

军队“2110工程”系列教材

飞机附件检修

FEIJI FUJIAN JIANXIU

杜来林 宋晓军 著



航空工业出版社

军队“2110工程”系列教材

飞机附件检修

杜来林 宋晓军 著

航空工业出版社
北京

内 容 提 要

本书是军队“2110工程”系列教材之一,是依据航空修理专业人才培养方案而编写的。主要论述了飞机各系统的组成及功能、飞机附件类型和功能、飞机附件故障诊断、飞机附件失效分析、飞机附件修理工艺原理、典型附件修理方法、飞机液压附件的试验、地面试验设备的设计与维护,以及油液的污染与控制等内容。较全面地反映了近年来我军在飞机附件检修方面取得的经验和成果。

本书主要供航空修理专业本科班教学使用,也可供从事航空修理工程专业的研究单位、部队和工厂的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞机附件检修/杜来林,宋晓军著. —北京:航空工业出版社,2006.12

ISBN 7-80183-849-1

I. 飞... II. ①杜...②宋... III. 飞机附件—检修
IV. V267

中国版本图书馆CIP数据核字(2006)第123940号

飞机附件检修 Feiji Fujian Jianxiu

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里14号 100029)

发行部电话:010-64919539 010-64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2006年12月第1版

2006年12月第1次印刷

开本:787×1092

1/16

印张:17.625

字数:462千字

印数:1—3000

定价:36.00元

前 言

《飞机附件检修》是军队“2110 工程”系列教材之一。随着航空技术的发展,新型飞机不断装备部队,飞机主要系统部附件的结构与检修方法发生了根本性的变化。为此,我们以国内外飞机附件检修理论与实践的成功经验为参考,以我军飞机附件检修与发展的现状为基础,通过多年的科研和教学实践,并查阅了大量的相关资料,编写了本书。

本书立足于培养面向 21 世纪人才,贯彻理论联系实际、学以致用原则,注意吸收当前设备与元件检修行业中的新知识、新技术、新工艺和新方法,在内容选取上,适当扩宽知识面,加强针对性,注重理论与实践相结合、理论与经验相结合、经验与技术相结合,以培养学生分析问题和解决问题的能力。

全书共分 9 章,主要论述了飞机各系统的组成和功能、飞机附件类型和功能、飞机附件故障诊断、飞机附件失效分析、飞机附件修理工艺原理、典型附件修理方法、飞机液压附件的试验、地面试验设备的设计与维护,以及油液的污染与控制等内容。

本书由空军第一航空学院杜来林、宋晓军著。杜来林负责第 1 章、第 5 章、第 7 章、第 8 章、第 9 章,宋晓军负责第 2 章、第 6 章,刘保国负责第 3 章、第 4 章。全书由杜来林、宋晓军统稿,吕伯平教授主审。

本书借鉴了一些学者的思想观点,参考了部分学术著作,在此一并表示感谢。由于作者水平有限,书中难免有错误和不妥之处,恳请广大读者批评指正。

作 者

2006 年 5 月 10 日

目 录

第1章 绪论	(1)
1.1 液压(气动)系统	(1)
1.2 飞机操纵系统	(1)
1.3 空气调节系统	(2)
1.4 燃油系统	(3)
1.5 起落装置系统	(3)
1.6 座舱盖操纵系统	(4)
1.7 弹射救生系统	(5)
1.8 防火系统	(5)
1.9 发动机操纵系统	(5)
第2章 飞机附件类型和功能	(6)
2.1 能源附件	(6)
2.1.1 柱塞泵	(6)
2.1.2 齿轮泵	(11)
2.2 控制附件	(14)
2.2.1 压力控制附件	(15)
2.2.2 流量控制附件	(21)
2.2.3 方向控制附件	(25)
2.3 执行附件	(32)
2.3.1 液压缸	(32)
2.3.2 液压马达	(38)
2.4 辅助附件	(39)
2.4.1 滤油器	(39)
2.4.2 蓄能器	(42)
2.4.3 液压导管和管接头	(45)
2.4.4 油箱	(48)
第3章 飞机附件故障诊断	(51)
3.1 附件故障诊断概述	(51)
3.1.1 故障诊断的目的和意义	(52)
3.1.2 故障的定义和形成发展	(52)
3.1.3 故障诊断技术的基本内容	(53)

3.1.4	故障诊断技术分类	(55)
3.2	故障诊断基本方法	(57)
3.2.1	故障检测方法	(58)
3.2.2	信号处理	(63)
3.2.3	识别理论	(71)
3.2.4	预测技术	(74)
第4章	飞机附件失效分析	(84)
4.1	失效的概念与形式	(84)
4.1.1	失效的概念	(84)
4.1.2	主要失效类型	(84)
4.2	表面损伤失效分析	(85)
4.2.1	表面磨损失效	(86)
4.2.2	表面接触疲劳失效	(89)
4.2.3	表面腐蚀失效	(91)
4.3	疲劳断裂失效分析	(97)
4.3.1	疲劳应力	(97)
4.3.2	疲劳断裂特征	(99)
4.3.3	疲劳断裂的影响因素及预防	(105)
第5章	飞机附件修理工艺原理	(107)
5.1	飞机附件通用检修技术	(107)
5.1.1	磨损零件的修复原则	(108)
5.1.2	磨损零件的修理尺寸	(108)
5.1.3	附件修理通用技术要求	(109)
5.1.4	试验	(114)
5.1.5	保险	(114)
5.2	焊接修理工艺原理	(116)
5.2.1	维修焊接方法	(116)
5.2.2	氩弧焊	(117)
5.2.3	堆焊	(120)
5.3	表面修理工艺原理	(122)
5.3.1	电刷镀	(122)
5.3.2	热喷涂	(124)
5.4	零件研磨工艺原理	(128)
5.4.1	研磨概论	(128)
5.4.2	影响研磨效率的因素	(128)
5.4.3	材料的可加工性与研磨余量	(129)
5.4.4	磨料与研磨剂	(130)
5.4.5	研磨工具	(134)

5.4.6 研磨工具的材料	(137)
5.4.7 研磨方法	(137)
5.4.8 零件的珩磨	(145)
5.5 橡胶密封件的配制	(147)
5.5.1 密封材料及性能	(147)
5.5.2 密封件的制作方法	(149)
5.5.3 橡胶密封圈的模具设计	(151)
5.5.4 橡胶密封圈的压制方法	(160)
第6章 典型附件修理方法	(162)
6.1 液压泵修理	(162)
6.1.1 液压泵常遇故障	(162)
6.1.2 液压泵分解	(165)
6.1.3 液压泵检查和修理	(166)
6.1.4 液压泵装配与测试	(170)
6.1.5 液压泵试验	(170)
6.2 控制附件修理	(171)
6.2.1 溢流阀 YYF-2 修理	(171)
6.2.2 电磁换向阀修理	(174)
6.2.3 等量协调阀 YLF-5B 修理	(176)
6.3 作动筒修理	(178)
6.3.1 作动筒常遇故障及原因分析	(180)
6.3.2 作动筒分解	(180)
6.3.3 作动筒检查和修理	(180)
6.3.4 作动筒装配	(181)
6.3.5 作动筒试验	(181)
第7章 飞机液压附件的试验	(184)
7.1 强度试验	(184)
7.1.1 静压试验	(184)
7.1.2 耐压试验	(184)
7.1.3 静力试验	(185)
7.1.4 破坏试验	(185)
7.2 密封性试验	(185)
7.2.1 外部密封性试验	(186)
7.2.2 内部密封性试验	(186)
7.3 性能试验	(187)
7.3.1 液压系的性能试验	(187)
7.3.2 液压马达性能试验	(190)
7.3.3 溢流阀的性能试验	(193)

7.3.4	减压阀性能试验	(195)
7.3.5	换向阀性能试验	(196)
7.3.6	调速阀性能试验	(197)
7.3.7	分流—集流阀性能试验	(198)
7.3.8	作动筒性能试验	(200)
7.3.9	电液伺服阀静态性能试验	(202)
7.3.10	电液比例压力控制阀静态性能试验	(205)
7.3.11	电液比例流量控制阀静态性能试验	(206)
7.3.12	电液比例方向控制阀静态性能试验	(207)
7.4	环境试验	(209)
7.4.1	高温、低温试验	(209)
7.4.2	振动试验	(209)
7.4.3	过载试验	(209)
7.5	寿命试验	(209)
7.5.1	耐久性试验	(209)
7.5.2	冲击压力试验	(210)
第8章	地面试验设备的设计与维护	(211)
8.1	试验设备的设计要求及步骤	(211)
8.1.1	对试验台的基本要求	(211)
8.1.2	明确设计要求	(211)
8.1.3	设计步骤	(212)
8.1.4	工况分析	(212)
8.1.5	系统主要参数的确定	(212)
8.1.6	绘制液压系统工况图	(213)
8.1.7	制定基本方案	(213)
8.1.8	绘制系统原理图	(214)
8.1.9	拟定系统原理图时应注意的问题	(214)
8.1.10	元件装置总体布局	(215)
8.1.11	绘制正式工作图并编写技术文件	(215)
8.2	试验设备能源元件	(215)
8.2.1	液压泵的选择	(216)
8.2.2	电动机的选择	(216)
8.2.3	液压源的超压保护	(217)
8.3	试验设备控制元件	(218)
8.3.1	对控制元件的基本要求	(218)
8.3.2	控制阀的选择	(218)
8.4	试验设备执行元件	(218)
8.4.1	选定工作压力	(218)
8.4.2	确定执行元件的结构参数	(219)

8.5 试验设备辅助元件	(219)
8.5.1 概述	(219)
8.5.2 系统的油温控制	(220)
8.6 试验设备的测量元件	(222)
8.6.1 压力参数的测量	(222)
8.6.2 流量参数的测量	(226)
8.6.3 温度参数的测量	(231)
8.6.4 其他参数的测量	(236)
8.7 试验设备的维护	(239)
8.7.1 液压系统的安装	(239)
8.7.2 液压系统的调试	(240)
8.7.3 试验设备的使用维护	(241)
第9章 油液的污染与控制	(244)
9.1 污染物的种类与特性	(244)
9.1.1 污染物的种类	(244)
9.1.2 固体颗粒污染物的特性	(245)
9.2 污染物分析	(248)
9.2.1 光谱分析法	(248)
9.2.2 X射线分析法	(249)
9.2.3 铁谱分析法	(252)
9.2.4 样液的抽取和准备	(255)
9.3 油液污染度等级	(257)
9.3.1 油液污染度表示方法	(257)
9.3.2 NAS 1638 污染度等级	(258)
9.3.3 ISO 4406 污染度等级	(259)
9.4 污染控制的因素与措施	(263)
9.4.1 污染源及控制措施	(263)
9.4.2 元件和系统的清洗	(264)
9.4.3 防止污染侵入的主要措施	(265)
9.4.4 油液的更换	(267)
9.5 液压系统污染控制管理规范	(268)
参考文献	(271)

第1章 绪 论

1.1 液压（气动）系统

飞机液压系统由两个独立的分系统组成，即第一液压系统（又称主系统）和第二液压系统（又称助力系统）。两个系统的附件和传动装置既有相同部分，也有不同部分。

一般情况下，第一液压系统用来操纵水平尾翼（简称平尾）、方向舵、襟副翼、前缘襟翼、左进气道调节板、左进气道防护栅、起落架收放和起落架舱门打开与关闭；起落架收上时机轮自动刹车、前轮转弯、主轮起飞线刹车和应急刹车、脚蹬行程限制器、舵机等。第二液压系统用来操纵水平尾翼、方向舵、襟副翼、前缘襟翼、右进气道调节板、右进气道防护栅、减速板收放、主起落架机轮主刹车、驾驶杆倾斜限制器、舵机等。

这两个系统都是封闭式的，工作液同大气没有接触。液压系统由下述功能系统组成。

(1) 供压系统。向用压设备输送所需流量和压力的液压油。其组成为变量柱塞泵、液压油箱、滤油器、安全阀、燃油液压油散热器、地面液压源接头、传感器和信号器、管路系统等。

(2) 平尾、方向舵、襟副翼、前缘传动系统。其组成为舵机、分配机构、作动筒、减压器、节流器、管路系统等。

(3) 减速板操纵系统。其组成为电磁阀、作动筒、节流器、管路系统等。

(4) 进气道调节板和防护装置操纵系统。其组成为操纵附件、电磁阀、作动筒、节流器、收上位置锁、管路系统等。

(5) 起落架收放系统。其组成为电磁阀、作动筒、放下位置锁、收上位置锁、管路系统等。

(6) 应急放起落架系统。其组成为应急放手柄装置、气压电磁阀、管路系统等。

(7) 机轮液压刹车系统。其组成为减压器、单向阀、调制器、两用阀、刹车压力传感器、自动防滑装置、离心式传感器、自动刹车作动筒、管路系统等。

(8) 驾驶杆行程限制器系统。其组成为电动液压阀、附加载荷机构连接作动筒、单向阀、管路系统等。

飞机气动系统用于刹车和应急放起落架。气动系统使用压缩氮气作为工作介质，通过充气阀将氮气（或压缩空气）充进主起落架缓冲支柱内的独立腔体（应急气瓶）。气动系统组成为充气阀、应急气瓶、气压电磁阀、应急放手柄、管路系统等。

1.2 飞机操纵系统

飞机操纵系统由水平尾翼操纵系统、襟副翼操纵系统、方向舵操纵系统和前缘襟翼操纵系统组成。水平尾翼操纵系统、襟副翼操纵系统、方向舵操纵系统是用来供飞行员实施对飞

机的纵向、横向和航向操纵，以改变或保持飞机的飞行状态。

飞机纵向操纵（俯仰操纵）由左、右平尾的同步偏转来实现的，它取决于驾驶杆的前、后偏转，借助电传操纵系统实现由驾驶杆到平尾的远距离运动传递。

横向操纵（倾斜操纵）是由襟副翼和左、右平尾的差动偏转及方向舵偏转来实现的，它取决于驾驶杆的左、右偏转和借助电传操纵系统信号，通过刚性（机械）传动装置，实现由驾驶杆到襟副翼和方向舵的运动传递。

航向操纵由方向舵的偏转来实现，通过刚性（机械）传动装置，实现由脚蹬到方向舵的运动传递。

前缘襟翼操纵系统用来改善飞机起飞、着陆性能和机动飞行特性。操纵分为自动和人工操纵，在自动状态下，前缘襟翼根据迎角给出的信号，自动偏转前缘襟翼。

在所有的操纵通道内，均安装有电动液压传动装置——液压舵机。液压舵机工作为不可逆随动式，此时舵面铰链力矩不能传到驾驶杆和脚蹬上。为了给飞行员形成操纵感觉，在通道内均装有弹簧载荷机构。为了平衡驾驶杆力和脚蹬力，在通道内还装有调效电动机构。

电传操纵系统保证飞机在纵向、横向和航向的稳定性和操纵性所需的特性。极限状态限制系统用来限制极限迎角和过载，由电信号控制舵机来限制驾驶杆纵向位移。航向稳定性自动装置（航向阻尼器）用来改善飞机航向稳定性和操纵性。附加载荷机构用来防止横向操纵过量，在大迎角时使驾驶杆产生附加载荷来限制驾驶杆在倾斜方向的移动。

1.3 空气调节系统

2

飞机在飞行中，飞行高度和速度不断变化，外界大气温度、压力和气候变化剧烈，为了满足人的正常生理需要，给飞行员创造一个良好的工作环境，除飞机座舱采用气密结构外，在飞机上还装有空气调节系统（简称空调系统）。空调系统具有两个主要功能：其一，保证飞行员在座舱内的工作条件，即维持座舱内规定的压力和温度，给座舱通风，给飞行员散热，防止水汽凝结在风挡玻璃上；其二，保证飞机电子设备的工作条件，即对电子设备进行冷却和增压。除此两项主要功能外，还从空调系统中引出一些空气，为燃油增压，为电瓶箱和通风服通风，为气动装弹推动器供气。

空调系统使用的压缩空气来自发动机第7级高压压气机，其最大压力为2.28MPa，最高温度为600℃。为了防止从一台发动机来的压缩空气进到另一台发动机的压气机，在引气管路和总管路之间装有单向阀。增压空气经总管路汇合后进入压力调节器，压力调节器将压力稳定至0.7~0.05MPa。

空气经压力调节器进入空气散热器，出来后分成“冷路”和“热路”。“冷路”中的空气经燃油空气散热器和涡轮冷却器两级冷却后再次分成两路，一路通向电子设备舱为设备散热，另一路通向座舱进行增压和温度调节。“热路”中的空气通过温度控制装置控制调节阀与“冷路”空气混合。

涡轮冷却器前“冷路”上装有除水器，涡轮冷却器出口后“冷路”上装有水分离器。当飞行高度在8000m以下时，因大气湿度大和水分离器可能结冰，温度调节器将水分离器入口处的空气保持在 $5 \pm 3^\circ\text{C}$ ；当飞行高度在8000m以上时，大气中基本无水分，此时已没有必要在水分离器入口处保持空气在 0°C 以上，因此，压力继电器在8000m高度时启动，涡轮冷却器出口处的温度控制值由 $5 \pm 3^\circ\text{C}$ 改变为 $-45 \pm 5^\circ\text{C}$ 。

座舱内装有座舱压力调节器和座舱排气阀。座舱后壁板右上方装有安全阀。

空调系统按各组成部分的功能可分为以下几个子系统。

(1) 空气的调节和分配系统：由管路系统和系统附件组成。管路系统由引气支管、引气总管、“冷路”和“热路”管路组成。这部分的系统附件包括两个单向阀、除水器、水分离器、空气混合器、地面通风接口单向阀、座舱供气开关、座舱玻璃加温供气开关、供气开关手柄、座舱压力调节器、电磁阀、空气流量传感器、调节装置、安全阀等。

(2) 冷却系统：由空气散热器、燃油—空气散热器、涡轮冷却器及送断阀组成。

(3) 温度调节系统：按功用又可分为涡轮冷却器出口后和水分离器出口前管路供气温度自动调节系统、座舱温度自动调节及手动调节系统。座舱温度调节由温度自动调节器、调节阀、座舱温度状态转换开关和 Ma 数信号器等组成。起飞前可设定期望自动保持温度值。在座舱加温状态下，进入座舱的空气最高温度由温度调节器限制在不超过 90°C ，以防座舱盖玻璃过热。当转换开关位于自动位置时，座舱内温度自动保持在 $15 \sim 25^{\circ}\text{C}$ 范围内。

(4) 电子设备空气冷却系统：用于向前设备舱和后设备舱提供冷却空气，以保证舱内温度在 $\pm 60^{\circ}\text{C}$ 范围内，向设备舱内电子设备组件直接提供冷却空气。为了保证组件所需冷却空气流量，在向组件供气的导管端面上装有固定式限流喷嘴。进入前设备舱的冷却空气用于冷却雷达，然后排入前设备舱以保持舱内温度为 $\pm 60^{\circ}\text{C}$ 范围。

(5) 电子设备液体冷却系统：用来保证前设备舱中的雷达工作时的温度范围。附件有泵、过滤器、温度传感器、压差信号器、单向阀、安全阀、膨胀箱、燃油液体传感器、散热器等。

(6) 电子设备增压系统：用于保证组件中规定的绝对压力。附件包括增压调节器、干燥器、单向阀和地面检查接管嘴。

1.4 燃油系统

燃油系统是用来保证飞机在所有工作状态下以一定的顺序从油箱向发动机供油，并利用燃油这一冷却源作为空调冷却系统、发电机滑油冷却系统、液压系统和雷达冷却系统的工作介质。

燃油系统包括四个整体油箱、加油系统的附件、设备和管路，能够进行重力加油和压力加油，实现不同加油方案。

燃油系统的附件有燃油泵、液动涡轮泵、电动离心泵、耗量表传感器、防火开关、燃油过滤器、液面信号传感器、控制阀、单向阀、电磁阀等。

1.5 起落装置系统

飞机起落装置系统用来保证飞机起飞、着陆和地面滑行。起落装置系统包括起落架、襟翼状态下的襟副翼、前缘襟翼、阻力伞装置。

起落架由左、右两个主起落架和前起落架组成。飞行时主起落架由收放作动筒向前收入中央翼主起落架舱内，前起落架则向前收入机身前起落架舱内。每个起落架舱均装有舱门和舱门收放作动筒、起落架收上位置锁和放下位置锁。此外，前起落架还装有液压操纵的前轮转弯系统。

主起落架支柱为套筒式缓冲支柱，其上装有盘式刹车的主机轮。前起落架为半摇臂式缓冲支柱，其上装有机轮。

主起落架支柱是起落架的主要受力构件，它承受飞机着陆和地面滑跑时的巨大载荷，吸收飞机着陆时的撞击能量。它的主要组件是外筒、活塞杆、带弹簧拉杆的锁杆、扭力臂。

外筒是高强度钢焊接结构，内部分成氮气腔和缓冲器腔。活塞杆是由高强度钢焊接成的薄壁管件，上部是缓冲器腔，下部固定机轮轴。外筒和活塞杆之间组成油气缓冲器，吸收着陆和滑跑时的冲击能量，并将它转换成热能而耗散掉。

前起落架支柱是前起落架主要受力件，承受前机轮传递的全部载荷，吸收前机轮撞击跑道的全部冲击能量。

飞机在地面滑行时，前轮操纵机构可以操纵前轮偏转（操纵状态），还可以抑制前机轮“摆振”（阻尼状态）。

阻力伞装置由阻力伞、阻力伞舱、阻力伞固定和抛放锁、舱门锁机构、电气控制系统组成。

1.6 座舱盖操纵系统

座舱盖位于座舱上部，由固定风挡和可开启的活动座舱盖（以下简称座舱盖）组成。座舱盖可沿导轨向后移动，在飞行员进出座舱时，可向后仰起张开。座舱盖的开启和关闭由舱盖操纵作动筒实施，它位于座舱后隔板后边。系统向作动筒供压时，活塞杆在初始行程打开通盖锁。当系统无压力时，用舱盖开启和锁定机构手柄手动实现座舱盖的开启和关闭。

座舱盖锁定在开启状态是靠舱盖开启和锁定机构增压阀自动关闭来实现的，此时液体不能从操纵作动筒下腔流出，故活塞杆处于锁定状态。

座舱盖锁定在关闭状态是靠舱盖连接锁实现的。舱盖连接锁的功用是连接活动舱盖和机身，将座舱盖锁在关闭状态。

操纵座舱盖开启和关闭使用座舱盖操纵手柄。座舱盖操纵作动筒的功用是实现座舱盖开启和关闭运动。它的一端固定在座舱后隔板的支架上，另一端与舱盖连接锁装置相连。

减压器组件由高压减压器、高压安全阀、单向阀、低压减压器、低压安全阀组成。

座舱盖手动开启和锁定系统的功用是当氮气系统无压力时，用它来开启和关闭座舱盖及将舱盖锁定于不同状态。它由座舱盖操纵作动筒、座舱盖手动开启和锁定机构、可逆阀和连接导管组成。座舱盖手动开启和锁定机构用来产生座舱盖液压操纵系统的压力，它由操纵阀、操纵开关、液压泵、气压作动筒、液压油箱、温度调节阀组成。

在紧急情况下通过氮气瓶直接向座舱盖操纵作动筒输送氮气和从应急燃爆系统输送燃爆气体的方法将活动座舱盖抛掉。接通应急抛盖气动系统和应急燃爆系统可用两种方法：拉动座舱右侧壁处的应急抛盖手柄（机械方法），拉动座椅弹射把手（机械电气方法）。

应急抛盖系统包括：座舱盖单独抛放手柄和钢索，应急系统的连接装置，应急火药燃气系统，应急气动系统。座舱盖单独抛放手柄用于飞行员没有弹射时抛放座舱盖，抛放座舱盖时按压手柄上的制动块并拉动手柄，此时手柄与导板啮合，拉断保险丝并启动钢索。

应急系统连接装置用来同时独立接通点火气瓶和应急开关，由传动摇臂、接通应急开关钢索、应急开关接通摇臂、燃气作动筒组成。燃气作动筒用于弹射时接通应急抛盖系统。

应急火药燃气系统用于产生燃爆气体，由点火气瓶和两用阀及连接导管组成。高压燃爆

气体由点火气瓶的燃爆弹的火药燃烧产生。

应急气动系统将气瓶高压氮气直接输给座舱盖操纵作动筒。系统由应急开关和导管组成。

1.7 弹射救生系统

弹射救生系统由弹射座椅、活动座舱盖的座椅联锁机构以及活动座舱盖的应急抛放系统组成。

当拉动座椅弹射手柄时,座椅弹射控制系统的电气操纵部分和机械操纵部分开始工作,当座舱盖没有抛掉时,联锁机构使座椅不能进行弹射。此时预定程序系统燃爆机构电气接通和机械接通;向头盔面罩电爆管发出电信号,电爆管工作将面罩放下;向座椅联锁机构发出电信号和机械信号;向飞行参数记录系统发出电信号;向接通座舱盖应急抛放系统燃气作动筒电爆管发出电信号,点火气瓶的打火销被拔出并接通应急气动开关;预定程序系统工作,自动实现肩部、腰部拉紧和限臂、抬脚动作;由座椅燃气传动装置实现座舱盖应急抛放系统备份机械接通。

1.8 防火系统

防火系统包括防火设备和灭火系统。

防火设备主要指防火结构性措施,如机体结构的防火密封防止火焰蔓延、发动机的通风散热、发动机漏油系统、燃油箱内聚氨酯泡沫塑料等。

灭火系统的功用是探测和扑灭发动机舱段内的火焰。灭火系统包括失火信号设备和灭火设备。

1.9 发动机操纵系统

发动机操纵系统用来改变发动机的工作状态。系统能保证对每台发动机独立操纵。

发动机操纵系统包括下列部件:油门操纵台,钢索密封接头,减速器,带滑轮的钢索传动装置,两个“油门手柄启动”终点开关机构,两个传感器。

油门操纵台由下述零组件组成:油门台壳体,两个带导轨的发动机油门操纵手柄,停车、慢车、最大加力、最小加力、全加力限动器,制动装置和夹布胶木滑轮。此外,在左、右油门手柄上装有其他系统的按钮和开关。

当油门操纵手柄置于“慢车”位置并按压“起动”按钮后,起动系统便自动使发动机起动,并且进入“慢车”状态。

当油门操纵手柄移动到“最大”位置时,发动机进入最大加力状态。当继续推进油门进入最小加力位置或全加力位置时,发动机进入最小加力或全加力状态。

第2章 飞机附件类型和功能

飞机液压系统是由若干具有特定功能的液压附件组成并完成某种具体任务的一个整体，通常包括以下5个部分。

(1) 能源附件：将原动机的机械能转换成液压能，如液压泵等。

(2) 执行附件：将液压能转换成机械能，如液压缸、液压马达、舵机等。

(3) 控制附件：对系统中的液体压力、流量及方向进行控制或调节，以满足工作装置对传动的要求，如各种控制阀、伺服阀等。

(4) 辅助附件：起辅助作用，如油箱、滤油器、蓄能器、导管、管接头及各种控制和检测仪表等。其作用是储存、输送、净化工作液及监控系统等。

(5) 工作介质：液压油液，是动力传递的载体。

2.1 能源附件

6

能源附件是飞机液压系统中的重要组成部分，它是将原动机（飞机发动机或电机）输入的机械能转变成液压能输出的能量转换装置。在飞机液压系统、燃油系统和滑油系统中，应用最为广泛的能源附件主要是柱塞泵和齿轮泵。

2.1.1 柱塞泵

柱塞泵的功用是向飞机液压系统、燃油系统和滑油系统提供高压油液，并在系统工作完毕后自动将供油量调节到零，以达到卸荷的目的。在飞机系统中，多采用轴向柱塞泵。柱塞泵是利用柱塞在缸体内作往复运动，使密封容积产生变化来实现吸油和排油。这种泵有许多优点：首先，构成密封容积的零件为圆柱形的柱塞和缸孔，配合精度较高，密封性能好，在高压下工作仍有较高的容积效率；第二，只需改变柱塞的工作行程就能改变流量，易于实现变量；第三，柱塞泵主要零件均受压应力，材料强度性能可得以充分利用。

轴向柱塞泵又分为直轴式轴向柱塞泵和斜轴式轴向柱塞泵。

2.1.1.1 直轴式轴向柱塞泵

图2-1所示为某飞机液压系统的主液压泵，是典型的直轴式轴向柱塞泵结构，泵的传动轴中心线与转子中心线重合。主要由两部分组成：主体部分和变量机构部分。主体部分主要有传动轴、斜盘、柱塞、转子、分油盘、调节活塞等部件；变量机构部分主要由配油柱塞、衬筒、滤油器和调压弹簧等组成。转子内装有9个柱塞，由传动轴带动旋转。柱塞的球形头部装在滑履的孔内，并可作相对滑动。转子在中心弹簧的作用下，其端面紧紧压在分油盘上，形成密封。在分油盘上开有两个通孔，称为吸油窗口和排油窗口。当传动轴带动转子旋转时，柱塞一方面随着转子旋转，另一方面作轴向往复运动从而改变密封容积的大小，这时，油液通过转子底部的通油孔、分油盘上的配油窗口及泵的进油和出油接头等，完成吸、排油工作。

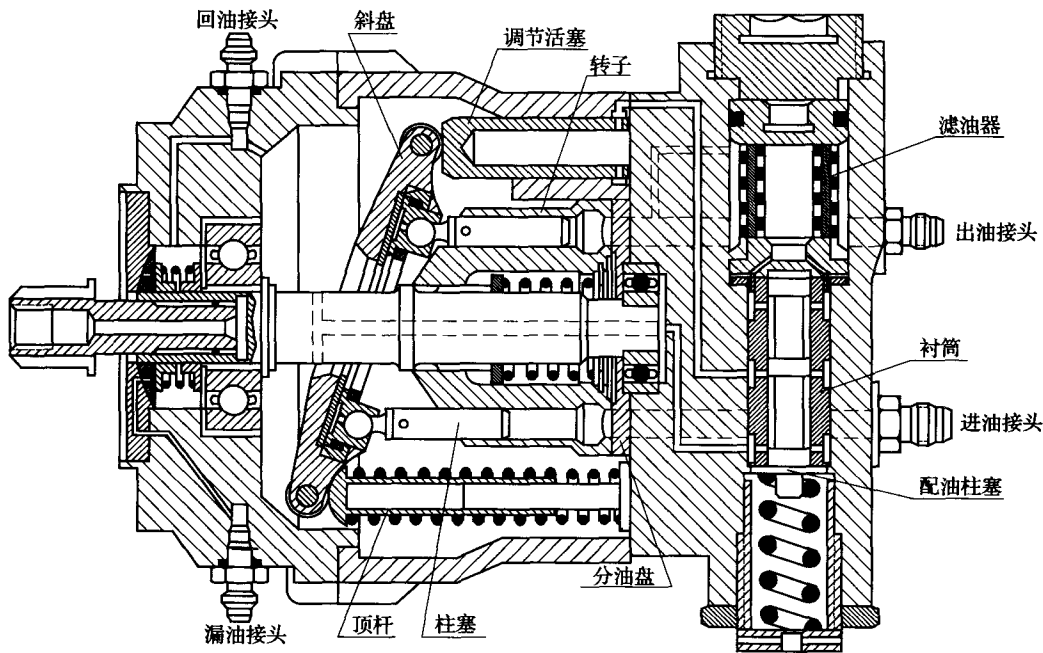


图 2-1 直轴式轴向柱塞泵结构图

2.1.1.2 斜轴式轴向柱塞泵

图 2-2 所示为某型飞机使用的斜轴式轴向柱塞泵结构图。和直轴式轴向柱塞泵一样，主要由两部分组成：主体部分和变量机构部分。主体部分主要有传动轴、万向轴、柱塞、转子、分油盘、摆架等部件；变量机构部分主要由配油柱塞、衬筒、滤油器和调压弹簧、调节套筒和导向杆等组成。与直轴式轴向柱塞泵相比，其转子中心用双绞式万向轴与传动轴相连，转子轴线相对于传动轴的轴线倾斜一个角度，改变转子的倾角，就可调节液压泵的供油

7

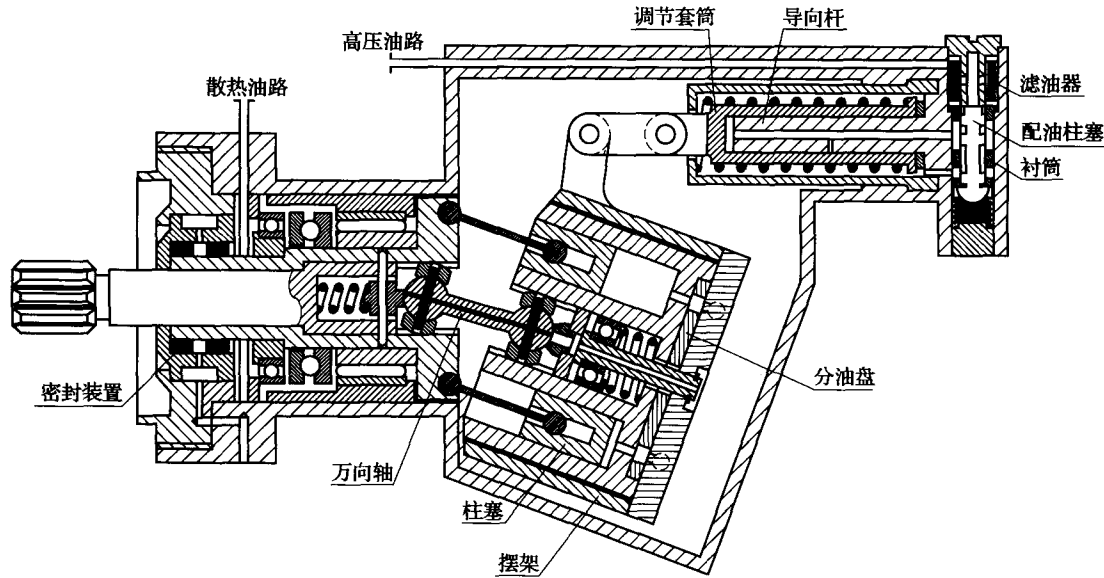


图 2-2 斜轴式轴向柱塞泵结构图

量。由于万向轴轴线与柱塞轴线夹角可以很小，大大减少了柱塞与缸孔间的侧向力，改善了磨损情况，因而允许缸体有较大的摆角，从而可以获得较大的排量范围。在进、出油接头内插有轴颈，轴颈是空心的，用于沟通油路和支承摆架。分油盘安装在分油器上的定位销上，它不能随转子旋转，分油盘的两条弧形槽上均开有卸荷槽。

2.1.1.3 变量机构调节原理

图2-1和图2-2所示柱塞泵的变量机构均由分油阀、定压弹簧、调节活塞（套筒）、回位弹簧等组成。分油阀的上端通过滤网与液压泵出口油压 p 相通，衬筒上有通油孔分别与调节活塞（套筒）内腔和回油路相通。分油阀根据 p 的变化控制调节活塞（套筒）来改变转子的倾斜角，调节液压泵的供油量。

(1) 液压泵不工作时，液压泵出口油压 p 为零，分油阀在定压弹簧作用下处于最上端位置，调节活塞（套筒）内腔经分油阀与回油路沟通。在回位弹簧作用下，转子处于最大倾斜位置，液压泵处于最大供油量状态。

(2) 液压泵工作时，如果飞机液压系统不进行传动工作，液压泵输出的油液只能充入蓄压器，液压泵出口油压 p 逐渐增大。但在 $p < p_r$ （额定工作压力）时，定压弹簧仍使分油阀保持在最上端位置，转子仍保持最大倾斜角。当 p 超过 p_r 时，在油液压力作用下，向下推动分油阀压缩定压弹簧，使调节活塞（套筒）内腔与回油路断开，并接通高压油液，调节活塞（套筒）伸出减小转子倾斜角，从而减小液压泵供油量。当液压泵的输出流量满足系统需求时，调节活塞将停止运动，斜盘将保持一定倾角。

(3) 如果 p 继续上升到最高压力 p_s 时，调节活塞（套筒）将转子倾斜角调节到一个很小的角度，柱塞注出的少量油液，全部经泵内间隙流回油箱，对外供油量为零。这时，液压泵出口油压 p 虽为最大值，但供油量为零，所以泵的输出功率为零，通常称液压泵处于“卸荷”状态。

2.1.1.4 供油性能分析

(1) 理论排量

图2-3为柱塞泵排量示意图。通过改变轴向柱塞泵斜盘倾角大小来改变柱塞行程长度，从而改变泵的排量。转子旋转1周，单个柱塞吸、排油1次，排出的油液称为理论排量。由图2-3可得出，单个柱塞的排量

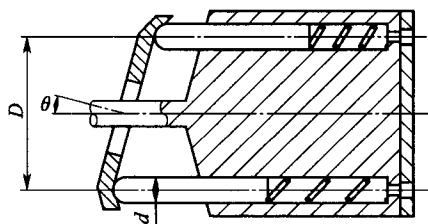


图2-3 柱塞泵排量

$$q = \frac{\pi}{4} d^2 D \tan \theta \quad (2-1)$$

则轴向柱塞泵的平均理论流量

$$Q_t = \frac{\pi}{4} d^2 n z D \tan \theta \quad (2-2)$$

式中： n ——转子转速；

z ——柱塞个数；

d, D, θ ——结构参数。

式(2-2)表明，对于已经使用的泵而言，在转速 n 一定的条件下，柱塞泵的理论供油量只取决于斜盘的倾角 θ ，只要调节斜盘倾角，就可改变泵的供油量。

实际上，由于柱塞在缸体孔中运动的速度不是恒速的，因而输出流量是有脉动的。轴向