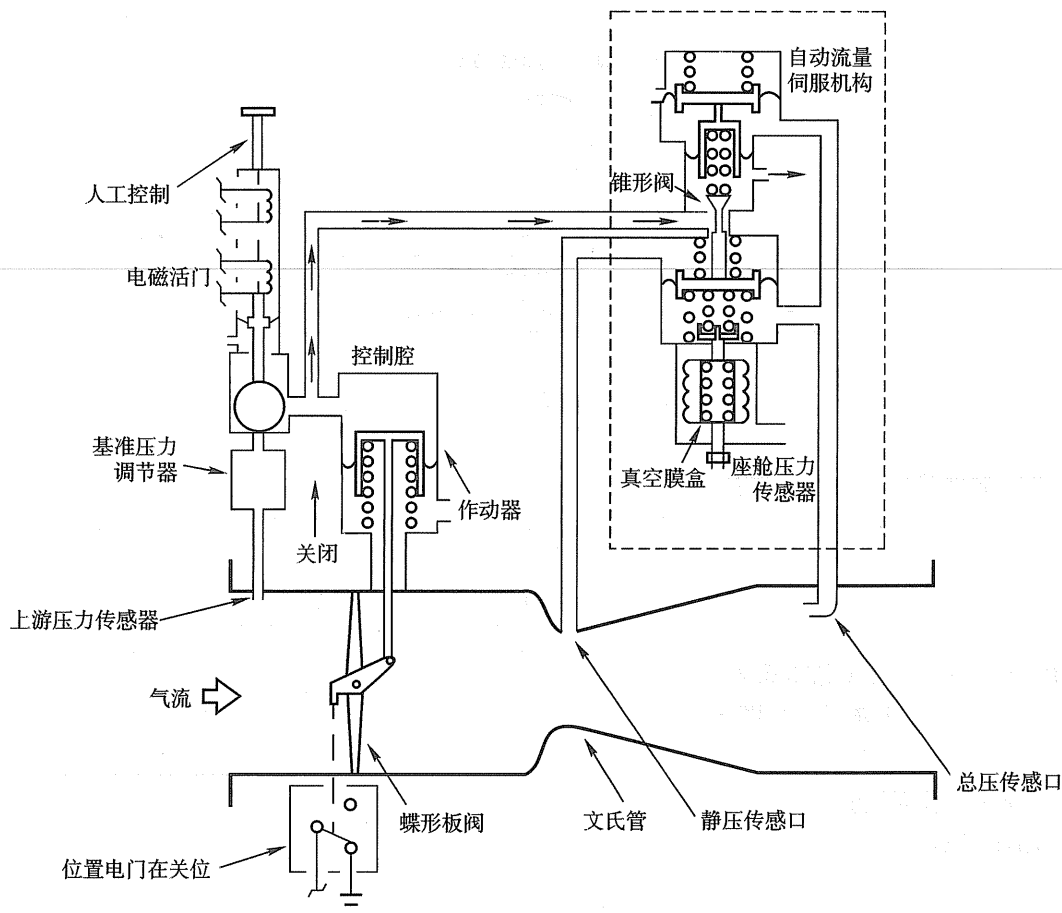


图 6.2-9 组件活门—流量控制和关断活门原理

当空气流量达到预调值时,作动薄膜上下腔压差克服弹簧力,打开锥形阀,使作动器控制腔的压力降低,流量活门开度不再增大,保持流量不变;如果空气流量超过预调值,锥形阀开度加大,作动器控制腔压力降低,流量活门开度减小,使流量减小,直到流量重新达到预定值。通过流量活门开度的调节,使活门出口流量保持在预定值。

当电磁活门关闭时,流量活门作动器控制腔经电磁活门腔通外界大气,活门在作动器弹簧力作用下关闭。流量活门关闭后,切断了通往空调组件的空气,起到组件关断的作用。

6.3 温度控制系统

座舱温度控制就是使座舱内的空气温度保持在要求的预定温度范围内。现代飞机的座舱温度控制系统采用微型计算机控制，为机上人员在各种飞行条件下提供适宜的座舱环境温度。

6.3.1 座舱温控原理

1. 温控原理

座舱温度控制系统原理如图 6.3-1 所示。从流量控制活门出来的一定流量的空气，通过温度控制活门分成两路：一路到制冷系统使其降温，称为“冷路”，另一路称为“热路”。在进入气密座舱前进行混合。

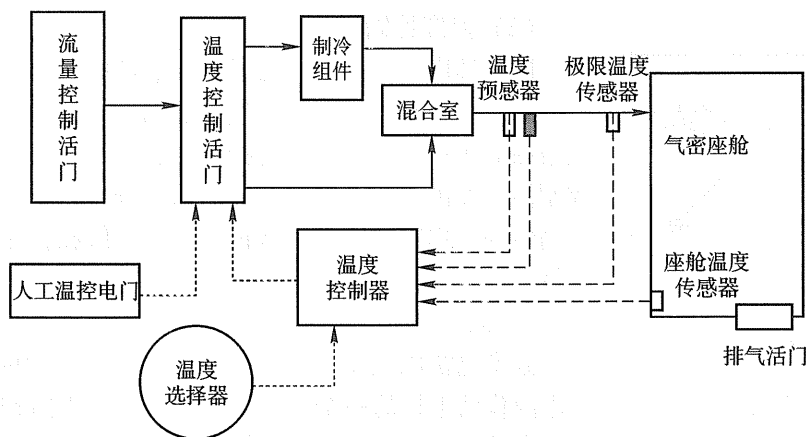


图 6.3-1 座舱温度控制原理图

温度控制器接受预定的温度和座舱反馈的实际温度，进行比较后输出与温度偏差成正比的电流，控制温度控制活门，调节冷热路流量，从而进行温度控制。为减小温度调节过程的超调量，在控制系统中加入温度变化速率反馈，由管路上的温度预感器提供输入信号。温度控制系统是个闭环的电子式温度伺服系统。当供气管道温度过高时，供气极限温度传感器向温控器发出信号，驱动温控活门向冷路全开方向转动。

当温度控制器出现故障时，可进行人工温度控制，即驾驶员直接通过人工温控电门向温度控制活门发送控制信号，控制座舱温度的变化。在进行人工控制时，驾驶员应不断监控座舱温度、供气管道温度（座舱温度和供气管道温度可采用一个温度表，由选择开关切换）以及温度控制活门的位置，以减小座舱温度的波动。

2. 温控主要组件

(1) 温度传感器

温度传感器的作用是感受所控制对象（座舱或管道内的空气）的温度，并将温度信号

转换为电气（电阻、电势）、位移、变形等信号，输入控制器，它是信号感受和转换元件。现代飞机座舱温度控制系统中常用的温度传感器为电传感器，一般使用热敏电阻温度传感器。热敏电阻是一种负温度系数的电阻，即随着温度的升高，电阻值减小。在室温情况下，其灵敏度为 $3.6 \sim 14.4 \% / ^\circ\text{C}$ ，工作温度范围在 $-73 \sim +482 ^\circ\text{C}$ 之间。

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温度预感器。

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。座舱温度传感器应安装在控制精度要求较高的地方，理想情况下客机的座舱温度传感器应装于客舱有人空间的中央。在客舱中，由于空气流速一般较低，通常用小风扇或引射装置来增大通过传感器的空气速度。

座舱供气管道温度预感器用于感受座舱供气管道温度变化速率，它可以预感到即将发生的供气温度和环境温度的变化所引起的温度波动。

供气管道极限温度传感器用于感受座舱供气管道的极限温度，防止由于温差过大而引起的供气管道温度过高或过低的现象。

(2) 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预感器、座舱供气管道温度预感器、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，控制温控活门的开度。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，即温度电桥、预感电桥和极限温度控制电桥。

1) 温度电桥

温度电桥原理如图 6.3-2 所示。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。

2) 预感电桥

预感电桥的作用是进行超前校正，改善温度过渡过程的快速性能并减少温度波动。预感电桥（见图 6.3-3）两个桥臂分别是供气管道温度预热器的快、慢件。快件传感器只是电阻本身，而慢件则是把与快件完全相同的电阻绕在铜质的金属芯上（或将电阻放于热阻套内）。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。

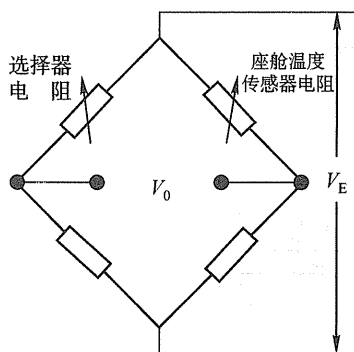


图 6.3-2 温度电桥

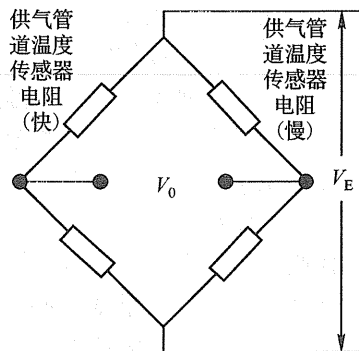


图 6.3-3 预感电桥

当座舱温度稳定, 供气管道的温度也稳定时, 管道温度预感器快、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内的空气温度变化率, 并将信号传送到温度控制器, 对座舱温度的变化提前做出反应, 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, 以确保座舱安全。

(3) 温控活门

温度控制活门用于控制空调系统冷、热路的空气混合比例。常用的温控活门有双活门和单活门两种类型。

1) 双活门式温控活门

双活门式温控活门又称为混合活门, 其控制原理如图 6.3-4 所示。伺服电机通过连杆机构驱动两个蝶形活门, 改变冷路和热路的空气流量分配。

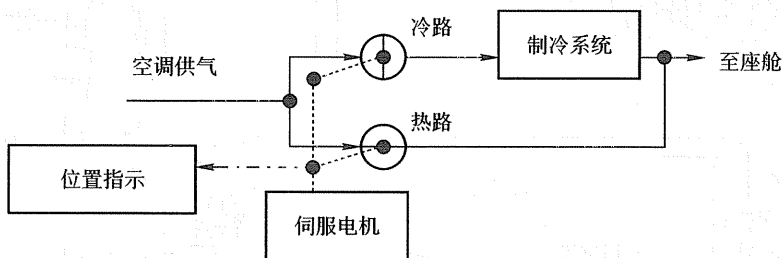


图 6.3-4 双活门式温控活门工作原理

两个活门的运动关系是: 当冷路活门开大时, 热路活门关小, 反之亦然。这种控制方式有利于提高温度调节的速度。活门位于极限位置时, 一个活门全开, 另一个活门全关。活门上设置了活门位置传感器, 将活门的位置显示在驾驶舱内的温度控制面板上。

2) 单活门式温控活门

单活门式温控活门的伺服电机只驱动一个蝶形活门, 该活门装在热路管道上, 而冷路上没有控制活门。单活门式温控活门的工作原理是: 一定流量的空气流入并联管道时, 在管道中的流量按管道阻力分配。冷路空气要经过制冷系统, 流体阻力大。所以只控制热路的阻力即可改变其流量分配。

单活门式温控活门又被称为旁路控制活门, 该活门无法使冷路处于“全关”状态。

(4) 制冷组件

制冷组件的作用是降低冷路中空气的温度, 为温控系统提供冷空气。现代飞机空调系统的制冷组件按工作原理分为蒸发循环制冷组件和空气循环制冷组件两种。

6.3.2 蒸发循环制冷系统

蒸发循环制冷系统是利用液态制冷剂的相变来吸收空气中的热量, 它可使系统中的空气

在进入座舱或设备舱之前显著地降低温度。

1. 蒸发循环制冷原理

蒸发循环制冷系统的冷却效率高,而且在地面停机条件下有良好的冷却能力,高空高速飞行时有良好的经济性,节省燃油。故在某些飞机上获得了应用,而且在高性能飞机的电子设备舱冷却方面有着广泛的应用前途。蒸发循环制冷系统的原理如图 6.3-5 所示。

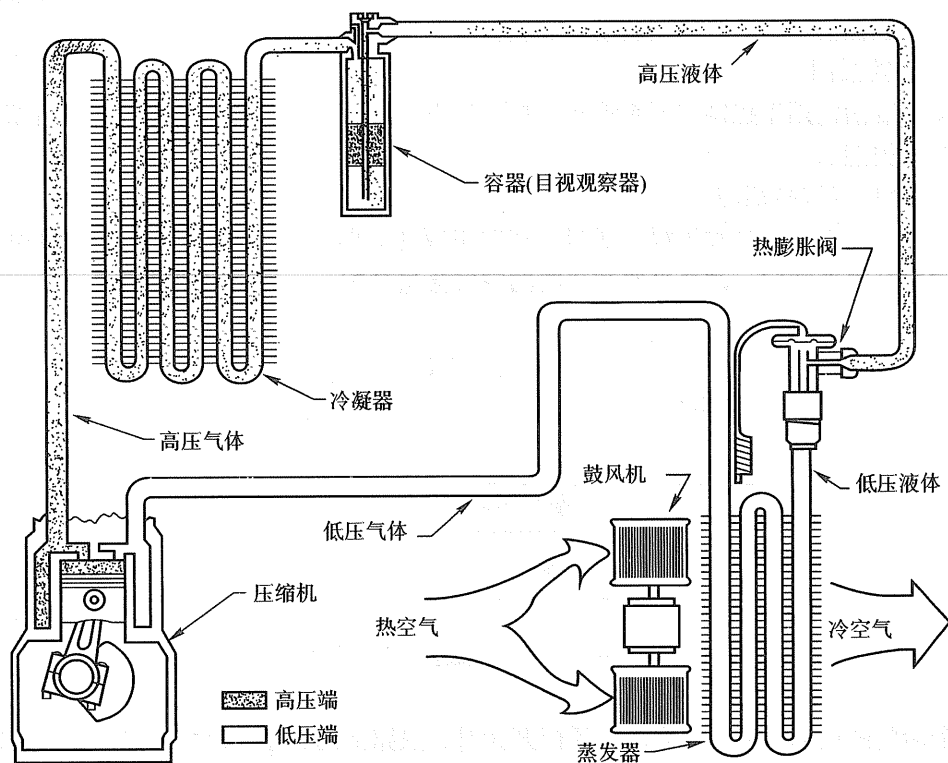


图 6.3-5 蒸发循环制冷系统原理

经压缩机压缩之后的高温高压氟利昂蒸气进入冷凝器散热降温液化后成为高压液体,经膨胀阀后,低压液态的氟利昂进入蒸发器,在蒸发器内吸收空调空气的热量,变为低压蒸气,再进入压缩机,往复循环,利用制冷剂状态变化使蒸发器热边的空气得到冷却。

热膨胀阀通过控制喷入蒸发器内制冷剂的流量来调节蒸发器的制冷效率。为充分发挥蒸发器的效能,使蒸发器获得最佳的工作状态,蒸发器出口处安装有感温包,根据蒸发器出口温度调节膨胀阀的氟利昂流量,使全部液体氟利昂在蒸发器出口处刚好变成气态。

图 6.3-6 所示为一种常见的内平衡式热膨胀阀原理。内平衡式热膨胀阀是一个由感温包内氟利昂液体压力与预定弹簧(热力弹簧)力来控制的可变节流阀。当感温包感受到蒸发器出口处温度变化时,管内氟利昂压力也随之变化,通过膜片作用在节流阀的阀芯上部,与阀芯下部的热力弹簧力相比较,改变节流阀的开度,控制流入蒸发器的氟利昂流量。

2. 蒸发循环制冷系统维护事项

对于蒸发循环制冷系统,在使用、维护时应注意以下事项:

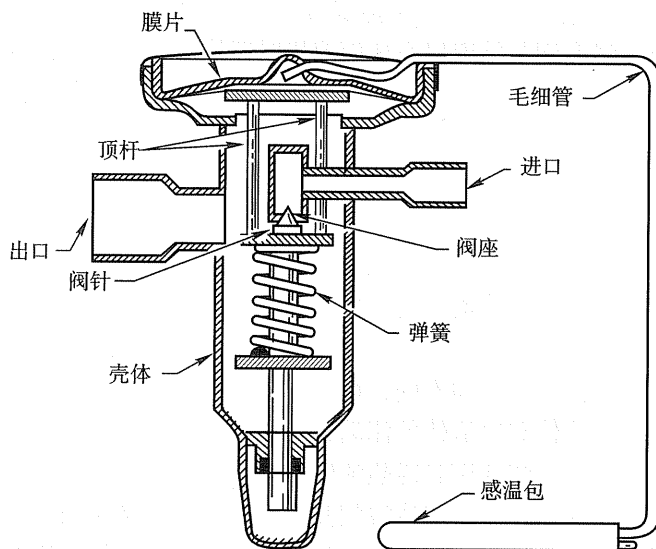


图 6.3-6 内平衡式热膨胀活门原理

(1) 自身安全

氟利昂是无色无味、比空气重的液体，因此要在开敞通风处维护；由于氟利昂蒸发温度低，溅到皮肤或眼睛上会造成伤害，因此维护时应戴上护目镜、手套，穿上防护服等。

(2) 及时充灌氟利昂

当系统的氟利昂液体指示器（装在冷凝器出口处）中出现气泡时，表明需要灌充氟利昂：向系统灌注蒸气时，储液器垂直放置，出口向上；若向系统加注液态氟利昂，则储液器垂直放置，出口向下；氟利昂加注完成后，应给压缩机补充滑油。

维护整个系统后，在加注氟利昂前应先系统抽真空，使水分和杂质等排出，以防止堵塞系统；进行灌注结束时，若低压压力表（测量蒸发器出口的压力表）仍指示真空，则表明系统内部堵塞。

(3) 保证蒸发器空气流量

蒸发循环制冷系统工作时，必须保证蒸发器的空气流量充足，否则会在蒸发器上结霜而影响制冷效果。

6.3.3 空气循环制冷系统

1. 空气循环制冷原理

空气循环制冷系统主要是采用由发动机带动的座舱增压器或者直接由发动机引出的高温高压空气经过热交换器初步冷却后再经过涡轮进行膨胀，对外做功，空气本身的温度和压力大大降低，由此获得满足温度和压力要求的冷空气；涡轮带动同轴的压气机、风扇或其他装置，这样，高压空气中的热能就转变为机械功，从而达到降温制冷的目的。

空气循环制冷系统的主要优点是：设备的重量轻、成本低、调节和控制方便、可靠性较高、检查和维护的工作量小、附件在飞机上的安排没有特殊要求，特别是其制冷介质（空

气)也可以输入座舱作为增压之用,使座舱通风、增压和冷却可由同一系统来完成。其不足之处是其性能系数、温度调节精度以及地面停机时系统工作的可靠性等方面不如蒸发循环制冷系统。同时又由于其冷空气引入的是外界冲压空气,如无其他附加措施时,使用的高度和速度受一定的限制。

2. 空气循环制冷系统的基本元件

(1) 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。

1) 热交换器类型

按照热交换器中流体的流动方向不同,可将其分为顺流式、逆流式、叉流式和复合式四种。所谓顺流式,是指热流体和冷流体的流动方向相同,即两者朝同一方向平行地流动,并通过传热面进行热交换;而逆流式则是冷热流体平行地朝相反的方向流动,并通过传热面进行热交换;叉流式的热交换器中冷热流体按相互垂直的方向交叉流动。

从冷却效果来看,逆流式热交换器的冷却效果最好,顺流式热交换器最差,而叉流式则介于其中。

2) 热交换器构造

飞机空调制冷系统中常采用间壁式热交换器,其主要特点是两种载热介质被一金属换热面隔开,其传热面大多为平板鳍片式,如图 6.3-7 所示。

在传热过程中,冷热介质隔着间壁分别流动互不接触,热量由热流体通过间壁传给冷流体。这类热交换器的密封性良好,冷热流体可以完全隔开而不会混合,并且能在冷热流体具有不同压力的条件下工作。其缺点是容易堵塞,清洗和检修都比较困难。

3) 热交换器清洗

清洗热交换器可去除冲压空气通道内的积尘和污物,恢复其散热效果。常采用的清洗方法有清洗液清洗法、蒸汽清洗法、超声波清洗法等。在清洗热交换器之前,要先用一定压力的干燥并清洁的压缩空气吹洗热交换器,以清除去其表面松动的灰尘、污物等。

(2) 涡轮冷却器

1) 涡轮冷却器制冷原理

涡轮冷却器是飞机空调制冷系统的核心部件,其原理如图 6.3-8 所示。气流经过与机壳固定在一起的喷嘴环时,一部分压力能转换为气体的动能,即喷嘴环内的气体压力降低,速度增加。自喷嘴环出来的高速气流沿径向流向涡轮,冲击涡轮叶片,使涡轮高速旋转,将气体压力能转换为机械能,同时气体剧烈膨胀,温度可降到接近 0°C ,甚至低于 0°C 。在轴

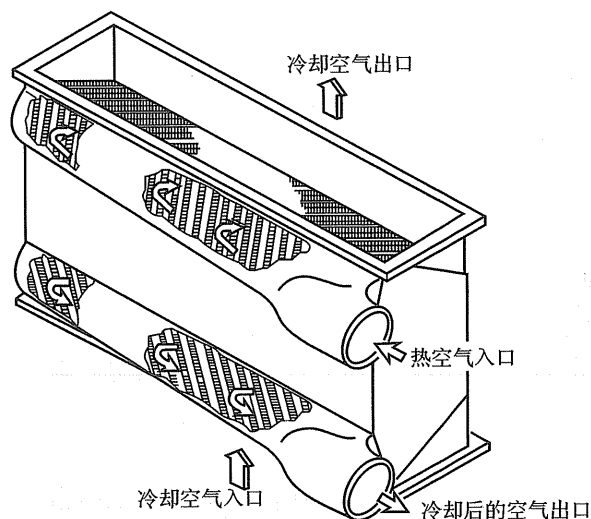


图 6.3-7 飞机空调系统热交换器

的另一端固定着风扇（或压气机）作为负载，当涡轮转动时，风扇消耗涡轮功率，防止涡轮空载超速。负载的大小在一定程度上决定了涡轮的制冷功率和效率。

2) 涡轮冷却器轴承

在空气循环制冷系统中，可靠性最薄弱的环节是涡轮冷却器。由于涡轮冷却器通常是在极高转速下工作，因此轴承寿命往往成为整个涡轮冷却器使用寿命的关键。

传统的涡轮冷却器都是采用油润滑的滚动轴承，这除了要求轴承本身具有极高的制造精度及良好的材料外，在涡轮冷却器的日常使用维护中还要注意进行定期维护，适当地进行润滑与冷却，要注意检查油面并按需加油，若润滑或冷却不当会出现前面所述的各种损坏情况，甚至轴承出现过热而烧坏。另外，轴承易受污染物影响，如供气中的水和沙尘的影响。

为解决这些难题，许多现代高性能飞机的空调系统中的涡轮冷却器都采用了空气轴承，这不但减少了日常维护中的工作量，而且也大大提高了涡轮冷却器的寿命和转速。

图 6.3-9 所示为一种箔片式空气动力压轴承。轴承用薄的箔片材料制成，在工作时无需外部供压，依靠气体的粘性，旋转的轴将气体带入由轴和箔片之间形成的一个收敛楔。它将气体的动压头变成压力，形成有托起压力的气膜，支持轴的旋转。

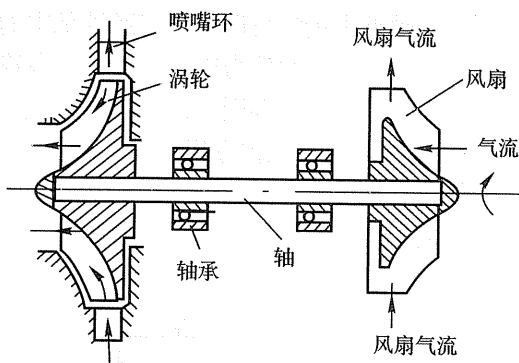


图 6.3-8 涡轮冷却器的基本结构

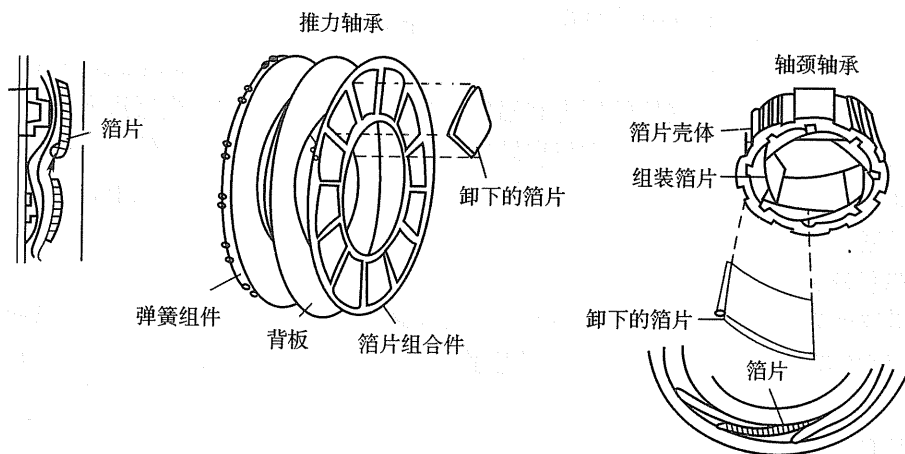


图 6.3-9 箔片式空气动力压轴承

这种轴承的特点是寿命长，工作可靠，即使发生故障，对转子也不会产生破坏性的影响，而且它不需要润滑，其负载能力随转速增大而提高。相对于普通滚珠轴承，空气轴承还有以下优点：

① 高转速性能好, 高低温工作范围大

空气轴承中用空气取代了普通轴承中的液体润滑油, 由于空气粘度只有普通润滑油的千分之一, 所以它的摩擦力很小, 极宜做高速转动; 普通润滑油在高温下要分解、变质甚至被烧掉, 在低温下又会凝固, 而空气轴承的工作温度范围则远远大于普通轴承。

② 结构简单, 维护方便

空气轴承去掉了原结构中的润滑、冷却、贮油等部分, 使零件数量大大减少; 不再需要定期加油, 彻底解决了漏油的污染问题。

3) 涡轮冷却器类型

按负载的不同, 涡轮冷却器分为三类: 涡轮风扇式、涡轮压气机式和涡轮压气机风扇式 (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, 采用风扇和压气机作为涡轮的负载。

图 6.3 - 10 所示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。

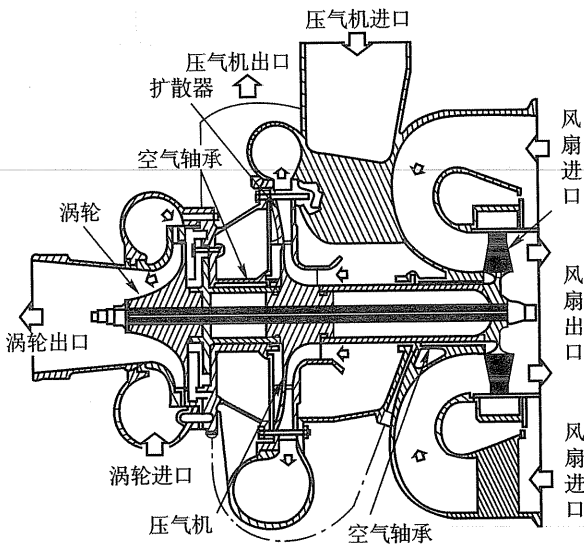


图 6.3 - 10 三轮式涡轮冷却器

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, 随后气体经次级热交换器进入涡轮, 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。

3. 空气循环制冷系统类型

根据系统中采用的涡轮冷却器的类型, 空气循环制冷系统可分为三种类型: 涡轮风扇式 (简单式) 制冷系统、涡轮压气机式 (升压式) 制冷系统和涡轮压气机风扇式 (三轮式) 制冷系统。

(1) 简单式制冷系统

涡轮风扇式空气循环制冷系统又称为简单式制冷系统, 其原理如图 6.3 - 11 所示。由发动机压气机或座舱增压器引出的高温高压空气, 先经过初级热交换器和第二级热交换器冷却, 然后在涡轮中膨胀降温, 供向混合室。系统中, 涡轮、初级和第二级热交换器串联在一条主供气管道上, 而初级热交换器和第二级热交换器又与风扇串联在一条冲压空气管道上, 涡轮所驱动的风扇抽吸冷却空气经过热交换器。

这种利用发动机压气机引出的空气作为气源的涡轮风扇式制冷系统是目前最简单又是最

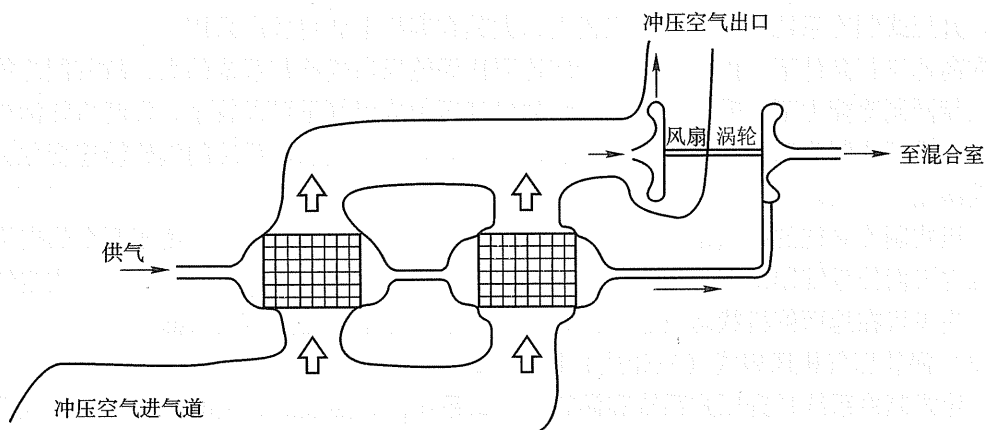


图 6.3-11 涡轮风扇式空气循环制冷系统

轻便的一种冷却系统。该系统具有以下优点：涡轮输出功主要用来驱动风扇，使其抽吸热交换器冷边的冲压空气，因此显著地改善了热交换器的性能；在地面停机及低速飞行时，系统同样可以获得相应的制冷量。

当飞行高度增加时，风扇端负荷减小，使冷却涡轮转数增加，到达一定高度时会发生超转，影响制冷效果并缩短涡轮的寿命，所以这种系统使用高度受到一定限制。

(2) 升压式制冷系统

涡轮压气机式空气循环制冷系统又称为升压式制冷系统，其原理如图 6.3-12 所示。系统由两级热交换器、涡轮压气机式涡轮冷却器构成。

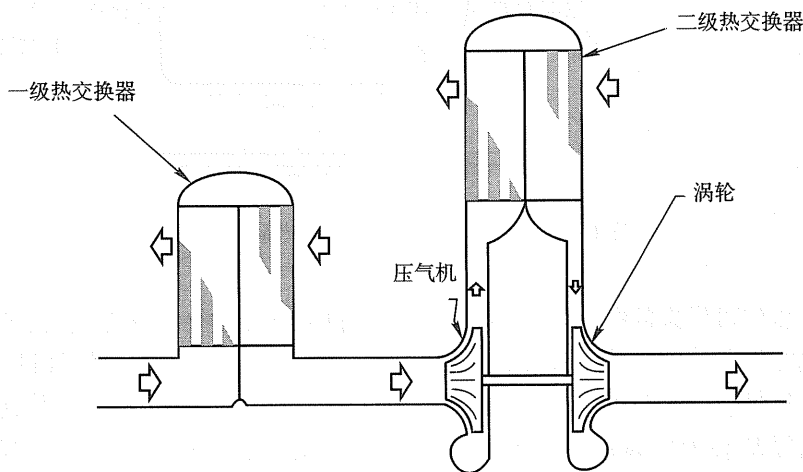


图 6.3-12 升压式空气循环制冷系统

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。升压式制冷系统早期在英美飞机上，尤其在客机上获得较广采用。

在高速飞行条件下，由于其涡轮膨胀比要比涡轮风扇式冷却系统的大，故其制冷能力亦大；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，发动机耗油少，经济性好；升压式制冷系统的涡轮运转平稳，不像涡轮风扇式制冷系统的涡轮转速变化大，因此，其涡轮寿命长。

升压式制冷系统的缺点是：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。解决方法：采用专用的通风风扇，电机驱动或空气涡轮驱动，当飞机在地面停机状态或起飞滑跑时，抽吸冷却空气通过热交换器。

(3) 涡轮压气机风扇式（三轮式）制冷系统

三轮式制冷系统是升压式系统和涡轮风扇式系统的自然发展，它既吸收了升压式系统供气小、节省功率的优点，又吸收了涡轮风扇式系统地面有冷却能力的优点。另外，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转。三轮式制冷系统在现代民航客机上获得了广泛的应用。三轮式空气循环制冷系统原理如图 6.3-13 所示。

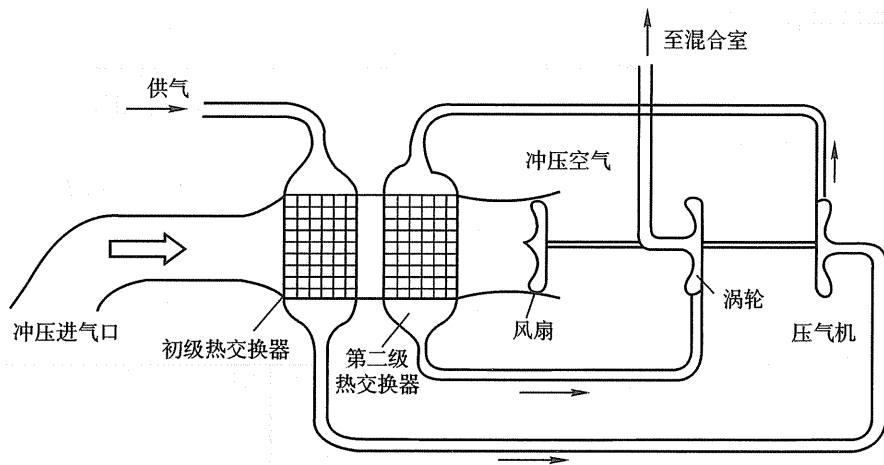


图 6.3-13 三轮式空气循环制冷系统原理

从发动机压气机供来的空气经过供气调节装置供向制冷系统。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抽吸冷却空气经过热交换器，从而使整个系统获得优良的性能。

4. 空气循环制冷系统除水

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，空调引气中会含有一定的水分。随着空气温度的不断降低，空气中多余的水蒸气就会凝结下来。由于组件内的温度可能降得很低，这样管道内的水分就会结冰，影响系统的工作；另一

方面,座舱的供气中如果含有水分,则可能导致座舱内形成雾气或露水,这不但会引起乘客的不适,而且也会引起座舱和分配管道内的腐蚀。

为保证机上人员的舒适和避免座舱内出现过大的水汽,在空调组件内应设置水分离器。当增压空气通过水分离器时,一般可将大部分水分除去;从水分离器出来的水分,通过导管引出,然后喷射到冲压空气系统的冷流中去,这样可以提高热交换器的效率。

水可以在涡轮前的高压区被除去,也可在涡轮后的低压区除去,将水分离器安装在涡轮上游的高压段称为高压除水,装在涡轮下游低压段称为低压除水。

(1) 低压除水系统

水分离器位于冷却涡轮下游的水分离系统称为低压除水系统,如图 6.3-14 所示。

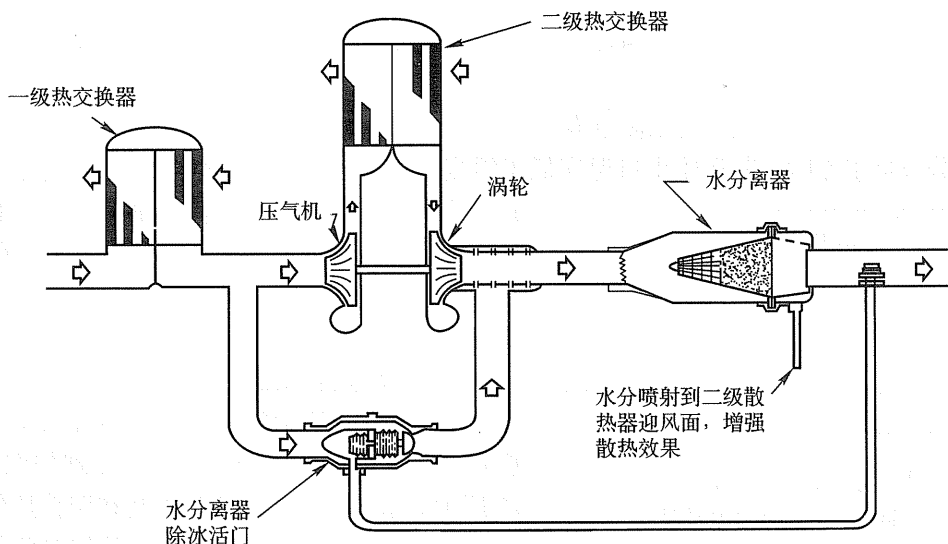


图 6.3-14 低压水分离系统

在涡轮前空气虽然经历了较大的压力和温度的变化,但只要空气温度不低于露点,空气始终在干工况下工作,经过涡轮降温后,若空气的温度低于其露点,则空气进入了过饱和的雾化区,这时空气中多余的水蒸气会立即凝结,从空气中分离出来,形成细小的水滴。低压水分离器利用凝聚套将涡轮出口空气中悬浮的细小水滴凝结成大水滴,并通过凝聚套支架开口对气流的旋转作用将水与空气分离。

图 6.3-15 所示为某型飞机所采用的低压水分离器构造。它包括进口和出口壳体组件,进口壳体组件又包括一个安装在圆锥体金属凝聚套支架上的纤维织物凝聚套、旁通活门组件和一个凝聚套状态指示器。出口壳体组件由集水腔、导流板和排水口组成。

凝聚套状态指示器由一个指示器活塞、一个置于密闭壳体内的指示器盘和一个观察窗组成。当凝聚套脏了或堵塞时,通过凝聚套的气流受阻并引起凝聚套上游压力上升和凝聚套状态指示器活塞的压力上升,从而迫使活塞轴上的圆盘向指示器盖的红色窗口运动。当圆盘处于红色区域内时,表明需要更换凝聚套。当压力超过旁通活门弹簧的预紧力时,活门打开,空气流过旁通活门而不流过凝聚套,旁通了水分离器。

在维护中,当混合活门处于全冷位置时,观察凝聚套状态指示器,如果凝聚套状态指示

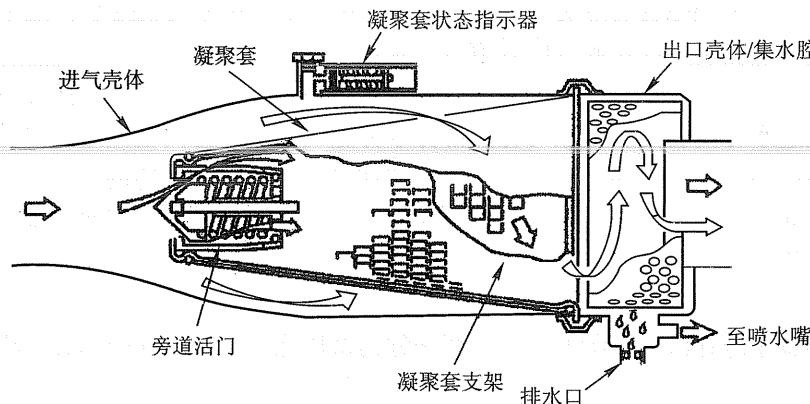


图 6.3-15 低压水分离器构造

器圆盘进入红色范围，凝聚套则需更换。

水分离器工作时，若涡轮出口温度低于零度时，凝聚套会因结冰而堵塞。凝聚套堵塞后，旁通活门打开，未经除水的空气会直接进入下游管道，因此低压水分离器必须设置防冰措施。目前，常用的防冰措施有两种：压差型除冰法和温度控制型防冰法。

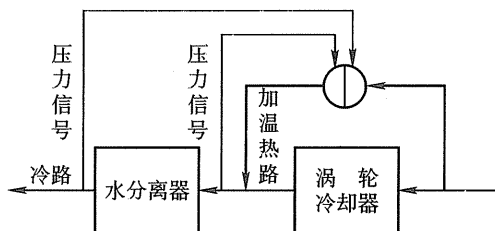


图 6.3-16 低压水分离器的防冰措施——压差型除冰原理

1) 压差型除冰法

图 6.3-14 所示的低压除水系统采用了压差型除冰法防止水分离器结冰，其原理如图 6.3-16 所示。水分离器除冰活门安装在跨接压气机进口和涡轮出口的管路上，活门内的控制弹簧感受

水分离器的进口和出口的压力差。

当水分离器的凝聚套结冰时，其上下游压差达到预定值，克服弹簧预紧力打开除冰活门，旁通涡轮冷却器，将压气机进口的高温空气引到水分离器，将冰融化。冰融化后，水分离器压差减小，弹簧使除冰活门自动关闭。

2) 温度控制型防冰法

温度控制型防冰法原理如图 6.3-17 所示，包括温度传感器、防冰控制器和防冰活门。温度传感器安装在水分离器内，防冰控制器接受传感器的温度信号，控制器的非工作温度一般为 $34 \sim 36^{\circ}\text{F}$ 。防冰活门安装在连接压气机进口和涡轮出口的防冰管路上，接受防冰控制器的控制信号。

当水分离器的温度处于控制器的非工作温度范围内时，控制器不向防冰活门发送控制信号；当水分离器温度低于此温度范围时，控制器向防冰活门发出打开信号，将压气机进口的

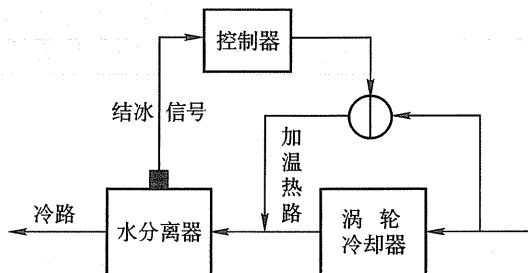


图 6.3-17 低压水分离器的防冰措施——温度控制型防冰原理

热空气引到涡轮出口，使水分离器温度上升；当水分离器的温度高于此温度范围时，防冰控制器向防冰活门发送关闭信号，将热空气切断。温度控制型防冰法可始终保持水分离器的温度高于冰点，防止其结冰。

(2) 高压除水系统

图 6.3-18 所示的除水系统的水分离器安装在涡轮的进口管路上，由于此处空气压力高，因此被称为高压除水系统。系统中除了高压除水器以外，还有回热器和冷凝器。

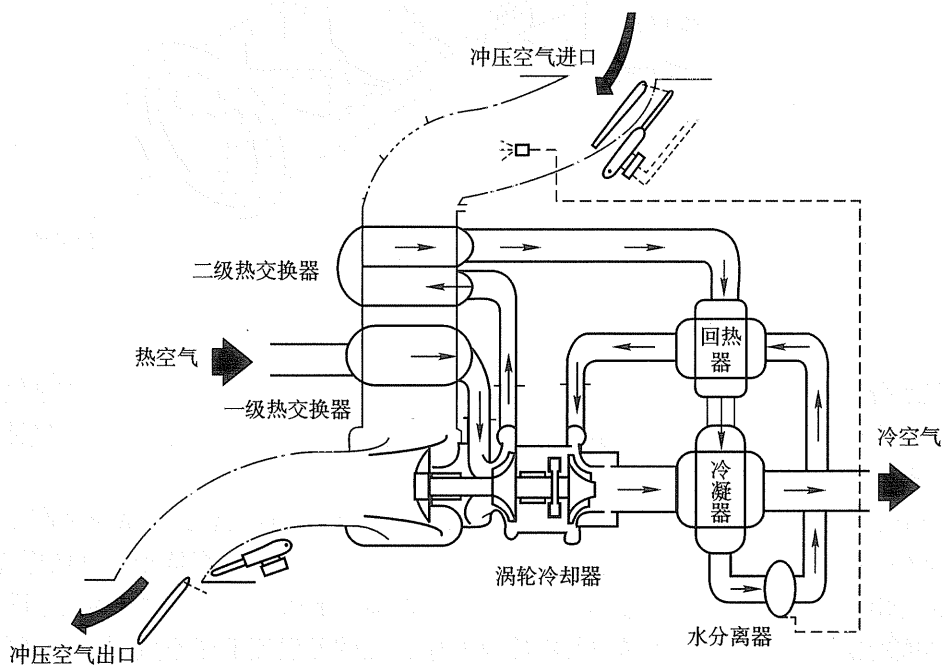


图 6.3-18 高压除水系统

从发动机压气机供出的热空气，首先经过供气调节装置，而后经过一级热交换器、升压式压气机和二级热交换器，进入高压除水部分的回热器（在回热器内往往有少量的水分凝结出来），而后进入冷凝器。冷凝器的冷却空气来自膨胀涡轮出口，其壁面温度低于空气的露点温度，空气流过冷凝器在壁面上凝结成水膜或大水滴，接着通过高压水分离器把绝大部分的水分分离掉，部分没有分离的水分通过回热器时再蒸发，较干燥的空气进入涡轮膨胀冷却而获得很低的温度，再通过冷凝器，它一方面作为冷源，另一方面同时也可把涡轮出口凝结出的少量水分或冰加温融化并蒸发，使冷凝器出口可提供干燥而且温度较低的空气。

图 6.3-19 所示为高压水分离器，它由静止的旋流器、带有许多小孔的内壳体和外壳体组成。所谓旋流器，是指一个径向有一定安装角的许多倾斜叶片组成的固定导套，分水作用主要在这里产生。这种高压水分离器最常使用，而且分水效率高。

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，被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，而后通过排水器排向二级热交换器冷边的空气流中去。

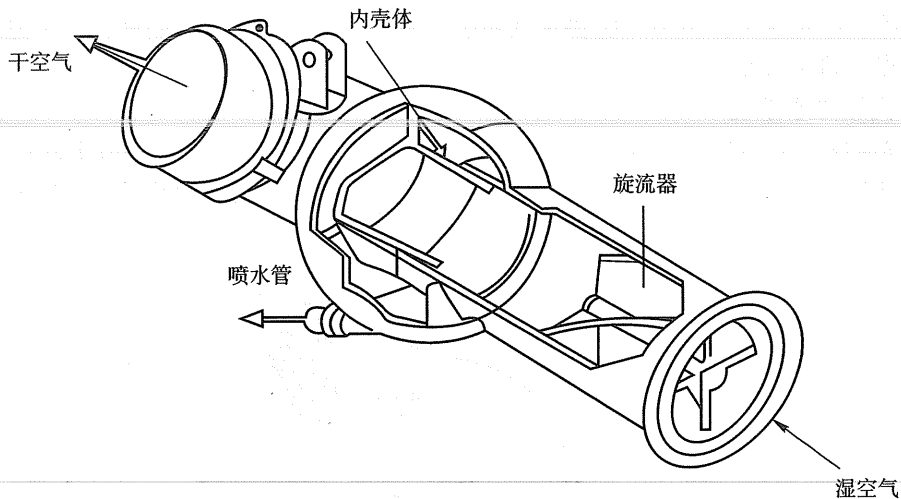


图 6.3-19 高压水分离器构造

高压水分离器安装在涡轮冷却器进口之前，并在冷凝器之后，也就是说，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。

与低压水分离器相比，高压水分离器不需滤网或凝聚器，这主要由于低压和高压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，所以在涡轮出口气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，需要有滤网或凝聚器；而高压除水是空气在冷凝器中，在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珠，所以不需要滤网或凝聚器，这就使得高压水分离器的维修工作量大大减少，同时流阻也大为减少。

另外，在同样的温度条件下，压力愈高的湿空气所含的水蒸气量愈少，其余凝结成水分，所以压力愈高，凝结出的水分愈多，分离出的水分愈多，所以高压除水效率比低压除水效率高。

5. 空气调节系统的自动关断措施（安全措施）

为保持空调系统安全正常工作，在某些情况下会自动关断。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。

引起系统自动关断的故障有以下几种：

（1）超温关断

1) 压气机出口超温

压气机出口空气温度超温关断由涡轮冷却器的压气机出口温度电门控制。压气机出口超温可能由于一级热交换器的冷却空气流量不足，或一级热交换器堵塞导致，应检查冷却空气进气道，并按需清洗一级热交换器。

2) 涡轮进口超温

涡轮进口超温关断由涡轮进口温度电门控制。超温可能是因二级热交换器冲压空气通道

堵塞引起,应清洗二级热交换器。

3) 供向座舱的空气总管超温

当供向座舱的空气总管发生超温时,空调引气会关断,由供气管路过热电门控制。发生故障的可能原因是温度控制器失效、温度控制活门卡在“全热”位或涡轮故障。

(2) 飞机在地面无冷却空气时关断

当飞机在地面用空调,而没有冷却空气时,空调系统自动关断,由冲压进气道内的压力电门控制,出现该故障的可能原因是地面散热风扇故障或冲压进气道堵塞。

(3) 双发飞机爬升过程中未达到安全高度前单发停车时关断

双发飞机在起飞和爬升过程中未达到安全高度前发生单发停车,使左、右空调全部关断。当飞机爬升到安全高度后自动恢复空调供气。

6.4 空气分配系统

在各种飞行条件下,为保证座舱内合适的空气参数条件,需要对座舱进行加热、冷却和通风换气,这是通过各种管路系统向座舱内不断地供入经过制冷或加温系统以及温度控制系统调节好的空气,并由座舱供气口供入,对座舱进行冷却或加温后,从座舱内不断地排走用过的或带有气味的空气来完成的。在此过程中,供气流和排气流及其相互作用,就形成了座舱内空气的循环和流动,并形成座舱内的速度场和温度场。

座舱空气分配的目的,就是使调节好的空调空气均匀地输入和分布于座舱内,使座舱内产生一个合适的温度、湿度和空气流动的综合条件,以保证座舱内的环境舒适。

座舱空气分配的好坏影响座舱内的空气循环和空气流动,并直接影响到驾驶员和乘客的热力舒适状态。

6.4.1 分配系统组成

客机的空调空气由座舱空气分配系统供入,以保持客舱内的均匀温度场和速度场,对客舱空气分配系统的主要要求是噪音小,客舱内没有穿堂风的感觉。客舱内气流组织(空气分配)的任务是要解决客舱内温度的均匀性、通风空气的合适气流分布和客舱内空气的合适循环运动,并使客舱内各部位都保持有新鲜空气的感觉。

图 6.4-1 所示为典型的飞机座舱空气分配系统。客舱的空气分配系统由主分配总管,侧壁立管和舱顶分配管道、舱顶出气口、侧壁扩压出气口以及排气口构成。

客舱分配系统的空气来自空调系统冷热空气的混合总管,而后通过客舱空气分配管由供气口供入客舱内。为了使整个客舱沿长度方向温度均匀,空气分配系统沿客舱长度方向均匀地设置供气喷口或采用合适的空气分配管,以使供入空气均匀地分布于客舱内。

客舱通风系统的供气口常用的有两个部位:天花板上和侧壁上。当天花板上有供气导管时,可采用天花板供气口,此处供气口由于离乘客较远,因此乘客会有缺乏新鲜空气的感觉,这对于坐在内侧(靠近壁面)的乘客更严重。侧壁供气口位于窗户上面的侧壁上,其供入的空气到坐着的乘客距离较短,可使坐着的乘客有良好的通风条件和适宜的空气运动。

客舱的排气口一般在地板附近。厨房和厕所的排气口设置在天花板上(见图 6.4-2),

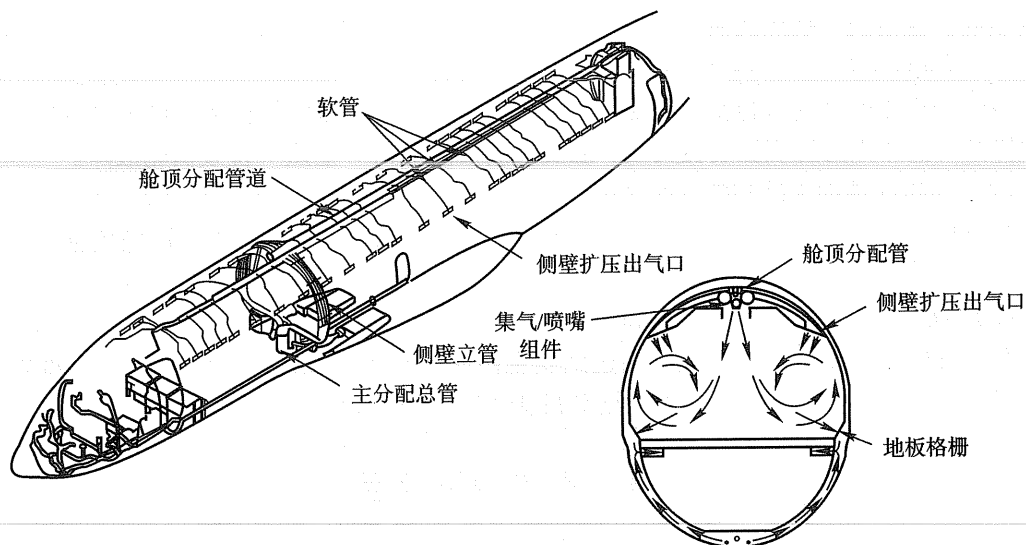


图 6.4-1 座舱空气分配系统

其目的是及时将这些地方多余的热量和异味排走，并防止水分经排气口进入空调分配管道造成管路腐蚀。

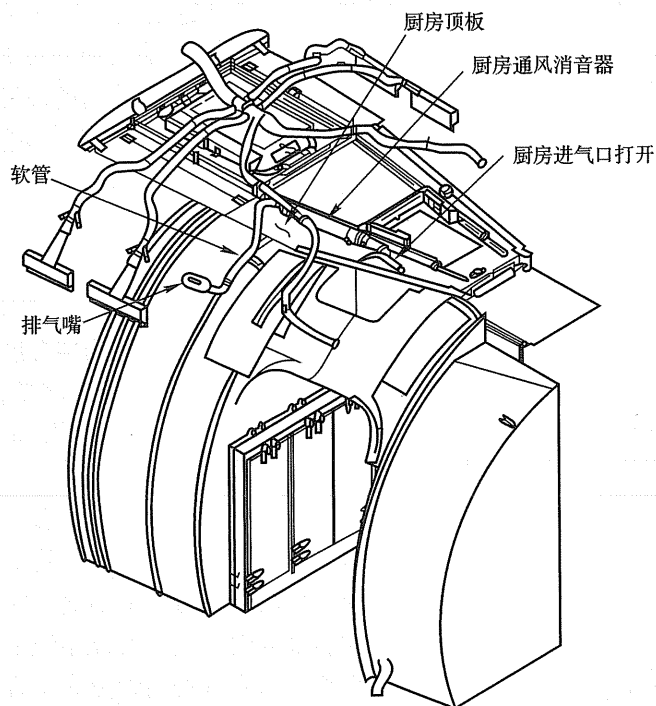


图 6.4-2 厨房空调进气口和排气口

客舱的供气口和排气口的位置不同，座舱内的空气流动形式也就不同。空气分配的管路系统的布局取决于飞机类型及所采用的空调系统。

对于大型客机,由于座舱容积大,为使座舱内空气均匀分布,通常还要将座舱分成若干区域(或称舱位),如驾驶舱、前客舱、后客舱等区域,这样可以分区域进行温度调节。各区域之间温度调节的基本原理是根据各区域所选定的温度,以这几个区域最低选择温度为基准去控制冷却组件出口温度,使之符合最低温度区域调定值的要求,然后再分别调节其他相应区域的热空气混合活门,使各个区域的温度符合各自的调定值。

6.4.2 再循环设备

再循环系统的主要作用是通过将座舱空气再循环利用。因为空调系统对座舱通风量要求较大,而经过座舱的空气还相当新鲜,具有重新利用的价值。采用再循环系统可以减少供气和客舱空气的温度差,同时也可以减少发动机的引气量,减小对发动机功率的影响。现代客机的再循环空气量已达总供气量的 50%,其余是来自外界的新鲜空气。

再循环系统主要由气滤、再循环风扇、单向活门等元件构成。如图 6.4-3 所示,座舱空气通过格栅通气孔流到集气管内,经过气滤、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座舱。

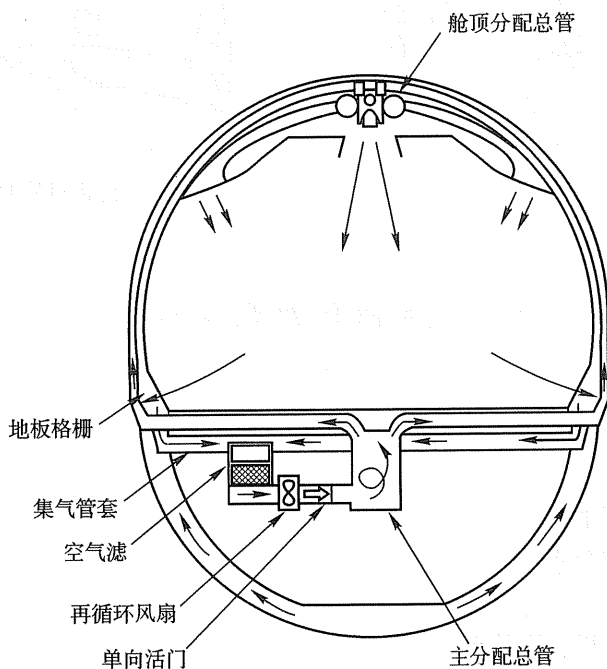


图 6.4-3 座舱空气再循环系统

6.4.3 座舱局部加温

热空气在座舱内的分布是不均匀的,座舱内某些部位的温度会低于要求的温度,因此需要对温度较低且热空气无法到达的部位(如舱门区域、应急舱口和部分客舱地板等)进行加温。目前常采用电加温器作为辅助加温设备,电加温器有空气管道加温器和电热毯式两种形式。

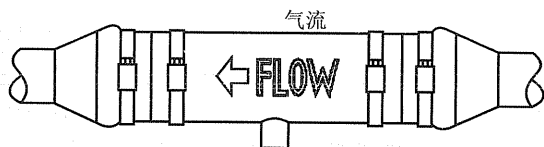


图 6.4-4 空气管道式加热器

空气管道加热器是在管道内安装一系列的电阻元件，通电时，该元件发热对通过管道的空气加温（见图 6.4-4），空气经加温后经管道送到加温区域（见图 6.4-5）。

电热毯（或称电热壁板）式加热器由两层铝合金板中间夹蜂窝材料构成，电阻丝呈螺旋形绕在靠近内壁的绝缘芯轴上，使其在壁板变形时不会折断，蜂窝夹层板的两面覆有绝热层。当电阻丝通电时，电阻丝及板表面发热，对舱门进行加热，如图 6.4-6 所示。

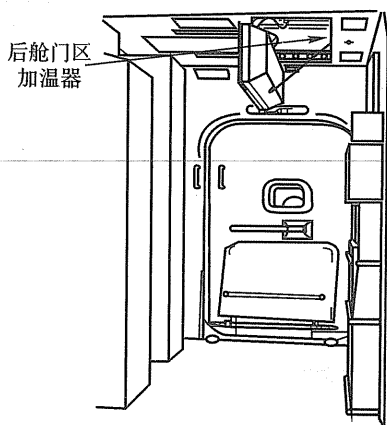


图 6.4-5 舱门加温区

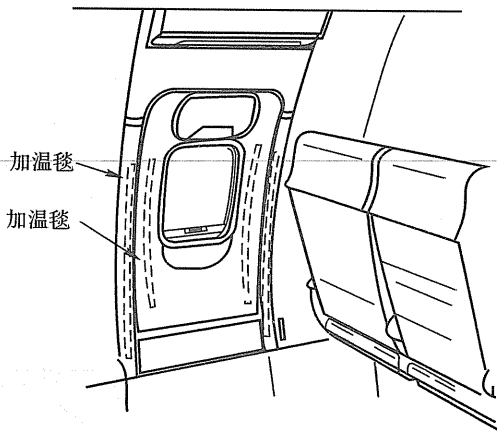


图 6.4-6 应急出口的电加热

6.5 座舱压力控制系统

6.5.1 座舱增压原理及座舱压力制度

座舱压力控制系统的基本任务就是保证在预定的飞行高度范围内，座舱的压力及其压力变化速率满足人体生理要求，并保证飞机结构的安全。

1. 座舱增压原理

在典型的增压系统里，客舱和驾驶舱等是一个气密的整体舱，它能使舱内压力高于外界的大气压力。增压空气由座舱空气分配系统供入座舱，为座舱加温后，经排气活门排出机外。由于在最大设计高度以下的所有高度上，空调引气系统经座舱空气分配系统将恒定流量的气体送入气密座舱，因此座舱的增压可通过控制座舱的排气实现：希望座舱内压力下降时，排气量应增大，需要座舱内压力升高时，排气量应减小。而根据气体节流原理，排气活门的排气量取决于活门的开度和座舱内外的压差。因此，为控制座舱压力，应根据座舱内外压差的大小，相应控制排气活门的开度。整个飞行过程中，座舱内绝对压力大小取决于排气活门的开启程度，座舱压力变化率取决于活门的开启（或关闭）速率。

根据适航法规的要求，飞机在最大设计巡航高度上，座舱高度不能大于 8,000 ft，而巡

航时飞行高度一般在 30,000 ~ 40,000 ft 之间, 飞机结构承受较大的余压, 排气活门同时承受较大的压差。因此, 巡航过程中, 排气活门开度最小。飞机在地面时, 座舱内外压差较小, 排气活门开度较大。

飞机在爬升或下降过程中, 由于其飞行高度的变化, 可能导致座舱高度产生突变。为了限制座舱内压力变化速率, 可控制排气活门开关的速率: 飞机爬升过程中, 如果座舱高度上升过快, 即座舱内压力下降率过大, 可将排气活门关闭速度加快, 减少排气量, 抑制压力下降速率; 在飞机下降过程中, 如果座舱高度下降过快, 即座舱压力上升率过大, 应加快排气活门开启的速率, 抑制压力上升的速率。现代大中型民航客机通常限制座舱高度爬升率不超过 500 ft/min, 座舱高度下降率不超过 350 ft/min。

2. 座舱压力制度

座舱压力制度是指飞机座舱内压力 (即座舱高度) 随飞机飞行高度的变化关系, 又称为座舱调压规律。座舱压力制度表示座舱压力控制系统处于平衡状态时的静态调节特性。目前民航飞机常用的压力制度有两种: 适用于低速飞机的三段式压力制度和现代客机采用的直线式 (或近似直线式) 压力制度。

(1) 三段式座舱压力制度

三段式座舱压力制度如图 6.5-1 所示, 飞机从 a 点 (地面) 爬升到巡航高度 b 点时, 座舱压力随飞机飞行高度成三段变化: $a-c$ 段为不增压段, 称为自由通风段, 座舱内外压力相同, c 点对应飞行高度一般为 500 m; $c-d$ 段, 座舱压力不随飞行高度变化, 保持恒定, 称为等压控制段 (恒压段), d 点对应飞行高度一般为 3,500 m; $d-e$ 段为等余压控制段, 它保持座舱内外压差为使用的限制值, 直到飞机进入巡航高度 (一般为 6,000 m), e 点对应的座舱高度为 2,400 m (8,000 ft)。

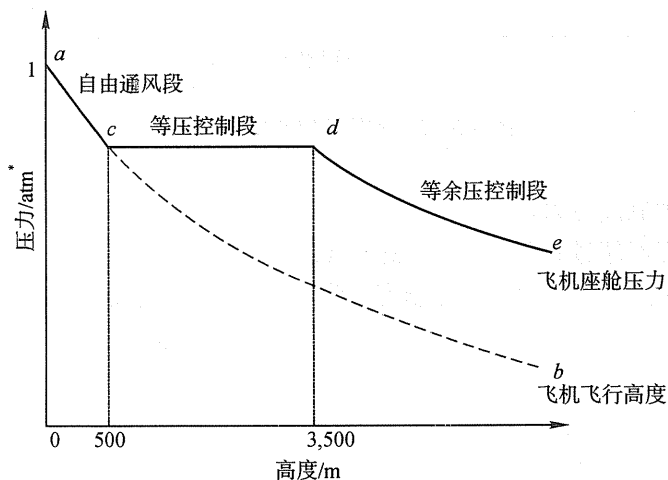


图 6.5-1 三段式座舱压力制度

* 1 atm = 101.325 kPa

三段式座舱压力制度实现简单,但在等余压控制爬升段(即 $d-e$ 段),飞机座舱压力仅受座舱余压控制,因此飞机座舱高度变化率与飞机爬升率(飞行高度变化率)相等。为了保证座舱高度变化率不超过人体承受的限制值(500 ft/min),飞机本身的爬升率不能过高,即每分钟爬升高度不大于 500 ft 。所以三段式座舱压力制度只适合于爬升率低的小型飞机采用,飞机从地面爬升到 $6,000\text{ m}$ ($20,000\text{ ft}$)左右的巡航高度耗时约 40 min 。实现三段式座舱压力制度可采用气动式压力控制器。

(2) 直线式座舱压力制度

直线式座舱压力制度如图 6.5-2 所示,飞机从 a 点(地面)爬升到 b 点(巡航高度)时,座舱压力随飞机飞行高度的增加成直线($a-c$ 线)关系均匀变化:飞机在未达到巡航高度前,座舱余压缓慢增加,当飞机进入巡航高度时,座舱余压达到座舱余压限制值。

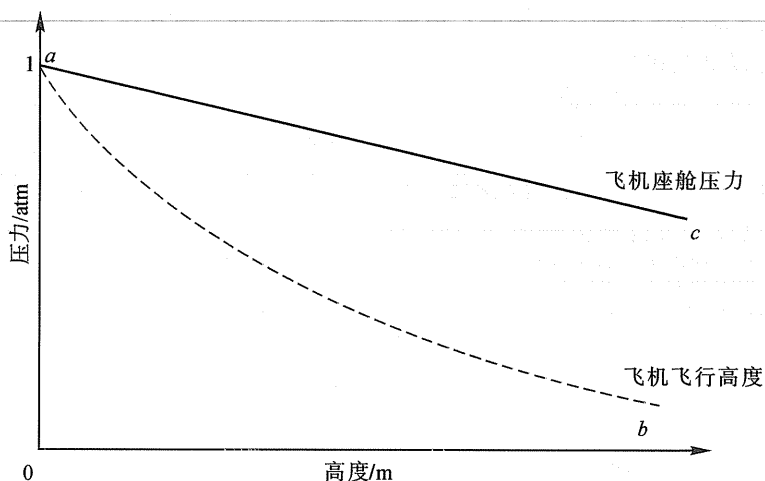


图 6.5-2 直线式座舱压力制度

直线式座舱压力制度可以使座舱增压系统在飞机整个爬升过程中控制座舱压力变化率,对于巡航时座舱高度不超过 $8,000\text{ ft}$ 的飞机,其理论爬升时间为 16 min 。所以,爬升率较大的现代民航飞机多采用直线式座舱压力制度。为实现直线式座舱压力制度,应采用电子式压力控制器。

6.5.2 座舱压力控制系统

座舱压力控制系统一般包括压力控制器和排气活门,其中座舱压力控制器是座舱压力控制系统的关键元件,是实现座舱压力制度的核心控制机构:实现三段式座舱压力制度需采用气动式压力控制器;而直线式座舱压力制度需要电子式压力控制器。排气活门是座舱压力控制系统的执行机构,气动式压力控制系统采用气动排气活门,电子式压力控制系统采用电动马达驱动的排气活门。

1. 气动式压力控制系统

(1) 系统组成

典型的气动式压力控制系统如图 6.5-3 所示, 系统包括气动式压力控制器和气动排气活门。气动式压力控制器构造如图 6.5-3 (a) 所示。控制器内有三个膜盒: 膜盒 A 为真空膜盒, 作为座舱绝对压力的控制器; 膜盒 B 为开口膜盒, 与飞机的静压管相连, 控制座舱的余压; 膜盒 C 为带有节流孔的膜盒, 可在飞行中控制座舱压力变化率。三个膜盒分别由三个调节旋钮设定控制参数: 初始增压控制旋钮设定等压段初始压力, 余压调节旋钮设定座舱的余压, 而压力变化率旋钮可以控制膜盒 C 对座舱压力变化的灵敏度。

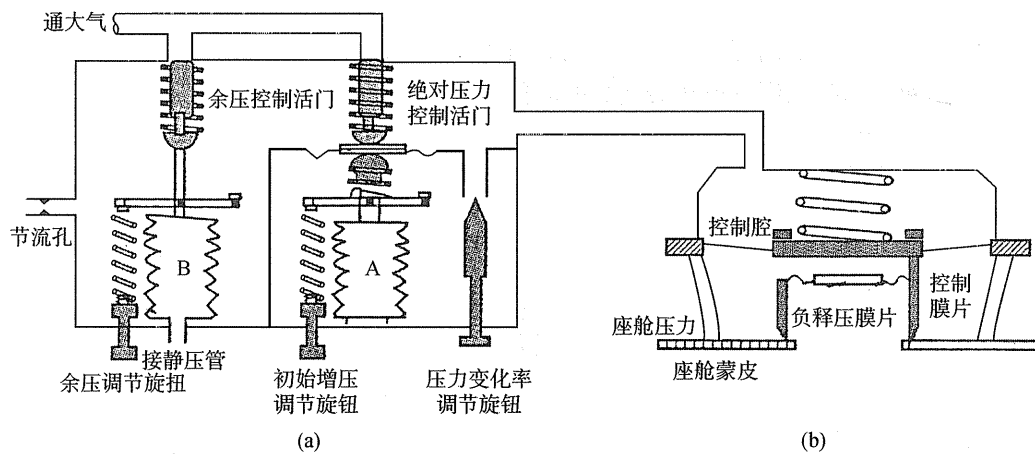


图 6.5-3 气动式座舱压力控制系统原理图

(a) 气动压力控制; (b) 排气活门

膜盒 A 和膜盒 C 控制绝对压力控制活门的开度, 其中膜盒 A 起主要控制作用, 膜盒 C 在座舱压力变化率较大时发出辅助控制信号, 起到限制压力变化率的作用。膜盒 B 控制余压控制活门的开度, 当座舱内外余压达到预调值时, 余压控制活门打开。

座舱空气经过压力控制器的节流孔进入座舱压力控制器, 如果绝对压力控制活门或余压控制活门中的任一活门打开, 则气体经过该活门排到座舱外, 由于节流孔的降压作用, 控制器内压力降低, 使得排气活门 (见图 6.5-3 (b)) 控制腔内的压力下降, 排气活门控制膜片的上下表面的压差将克服活门弹簧力和活门自身重力, 活门向上打开, 座舱空气经排气活门排出机外。

排气活门还起负压释压作用, 当外界大气压力超过座舱压力一定值时, 活门底部的负释压膜片向上运动, 压在控制膜片下部, 排气活门在大气压力作用下打开, 外界大气空气反向流入座舱。

(2) 系统工作

下面以飞机起飞并爬升到巡航高度过程为例分析气动式座舱压力控制系统工作原理。

1) 起飞前调节

飞机起飞前, 利用三个调节旋钮输入三段式压力制度的预定值: 初始增压旋钮输入起始增压高度; 余压旋钮输入巡航高度时余压限制值; 压力变化率旋钮输入座舱压力变化率限制值。这三个限制参数就具体确定了本次飞行的压力制度。此时, 余压控制口关闭, 绝对压力

控制口有一定的开度。空调系统未供气时,排气活门处于“关闭”状态。

2) 自由通风段控制

空调供气后,在飞机未达到起始增压高度之前,真空膜盒在调节弹簧和控制腔压力作用下,使绝对压力控制活门打开,控制器内部与大气相通。座舱增压空气经定径孔从绝对压力控制活门口流出,控制腔内压力低于座舱压力,排气活门打开。座舱处于自由通风状态。在这种情况下,由于存在空气流动的阻力,实际的座舱压力比外界大气压力略高。

在自由通风段,带节流孔的开口膜盒 C 由于节流孔的作用,使内部压力变化滞后于外部压力变化,其差值取决于外部(控制腔)压力变化速度。爬升时,若飞机爬升率过高,座舱内压力下降过快,而膜盒 C 内部压力由于滞后作用而高于膜盒 C 外部压力,膜盒 C 将膨胀,将绝对压力控制活门开度减小,控制腔内压力上升,将放气活门开度关小,限制座舱压力的降低,从而起到限制座舱压力变化率的作用。

3) 等压段控制

随着飞行高度的增加,当飞机上升到起始增压高度后,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,使绝对压力控制活门临近关闭,这时控制腔内压力与起始增压高度上的压力一样。实际上,因为空调组件仍在不断地向座舱供气,所以绝对压力控制活门在一定时间内会保持一个小的开度以起节流作用,不过此开度也随飞行增加而逐渐减小,节流作用逐渐加大,保持座舱压力不变,这便是等压力调节区的工作情况。在等压控制段,座舱内压力保持恒定,压力变化率很小。

4) 等余压段控制

当飞行高度继续升高时,座舱的余压逐步增大。当座舱余压达到预定值的高度之后,余压控制活门打开,控制腔内压力下降,此后,绝对压力控制活门完全关死。在以后的爬升过程中,余压控制活门控制排气活门打开,使座舱余压保持恒定,直到飞机爬升到巡航高度。

在等余压控制段中,膜盒 C 虽然能够在座舱压力变化率过大时膨胀,但由于此时绝对压力控制膜盒已经完全关闭,不能向排气活门施加控制信号,因此,在等余压控制段,不能进行座舱压力变化率的调节,这是气动式压力控制器本身的固有缺陷。为了确保飞机爬升时座舱压力变化率不超过人体承受的限制值(500 ft/min),飞机本身的爬升率不能过高。

当飞机下降时,气动控制器控制放气活门的开度,经历等余压下降段、等压段和自由通风段。由于同样原因,飞机下降速率不能过大,尤其是在不能进行压力变化率调节的等余压段。

2. 电子式压力控制系统

(1) 系统组成和功能

现代民航客机座舱增压系统具有正常压力控制和应急压力控制两大功能,其中正常压力控制系统为电子式压力控制系统。

(2) 正常压力控制

正常压力控制系统(见图 6.5-4)采用电子式压力控制器作为控制部件,它由增压程序发生器、压力变化率限制器和最大余压限制器组成。压力控制器能根据起飞前输入的本次飞行巡航高度、着陆机场的高度以及座舱内压力及外界环境压力等参数,在飞行电门、起落

架“空/地”电门的控制下，为系统提供自动和非自动增压程序；系统的执行部分是由电动马达驱动的排气活门，它接收压力控制器的控制指令，以实现座舱压力制度。

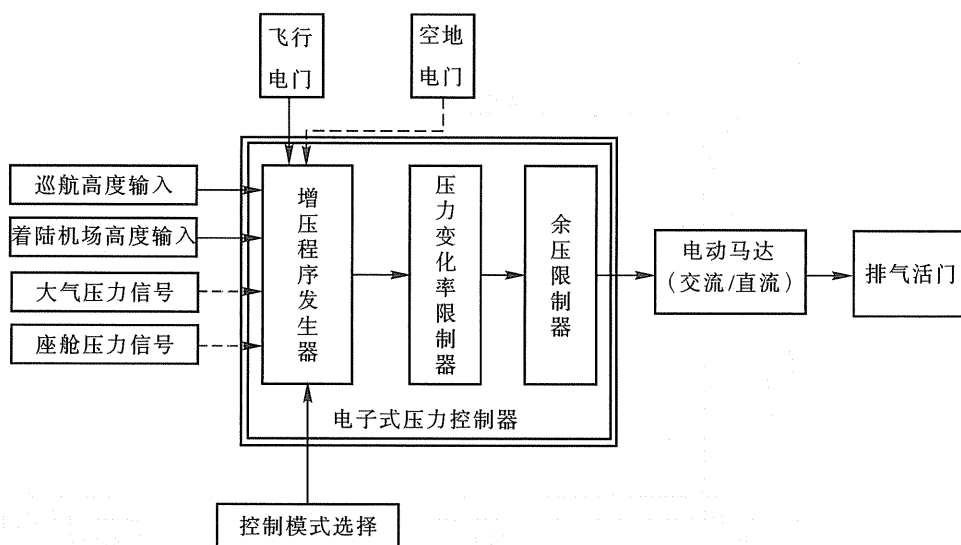


图 6.5-4 电子式座舱压力控制系统

现代飞机一般有 1~2 个排气活门，对于双排气活门飞机，包括前、后排气活门。后排气活门由两个马达驱动：一个是交流马达，另一个是直流马达。系统工作在自动模式与人工交流模式时，交流马达驱动排气活门，而在备用模式及人工直流模式时，直流马达驱动排气活门。当任一马达工作时，另一马达的离合器与排气活门脱开。

在工作过程中，后排气活门接收来自压力控制器的控制信号，经常处于调节状态，用以调节座舱内的空气压力。气体经后排气活门高速向后喷出，可以产生一部分推力，因此后排气活门又被称为推力回收活门。当飞机巡航时，活门开度很小，这样可以满足发动机经济性的要求。

前排气活门一般由一个马达驱动，辅助后排气活门工作，它接收后排气活门的控制信号：当后排气活门距全关位 0.5° 时，前排气活门关闭；当后排气活门从关位打开到大于 $4^\circ \sim 5^\circ$ 时，前排气活门打开。

1) 增压工作模式

正常压力控制具有四种工作模式：自动模式、备用模式、人工交流模式和人工直流模式。正常作为自动模式，备用模式为半自动，作为自动模式的备份，两个人工模式分别通过独立的电马达直接控制排气活门，作为自动与备用模式的备份。所有工作模式都通过调节排气活门的位置，保持座舱压力为要求值。

2) 自动模式座舱高度剖面

图 6.5-2 给出的直线式座舱压力制度的静态曲线，在增压系统工作时，座舱压力控制包括地面增压环节、起飞增压环节、巡航控制环节、下降控制环节和着陆增压环节。飞机座舱高度在整个飞行过程中随飞行高度变化而变化的关系如图 6.5-5 所示，图中的实线 A—

$B-C-D-E-F$ 为飞机飞行高度曲线, 称为飞行高度剖面; 虚线 $a-b-c-d-e-f$ 为飞机座舱高度曲线, 称为座舱高度剖面。

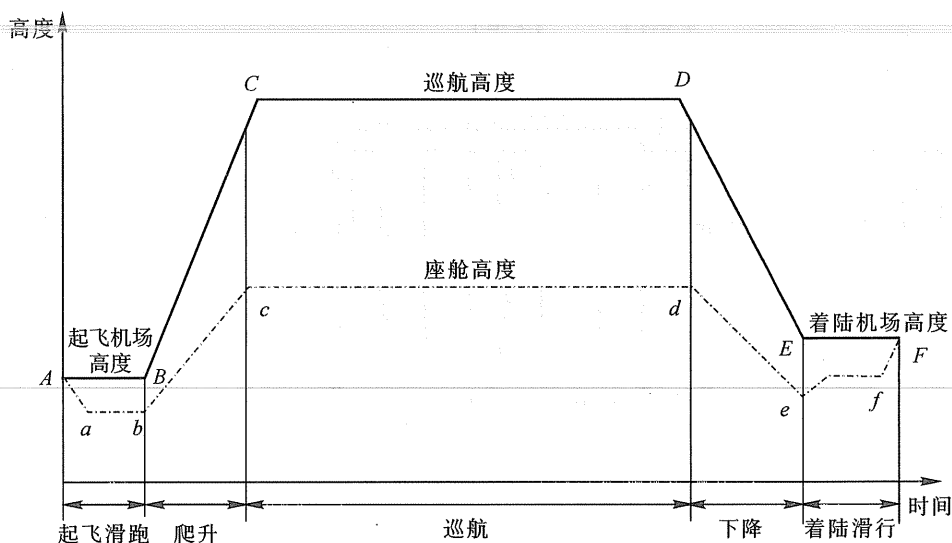


图 6.5-5 现代民航客机飞行高度剖面 and 座舱高度剖面

仔细研究座舱高度剖面曲线, 可得到现代飞机座舱增压系统的如下特点:

① 飞机座舱在地面需要预增压

在飞机起飞滑跑段, 座舱高度低于跑道高度 (一般为 189 ft, 压差为 0.1 psi), 这种在起飞前 (还包括着陆后) 使座舱压力比机场场压还高的增压方式叫做座舱预增压。主要目的是为了防止飞机姿态突然改变时引起座舱压力波动。因为飞机姿态改变时, 如飞机起飞由滑跑拉起时, 排气活门出口反压也会突然变化, 如果排气活门的开度很大, 会导致座舱压力波动; 当预增压后, 排气活门开度减小, 在起飞抬起前轮时刻, 冲压气流不会对座舱压力产生影响。

② 在进入巡航高度时, 存在提前转换

飞机爬升到巡航高度前, 当外界大气压力比预定巡航高度对应的大气压力高 0.25 psi (即座舱余压值比正常余压值低 0.25 psi) 时, 座舱增压系统提前进入等压控制段, 之后飞机继续爬升到预定巡航高度。设置 0.25 psi 转换压力的目的, 是防止当飞机在巡航中因颠簸而掉高度时引起座舱增压控制系统的频繁切换, 进而引起座舱内压力的波动。在高空, 0.25 psi 的压差, 对应高度差约为 450 m, 这意味着飞机巡航时只要瞬时下降高度不超过 450 m, 座舱内压力均保持稳定。当座舱的余压值再次出现比预定值低 0.25 psi 时, 飞机增压控制才转入下降程序。

③ 巡航中, 需限制座舱的最大余压

在飞机巡航飞行中, 座舱余压保持为正常余压。飞机跃升高度时, 座舱余压会相应增大, 当余压达到最大余压时, 座舱高度随着飞行高度的增加而上升。

④ 爬升和下降时, 座舱高度变化率需严格控制

飞机爬升时,座舱高度变化率受座舱高度变化率限制器控制,使座舱高度变化率不超过 500 ft/min。飞机下降时,座舱高度变化率受座舱高度变化率限制器控制,使座舱高度变化率不超过 350 ft/min。同时将着陆地点的座舱高度目标值设置为比着陆机场高度低 300 ft,防止着陆瞬间的冲击以及起落架减震支柱压缩、伸张行程引起的座舱压力波动。

以上是理想状态下飞机座舱高度剖面曲线,实际上飞机座舱高度剖面曲线比较复杂,图 6.5-6 所示为波音 737 飞机实际飞行过程中的座舱高度剖面。

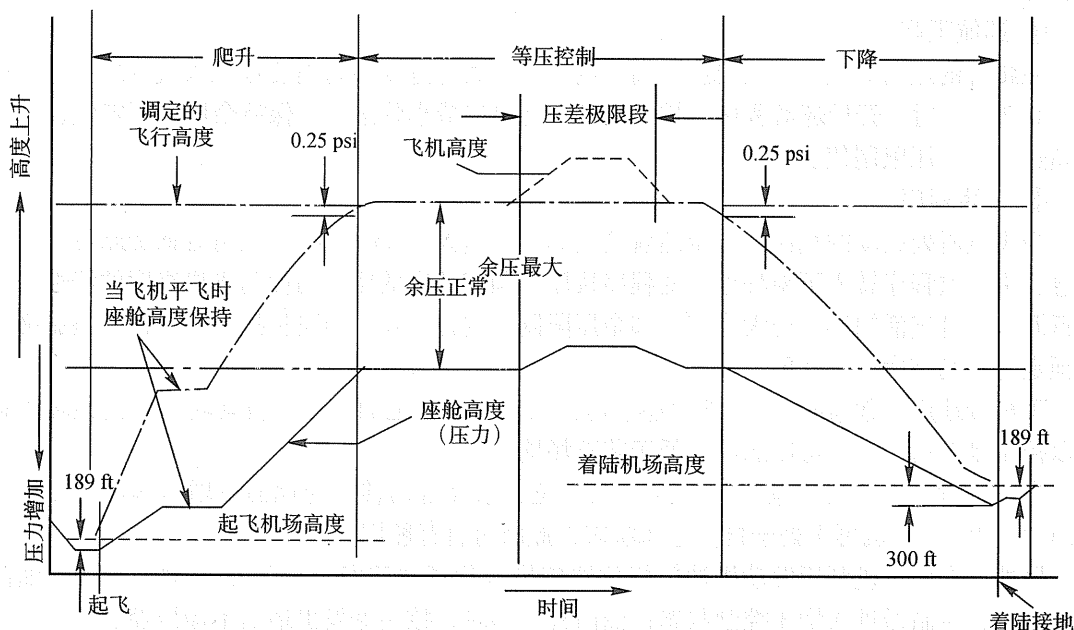


图 6.5-6 波音 737 实际飞行过程中的座舱高度剖面

3) 自动模式工作程序

自动模式下,增压控制系统利用起落架“空/地”感应电门和增压控制面板的“飞行电门”(有“飞行”和“地”两个状态)配合电子式压力控制器工作。电子式压力控制器的增压程序发生器预设了 5 种增压程序:地面不增压程序、地面预增压程序、起飞爬升程序、巡航程序和下降程序。

① 地面不增压程序

这是飞机在地面不增压条件下使用的程序。此时,起落架“空/地”感应电门在“地”位,驾驶员操纵的“飞行电门”在“地”位,压力控制器将输出一个使座舱高度超过停机高度大约 1000 ft 偏压信号,从而使座舱排气活门能处于全开位,飞机处于自由通风阶段,座舱高度等于机场跑道高度。

② 地面预增压程序

这个程序用于飞机起飞前或着陆接地前进行预增压。这时,“飞行电门”处于“飞行”位,但起落架“空/地”感应电门仍在“地”位,控制器输出一个使座舱高度低于机场高度 189 ft 的偏压信号,迫使排气活门部分关闭,座舱建立 0.1 psi 的余压。

③ 起飞爬升程序

起飞爬升程序用于控制飞机从起飞到巡航高度这一阶段的座舱压力。飞机起飞离地后,起落架“空/地”感应电门切换到“空”位,控制器将根据选定的飞行高度编制出爬升程序,它使爬升过程中的每一个外界环境压力都有一个要求的座舱压力与之相对应。当环境压力变化时,这个要求的座舱压力信号通过最大余压限制器和速率限制器后送出,并与实际的座舱压力信号比较,然后不断地输出偏差信号,用以调节排气活门开度,从而实现要求的座舱压力。

④ 巡航程序

在爬升的最后时刻,当飞机所在高度的大气压力与选定飞行高度标准大气压之差等于或小于 0.25 psi 时,开始巡航程序。排气活门开度保持最小状态,以保持余压为预定值,并且不超过最大余压限制值。

⑤ 下降程序

当飞机所处高度的气压比选定巡航高度标准气压大 0.25 psi 时,控制器感受此飞机下降信息,由巡航程序转入下降程序。此程序按压力制度预定的座舱高度与飞机高度的线性关系进行调节,排气活门逐渐开大,速率和余压限制器进行监控。当飞机接地时,保持座舱高度比预定着陆场高度低 300 ft。

飞机接地后,起落架“空/地”感应电门给出飞机在地面信号,自动转为地面预增压程序以控制排气活门,保持座舱高度低于着陆场地标高 189 ft。

当停机时,将“飞行电门”扳到“地”位,系统自动转换为地面不增压程序,使排气活门“全开”,飞机再次处于自由通风状态,此时可打开舱门。

另外,有些飞机利用发动机油门杆位置信号取代了“飞行电门”的控制信号:当油门杆前推时,控制器进入增压控制状态;油门杆收回时,控制器发出地面不增压控制信号。

4) 控制模式的切换

① 自动模式转备用模式

当自动模式控制出现异常时,座舱压力控制由自动模式转换为备用模式:当座舱压力变化率超过 1.0 psi/min (相当于座舱高度变化率超过 2000 ft/min),或座舱高度过高(大于 13895 ft)时,座舱压力控制自动由自动模式转为备用模式。另外,若自动系统电源故障,而备用系统电源完好时,压力控制也自动转为备用模式。在备用控制中,直流马达控制排气活门开度。

自动模式自动地转为备用模式后,仍可重新人工选择自动模式工作,若自动模式的故障仍存在,系统又会自动转为备用模式。备用模式也可人为选择。设置了座舱高度与压力变化速率后,将模式选择器置“备用”位,即使用备用系统控制座舱压力。

② 人工模式

当模式选择开关置“人工直流”或“人工交流”位时,排气活门为人工操作模式。这时人工控制排气活门的开关供电,排气活门可以按要求进行开关。在飞行中,操纵该开关可以改变活门的位置,并且使座舱压力变化。在人工控制时,必须注意监控座舱高度表、爬升速率表、压差表,以保证座舱高度值符合要求。

(3) 座舱应急增压控制

在正常增压控制失效的情况下,有可能导致座舱高度过高或座舱内外的压差过大。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,导致座舱外的压力高于座舱内的压力,产生负压。

座舱高度过高时,会导致飞机上的乘员出现高空反应,甚至危及生命,而座舱内外压差过大,会影响飞机结构的安全,尤其是出现较大的负压时,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。

座舱应急增压控制系统包括:正压释压活门、负压活门、座舱高度警告系统和压力均衡活门。

1) 正压释压活门

正压释压活门又称为安全活门,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 737 飞机座舱的正常余压为 7.8 psi,当余压达到 8.65 psi 时,正压释压活门打开释压;波音 777 飞机在余压达到 8.95 psi 时,正压释压活门打开。

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,即防止飞机座舱高度高于飞机飞行高度。当飞机座舱负压超过设定值后,负压活门打开。波音 737 飞机当负压达到 -1.0 psi 时,负压活门打开;波音 777 飞机当负压达到 -0.2 psi 时,负压活门开始打开,负压达到 -0.5 psi 时完全打开。

飞机的正压释压活门和负压活门为气控气动式,常独立于正常增压控制系统(见图 6.5-7)。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。

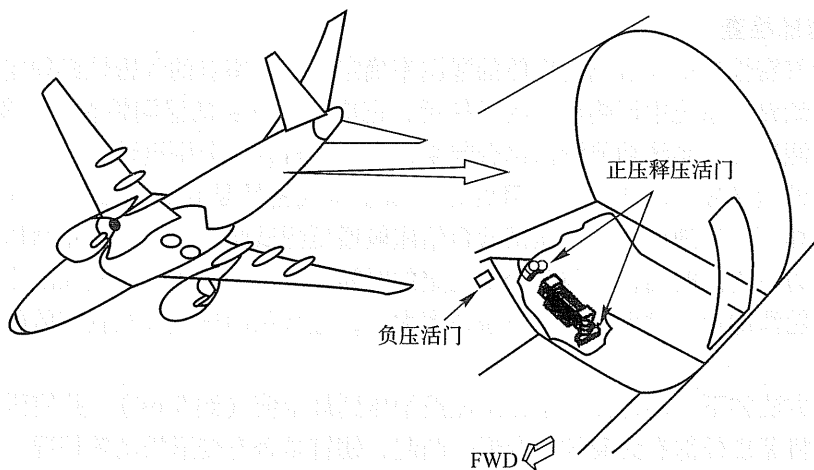


图 6.5-7 波音 737 飞机正压释压活门和负压活门

3) 座舱高度警告系统

座舱高度警告是指当飞机座舱高度高于一定值(一般为 10,000 ft)时,发出音响警告,提醒驾驶员进行相应处理(切换为备用模式或转为人工控制)。

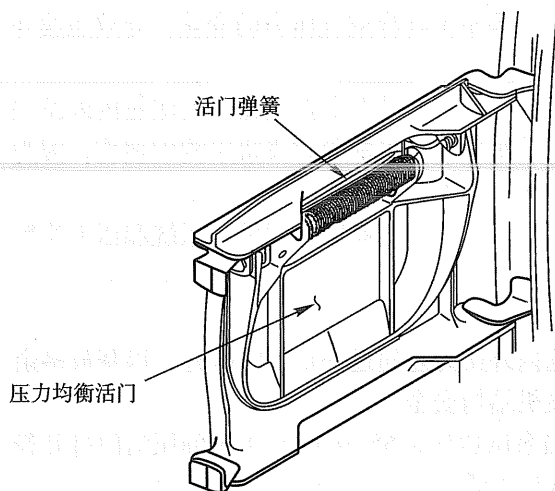


图 6.5-8 波音 737 飞机货舱压力均衡活门

4) 压力均衡活门

压力均衡活门是指安装在货舱隔板上的单向活门（见图 6.5-8），允许空气快速流进或流出货舱，来保持货舱压力与客舱压力保持一致，一般安装两个活门，一个活门在飞机增压过程中使空气流进货舱；另一个活门在飞机减压过程中使空气流出货舱。

6.5.3 座舱增压系统维护

1. 增压系统维护

增压系统的日常维护包括对系统中各元件、管道和接头的目视检查，确认元件、管道和接头是否存在腐蚀、锈蚀和机械损伤；检查管道接头、电气插头、传动装置等的安全性，检查系统是否存在泄漏。

定期对系统中各元件的活动部位（如活门、轴承等）进行清洁和润滑，确保元件运动的平顺性。另外，应按维护手册规定的期限对控制器、排气活门和活门指示器进行功能测试。

当座舱增压系统出现故障时，可利用故障隔离手册中给出的故障查找逻辑图快速排故：首先，从图中所列故障现象中找出与本次故障最接近、最类似的故障，然后按图中所列的查找程序逐项完成，直到发现故障为止，最后按图中所列排除方法进行排故。

2. 气密座舱检查

飞机座舱气密性检查通过测定座舱的泄漏率确定。飞机座舱的气密性必须定期检查，另外，在更换、调整了系统中影响增压的元件后，也应测试座舱的泄漏情况。在某些飞机上，座舱泄漏速率测试应与系统功能测试结合起来；有些飞机则应分别测试。

座舱泄漏试验又称为动压试验，目的是判断座舱气密性是否达到维护手册中规定的要求，试验方法如下：用地面空气增压试验台给座舱增压到试验压力后，停止增压；记录压力下降到特定压力所需的时间，并与手册中规定的时间比较，如果实际时间间隔小于手册规定时间，说明座舱泄漏速率过大。如果泄漏速率太大，应采用静压试验检查座舱的完整性，查找渗漏源。

静压试验方法如下：用地面试验台给座舱增压到规定值（约 5 psi），并使压力保持在规定值；观察飞机蒙皮外部有无裂纹、变形、凸起，铆钉是否有变形松动等情况。若发现增压舱外表面蒙皮上铆钉周围有明显的污渍，则表明此处有少量漏气。大的泄漏可听到泄漏声音，小的泄漏可采用涂试漏溶液的方法，观察气泡并确定漏气位置。

试验结束后，关断增压空气，以安全的压力变化率使座舱安全减压，然后根据维护手册给定的程序对严重漏气的部位进行相应的修理。

6.6 货舱加温及设备冷却

6.6.1 货舱加温

货舱加温的目的是保持机身下的货舱温度高于结冰温度，防止冻坏货物。一般来说，现代客机的货舱都是采用座舱排气进行加温的。下面简要介绍现代客机的货舱加温概况。

飞机一般是由客舱排气流经货舱壁来实现对货舱的加温（见图 6.6-1）。客舱内的空气在客舱内吸收热量之后，通过客舱侧壁脚部格栅排出，这些空气流过货舱侧壁，防止货舱由于受外界空气温度的影响而导致其温度过低，然后这些空气由座舱增压系统的排气活门抽吸，经后货舱壁板处排出机外。

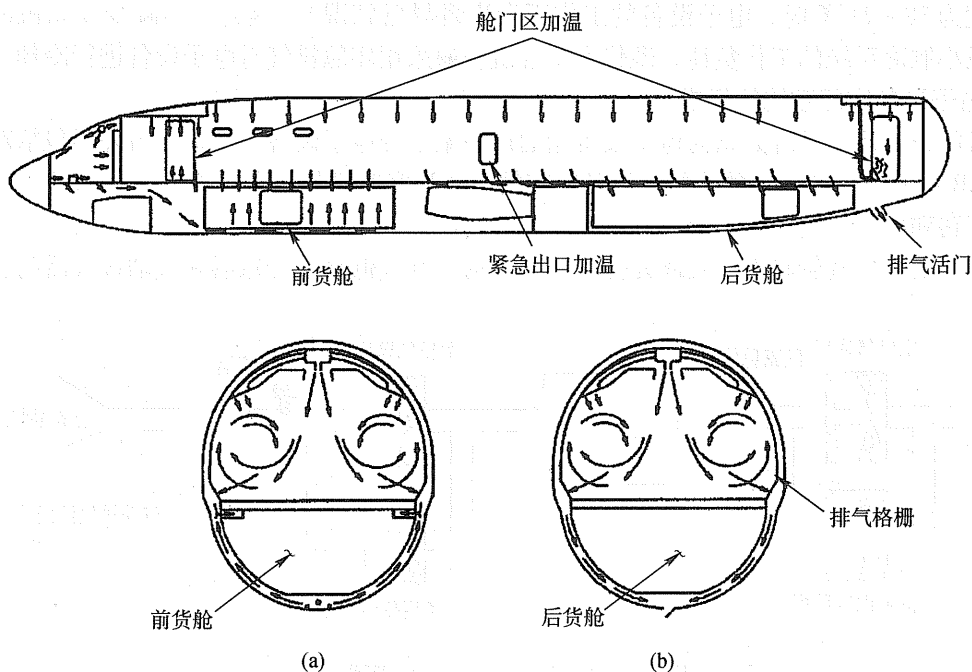


图 6.6-1 货舱加温系统

(a) 前货舱加温；(b) 后货舱加温

前货舱加温分配：驾驶舱空气由仪表板后的导管排出，用于设备舱冷却。当飞机在地面工作时，或飞机没有增压时，空气经由导管通过排气口排出机外。飞行中，增压系统正常工作时，所有流过设备的空气都由货舱地板下排出。这些被设备散发的热量加温了的空气从地板下沿侧壁上升，对货舱进行加温，然后经收集器，通过前排气活门排出机外，或由再循环风扇抽吸，在飞机内再循环（再循环风扇工作时，前排气活门关闭）。

根据货舱装载货物的要求不同，对不同货舱一般采取不同的控制方法。如 MD-82 飞机的前货舱由设备冷却空气排气加热，并有恒温控制，当温度低于要求值时，可接通主设备冷

却系统管道内加热器；中货舱利用客舱排气加温，客舱空气排到左风道，加热风扇将排气吸入，通过扩散器排到货舱地板夹层，再从右风道排到后货舱，然后从排气活门排到机外；后货舱利用客舱排气和前、中货舱排气加热。由于前货舱采用了恒温控制，可以用来运输生物。A-320 飞机货舱的温度可以由其温度选择器选定其控制温度（5~26℃），加温控制器控制对货舱的加温，它接受管路温度及货舱温度传感器的信号，控制混合活门，调节供入货舱的空气温度。

6.6.2 电子设备舱的冷却

随着现代飞机的不断发展，其电子设备逐渐增多，电子设备的散热量也愈来愈大，因此为保证电子设备的正常工作，对电子设备的冷却问题也显得更加重要。

一般来说，电子设备能在高于人体所能承受的环境温度下可靠地工作（电子设备舱的排气温度为 38~71℃时，电子设备的工作不会出现异常情况）。因此，为减少发动机的引气量、减小制冷系统的工作负荷，现代大型客机普遍采用座舱排气对电子设备进行冷却。

1. 电子设备冷却系统的组成

飞机的设备冷却系统是指对电子设备舱的设备架上的电子设备的冷却，另外还包括对驾驶舱的 CB 面板及主仪表板的冷却。设备冷却的介质为客舱排气。电子设备冷却系统包括冷却供气管路和冷却排气管路（见图 6.6-2），供气管路上的主要功能元件为供气风扇、空气低流量传感器，排气管路上的功能元件为排气风扇、空气低流量传感器和气动排气活门。

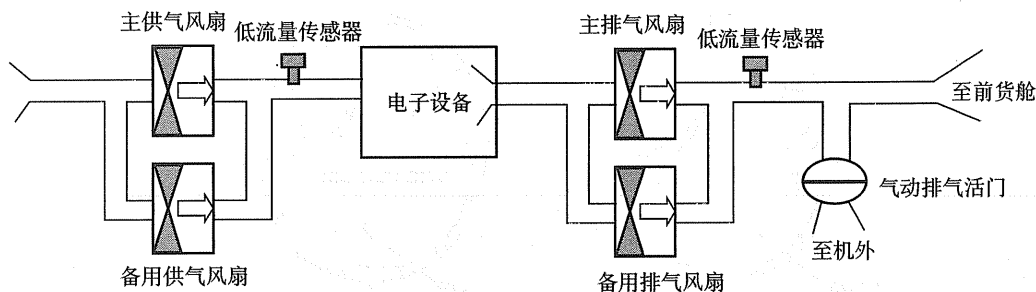


图 6.6-2 电子设备冷却原理图

(1) 风扇

供气管路风扇和排气管路风扇结构完全相同，均为单级轴流式风扇，并装有一体的单向活门，防止风扇停止工作时空气反流。在工作中，一台风扇作为主风扇，另一台为备用风扇。两个风扇的工作由驾驶舱内的控制面板控制。

(2) 空气低流量传感器

空气低流量传感器为一个有自加热的热敏电阻，当流过探头的空气流量达到要求时，热敏电阻的电阻值保持在一定范围内。当流过的气流流量不足时，热敏电阻温度升高，电阻值减小，加热电流增大，通过检测电路检测此电流变化，点亮驾驶舱内的设备冷却排气关断警告灯。此时驾驶员人工打开备用风扇，恢复流过低流量传感器的空气流量，

警告灯熄灭。

(3) 气动排气活门

气动排气活门又称为自动流量控制活门, 位于电子设备舱后部地板下的排气管路上, 如图 6.6-3 所示。该活门由流经活门的空气作动, 控制排出机外的空气流量。当经过排气活门的空气流量增大时, 空气动压增大, 活门在膜盒与弹簧的共同作用下, 开始向关的方向运动, 限制经过活门的空气流量; 当座舱与环境的压差达一定值 (该值与流量控制活门的型号有关) 时, 控制活门完全关死, 空气排向前货舱内。

2. 系统的工作情况

在飞机接通电源后, 电子设备冷却系统即自动地开始工作。若主风扇故障, 则可通过选择开关使备用风扇开始工作。当飞机内外压差在一定范围内时 (根据流量控制活门的型号不同, 其值可为 $2.0 \sim 2.8 \text{ psi}$ 或 $0.7 \sim 1.1 \text{ psi}$), 选定的风扇连续工作, 并且气动排气活门处于全开位。

当飞机在地面或在低空飞行时, 座舱内外压差低, 风扇工作, 其产生压差以使空气流动, 对设备进行冷却, 冷却空气经由气动排气活门及排气口排出机外。在飞行过程中, 座舱压差增大, 流经风扇管路的空气流量增大, 气动排气活门开始开闭, 当座舱内外压差达一定值时 (随流量控制活门的型号不同而不同), 活门关闭。设备冷却空气主要排向前货舱地板下, 对货舱进行加温, 然后通过前排气活门排出机外。

当通过流量传感器的空气流量正常时, 流量传感器的加热电流值稳定, 该电流值由传感器的电路感应到。当冷却空气流量不足时, 流量传感器的加热电流改变, 触发警告。

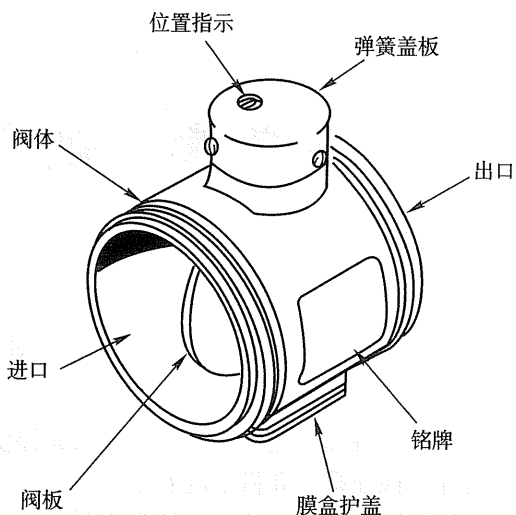


图 6.6-3 气动排气活门

第7章 设备/设施与水系统

7.1 机舱设备/设施

机舱设备和设施用于为机组和乘客提供舒适和方便，并且用于装卸和存放货物以及在紧急情况下保证乘员和机组的安全。

机舱设备和设施分为正常和应急两种。正常设备和设施位于驾驶舱、客舱和货舱内，应急设备和设施分布在整架飞机上，包括陆上和海上救生设备。

7.1.1 正常设备/设施

1. 驾驶舱

驾驶舱内的正常设备/设施包括驾驶员座椅、观察员座椅和其他杂项设备，为驾驶员和观察员正常操纵飞机、执行任务提供方便。



图 7.1-1 驾驶员座椅

(1) 驾驶员座椅和观察员座椅

驾驶员座椅设计先进，舒适方便，座椅由两部分基本结构组成：底座结构，包括导轨锁定机构，可调整座椅位置；上部组件，包括各种调节机构，包括扶手高度调节、座椅靠背调节等。驾驶员安全带是高强度五点式安全带，其作用是让系着安全带的人能顶得住飞行、迫降着陆或水上迫降过程中承受过载的作用。当需要时，可很快打开安全带。驾驶员座椅如图 7.1-1 所示。

观察员座椅是折叠式的，通常位于驾驶舱门前过道侧边，其主要组成部件是椅盘、椅背和安全带，如图 7.1-2 所示。

(2) 杂项设备

每个机组人员位置上均有全套空勤设备，包括氧气调节器及面罩、无线电耳机等。另外驾驶舱内还有消防斧、防火手套和防烟面罩等杂项设备，如图 7.1-3 所示。消防斧又称为迫降斧，当飞机迫降时因舱门变形而不易打开的情况下，供驾驶员“破门而出”，该斧一般用弹簧夹子或带子固定在舱内。

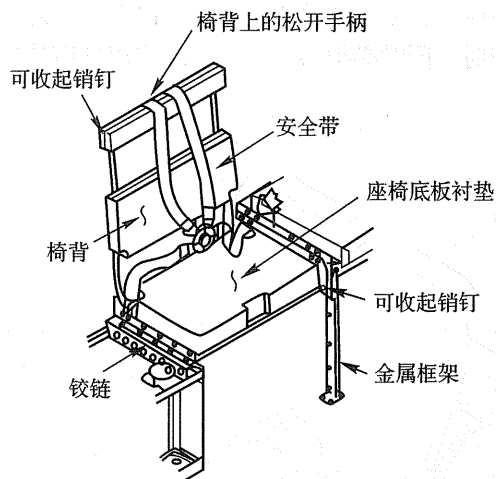


图 7.1-2 观察员座椅

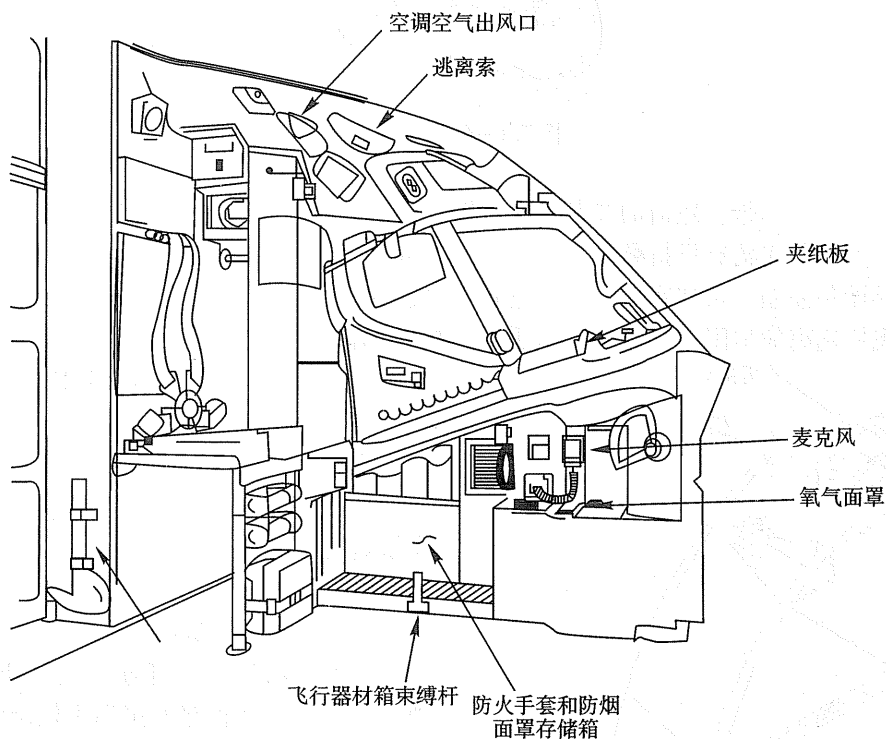


图 7.1-3 驾驶舱杂项设备

2. 客舱

客舱位于驾驶舱后部与飞机后部的密封隔框之间。客舱内主要设备设施包括旅客座椅、厨房和洗手间等。

(1) 旅客座椅

旅客座椅连接到地板上的旅客座椅滑轨上（见图 7.1-4）。座椅为两个或三个旅客座椅组

装在一起。座椅布置可允许四、五或六个并排配置。维护人员可为不同的客舱布局前后移动座椅。当为客舱布局调整座椅时，同时必须移动 PSU（旅客服务组件）与座椅位置相一致。

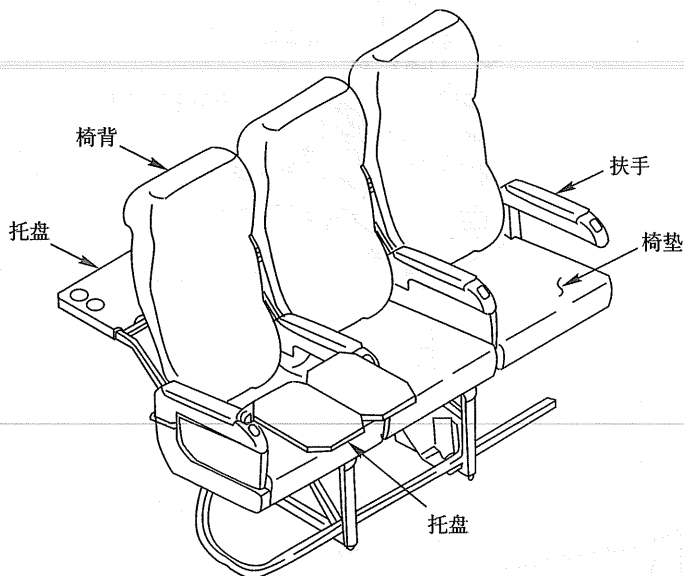


图 7.1-4 旅客座椅

每个座椅有一腿带，座椅的椅背可向后靠。要使椅背向后靠，按压扶手上的按钮并在椅背上施力。大多数座椅有可折叠的托盘。有些飞机窗边的座椅在它们的扶手内有托盘。椅垫可作为漂浮设备使用，可在座椅下面的空间存储救生背心。

有些飞机逃离舱口附近的座椅，扶手是连接在逃离舱口上的（而不是连接在座椅上）。

这确保在紧急情况下逃离舱口能迅速打开。

(2) 厨房

飞机上的厨房用于准备食品和饮料，其数量和安装位置因飞机的选型而不同。通常有饮食柜、冰箱、烤箱、饮料箱、电炉、热杯和电插座等。

厨房连接到飞机结构上：一个具有快卸接头的连杆将厨房顶部连接到飞机结构上。地板接头将厨房底部连接到飞机结构上，如图 7.1-5 所示。

在厨房安装区域内的地板覆盖物含有乙烯树脂地垫。在乙烯树脂地垫下有一层液体隔层以防止地板结构腐蚀。

(3) 洗手间

厕所是机上卫生设备，多位于客舱前、后端，大型飞机中部也设有厕所。厕所组件

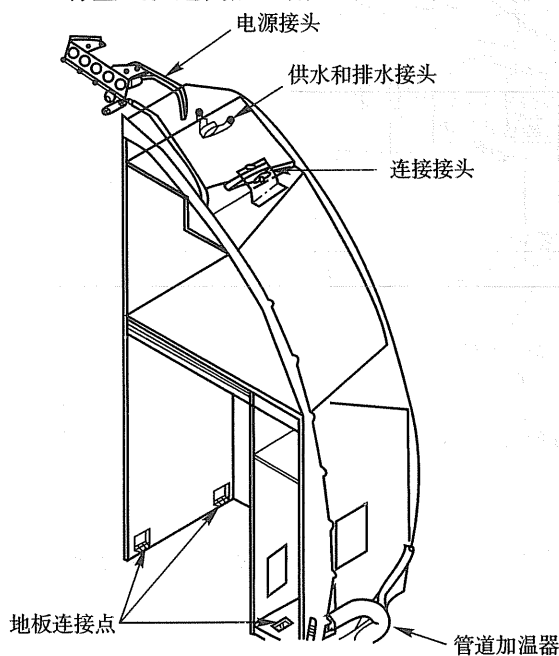


图 7.1-5 厨房的安装

连接在地板支架上并通过可调连接杆连接到机顶结构上。当安装厕所时,调整连接杆的长度来达到无预载荷连接。

厕所内有洗手盆、抽水马桶、镜子和所有必要的梳妆用品和污物处置设备以及通风设备(见图 7.1-6)。抽水马桶可采用重复环流冲水法,也可采用真空抽水法,目前大多数飞机上均采用真空抽水马桶,洗手盆和真空抽水马桶的水来自飞机水系统。服务组件提供厕所通风,空气经厕所内的头顶排气孔排出,以消除厕所内的异味。

厕所地板是防水玻璃纤维结构,以防止腐蚀。防滑聚乙烯树脂地垫与地板融合为一体。

3. 货舱

(1) 货舱

货舱(见图 7.1-7)一般位于客舱地板之下。大多数飞机都有前货舱、后货舱和散装货舱。货舱用来装运行李、货物。货舱为室息式增压舱,货舱一旦起火,将因氧耗尽而自行熄灭。货网位于每个货舱舱门附近,用于防止货物挡住货舱门。大型飞机为了装卸方便,货

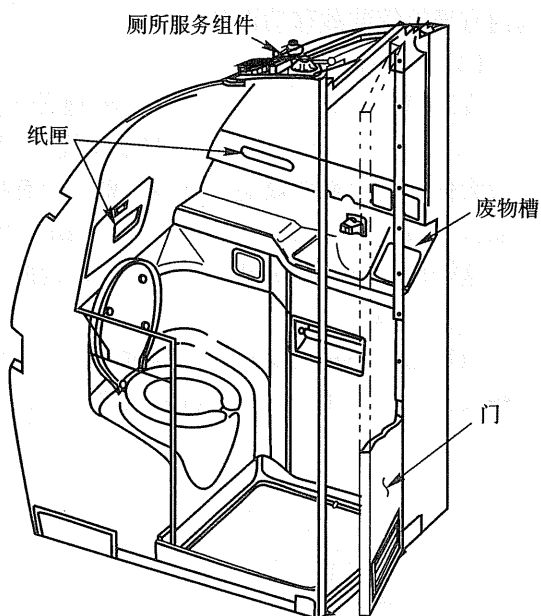


图 7.1-6 飞机厕所

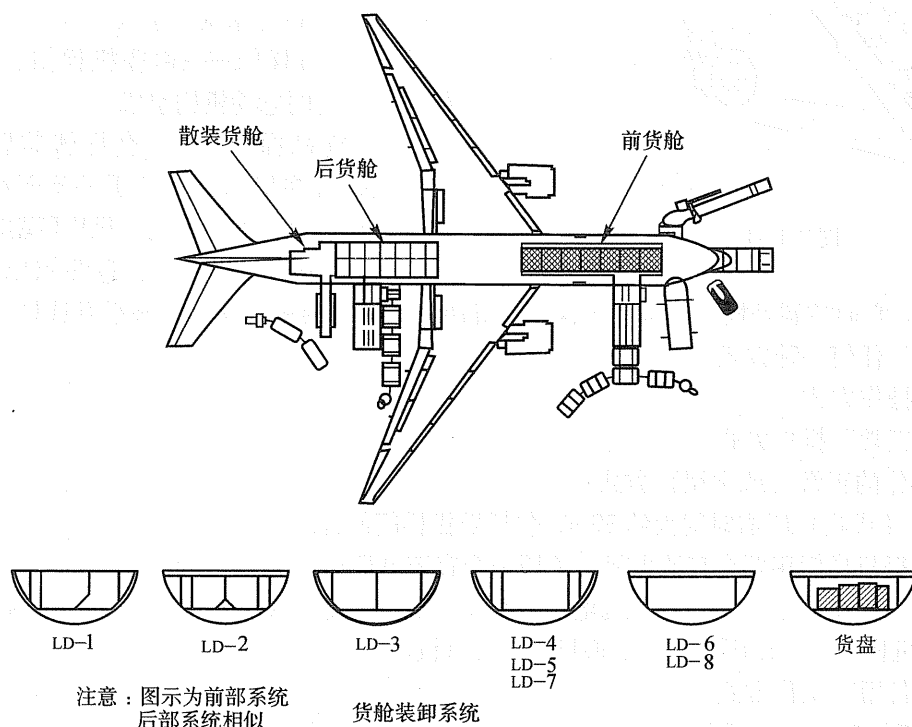


图 7.1-7 货舱

舱内有导轨等装载移动设备。

(2) 集装箱

集装箱(见图 7.1-7)有多种型号,如 LD-1、LD-2、LD-3、LD-4、LD-5、LD-6、LD-7、LD-8 等。有些集装箱如 LD-4、LD-5 等是长方形集装箱,它们可以获得最大化的货运堆放效益。大多数集装箱有特殊的外形尺寸,它们与机身轮廓相符合,因此可以获得最大的有效货运容积。对于现代民用宽体飞机,大多数下部装载式集装箱可以通用。这样便于将一种机型上所装的货物转换到另一种飞机上去。

(3) 货盘

当货舱内装有集装托板(即货盘)(见图 7.1-7)的系留设备时,货舱内可装载货盘。这些设备是为了使货物在导轨上快速装卸,它们能装载货盘和集装箱或两者混合装载。

4. 登机梯

有些飞机装备有前登机梯(见图 7.1-8)。登机梯的用途是可以不用地面设备让乘客上下飞机。登机梯门位于前登机门下面机身蒙皮上。登机梯收上时藏在电子设备舱的上部。它通过登机梯门的开口放出,从前登机门到地面形成一个梯子。登机梯可从机内、机外使用机上蓄电池电源或 115 V 交流电源收放。

(1) 登机梯系统的组成

1) 登机梯门——由登机梯门、门的锁销系统和门的电动机构组成。

2) 登机梯——由一套导轨装置组成。导轨上跨有梯架和带有扶手的梯子组合件,梯架和梯子组合件是由电动机构所驱动的。

3) 控制电路——由各种终点电门和继

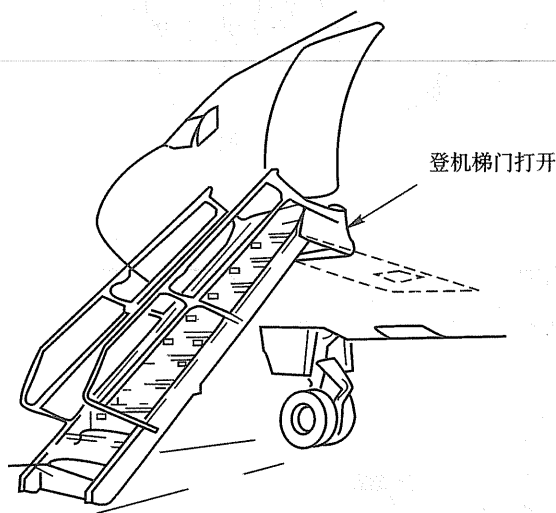


图 7.1-8 登机梯

电器组成。它们控制登机梯门电动机构和登机梯电动机构的驱动程序。操纵可选择“正常”或“备用”任何一种方式。

(2) 操作方式

1) “正常”操作方式

- ① 操作的正常(或常用)方式;
- ② 放(或收)所需时间大约 30 s,包括登机梯门的开或关;
- ③ 开登机梯门用两个直流电机,关用一个直流电机;
- ④ 用一个交流电机和一个直流电机放登机梯,直到它开始展开伸直,然后直流电机反转,对登机梯起刹车作用。收登机梯只用交流电机。

2) “备用”操作方式

- ① “正常”方式的后备;
- ② 放(或收)所需时间大约 60 s,包括登机梯门的操作;
- ③ 登机梯门的开或关用一个直流电机;

- ④ 登机梯的放或收用一个直流电机；
- ⑤ 蓄电池电源可用于“备用”方式操作登机梯。

3) 人工方式

- ① 只有当“正常”和“备用”方式都失效而登机梯又必须收或放时才用。还有，为某些地面服务工作而用；
- ② 登机梯门用手摇曲柄开或关；
- ③ 登机梯的收放是在脱开驱动机构以后靠人力推进或拉出来实现。

7.1.2 应急设备/设施

应急设备和设施用于飞机在发生紧急情况时供乘务员救助乘客以及乘客自救，包括陆上应急救生设备和水上应急救生设备。

1. 陆上应急救生设备

飞机的陆上应急救生设备包括逃离滑梯、救生绳、急救药箱、手提氧气瓶和扩音喇叭等。

(1) 逃离滑梯

民用旅客运输机都要设置逃离滑梯。逃离滑梯装在一个滑梯包内并存储在飞机登机门和勤务门内侧的存储箱内，有些飞机的翼上紧急出口也配有应急滑梯。在应急着陆情况下，逃离滑梯充气并放下，使乘客迅速脱离飞机（见图 7.1-9）。根据规定，所有乘客应在 90 s 内从飞机上撤离。

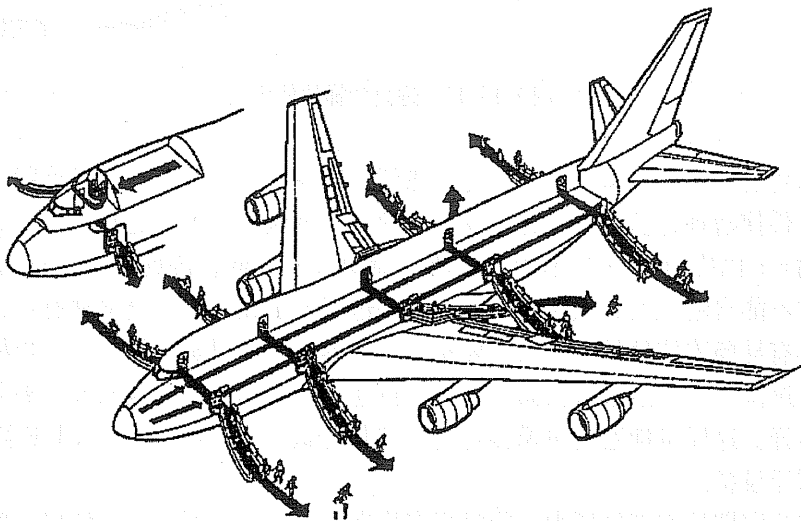


图 7.1-9 陆上使用逃离滑梯

逃离滑梯由充气组件（滑梯体）、滑梯气瓶和充气系统组成。逃离滑梯为双气室构造，本体由涂有氯丁烯橡胶的卡布龙纤维制成，另外由一层铝涂层提供热辐射防护（见图 7.1-10）。

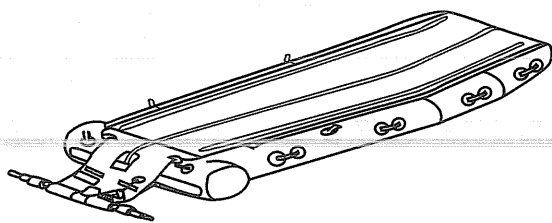


图 7.1-10 展开的逃离滑梯

滑梯的表层材料为高强度尼龙纤维，在外表面涂有氨基甲酸乙酯涂层。滑梯气瓶充气压力为 3000 psi，所充气体为二氧化碳和氮气的混合物。充气阀和压力调节器安装在气瓶上，引射器装在滑梯上，通过气瓶高速气流的引射作用将外界空气大量吸入滑梯，迅速为滑梯充气。在逃离滑梯末端有一串白炽灯泡，为夜间撤离时提供照明。照明系统

由电瓶供电，在滑梯充气过程中自动激活点亮。

飞机起飞前，乘务员将系留杆（又称为束缚杆）从舱门上的存储挂钩中取出，并安装到地板挂钩上（见图 7.1-11）。

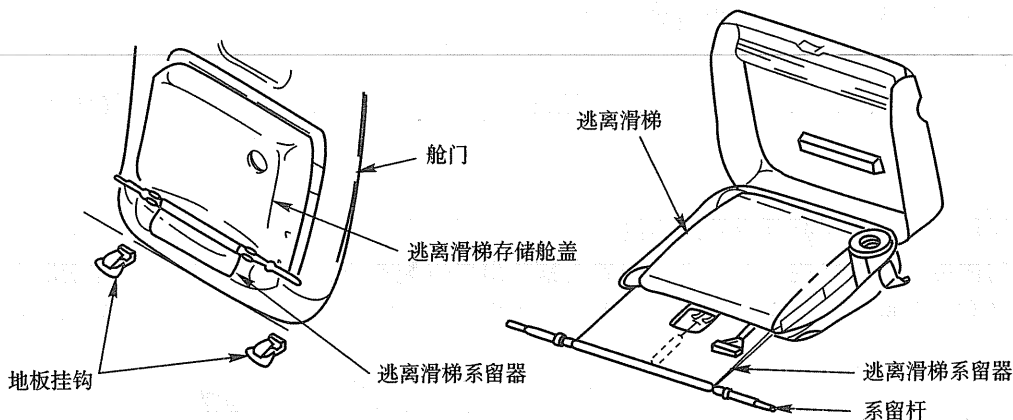


图 7.1-11 逃离滑梯的使用

当飞机紧急着陆时，可像平常一样打开舱门，但在完全打开前，不要停顿。当打开舱门时，系留索组件使滑梯包从滑梯护盖中跌落。随着滑梯包的落下，它将启动滑梯充气。逃离滑梯会在大约 6 s 内完全充气（不同飞机所用滑梯型号不同，因此充气时间会存在差异）。如果逃离滑梯不能自动充气，快速拉动充气手柄进行人工充气。逃离滑梯有可快速松开拆下的束缚杆和具有易断连接处的系留索，要从飞机上拆下逃离滑梯，抬起护盖挡板并拉动系留索松开手柄。逃离滑梯将通过系留索与飞机保持连接，直到系留索被松开、剪断或易断连接处在外力下断开。这样可使逃离滑梯很容易与飞机分离，因此在海上/水上迫降时，逃离滑梯还可作为漂浮设备。

逃离滑梯应定期检查充气压力，同时还应检查活门工作情况及有无切口、撕裂、刺破等现象。

(2) 救生绳

驾驶舱 2 号窗户一般是能沿侧壁向后滑动的（其他窗户是固定的）。它是空勤组的应急窗口。空勤人员可利用固定在窗口顶部机身结构上的救生绳从窗口滑下，应急撤离飞机。

(3) 急救药箱和氧气瓶

急救药箱和便携氧气瓶在正常飞行时供抢救急诊病人使用及在紧急情况下抢救乘客。

(4) 扩音喇叭

扩音喇叭用于在紧急情况时指挥旅客撤离危险区。

2. 海上应急救生设备

海上救生设备包括海上救生船组件、救生衣组件和应急救生电台（又称为紧急定位发射机）等，还有可作个人漂浮用的机内各座椅的椅垫等。

(1) 救生船

根据适航法规要求，民用运输机在水上飞行时要携带救生船。救生船是落水人员在海上生存待救的主要漂浮设备。救生船储存于舱顶救生船箱内，可人工展开并自动充气。

现代民用旅客运输机在每个乘客登机门上设置了紧急离机滑梯/救生船。如果飞机在水上迫降，断开与飞机相连的紧急离机滑梯即可将滑梯作为救生船使用，称为滑梯/救生船。

1) 救生船的构造

救生船包括四个分系统：可充气的船体、充气组件、救生包、涂有聚氨酯涂层的尼龙储存包组成，充气展开的救生船如图 7.1-12 所示。

救生船船体由两个互相独立的充气囊构成，夹在上下两个气囊间是非充气的织物船甲板。为了使目标明显、便于寻找，船体采用两层橙黄色涂胶绢绸制成。救生船的充气系统由气瓶、充气活门、充气软管和引射泵构成。在船体上有充气/排气阀，可用于补气或将救生船放气收起。船上备有补气筒用于气囊内气体不足时补气。水袋装于船底，把手用于上船和遇风浪时把扶。海锚用于减小风浪对船的影响。水勺用于舀出船内积水。划桨用于划水。螺旋胶塞用于应急堵塞船体破洞。为了防止淋雨或阻隔飞溅的浪花，还可以在船体上装上遮篷，如图 7.1-13 所示。

2) 对救生船的要求

为便于在紧急情况下使用救生船，对其在飞机上的布置有如下要求：安放位置应在最靠近应急出口的地方，并且一旦打开应急出口，就能使其下水；打开的口盖等在救生船下水或旅客撤离过程中不应引起阻塞；系留索机构布置在救生船下水最邻近的飞机结构上，每个连接点应考虑可连接两个放置在该出口的救生船，连接机构的强度不小于 1334N；应考虑能把包装好的救生船移到另一个下水位置。

救生船必须足以容纳机上全体人员，并应配有下列设备：

① 保持浮力的装置；

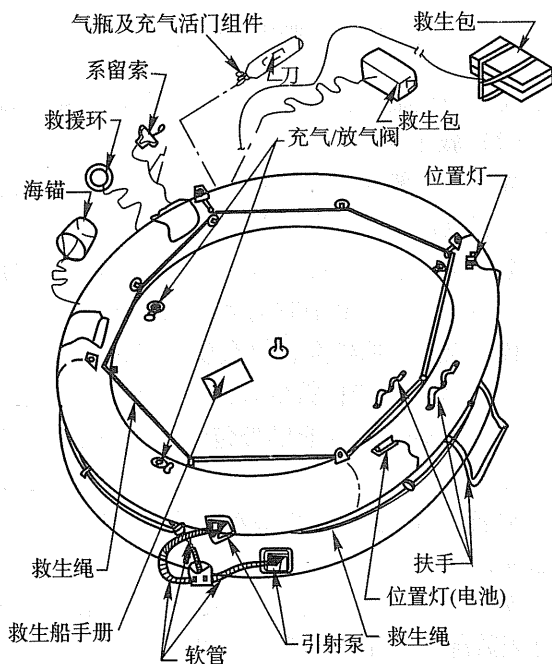


图 7.1-12 救生船

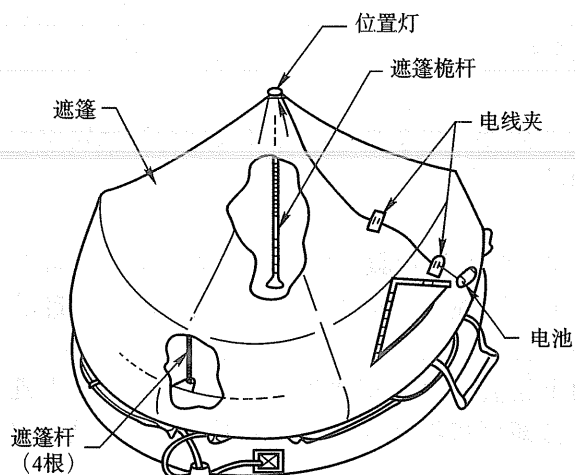


图 7.1-13 带遮篷的救生船

- ② 海锚;
 - ③ 救生绳索和把一个救生船连到另一个救生船的设备;
 - ④ 桨或其他推进设备;
 - ⑤ 能让乘客避风雨的设备;
 - ⑥ 防水手电筒;
 - ⑦ 海上遇险呼救信号发射装置;
 - ⑧ 救生船设计成每 4 个人 (或按 4 人比例) 携带 100 g 葡萄糖糖块;
 - ⑨ 急救设备。
- 3) 救生船检查

救生船应作定期检查。检查项目如下: 检查气瓶/活门组件, 检查气瓶压力, 检查管子有无切口、撕裂等损坏。检查接头一

般情况, 检查辅助设备, 检查救生包, 对船进行打压试验, 检查有无泄漏。

(2) 救生衣

救生衣一般放置在座椅垫下面的专门存放袋内, 可自动充气, 在气瓶充气失灵的情况下, 还有供口吹的单向活门吹气管。在救生衣上固定有灯光装置, 以确保当使用救生衣时, 该灯组件将处于醒目的位置。用有塑料套管的导线把灯泡和电池连接起来, 该电池位于水线以下, 当水进入电池中时电池才能工作。

救生衣应定期检查, 检查项目有:

- ① 必须检查印在救生衣或用标签贴在救生衣上的全部使用说明是否清晰;
- ② 必须检查救生衣的外包装有无裂缝、撕开、有孔、接缝开胶和一般变质情况;
- ③ 必须检查带子, 松紧带和绳索是否退色、老化, 检查连接的可靠性;
- ④ 必须检查金属和塑料零部件的清洁度, 有无损伤或变质, 检查它们的安全性和可靠性;
- ⑤ 必须检查电池有无损坏或变质的征兆, 有无发生化学反应的迹象, 这个迹象通过电池外壳鼓起或存在白色粉末状附着物来指示;
- ⑥ 必须仔细检查二氧化碳气瓶有无刻痕、划伤或腐蚀这类的损伤迹象, 这些损伤将会使气瓶强度降低并导致气瓶不能用且可能有危险, 还必须检查气瓶的螺纹有无损坏;
- ⑦ 通过称重检查二氧化碳气瓶是否正确充气;
- ⑧ 所有二氧化碳气瓶都是在使用期内的, 并且当它们的寿命已到期时必须送回制造厂家进行检查和试验, 在气瓶的底座上贴一个说明出厂日期或气瓶生产有效期的标牌, 每次检查中, 必须检查这个标牌。

(3) 紧急定位发射机

紧急定位发射机帮助营救人员查找降落在机场以外的飞机的位置。发射机向卫星、其他飞机和交通管制设施发送无线电信号。救援人员使用来自这些来源的信息来寻找飞机。

紧急定位发射机是一个小型、可漂浮的自动组件。紧急定位器发射机有下列部件: 发射机、电池、天线和绳索, 如图 7.1-14 所示。

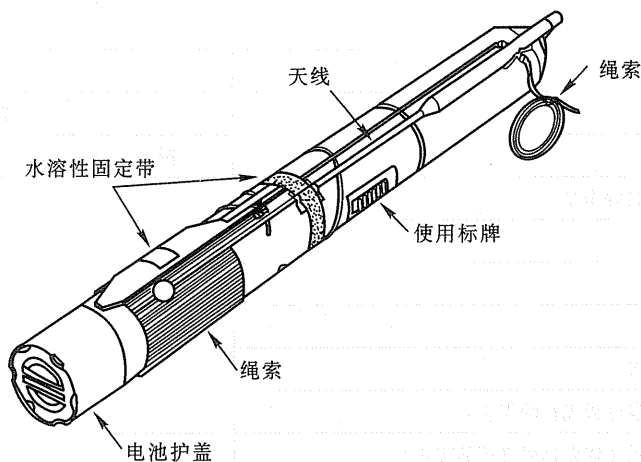


图 7.1-14 紧急定位发射机

发射机电池是一个氯化银/镁原电池：在未激活状态下，电解质干燥，电池是惰性的；当电解质被水浸湿时，电池被激活。为便于存储，发射机天线转动并沿发射机长度方向折叠，一条水溶性固定带将天线保持在收起位。紧急定位发射机有一个绳索组件和一个束缚钢索。绳索组件是 60 ft 长的编织尼龙绳并连接到一条弹性不锈钢束缚钢索上。

当入水后，紧急定位发射机由绳索拖在救生船后（见图 7.1-15）。海水进入电池后将电池激活，发射机自动开始工作，在民用和军用国际 VHF 航空遇难频率（121.5 MHz 和 243.0 MHz）同时发射求救信号，为民用和军用搜索飞机提供引导信号。

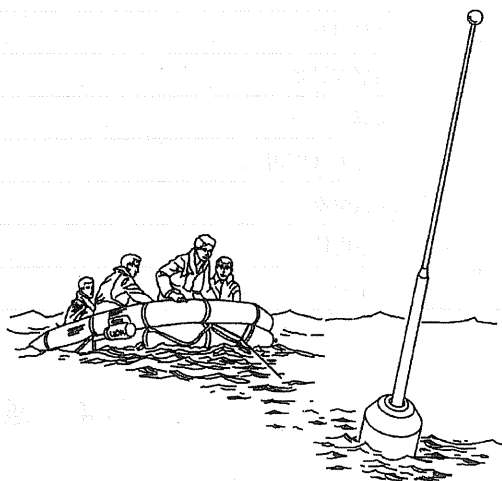


图 7.1-15 紧急定位发射机在水中工作

3. 典型的应急设备清单

下表给出了波音 757 飞机上客舱和驾驶舱装备的应急设备清单。

表 7.1-1 波音 757 飞机上客舱和驾驶舱装备的应急设备清单

客舱应急设备及数量	舱门	8
	充气滑梯	6
	充气滑梯（双滑道）	2
	灭火器	8
	耐火手套	8
	手提式氧气设备	14

续表

客 舱	防烟面具	8
	乘客救生衣	228
	机组救生衣	8
应 急 设 备 及 数 量	儿童座椅（带安全带）	23
	应急手电筒	8
	急救箱	3
	扩音喇叭	3
	婴幼儿漂浮床	4
	救生船（双发延程飞行的飞机）	4
	紧急定位信标（双发延程飞行的飞机）	2
	滑梯救生船	4
	救生包	4
驾 驶 舱 应 急 设 备 及 数 量	灭火瓶	2
	防烟护目镜	4
	机组氧气设备	1
	消防斧	1
	逃离绳索（窗用）	2
	机组救生衣	4
	应急手电筒	4
	耐火手套	1

7.2 水/污水系统

民用运输机水系统包括饮用水系统和污水系统。饮用水系统储存一定量的饮用水，并通过分配管路输送到所有的厨房和厕所，供乘务员和旅客使用。污水系统包括废水系统和马桶污水系统：废水系统收集厨房和厕所洗手盆用过的废水和舱门门槛处的雨水，并通过排放口排到机外；马桶污水系统抽吸冲刷马桶后的污水，将其暂时存储在污水箱内，飞机勤务时由污水车抽走。

7.2.1 饮用水系统

1. 饮用水系统组成

飞机饮用水系统包括水箱、水量指示系统、水箱增压系统、水勤务面板和分配管路及排放系统组成，典型饮用水系统如图 7.2-1 所示。

(1) 水箱和水量指示系统

水箱位于客舱地板的下面，存储飞行中所需的饮用水。水箱由玻璃纤维复合材料制成并有隔热层保护，防止水结冰。水箱上部有加水管、溢水管和增压空气管，水箱下部设有供

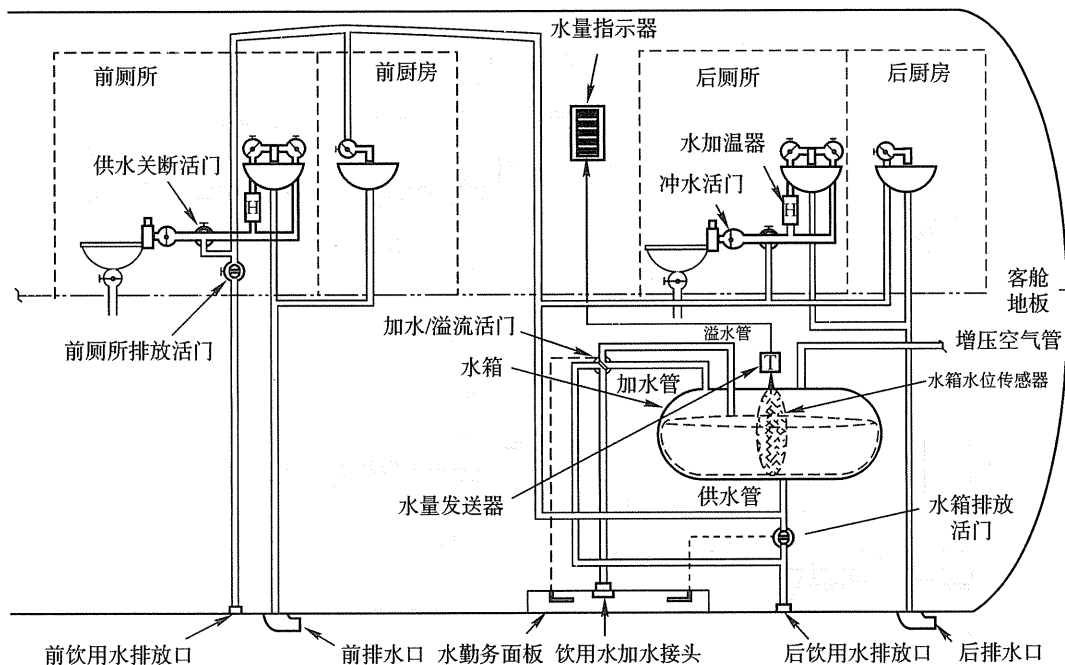


图 7.2-1 典型飞机饮用水系统组成

水管。

当加水时，打开加水/溢流活门，并将加水软管接在饮用水加水接头上，水从加水管进入水箱。当水箱内水位达到溢水管高度时，水从溢水管溢出，因此水箱的最大储水量由溢水管（竖管）的高度决定。增压空气管为水箱提供的增压压力使水通过供水管道输送到厨房和厕所等用水点。

水箱内有电容式水位传感器，一般为焊接在水箱内衬里和水箱本体结构之间的铜网，将水位的变化变成电信号，并由水箱外的水量发送器送到位于客舱服务员面板上的水量指示器上。

（2）水箱增压系统

水箱增压系统（见图 7.2-2）为水箱提供增压气体。飞机在飞行时，增压系统的压力来自飞机的气源系统（即发动机压气机引气或 APU 引气）。引气经过气滤、压力调节器和单向活门供向水箱，管路中的释压活门限制系统最高压力。

当飞机气源系统未启动（飞机在地面）或气源系统压力较低时，水箱上的压力限制电门控制空气压缩机启动，通过消音器吸气，为水箱提供增压压力。压缩机上的释压活门限制压缩机工作的最高压力。当飞机在地面打开水勤务面板时，空气压缩机切断电门打开，压缩机将停止工作。

（3）水分配系统

水分配系统为厨房供应冷水，为厕所洗手盆供应冷、热水。如图 7.2-1 所示，饮用水从水箱经供水管引入厕所的供水关断活门，经该活门分成两路输送到洗手盆：一路是冷水管路，直接引到水龙头；另一路是经过水加热器后的热水管路。当按压水龙头上的控制按钮时，打开阀门，调和的温水从水龙头流出。每次按压可维持一段时间（4~10 s）的流动。

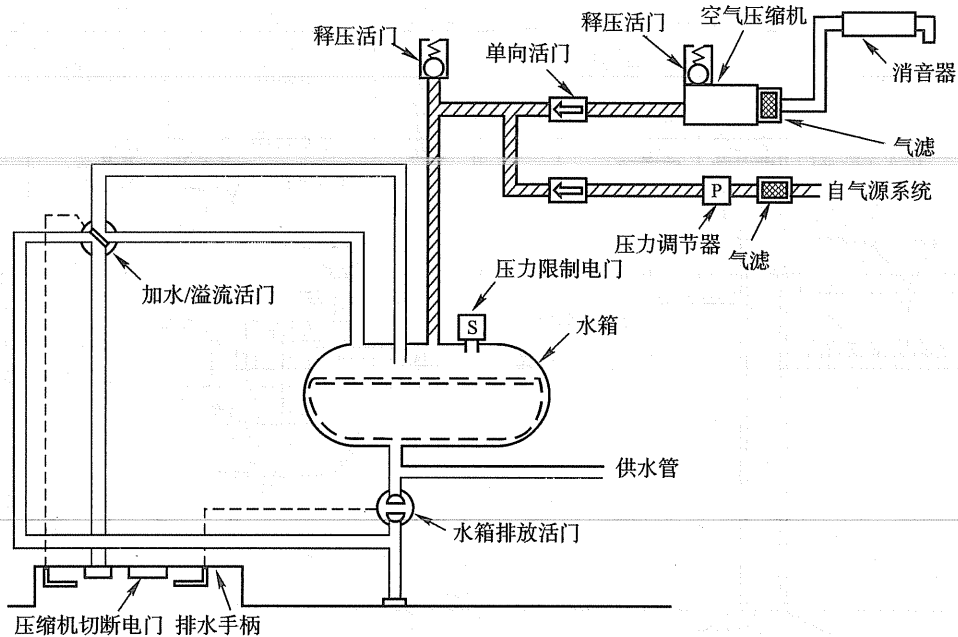


图 7.2-2 水箱增压系统

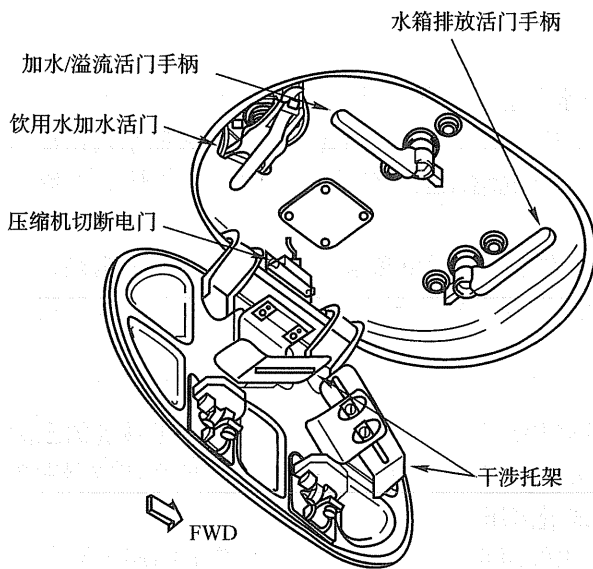


图 7.2-3 水勤务面板

洗手盆有一条排水管和一条溢水管，两条管路在洗手盆下面汇合，将使用后的废水经废水排放竖管排出机外。为防止废水排放口结冰，排放管内设有电加温元件。当维护厕所时，应将供水关断活门关闭，防止维护过程中漏水。

2. 水系统维护

为防止水箱内滋生细菌，饮用水系统必须定期排干并加入新鲜的饮用水。饮用水的排放间隔最长不超过 3 天，具体期限参考飞机维护手册或航空公司的具体规定。排水操纵从水勤务面板（见图 7.2-3）进行，打开水箱排放活门和前厕所排放活门，将水箱和马桶、管路中的水彻底排净。另外，当飞机在寒冷的天气停放

时，也必须将饮用水系统完全排空。

7.2.2 污水系统

污水系统包括废水系统和马桶污水系统：废水系统收集厨房和厕所洗手盆用过的废水和舱门门槛处的雨水，并通过排放口排到机外；马桶污水系统抽吸冲刷马桶后的污水，将其暂

时存储在污水箱内,飞机勤务时由污水车抽走。

1. 废水排放系统

在厕所和厨房分别设置了废水排放口,在机身下部装有废水排放竖管。前厕所和前厨房的废水通过机身中部的排放竖管排到机外,后厕所和后厨房的废水通过机身后部的排放竖管排到机外。排放口内部装有电热防冰元件。

另外,废水排放系统还包括舱门雨水排放功能。在登机门和厨房勤务门的门槛内侧,地板上设有雨水收集沟,收集沟两端有排水孔连接到废水排放管道。排水管道经过一个储水囊,并连接到机外的排水口。在储水囊内有一个弹簧加载的挡板活门,该活门在飞机不处于增压状态时打开,当飞机处于增压状态时关闭。

因此,当飞机在空中飞行时,收集的雨水储存在储水囊内,当飞机着陆后,挡板活门打开,雨水经排放口排出机外。

2. 马桶污水系统

每个厕所有一套马桶污水系统,用来存储冲刷马桶的污水。在地面勤务时,可用污水车将污水抽走,并冲洗污水箱。马桶污水系统有两种类型,一种是循环污水系统,另一种是真空污水系统。

(1) 循环污水系统

循环污水系统是利用存储在污水箱内的污水冲洗马桶:每次使用马桶后,按压水电门,冲水定时器接通马桶冲洗泵一定时间,冲洗泵将污水箱内的液体经过滤增压后喷射到马桶内进行冲洗工作。冲洗后,所有污物进入污水箱储存起来。

飞机到地面后,打开污水排放活门,使用污水车抽走污水箱内的污物。通过冲洗接口向污水箱内喷射冲洗水流,对箱壁和冲洗泵滤网进行冲洗,冲洗水流经排放活门抽出机外。冲洗后,应向污水箱内添加除臭液、染色剂和消毒剂的混合液。

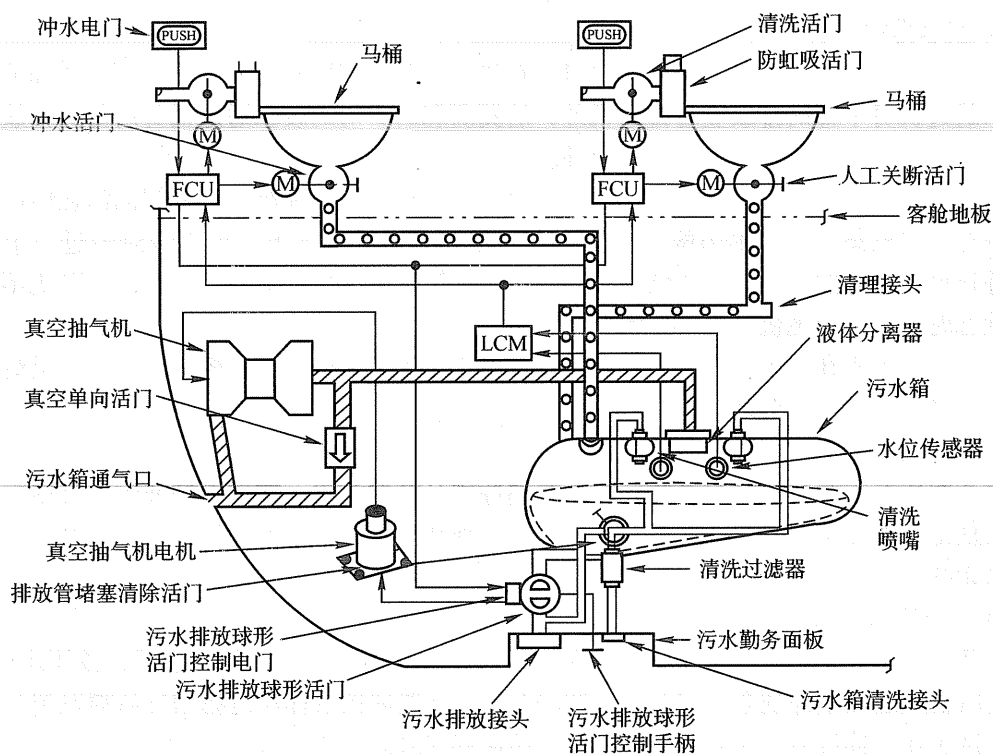
(2) 真空污水系统

现代许多飞机厕所采用更加卫生、省水的真空污水系统。冲洗马桶的水不再是来自污水箱内的污水,而是来自饮用水系统的洁净水,大大改善了马桶冲洗的卫生条件。图 7.2-4 所示为真空污水系统原理图。

清洗活门为马桶冲水提供水源。清洗活门是一个带有内部过滤器的电磁控制提动活门。当饮用水系统未增压时,清洗活门打开并自动排空。防虹吸活门防止抽水马桶内的水倒流入饮用水系统。冲水活门保持抽水马桶和污水管路之间的通路关闭。该活门打开,可使污物从抽水马桶进入污水管道并进入污水箱。冲水活门是一个电动可逆转动的蝶形活门。

当使用完马桶后,按压冲水电门,向冲水控制器(FCU)发送信号,FCU 在逻辑控制器(LCM)控制下,启动冲水循环:如果飞机高度低于 16,000 ft,且污水排放球形活门关闭,则真空抽气机工作。冲水循环启动一定时间后(一般为 1 s),FCU 打开清洗活门:清洗活门打开较短,在这段时间内,少量水(一般为 8 oz)进入抽水马桶,之后 FCU 关闭清洗活门。接下来,FCU 打开冲水活门,马桶内污物在座舱压力及真空抽气机形成的真空作用下被吸入污水箱,然后 FCU 关闭冲水活门。真空抽气机在持续工作一段时间后停止工作。FCU 准备下一冲水循环。

如果冲水活门在接到打开或关闭命令一段时间内没有打开或关闭,则认定冲水活门已经卡滞。卡滞发生后,正常的冲水循环后将是一个干冲水循环。在干冲水循环中,只有冲水活



门打开或关闭，即干冲水循环中不使用清洗水。如果卡滞消除，则冲水循环返回正常状态。

当飞机在地面时，可通过污水勤务面板排放污水箱内的污物，并通过清洗接头对污水箱进行清洗。

参 考 文 献

- 1 李幼兰编著. 飞机结构与强度. 中国民航学院, 1997
- 2 宋静波编著. 飞机构造基础. 北京: 航空工业出版社, 2003
- 3 张铁纯主编. 航空器机械附件修理. 北京: 中国科学文化出版社, 2003
- 4 田秀云主编. 飞机结构维修理论与技术. 香港: 香港慧文国际出版有限公司, 1999
- 5 张宏伟主编. 航空器起落装置修理. 北京: 中国科学文化出版社, 2003
- 6 中国民航学院飞机教研室编. 飞机结构与系统. 北京: 兵器工业出版社, 2001
- 7 陶梅贞主编. 现代飞机结构综合设计. 西安: 西北工业大学出版社, 2001
- 8 王志瑾, 姚卫星编著. 飞机结构设计. 北京: 国防工业出版社, 2004
- 9 钟长生编. 民用飞机机体结构与安全. 成都: 西南交通大学出版社, 2004
- 10 MD-82 飞机设计分析. 北京: 航空工业出版社, 1990
- 11 中国民用航空条例. 第 25 部. 中国民用航空局, 1985
- 12 飞机构造学教程. 第一分册. 中国人民解放军空军司令部, 1973
- 13 《航空制造工程手册》总编委会主编. 航空制造工程手册. 北京: 航空工业出版社, 1993
- 14 寿荣中, 何慧珊编著. 飞行器环境控制. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003
- 15 酆正能主编. 飞行器结构学. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003
- 16 《飞机设计手册》总编委会编. 飞机设计手册. 北京: 航空工业出版社, 2003
- 17 范玉青编著. 现代飞机制造技术. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1999
- 18 Michael C. Y. NIU, Airframe Structural Design. California: CONMILIT PRESS LTD. 1988
- 19 AIRFRAME AND POWERPLANT MECHANICS AIRFRAME HANDBOOK. U. S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION
FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. 1976
- 20 B737 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 2001
- 21 B747-400 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 2002
- 22 B757 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 2003
- 23 B767 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 2001
- 24 B777 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL BOEING COMPANY. 1999
- 25 A320 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL AIRBUS COMPANY. 1998
- 26 A&P Technician: Airframe textbook JS312692-003 ISBN 0-88487-205-1 Jeppesen Sanderson
- 27 EHJ palloff, Aircraft Electrical Systems John Wiley & Sons, Inc. Newyork
- 28 Aircraft Maintenance Tom Amor and Denis Peters Australian Government Publishing Service Canberra
- 29 Aircraft Maintenance and Repair, by Ralph D. Bent and James L. Mckinley Gregg Division, McGraw-Hill
Book Company, 1980
- 30 Aircraft and Powerplant Mechanics, General Handbook U. S. Department of transportation, Federal Aviation Ad-
ministration, 1976
- 31 Aircraft Electricity and Electronics. By Ralph D. Bent and James L. Mckinley Gregg Division McGraw-Hill
book Company. ISBN 0-07-004793-6
- 32 Westinghouse Overhaul Manual: Generator Control Unit 947F945-1 Westinghouse

责任编辑：朱丽均
封面设计：李 晖

民用航空器维修基础系列教材目录

电工基础(ME、AV)

电子技术基础(AV)

电子技术基础(ME)

空气动力学和维护技术基础(ME、AV)

人为因素和航空法规(ME、AV)

涡轮发动机飞机结构与系统(ME-TA)

涡轮发动机飞机结构与系统(AV)

直升机结构与系统(ME-TH、PH)

活塞发动机飞机结构与系统(ME-PA)

燃气涡轮发动机(ME-TA、TH)

活塞发动机(ME-PA、PH)