

CAMAC

民用航空器维修人员执照培训教材

（第4册）

直升机结构和系统

（第一次修订）

本教材由中国民航维修协会推荐。版权所有

序 言

为支持行业规范按照中国民航局规章《民用航空器维修人员执照管理规则》（CCAR-66部）开展民用航空器维修人员执照培训和考试工作，受中国民航局飞行标准司委托，中国民航维修协会（CAMAC）组织编写了民用航空器维修基础知识培训系列教材，作为开展航空器维修基础知识培训参考的通用教材，并由飞行标准司以此为基础建立考试题库。本系列教材共分为6本，分别对应航空器维修基础知识培训模块如下：

《航空概论》对应模块M1；

《航空器维修》对应模块M2；

《飞机结构和系统》对应模块M3；

《直升机结构和系统》对应模块M4；

《航空涡轮发动机》对应模块M5；

《航空活塞发动机》对应模块M6。

以上系列教材的初版由中国民用航空维修协会组织下设的CCAR-147委员会编制，力求通俗易懂，图文并茂，突出实际应用。2021年，中国民用航空维修协会组织部分航空院校专家成立了维修人员执照专业委员会，于2023年4月开始对初版教材进行了全面修订（第一次修订），以强化概念清晰、理论正确、知识点全面，并全面优化了引用图表。在此，对CCAR-147委员会、维修人员执照专业委员会各单位和专家（具体详见协会官方网站http://www.camac.org.cn/）一并表示感谢，并特别鸣谢中国商飞、航空工业相关单位的大力支持。

尽管组织大量行业内专家合力编写和修订，但由于涉及知识面广及时间有限，难免存在诸多不足，敬请各位专家和读者及时指出，以便再版时加以改进。

中国民用航空维修协会

2024年12月5日

目 录

序　言.....I

第 1 章 典型直升机结构.....1

1.1 直升机结构概述.....1

1.1.1 机身结构概述.....1

1.1.2 桁架式结构.....3

1.1.3 承力蒙皮结构.....3

1.1.4 航空器材料.....4

1.2 直升机区域划分和识别.....8

1.2.1 直升机站位识别系统.....8

1.2.2 直升机结构分区.....9

1.3 排放通风系统安装和防雷击.....11

1.3.1 排放.....11

1.3.2 通风要求.....13

1.3.3 系统安装.....14

1.3.4 防雷击.....14

1.4 直升机部件的连接.....16

1.4.1 尾梁和安定面的连接.....16

1.4.2 窗户.....17

1.4.3 舱门.....19

1.4.4 发动机和主减速器的安装.....21

1.5 机身表面防护.....23

1.5.1 合金防护.....23

1.5.2 直升机油漆和保护性喷漆.....25

1.6 机身线性检查.....27

1.7 腐蚀和防腐.....28

1.7.1 腐蚀的基本原理.....28

1.7.2 航空器常用的防腐措施.....31

1.8 飞机载重与平衡.....33

1.8.1 飞机载重与平衡的基本知识 33
1.8.2 飞机载重方法与平衡控制 36
1.9 无损检测 39
1.9.1 渗透检测 39
1.9.2 超声波检测 43
1.9.3 涡流检测 46
1.9.4 射线检测 46
1.9.5 磁粉检测 47
第 2 章 飞行原理 49
2.1 升力和阻力 49
2.1.1 升力以及阻力的产生 49
2.1.2 直升机翼型的选择 51
2.2 悬停和地面效应 52
2.2.1 垂直飞行 52
2.2.2 悬停和地面效应 53
2.3 过渡飞行和转换飞行 54
2.3.1 过渡飞行 54
2.3.2 转换飞行 55
2.3.3 从悬停到前飞的机身姿态 55
2.4 发动机功率曲线 56
2.4.1 阻力变化 56
2.4.2 功率变化 57
2.5 相位角和陀螺进动 58
2.5.1 相位滞后 58
2.5.2 前置角 60
2.6 自转和拉姿态 61
2.6.1 自转 61
2.6.2 拉姿态 66
2.7 直升机的稳定性和一些特殊情况 67
2.7.1 速度限制和桨尖失速 67

2.7.2 涡环效应 68
2.7.3 机身姿态 68
2.7.4 直升机的稳定性 69
2.7.5 天气对起飞重量的影响 70
第 3 章 主旋翼系统 71
3.1 主旋翼系统概述 71
3.2 主旋翼桨叶 72
3.2.1 金属主旋翼桨叶 73
3.2.2 复合材料桨叶 76
3.3 主旋翼桨毂 79
3.3.1 桨毂的组成与种类简介 79
3.3.2 全铰接式主旋翼桨毂 80
3.3.3 无铰式主旋翼桨毂 87
3.3.4 无轴承式主旋翼桨毂 88
3.3.5 其他常见主旋翼桨毂 88
3.4 弹性橡胶部件 91
3.4.1 简介 91
3.4.2 弹性橡胶轴承 92
3.4.3 弹性橡胶减摆器 93
3.4.4 检查和维护 94
第 4 章 尾桨系统 95
4.1 尾桨叶 95
4.1.1 尾桨系统的结构与功能 95
4.1.2 尾桨叶 96
4.2 尾桨毂 98
4.2.1 尾桨毂组成与结构 98
4.2.2 几种典型的尾桨毂维护特点 101
第 5 章 传动系统 104
5.1 直升机传动系统的布局与分类 104
5.2 减速器 106

5.2.1 主减速器的功用 106
5.2.2 主减速器的结构 107
5.2.3 主减速器润滑系统 108
5.2.4 其它减速系统 112
5.2.5 维护特点 113
5.3 扭矩测量系统 116
5.3.1 油压式扭矩测量系统 117
5.3.2 霍耳效应传感器扭矩系统 117
5.3.3 变形测量仪电子扭矩系统 118
5.3.4 光电扭矩测量系统 119
5.4 自由轮、离合器与旋翼刹车 120
5.4.1 自由轮组件 120
5.4.2 离合器 121
5.4.3 旋翼刹车 123
5.4.4 传动轴及传动轴连接 125
5.5 传动系统监控 129
5.5.1 磁性金属屑探测器 129
5.5.2 油滤的污染控制 130
5.5.3 滑油光谱分析法 130
5.5.4 特殊事件后的检查 130
第 6 章 飞行操纵系统 134
6.1 典型的直升机飞行操纵系统 134
6.1.1 典型的直升机飞行操纵系统 134
6.1.2 直升机飞行操纵系统简介 140
6.1.3 操纵系统部件 144
6.2 主旋翼操纵 147
6.2.1 总距杆 147
6.2.2 周期变距杆 148
6.2.3 操纵复合摇臂 149
6.2.4 倾斜盘和星形件 152

6.3 尾桨操纵 157
6.3.1 常规式尾桨操纵系统 157
6.3.2 涵道式尾桨系统 157
6.3.3 NOTAR 反扭矩和航向操纵装置 158
6.4 操纵系统的工作方式 159
6.4.1 人工操纵 159
6.4.2 动力飞行操纵系统 160
6.4.3 液压助力器 166
6.4.4 感觉系统 169
6.5 配平操纵系统 173
6.5.1 配平调节 173
6.5.2 固定和可调安定面 176
6.6 直升机增稳系统 178
6.6.1 增稳简介 178
6.6.2 部件 178
6.6.3 俯仰通道 180
6.6.4 横滚通道 181
6.6.5 航向通道 181
6.7 平衡与校装 182
6.7.1 平衡与校装目的 182
6.7.2 典型的操纵校装程序 182
6.7.3 操纵系统限动装置 186
第 7 章 振动与平衡 188
7.1 直升机振动 188
7.1.1 振动的类型 188
7.1.2 振源分类 189
7.2 直升机减振措施 192
7.2.1 减振措施简介 192
7.2.2 减少/消除固有振动 193
7.3 桨叶静平衡 200

7.3.1 静平衡目的 201
7.3.2 静平衡步骤 201
7.4 锥体检查与调整 203
7.4.1 主桨锥体 203
7.4.2 预调锥体 206
7.4.3 锥体调整 206
7.4.4 尾桨叶振动调整 209
7.4.5 锥体检查程序 209
7.5 HUMS 系统 210
7.5.1 系统简介 210
7.5.2 振动水平的监测 211
7.5.3 直升机健康监控系统（HUMS-Health and Usage monitoring system） .. 212
7.6 地面共振 212
7.6.1 地面共振成因 212
7.6.2 地面共振预防措施 213
第 8 章 燃油系统 215
8.1 燃油系统概述 215
8.1.1 燃油系统的主要功能及特点 215
8.1.2 燃油系统基本结构及供油方式 215
8.2 航空燃油 217
8.2.1 航空燃油的种类及要求 217
8.2.2 航空汽油 217
8.2.3 航空煤油 218
8.2.4 航空燃油的质量要求 219
8.3 燃油系统各部件 220
8.3.1 燃油箱 220
8.3.2 燃油管路及固定 223
8.3.3 燃油活门 225
8.3.4 燃油泵 227
8.3.5 燃油滤 230

8.3.6 燃油加热及防冰保护 230
8.3.7 燃油指示 231
8.4 燃油系统排故与维护 234
8.4.1 燃油系统的渗漏 234
8.4.2 油箱修理 235
8.4.3 维修时注意事项 235
8.5 加油和放油 235
8.5.1 概述 235
8.5.2 飞机加/放油防静电 236
8.5.3 注意事项 238
8.5.4 典型机型加油、放油和放沉淀程序 238
第 9 章 液压系统 240
9.1 直升机液压系统和液压原理 240
9.1.1 液压传动原理 240
9.1.2 液压系统的组成 241
9.1.3 液压传动的特点 243
9.2 液压油及油箱 244
9.2.1 液压油 244
9.2.2 液压油箱 248
9.2.3 蓄（储）压器 249
9.3 液压泵 252
9.3.1 液压泵的基本工作原理 252
9.3.2 液压泵性能参数 253
9.3.3 液压泵的类型 255
9.3.4 液压泵的压力控制 258
9.3.5 辅助液压泵 260
9.4 液压控制元件 261
9.4.1 方向控制阀 261
9.4.2 压力控制阀 265
9.5 液压执行元件 271

9.5.1 作动筒工作原理 272
9.5.2 作动筒类型 272
9.5.3 作动筒辅助元件 274
9.6 液压辅助元件 276
9.6.1 液压油滤 276
9.6.2 密封 279
9.7 液压系统指示和警告 281
9.7.1 机载设备和指示装置 281
9.7.2 屏幕座舱式显示 282
9.8 典型液压系统部件识别 282
9.9 液压系统的常见维护 287
9.9.1 污染 287
9.9.2 液压油的灌充和系统排气 287
9.9.3 部件的库存 287
9.9.4 地面液压源的使用 288
9.9.5 液压系统维护注意事项 290
第 10 章 起落架系统 292
10.1 分类与结构 292
10.1.1 概述 292
10.1.2 起落架的分类 292
10.1.3 滑橇式起落架 293
10.1.4 轮式起落架 297
10.1.5 机轮 299
10.2 减震系统 303
10.2.1 减震器 303
10.2.2 起落架减震系统的维护 307
10.3 收放系统 307
10.3.1 起落架正常收放系统 308
10.3.2 起落架应急放下系统 312
10.3.3 起落架收放系统的维护 316

10.4 刹车系统 317
10.4.1 刹车组件 317
10.4.2 刹车系统 318
10.5 转弯系统 320
10.5.1 前轮自动定中 320
10.5.2 前轮中立锁 321
10.5.3 动力转向系统 322
10.6 指示和警告 325
10.6.1 灯光指示 325
10.6.2 警告系统 325
第 11 章 环境控制系统 327
11.1 通风及加温系统 327
11.1.1 座舱通风系统组成与结构 327
11.1.2 座舱加温系统组成与结构 328
11.2 制冷系统 328
11.2.1 蒸发循环制冷原理 328
11.2.2 空气循环制冷系统 331
第 12 章 仪表和显示系统 333
12.1 航空仪表概述 333
12.1.1 航空仪表的分类 333
12.1.2 航空仪表的发展历程与布局 333
12.1.3 航空仪表显示数据的基本“T”型格式 336
12.2 全静压系统及仪表 338
12.2.1 全压和静压 338
12.2.2 全静压系统与管路 341
12.2.3 高度表 343
12.2.4 空速表 347
12.2.5 升降速度表 350
12.3 陀螺仪 351
12.3.1 陀螺概述 351

12.3.2 地平仪工作原理 352
12.3.3 协调转弯仪 354
12.3.4 转弯侧滑仪和速率陀螺 355
12.4 罗盘 357
12.4.1 地磁 357
12.4.2 直升机磁场 359
12.4.3 直读式罗盘 361
12.4.4 远读式罗盘和陀螺磁罗盘 361
12.5 综合显示系统 364
第 13 章 通信系统 366
13.1 通信系统的组成与功能 366
13.2 高频通信系统 367
13.3 甚高频通信系统 369
13.4 驾驶舱语音记录系统 370
13.5 典型通信系统维护介绍 371
13.5.1 典型通信系统部件识别 371
13.5.2 典型通信系统常见维护及安全注意事项 374
第 14 章 导航系统 376
14.1 导航系统的组成与功能 376
14.2 无线电导航系统 377
14.2.1 自动定向机（ADF）系统 377
14.2.2 甚高频全向信标（VOR）系统 381
14.2.3 仪表着陆系统 382
14.2.4 全球定位系统(GPS) 386
14.3 雷达系统 389
14.3.1 无线电高度表 389
14.3.2 测距机 391
14.3.3 气象雷达系统 392
14.4 空中交通管制 396
14.4.1 地面 ATC 雷达 396

14.4.2 机载 ATC 应答机 397
14.5 飞行管理系统 399
14.6 近地警告系统 400
14.7 机载防撞系统 402
第 15 章 自动飞行系统 406
15.1 自动飞行控制系统的组成和基本功能 406
15.1.1 自动飞行控制系统的基本功能 406
15.1.2 自动飞行控制系统组成 406
15.2 自动驾驶仪简介 407
15.2.1 自动驾驶仪的基本功用 407
15.2.2 基本原理 407
15.2.3 典型自动驾驶仪系统部件识别 408
15.2.4 典型自动驾驶仪系统常见维护及安全注意事项 412
第 16 章 电源系统 413
16.1 直升机电源系统概述 413
16.1.1 电源系统的用途 413
16.1.2 电源系统的组成 415
16.2 航空蓄电池 417
16.2.1 航空蓄电池的功能和类型 417
16.2.2 蓄电池的容量 417
16.2.3 铅酸电池 418
16.2.4 镉镍电池 419
16.2.5 充电方式 420
16.2.6 机载蓄电池充电器 422
16.2.7 蓄电池的维护 424
16.3 直流电源系统 424
16.3.1 直流发电机 424
16.3.2 调压器 428
16.3.3 反流割断器（反流保护器） 431
16.3.4 直流电源的并联供电 432

16.3.5 直流电源系统的优缺点 434
16.3.6 直流电源系统的质量要求 435
16.4 交流电源系统 435
16.4.1 交流电源系统的分类 436
16.4.2 恒频交流电源系统的基本要求 437
16.4.3 交流发电机的结构和工作原理 438
16.4.4 交流电源的故障保护 441
16.5 二次电源 444
16.5.1 变压整流器 445
16.5.2 静变流器 447
16.5.3 应急照明电源 448
16.6 外部/地面电源 448
16.6.1 地面电源的功用 448
16.6.2 地面电源的种类 449
16.6.3 地面电源的控制 449
16.7 直升机配电系统 450
16.7.1 直流电网 450
16.7.2 交直流混合电网 453
16.7.3 典型双发直升机电源分配 454
第 17 章 防火系统 457
17.1 概述 457
17.1.1 防火系统的功能和组成 457
17.1.2 警告信息描述 457
17.2 火警探测系统 458
17.2.1 火警探测系统的组成 458
17.2.2 火警探测原理 459
17.2.3 典型的发动机火警探测系统的工作和说明 467
17.3 灭火系统 468
17.3.1 火的种类和灭火方法 468
17.3.2 直升机灭火系统的类型 471

17.3.3 灭火系统的维护 476
第 18 章 防冰与排雨 479
18.1 防冰系统 479
18.1.1 防冰系统概述 479
18.1.2 结冰探测器 481
18.1.3 风挡加温防冰系统 484
18.1.4 发动机进气道防冰系统 486
18.1.5 水平安定面气动除冰系统 487
18.1.6 桨叶电加温防/除冰系统 488
18.2 排雨系统 489
第 19 章 照明系统 491
19.1 外部照明和应急照明 491
19.1.1 概述 491
19.1.2 航行灯 491
19.1.3 防撞灯 492
19.1.4 着陆和滑行灯 493
19.1.5 搜索灯 495
19.1.6 应急照明简介 496
19.2 内部照明 496
19.2.1 驾驶舱照明 496
19.2.2 客舱照明和货舱照明 499
第 20 章 设备和装饰 501
20.1 直升机客舱设备 501
20.1.1 客舱及其设备布局 501
20.1.2 地板 503
20.1.3 内装饰和乘客服务设备 504
20.1.4 行李舱 505
20.2 应急设备 506
20.2.1 应急漂浮装置 506
20.2.2 可折叠浮筒的安装和使用 508

20.2.3 救生筏 511
20.2.4 救生衣 513
20.2.5 ELT 514
20.3 任务设备 517
20.3.1 绞车 517
20.3.2 外吊挂装置 520
20.3.3 吊舱 524
20.3.4 医疗救援 524
20.3.5 观察设备 524
参考文献 525

第1章 典型直升机结构

旋翼航空器一般分为直升机和自转旋翼机两类。直升机是旋翼航空器中重要的一种类型，具有独特的飞行能力，应用广泛。直升机通常是指依靠发动机驱动旋翼产生升力和纵横向拉力及操纵力矩，能垂直起降的航空器。相对于固定翼航空器而言，直升机具有如下几个特点：①能垂直起降；②可以在空中悬停；③可以朝任意方向飞行。

单旋翼带尾桨式直升机是最常见的直升机种类，主旋翼的反扭矩靠尾桨推力/拉力来平衡，同时尾桨还可以用于实现直升机的航向操纵。本书以单旋翼带尾桨式直升机为例介绍直升机的结构和系统。

直升机的结构和系统组成复杂，具体的性能、作用各不相同。本章主要介绍直升机的分区站位、机身结构、部分典型结构系统的特点与安装以及机体各类材料的特性与防护措施。

1.1 直升机结构概述

1.1.1 机身结构概述

1.1.1.1 直升机结构设计要求

直升机结构的设计要满足各种适航标准，包括在飞行和地面所受的载荷、空气动力学的要求和有效携带各种商载的需要，更为重要的是安全方面的考虑。

直升机的形状和布局是根据它的操作类别和工作环境所决定的，所以直升机的外形、大小和配置千差万别，但总体构型是基本相同的。如图1-1所示为典型直升机结构的示例图。

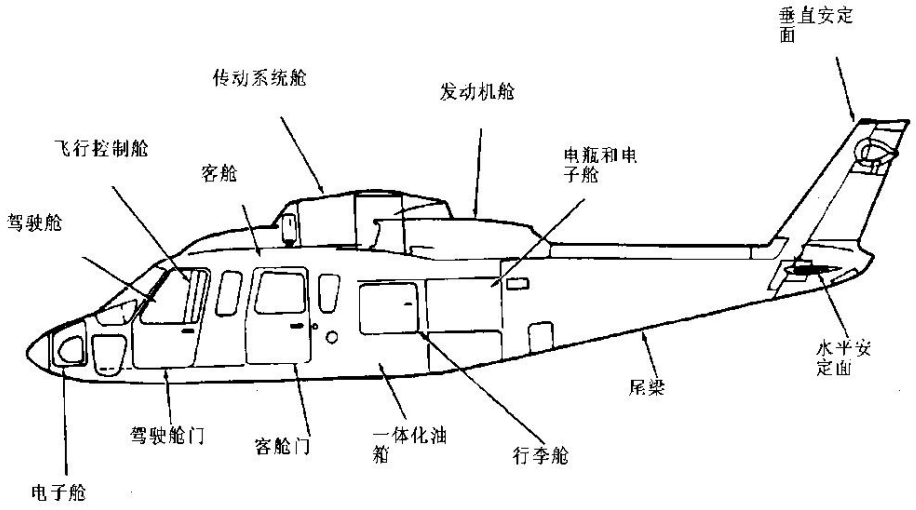


图1-1 典型的直升机结构

直升机结构必须具备足够的强度，以承受各种载荷，包括在正常飞行时极端条件下的重载荷。结构必须能够承受超出它的重量多倍的力，因此，设计者必须考虑满足适航标准的结构强度要求。

直升机结构要能够承担极限载荷而没有永久变形，另外在极限范围内的受载变形不能影响直升机的安全飞行。对于每一个极端载荷条件下，必须通过静、动态测试或结构分析等方法对结构强度和变形的大小进行测试和验证。

直升机在设计和取证时给出了一个特定飞行时的最大重量，这个重量称为最大起飞重量。直升机的负载必须使起飞重量小于规定的最大起飞重量，否则结构将承担超出其设计能力的载荷，影响直升机的结构安全。

1.1.1.2 直升机结构的分类

根据功能和失效后果的不同，直升机结构分为主要结构和次要结构。

1.主要结构

结构部件的失效会直接导致——结构塌损、动力损失、会严重影响直升机的安全和操纵，这样的结构称为主要结构。如图 1-2 所示：

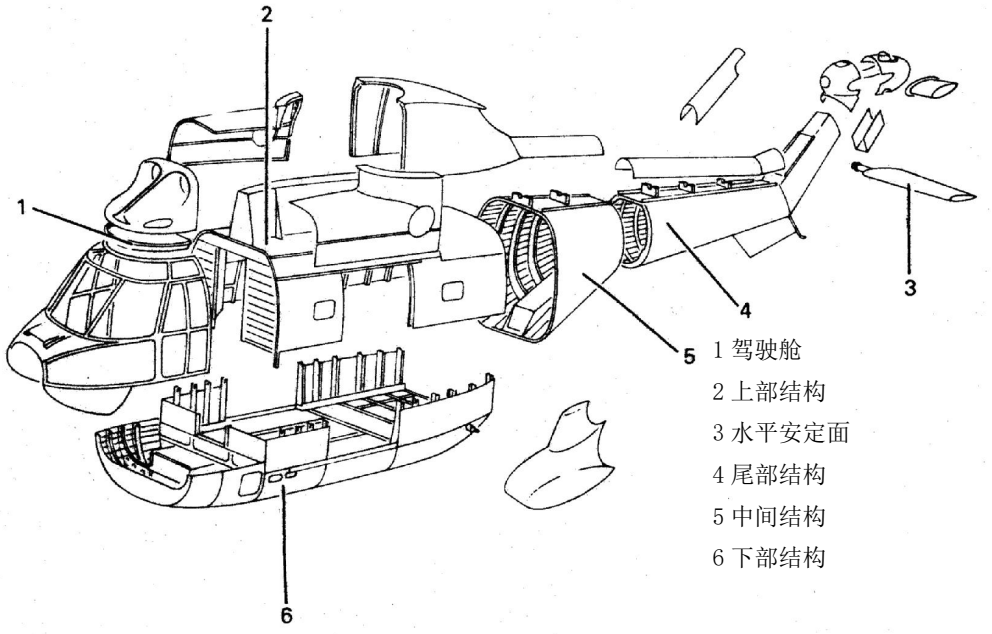


图 1-2 典型的直升机结构

2.次要结构

主要结构以外的其它结构称作次要结构，允许结构有安全余度的降低。如：驾驶舱地板，仪表板，客舱地板，电气安装架和脚踏板等。

1.1.1.3 机身结构的类型

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：桁架式结构和承力蒙皮结构。其中，承力蒙皮结构又分为硬壳式结构和半硬壳式结构。

1.1.2 桁架式结构

在早期一些小型直升机经常使用桁架式结构。桁架式结构的特点是结构强度重量比较高，桁架式机身骨架由铝合金制成，并且用实心杆件或管材做成撑杆，通过焊接和铆钉或螺栓连接成为整体，因此制造成本也很高。为了减小机身阻力，在桁架式结构外面固定有整形用的隔框、桁条和蒙皮。这种结构很难保证尺寸紧密配合，且由于蒙皮不参与受力，其抗弯性和抗扭刚度较差，内部空间不能得到充分利用。其最大优点是外场修理方便，只要不是严重性损坏和需要结构校准对中的，外场都可以修理。

桁架式结构支撑所有转动部件、传动系统和发动机驱动轴。它与其他部件的连接点均设在整体框架的节点上，节点上装有传递集中力的对接接头。

桁架式结构分成两种：一种是普拉特式（或叫 N 型），另一种是瓦轮式（称为 W 型），两种结构形式都是围绕着大梁来搭建结构，而大梁是承载扭曲和弯曲的主要部件。

1.1.2.1 普拉特式〈PRATT〉

机身大梁由横向和垂直钢管连接，通过对角连接件加强，钢管承受拉伸载荷。如图 1-3 所示。

1.1.2.2 瓦轮式〈WARRZN〉

这种类型主要依靠对角件来承受拉伸和压缩载荷。如图 1-4 所示。

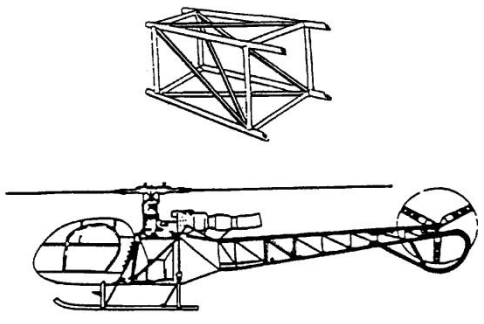


图 1-3 PRATT 结构

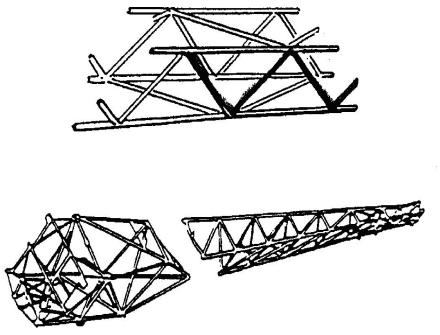


图 1-4 WARRZN 式结构

1.1.3 承力蒙皮结构

大多数现代直升机的机身设计都是承力蒙皮理念。承力蒙皮通常很薄，主要用于承受剪应力和拉伸方向的应力，而与蒙皮所连接的机身框架承受压缩载荷。

机身是直升机的主要结构，主要用于支持和固定发动机、主减速器、旋翼、尾桨和起落架装置等部件，也可为装载货物、承载旅客、安装操作机构、附件及其设备提供空间。机身

同时又是直接承受空气动力的部件，构成直升机的气动外形。另外机身还具有承载和传力的作用，飞行中的各种载荷通过连接接头以集中载荷的形式作用在机身上，并通过机身结构把这些力和力矩分散传递到各个部位，最终使机身各个部位上的力和力矩均获得平衡。

与蒙皮相连的机身内部构件包括大梁、隔框、桁条、长桁等，通过铆钉、螺栓、螺钉及焊接或胶接连接起来，形成一个整体结构。

蒙皮铆接或胶接到结构上形成一个完整单元，其厚度随在直升机上位置的不同而变化。

1.硬壳式结构

硬壳式结构是没有桁梁和桁条而由间距较密的隔框和蒙皮组成的机身结构。现代航空器几乎不采用这种结构，其最大问题是既要保持结构的强度又要使重量保持在允许的限制内。

2.半硬壳式结构

半硬壳式结构指的是机身纵向受力部件，即纵向大梁与机身蒙皮共同受力的机身结构，区别于蒙皮不受力的桁架结构和完全由蒙皮受力的硬壳结构。一般说来半硬壳式机身的弯矩和剪力由纵向结构承担，扭矩由蒙皮承担，同时结构的强度和刚度得到加强。这意味着半硬壳式结构因它的应力蒙皮结构可以承受更加大的损伤并保持其形状不变。其特点是结构布置更加灵活，重量更轻。

1.1.4 航空器材料

1.1.4.1 材料概述

航空材料是制造航空器、航空发动机和机载设备等所用各类材料的总称。根据材料的组成与结构的特点，航空材料包括金属材料(结构钢、不锈钢、高温合金、有色金属及合金等）、有机高分子材料(橡胶、塑料、透明材料、涂料等）、无机非金属材料和复合材料四大类。

航空材料是研制生产航空产品的物质保障，也是使航空产品达到人们期望的性能、使用寿命与可靠性的技术基础。由于航空材料的基础地位，以及其对航空产品贡献率的不断提高，航空材料与航空发动机、信息技术成为并列的三大航空关键技术之一，也是对航空产品发展有重要影响的六项技术之一。

早期的飞机结构简单，所用的材料主要是木材、布和绳索等；20 世纪 30 年代，飞机逐渐发展成为全金属结构，动力装置则为活塞式发动机，所用的材料也只有钢铁、铝合金和镁合金等。

由于作战迫切需要提高飞机的飞行速度，喷气式发动机应运而生。尽管喷气式发动机的原理早为人们所知，但这种发动机的制造成功,还是在耐热合金出现以后。

喷气式发动机完成了航空技术的一次飞跃——突破了“声障”。但随即又出现了“热障”

问题。“热障”是当飞机超声速飞行时,飞机蒙皮表面附面层空气因摩擦而生成大量的热，使飞机蒙皮的温度急剧升高，当温度超过250°C时，铝合金就不能用了。这样直到20世纪40年代末，出现钛合金以后，航空技术才又一次出现飞跃——突破了“热障”。

在科学技术迅猛发展的今天，飞机正朝着超高速、巨型、隐身、智能的方向发展，对航空材料提出了越来越高的要求;同时，航空材料也随着科学技术的进步而逐渐发展,新材料新工艺不断涌现，为航空事业的发展提供了物质保障。

近几十年来,新型航空材料及先进工艺发展很快，如高强度铝合金、钛合金、高温合金、超高强度钢、复合材料、隐身材料及定向凝固叶片技术、定向共晶叶片技术、粉末高温合金属轮盘制造技术等，为第四代、第五代飞机的发展提供了物质保障。航空发展史证明,航空材料的每次重大突破，都会促进航空技术产生飞跃式的发展;航空材料不仅是航空事业发展的物质基础，也是航空事业发展的技术支撑。

1.1.4.2 各代直升机特点

第一代直升机主要特征是使用活塞式发动机，采用金属/木质混合式桨叶，旋翼桨叶寿命大约在600小时，其机体采用由钢管焊接成的构架式或铝合金半硬壳式结构，最大飞行速度小于200Km/h。典型机型如Bell-47、米-4等。

第二代直升机主要特征是使用第一代涡轮轴发动机，采用全金属桨叶，旋翼桨叶寿命大约在1200小时，机体主要仍是铝合金半硬壳式结构，最大飞行速度大约250Km/h。典型机型有米-8、SA-321（超黄蜂）等。

第三代直升机主要特征是，采用玻璃纤维桨叶，旋翼桨叶寿命大于3600小时，机体结构部分使用复合材料，最大飞行速度大约300Km/h。典型机型有BO-105、WG-13（山猫）等。

第四代直升机主要特征是采用全复合材料新型旋翼系统，旋翼桨叶寿命近于无限寿命，最大飞行速度大约350Km/h。典型机型SA350、SA360等。

1.1.4.3 金属材料

金属材料是航空工业的基本材料，金属材料是以金属元素为基的材料。金属材料包括纯金属及其合金。合金是以某一金属元素为基，添加一种以上金属元素或非金属元素（视性能要求而定），经冶炼、加工而成的材料，如碳素钢、低合金钢和合金钢、高温合金、钛合金、铝合金、镁合金等。纯金属很少直接应用，因此金属材料绝大多数是以合金的形式出现。

金属材料的基本性能包括物理性能、化学性能、力学性能和加工性能。金属的物理性能一般包括颜色、密度、熔点、导电性、导热性、热膨胀性和磁性等。金属材料的化学性能主

要是指在常温或高温时，抵抗各种介质侵蚀的能力，如耐酸性、碱性、抗氧化性等。金属材料的化学稳定性会影响到飞机结构的抗腐蚀能力。对于腐蚀介质中或在高温下比在空气中或室温时的腐蚀更为强烈，故在飞机设计时应特别注意金属材料的化学性能，并采用化学稳定性良好的合金。金属的力学性能是指金属在外载荷的作用下抵抗变形和破坏的能力。飞机结构在飞行过程中承受各种载荷，材料的力学性能是飞机结构设计选材的重要依据。金属材料的主要力学性能指标包括：强度、塑性、硬度、韧性和抗疲劳性能。金属材料的力学性能指标主要包括：强度、塑性、硬度、韧性和疲劳性能等。金属的工艺性能是金属材料物理、化学性能和力学性能在加工过程中的综合反映，是指是否易于进行冷、热加工的性能。按工艺方法的不同，可分为铸造性、可锻性、焊接性和切削加工性等。在设计零件和选择工艺方法时，都要考虑金属材料的工艺性能。

1.1.4.4 复合材料结构

1.典型的复合材料

两种或两种以上不同化学性质或不同组织结构的材料，以微观或宏观形式组合而成的材料称为复合材料。一种称为基体，另一种称为增强材料。因为复合材料较高的强度/重量比和耐腐蚀性，因此已被广泛应用在现代直升机结构上，大多数复合材料能够粘接在一起而不需要铆钉和螺钉，也减轻了直升机的重量。

复合材料分成以下几种类型，每种类型在直升机构造中满足不同的要求。

①Kevlar 和石墨纤维板

②Kevlar 蜂窝

③铝合金蜂窝

④玻璃纤维

（1）Kevlar 和石墨纤维材料

引入石墨纤维材料是在复合材料领域的巨大进步之一。这些材料通过在拉伸状态下加热人工纤维获得，在这些条件下，人造纤维分解，但纤维丝内碳链保持在原始状态。材料的强度取决于碳化炉的温度，3000℃将产生极高强度的材料。

Kevlar 是 ARAMZD 纤维，ARAMZD 的原材料是芬芳聚酰胺，为一种尼龙材料。石墨纤维又称作碳纤维，原材料为纯碳。

（2）蜂窝结构

粘接的蜂窝结构在直升机制造中是相当常见的。它的使用取决于应用区域。本质上，它是一种分层结构，蜂窝粘在两个面之间。不同的地方使用不同的蜂窝材料，主要用在成型的

机身面板、隔框、地板等。

蜂窝材料主要有：

①玻璃纤维

②不锈钢

③铝合金

④钛合金·Kevlar

⑤石墨

（3）玻璃纤维

最常见的复合材料是树脂预浸玻璃纤维。这种材料是由非常细玻璃纤维和树脂胶粘在一起组成的。用于蒙皮面板时，纤维丝织成布，再浸树脂胶。使用模型来确保得到正确的形状。玻璃纤维具有高强度/重量比，而且可以允许无线电、雷达信号穿过，不会对这些系统造成干扰。

（4）人造纤维

直升机复合材料结构的人造纤维包括：

①硼——很昂贵。硼纤维有着非常好的拉伸强度和低密度但很脆。偶尔也用在对其它材料进行加强；

②石墨——碳的一种。石墨是较便宜的一种复合材料。它很容易在其它纤维材料一起使用。它的缺点是“易脆性”，而且石墨不能直接粘贴在金属上，碳可以与金属形成电化学腐蚀；

③玻璃纤维——制造旋翼大梁的最常用材料。它是最便宜的纤维产品，而且不容易失效；

④Kevlar——按重量比，Kevlar 比钢强 5 倍，比玻璃纤维轻 40%。这种材料有着较高的拉伸强度，而且不容易失效。常用的是 Kevlar49；

⑤NOMEX——另外一种 ARAMZD 纤维。通常用于蜂窝结构，它的强度是玻璃纤维或铝合金的两倍。NOMEX 蜂窝芯粘在两层 Kevlar 板之间，这种结构的刚度是实体钢板的 9 倍。

2.复合材料的应用

正如金属取代木头和织物用于航空器结构上，复合材料正取代金属用于越来越多的地方。纤维和树脂，通过现代凝结技术，制成大而轻，耐用性高的型材。直升机从 1950 年就开始使用玻璃纤维，从 1960 年代起开始制造复合材料桨叶。现在厂家越来越喜欢使用复合材料进行结构设计和制造。

现代直升机结构构成一般由 30%Kevlar，30%碳纤维和 5%玻璃纤维，加上铝合金、钢、

玻璃、塑料、泡沫和胶组成。在直升机上使用复合材料的舱门关闭时接合良好。有的两块风挡玻璃之间的窗框也是由碳纤维预浸树脂制造的。

燃油箱安装在抗坠毁的蜂窝结构内，发动机平台采用蜂窝式结构。发动机防火墙使用一种比环氧树脂更耐高温的树脂。它能承受1090℃高温15分钟。

现在大部分直升机的桨叶都采用复合材料。

Kevlar用于整流罩、发动机包皮、隔音板、地板、侧板、座椅、行李舱托架、顶棚等。

1.1.4.5 非金属材料

非金属材料指具有非金属性质（导电性导热性差）的材料，如水泥、人造石墨、特种陶瓷、合成橡胶、合成树脂（塑料）、合成纤维等。这些非金属材料因具有各种优异的性能，为天然的非金属材料和某些金属材料所不及，从而在近代工业中的用途不断扩大，并迅速发展。高分子材料又称聚合物或高聚物。一类由一种或几种分子或分子团（结构单元或单体）以共价键结合成具有多个重复单体单元的大分子，其相对分子质量高达104-106。它们可以是天然产物如纤维、蛋白质和天然橡胶等，也可以是用合成方法制得的，如合成橡胶、合成树脂、合成纤维等非生物高聚物，聚合物的特点是种类多、密度小（仅为钢铁的1/7~1/8),比强度大，电绝缘性、耐腐蚀性好，加工容易，可满足多种特种用途的要求。高分子材料包括塑料、纤维、橡胶、涂料、粘合剂等领域，可部分取代金属、非金属材料。无机非金属材料包括除金属材料、有机高分子材料以外的几乎所有材料。这些材料主要有陶器、瓷器、砖、瓦、玻璃、水泥、耐火材料以及氧化物陶瓷、非氧化物陶瓷、金属陶瓷、复合陶瓷等新型材料。无机非金属材料具有许多优良的性能，如耐高温、高硬度、抗腐蚀，以及优良的介电、压电、光学、电磁性能及其功能转换特性等；主要缺点是抗拉强度低、韧性差。近年来，又出现了氧化物陶瓷、碳化物陶瓷、氮化物陶瓷等许多具有特殊性能的新型材料。飞机上常用的非金属材料主要是塑料材料和橡胶材料。

1.2 直升机区域划分和识别

1.2.1 直升机站位识别系统

为精确定位直升机上的位置点,通常在机身上中设定了3个相互垂直的基准面(X/Y/Z)，如下图所示。直升机上任意点都可以用该点与3个基准面之间的垂直距离-“站位”来表示。数值的正/负表示方位信息，即位于基准面的左/右、前/后、上/下。如下图所示。

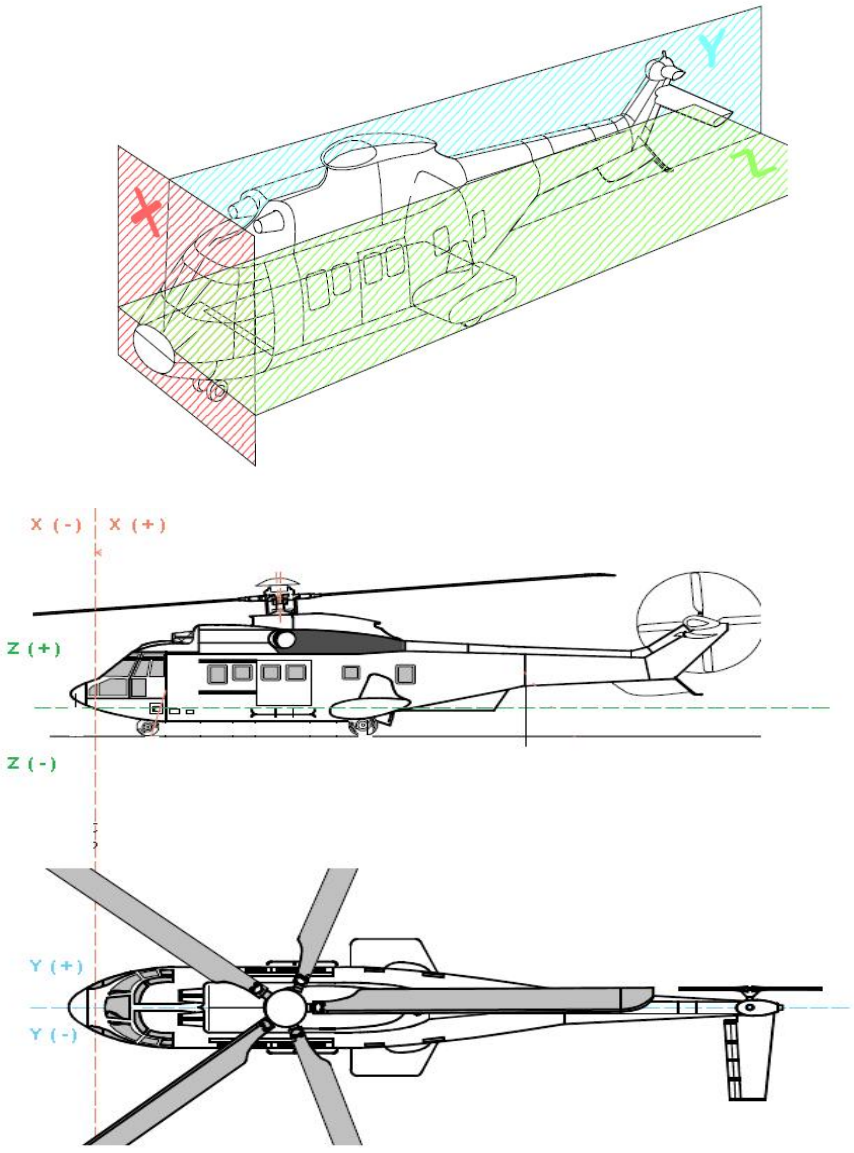


图 1-5 直升机站位基准面示意图

直升机生产厂家在维护手册中会明确基准面的设定规则，通常情况下将机身水位线所在的平面定义为 Z 面，将机身纵向中轴线所在垂直面定义为 Y 面，X 面一般为设置在机头位置的垂直面。

1.2.2 直升机结构分区

与固定翼航空器的数字分区系统不同，直升机因其结构简单，多采用对直升机区域直接命名的分区方式，直升机厂家在其提供的维护手册和维护大纲中标出直升机的区块，并以反映该区块的传统名字直接命名。下面以 H425 型直升机为例讲解直升机的区域划分和识别。

1.2.2.1 区域划分

H425 直升机划分为主要区域和子区域，各主要区域进一步细分为子区域。

1.主区域划分

表 2-1 主要区域划分

区域号	范围	描述
Z-100	下部机身区	地板以下，X885 到 X6630
Z-200	上部机身区	地板以上，主减及发动机地板以下，机头雷达罩前端到 X6630
Z-300	尾部区	X6630 到涵道最后端（不含尾传动轴、尾传动轴整流罩、尾桨）
Z-400	动力及传动装置区	主减及发动机安装平台以上，尾传动轴安装平台以上，主减前罩到尾桨（含尾传动轴、尾减整流罩和尾桨系统）
Z-700	起落架区	起落架
Z-800	任务设备区	机上任务设备安装区域
Z-900	舱门区	左右驾驶员舱门，左右中舱门，左右滑动舱门和右侧行李舱门

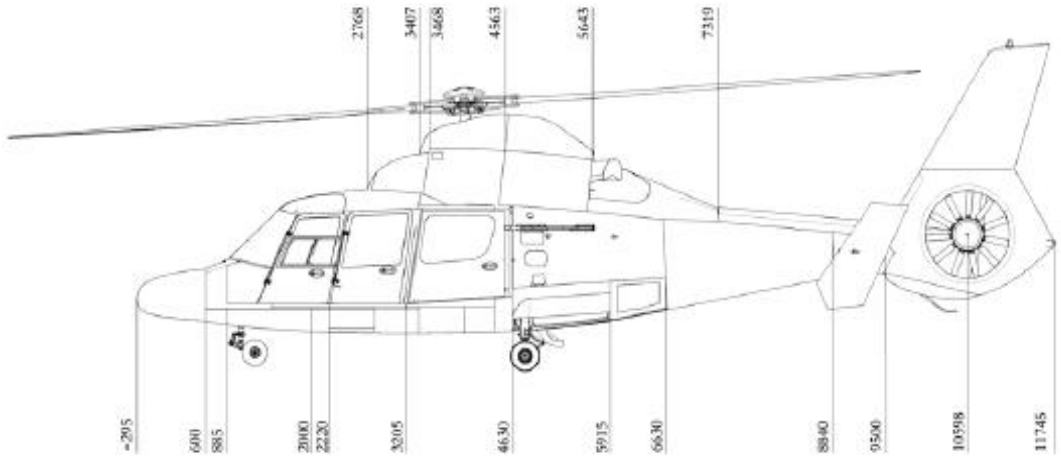


图 1-6 H425 直升机站位示意图

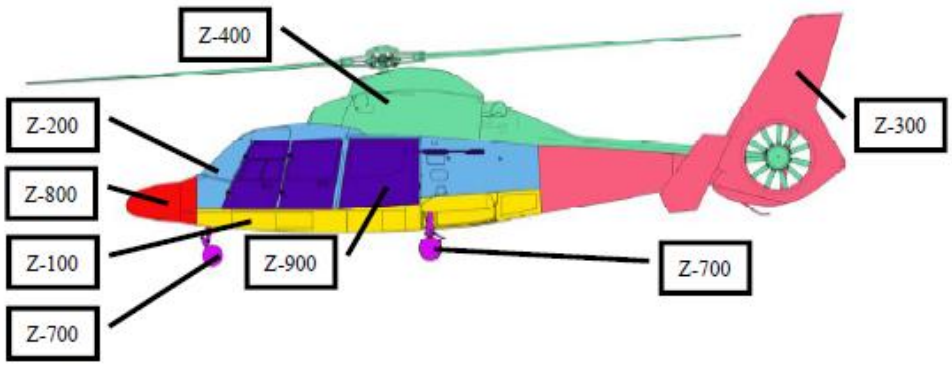


图 1-7 H425 主要区域划分（H425 左侧视图）

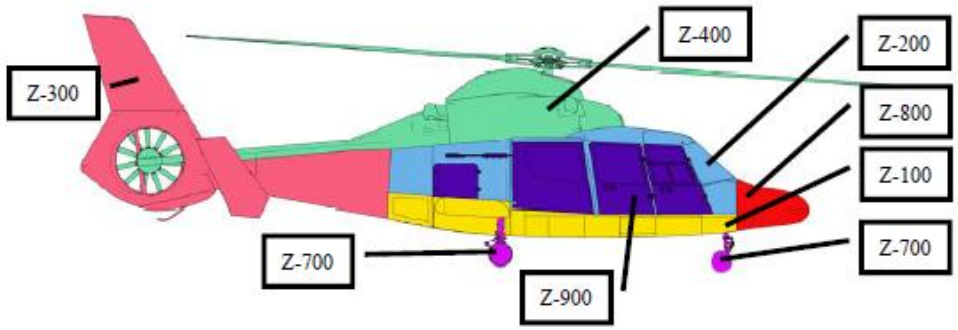


图 1-8 H425 主要区域划分（H425 右侧视图）

2.子区域划分

子区域划分是针对每一个主要区域进一步细分后而确定的区域。例如：对上述 Z-200 主区域进行划分后子区域如下表：

表 2-2 Z-200 子区域划分划分情况

区域号	范围	描述
Z-210	驾驶舱	地板以上，X885 到 12°框。
Z-220	行李舱	地板以上，发动机地板以下，X4630 框到 X6630 框。
Z-230	中央通道	主减及发动机地板以下，中央通道内设板以上。
Z-240	座舱	地板以上，舱顶内设板以下，12°框到 X4630 框。

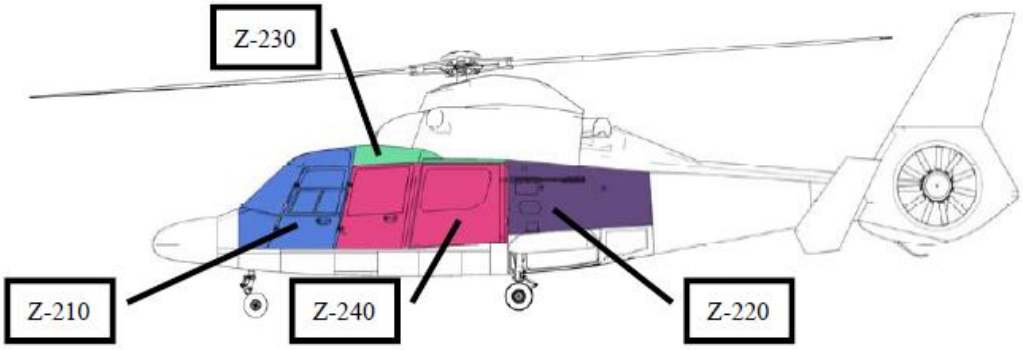


图 1-9 H425Z-200 子区域划分（H425 左侧视图）

1.3 排放通风系统安装和防雷击

1.3.1 排放

1.3.1.1 概述

为了防止水和其它液体沉积在结构内而引发火灾或造成腐蚀，在直升机结构内必须铺设内外排放管道。

直升机排放可以分两个区域：①内部排放；②外部排放。

外部排放孔位于机身和尾部的外表面，用于将液体排放到机外。在直升机结构内，通过管路将要排放的液、气体引到排放孔处。典型的例子是在桁条处打孔，让液体向下流到底舱。

电瓶舱通常是封闭的，因此需要通风，防止腐蚀性气体进入直升机结构内。同时必须有一个能将溅出来的电解液安全的排放到机外的系统。一般用于铝/酸电瓶的部件是塑料的，用于碱性电池的部件是不锈钢的。排放口一般都从机体突出一定的长度，防止排放物在飞行中影响直升机的蒙皮。图 1-10 为电瓶舱通风。

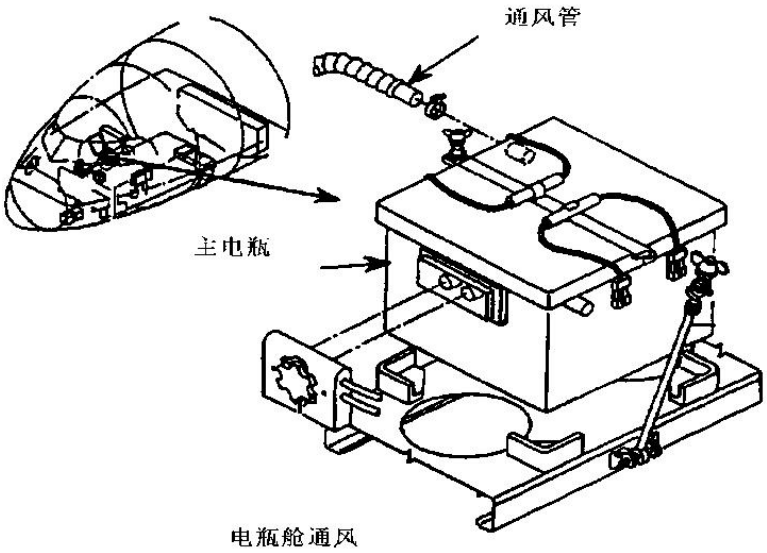


图 1-10 电瓶舱通风

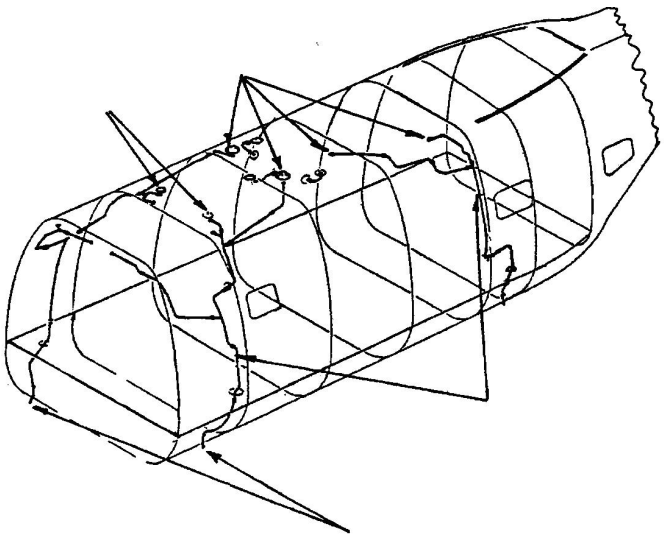


图 1-11 机身的排放管路和排放口

1.3.1.2 直升机机身排放

在许多直升机上，发动机、传动系统和液压系统是装在驾驶舱和客舱顶上。为了防止泄

露的液体，如燃油、滑油、液压油和水进入机舱内，需要安装排放系统。

液体可以从液压油箱底盘、液压放油连接处、燃烧室机匣放油活门处直接收集，引到机身下部排放。在主减速器和发动机安装平台上，也有接盘或沟槽来收集液体，再通过导管引到机身下部排放口。有的直升机装有集液箱或排放箱，废油液体收集到排放箱内，在地面进行处置。

一般在机身底部也有排放口，使得从驾驶舱、客舱向下漏的液体、燃油箱漏油等从腹部排放掉。对于水陆两栖直升机，这些排放口在水上自动关闭，如图1-11所示。

1.3.2 通风要求

1.3.2.1 通风系统

通风系统包括：电子电气设备、电瓶、驾驶舱、客舱和货舱等。

在机舱和电子电气舱的电子设备要通过设备冷却系统来冷却，冷却介质以气体为主。烟雾探测器可以安置在排放气流中探测烟雾。

在机身蒙皮的文氏管将电瓶周围的空气吸到机身外。

1.3.2.2 直升机的通风

客舱和驾驶舱都需要通风，保持空气流通，补充新鲜空气，排除有害气体。发动机舱也需要通风，以便发动机舱降温和排掉可能的易燃气体。

驾驶舱和客舱通风通常与加温系统相连接，但可以隔离加温只进行通风，就是可以单独靠引入外界新鲜空气进行通风。通风系统在每个乘客头顶装有出风口。两个电动排气扇将客舱废气排出机外。

在加温通风系统内的热区，管路使用不锈钢管；常温区使用铝合金，橡胶和复合材料。

发动机舱的冷却和通风通过引气流方式，如下图1-12，发动机和尾喷管的排气根据文氏管效应，将发动机舱内的热气引去。

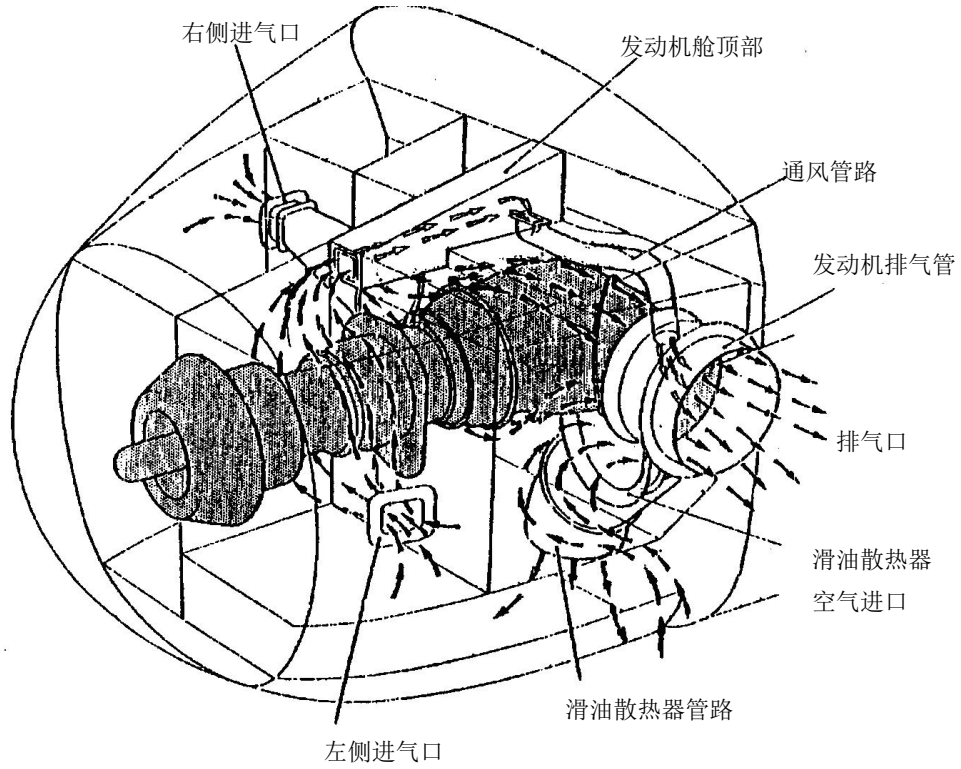


图 1-12 发动机舱的通风

1.3.3 系统安装

1.3.3.1 无线电设备托架和存放

各种无线电设备和部件安装在专门的部位，厂家设计了各种隔罩、排放设备、托架、托板等，使得无线电设备的拆装简单化，但无线电设备区块易产生热量，需要冷却气体来保持可接受的温度。

1.3.3.2 冷却

风扇驱动气流给无线电设备降温，使热气排出机外。

所有无线电托架都要确保搭铁线良好。

1.3.4 防雷击

1.3.4.1 搭铁

直升机在飞行中会聚集大量静电，电压极高。如果不同区域存在电位差的话，就会在这些部件间产生火花。这对直升机和人员来说都相当危险，会造成结构损伤、起火、无线电干扰、电击、腐蚀（电化学反应）等。

在加油操作时也会产生相应的问题，这时大量燃油流进管路会产生静电。

为了防止在机身各部件存在电位差，要在各部件间建立一个低阻值的内连网络，这就叫

做搭铁。这个低阻值的回路作为电路的接地。这样的线路叫单极系统，而接地端通常是负极。

搭铁也可以减少雷击对直升机的影响。防止雷击的搭铁系统的组件是主导电体。其它的搭铁是次导电体。主导电体由铜材料制造。如果是传递全部电流的话，其横截面必须大于 6 ㎜^{2}.如果多条导线分担电流的话，其横截面可减小。

搭铁可以有很多方法实现。金属件主要以连接件的导电性来接地，一些部件需要除掉漆来保证连接处的搭铁。见下图 1-13 搭铁点。

安装在结构上的部件通常使用搭铁线，搭铁线是端头冷压的线缆。

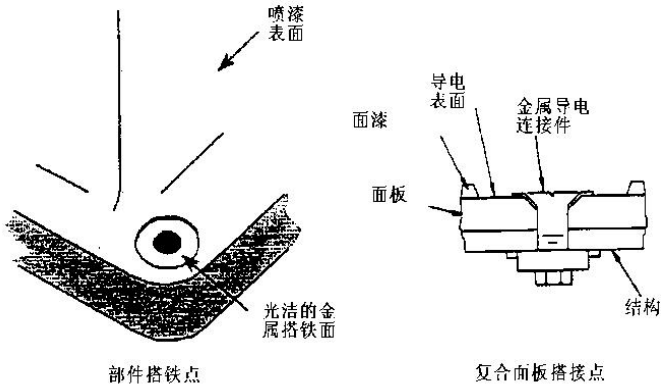


图 1-13 搭铁点

非金属件，比如复合材料整流罩和操纵面，在制造时添加一层导电层，可以使用火焰喷射金属织铺层或导电碳基材料铺层。

在着陆时，直升机的静电要放到地上。搭铁系统要自动连接到地面。这一般通过前轮或尾轮低电阻材料的轮胎来实现。有些直升机在起落架上有静电刷或类似构件提供接地放电。

在给直升机加油时，必须连接搭铁线，通常在加油口附近装有搭铁线连接孔。起落架也可以作为接地点。加油车与直升机搭线，还要与地面接线，这样可以消除加油中产生的静电。

在有些直升机上，水平安定面的后缘装有放电刷，如图 1-14 所示，将直升机产生的静电缓慢放掉。放电刷可以是一种导电的纤维材料接到金属上或一个导电杆连接到结构上。在飞行中大气的静电可以影响直升机，高强度辐射场（HIRF）和雷电能够影响机载电子和电气设备，同时雷击还可以损伤结构、熔化连接件，如轴承等。

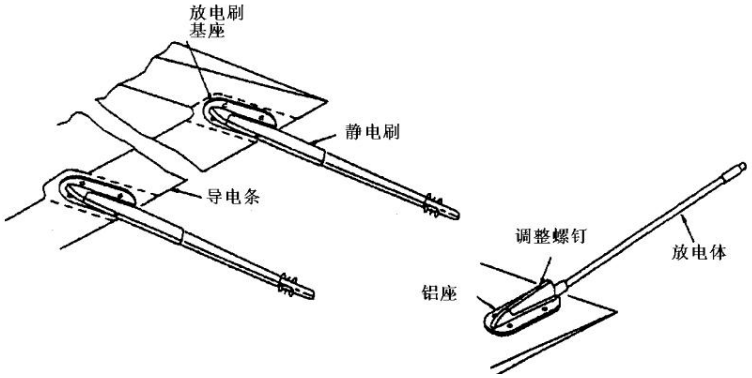


图 1-14 静电放电刷

1.3.4.2 搭接测试

在下列情况下整架直升机应该检查搭铁的有效性，也叫搭接测试——计划维护要求；重新安装重大部件；更换搭铁线和搭地拴；结构受到电击的报告；电气系统的改装后。主要的静电回地路径也要检查，这叫做静电导通性检查。

1.3.4.3 直升机的特殊性

直升机除了机身结构外，主旋翼和尾桨也要搭铁防止静电和雷击。搭铁线从每个轴套连到轴上，从轴上连到桨毂顶盘上。这些搭铁线是主电导体，防止电流流过轴承而发生电蚀。因此至少有一个主电导体跨接轴承或操纵面铰销，来防止电蚀。

1.4 直升机部件的连接

1.4.1 尾梁和安定面的连接

尾梁为尾减速器、传动轴、其他传动部件和水平安定面提供安装平台。

典型的尾梁是半硬壳式结构，包括大梁、桁条、隔框和铝合金蒙皮。安装座由铝合金铸造或锻造，带有合金钢衬套，用特殊螺栓连接到尾梁结构上。

尾梁和垂尾直接用螺栓连接。连接点锻铆于结构上，承担和传递载荷。在某些直升机上尾梁和垂尾由补片来进一步加强。对于可折叠式尾梁，垂尾与尾梁的连接螺栓由铰链式锁定结构取代。

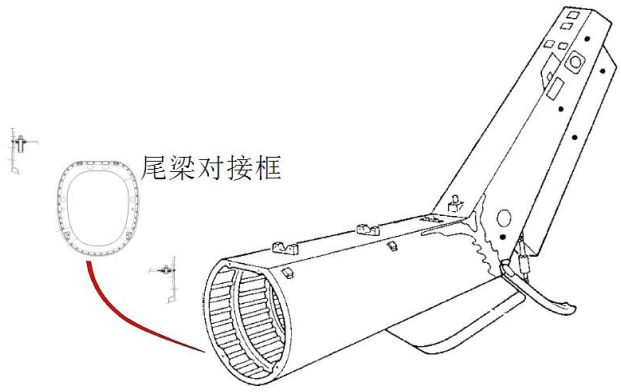


图 1-15 尾梁的连接

水平安定面的结构经常位于尾梁区域。有些水平安定面是可调的。图 1-16 是一种水平安定面，它通过铝合金管状主梁连接卡箍或穿过垂尾的安装衬套连接。有的水平安定面，如海豚直升机水平安定面穿过尾梁，用在尾梁安装面处两侧的固定螺栓来安装。

直升机上的水平安定面没有固定翼飞机上的升降舵那样的活动部分，在飞行中不是用来进行纵向操纵的，而是起保证纵向稳定性的作用。当直升机受外力作用而使机头下俯时，机尾抬起，水平安定面迎角减小，升力也减小，而产生一个机尾下沉的力矩，使机头上仰，恢复原来姿态。反之亦然。当然只有直升机具有足够的前飞速度时水平安定面才起上述作用，在悬停时不起作用，因此直升机悬停稳定性和操纵性较差。

因为直升机在着陆时采取抬头姿态，那么尾鳍和尾桨区可能触及地面。为了防止接触损坏，在尾部结构上安装有尾橇。

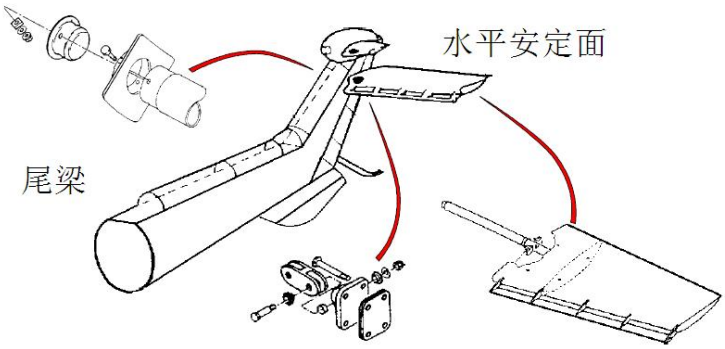


图 1-16 水平安定面的连接

1.4.2 窗户

1.4.2.1 概述

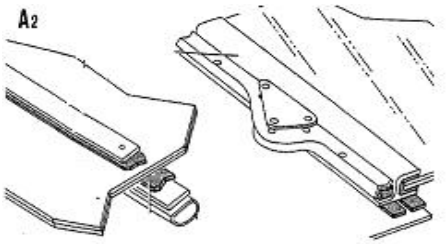
因为直升机能垂直起降，相对于固定翼飞机，需要更为宽大的驾驶舱窗户。

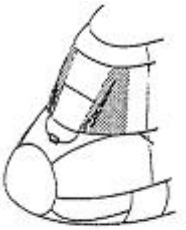
驾驶舱窗户通常由一系列透明面板组成的，透明面板取材于 PERSPEX 和 PLEXSGLASS 的热塑材料。

这些面板安装在前风挡的上下左右位置，可以倾斜以防止眩目。这些面板用胶条和压板通过螺栓固定到框架上，胶条和密封胶用来防水。

前风挡玻璃通常需要加温来除雾除冰。它使用特殊玻璃制造，能承担热冲击。两块玻璃板中间夹着一层透明的、带加温网栅和温度传感器的塑料面板。在超美洲豹直升机上，加温电阻由金或镍制造。

较重的前风挡由预成型的密封橡胶条和托架支撑，放在窗框上。在托架和窗框之间，垫好合适厚度的胶条，使得前风挡正确地安置在窗框上，达到保持窗框的自然弧度后，再用压板和螺钉固定。图 1-17 和图 1-18 所示为某直升机前风挡和电加温。





侧窗玻璃



图 1-17 前风挡

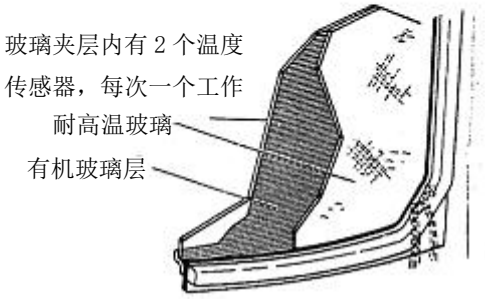


图 1-18 电阻丝加热风挡

客舱窗户也使用有机玻璃板，用挤压橡胶封条安装在窗框上。橡胶封条开 4 个槽，两条槽用于装到结构上和有机玻璃板上，另两个槽安装密封条。密封条将有机玻璃板锁住。在紧急关头，用拉带拉出密封条，再将密封条从橡胶中抽出后，推出有机玻璃板，整个窗户就可以取下。如下图 1-19 所示。

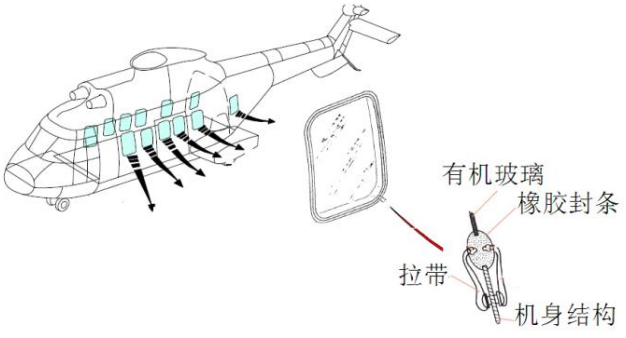


图 1-19 客舱窗户玻璃的安装

1.4.2.2 驾驶舱玻璃风挡的安装

（1）安装前，对窗框、玻璃和所有其它材料进行检查；

（2）窗框清洁，在玻璃周围的间隙要合适；

（3）将玻璃按程序入位。注意不要在任何点施加额外力，使玻璃四周受力均匀；

（4）如果备用罗盘安装在风挡附近的话，要使用非磁性螺钉；

（5）安装完风挡后，对加温电阻进行测量，校备用罗盘。

1.4.2.3 客舱窗户的安装

（1）客舱窗户通常制成合适的形状，但可能需要小的打磨；

（2）新的窗户覆盖有保护纸或膜，在安装时小心剥掉足够安装的地方的保护膜，其它的仍留在面板上；

（3）遵从手册的程序，注意窗户周围的间隙和所钻的安装孔，装上后，拧紧螺钉，压紧密封条；

（4）一旦所有螺钉到位后，正确安装已完成，去除窗户上的保护膜，清洗窗户。

1.4.2.4 修理

对驾驶舱玻璃的修理通常是更换。小的损伤，比如轻微的划伤，可以打磨，但需要时间，也会影响视线。对只影响外观而不影响视线和适航性的 PERSPEX 板的修理，可以通过打止裂孔或补丁的方法。详细修理方法和程序见修理手册。

1.4.3 舱门

在直升机驾驶舱和客舱出入口安装各种舱门。有铰接式的，有滑动式的，有的装有窗户，有的带有应急抛放机构。有的直升机安装有专用的货舱门。

通常驾驶舱门是铰接式的，左右驾驶舱门便于正副驾驶上下。驾驶舱门拥有铝合金面板，上面装有观察窗口。如下图 1-20 所示。

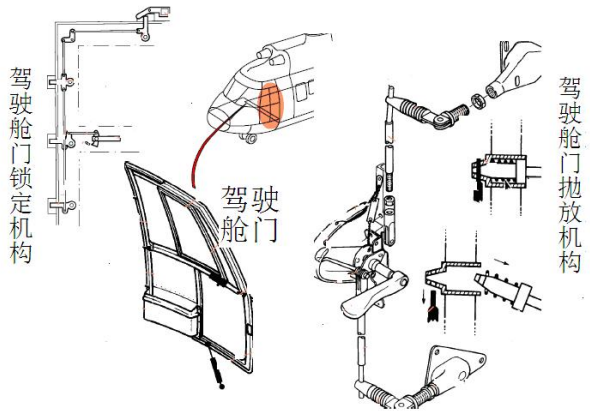


图 1-20 驾驶舱门锁定及抛放机构

客舱门密封可以采用在舱门周边贴“P”或“D”型密封条，或者通过门框上与门接触处的用于封严的尼龙刷式密封来获得。

铰接式门支撑在可转动的铰连销，铰连销是应急抛放机构的一部分。内外有弹簧作用的把手操纵上下锁销，锁销卡进和退出门框上的销座里，来开关舱门。销座内的抓钩也可以是抛放机构的一部分。为了保持门处于开着状态，舱门支撑杆两端分别连在舱门上和客舱地板上。

客舱门可以装在客舱的一边或两边，可以是滑动型便于货物装卸。构件材料为铝合金或复合蜂窝材料。舱门上装有窗户，有的舱门上有抛放机构（见图 1-21）。

舱门抛放把手转动铰链销，通过钢索转动销座内的抓钩，使门可以向外抛掉。抛放把手用易碎罩保护，有铜保险固定。一旦进行抛放，带弹簧力的锁针作用到抛放手柄上，防止它再自动返回未抛放位置。

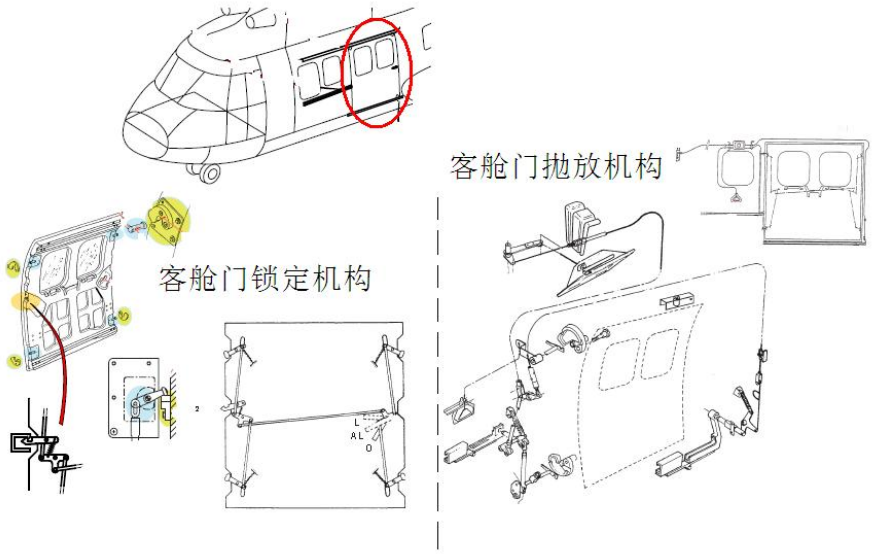


图 1-21 客舱门锁定及抛放机构

为了保持滑动门在打开位置，一个简单的弹簧钩安装在门上，接触到机身结构上的止动块时，卡进止动块上的座里。

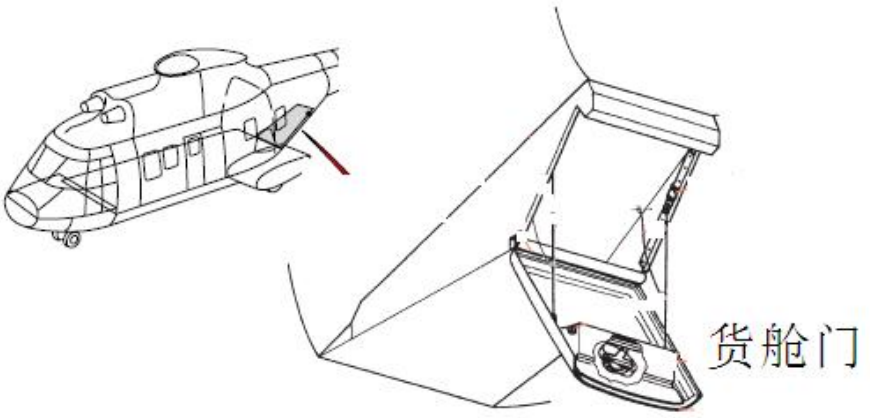


图 1-22 货舱门

1.4.4 发动机和主减速器的安装

发动机和主传动的安装必须有足够的强度，能承担部件转动时产生的应力，并能支持自重和重着陆时的惯性载荷。

1.4.4.1 发动机的安装

发动机和主传动部件的支撑和安装点有时是分开的，有时是合二为一的。

典型的发动机支撑系统有一个发动机支架，通过一些金属和管状支座（称为载荷支座）连接到机身结构上。发动机通过两个发动机座连到支撑架上。这种支撑系统包括一个支座，螺栓连接到发动机底部，通过撑杆支撑，撑杆再通过橡胶/金属减振器连接到结构。

有些发动机采用锥形螺杆，锥形螺杆穿过一个橡胶减振垫，目的是在发动机安装过程中保护锥形螺杆的螺纹。

在典型的双发燃气涡轮发动机的直升机上，发动机前支撑也是橡胶金属混合结构。发动机后部由一个套管支撑，里面包裹着高速传动轴，套管螺栓连接到主减上。前面外侧安装点有一个可调的支柱，在发动机安装时可根据手册设定。

1.4.4.2 主减的安装

直升机主减速器一般是通过若干个撑杆和一个柔性悬挂装置连接到主减速器平台上机身结构上的。旋翼的载荷通过撑杆和柔性悬挂装置传递到机身结构，而旋翼的振动通过主减再传递给柔性悬挂装置，通过柔性悬挂装置吸收振动后传递给机身结构，因此振动几乎没有或只有少量地传递到机身。典型的主减速器安装和载荷传递如图 1-23 和图 1-24 所示。

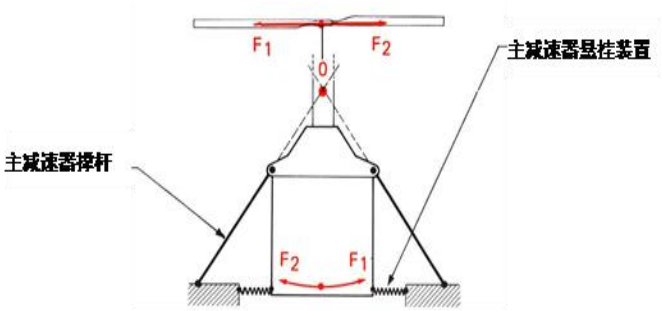


图 1-23 主减速器的安装

传向结构的扭矩横向载荷纵向载荷。

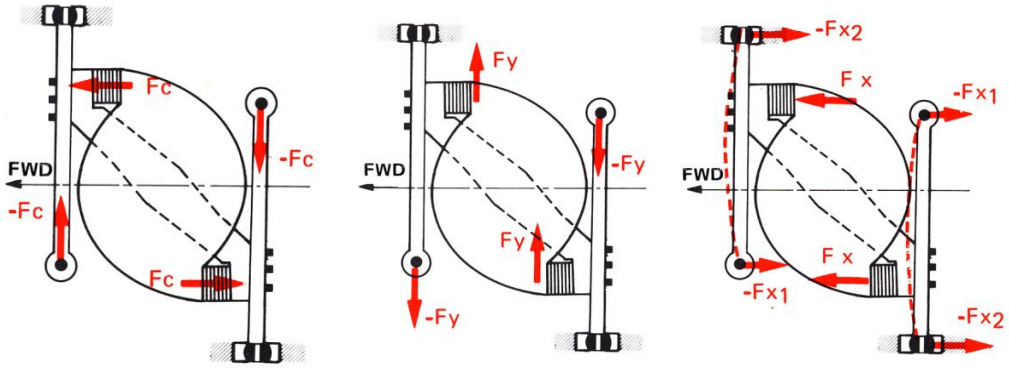


图 1-24 主减速器连接载荷传递

主减速器撑杆:

一端固定在主减速器壳体上，另一端固定在机体上的四根撑杆，能够承受由于旋翼所产生的升力和力矩。典型主减速器撑杆详见：图 1-25。

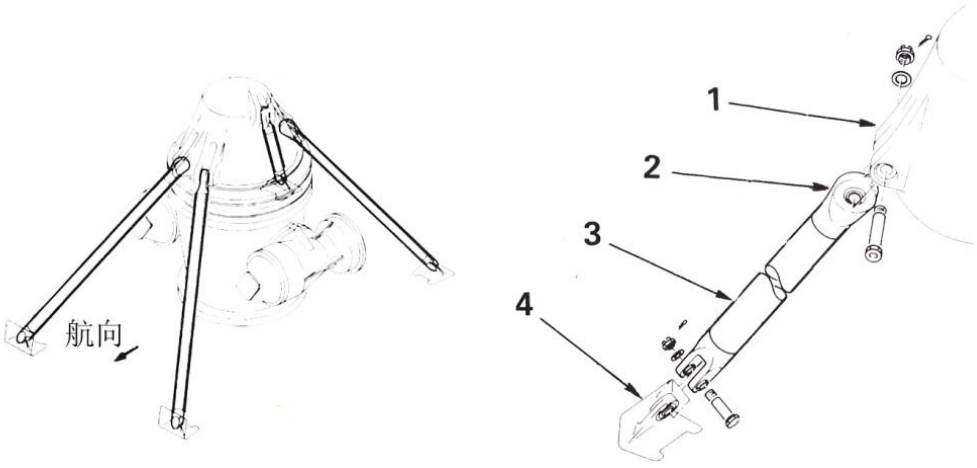


图 1-25 主减速器撑杆

1.机匣连接叉耳；2.自身润滑的球轴承端接头；3.撑杆；4.自身润滑的球轴承机体接头

主减速器悬挂装置:

弹性悬挂装置被装在主减速器底部和机体之间，因此，主减速器可以绕着撑杆汇交点“O”有纵向和横向摆动，由于弹性悬挂装置的刚性，可使小偏转得以缓冲，而吸收由于旋翼所引起的水平振动。典型主减速器悬挂装置详见图 1-26。

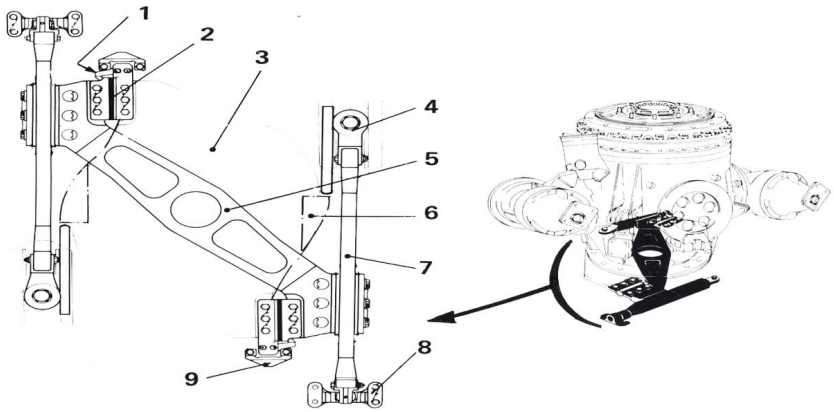


图 1-26 主减速器悬挂装置

1.负扭矩安全装置；2.层压止动块；3.主减速器底部；4.固定球轴承端接头；

5.斜横梁构件；6.扭矩限动块(固定在主减速器底部)；7.疲劳杆；8.滑动球轴承端接头；9.档块支座

1.5 机身表面防护

1.5.1 合金防护

1.5.1.1 铝合金防护

1.包铝法

铝合金板材通常使用纯铝进行包盖来防腐。薄的纯铝板滚压到铝合金上下两面。纯铝板的厚度占 5%左右。

铝合金芯保持强度，同时纯铝层起防腐作用。纯铝相对于铝合金来说是阳极，因此在切口或其他表面损伤处起到牺牲性防护作用。纯铝的表面形成氧化膜，可阻止进一步氧化。

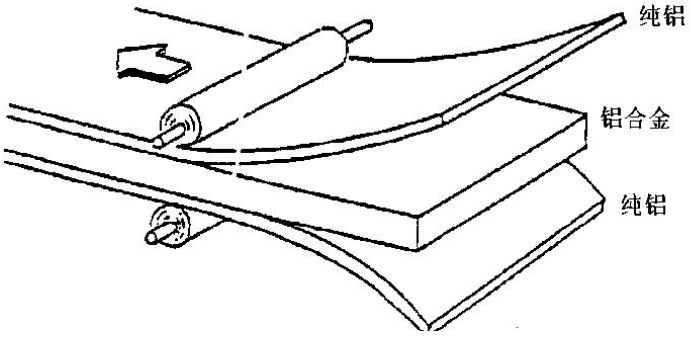


图 1-27 包铝法

2.阳极化处理

铸造或锻造的铝合金安装面在正常情况下可以使用防腐处理---阳极化处理。直流电流过极板间的电解液时，正极板称为阳极，负极板称为阴极。通过电流的化学作用，在阳极处释放氧气，在阴极处释放氢气。

将需要阳极化处理的零件悬挂在电解液中作为阳极，另选其它材料作为阴极。在电流作用下，阳极处的氧气对零件表面进行氧化，形成薄层氧化铝。由于零件经过阿洛丁处理后，表面已形成致密的氧化铝薄层，就有较强的耐腐蚀性。氧化铝也是绝缘材料，电流无法在阿洛丁处理过的表面和其它零件接触面间流动，这样抵抗了腐蚀。

有三种阳极化处理：铬酸、硫酸、阿洛丁

（1）铬酸处理（电化处理）形成2～5微米的氧化层。

它可以用在铆接部件或部件有裂纹，止裂孔等。因为铬酸电解液对铝没有腐蚀。

（2）硫酸处理（电化处理）形成8～25微米厚度的氧化层。

优点是外表亮丽，防护效果好。但不适合于叠接的、有铆钉的部件。

（3）阿洛丁处理（化学处理）形成氧化层厚度高达50微米。

这层保护层致密致硬，非常耐磨损、摩擦、腐蚀和温度的影响，又是良好绝缘体，硬阿洛丁处理是改进的硫酸处理。硬阿洛丁降低了零件的疲劳强度，但可以通过进行密封处理得到改进。

3.密封处理

刚完成阿洛丁的氧化膜是多孔的，所以需要密封处理提高抗腐蚀能力。密封处理是将零件浸入在热水中，这避免了除铬溶剂引起的颜色变化。另一种替代方法是将零件浸入到钾或钠除铬溶剂与水的热混合液中。对于硫酸膜最终会变成黄绿色，而对于硬阿洛丁处理的厚膜会变成深绿色。

1.5.1.2 镁合金防护

镁合金是在制造时使用铬酸处理来保护的。国际DTD911标准给出处理的详细内容。铬酸处理在表面产生一层膜，与镁合金成为一体，与沉淀涂层有很大区别。这层防护对腐蚀保护起很大作用，同时吸附表面喷涂。

镁合金也可以进行硬阿洛丁处理，表面会出现较厚的耐磨层。铬酸处理和硬阿洛丁处理可以用环氧环脂涂层来密封，这样可以用于腐蚀形环境。

铬酸处理是将零件浸入加热的化学溶剂中，一段时间后，再用清水冲洗，在表面就会形成防腐氧化膜。

1.5.1.3 钢的防腐

现在钢材料是通过镀铬或镀镍来防腐的。

电镀的基本原理是：将需要电镀的零件作为阴极，将镀料作为阳极，并放入合适的电解液中。镀料的酸盐添加到电解液中，是为了产生少量的气体而且改进电镀的质量。直流从阳极流向阴极，使得镀离子沉淀在阴极表面，阳极慢慢的溶解，补充电解液的镀离子的含量。有时，在镀铬时可以使用非溶解性阳极，铬离子来自电解液本身。

在电镀过程中，电解液要进行搅动，防止氢气泡留在零件上，使镀层变脆。电镀完成后，零件要在清水中彻底洗净并晾干。电镀时间取决于电镀的类别和需要镀层的厚度。

1.5.2 直升机油漆和保护性喷漆

1.5.2.1 介绍

航空器喷漆目的是防护蒙皮和结构免于腐蚀并提供美观效果。通常由厂家提供喷涂方案。单一方案不能满足航空器所有部件要求。发动机区域较热，需要耐高温漆。机身下部蒙皮与结构会接触到污染液，可能比其它地方需要更强防护。耐火液压油可以损坏油漆表面。

一个喷涂方案的实施效果很大程度上取决于（1）表面处理和准备状况；（2）喷涂车间的条件；（3）油漆是否符合相关规格等。

1.5.2.2 油漆

油漆分为底漆和面漆。

1.底漆

底漆附在航空器内外表面，防止金属腐蚀，并为面漆提供附着力。

底漆必须：

①在室温固化；

②提供长期耐腐蚀性和多种材料的黏着性；

③化学耐液压油、滑油和燃油；

④承受低温。

预处理底漆，又叫做刻蚀或清洗漆，对表面轻微腐蚀，为其它漆提供基础。清洗漆干得很快并且1个小时后可以重新喷刷。它们不会产生危害性废物，并很容易剥掉。上底漆的相对湿温度要在30%～75%之间。

（1）内部底漆

在部件组装前对具体零件或组件的施工时所用。它们通常不被刮去。持续作用于整架航空器服役期。内部漆经常与水、润滑油和液压油接触。环氧底漆经常选做内部漆，因为它们

提供好的附着力、好的抗腐蚀和好的耐油性。环氧底漆也可以用于烤漆。

烤漆的耐磨性非常好，对于机体和发动机不受烤炉高温影响的零件可以实施烤漆方案。炉温通常低于125℃，对铝合金影响不大。常规是零件清洁后喷涂底漆，再放入烤炉一段时间，取出冷却后再喷底漆，然后再放回炉内，加热一段时间烘烤面漆。

（2）外部底漆

外部底漆作用于航空器外部并经常覆盖聚亚氨脂面漆。有两种类型：

①环氧氨基甲酸酯兼容底漆

②聚亚氨脂底漆

在环氧底漆使用的地方，经常是面漆可以刮掉，露出底漆，用溶液清洗底漆。

2.面漆

面漆用来保护航空器外表防腐蚀，提供装饰，使顾客辨别航空器。

面漆必须：

（1）在室温固化；

（2）和底漆有好的附着；

（3）耐油脂；

（4）良好天气适应性；

（5）长时间外部裸露仍保持柔韧性；

（6）外表美观，现代航空器主要喷涂聚亚氨脂面漆。

3.喷涂条件

喷漆车间通风良好，且不干燥。温度保持在15℃-25℃之间。如果喷刻蚀底漆的话，湿度保持在30%-75%的相对湿度。

喷漆车间要保持洁净。地板封好，防止起灰。干漆和喷雾易燃，所以灭火瓶须在位。所有灯光应防爆。在喷漆时，采用合适的工作平台。

喷漆所用材料是易燃的，在处置、储存、使用油漆时应遵守有关操作规定。

4.腐蚀防护材料

在机身下部、起落架舱等极易遭受腐蚀的地方，应加额外耐腐蚀材料。如LPS3、ASTROLAN和FLIGHTGUARD等。这些是汽油基材料，溶剂溶解后，喷到结构上，形成排斥水的厚膜。

小的地方可以使用AEROSOL罐装的（预增压的手喷漆罐），也可以使用桶装进行大面积喷涂。通常防腐材料进行周期性喷涂。

5.健康注意事项

在喷漆车间的注意事项：

（1）良好通风；

（2）裸露皮肤涂隔离防护霜；

（3）高蒸汽密度地方戴口罩；

（4）喷聚亚氨脂时戴防毒面具；

（5）避免油漆溅到身体和眼睛里；

（6）使用脱漆剂时戴橡胶手套。

1.6 机身线性检查

直升机的机身在组装或遭受冲击后必须进行机体线性检查。目的是测量直升机主结构与前/后结构安装连接的一致性，确保机体结构的横/纵轴线与直升机操纵系的轴线吻合。

1. 机身顶升

在进行线性检查之前必须首先将机身顶升至水平姿态，直升机通常为三点顶升。一般通过使用水平仪和铅垂调节机身基准水平面（如，客舱地板的划定位置）来达到水平姿态。如图 1-28 所示。

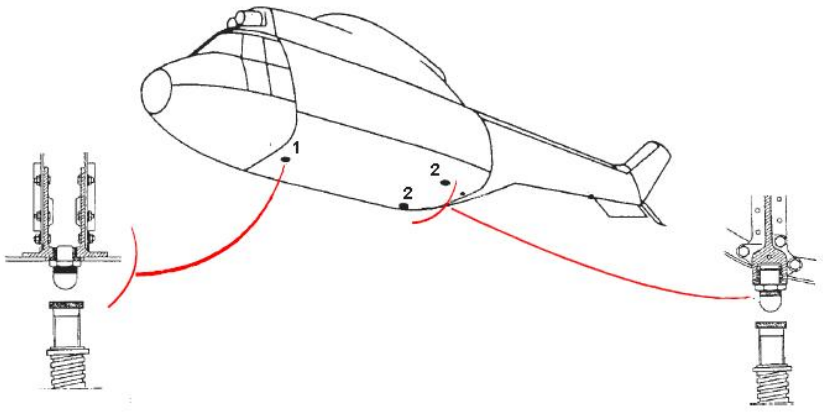


图 1-28 直升机顶升

2. 机身线性测量

机身的线性测量通常包括水平度测量和同轴度测量两种。

水平度的测量一般是通过观察、测量横向安装在机身上的靶标来实现的。如图 1-29 所示。



图 1-29 机身水平度测量

同轴度的测量一般是通过使用铅垂投影机身上沿纵轴分布的基准点实现的。如图 1-30 中 A、B、C 点。

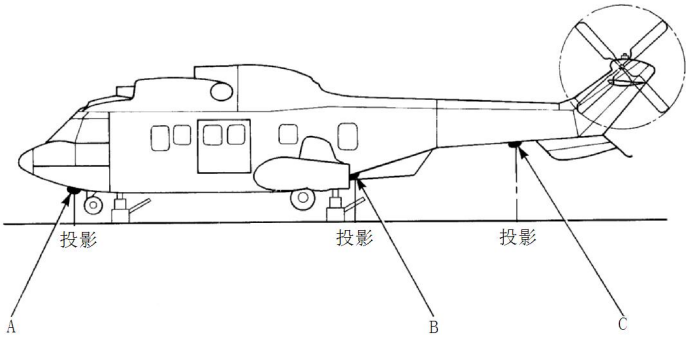


图 1-30 机身同轴度测量

1.7 腐蚀和防腐

1.7.1 腐蚀的基本原理

1.7.1.1 腐蚀的基本概念

腐蚀是一种自然现象，金属在周围环境的作用下，发生破坏变质，改变了原有的化学，物理，机械等特性，叫腐蚀。

金属腐蚀会使飞机结构表面产生锈蚀、侵蚀或形成蚀坑，并且会侵蚀到表面保护层的里面，不同金属之间和金属晶界处，破坏金属内部晶体结构，使其丧失原有的物理性能和力学性能，降低飞机结构的承载能力，造成结构破坏，甚至会造成极其严重的后果。

腐蚀是飞机结构的主要损伤形式之一，它影响飞机使用出勤率和使用寿命，又大大增加飞机的使用维护成本，重则危及飞行安全，可能导致机毁人亡的重大事故。

现代民用飞机结构设计，将结构的腐蚀控制设计，与结构设计的其他要求，如疲劳、损伤容限和静强度等视为同样重要，是保证飞机使用寿命期内结构完整性的重要内容，是飞机

长寿命、高可靠性、易维护性的重要保证，也是确定飞机使用寿命和经济寿命的重要依据。

腐蚀的发生加大了用户的维修工作量，降低了飞机的可用率，甚至有的飞机结构件腐蚀后，因不能修理而报废。飞机结构腐蚀发生在可检部位，用户可采取相应措施进行修理，一旦腐蚀发生在不可检的部位时，用户在维修中就很难发现，势必会产生飞行安全隐患。

许多飞机是经常暴露在盐雾潮湿环境下，在多雨水多雾气的地区也极易发生腐蚀性问题，由此直接地导致了维护费用的增加。

根据金属腐蚀行为的特征，金属腐蚀可分为化学腐蚀和电化学腐蚀两大类。

1.7.1.2 腐蚀的基本原理

1.化学腐蚀

化学腐蚀是指金属材料在干燥气体和非电解质溶液中发生化学反应，生成化合物的过程中没有电化学反应的腐蚀。金属的化学腐蚀主要是指金属的高温氧化。

化学腐蚀原理比较简单，属于一般的氧化还原反应。

防止化学腐蚀的方法有以下几种：

（1）钝化：例如，用铝罐运输冷浓硝酸；

（2）电镀：例如，镀锌、镀镉等；

（3）刷隔离层：例如，喷底漆、面漆、涂密封胶等。

化学腐蚀是由于金属表面与环境介质发生化学作用而引起的腐蚀。当金属与非电解质相接触时，非电解质中的分子(如 O_2、Cl_2等)被金属表面所吸附，并分解为原子后与金属原子化合，生成腐蚀产物。反应式如下：

$$xMe + yX \rightarrow Me_xX_y$$

式中：Me——金属原子；X——介质原子。

若反应产物是挥发性的，则在金属表面形成不了保护性膜，腐蚀反应将继续下去；若反应产物能够附着在金属表面上，在反应起始，所生成的膜还不足以把金属表面与介质完全隔开，金属原子、离子或电子与介质中的原子将通过膜进行扩散，并在已形成的膜中相遇，发生反应，使膜加厚。

由以上简单的分析可见，化学腐蚀的基本过程是介质分子在金属表面吸附和分解，金属原子与介质原子化合，反应产物或者挥发掉或者附着在金属表面成膜，属于前者时金属不断被腐蚀，属于后者时金属表面膜不断增厚，使反应速度下降。

金属在干燥气体介质中(如高温氧化、氢腐蚀、硫化等)以及在非电解质溶液中(如苯、

酒精等)发生的腐蚀都是化学腐蚀。

2.电化学腐蚀

金属在电解质溶液中的腐蚀是一种电化学腐蚀过程。在电化学腐蚀过程中存在着由于电子流过金属而产生的电流。电化学腐蚀比高温氧化更为普遍。金属机体结构在潮湿的含有有害物质的大气中产生的腐蚀都属于电化学腐蚀。

电化学腐蚀的原理与原电池的工作原理一样，只要两种金属存在电位差异，如果有腐蚀介质存在就会产生电池效应，发生电化学腐蚀。通常我们规定电位较低的金属为阳极，电位较高的金属为阴极。在电化学腐蚀过程中电位较低的阳极金属会不断地失去电子，成为带正电的阳离子，与电解液中的阴离子相结合生成腐蚀产物，阳极金属逐渐被腐蚀掉。

电化学腐蚀对机械设备所造成的危害，远比化学腐蚀广泛而严重。产生电化学腐蚀的条件是：（1）存在腐蚀介质——水中溶入电解质；（2）存在电位差——在电解液中，金属表面有成分或组织相的不同或应力分布不均匀，呈现电位差。

在飞机结构件中，绝大多数零件皆由含有多种元素的合金材料制成，各种元素各具不同的电极电位，同时加工工艺也都使零件表层残存着以各种形式分布的残余应力。特别是存在着某些缺陷的表面(如表面划痕、碰伤、压痕、磨削、烧伤等)，沿缺陷的边缘将形成结构和应力不均匀分布的现象。而且，出现以上所列举的成分的、结构的、应力的、不均匀态势的概率比较普遍；从环境条件看，暴露在大气中的零件，当大气的相对湿度超过某一临界值时，存在于表面上的某些吸湿性物质(或是腐蚀过程中形成的吸湿性产物)，就从大气中吸收水分，使零件表面湿润。空气中的有害成分如 CO_2、SO_2 等溶入其中，就成了腐蚀电解液，给电化学腐蚀创造了条件。也就是说，无任何保护而直接暴露在大气中的零件，将不可避免地要遭受不同程度的电化学腐蚀。

当空气中含有各种杂质成分时，腐蚀速度能增加 10～30 倍。灰尘对生锈的影响是严重的，因为它吸湿性很强，如含碳的物质，能吸收酸性的含硫气体，加速了腐蚀。有时灰尘本身就具有腐蚀性。在工业污染严重的环境中，常常会遇到这种情况，暴露在大气中的机具，其他部位比淋雨的部位锈蚀得更严重。这是由于淋雨部位上的尘埃与腐蚀电解质，常常被雨水所洗刷冲淡。由此可见，经常擦拭对其减轻腐蚀有一定作用。

金属的防护，在一般情况下常常采用保护性覆盖层。这种保护性覆盖层，可以是一种较为耐腐蚀的金属层(如铬层)，或者是阳极性覆盖层(如镀锌铁皮，锌受到阳极腐蚀，而钢铁则得到阴极保护)，或者是某种有机涂层(如漆层)或无机涂层(如搪瓷)。

大面积的防腐保护，一般采用涂漆。漆涂层除能起到通常所认为的隔离水和氧对金属表

面的直接接触外，其中的金属颜料成分(如防锈漆中的铅丹)，还能够起到阻蚀剂的作用，能降低透过漆膜的水分的腐蚀性，并且在某些情况下，能起到一定的保护性阳极的作用。对于那些经常裸露的金属表面，虽然磨粒磨损是主要的，但停歇时的腐蚀损失也相当严重。

1.7.2 航空器常用的防腐措施

1.金属镀覆层和化学覆盖层

（1）根据零件材料的特性、热处理状态、使用条件和部位、结构形状、公差配合、加工方法和形位公差等因素合理选择镀覆层，同时根据零件类型、特性、使用环境和条件及寿命等确定镀覆层的厚度；

（2)所选用的镀覆层不能对零件基体材料带来不良的影响(如:疲劳、氢脆或残余应力)，不能降低基体材料力学性能；

（3）所选用的镀覆层只能在一定的温度范围内使用，不允许超过标准规定的使用温度；

（4）低耐蚀性的金属零件应尽量选用阳极性镀覆层。

2.有机防护涂层

（1）有机涂层系统应根据零件的材料、使用部位、环境条件等具体选择；

（2）选择有机涂层系统应综合考虑涂层与基体的附着力、涂层的防护性能、三防（防湿热、防盐雾和防霉菌）性能、耐大气老化性能以及涂层系统各层间的配套相容性和施工工艺性能等；

（3）底漆和面漆应相互配套，底漆和密封胶也应相互配套。所有外部漆层和颜色都应符合热稳定设计要求，例如：锌黄环氧底漆 H06-25+灰色环氧底漆 H06-26 和面漆，这两套涂层具有优良的力学性能，对铝附着力好，耐介质性好，第二道底漆外观光泽适宜，与面漆附着力强；

（4）零件内表面可只涂底漆，外表面应涂底漆和面漆，对于暴露于外部，经常处于腐蚀环境中的内表面也应视为外表面；

（5）应采用合理的涂覆工艺(涂漆前处理，涂料配制，施工温度、湿度及环境的控制，涂层干燥温度及时间的控制等)获得优质的涂层；

（6）为确保各零件防护性能，同时又不增加不必要的涂层重量，应严格控制各零件的涂层厚度。

3.飞机结构腐蚀损伤检查

外场飞机在飞行前后、机械日、定检中，应经常进行腐蚀损伤检查，以便及时修复防护层，发现和排除结构腐蚀。

（1）检查部位

外场飞机在飞行前后、机械日的维护中，主要进行可见部位和易腐蚀部位的检查，包括：

①外表面涂层及可见部位；

②易积水、易与有害气体和液体接触的可见部位；

③根据飞机的使用经验，已掌握的易腐蚀部位。飞机在定检中，除检查上述部位外，应对飞机所有可见部位进行较详细的检查。

（2）飞机结构常见的腐蚀损伤特征

常用材料的腐蚀类型和腐蚀产物外观如下：

①防护涂层损伤：涂层表面硬化，出现较大面积腐蚀斑点；防护涂层划伤、脱落、破损、龟裂、起皮等；

②铝合金腐蚀损伤：涂层破损处构件表面呈灰白色斑点状，构件表面局部出现灰白色粉末状腐蚀产物，去除后出现麻坑，构件表面或边缘出现突起或层状腐蚀，铆钉附近蒙皮腐蚀时，钉头处出现明显凹坑，铝合金构件与钢紧固件连接处的钉孔缝隙内渗出灰白色粉末，孔壁发生腐蚀；

③钢制零件或紧固件腐蚀损伤：钢制件表面出现棕红色粉末状腐蚀产物；结构表面钢钉的钉头腐蚀，钉头处涂层突起等；

④轴承处腐蚀：活动舵面等运动不畅，用手扳动有紧涩感；

⑤密封失效及油箱腐蚀：密封结构渗漏或密封材料老化、干裂或脱落，油箱内部密封剂表面出现霉菌侵蚀，金属构件产生腐蚀等。

4.外场使用维护中的一般防腐蚀措施

（1）定期清洗

飞机在使用过程中不可避免地会积留沙尘、金属碎屑以及其他腐蚀性介质。这些物质会吸收湿气，加重局部环境腐蚀。必须清除污物，定期清洗飞机，保持飞机表面清洁。这是一种简便有效的防腐蚀措施。

清洗周期通常由飞机所处的使用环境和表面状态确定。建议清洗周期为：良好地区 90 天，中等地区 45 天，恶劣地区 15 天，直接与海水接触的要及时/视情清洗。

（2）机体防护层的保护

需要精心检查和维护零、构件的防护层，产生损伤时及时修复并使用缓蚀剂。

（3）通风、排水

应按时打开舱门、口盖通风，排出积液，尤其是雨后或用高压水清洗后。特别注意及时

检查排水孔、排水装置是否畅通。通风、排水是一种日常工作，必须常年坚持。

1.8 飞机载重与平衡

1.8.1 飞机载重与平衡的基本知识

1.8.1.1 飞机载重与平衡的目的

飞机的重量是它本身的重量及它内部包含的所有重物的重量之和。它是飞机设计时首先要确定的重要指标之一。飞机的重量指标有标准空机重量、最大起飞重量、最大着陆重量等，根据这些重量指标的要求以及要达到的飞行性能进行飞机结构的强度设计和动力装置的配置。飞机一旦投入使用，飞机的重量就成为一个重要限制条件。载重目的也就是为了获取飞机制造完成后的实际重量，并与设计重量进行比对，实际重量与设计重量的偏差要在设计规定范围之内。另一个目的就是为了保持飞机在飞行过程中的总重在飞行限制内，要计算出空机的实际重心位置，并确定其所需的变化。

飞机平衡则是通过飞机上各种载重的配置，使飞机的重心保持在要求的范围之内。对于直升机来讲重心位置对飞机的操纵性以及横向、纵向稳定性都会产生很大影响。

直升机在出厂时，应提供直升机空机载重及平衡报告和标准的重量配置方案。在使用运行过程中，如果对直升机出厂构型进行改装、修理、设备增加或拆除，都会对直升机的重量和重心产生影响，所以定期对直升机进行载重以及对重心位置进行校验就是一项非常重要的维修工作。

在每次飞行前，还应根据直升机实际装载情况和加油量对重量和重心进行计算，结合当地场温、场压，确保直升机重量和平衡均符合飞行手册中的有关重量重心的限制要求。

1.8.1.2 载重与平衡的基本知识

1.直升机的重量和重心

直升机的重量包括机体结构、机上各系统、各种设备、动力装置、所填加的各种油品（燃油、滑油、液压油）、机组和乘客、货物、生活用水等机上所有重量。

直升机重心是直升机重量的合力点，这一点基本上在直升机的升力中心附近范围，超出规定范围，将影响直升机操纵。

（1）空机重量和重心

a.空机重量

按CCAR-27部规定空机重量与相应的重心必须根据无机组人员和有效载重的旋翼航空器载重来确定，但应装有：

固定配重；

不可用燃油；

全部工作液体,包括：①滑油；②液压油；③除了发动机因喷液要求的水以外,旋翼航空器系统正常工作所需的其它液体。

在确定空机重量时旋翼航空器的状态必须是明确定义的,并易于再现,特别是关于燃油、滑油、冷却剂和所装设备的重量。这个载重状态在重量与平衡报告中已明确载明。

b.空机重心及空机重心范围

空机重心是空机重量合力的作用点。在这个点上，所有轴向上的所有力矩大小相等。空机重量范围是由对空机重心位置限制形成的一个范围，在此范围内空机重心位置的变化是允许的。空机重心位置可以在对空机进行载重时通过计算得出。

（2）实际重量和重心

实际重量和重心是指直升机装载后登机的实际重量和重心。

在实际运行中是根据制造厂载重与平衡报告中的空机重量和空机重心数据，按装载方案装载完成后，通过计算出的实际重量和重心。实际重量和重心不能超出重心包线限制的范围。下面是国产直九直升机的重量、重心包线限制。

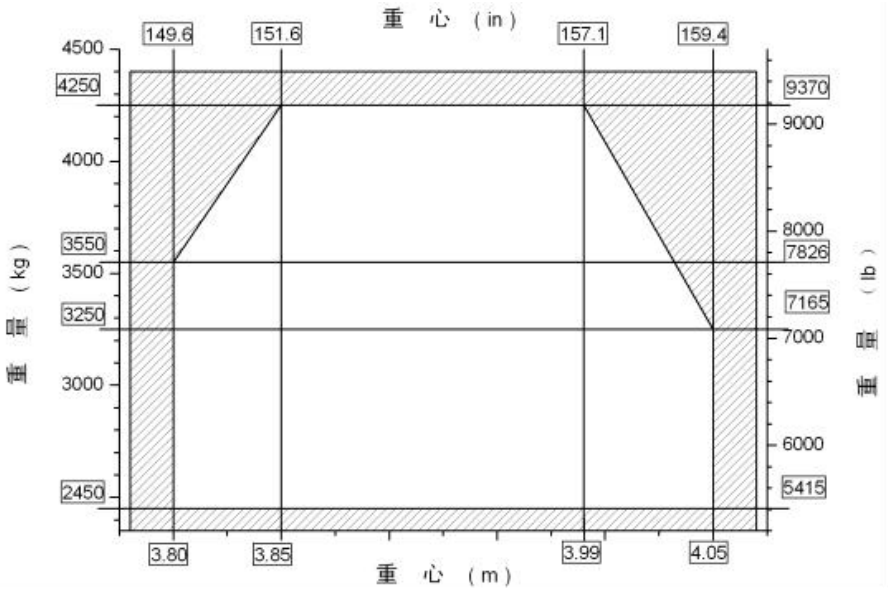


图 1-31 纵向重心位置与直升机重量关系

a.纵向重心的位置

纵向重心的基准面位于主桨毂中心沿前舱地板向前 3997.6mm（157.4in）处。

b.横向重心位置

表 2-3 横向重心位置

	重量≤4100kg（9038lb）	重量>4100kg（9038lb）
左极限	0.075m（2.95in）	0.05m（1.96in）
右极限	0.075m（2.95in）	0.05m（1.96in）

注：横向重心的基准面是直升机的对称平面。

2.飞机载重与平衡所需数据资料的来源

（1）飞机技术规范；

（2）型号合格证数据单；

（3）飞行手册；

（4）飞机制造商的维修手册；

（5）飞机制造商的重量与平衡报告。

1.8.1.3 载重与平衡的基本术语

1.基准面

在直升机设计时，为了定义直升机上各个部件的尺寸和相互位置而建立的一个假想空间坐标系，在这个坐标系中定义了通过坐标 0 点的三个相互垂直的三个平面为直升机的三个基准面。这三个基准面也就成了直升机进行载重、重心计算、平衡测量的基准面。

下面以国产直九直升机为例，介绍三个基准面(见下图)：

X 面：位于旋翼中心前方 4 米处与直升机中心线正交的平面。是纵向尺寸基准。

Y 面：为直升机的对称平面，是横向尺寸的基准。

Z 面：位于座舱地板上方 3 米处的水平面。是垂直方向尺寸的基准。

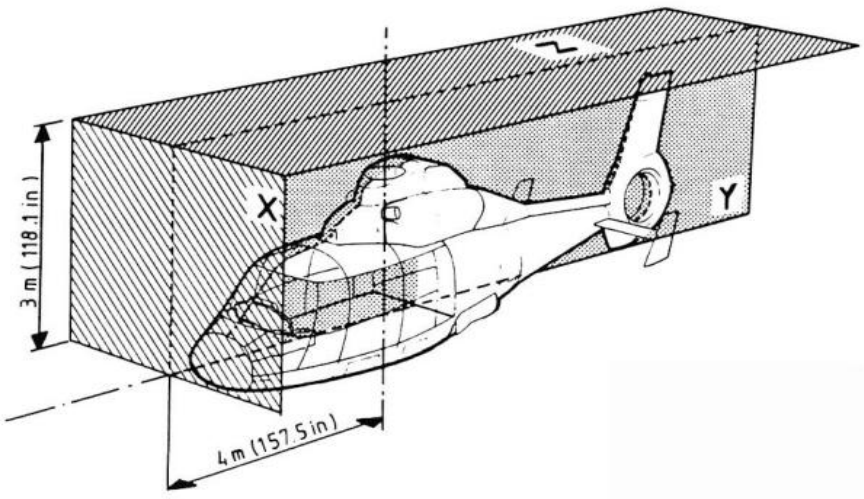


图 1-32 某直升机坐标轴

2.力臂

力臂是指机上所安装重物的重心至各基准面的水平距离。力臂值是个代数值，如上图所示，位于X基准面后面的力臂值为正值，位于Y基准面左侧力臂值为正值，位于Z基准面下方力臂值为正值。位于基准面相反方向时力臂值为负值。

3.力矩

力矩是指机上所安装重物对某个基准面的力矩，该力矩等于重物重量与力臂的乘积。无论重物在基准面的哪一侧，只要是增加的重量就为正，只要是减少的重量就为负。所以，当重量和力臂值正负号相同时，力矩值就为正；重量和力臂值正负号相同反时，力矩值就为负。

4.载重点

对飞机进行载重时，放在磅秤上的支撑点称为载重点，直升机的载重点可以是直升机的顶起支撑点，也可以是机轮承力点。载重点一般为3个，其中2个在机身两侧，另1个位于机身纵轴线上。

5.不可用燃油；以较大数值为准，指飞机在最差飞行姿态下，燃油泵空转或仪表指示油量为零所剩余的燃油量。

6.最小燃油，为了载重平衡，加入的和不可用燃油相同数量的燃油。

7.不可排放燃油或滑油；指按照完整程序排放后，留在各自系统重不能被排放的燃油或滑油。

8.皮重；对于机械秤，指载重时使用的锁盘、垫块、支架等，载重时这些会被包含在读数中，对于电子秤，需查找厂家数据。

1.8.2 飞机载重方法与平衡控制

1.8.2.1 飞机载重操作方法

1.工具设备资料准备

（1）准备载重所需的资料

（2）准备载重平衡计算表格

（3）准备载重所需要的设备

2.载重前飞机的准备

（1）对飞机进行彻底清洁

（2）彻底检查飞机，以确保型号合格证上空机重量中所包括的项目都已安装到位。并且没有型号合格证上空机重量中所包括的设备、部件等。

（3）排放机上燃油，保留不可用燃油。

（4）按标准和规定填充滑油和液压油。

（5）保证机上所有维护口盖、活动整流罩、舱门等安装到位。

3.载重

（1）如果使用磅秤对直升机进行载重，需要将直升机各载重点平稳地放在磅秤上。可以通过使用千斤顶将直升机顶起，然后缓慢地将三个机轮放在磅秤上，松开机轮刹车，挡好轮挡。

（2）如果使用电子测压传感器进行载重，则需要将测压传感器安装在千斤顶顶头和机体上顶起支座之间。

（3）稳重时要保持直升机处于水平姿态，调整水平的方法可按照各型机的水平调整要求进行。

（4）当直升机顶起水平后，读取并记录三个载重点的重量数据。

（5）当直升机调整好水平后，读取磅秤或电子测压传感器上的重量数据，并做好数据记录。这些数据是指直升机的载重毛重，在计算各支撑点重量时，要去除因载重而使用的物品的重量（如：机轮轮挡、挡块、千斤顶顶头等），得出载重净重。

4.计算空机重量及重心位置

（1）将各载重点的载重净重进行相加，相加之和为空机重量。

（2）将各载重点的载重净重乘以载重点至基准面的力臂得出载重点至基准面的力矩，相加之后得出总力矩。

（3）将总力矩除以空机重量就可以得出空机重心至基准面的位置距离。

5.载重的注意事项

（1）载重前，参与载重的工作人员必须熟悉与载重相关的各种载重平衡的数据资料。

（2）在条件允许的情况下，尽可能在厂房内进行载重，以避免风力对载重的影响。

（3）载重前应对载重用的磅秤或压力测量设备进行校准、调准零点，并按设备说明书掌握正确操作方法。

（4）在载重时要保持直升机处于水平姿态。

（5）在载重过程中应小心操作，将载重点稳妥地放置在磅秤上或千斤顶上，防止滑动滚落，否则以造成机体或设备损坏。

（6）载重时使用的载重点应清楚记录在载重平衡报告中。如果以起落架机轮为载重点，应释放刹车，以减少秤盘上侧向载荷对载重数据的影响。

（7）一定要载重的重量中是否包括一些空机重量以外的项目，计算重量时要在各载重

点重量中去除这些额外的重量。

1.8.2.2 飞机的平衡控制

1.装载后实际重量和重心位置

（1）列出空机重量及重心位置

（2）列出装载到直升机上的空勤机组、乘客、燃油、货物、行李等所有重量，列出各重量重心到基准面的距离即力臂（含空机重量力臂）。

（3）各项重量之和为装载后的实际重量，不应超出直升机允许的最大重量。直升机的最大允许重量。

（4）将各项重量乘以力臂得出相应力矩，相加之后得出总力矩，用总力矩除以实际重量，就可以得出实际重心位置。实际重心位置应满足重量——重心包线范围之内。

2.装载后实用重心范围

直升机实际重心范围与直升机实际重量相关，在整个飞行过程中，实际重心位置会随着燃油的消耗以及机上人员的位置变化而产生变化，不同实际重量条件下，对重心位置的要求也是不同的。具体可参见飞行手册中重量重心包线。

3.极限状态的载重与平衡

极限状态下的载重与平衡是以一种造成极限平衡状态的方式为飞机装载，然后进行载重与平衡检查，看实际重心是否还保持在重量——重心包线范围内。

只要空机重量重心在包线范围之内，按标准的装载和乘客座位布置，就可以不用进行极限状态的载重与平衡检查。

当由于修理、改装等原因使直升机的空机重量发生变化后，必须通过载重或计算的方法重新确定新的空机重量和重心位置。如果新的空机重心位置位于包线范围之外，就必须进行极限装载状态的载重和平衡检查。

极限状态的载重和平衡检查包括：前重心载重平衡检查、后重心载重平衡检查和最大总重量检查。检查的结果要满足以下要求：

（1）前极限载重平衡检查：重心位置在实用重心前极限的后面；

（2）后极限载重平衡检查：重心位置在实用重心后极限的前面；

（3）最大重量检查：最大重量小于允许的最大重量。

4.调整装载后的重心位置

如果装载后的重心位置不在要求的实用重心范围之内，就必须要对装载进行调整，以满足实用重心范围要求。调整的方法有以下几点：

（1）调整装载物的位置：调整装载物的位置主要是为了改变装载物的相对基准面的力臂，从而改变其力矩，通过力矩的变化改变重心的位置。

（2）调整装载物的重量，从而改变装载物的力矩，通过力矩的变化改变重心的位置。

（3）在装载物重量和位置无法调整时，可以通过安装压舱物的方式来改变重心位置。为了减少能源消耗，在选择压舱物时尽可能放置在机身最前或最后的位置，以便压舱物的重量最小。压舱物可以分为固定压舱物和临时压舱物两类。

a.固定压舱物：是指为了补偿拆卸或安装设备后对重心的影响而长期安装在飞机上的压舱物。通常是用铅棒或铅块制成，固定在飞机结构上，一般涂成红色并标明“固定压舱物，请不要移动”标牌。显然，固定压舱物增加了空机重量，降低了有效商载，尽可能不要采用这种方式。

b.临时压舱物：是为了满足某一次装载平衡而临时安装的可拆卸的压舱物。通常用铅袋、沙袋或其它重物。对于临时压舱物也要示出“压舱物 XX 公斤，要经载重平衡检查才能使用”的告知说明。临时压舱物通常放在货舱内，要固定可靠。

1.9 无损检测

航空用无损检测主要有：渗透检测、超声波检测、涡流检测、射线检测和磁粉检测，本节将对各种检测技术的检测原理、检查方法、适用范围及各种检查技术的优缺点进行简单阐述。

1.9.1 渗透检测

渗透检测是工业发展过程中所衍生出来的一种应用技术，由于渗透探伤自身在实际执行过程中的简单操作性，促使该技术目前已经被广泛的各个领域之中。并且在当前科技技术飞速发展的过程中，传统的渗透性探伤技术已经逐渐拓展成为了多孔性材料的检测技术。

20 世纪初，最早利用具有渗透能力的煤油检查机车零件的裂缝。到 40 年代初期美国斯威策(R.C.Switzer)发明了荧光渗透液，这种渗透液在第二次世界大战期间，大量用于检查军用飞机轻合金零件，渗透探伤便成为主要的无损检测手段之一，获得广泛应用。

1.渗透检测的基本原理

渗透探伤是将一种含有染料的着色或荧光的渗透剂涂覆在零件表面上，在毛细作用下，由于液体的润湿与毛细管作用使渗透剂渗入表面开口缺陷中去。然后去除掉零件表面上多余的渗透剂，再在零件表面涂上一层薄层显像剂。缺陷中的渗透剂在毛细作用下重新被吸附到零件表面上来而形成放大了的缺陷图象显示，在黑光灯（荧光检验法）或白光灯（着色检验

法）下观察缺陷显示。

2.渗透检测的种类

渗透探伤包括荧光法和着色法。

荧光法是将含有荧光物质的渗透液涂敷在被探伤件表面，通过毛细作用渗入表面缺陷中，然后清洗去表面的渗透液，将缺陷中的渗透液保留下来进行显像。典型的显像方法是将均匀的白色粉末撒在被探伤件表面，将渗透液从缺陷处吸出并扩展到表面。这时，在暗处用紫外线灯照射表面，缺陷处发出明亮的荧光。

着色法与荧光法相似，只是渗透液内不含荧光物质，而含着色染料，使渗透液鲜明可见，可在白光或日光下检查。一般情况下，荧光法的灵敏度高于着色法。这两种方法都包括渗透、清洗、显像和检查四个基本步骤。

根据从被探伤件上清洗渗透液的方法，渗透探伤的荧光法和着色法又可分别分为水洗型、后乳化型和溶剂去除型三种。

常用的渗透探伤方法有着色渗透探伤、荧光渗透探伤、水洗型渗透探伤、溶剂去除渗透探伤、干式显像渗透探伤、湿式显像渗透探伤，实际探伤时经常是将几种不同方法的组合应用。例如水洗型、溶剂去除型的渗透剂组合，既可以使用干式显像也可以用湿式显像。



图 1-33 渗透探伤

3.各种渗透探伤方法的特点

（1）渗透探伤着色法

着色法（V）只需在白光和日光下进行，在无水无电的场所下工作。

a.水洗型着色法（VA）：适用于检查表面较粗糙、要求不太高的零件。探伤灵敏度低，不易发现细微缺陷；

b.后乳化型着色法（VB）：应用广泛；灵敏度高，适用于检查较精密的零件。

（2）渗透探伤荧光法

荧光法（F）需要配合紫外灯和暗室，无法在没电的场所工作。

a.水洗型荧光法（FA）：

水洗型荧光渗透法检验工艺的主要优点：

①缺陷显示在黑光灯下有明亮的荧光和高的可见度；

②零件表面多余的渗透剂可直接用水去除，相对于后乳化型渗透检验工艺，具有操作简单、检验费用低等优点；

③用于粗糙表面的零件和形状复杂的零件的检验，能检出零件的拐角、键槽、螺纹等部位的缺陷；

④高灵敏度的水洗型荧光剂能检查出非常细微的缺陷。

水洗型荧光渗透法检验工艺的主要缺点：

①所用材料多数是可燃的，不宜在开口槽中使用；

②相对于水洗型和后乳化型而言，不太适合于批量零件的连续检验；

③很难在粗糙表面上使用，特别很难用于吹砂表面；

④擦除表面多余的渗透剂要细心，容易将浅而宽的缺陷中的渗透剂擦除掉，造成缺陷漏检；

⑤重复检验效果差。

⑥需要暗室和黑光灯，并要求在黑光灯下检验。

b.后乳化型荧光法（FB）：

后乳化型荧光渗透法检验工艺的主要优点：

①缺陷显示在黑光灯下有明亮的荧光和高的可见度；

②能检出浅而宽的开口缺陷；

③渗透剂中不含乳化剂，有利于渗入表面开口缺陷中去，可发现更细微的缺陷，检验灵敏度高；

④渗透剂中荧光染料的浓度高，故显示亮度比水洗型荧光渗透剂要高；

⑤不含乳化剂的渗透剂渗透速度较快，渗透时间比水洗型要短；

⑥酸和铬酸盐对乳化型渗透剂的影响较小。（因为酸和铬酸盐仅在有水的情况下与荧光染料发生反应，后乳化型渗透剂中不含乳化剂，不能吸收水分，故酸和铬酸盐对乳化型渗透剂的影响较小）；

⑦重复试验效果较好；

⑧后乳化型渗透剂中因不含乳化剂，水进入后将沉淀槽底，故水对后乳化型渗透剂污染影响小；

⑨乳化型渗透剂中因不含乳化剂，温度变化时，不产生分离、沉淀、和凝胶现象。

后乳化型荧光渗透法检验工艺的主要缺点：

①要进行单独的乳化工序，操作周期长，检验费用大；

②必须严格控制乳化时间，才能保证检验灵敏度；

③零件上的键槽、螺纹、拐角、凹槽等部位的渗透剂不容易被清洗掉。为保证这些部位的灵敏度，乳化前，这些部位的渗透剂需充分滴落干净；

④大型工件用后乳化型渗透检验比较困难；

⑤需要暗室和黑光灯，并要求在黑光灯下检验。

4.渗透探伤优缺点

渗透探伤操作简单，不需要复杂设备，费用低廉，缺陷显示直观，具有相当高的灵敏度，能发现宽度 1 微米以下的缺陷。这种方法由于检验对象不受材料组织结构和化学成分的限制，因而广泛应用于黑色和有色金属锻件、铸件、焊接件、机加工件以及陶瓷、玻璃、塑料等表面缺陷的检查。它能检查出裂纹、冷隔、夹杂、疏松、折叠、气孔等缺陷；但对于结构疏松的粉末冶金零件及其他多孔性材料不适用。

5.渗透探伤操作规程

（1）清洗

渗透探伤前，必须进行表面清理和预清洗，清除被检零件表面所有污染物。准备工作范围应以探伤部位四周向外扩展 25 毫米。清除污物的方法有机械方法、化学方法及溶剂去除法等。

（2）渗透

渗透施加方法应根据零件大小、形状、数量和检查部位，来选择喷涂、刷涂、浇涂及浸涂等方法。在渗透过程中时间的长短与温度范围对探测裂纹的灵敏度有很大影响，渗透温度为 15～50℃范围内时，渗透时间一般分为 5～10 分钟；当渗透温度降低为 3～15℃时应根据温度适当增加渗透时间。

（3）去除

溶剂去除型渗透剂用清洗剂去除，除了特别难于去除的场合外，一般都用蘸有清洗剂的布和纸擦拭；不得往复擦拭，不得将被检件浸于清洗剂中或过量地使用清洗剂；在用水喷法清洗时，水管压力以 0.21MPa 为宜，水压不得大于 0.34MPa，水温不超过 43℃。

（4）干燥

干燥的方法有用干净布擦干、压缩空气吹干、热风吹干、热空气循环烘干装置烘干等方

法。被检物表面的干燥温度应控制在不大于 52℃范围内。

（5）显像

显像的过程是用显像剂将缺陷处的渗透液吸附至零件表面，产生清晰可见的缺陷图像。显像时间不能太长，显像剂不能太厚，否则缺陷显示会变模糊。显像时间为 10～30 分钟，显像剂厚度为 0.05～0.07 毫米。

（6）检验

观察显示的迹痕应在显像剂施加后 7～30 分钟内进行，如显示迹痕的大小不发生变化，则可超过上述时间。

为确保检查细微的缺陷，被检零件上的照度至少达到 350 勒克斯。

探伤结束后，为了防止残留的显像剂腐蚀被检物表面或影响其使用，必要时应清除显像剂。清除方法可用刷洗、喷气、喷水、用布或纸擦除等方法。

1.9.2 超声波检测

1.超声波检测介绍

无损检测是在不损坏工件或原材料工作状态的前提下，对被检验部件的表面和内部质量进行检查的一种检测手段，Nondestructive Testing。

当今国内有关的超声波检测标准为 JB/T4730.3，GB/T11345-1989，CB/T3559-2011 等，JB/T4730.3 为一个比较综合性的标准，而后面两个标准为焊缝检测标准，还有其它的钢板，铸锻件等检测标准，使用者可根据需要进行相应的查询。

2.超声波检测仪

超声波检测仪泄漏检测系统不同于特定气体感应器受限于它所设计来感应的特定气体，而是以声音来检测。

任何气体通过泄漏孔都会产生涡流，会有超音波的波段的部份，使得超音波检测仪泄漏检测系统能够感应任何种类的气体泄漏。

用超声波检测仪泄漏检测系统扫描，可从耳机听到泄漏声或看到数位信号的变动。越接近泄漏点，越明显。若现场环境吵杂，可用橡皮管缩小接收区和遮蔽拮抗超音波。

另外超音波检测仪泄漏检测系统的频率调整能力也使得背景噪音干扰减少。可检查气压系统，测试电信公司所用的压力电缆等。桶槽、管路、及软管都可借加压而检测，以及真空系统，涡流排气，柴油引擎燃料吸入系统，真空舱，船舶舱间，水密门，材料处理系统，压力容器及管道的内外气液泄漏等。

3.超声波

机械振动在介质中的传播过程叫做波，人耳能够感受到频率高于20赫兹，低于20000赫兹的弹性波，所以在这个频率范围内的弹性波又叫声波。频率小于20赫兹的弹性波又叫次声波，频率高于20000赫兹的弹性波叫做超声波。次声波和超声波人耳都不能感受 。

4.超声波的特点

（1）超声波声束能集中在特定的方向上，在介质中沿直线传播，具有良好的指向性；

（2）超声波在介质中传播过程中，会发生衰减和散射；

（3）超声波在异种介质的界面上将产生反射、折射和波型转换。利用这些特性，可以获得从缺陷界面反射回来的反射波，从而达到探测缺陷的目的；

（4）超声波的能量比声波大得多；

（5）超声波在固体中的传输损失很小，探测深度大，由于超声波在异质界面上会发生反射、折射等现象，尤其是不能通过气体固体界面。如果金属中有气孔、裂纹、分层等缺陷（缺陷中有气体）或夹杂，超声波传播到金属与缺陷的界面处时，就会全部或部分反射。反射回来的超声波被探头接收，通过仪器内部的电路处理，在仪器的荧光屏上就会显示出不同高度和有一定间距的波形。可以根据波形的变化特征判断缺陷在工件中的深度、位置和形状。

5.优缺点

超声波探伤优点是检测厚度大、灵敏度高、速度快、成本低、对人体无害，能对缺陷进行定位和定量。超声波探伤对缺陷的显示不直观，探伤技术难度大，容易受到主客观因素影响，以及探伤结果不便于保存，超声波检测对工作表面要求平滑，要求富有经验的检验人员才能辨别缺陷种类、适合于厚度较大的零件检验，使超声波探伤也具有其局限性。

超声波探伤仪的种类繁多，但脉冲反射式超声波探伤仪应用最广。一般在均匀材料中，缺陷的存在将造成材料不连续，这种不连续往往有造成声阻抗的不一致，由反射定理我们知道，超声波在两种不同声阻抗的介质的界面上会发生反射。反射回来的能量的大小与交界面两边介质声阻抗的差异和交界面的取向、大小有关。脉冲反射式超声波探伤仪就是根据这个原理设计的。

脉冲反射式超声波探伤仪大部分都是A扫描式的，所谓A扫描显示方式即显示器的横坐标是超声波在被检测材料中的传播时间或者传播距离，纵坐标是超声波反射波的幅值。譬如，在一个工件中存在一个缺陷，由于缺陷的存在，造成了缺陷和材料之间形成了一个不同介质之间的交界面，交界面之间的声阻抗不同，当发射的超声波遇到这个界面之后就会发生反射，反射回来的能量又被探头接收到，在显示器屏幕中横坐标的一定的位置就会显示出来一个反射波的波形，横坐标的这个位置就是缺陷波在被检测材料中的深度。这个反射波的高

度和形状因不同的缺陷而不同，反映了缺陷的性质 。

6.超声波探伤工作原理

超声波探伤是利用材料及其缺陷的声学性能差异对超声波传播波形反射情况和穿透时间的能量变化来检验材料内部缺陷的无损检测方法。

脉冲反射法在垂直探伤时用纵波，在斜射探伤时用横波。脉冲反射法有纵波探伤和横波探伤。在超声波仪器示波屏上，以横坐标代表声波的传播时间，以纵坐标表示回波信号幅度。对于同一均匀介质，脉冲波的传播时间与声程成正比。因此可由缺陷回波信号的出现判断缺陷的存在；又可由回波信号出现的位置来确定缺陷距探测面的距离，实现缺陷定位；通过回波幅度来判断缺陷的当量大小 。

7.超声波探伤步骤

（1）检测前的准备

①熟悉被捡工件（工件名称、材质、规格、坡口形式、焊接方法、热处理状态、工件表面状态、检测标准、合格级别、检测比例等）；

②选择仪器和探头（根据标准规定及现场情况，确定探伤仪、探头、试块、扫描比例、探测灵敏度、探测方式）；

③仪器的校准（在仪器开始使用时，对仪器的水平线性和垂直线性进行测定）；

④探头的校准（进行前沿、折射角、主声束偏离、灵敏度余量和分辨力校准）；

⑤仪器的调整（时基线刻度可按比例调节为代表脉冲回波的水平距离、深度或声程）；

⑥灵敏度的调节（在对比试块或其他等效试块上对灵敏度进行校验）。

（2）检测操作

①母材的检验：检验前应测量管壁厚度，至少每隔 90°测量一点，以便检验时参考。将无缺陷处二次底波调节到荧光屏满刻度作为检测灵敏度；

②焊接接头的检验：扫查灵敏度应不低于评定线（EL 线）灵敏度，探头的扫查速度不应超过 150mm/s，扫查时相邻两次探头移动间隔应保证至少有 10%的重叠。

（3）检验结果及评级：根据缺陷性质、幅度、指示长度依据相关标准评级。

（4）对仪器设备进行校核复验。

（5）出具检测报告。

注：有超标缺陷的焊接接头，其返修部位及返修时受影响的区域，均应按原检验条件进行复检。

8.超声波与 X 射线的区别

超声波探伤比X射线探伤具有较高的探伤灵敏度、周期短、成本低、灵活方便、效率高，对人体无害等优点;缺点是对工作表面要求平滑、要求富有经验的检验人员才能辨别缺陷种类、对缺陷没有直观性;超声波探伤适合于厚度较大的零件检验

1.9.3 涡流检测

涡流检测技术是利用电磁感应原理，通过测定被检工件内感生涡流的变化来无损评定导电材料及其工件的某些性能，或发现缺陷的无损检测技术。

与涡流伴生的感应磁场与原磁场叠加，使得检测线圈的复阻抗发生变化。导体内感生涡流的幅值、相位、流动形式及其伴生磁场受导体的物理特性影响，因此通过监测检测线圈的阻抗变化即可非破坏地评价导体的物理和工艺性能，此即涡流检测的基本原理。

常规涡流检测是一种表面或近表面的无损检测方法。由于涡流因电磁感应而生，因此进行涡流检测时，检测线圈不必与被检材料或工件紧密接触，不需用耦合剂，检测过程不影响被检材料或工件的性能。

与其它无损检测方法比较,涡流检测的主要特点有：

（1）对导电材料表面和近表面缺陷的检测灵敏度较高；

（2）应用范围广，对影响感生涡流特性的各种物理和工艺因素均能实施监测；

（3）不需用耦合剂，易于实现管、棒、线材的高速、高效、自动化检测；

（4）在一定条件下,能反映有关裂纹深度的信息；

（5）可在高温、薄壁管、细线、零件内孔表面等其它检测方法不适用的场合实施监测。

涡流检测的缺点是检测效率相对较低;另外，仅依靠涡流检测通常也难以区分缺陷的种类和形状。

1.9.4 射线检测

射线检测技术是五大常规无损检测方法之一，在工业上有着非常广泛的应用。射线检测按照美国材料试验学会（ASTM）的定义可以分为：照相检测、实时成像检测、层析检测和其它射线检测技术四类。

1.射线检测种类

主要包括：X射线检测、γ射线检测、β射线检测、α射线检测等，最常用的是X射线检测。

X射线与自然光并没有本质的区别，都是电磁波，只是X射线的光量子的能量远大于可见光。它能够穿透可见光不能穿透的物体，而且在穿透物体的同时将和物质发生复杂的物理和化学作用，可以使原子发生电离，使某些物质发出荧光，还可以使某些物质产生光化学

反应。如果工件局部区域存在缺陷，它将改变物体对射线的衰减，引起透射射线强度的变化，这样，采用一定的检测方法，比如利用胶片感光，来检测透射线强度，就可以判断工件中是否存在缺陷以及缺陷的位置、大小。

2.X 射线检测工艺分类

（1）胶片成像工艺　即射线照射被检测物体，透过的射线使胶片感光，清洗胶片，即可根据胶片的感光情况判断被检测物的内部质量。这类似于我们人体在医院做拍片检查。

（2）数字成像工艺　经过射线检测，将被检测物的内部质量信息转化成数字信号，储存或还原显示出来。以反映被检测物的内部质量情况。

（3）检测的利弊

利：不损伤被检物，方便实用，可达到其他检测手段无法达到的独特检测效果，使用面宽，底片长期存档备查，便于分析事故，可以直观的显示缺陷图像等。

弊：对人体有副作用甚至一定伤害，对其他敏感物体有不良作用，对环境有辐射污染。

1.9.5 磁粉检测

磁粉检测定义，磁粉检测(Magnetic Particle Testing,MT），又称磁粉检验或磁粉探伤，属于无损检测五大常规方法之一。

1.磁粉检测原理

铁磁性材料工件被磁化后，由于不连续性的存在，使工件表面和近表面的磁力线发生局部畸变而产生漏磁场，吸附施加在工件表面的磁粉，在合适的光照下形成目视可见的磁痕，从而显示出不连续性的位置、大小、形状和严重程度。

2.磁粉检测方法

磁粉探伤：用磁粉显示的称为磁粉探伤，因它显示直观、操作简单、人们乐于使用，故它是最常用的方法之一。

漏磁探伤：不用磁粉显示的，习惯上称为漏磁探伤，它常借助于感应线圈、磁敏管、霍尔元件等来反映缺陷，它比磁粉探伤更卫生，但不如前者直观。由于目前磁力探伤主要用磁粉来显示缺陷，因此，人们有时把磁粉探伤直接称为磁力探伤，其设备称为磁力探伤设备。

3.磁粉检测适用范围

（1）适用于检测铁磁性材料表面和近表面缺陷，例如：表面和近表面间隙极窄的裂纹和目视难以看出的其他缺陷。不适合检测埋藏较深的内部缺陷；

（2）适用于检测铁镍基铁磁性材料，例如：马氏体不锈钢和沉淀硬化不锈钢材料，不适用于检测非磁性材料，例如：奥氏体不锈钢材料；

（3）适用于检测未加工的原材料（如钢坯）和加工的半成品、成品件及在役与使用过的工件；

（4）适用于检测管材棒材板材形材和锻钢件铸钢件及焊接件；

（5）适用于检测工件表面和近表面的延伸方向与磁力线方向尽量垂直的缺陷，但不适用于检测延伸方向与磁力线方向夹角小于20度的缺陷；

（6）适用于检测工件表面和近表面较小的缺陷，不适合检测浅而宽的缺陷。

4.磁粉检测的优缺点

优点：对被检测件无损伤，操作简单方便，检测成本低。

缺点：对被检测件的表面光滑度要求高，对检测人员的技术和经验要求高，检测范围小检测速度慢。

第2章 飞行原理

本章简介：本章共分为7节。第1节为升力和阻力产生的原理，介绍了伯努利定律及升力公式解析和升、阻力的合力关系。第2节为悬停和地面效应，介绍了直升机在垂直方向上升、悬停和下降的力学原理，基于升力公式介绍了地面效应产生的原因。第3节引入了过渡飞行和转换飞行的概念，通过合力分析图和旋翼姿态图介绍了直升机从悬停到前飞状态变化过程中的旋翼和机身姿态变化。第4节为发动机功率曲线，介绍了气动阻力的组成及随前飞速度提高各种阻力的变化图，介绍了在有无地面效应、不同飞行速度和不同环境下的功率曲线。第5节为相位角和陀螺进动，介绍了桨叶变距挥舞时的滞后特点，基于陀螺进动性和惯性原理解释了该特点。第6节介绍了直升机的自转和拉姿态概念，分析了自转旋翼转速的影响因素和拉姿态平稳着陆的力学状态变化。第7节为直升机的稳定性和一些特殊情况介绍，包括速度限制和桨尖失速、涡环效应、机身姿态随重心设计的变化、飞行稳定性和天气对其最大飞行重量的影响。

2.1 升力和阻力

2.1.1 升力以及阻力的产生

2.1.1.1 翼型的升力和阻力

升力产生的理论一般是伯努利（BERNOULLI）能量守恒定律，即气流的动能和势能（压力能）的和保持不变。空气流到翼型前缘，分成上下两股，分别沿着翼型的上下表面流过，并在翼型后缘汇合并向后流去。按伯努利理论，气流在翼型的上表面，由于正迎角和翼面外凸的影响，流管收缩，流速增大，压力降低；而在翼型的下表面，气流受阻，流管扩张，流速减慢，压力增大，翼型上下表面压力差产生了升力。图2-1是对伯努利理论的解释。

空气动力可以分解成升力和阻力，升力垂直于运动方向，阻力与运动方向平行。翼型既产生升力也产生阻力，升力通常比阻力大得多。图2-2是翼型的空气动力分解图。

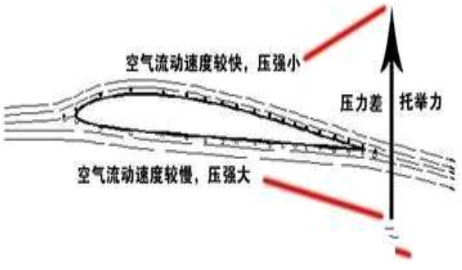


图2-1 伯努利原理解释升力的产生

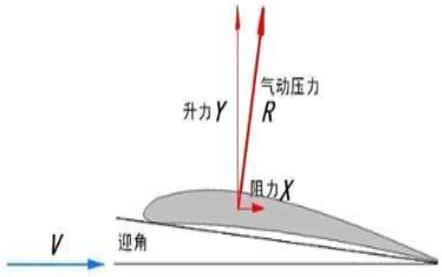


图2-2 翼型气动力的分解

升力和阻力的大小可通过下面的公式来计算：

$$L=\frac{1}{2}C_L\rho V^2S$$

$$D=\frac{1}{2}C_D\rho V^2S$$

其中：L--升力，D--阻力

C_L--升力系数，C_D—阻力系数

ρ--空气密度

V--气流速度

S--翼型面积

升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的大小由翼型横截面的形状和攻角决定。

空气密度ρ的测量单位是国际单位千克/立方米（Kg/m^3）。

在公式中气流速度 V 是以平方的形式出现，也就是说，升力和阻力的大小与速度的平方成正比。

面积 S 是指翼型的表面积，对于直升机桨叶来说它将是一个常数。

2.1.1.2 直升机的升力和阻力

直升机的升力主要来自于旋翼。旋翼又称为升力螺旋桨，是螺旋桨的一种。从构造上来看，它是由数片桨叶及一个桨毂(亦称轴套)组成。当旋翼转动时，每片桨叶都将产生升力，升力的合力叫做旋翼有效力，也叫旋翼总空气动力（旋翼拉力），旋翼有效力作用于桨叶叶尖旋转平面（桨盘）的中心，且与旋转平面垂直。

旋翼的运动与定翼机的机翼不同。旋翼的桨叶一面绕轴旋转，一面随直升机一同作直线运动，甚至曲线运动，因而桨叶的空气动力现象要比机翼的复杂得多。由于旋翼运动使其空气动力的描述很复杂，因而出现了从不同角度研究旋翼空气动力特性的理论，一般有三种：滑流理论（动量理论）、叶素理论（机翼理论）和涡流理论。

旋翼滑流理论是牛顿定律在旋翼上的应用。把旋翼简单地看做作用盘，它拍击空气并将空气推向下方，而空气加给旋翼的反作用力就是旋翼产生的拉力。

旋翼的叶素理论，是把桨叶看成由无限个桨叶微段(即叶素)组成。考查每个叶素的运动、受力情况，并找出叶素的几何特性、运动特性和空气动力特性之间的关系。然后，对一片桨叶进而对整个旋翼进行积分，得到旋翼拉力和功率的公式。

根据叶素理论，旋翼拉力的大小可通过下面的公式来计算：

$$T = C_T \frac{1}{2}\rho\pi R^2(\Omega R)^2$$

式中

T--旋翼拉力

C_T--拉力系数，与桨叶的形状、数量和迎角有关

ρ--空气密度

R--旋翼半径（米）

Ω--旋翼的旋转角速度（弧度/秒）

旋翼涡流理论，是通过涡系模型来描述旋翼与周围空气的相互作用，并计算出诱导速度场分布。从而可以确定在叶素上的诸力，最后算出旋翼的拉力和功率。

旋翼旋转时，桨叶产生拉力的同时，还会产生旋转阻力。为了保证旋翼的稳定旋转，必须消耗一定的功率。对于直升机来说，阻力主要有以下几种形式：

（1）废阻（PARASITE DRAG）：由机身和外部附件如起落架、浮筒、外挂副油箱等产生，安装不正确的面板、受腐蚀的前缘等也会产生废阻。良好的机身外形可以减小但永远不能消除这种阻力。

（2）翼型阻力（ROTOR PROFILE DRAG）：由桨叶在空气中转动产生。桨叶的迎角与桨叶角有关。桨叶角是指桨叶翼型弦线与桨毂旋转平面之间的夹角，也称作安装角。桨叶角越大，迎角越大，阻力越大；桨叶角越小，迎角越小，阻力越小。

（3）诱导阻力（INDUCED DRAG）：当旋翼转动时，因桨叶的作用，空气被诱导向下流过主桨叶，空气的流动产生反作用力，这种阻力叫做诱导阻力。诱导阻力在直升机悬停时最大，因为此时空气相对飞机没有运动；当直升机处于飞行状态，空气与飞机有相对运动，诱导阻力减小。

（4）激波阻力（WAVE DRAG）：

高速飞行时，前进桨叶的叶尖速度最大，有可能产生激波。气流撞击到激波，将失去速度并改变方向，使得压力、密度和温度突然增大。这意味着动能的消耗，需要更多的发动机功率来驱动旋翼。这种阻力是由激波产生的，叫激波阻力。解决的办法通常是采用后掠式或低厚度/弦长比的翼尖罩，延缓气动压缩效应和激波的形成。

2.1.2 直升机翼型的选择

2.1.2.1 翼型

升力是由不同形状和尺寸的翼型产生。翼型有对称翼型和非对称翼型。翼型弯曲的程度叫翼型的弯度，大弯度翼型是指翼型的上表面的弯曲程度远大于下表面的弯曲程度。图 2-3 和图 2-4 分别为对称翼型和非对称翼型。

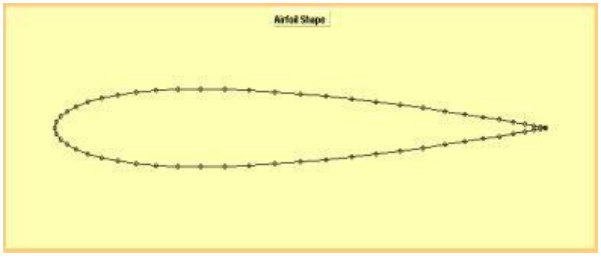


图 2-3 对称翼型

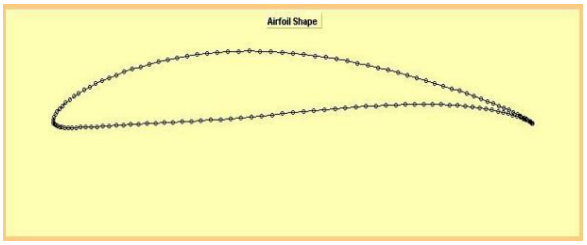


图 2-4 非对称翼型

2.1.2.2 直升机桨叶翼型的选择

比较常用的直升机桨叶翼型是对称翼型，这种翼型具有高升阻比的特点，即在允许的速度范围内从翼根到翼尖能够产生较大的升力，同时阻力较小。

选择对称翼型的最主要原因是它具有稳定的压力中心。压力中心是指升力在翼型弦线上的作用点。对于直升机的主桨叶来说，压力中心的漂移是不可接受的，因为在直升机上桨叶的攻角在飞行中是在不停地变化的，压力中心的不停移动将引起桨叶的扭转而使桨叶应力增加，同时给飞行员带来额外的操纵要求。

对称翼型的压力中心的作用点与弦线的重心基本重合，因此随着攻角的变化压力中心作用点位置保持基本不变，这样可以减轻飞行员的操纵负担。

2.2 悬停和地面效应

2.2.1 垂直飞行

直升机的一个显著特点是具有垂直起降能力，可以不需要跑道起飞，对降落场地的限制条件也不高，如屋顶平台、丛林空地等均可起飞和降落。

垂直飞行包括垂直上升和垂直下降和悬停。如前所述，旋翼有效力的作用点在桨盘的中心，作用方向与叶尖旋转平面垂直。旋翼转速不变的情况下，同时且等量增加所有桨叶的桨叶角，则增加旋翼有效力，当旋翼有效力增大到大于直升机的重力时，直升机将垂直上升。如果在飞行中旋翼有效力减小至小于直升机的重力，则直升机垂直下降。驾驶员通过拉起或推下驾驶舱总距杆来进行桨叶角的同时等量改变，从而实现直升机的垂直上升和下降。

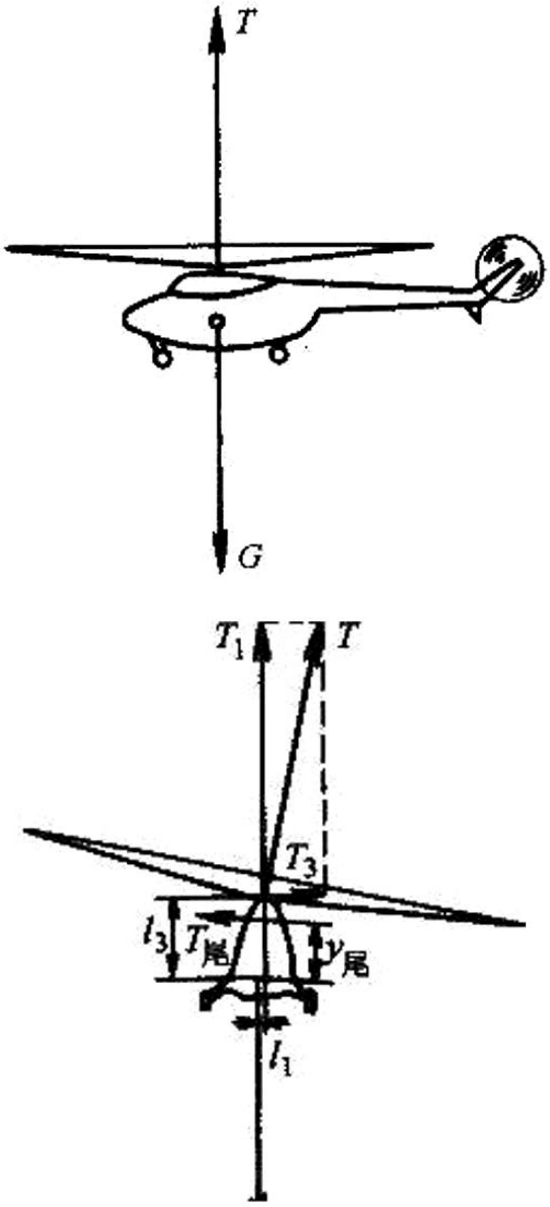


图 2-5 直升机垂直飞行时的受力

2.2.2 悬停和地面效应

垂直飞行中，当旋翼升力等于直升机重力时，直升机将停止在一定高度，这种飞行状态叫做悬停。

当直升机贴近地面悬停或低速飞行时，在一定的功率下，旋翼的拉力较远离地面时有所增加，或在一定的拉力下，旋翼的需用功率较远离地面时有所减小。这种现象称为地面效应，也有称为气垫效应。

地面效应的道理，是由于地面的存在显著地影响了旋翼的诱导速度大小及其分布。诱导速度向下垂直于地面的分量在接近地面时受到地面阻挡变为零，因而旋翼处的诱导速度也必定小于无地面影响在自由大气中的情况。诱导速度减小则产生同样拉力的诱导阻力也随之减小。

旋翼离地高度越大，地面效应越弱。地面效应的最大有效高度约为旋翼直径（桨盘直径）的一半，之后，地面效应随高度的增加而逐渐减少，当高度至旋翼直径时，地面效应基本消失。

飞行速度或风速越大，地面效应越弱。当直升机从悬停转至前飞时，主桨平面前倾，使得旋翼气流顺风向后倾斜，地面效应减弱。直升机必须增加功率以补偿因地面效应减少而带来的升力的降低。

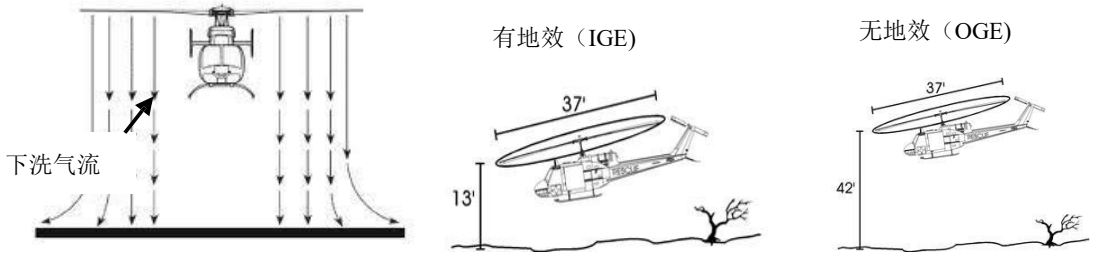


图 2-6 地面效应

2.3 过渡飞行和转换飞行

2.3.1 过渡飞行

过渡飞行是指直升机从悬停状态转变成转换飞行状态之间的过程。这个转变通过倾斜主桨旋转平面实现。主桨旋转平面倾斜后，与之垂直的旋翼有效力同方向偏转。这样将破坏升力和重力之间在悬停时的平衡状态，如图 2-7 所示，将两个力按照力的合成法则进行合成，得到如图 2-9 所示的合力。直升机将沿着合力的方向运动，这个合力叫做推力。

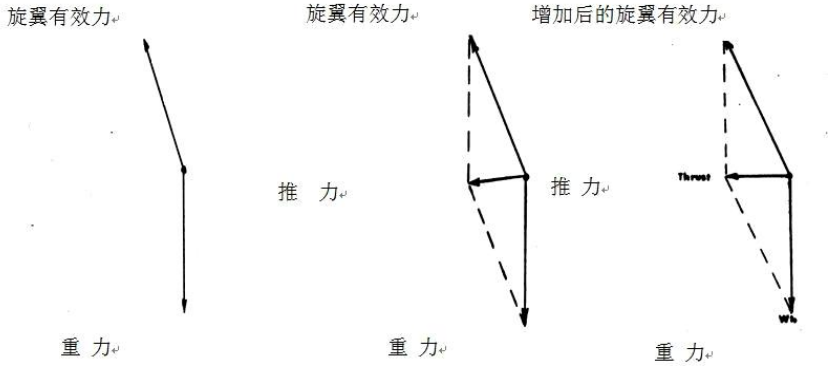


图 2-7 图 2-8 图 2-9

从图 2-8 和图 2-9 可以看出，由旋翼有效力偏转产生的合力略向下倾斜，作用方向并非水平，若不作修正，直升机将在前飞时，高度将下降，同时，伴随着地面效应的失去，其下降速率会迅速增加。桨盘倾斜的角度决定推力的大小，倾斜角越大，推力越大，升力越小，因此，当推力增加时，必须增大旋翼有效力才能保持足够的升力来平衡飞机的重力。

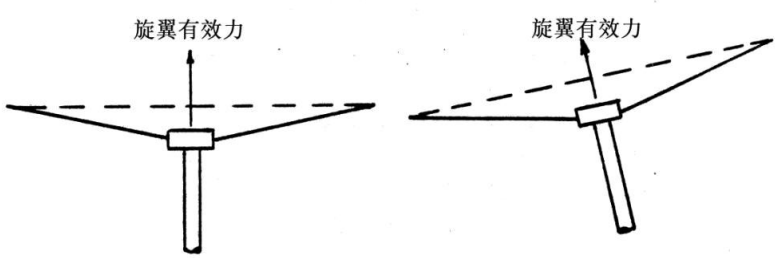
为使合力方向成水平，应增大旋翼有效力，实际操纵中，通过提总距和增加发动机的功率输出，从而实现直升机水平飞行。过渡飞行阶段，就是操纵周期变距杆，使直升机旋翼旋转平面向所需飞行的方向倾斜，同时提总距杆并增加发动机功率，使得旋翼有效力偏转且增

大，旋翼有效力的的垂直分量（升力）与重力平衡，水平分量（推力）使直升机进入水平飞行状态。

2.3.2 转换飞行

转换飞行是指除垂直飞行（包括悬停）以外的其它飞行状态。要进入转换飞行状态，应将旋翼旋转平面向着所需方向倾斜，旋翼有效力的水平分量将使直升机向着所需方向运动。

图 2-10 中的（a）指悬停状态，（b）指转换飞行状态。



（a）悬停状态 (b)转换飞行状态

图 2-10 旋翼有效力在不同飞行状态时的方向

实现转换飞行状态的操纵装置叫做周期变距杆（常称-操纵杆），操纵周期变距杆将使所有主桨叶的桨叶角沿着圆周交替变化，从而使桨叶周期挥舞。桨叶角增大，攻角增大，桨叶产生的升力增大，桨叶向上挥舞；反之，桨叶的桨叶角减小，攻角减小，桨叶产生的升力减小，桨叶向下挥舞。桨叶的周期挥舞使得旋翼旋转平面倾斜，旋翼有效力得到了偏转。

周期变距杆的操纵与人体工程学相符，前推周期变距杆，旋翼旋转平面向前倾斜，直升机向前飞行；右推周期变距杆，旋翼旋转平面右倾，直升机向右飞行。

周期变距杆的操纵通过倾斜盘机构传递到主旋翼上。倾斜盘机构通常由固定倾斜盘和旋转倾斜盘组成。操纵周期变距杆时，固定倾斜盘将向相应方向倾斜，使固定倾斜盘上方的旋转倾斜盘同样倾斜，旋转倾斜盘与桨叶通过变距机构相连，因此旋转倾斜盘倾斜将引起桨叶角的逐步变化，桨叶将在其转动圆周的一半中增加桨距，另一半中减小桨距，从而实现桨距的周期操纵。

2.3.3 从悬停到前飞的机身姿态

在悬停状态，向前推周期变距杆，旋翼旋转平面前倾，旋翼产生的旋翼有效力向前偏转，其作用点在桨毂中心点，作用延长线不再与重力作用延长线重合。这两个力之间将产生一对力偶。该力偶使机身偏转，机头向下，机尾向上，直到旋翼有效力的作用点延长线与重心重合为止。这时直升机进入转换飞行状态。

直升机进入转换飞行状态后，主桨盘的前倾将引起机身的前倾，从而使整个主桨毂和主桨轴、倾斜盘前倾，这时周期操纵量就可以减小。

图 2-11 说明了当机身姿态变化后能够引起旋翼旋转平面的进一步变化从而周期操纵量可略微减小。

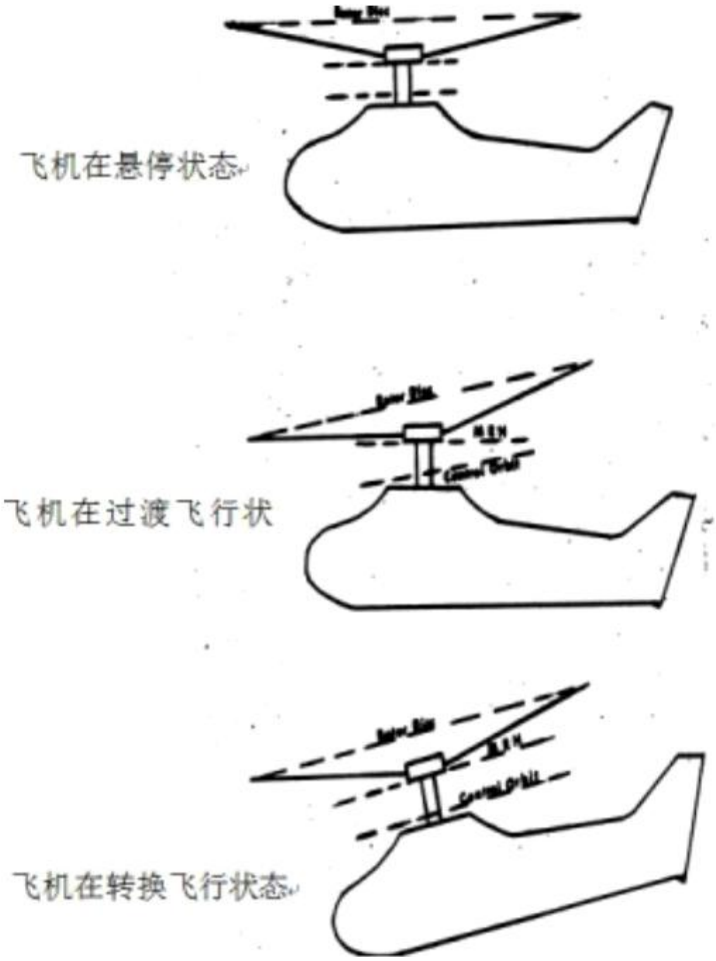


图 2-11 机身姿态的变化

2.4 发动机功率曲线

2.4.1 阻力变化

如前所述，直升机受到的气动阻力主要包括翼型阻力、诱导阻力和机身的废阻等，这些阻力随飞行速度的变化曲线见图 2-12。

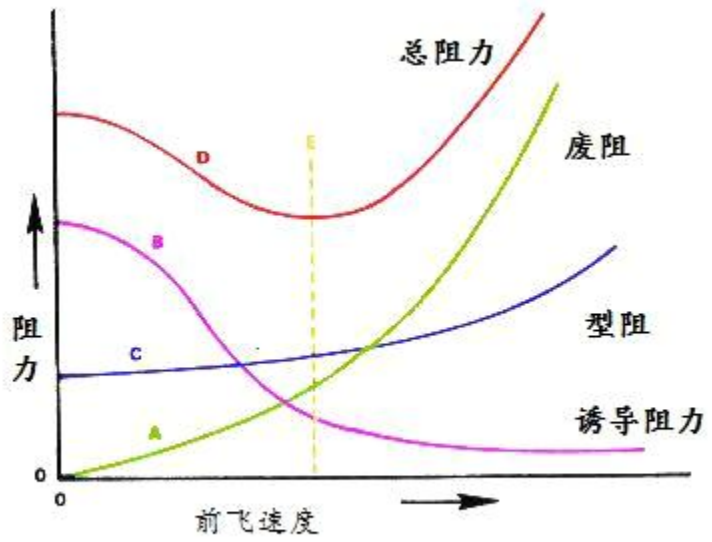


图 2-12 阻力随飞行速度的变化图

2.4.2 功率变化

本节阐述平飞功率和飞行速度的变化关系。图 2-13 给出了飞行速度与功率的曲线图，图中上部的直线代表最大可用功率，当扭矩 T_q、旋翼转速 N_r、高度不变时，最大可用功率是恒定的，因此图中的直线位置也将保持不变。可用功率线的位置取决于大气条件，如大气温度、大气压力、大气密度等。例如，在热带气候条件下飞行，可用功率线比在温带气候条件下更低。

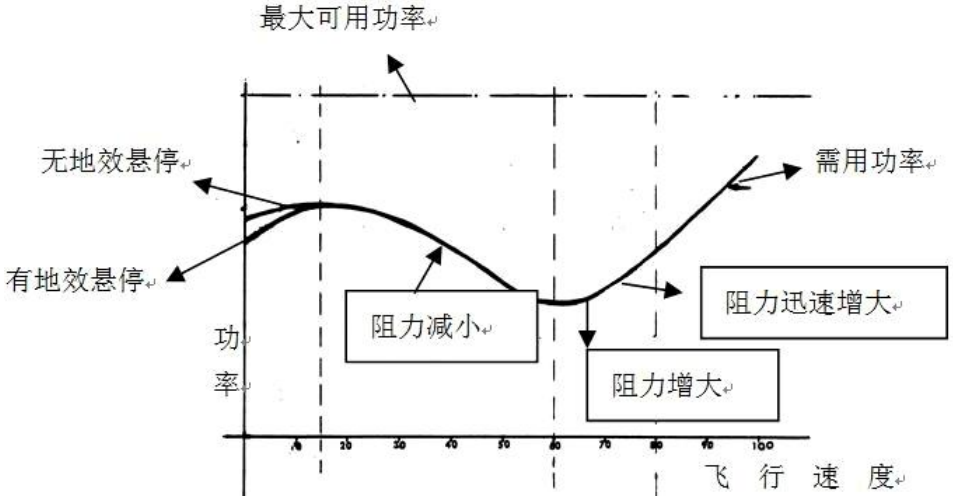


图 2-13 功率曲线变化

从曲线中可以看出：

（1）直升机在无地面效应条件下悬停需要的功率大于在有地效条件下悬停需要的功率；

（2）当直升机从悬停状态向直接飞行状态转变时，需要增加功率。在地面效应失去时所需功率值与无地效时的相同，此时飞行速度约 15 节（knots）；

（3）当直升机的飞行速度大于 15 节并且开始加速时，旋翼诱导阻力将减小，速度越大，诱导阻力的减小量越大，因此总阻力减小；

（4）当飞行速度达到 60 节时，直升机的废阻等阻力增大，且其增加量抵消了诱导阻力的减小量，从而使得总阻力增大，需用功率也增加；

（5）由于阻力的大小与速度的平方成正比，因此当速度超过 80 节后阻力增大的影响迅速增强，必须不断增加功率输出克服阻力的增大。

必须指出，只要需用功率曲线在可用功率线之下，直升机可以在任何条件下飞行，包括在任何速度下爬升，但升降速度取决于剩余功率的多少。

如果在热带气候条件下起飞时需用功率大于可用功率，则必须减小直升机的起飞重量或者使用滑跑起飞。

2.5 相位角和陀螺进动

2.5.1 相位滞后

当在直升机的桨叶上施加一个变距的外力时，将引起桨叶的挥舞，但挥舞沿旋翼的转动方向滞后 90°。

一般用陀螺进动性原理和惯性原理来解释这种现象。直升机主桨叶在飞行中是一个转动的物体，具有陀螺的进动性。按陀螺进动性原理解释，当外力沿切线方向作用到转动中的陀螺上时，陀螺的旋转平面将倾斜，倾斜的最大位移量发生在沿陀螺转动方向 90°滞后的点上。

按惯性原理解释，由于桨叶的惯性，当变距力作用到桨叶上时，桨叶不会马上对作用力作出反应而使桨叶挥舞，产生的升力在使桨叶挥舞前首先必须克服桨叶的惯性，此时桨叶已经转动了四分之一圆周，也就是说，变距力的作用的效果将沿转动方向滞后 90°。

在进一步学习之前，我们要求大家先接受以下陈述：

（1）陈述 A：直升机悬停时，由于总距杆的位置，主桨叶已经有一定的预置基准桨叶角，提起或放下总距杆，桨叶的桨叶角将增大或减小，直升机将上升或下降；

（2）陈述 B：当周期变距杆移动时，某一片桨叶的桨叶角将大于基准桨叶角，桨叶将开始向上挥舞，而且只要桨叶角大于基准桨叶角，将继续向上挥舞；

（3）陈述 C：当周期变距杆移动时，某一片桨叶的桨叶角将小于基准桨叶角，该桨叶将开始向下挥舞，而且只要桨叶角小于基准桨叶角，将继续向下挥舞；

（4）陈述 D：向上或向下挥舞的速率随着桨叶角增大或减小而增加；

（5）陈述 E：如果桨叶不挥舞，说明桨叶角必定等于基准角。为便于理解，对旋转平面规定一些识别点，如图 2-14 所示，假设旋转平面向左运动，

旋转方向从上往下看是逆时针方向，则旋转平面的最前点为 0°，按转动方向其他点依次为 90°、180°、270°。

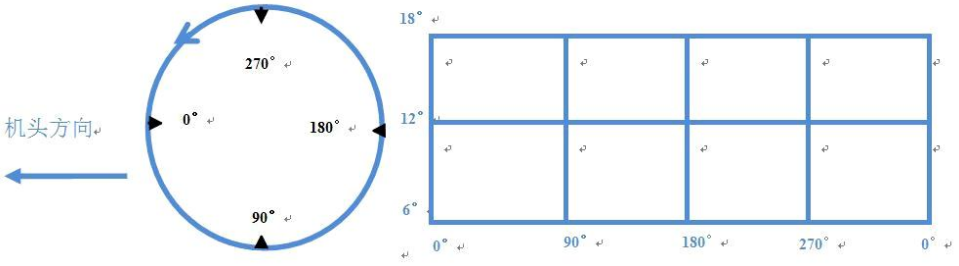


图 2-14 方位角的确定

将这些点如图 2-15 标在水平轴上，从这个图上可以看出桨叶角及与桨叶角有关的桨叶的挥舞情况在转动中发生的变化，中间的横线代表基准桨叶角和基准桨叶位置，上面的横线代表最大桨叶角和挥舞量，下面的横线代表最小桨叶角和挥舞量。

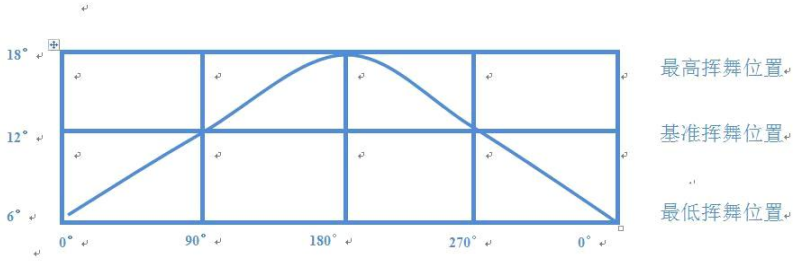


图 2-15 挥舞量变化曲线

前面讲到，基准桨叶角取决于总距杆的位置，最大和最小桨叶角取决于周期变距杆的移动量。假设基准桨叶角是 12°，最大桨叶角是 18°，最小桨叶角是 6°，即总距杆在 12°的位置，周期变距杆向前移动时，桨叶角可以从基准的 12°在转动四分之一圈增加到 18°，在随后的四分之一圈又减小到 12°，在第三个四分之一圈减小到最小的 6°，在最后的四分之一圈又增大到 12°。

现在讨论桨叶的挥舞量，如图 2-14，我们知道在直升机前飞时，桨叶的最低挥舞点（或者叫向下挥舞的最大量）应该在 0°，桨叶的最高挥舞点（或者叫向上挥舞的最大量）在 180°。由于桨叶的挥舞在转动过程中不存在突然的变化，因此将这些点用曲线连接起来得到了挥舞量的变化曲线。曲线的斜率代表挥舞的速率。

用同样的曲线讨论桨叶角的变化量，根据前面提到的陈述 E，如果桨叶不挥舞，桨叶角必定等于基准角，说明有三个点桨叶不挥舞，即 0°（两端）和 180°。先看 0°点，桨叶已完成了向下挥舞，但还没有开始向上挥舞，在 180°点，桨叶已完成了向上挥舞，但没开始向下挥舞，如果我们接受陈述 E，我们应认为在这三个点桨叶角应等于基准桨叶角 12°。

在 0°到 180°之间，桨叶向上挥舞，而如果桨叶向上挥舞，且桨叶角又在基准角之上，桨叶角必定继续增大（陈述 B），因此桨叶角将从基准值 12°增大到最大值 18°，然后再回到基准值 12°，桨叶角的最大值将出现在 0°至 180°之间的中间位置，即 90°点。

在 180°至 0°之间规律是一样的（陈述 C），桨叶角必定从基准值 12°减小到最小值 6°再回到基准值 12°，最小桨叶角将出现在 270°点。这样就得到了五个点，将这些点用一平滑

的曲线连接，得到图 2-17。

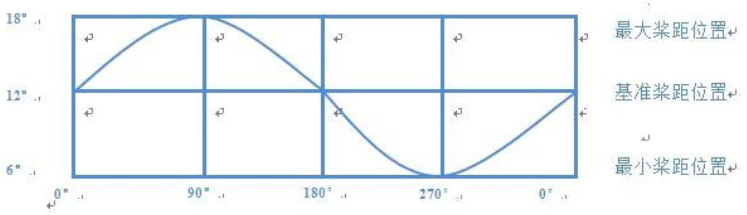


图 2-16 桨叶角变化曲线

将图 2-15 和图 2-16 叠加，得到图 2-17，从图中可以看出，桨叶角变化曲线比桨叶挥舞量变化曲线要早 90°。

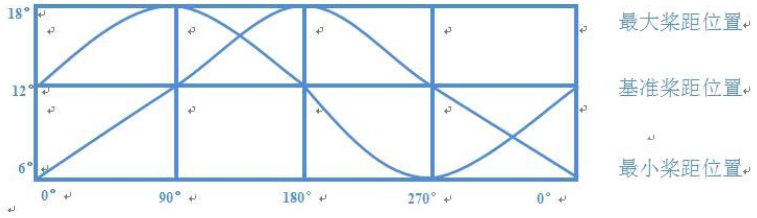


图 2-17 挥舞量与桨叶角变化曲线

从图 2-17 可以得出以下结论：

在 0°，桨叶角是基准值，桨叶不挥舞。0°—90°，桨叶角逐渐增大至最大值，桨叶开始向上挥舞且向上挥舞的速率也越来越大，

当到达 90°时桨叶的挥舞速率最大。90°—180°，桨叶角从最大值逐渐恢复到基准值，此时由于桨叶角大于基准值，桨叶继续向上挥舞，当桨叶角变成基准值时（180°），桨叶停止向上挥舞。

180°—270°，桨叶角逐渐减小至最小值，桨叶开始向下挥舞，且向下挥舞的速率也越来越大，当到达 90°时桨叶的挥舞速率最大。

270°—0°，桨叶角从最小值逐渐恢复到基准值，此时桨叶角仍小于基准值，桨叶继续向下挥舞，当到达 0°点时，桨叶角变为基准值，桨叶停止向下挥舞，继续下一个循环。

前面我们讨论了几种引起相位滞后原因的理论，由于这种现象的存在，最大桨叶角位置相对于需要的最高挥舞位置必须提前 90°，最小桨叶角相对于需要的最低挥舞位置也必须提前 90°。

2.5.2 前置角

在设计直升机主桨系统时必须考虑到相位滞后的因素，绝大多数直升机利用倾斜盘将操纵通过变距拉杆传递到主桨系统上，变距拉杆和连接主桨叶的夹板或轴向关节之间加装一变距摇臂，而变距摇臂通常装在桨叶的前缘。变距摇臂操纵输入点与桨叶之间的夹角称作前置角。

对于两片主桨叶的主桨系统，尤其是装有平衡棒的主桨系统，变距摇臂的前置角为 90°。这是因为平衡棒与桨叶的夹角为 90°，驾驶舱操纵首先传递到平衡棒，然后再到变距摇臂。

当倾斜盘前倾时，假如前行桨叶在270°，此时平衡棒将指向前方0°，也就是说，倾斜盘前倾操纵的最小桨距在0°处先传递到平衡棒（变距摇臂），最小桨叶角位置相对于最低挥舞位置提前了90°。

某现代直升机主桨系统的前置角为45°，也就是说，变距摇臂的操纵输入点与桨叶的夹角为45°，当桨叶处在270°点时，如果要使桨叶在0°点挥舞至最低位置，则倾斜盘也必须提前45°倾斜，即倾斜盘的最低倾斜点应在315°点上。这意味着倾斜盘的倾斜方向不能与周期操纵杆的移动方向一致。将主伺服装置（液压助力器）安装在315°位置可以实现此目的，其他伺服装置与其夹角90°，如图2-18。

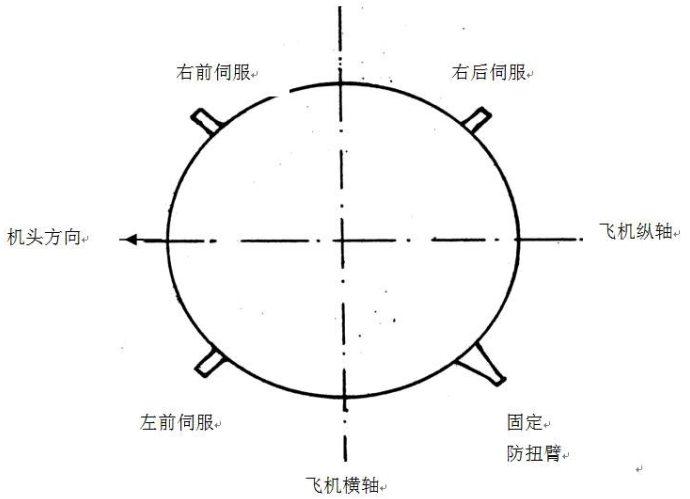


图2-18 主伺服装置的安装位置示意图

2.6 自转和拉姿态

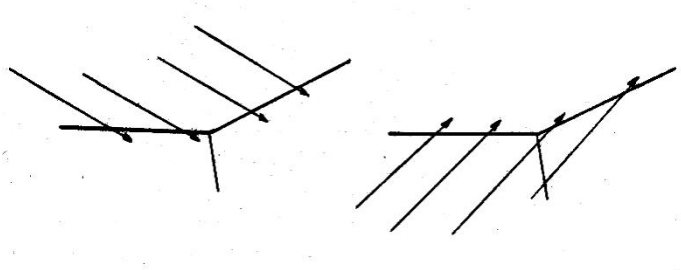
2.6.1 自转

如果在飞行中发动机失效（功率完全失去），只要外界条件允许，直升机可以在选定的场地或区域进行安全降落，且不产生硬着陆，这种飞行方式叫自转。

在发动机失效的初始瞬间，主桨转速将迅速减小引起桨叶锥体角迅速增大，桨叶快速向上挥舞。这是因为功率失去后无法克服桨叶的型阻，旋翼转速会迅速下降，随着旋翼转速的迅速减小，离心力将无法再保持住理想的锥体角，锥体角将迅速增大，因此，驾驶员必须立即将总距杆放到最低桨距位置以减少型阻，否则桨叶根部应力将迅速增大引起桨叶大梁弯曲甚至完全折断。

在完全放低总距杆的同时，驾驶员必须松开脚蹬使尾桨距减小，并操纵周期变距杆保持约60节的前飞速度。此时，直升机进入下降飞行通道且保持一定的前飞速度。

图2-19中显示在水平前飞和自转时来流的方向，水平前飞时气流由上而下进入主桨，自转时，气流自下而上进入主桨，主桨基本保持与水平前飞时一样的前倾角度。



（a）正常飞行 （b）自转

图 2-19 正常飞行和自转时气流的方向

当气流方向改变后，主桨上的空气动力也将完全改变，这个改变可以保证主桨仍然能自由转动且提供足够的升力和推力以满足安全着陆的要求。

为理解空气动力的改变，我们须先考虑桨叶的攻角，因为攻角决定了升力和推力的大小和方向。

决定桨叶攻角因素包括直升机的下降率、飞行速度、桨叶的转速和桨叶角（安装角）所有这些因素用矢量“下降诱导气流”来表示，其中，由总距杆位置决定的下降率和由周期变距杆位置决定的飞行速度大小为常数。“下降诱导气流”沿桨叶展向不变。

一般桨叶设计成扭转下洗，桨叶的桨叶角从叶根至叶尖逐渐减小。以下洗扭转角为 7º 的桨叶来分析，当总距杆在完全放低位时，桨叶叶根处桨叶角是 8º，叶尖处的桨叶角是 1º，桨叶角为 4º处，升力/阻力比值最大，我们把这点叫作“理想点”。

我们先来分析在叶根处的受力情况，如图 2-20A。自转相对气流是“下降诱导气流”（沿桨叶翼展方向不变）和“转动诱导气流”的矢量和，其中“转动诱导气流”值较小，因为在叶根处桨叶的转动速度较小。自转相对气流与弦线的夹角是自转攻角，自转时产生的升力与相对气流垂直，阻力和相对气流方向一致。

将升力分量和阻力进行矢量合成后，升力分量和阻力的合成矢量叫做自转力。将自转力分解为垂直和水平两个分力，如果自转力相对于垂直轴向后倾斜（自转力为负），则其水平分力与桨叶转动方向相反，使桨叶减速。而垂直分力与重力方向相反，对直升机起一定的支撑作用。

现在分析“理想点”，如图 2-20B。我们先确定相对气流的大小和方向。该处下降诱导气流不变，而旋翼转速增大了，合成后的相对气流产生的攻角与在叶根处相比较小，相对气流的攻角和较大的转动速度共同作用将产生比在叶根处大得多的升力。

前面提到在“理想点”我们可以获得最佳的升力与阻力的比值，也就是说在该点可以产

生最大的升力，同时阻力最小。因此图中的阻力小得多。将升力分量和阻力合成后得到自转力，此时的自转力为正值，即向前倾斜。此时自转力的水平分力与桨叶转动方向相同，桨叶将加速。

现在再来分析在桨叶叶尖处的受力。首先仍然先确定相对气流的大小和方向，与前面相比，下降速度不变，由于叶尖处的转速很大，旋翼转速因而增大很多，因此相对气流的攻角很小，虽然该点的转速很大，但升力分量值不会很大。

但大转速将引起较大的阻力，同时叶尖处气流产生的涡流也将引起较大的阻力，因此该点的阻力分量很大，如图 2-20C。将升力分量和阻力合成后得到自转力，此时又为负值。自转力的水平分力又与桨叶转动方向相反，将使桨叶减速。

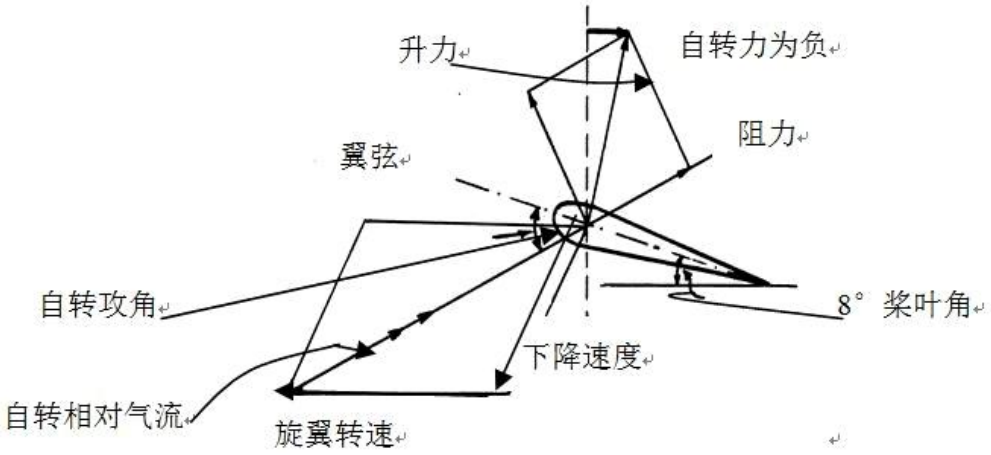


图 2-20A 叶根

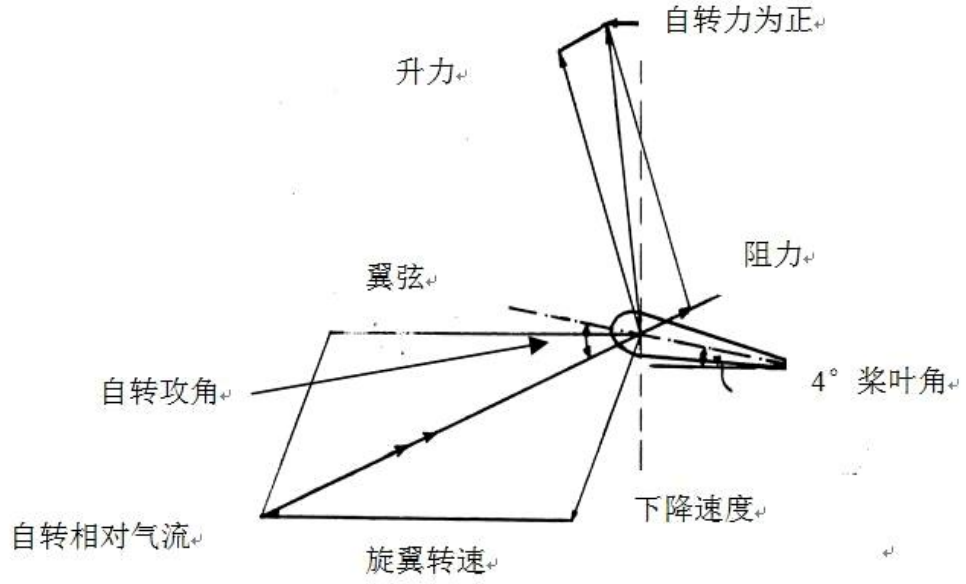


图 2-20B 理想点

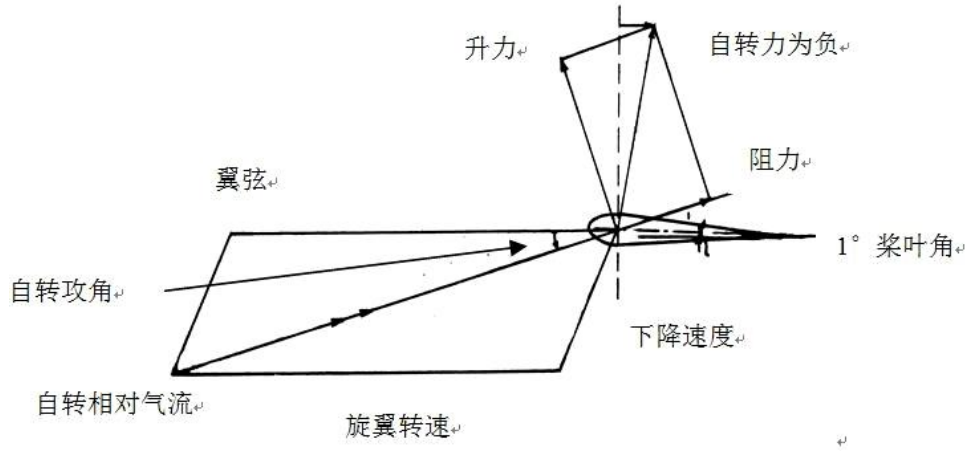


图 2-20C 叶尖

综上所述，自转力在桨叶的两端为负值，在桨叶的中部为正值，因此，在桨叶上必定有两个点自转力为零，如图 2-21。

负的自转力使桨叶减速，正的自转力则使桨叶加速，如果正和负的自转力大小相等而方向相反，则可以互相抵消，桨叶保持匀速转动，既不加速也不减速。

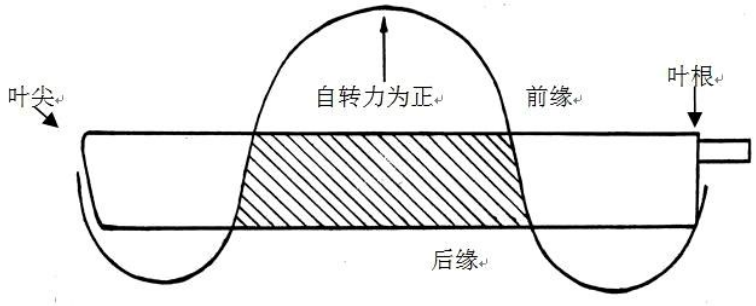


图 2-21 自转力分布

在自转下降过程中影响实际旋翼转速的因素有很多，但是在各条件下转速一定是恒定的。

如果此时出现外力，如阵风影响，旋翼转速将增大，沿桨叶展向攻角会变化，这是因为“转动诱导气流”分量会增大，沿桨叶展向每个点的合力自转力也会改变，最终的影响是图 2-21 曲线将向桨叶叶根方向移动，内侧的负值区域减小而外侧的负值区域增大，自转力的正值区域将更靠近转动轴，自转力臂减小。由于外侧的负自转力增大，力臂又长，总体结果是使桨叶减速。当桨叶减速时，自转力再次发生变化直到桨叶恢复到其原来的转速状态而保持恒定。

通常来说，自转时的主桨转速会比正常飞行时的转速高，这是因为此时的转速必须满足以下条件：一要保证有足够的转速，二要产生足够的升力而不致引起下降率过大。自转时对

旋翼转速的主要限制是桨叶的离心载荷将影响桨叶的强度，除了这个考虑之外，在自转下降时自转的旋翼转速当然是越大越好。

改变自转旋翼转速的方式有以下几个方面：

1.总桨距操纵回路的调节

总桨距杆在放到其操纵的最低位置时主桨的转速将最大，如果这个最低位置在操纵系统调节时设置得太高，自转旋翼转速会太小，此时驾驶员将没有办法增大转速。如果设置的位置过低，自转转速过大时驾驶员则可略提总桨杆以减小转速。

2.直升机重量

直升机重量越重，自转下降率越大。下降率越大，下降速度越大，旋翼自转转速越大，此时也可通过控制总距杆位置来控制转速。

3.飞行高度

高度较高对转速的影响有两个方面，由于高度高空气密度小，升力减小，下降率增大；同时阻力减小而转速增大。转速的控制仍然是通过总距杆位置。随着高度下降，密度增大，总距杆也需略微放低以适应转速变化。

4.飞行速度

直升机在自转下降时仍处于直接飞行状态，当飞行速度增大到某个值时桨叶的阻力会最小。

必须认识到从正常飞行状态过渡到稳定的自转飞行状态并不是瞬间就能完成的，因此自转飞行必须要有一个最低安全高度，如果直升机处于最低安全高度以下，安全自转落地是不现实的。

在各机型的飞行手册中都用图表的形式给出了本机型自转飞行的危险高度，图 2-22 是其中的一个例子（空白区域为可安全着陆区），图中在零飞行速度时飞机的自转安全高度是 400 英尺，随着飞行速度的增加，安全高度值减小，直到飞行速度超过 65 节时，由于速度较快，离地面太近则无法完成自转落地了，这时至少飞机高度要在 50 英尺以上方可保证飞行的安全。

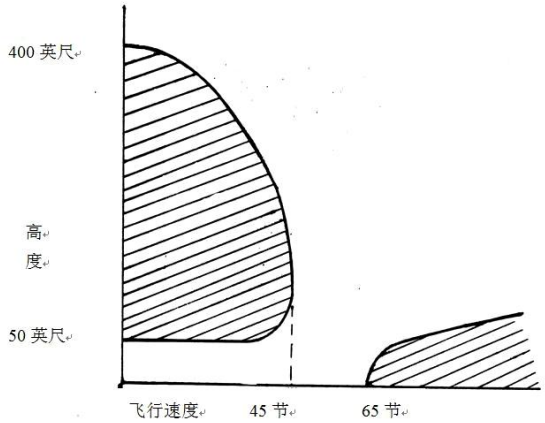


图 2-22 某机型自转安全高度

2.6.2 拉姿态

由前所述，自转的下降率虽然可以控制，但仍然偏大，因此驾驶员在落地前必须减小下降率以获得柔和的降落。

驾驶员在落地前需要修正直升机落地前的姿态和旋翼旋转平面的姿态，减少下降率，以使直升机安全着陆，这种操作叫做拉姿态。

下降率矢量是由水平矢量和垂直矢量合成的，周期变距杆的位置决定水平矢量（飞行速度）的大小，总距杆的位置决定垂直矢量（垂直速度）的大小。减小水平和垂直速度，就减小了直升机下降率。

拉姿态操作一般在选定的降落区域上方约 50 英尺的高度进行，此时驾驶员向后带杆（周期变距杆），使旋翼旋转平面后倾，直升机变成明显的抬头姿态，拉姿态后将出现下述情况：

（1）随着旋转平面的后倾，桨盘与相对气流间的攻角明显增大，如图 2-23；

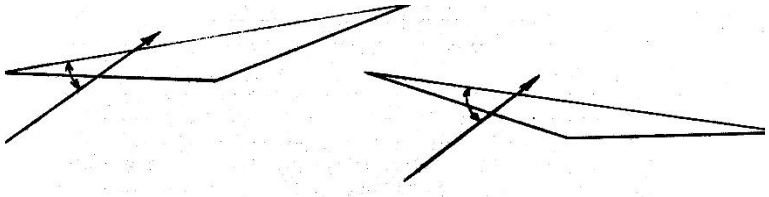


图 2-23（a） 下降中 图 2-23（b） 拉姿态

（2）攻角增大将使升力矢量增加，旋翼转速增大，自转力增大，增大了用于平衡直升机重力的升力，减小垂直速度；

（3）由于桨盘向后倾斜，使得旋翼有效力也向后倾斜，其水平分力也变成向后以减小水平速度。

拉姿态时直升机抬头，处于机头朝上状态，落地前驾驶员必须再把直升机恢复到水平状态。因此首先应将周期变距杆前推至中立位，同时提总距杆以增大旋翼有效力，这样可以逐渐减小下降率直至为零，直升机方可落地。但此时飞机仍有一小部分的剩余前进速度，所以

落地后通常直升机仍会向前滑出一段距离才会完全停止。

2.7 直升机的稳定性和一些特殊情况

2.7.1 速度限制和桨尖失速

速度限制包括旋翼转速限制和直升机飞行速度限制。旋翼转速受以下几个因素制约：

（1）离心载荷

转速越大，桨叶离心载荷越大，对桨叶能够承受离心载荷的强度要求越高，设计时必须在桨叶的强度和良好的翼型之间找到平衡点。

（2）升力要求

如果旋翼转速太低，升力减少，桨叶不能产生足够的升力克服飞机的重力。

（3）桨叶惯性

由于桨叶的惯性作用阻碍桨叶在飞行中的转速变化，因此，应尽量保持旋翼转速的恒定。实际上主桨叶的转速在所有飞行状态中基本保持在一个很小的范围内变化。

制约直升机飞行速度重要因素是克服后退桨叶的失速。在较大的飞行速度下，由于叶根处的转速远远小于飞行速度，气流流过后退桨叶叶根处的方向将变成从后缘至前缘，此时叶根区域将不产生任何升力，这块区域形状近似为三角形，飞行速度越大，三角形的面积越大，引起升力的不对称越严重，驾驶员则必须进一步前移周期操纵杆来克服这种现象，一旦周期操纵杆向前移动量达到了其限动位置而没有完全克服失速现象时，飞行速度将无法继续增大，因为旋转平面将开始向后倾斜。

若为克服后退桨叶叶根处的失速而增大旋翼转速，将导致前进桨叶产生激波。这是因为前进桨叶叶尖处的转动速度加上飞行速度有可能进入音速范围，叶尖将产生激波，从而引起前进桨叶升力的减小和严重的直升机振动。

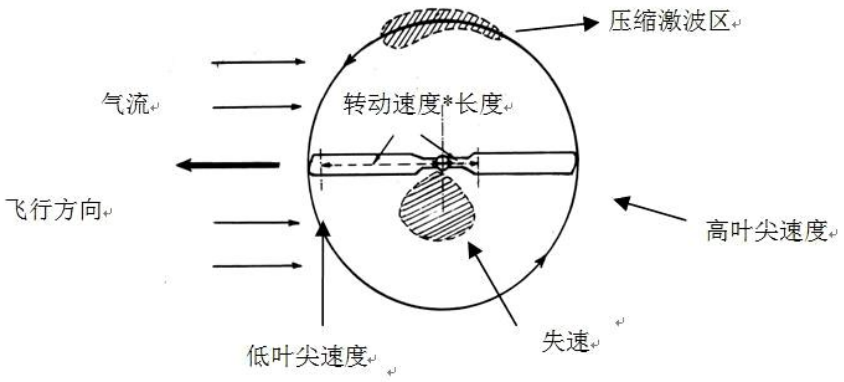


图 2-24 桨叶失速区域示意图

2.7.2 涡环效应

当直升机在有动力情况下垂直下降且下降率较大时可能产生涡环效应，这是一种危险的现象。

正常飞行时气流是从上至下通过主桨，当直升机下降率较大时，气流存在一个向上流动的趋势，这将引起如图 2-25 所示的气流回流（涡环）的状态，涡环效应将造成气流分离、振动和升力的减小。

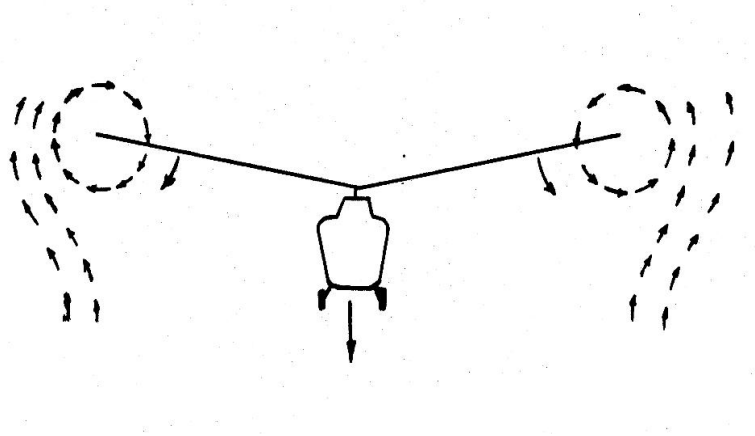


图 2-25 涡环效应

克服涡环效应的方法包括放总距和前推周期变距杆两种方式。发生涡环效应时，如果直升机高度足够，驾驶员可以放低总距杆进入自转飞行状态，此时所有的气流都变成从下向上流动，一旦直升机脱离了涡流效应，再将其恢复到正常飞行状态，然后再以较小的下降率下降。另一种方法是驾驶员前推周期变距杆使直升机进入前飞状态，直至脱离涡环效应，再提总距杆减小下降率。

2.7.3 机身姿态

一般来说，直升机的重心都处在主桨轴的正下方，直接与旋翼有效力相对应，事实上直升机的重心位置可以在一定允许的范围内变化。

当直升机在悬停时，旋翼有效力将通过直升机的重心，且方向是垂直向上，因此机身在悬停时的姿态取决于重心的位置。如果重心在规定范围的最前或后端，机身将出现低头或抬头的现象。

在前飞状态旋翼旋转平面向前倾斜，旋翼有效力向前倾斜，作用点在机体重心的后部，机体会产生低头姿态，飞机重心位置随之改变直到作用点与重心重合，旋翼旋转平面前倾角越大，直升机的低头姿态幅度越大。

现代直升机的主旋翼轴（也叫 MAST）在设计时做成不完全垂直，而是略向前倾斜，这

可以使在前飞时机身能基本保持水平，提高乘客舒适度，尤其在低头姿态较大时，效果更明显。实现主旋翼轴前倾的办法是在安装时将主减速器前倾一定角度，因此，在地面如果要想使机头完全水平，机尾就会显得略低。

如果重心在规定范围之后，直升机悬停时会出现较大幅度的抬头姿态，因此必须将周期变距杆前推才能保持住悬停状态。这将严重影响直升机的飞行速度，因为杆的前推使得至限动位置的行程减小。

直升机的横向重心位置也很重要，如果重心太靠左或右，周期变距杆同样要移动一定量来保持飞机的姿态，因此周期变距杆左右行程受到限制而影响飞机的左右飞行。

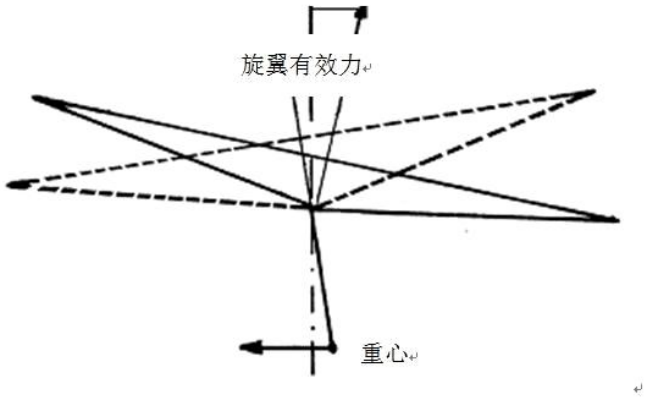


图 2-26 主桨的不稳定性

2.7.4 直升机的稳定性

直升机的稳定性是指直升机在外力的作用下能够恢复到原来的飞行路线和飞行姿态的能力。理论上，直升机主桨系统本身是不稳定的，也就是说桨盘的姿态必须随时由周期变距杆控制和操纵，任何非人为的主桨桨盘姿态的改变必须通过物理操纵才能恢复到原姿态。要想保证桨盘保持在一个所需的姿态，周期变距杆不能松开，必须始终保持在一个选定的位置。现代直升机都使用了自动飞行控制系统（AFCS）或增稳系统（SAS），自动补偿姿态和航向。AFCS 或 SAS 系统的传感器感受因阵风或风向的突然改变引起的姿态变化信号，并将修正信号输入到舵机直接操纵主桨或尾桨伺服作动器，有助于直升机保持选定的姿态和航向。这种作动飞行员的操纵无直接关系。

在最大飞行速度时主桨具有很高的稳定性，这时如果因外界因素飞行速度增大，相对气流将使桨盘因升力的不对称而向后倾斜，使飞行速度下降而恢复到原来的状态。

在平飞速度很小时主桨是非常不稳定和非常危险的，这时如果有阵风影响，引起旋转平面向后倾斜，旋翼有效力的水平分力作用方向会变成与直升机飞行方向相反，直升机向前飞行时向后作用的分力将形成一转动力矩造成直升机抬头，导致主桨进一步的向后倾斜，继续

增大向后作用的水平分力，从而使情况进一步恶化甚至引起严重的后果。消除此影响的方法是驾驶员将周期变距杆迅速前推。

2.7.5 天气对起飞重量的影响

根据升力公式：$L=1/2C_L\rho V^2S$。与天气有关的参数—空气密度ρ，的变化将改变翼型产生的升力。空气密度越大，产生的升力越大；密度越小，产生的升力越小。

影响空气密度的因素如下：

（1）温度温度越高，空气密度越低，产生的升力越小，因此在热带地区飞行直升机的最大起飞重量下降。

（2）湿度湿度是指空气中水蒸汽的含量，湿度越大空气密度越小，升力也越小，因此湿度大使直升机的最大起飞重量减小。

（3）气压大气压力越高，空气密度越大，产生的升力越大，直升机的载重就越大。

第3章 主旋翼系统

3.1 主旋翼系统概述

旋翼是直升机的关键部件，它的作用有：

（1）产生向上的力(习惯上叫拉力)以克服机重，类似于机翼的作用；

（2）产生向前的水平分力使直升机前进，类似于推进器的作用；

（3）产生其他分力及力矩使直升机保持平衡或进行机动飞行，类似于操纵面的作用；

（4）若发动机在空中发生事故而停车，可及时操纵旋翼使其象风车一样自转，仍产生升力，保证安全着陆。

主旋翼系统主要包括主旋翼桨叶、桨毂及其他部附件。本章主要介绍主旋翼桨叶的结构形式、桨毂的结构特点及分类、弹性橡胶部件的作用。

当旋翼转动时，每片桨叶都将产生升力，升力的合力叫做旋翼有效力，也叫旋翼总空气动力，旋翼有效力作用于桨叶叶尖旋转平面（桨盘）的中心，且与旋转平面垂直，见图3-1。

主桨叶在升力作用下，绕水平关节向上挥舞，形成如图3-2所示的倒锥体，桨叶展向中心线与挥舞桨叶叶尖平面之间的夹角叫做锥体角。

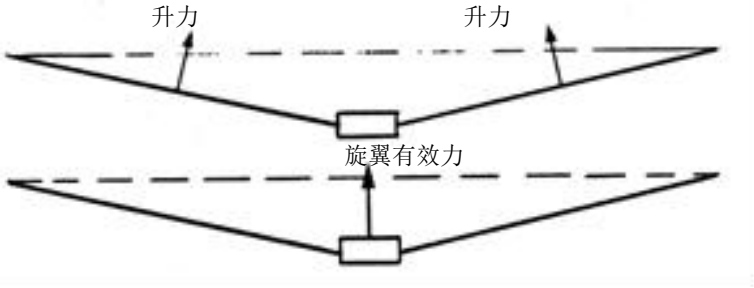


图3-1 旋翼有效力

锥体角的大小与下列三个因素有关：

（1）升力：升力越大，锥体角越大。

（2）离心力：桨叶转动速度越大，桨叶产生的离心力越大，锥体角越小。

（3）直升机重量：重量越大，所需升力就越大，因此重量的增加将增加锥体角。

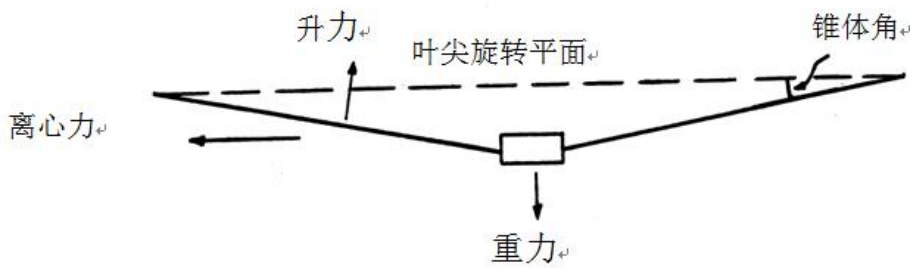


图 3-2 旋翼锥体角

实际上，在飞行中，直升机的重量不会有明显的改变，旋翼转动速度也基本保持不变，因此重量和离心力对锥体角的影响不明显。因此，不同飞行状态下的升力是锥体角大小的决定因素。此外，不同飞行状态下，锥体的方向也会发生变化。例如，前飞时，整个锥体向前倒，旋翼所产生升力的合力指向前上，提供向前（前进方向）和向上（平衡重力）的分量。

3.2 主旋翼桨叶

桨叶的主要作用是通过在空气中旋转产生直升机飞行所需要的空气动力。主旋翼桨叶在飞行中主要用于产生飞行所需的升力，而尾桨叶则主要产生一个侧向的拉力或推力以平衡主桨产生的反扭矩及实现航向控制。

自从第一架直升机制造以来，主桨叶片的结构设计就有许多不同方法。主要分为两大类：金属叶片和复合材料叶片。下面会讲述每种叶片各自的结构特点及其最新技术。许多主桨叶片的翼型为对称翼型，这是因为它可以提供非常稳定的压强中心（center of pressure,CP），避免了因 CP 沿旋翼弦线移动而导致叶片发生扭转。但是许多现代直升机的复合材料叶片采用的是和固定翼飞机的机翼相似的翼型，因为这样具备更好的气动性，这就需要其它方法来保持 CP 位置的不变，通常使用柔性后缘来获得。在安装时，主旋翼和主桨毂之间有搭铁线连接，以确保静电不会对桨叶产生不利的影响。

在桨叶转动中，桨叶角速度沿着桨叶的叶根到叶尖逐渐增大，也就是相对气流速度逐渐增加。根据升力公式，桨叶产生的升力与相对气流速度的平方成正比，因此桨叶上的升力从叶根至叶尖也是逐渐增大的，升力图形如图 3-3 所示。这种情况将使桨叶产生不必要的弯曲负载。

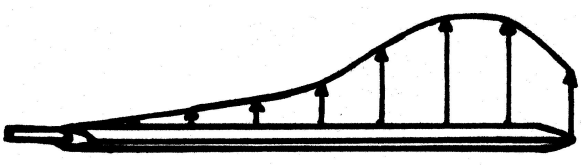


图 3-3 桨叶上升力的分布

平衡或减少弯曲负载的方法有两种：

（1）使用锥形桨叶：将桨叶做成锥形，从叶根至叶尖逐步减小桨叶表面积，根据升力公式，面积的减小将使升力减小，从而使叶片沿展向的升力均衡。

（2）使用扭转桨叶：将桨叶进行扭转设计，使桨叶角逐步减小，则攻角也逐渐减小，升力图形如图 3-4 所示。

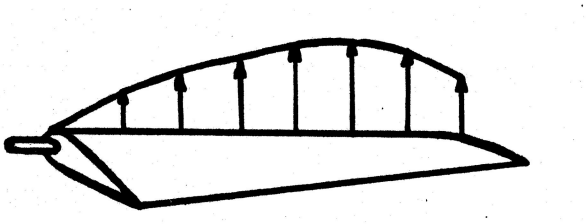


图 3-4 扭转桨叶的力的分布

现代直升机的主桨叶一般同时采用了上述两种方法以均衡升力。

3.2.1 金属主旋翼桨叶

3.2.1.1 桨叶结构

典型的金属主旋翼桨叶是由轻合金制成，通常是对称翼型。它的结构主要组成部分是大梁，是由轻合金在软状态下压制而成。大梁从旋翼根部一直伸展到翼尖。

许多金属桨叶内有许多被称为“轻合金锻件”的小部件粘合在大梁上，形成旋翼的后缘部分。这些锻件形成翼肋，在它们上下表面粘有金属蒙皮。如图 3-5，有 22 个独立的锻件粘合在大梁上构成旋翼，为了防止旋翼变形时对锻件表面造成破坏，在每个锻件之间留有一小间隙，通常这些空隙内填充泡沫块以缓冲旋翼变形时对锻件的冲击，还可以防止水和其它污染物的进入而造成腐蚀。在旋翼前缘是有抗侵蚀包层，以便抵御灰尘、雨、雪等造成的侵蚀，在老式旋翼上通常是氯丁橡胶制成，现代旋翼上金属前缘包层替代了它们。

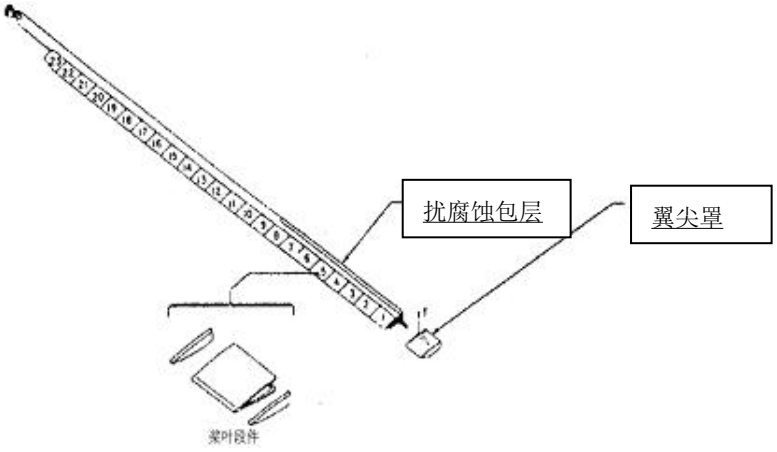


图 3-5 典型的金属主旋翼桨叶结构

3.2.1.2 桨叶安装衬套

安装衬套通过螺栓连接在桨叶大梁上，从而可以将桨叶安装在主桨毂上。衬套在日常维护时不能更换，如果有任何超出了维护手册限制的损伤，都需要将叶片拆下送回大修。衬套和它的安装螺栓通常都被密封，防止水汽侵入造成钢制根套、螺栓和轻合金大梁等不同金属间的腐蚀。

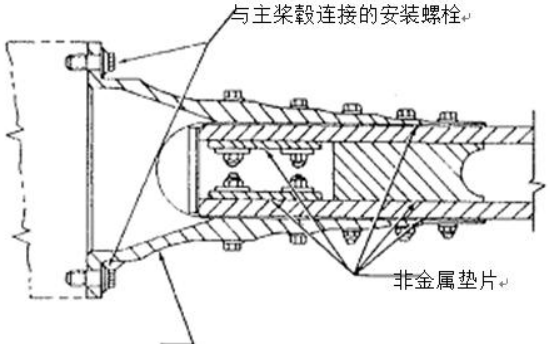


图 3-6 桨叶钢制衬套

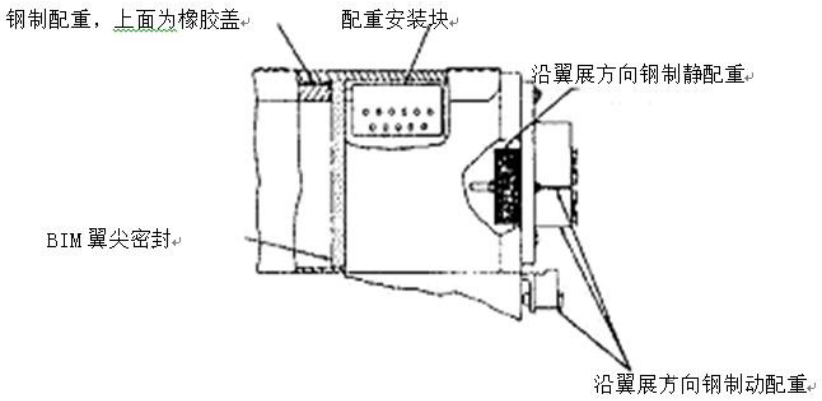


图 3-7 主桨叶配重

在制造过程中，每个锻件都要在翼肋上安装小配重片来配平，然后整个桨叶也要进行平衡。桨叶的平衡有从翼根到翼尖的翼展方向的平衡，还有从翼前缘到后缘的弦线方向的平衡。可以在大梁上安装配重做弦线方向的平衡，也可在翼尖安装配重做翼展方向的平衡。

3.2.1.3 桨叶 BIM 检查方法

BIM 是英文 blade inspection method 的缩写简称，这种检查法通常用在金属桨叶上，安装有指示器，对主旋翼大梁上潜在的裂纹给予机组和维护人员警告。由于大梁横贯整个桨叶，承受桨叶工作时所有的扭转和弯曲载荷，这样会导致大梁疲劳，并呈现出细小的裂纹。

BIM 检查法是一种简单的可持续检查方法。整个空心大梁用氮气加到一定压力，在大梁的根部安装一个专用活门加以密封，任何的压力降低就意味着氮气的泄漏或可能有裂纹的出现。之所以说可能，是因为压力的下降也可能是由其它原因引起的，例如衬套密封内的裂

缝或活门失效等，因此压力的下降并不一定要将叶片报废，而是应该拆下进行更严格的检查，例如 X 光检查。

为保持持续的监控压力，在大梁上安装有一个完全依靠压力工作的可视指示器，它包含有一个透明管，里面有一个膜盒组件上，膜盒组件上安装一个滑阀，膜盒依靠大梁内的气体压力活动，在透明管的内壁喷有白色的条带，而在滑阀上则为白黑相间的条带。当大梁内的压力值正确时，管内壁上的白色带和滑阀上的白色带一起可见，使管看起来完全为白色。当压力下降时，滑阀会随膜盒收缩，从而显示为黑白相间的条纹，即表示有故障发生。有些主桨叶应用这一系统时在滑阀上的色带为红色和黄色，当显示白色和黄色条纹时表示压力正常，而显示白色和红色条纹时则表示出现故障。

这种检查方法还在桨叶大梁上安装一个压力传感器，它可以产生一个对应于压力的电流，当压力低于一定值时，警告灯就会闪亮警告飞行员大梁压力的降低。

在压力传感器电路和驾驶舱指示系统之间还具有测试功能，BIM 指示系统需要按照直升机维护手册（AMM）要求的间隔定期进行人工测试。在 BIM 指示器的旁边有一个测试杆，当按压该测试杆时，里面的活门关闭，关断从大梁供给 BIM 的气体，同时使 BIM 内的气体通过杆体缓慢泄漏出去。在规定的检查时间或怀疑 BIM 故障时，应按 AMM 内所列明的测试程序来进行检查。

如果测试没有通过，维修手册内会给出进一步的测试，但如果是 BIM 故障，通常就会要求释放所有气体压力，更换 BIM，然后重新给大梁冲压，再进行 BIM 测试以确认工作正常。

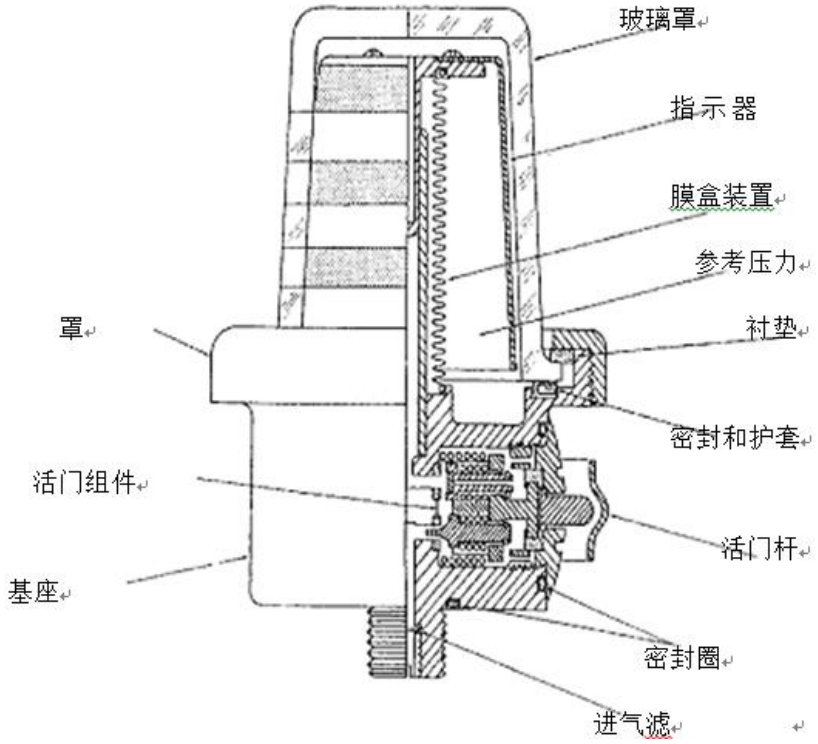


图 3-8 典型的 BIM 指示器

有些桨叶上采用另一种方法，其工作原理和上面讲述的相似，但它的大梁不是使用惰性气体，而是被抽成真空。

3.2.2 复合材料桨叶

复合材料主桨叶片是一个整体结构，没有像金属叶片上的单独的锻件。有些复合材料主桨叶片仍然采用老式金属叶片的对称翼型，但也有许多采用的是非对称翼型，这样的翼型具有更好的气动性能，但却需要安装可弯曲后缘等措施来保证压力中心的稳定。

如图 3-9 所示的复合材料主桨叶片就是由玻璃纤维(也叫玻璃纤维增强塑料)、诺梅克斯蜂窝(nomex)、钛和镍制成的金属前缘防磨套等制成的。

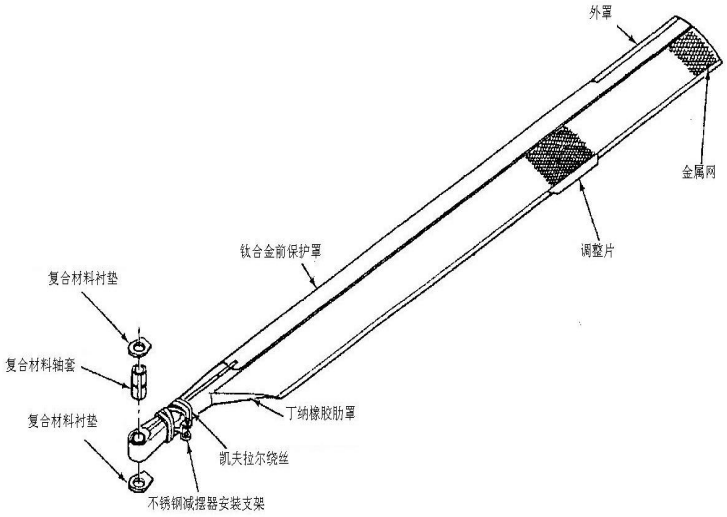


图 3-9 典型的复合材料主桨叶片

该桨叶的主要结构是一个“D”形大梁，大梁由单向玻璃纤维编织的中央扭带和缠绕扭带从翼根一直延伸到翼尖来构成，这些扭带都缠绕在翼根的复合材料制成的安装销衬套上。由多层交叉玻璃纤维布层覆盖，以满足抗扭刚度的要求。钢制减摆器支架（在新式的机型上由复合材料支架代替）由凯夫拉(kevelar)绕丝缠绕固定在大梁上。

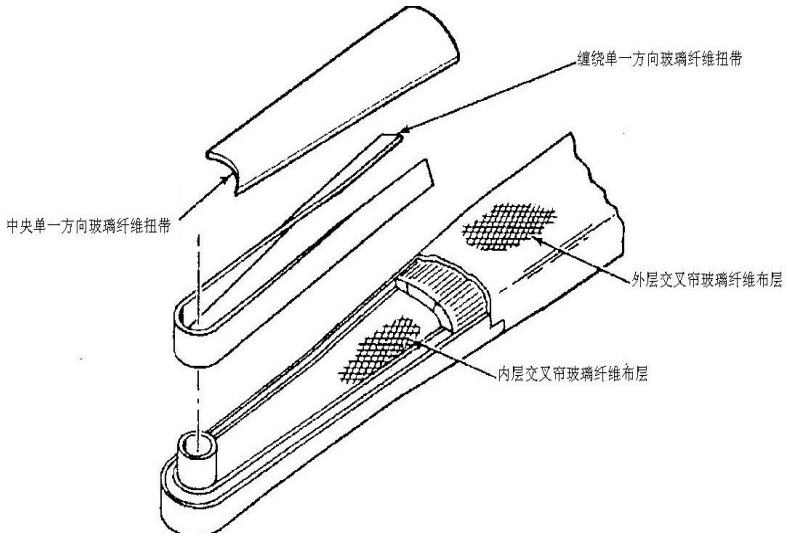


图 3-10 典型的复合材料主桨叶片构造

大梁的前缘由钛金属制成的防磨层来保护，在最易受侵蚀的叶片最外端又由镍包层保护。诺梅克斯 nomex 蜂窝部件粘贴在大梁上形成叶片的外型，外面覆盖着交叉帘玻璃纤维布蒙皮。在日常检查中，可用硬币敲击法判断蜂窝结构的完整性，目视检查前缘包铁的点腐蚀。

叶片的后缘由单一方向玻璃纤维制成的楔形物来加强。该楔形物和蒙皮的后缘由玻璃纤维制成的尾缘包带覆盖。为了防止雷击，在翼尖和调整片处的玻璃纤维蒙皮内粘贴有金属丝

网嵌层，它们又粘合在叶片前缘的防磨包层上，然后通过两根搭铁线与主桨毂相连。

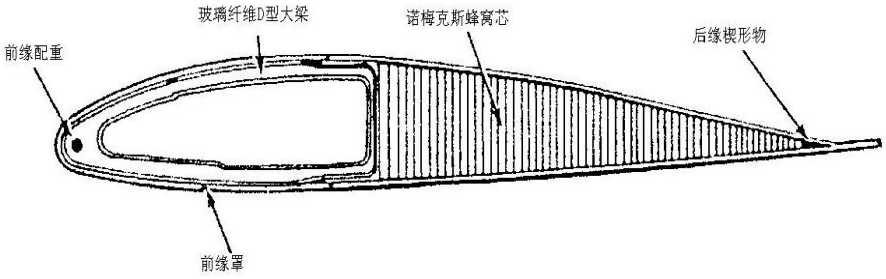


图 3-11 典型的复合材料主桨叶片剖面图

由上图可见，在大梁的前缘永久性的粘贴有一条配重块，在翼尖处又有附加的配重来调整翼展和弦线方向的平衡，也可用于直升机锥体和平衡的调整。

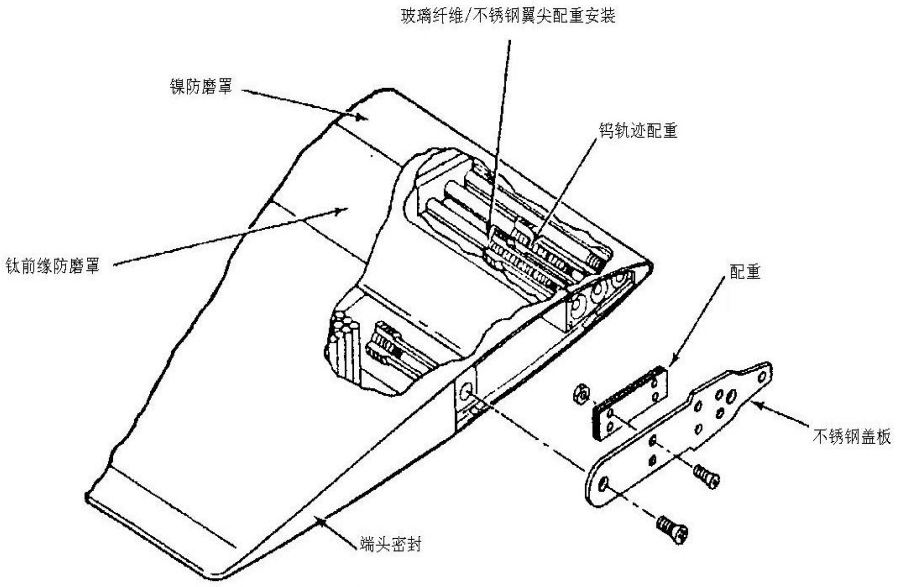


图 3-12 典型的复合材料主桨叶片配重

复合材料桨叶可设计性强，在桨叶外形和材料分布特性上具有一定优势。下图 3-13 是某机型的复合材料结构主旋翼叶片，其与主桨毂安装连接的翼根处是钢制轴套。它的剖面弦是连续的，每个截面有着不同的外形和翼型，这样可以保证每个截面在整个飞行速度下提供最佳的空气动力效率。它的后缘内侧的叶片部分是柔性的，而朝翼尖处则是对称翼型。它的翼尖是一个大上反角的划桨式叶片。

这种翼尖的优点是：

（1）后掠的翼尖延迟了即将发生的压缩效应；

（2）大的平面增加了升力；

（3）前缘外形允许截面很薄，减少了前进阻力。



图 3-13 某机型翼尖的上反角翼型

3.3 主旋翼桨毂

3.3.1 桨毂的组成与种类简介

本节着重讲述主旋翼桨毂的结构组成与分类。

旋翼桨毂用于向旋翼桨叶传递主减速器的旋转力矩，同时承受旋翼桨叶产生的空气动力，并将旋翼的气动合力传给机身。

各个厂家的设计和制造技术不同，目前我们见到最多的是全铰接式主旋翼桨毂和半刚性跷跷板式主旋翼桨毂。在采用了弹性材料部件以后，桨毂的分类已经不是那么明显了，一般根据桨毂的结构特点大致分为四类：

（1）全铰接式主旋翼桨毂（简称全铰接式桨毂）：主旋翼桨毂包含挥舞铰、摆振铰和变距铰；

（2）无铰式主旋翼桨毂（简称无铰式桨毂）：主旋翼桨毂包含变距铰，挥舞、摆振运动靠桨叶桨根处的变形完成；

（3）无轴承式主旋翼桨毂（简称无轴承式桨毂）：主旋翼桨毂没有铰，挥舞、摆振和变距运动靠桨叶桨根处的变形完成；

（4）半刚性跷跷板式主旋翼桨毂（简称跷跷板式桨毂）：主旋翼桨毂包含挥舞铰或其它形式的允许挥舞的部件。

此外也有特例，例如在某型直升机上，主旋翼桨毂被定为半刚性跷跷板式，但它却有一定程度的挥舞和摆振功能。在实际工作中，在直升机维护手册内可以找到描述该桨毂属于哪一类的具体信息。

3.3.2 全铰接式主旋翼桨毂

全铰接式旋翼指含有挥舞铰、摆振铰和变距铰的旋翼桨毂，该类型是目前应用在中型到重型直升机上最普遍的类别。

铰接即为关节。安装在桨毂上的每片旋翼有三个关节——轴向关节轴承、挥舞关节、垂直关节。全铰接式主旋翼桨毂大多安装有三片或三片以上的旋翼，通过一个叫做“旋翼轴套”的部件连接，该轴套提供这三个关节。下图为全铰接式主旋翼桨毂的示意图和各个关节的位置。

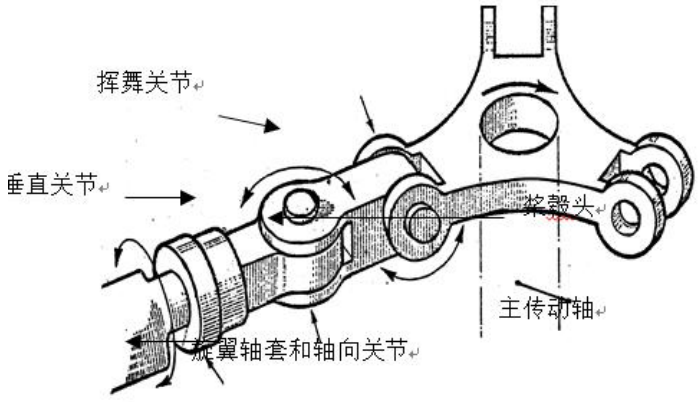


图 3-14 全铰接式桨毂

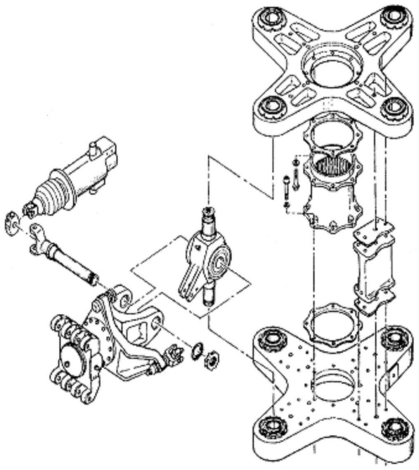


图 3-15 典型的全铰接式主旋翼桨毂

旋翼轴套有上下两个安装接耳，通过锥形销来安装旋翼。旋翼轴套和心轴这两个重要部件安装在一起形成一个组件。心轴的一端为叉形接头安装在摆振关节的耳轴上，轴向关节轴承安装在该心轴上。轴套包含有一个圆柱形壳体、变距摇臂和安装接耳，它套在轴向关节轴承的外面，因此操纵系统通过变距摇臂可以使它自由转动，来使桨距角变化。下图为旋翼轴套和心轴的构造图。

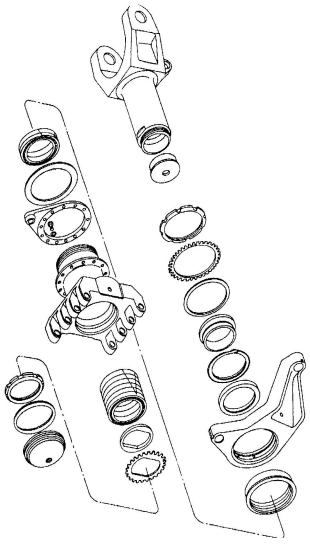


图 3-16 旋翼轴套和心轴的构造图

下垂限动器和挥舞限动块允许主旋翼挥舞，有许多好处，例如挥舞可以消除在前飞时产生的不平衡升力，减少阵风影响的敏感度，但这也带来了不利，需要克服。

当直升机起动时，旋翼开始转动，由于作用在它们上面的离心力非常小，旋翼会下坠，即不受控制的上下活动，尤其当有阵风时会更严重；另外当直升机停车时，旋翼转速减慢，离心力也会减小，同样会引起旋翼下坠，无论哪种状态都会严重危及安全，在某些情况下可能会拍击尾梁，损坏机身结构。因此就需要一个系统能够满足当旋翼以正常速度旋转时允许完全自由挥舞，而当转速低于一定值时又能限制它的下坠。这可以通过在主桨毂的支臂上安装一个下垂限动器来实现，该限动器的一个卡块位于主旋翼轴套和主桨毂支座之间。当限动器工作时，它就会限制桨叶的下垂量，当退出工作时就会恢复桨叶的完全自由挥舞。

下垂限动器由两根结实的弹簧拉紧固定，在旋翼启动时，作用在限动器上的离心力会克服弹簧的拉力，使限动器向外移，从而使卡块退出工作；当关车减速时，弹簧将限动器拉回，卡块就会卡在主旋翼的轴套和主桨毂支座之间。

在大风情况下，当旋翼停车或慢速转动时，挥舞限动块可以防止旋翼发生漂移。它的工作原理和下垂限动器一样，即离心力减小，弹簧拉回挥舞限动块，防止主旋翼轴套快速上下挥舞，避免轴套和桨毂受到损坏。下图为这些部件的示意图。

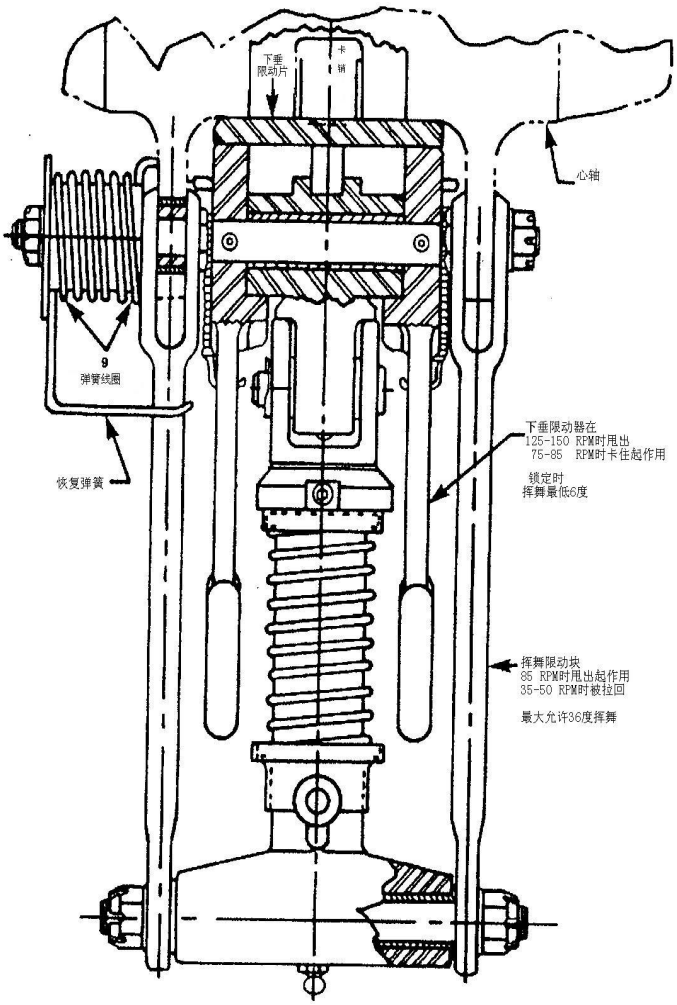


图 3-17 下垂限动器和挥舞限动块

老式主桨毂使用的液压垂直关节减摆器，通过限制液压从一个腔向另外一个腔流动速率来控制主旋翼的摆动速率。图 3-18 为该组件的剖面图

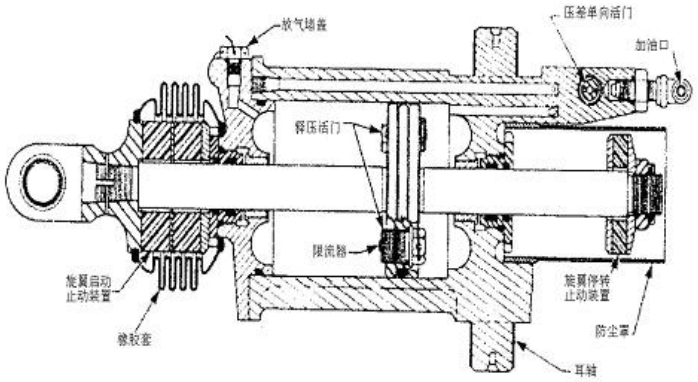


图 3-18 典型的液压减摆器

减摆器通过壳体上部和下部的耳轴，安装在主桨毂的轴承上，在工作时它始终能够保持对齐。当旋翼超前或滞后时，它就会在减摆器的活塞杆上产生一个力，使活塞在圆筒内移动，

迫使液压油从一个腔通过限流器流向另外一个腔，限流器减小了流动速率，从而也就控制了旋翼活动的速率。如果限流器或传输孔被堵塞，液压油就不能流动，作用在减摆器活塞上的力就会使腔内压力升高，使其中一个释压活门打开，从而使液压油通过活塞直接流到另外一个腔。

有些液压垂直关节减摆器的外壳上安装有一个透明的液压油箱来保持减摆器始终满油，可以同时为所有的减摆器供油。在活塞杆的两端安装有橡胶缓冲装置，来防止当旋翼起动或停止时减摆器完全伸长或压缩而导致活塞杆或壳体受到损坏。

图 3-19 为一个完整的全铰接式主旋翼桨毂的示意图。

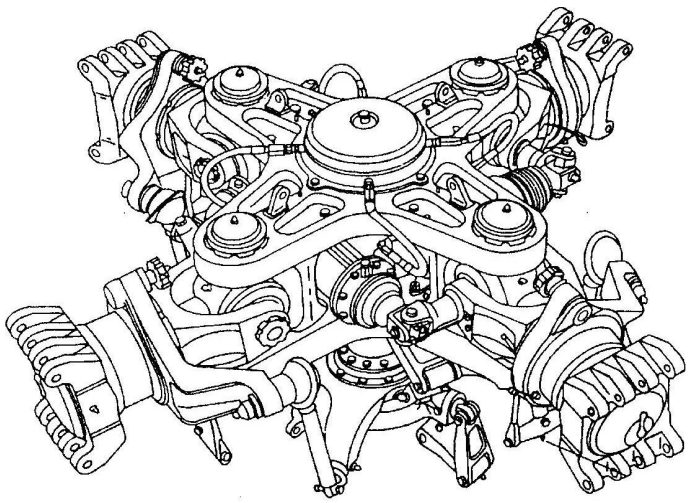


图 3-19 全铰接式主旋翼桨毂

可见全铰接式主旋翼桨毂是一个很复杂的部件，上面的所有轴承和关节都会产生潜在的多种故障。例如缺少滑油或油脂，即使在最小的轴承上，都会增加直升机的振动。另外，这些部件也明显增加了直升机的重量，它暴露在气流中的横截面也产生了大量的形阻。

该主桨毂安装在主减速器驱动的旋翼主轴上,主轴上的花键与主桨毂内环上的键齿相接合，通过一个大环形螺帽固定在主轴的顶端。该环形螺帽设定力矩，并由锁片来锁定。

图 3-20 某型直升机是另外一种全铰接式主旋翼桨毂的设计。它的主减速器、倾斜盘和主桨毂形成一个整体组件。它在锥形齿轮箱壳体内安装一个升力轴承，外面的结构将锥形壳体和传动平台通过三根承力杆连接，将升力传递到机身结构。主轴的下端是花键形式，并与主减速器内的第二级星型齿轮啮合，锥形体通过一圈螺栓安装在主减速器上。

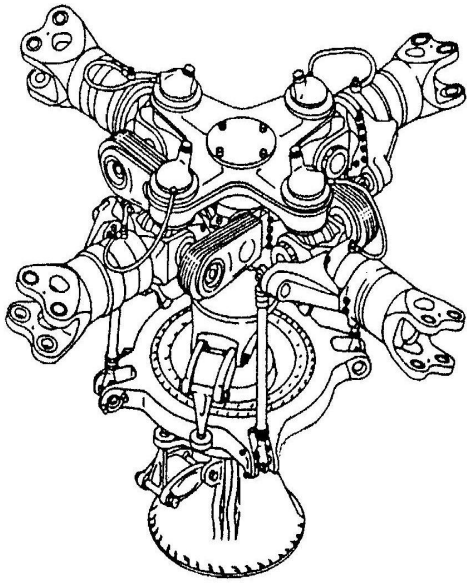


图 3-20 某型主旋翼桨毂

图 3-21 是一个复合关节的剖面图。它是油浴式的，滑油通过安装在摆振关节上面的储油盒来提供润滑，该储油盒也通过一根软管为轴向轴承供油润滑。在该复合关节的下面有两个磁堵，用来吸附滑油里的磁性金属颗粒，为维护人员检查轴承的磨损或故障提供帮助。

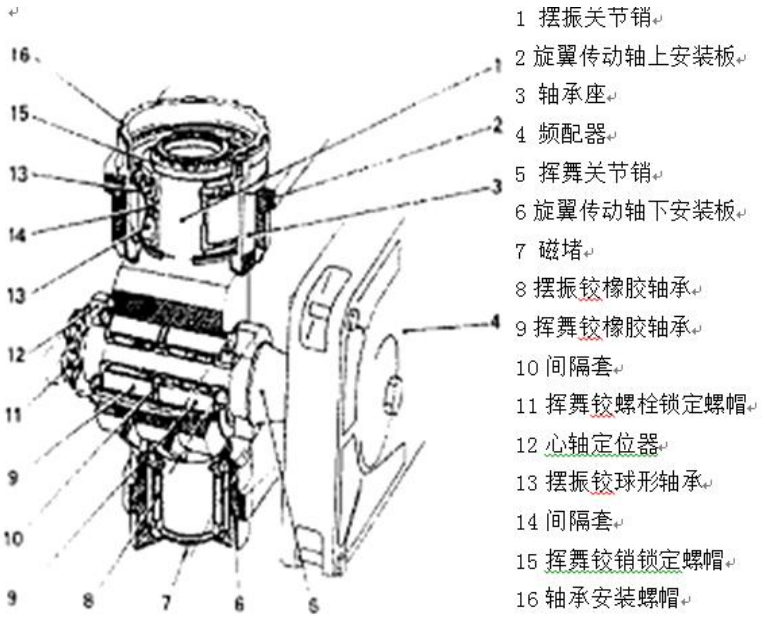


图 3-21 挥舞和摆振关节复合组件

旋翼轴套和心轴组件的设计和前面讲述的一样。变距摇臂安装在轴套上，传递从变距拉杆来的操纵输入，它与变距拉杆通过一个轴承组件连接，因此变距拉杆就可以在倾斜盘偏转时自动与它对齐而不会变形。在轴套壳体内有一个铅丸腔，用于向主桨毂里加铅丸进行桨毂的平衡。

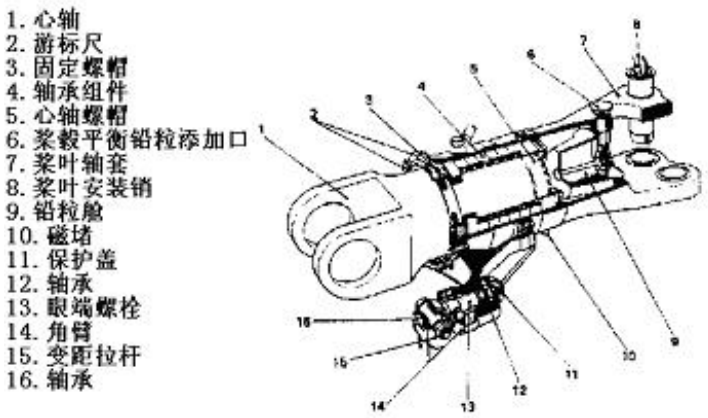


图 3-22 旋翼轴套和心轴组件

如图 3-23 所示，旋翼轴套随安装在心轴上的七个轴承自由转动，轴承的安装必须正确。轴承组上有两条锥形线，并且在每个轴承上刻有编号。通常不能分解轴套组件，但在有些直升机上可以更换密封圈。

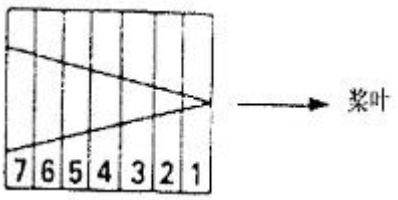


图 3-23 轴向轴承的校准和安装标记

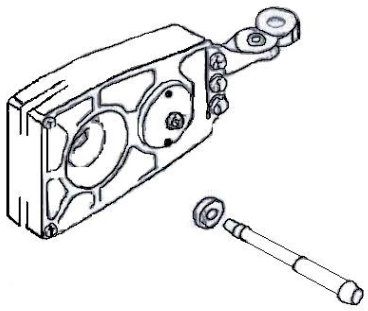


图 3-24 频率匹配器

这种主桨毂采用的是复合挥舞和摆振关节，在其早期的型号中采用的是液压减摆器，而随着技术的发展，在改进的新型号中采用的是弹性橡胶和复合材料部件，即频配器。频配器的功能和垂直关节减摆器（阻力铰）基本一样。图 3-24 是频配器的示意图，它的眼形接头安装在主桨毂上，中间大轴承通过一根螺栓连接到挥舞关节上。频配器由轻合金芯和眼形件构成，轻合金芯安装在挥舞关节销上，眼形件安装在主桨毂上。两层弹性橡胶粘贴在这两个金属件上，当旋翼绕垂直关节摆动时承受剪切力。一系列的嵌入垫片插入到黏弹性胶制体内，作为频配器减振成分，来控制旋翼摆振的速率。这种主桨毂安装的下垂限动器和挥舞限动块，也叫锥形头止动器，和前面所讲述的全铰接式主旋翼桨毂上安装的相似。

如图 3-25 某型直升机主桨毂代表了设计和生产的另一种方式，它的主桨毂设计采用了许多现代的材料。大量采用弹性橡胶和高强度的复合材料。

这种主桨毂由金属、复合材料和弹性橡胶构成，中芯是有花键的金属桨毂。它的每片桨

叶都是全铰接式的，一个弹性橡胶轴承连接到主桨毂的复合材料座上以承受离心载荷，另外一个中心弹性橡胶轴承则通过金属支撑芯直接安装在主桨毂的金属座上，以承受挥舞和摆振运动，它也允许桨距变化时做周期变距运动。

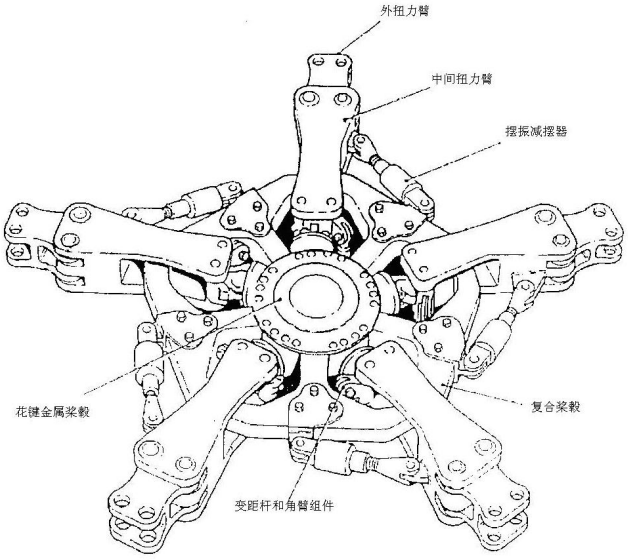


图 3-25 某型直升机主桨毂

在旋翼起动和刹车时，作用在摆振和挥舞止动器上的离心力使剪切载荷不会作用到复合材料结构上。主桨毂通过两个锥形体安装在主轴上。除了采用现代材料外，某型直升机在内承力连杆和主桨毂的复合材料座之间安装了液压阻力铰减摆器。

全铰接式桨毂的优缺点比较明显：

1.优点

（1）挥舞水平关节的采用使主旋翼可以倾斜而不需要使旋翼主轴发生倾斜；

（2）挥舞水平关节和垂直关节可以释放旋翼安装处的弯曲应力和载荷；

（3）挥舞水平关节可以减少因阵风引起的反应，通过单独的桨叶挥舞，不会将影响传递到机身；

（4）挥舞水平关节和摆振垂直关节提高了直升机的稳定性，尤其在以中速到高速的前飞过程中。

2.缺点

（1）挥舞水平关节轴承和轴向关节轴承承受很大的载荷，尤其在沿翼展方向的离心力，这些载荷如果得不到足够的润滑就会加速铰接轴承的磨损和失效；

（2）单独的桨叶挥舞会产生科里奥利斯效应，所以就需要摆振关节；

（3）需要减摆器来控制旋翼的摆振速率，否则直升机会不稳定。如果这些减摆器的工

作时间不一致，超出规定范围，会增加直升机的水平振动；

（4）允许旋翼下摆，就需要下垂止动块，以防止旋翼伤害到人员和机身。

3.3.3 无铰式主旋翼桨毂

随着材料的发展，人们利用桨根本身的变形替代“铰”的作用，从而将“铰”去掉，以简化桨毂结构，优化气动性能。继而出现了无铰旋翼，无铰旋翼是指去掉挥舞铰和摆振铰，仅保留变距铰的桨毂形式，其中，桨叶挥舞和摆振的功能由桨根处的弯曲变形实现。

无铰接式桨毂的强度是全铰接式系统的三到四倍。它的旋翼一般是由复合材料制成的。无铰接式旋翼可以直接固定在机身上，使操纵与推力相互独立。这样实现了飞行员的操纵输入和旋翼运动间的直接反应，而不会发生在其它两种桨毂上的操纵输入和旋翼反应迟缓的现象。

无铰接式旋翼系统机械制造简单，维修量少。但相对于其它两种桨毂，它的操纵不那么柔和。

如图 3-26，某型直升机的桨毂是刚性的，周期变距由一个轴承来实现，但挥舞和摆振则通过桨叶根部材料的弯曲来实现。

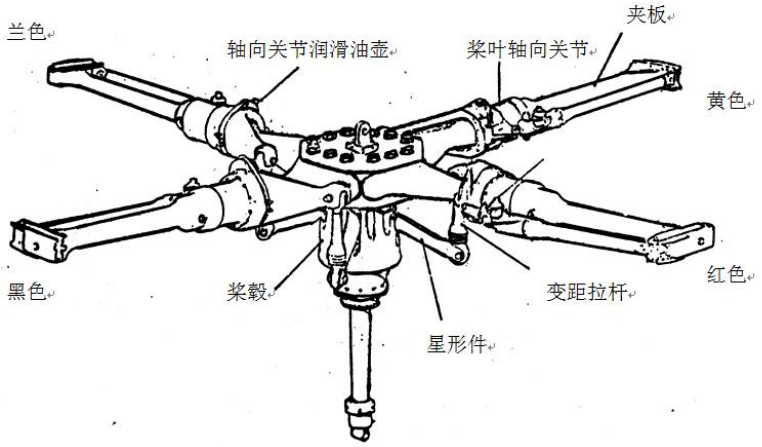


图 3-26 刚性主旋翼桨毂

除了周期变距，这种桨毂不提供旋翼任何的活动。这种设计使操纵反应非常快速，通常只应用在小型直升机上。

1.优点

（1）设计简单，减少了故障的产生，减轻了维护；

（2）相同尺寸时，刚性主旋翼桨毂的横截面积比其它两种的要小，因此阻力也随之减少；

（3）操纵反应既快又准确。

2.缺点

（1）需要更复杂的操纵系统来保证直升机的稳定性，尤其在前飞时，由于旋翼不能通过挥舞产生平衡的升力，而只能通过使桨叶扭转来实现；

（2）桨叶的设计必须有足够强度来承受各种状态下所产生的载荷；

（3）刚性的主旋翼桨毂非常容易受阵风或侧风的影响。

3.3.4 无轴承式主旋翼桨毂

随着材料的进一步发展，在无铰旋翼的基础上，去掉变距铰，进一步简化桨毂结构，发明了无轴承式旋翼，挥舞、摆振、变距都由桨叶桨根处的变形完成。桨毂结构形式最为简单。

典型代表为EC-135，科曼奇等。图3-27为典型的无轴承式“交叉梁”布局，其中，“梁”为柔性桨根，可实现挥舞、摆振和变距运动，桨叶作为扭管，套在“梁”外部。无轴承桨毂的优缺点与无铰旋翼类似，此处不再赘述。

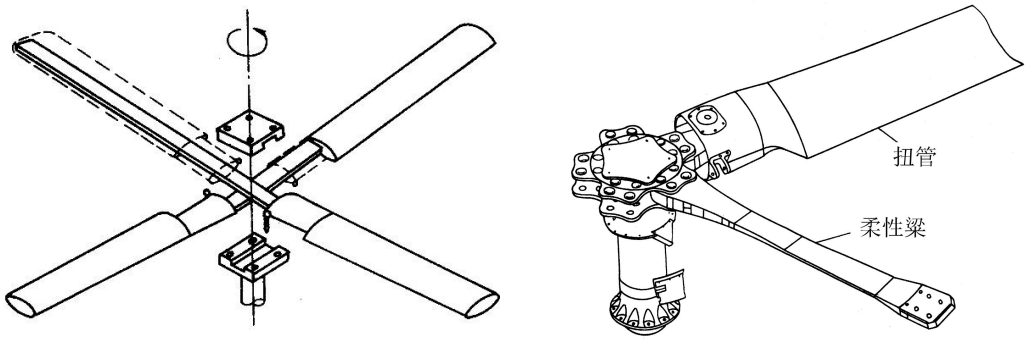


图3-27 无轴承主旋翼桨毂中的“交叉梁”布局

3.3.5 其他常见主旋翼桨毂

3.3.5.1 半刚性跷跷板式主旋翼桨毂

半刚性主旋翼桨毂只提供周期变距和挥舞，而不可能摆振。这种主旋翼桨毂的最常见形式是跷跷板式旋翼，这是因为旋翼在主轴上像跷跷板一样交替上下运动。跷跷板式主旋翼桨毂只应用在两片旋翼的上，是BELL直升机公司的典型特色，也是美国厂家的普遍设计观念。

如图所示，在该设计中有一“桨叶夹板”，通过一个称作耳轴的机构连接到主轴上。该耳轴起跷跷板关节，即挥舞关节的作用，桨毂和旋翼围绕着它，像个跷跷板。耳轴解决了桨叶挥舞的问题，但仍然解决不了旋翼由于科里奥利斯效应引起的摆振问题，该问题通过另外的方法解决。

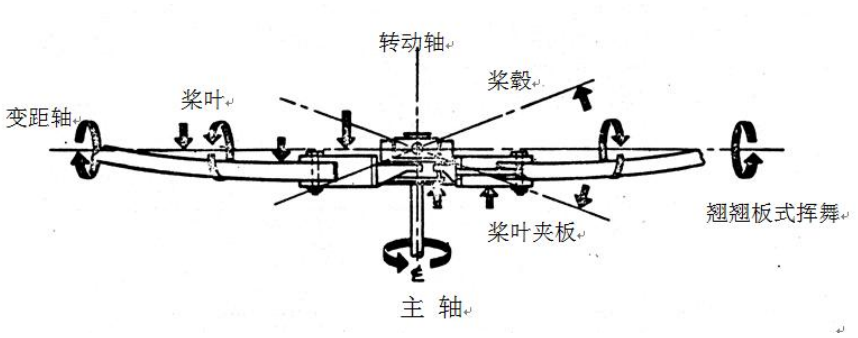


图 3-28 半刚性跷跷板式主桨毂

半刚性主桨毂只有两片主桨叶，桨毂的水平挥舞关节支点通常位于桨毂上方，这意味着桨叶的变距轴低于挥舞轴。它的另一个特点是桨毂具有预置的锥体角，即连接桨叶的轴向关节在安装时略向上倾斜使桨叶在静态时就有一个锥体角，这样可以减小在桨叶转动中产生的弯曲应力。预置锥体角的另一个优点是可以消除科利奥里斯效应，这是因为桨叶的变距轴低于挥舞轴且桨叶略向上倾斜，通过两片桨叶质心的连线也通过了挥舞轴心，当桨叶挥舞时，桨叶的质心与转动轴的距离保持不变。

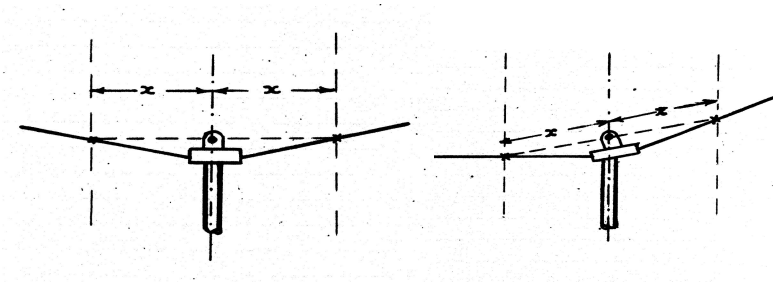


图 3-29 桨叶重心位置

某些半刚性桨毂使用万向节式的安装，桨毂可向任何方向倾斜，因此也叫全向翘翘板式。

半刚性桨毂还装有一装置叫“平衡棒”，它的作用是为桨毂提供一种内在的稳定性，在平衡棒的外端装有配重，以其中心为支点自由摆动，与桨叶成 90°角。

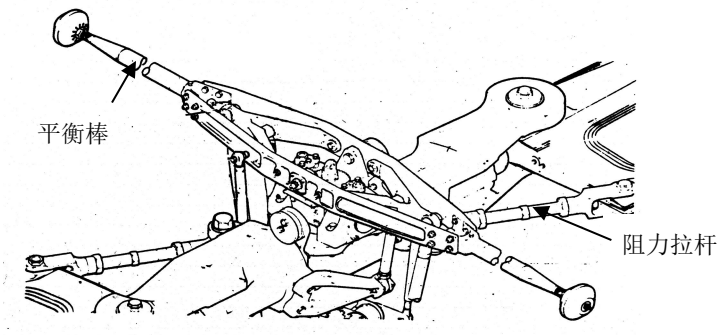


图 3-30 平衡棒结构

虽然主桨毂的悬挂设计减少了科里奥利斯效应和摆振影响，但是主旋翼仍然受部分水平方向力的影响。前面提过，桨叶可以通过弯曲来吸收这种运动，但仍然需要额外的支撑装置，

即在主桨毂和桨叶的根部后端安装一根承阻拉杆。

这种主桨毂相对简单，横切面较小，因此产生的形阻也就少。但和全铰接式主旋翼桨毂相比，半刚性跷跷板式主旋翼桨毂的动态平稳性较差，更易受阵风影响。这种主桨毂很少应用在现代大型直升机上。

半刚性跷跷板式桨毂的优缺点为：

1.优点

（1）由于取消了单独的挥舞关节和摆振关节，简化了结构，也减少了故障的产生，尤其减少了全铰接式主旋翼桨毂产生的振动；

（2）由于简化了设计，维护也随之简化，节约了时间；

（3）旋翼固定在主旋翼桨毂上，不需要刚性来应付离心力；

（4）由于减少了部件，减轻了重量和阻力。

2.缺点

（1）由于单独桨叶挥舞的限制，阵风会引起不稳定性；

（2）由于缺少挥舞关节和摆振关节，会在旋翼根部产生更大的弯曲应力,因此叶片必须有足够强度以承受这种应力，因此重量增加；

（3）跷跷板式桨毂需要悬挂式设计以减少科里奥利斯 Coriolis 效应影响。

3.3.5.2 弹性橡胶球形轴承式主旋翼桨毂

现代的中重型直升机大多采用这种桨毂设计，现在的弹性材料制造的球形轴承可以减少桨毂必要的旋转及减少需要润滑的部件。下图是一种典型的半钢性球形轴承桨毂的示意图，它的挥舞水平关节、轴向关节和摆振关节设计成一个球形轴承来承受四个方向的应力，包括：变距旋转、挥舞垂直位移、摆振水平位移、旋翼轴向离心力。



图 3-31 典型的球形轴承

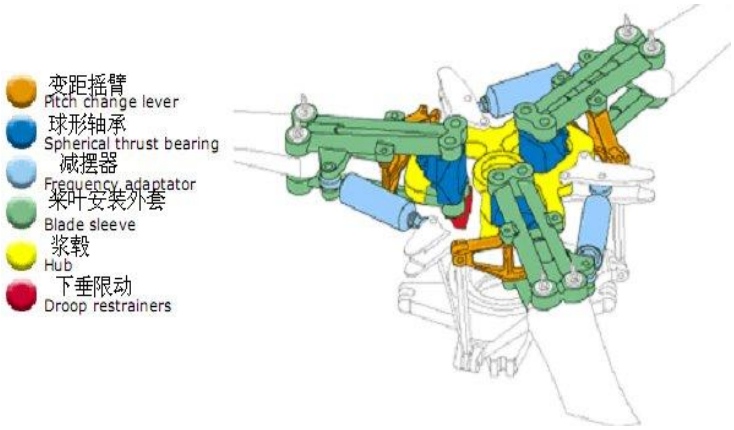


图 3-32 典型的半刚性球形轴承桨毂

3.4 弹性橡胶部件

3.4.1 简介

在现代的主桨毂和尾桨毂上，安装弹性橡胶部件以取代传统的滚珠和滚棒轴承，在传动安装组件和主桨阻尼器上也会采用该种部件。

弹性橡胶是指自然的或合成的橡胶，或类似橡胶的塑料，仅代表具有橡胶特性的物质。实际应用中会有自然橡胶、合成橡胶或自然与合成橡胶混合体。

3.4.1.1 弹性橡胶部件的优点和缺点：

总体来说，弹性橡胶部件的优点多于缺点。

1.优点：

（1）弹性橡胶一般可以自润滑，不会卡滞。由于不需要润滑，也就不需要防护罩和密封件；

（2）不会发生如传统轴承那样的压痕、凹痕和擦伤等故障；

（3）对邻近部件产生较少的振动或冲击；

（4）由于包含较少的部件而且大多粘结在一起，就减少了潜在松动的危险；

（5）具有较好的抵抗外界环境的能力；

（6）通常来说，弹性橡胶部件的寿命至少是传统部件的 5 倍；

（7）可以承受所有的载荷和运动，而不需要将几个轴承安装在一处。

2.缺点：

（1）弹性橡胶部件的费用比同样的传统部件要贵的多；

（2）它的尺寸依承载而定，弹性橡胶部件要比它所替代的传统部件大；

（3）它们易受化学物和溶剂侵害，必须小心。

3.4.2 弹性橡胶轴承

弹性橡胶轴承由硬化橡胶层和金属片粘和而成，它们的构成、尺寸和橡胶的混合等由所设计承受的最大载荷决定，它可以由0.015英寸厚的弹性橡胶层和同样厚的金属片构成。金属片通常是合金钢、不锈钢或铝制成。有些轴承可以有26层，而且由12到14层的不同的橡胶混合而成。

3.4.2.1 轴承类别

在直升机飞行操纵系统和主桨毂组件上通常有五个基本类型的弹性橡胶轴承：

（1）传统的止推轴承；

（2）球型止推轴承；

（3）径向轴轴承；

（4）杆端轴承；

（5）锥形轴承。

每一种轴承都需要特别设计以承受不同方向的载荷，即扭转、剪切和轴向等。

1.传统的止推轴承

可以承受很高的轴向压缩载荷，也可以承受因橡胶层剪切而产生的扭转载荷。

2.球型止推轴承

承受剪切力，允许在三个垂直轴方向产生运动，同时在轴向也承受很大的压力。

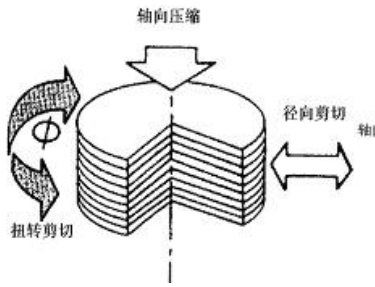


图3-33 止推轴承

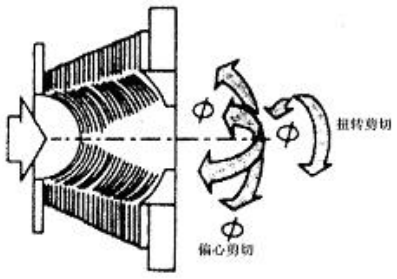


图3-34 球形止推轴承

3.径向轴轴承

承受很高的径向载荷，而且还可以允许在剪切状态下的扭转和轴向活动。

4.杆端轴承

承受很高的径向载荷，同时允许扭转和位移方向的活动，以及部分的轴向载荷，这由它的实际片层形状所决定。

5.锥形轴承

承受很高的轴向和径向载荷，也允许有扭转活动。

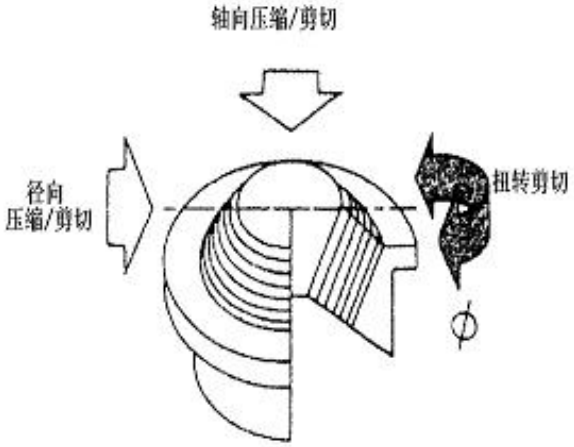


图 3-35 锥形轴承

以上弹性橡胶轴承是最常见的，有时为了特殊需要也有特殊的变化和结合形态。

3.4.2.2 典型的弹性橡胶轴承安装

同传统的球型和滚棒轴承一样，在现代的主桨毂上可能安装有几种不同的弹性橡胶轴承。图 3-36 为一种典型的安装。

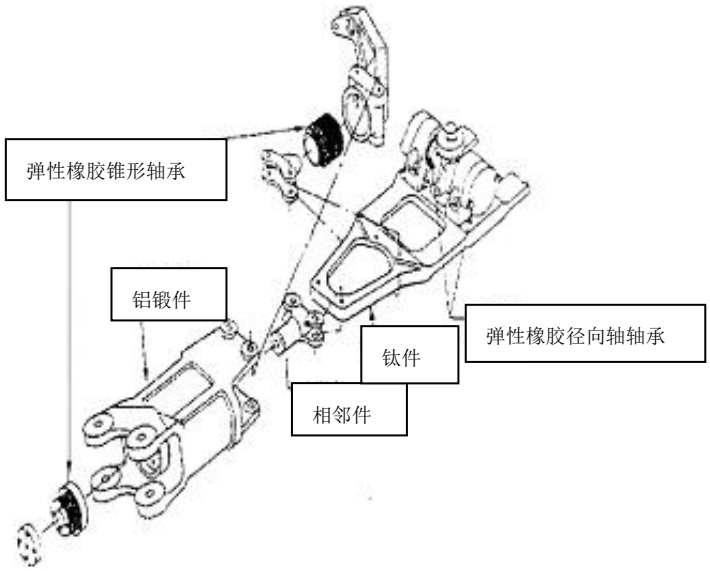


图 3-36 典型的弹性橡胶轴承安装

3.4.3 弹性橡胶减摆器

自二十世纪七十年代初，弹性橡胶减摆器就应用在一些桨毂的设计上了。桨叶减摆器是用来控制桨叶超前或滞后速率的，弹性橡胶减摆器就是通过橡胶层移动的迟滞或阻抗来减少这种摆振的。

通过将三层金属板与橡胶层相粘合，可以形成橡胶“三明治”。中间的金属板有开槽，而不是同心孔，这允许沿线性轴有一定的活动，但由橡胶层移动的阻滞来限制。下图为该种

减摆器的图形。

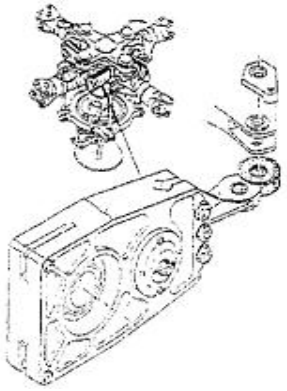


图 3-37 典型的弹性橡胶减摆器

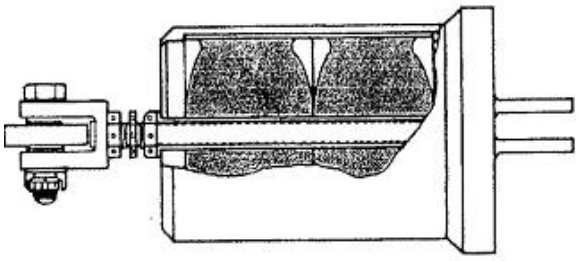


图 3-38 圆筒式弹性橡胶减摆器

另外一种弹性橡胶减摆器在外型与传统液压减摆器相似，但它的腔内是弹性橡胶而不是液压油，它具备弹性橡胶的优点，但由于没有液压减摆器那样的中立位，它需要额外的维护工作，还需要对桨叶做线性校正。

3.4.4 检查和维护

弹性橡胶部件具备“良性”故障状态，即通常不会发生突然的灾难性失效，而是“失效破损安全”。

一般的磨损是表现为细“橡皮灰”似的物质，随着作用在该部件上的负载过大，它就会随之增加。细弹性线也会与橡皮灰一起出现。鉴定部件的可用性的图形和检查标准通常可以在维护手册内找到。弹性橡胶部件表面出现的脏的灰色物通常并不是意味着它的恶化，而是由于在橡胶混合物内的蜡状物被挤出表面，它可以提供一层保护层，用以抵御臭氧和其它的外界环境侵蚀。这层蜡如果被擦掉，就会有更多的出来。

弹性橡胶部件的疲劳故障表现为粘状，这是由于在部件内因摩擦力而产生过热，橡胶硬化而产生过多的黑色橡皮灰造成的。

第4章 尾桨系统

4.1 尾桨叶

4.1.1 尾桨系统的结构与功能

与主旋翼系统类似，尾桨系统主要包括尾桨叶和尾桨毂。尾桨系统主要起到平衡旋翼反扭矩和航向操纵的作用，本章主要介绍尾桨叶的结构形式、尾桨毂的工作原理和结构特点和典型尾桨系统。

4.1.1.1 简介

和主旋翼一样，尾桨叶片是金属或复合材料结构，在翼型上也相似，尾桨叶片的结构通常一样，包含的部件也较少。

4.1.1.2 尾桨功能

绝大多数直升机采用单旋翼尾桨系统，也有些直升机采用转动方向相反的双旋翼系统。

牛顿第三定律（也叫作用力与反作用力定律）指出，任何物体受到外力的作用，必将产生一个与作用力大小相等、方向相反的反作用力。就直升机来说，当直升机主桨在发动机的驱动下转动时，一定会有一个与转动方向相反的反作用力试图使直升机反方向转动，我们把这个反作用力称作主旋翼反扭矩。

让机体在主桨转动时反方向不停地转动是不可接受的,因此在单旋翼直升机上安装反扭矩系统以产生一个侧向力偶，其方向应与发动机反扭矩力偶相反，从而起到消除机体反向运动的作用。如图4-1。

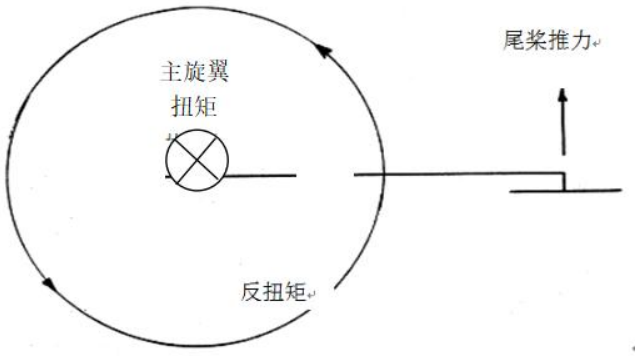


图4-1 作用在直升机上的力偶示意图

尾桨可以安装在机身尾梁的任何一侧,现代直升机主旋翼的转动方向通常是俯视逆时针方向，此时如果尾桨装在尾梁左侧，叫做推力尾桨，装在右侧叫做拉力尾桨。

发动机反扭矩随着发动机功率的变化而变化。因此尾桨产生的平衡力偶也必须随着功率的变化而变化。通过操纵脚蹬的方式改变尾桨桨叶角大小可以实现以上目的。

直升机尾桨除了能平衡主桨的反扭矩外，还提供直升机的航向操纵。

脚蹬的操纵一般符合人体工程学原则，即，左脚蹬向前时尾桨桨叶角增大，尾桨平衡力增大，尾梁将向右偏转，机头则向左偏转而实现飞机的左转。右脚蹬向前时尾桨桨叶角减小，尾桨平衡力减小，尾梁将向左偏转，机头则向右偏转而实现飞机的右转。

在直升机自转时，由于发动机失效，尾桨产生的平衡力偶不再用于平衡主旋翼的反扭矩，而且用来实现机身的方向控制。

在飞行中，尾桨转动速度基本保持不变。尾桨的桨叶角值可以从正到零甚至到负值。在正常飞行中尾桨桨叶角值一般为正，进入自转飞行后，桨叶角应减小到零左右以使尾桨不产生力偶保持飞机的直线飞行，如果要实现转向，则需进一步增加或减少尾桨桨叶角以产生转向力偶。

驱动尾桨的功率来自于发动机的总输出功率，总功率一部分用于驱动主桨，一部分用于驱动尾桨。当尾桨距增大时，尾桨消耗的功率增加，使用于主旋翼的功率减少，飞行员必须提总距杆进行功率补偿（有的直升机装有自动补偿系统）。当尾桨距减小时，尾桨消耗的功率减少，则用于主旋翼的功率增加，同样需要飞行员进行相应的补偿操纵。

4.1.2 尾桨叶

4.1.2.1 金属尾桨叶片

金属尾桨叶片通常有两种构成方式，一种是用“D”型挤压成型的大梁和翼肋构成，另外一种是实心的大梁并以蜂窝结构填充而成。

图 4-2 是第一种结构的尾桨叶片。它有一个开放的“D”型挤压成型的大梁，从翼尖一直到翼根，并形成安装结构，一小片轻合金板粘贴在大梁的前缘内侧，以形成完整的 D 型并提供扭转强度和硬度。薄的轻合金翼肋粘贴在大梁的后面，构成翼型并抵抗蒙皮所承受的压缩载荷。

轻合金蒙皮粘贴在整个结构上，粘合剂的使用可以保证蒙皮的平整无分割，提高了空气动力效率，减少了阻力。前缘又覆盖了更强硬的金属包带，例如不锈钢、镍或钨等，以提供防磨保护。

和主旋翼一样，尾桨叶片也需要平衡，在下图叶片的弦线方向的配重安装在斜端翼肋处，翼展方向的配重则是安装在翼尖处，它们的外面安装盖有轻合金翼尖罩，翼尖罩通常采用拉铆安装。

第二种金属尾桨叶片的制造技术则是更普遍，如图所示，它的大梁是一个单体设计，是实心的而不是D型管，轻合金蜂窝结构粘贴在大梁的后面，构成了叶片的外形并抵抗蒙皮所承受的压缩载荷。但和翼肋型叶片不同的是，它沿整个叶片长度上给蒙皮以支撑。蒙皮从大梁后面的切割槽内一直粘贴覆盖整个蜂窝结构，叶片后缘被加强并粘贴有后缘盖，叶片前缘则如前面所讲述的是一薄金属片构成的防磨带。

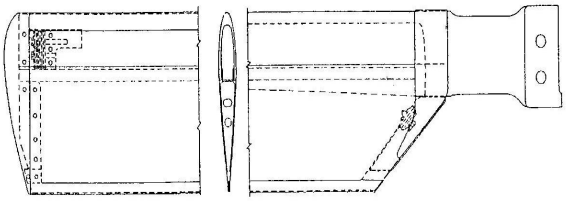


图 4-2 D型大梁的尾桨叶片

图 4-3 中叶片弦线方向和翼展方向的配重都安装在翼尖处，外面铆接了翼尖罩。

这种制造方法使蒙皮有了更多的支撑，并可承受更多的压缩和扭转载荷，但如果蒙皮和蜂窝结构间脱层了，就会大大降低它的强度。因此就需要进行额外的检查来鉴定蒙皮的任何脱层。在翼肋型叶片上也会发生这种问题，但由于在蒙皮和翼肋间粘合面较大，这种问题也就较少发生了。

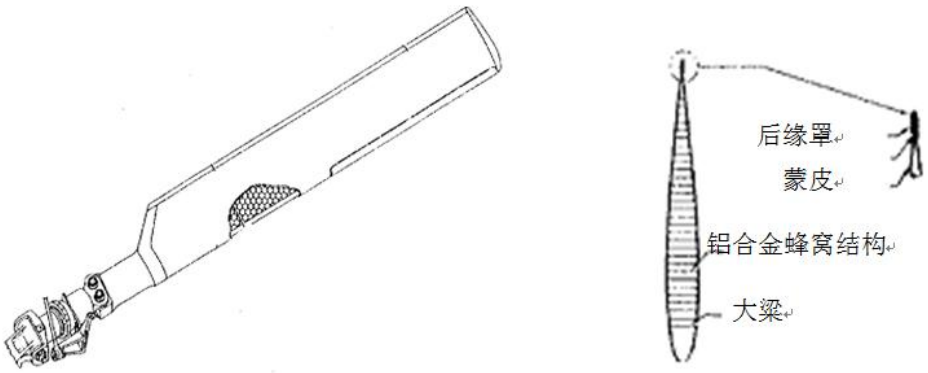


图 4-3 蜂窝结构的金属材料尾桨叶片

4.1.2.2 复合材料尾桨叶片

图 4-4 是某型直升机上的复合材料尾桨叶片，它采用由玻璃纤维和碳纤维混合而成的复合材料，复合材料的使用发挥了两种材料的优点，构成比单一材料更坚固、更轻或能承受更多载荷的材料。

叶片前缘和主桨叶片一样是由钛防磨带保护，上面还安装了在寒冷气候下进行防冰工作的加热部件。由 Nomex 蜂窝结构粘贴在单向复合材料大梁上，构成叶片的外形，外面盖有交叉帘布层式的复合材料蒙皮。在该例设计中，变距角臂插入安装在叶片上的轴套内，不像

其它的尾桨叶片安装在轴向关节轴承组件上。

弦线方向的配重安装在接近翼根的角端带上，翼展方向的配重则安装在翼尖处，同样，采用可拆卸外罩罩住这些配重。

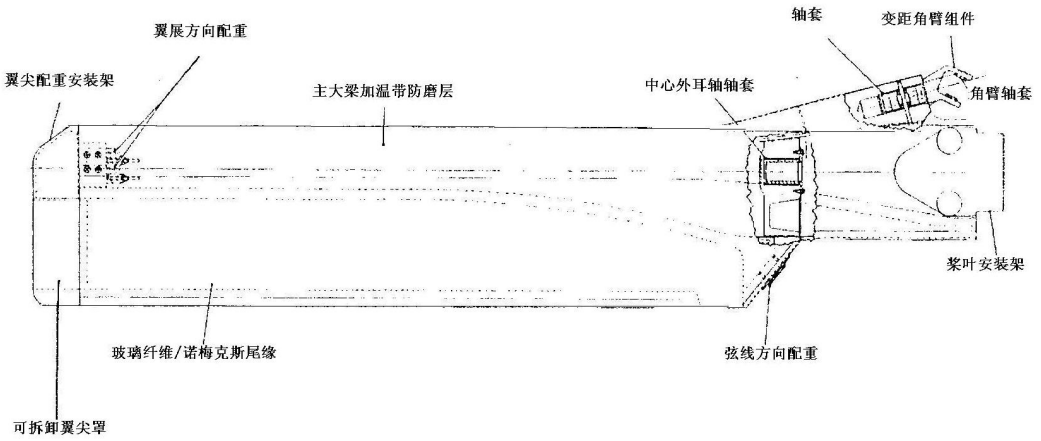


图 4-4 复合材料尾桨叶片

4.1.2.3 健康和安全注意事项

要注意的是有些老式叶片所采用的配重是由废弃的铀制成，之所以这样是因为这是一种非常密实的材料，很小尺寸就可以提供很大的重量。这种材料具有低辐射危害，因此应该引起注意。

废铀配重和镉板，当应用在叶片上做配平时通常被涂成红色，在维修手册上会有警告提示。当需要拆卸翼尖罩或暴露这些配重时，必须带橡胶手套，使用后必须用干净水清洗干净。虽然在在很久以前已停止使用这种材料做配重了，但仍然可以在某些直升机或桨叶上发现这些配重，工作中如有疑问应参考手册规定或咨询厂家。

4.2 尾桨毂

4.2.1 尾桨毂组成与结构

尾桨只有总距操纵，操纵控制连杆输入就会同时改变所有尾桨叶相同的安装角，即变总距。

尾桨毂通常包含桨毂、尾桨主轴和轴套组件以及其它机械操纵装置等。一般机械操纵装置和尾减速器合成一体，它的作动器安装在尾减上，作动杆则穿过尾减速器输出轴，与星形件或变距机构相连，因此操纵输入就可以通过星形件或变距传递到尾桨上，进而改变所有桨叶的迎角。

图 4-5 是一种典型的尾桨毂，它是一个钢铸件，上面有五个安装滚棒轴承的臂，尾桨叶轴和轴套组件通过螺栓安装在臂上。

在每个尾桨毂臂的顶部有一个机加工的锥形销，它作为一个挥舞止动销来防止尾桨叶在两侧任一方向挥舞过大。该挥舞止动销插入到尾桨叶轴内的一个机加工的孔中，并与里面的尼龙套对齐，防止桨叶挥舞过大使桨叶轴碰到止动销而损坏金属部件。

在尾桨叶轴上装有轴向轴承，尾桨叶轴套安装在该轴承的外面，整个组件通过一个大环形螺帽固定。变距杆将操纵输入从星形件传递到尾桨叶轴套上。

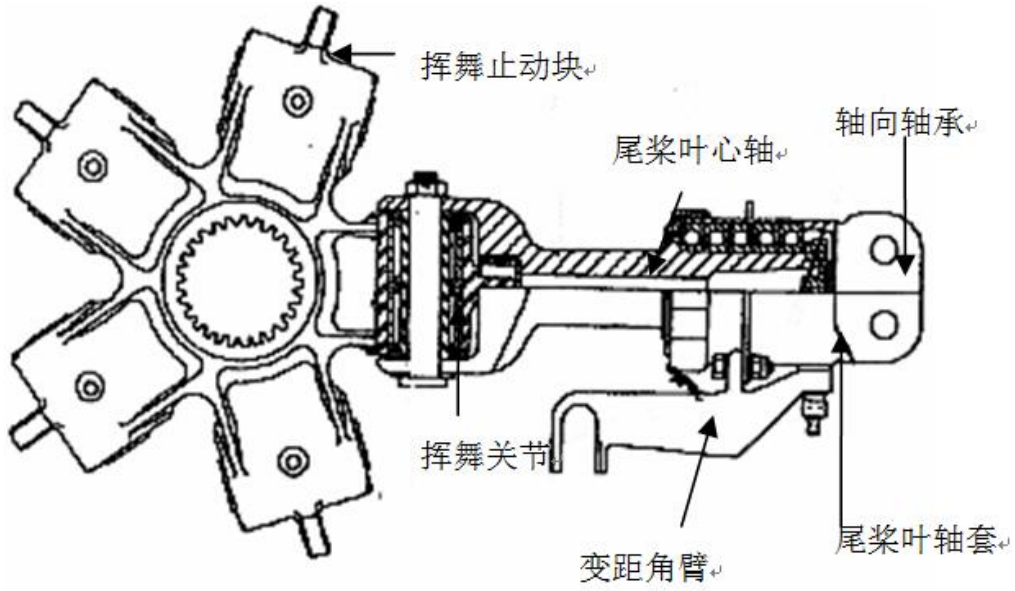


图 4-5 尾桨毂

图 4-6 和图 4-7 是某尾桨部件的整体图。尾桨毂和尾桨叶安装在尾减速器输出轴上，通过垫片、密封圈和螺帽固定。尾桨变距轴连接到星形件上，星形件和尾桨叶轴套通过短的可调变距拉杆连接。

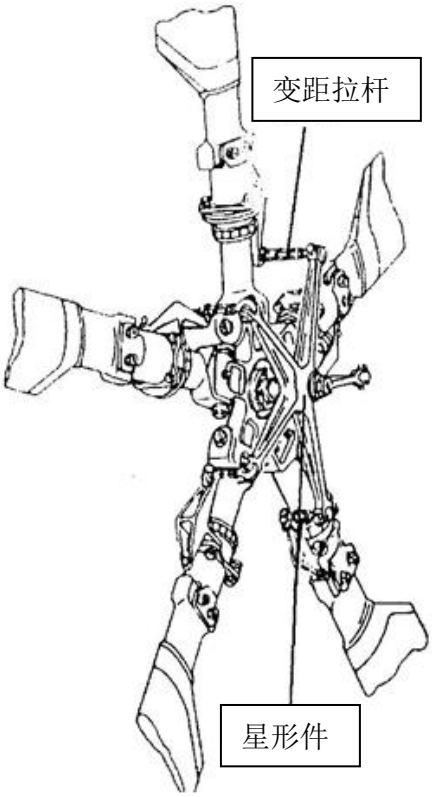


图 4-6 尾桨叶和变距组件

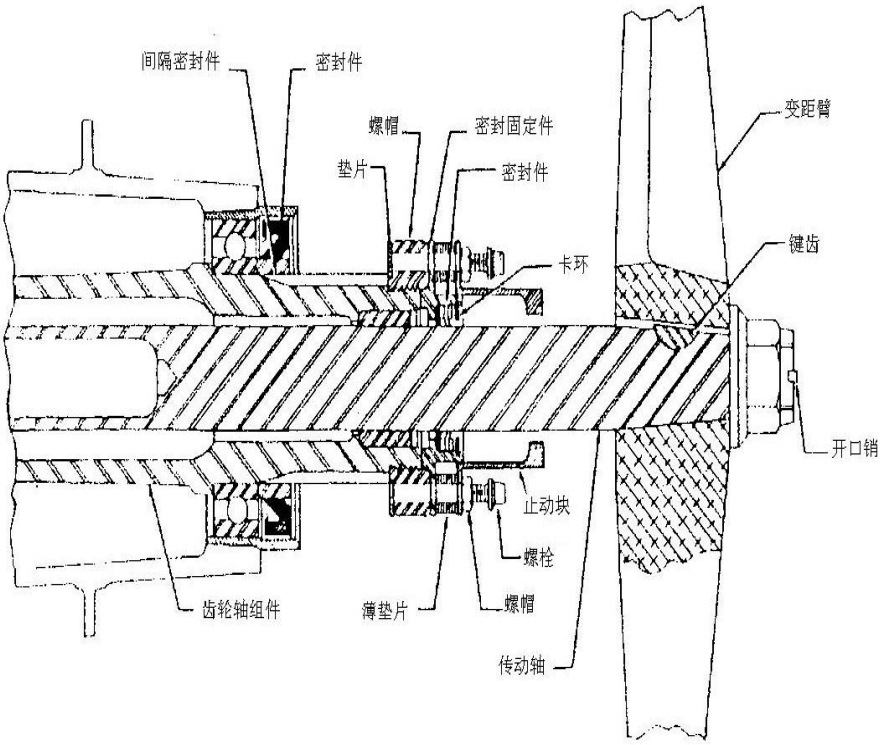


图 4-7 尾桨变距装置

当飞行员航向脚蹬操纵输入传递到尾伺服器时，就会使伺服器内的柱塞杆伸出或收缩，使连接在它上面的变距作动杆伸缩，并引起变距拉杆移动。变距拉杆的线性运动通过转动轴

向轴承，转换为轴套的周向运动，从而改变所有尾桨叶的迎角。

如果安装在航向脚蹬处的主要止动装置故障或调节不当，安装在旋转的尾减速器输出轴上的止动装置就会接触星形件以限制尾桨迎角。

尾桨操纵只需要传递总距变化（只能等量的改变所有尾桨叶的迎角），而倾斜盘装置非常复杂，故使用星形件装置。由于星形件和它的部件是和尾桨一起转动的，而尾伺服柱塞是不能转动的，因此就需要一个装置能够从不转动部件传递到运动的变距机构的转动部件上。尾伺服作动杆只伸入尾减输出轴一段，它的端头变细并通过垫片和螺帽安装有一个双滚珠轴承，而变距操纵轴的内端则固定在这个轴承的外侧。这样的话，尾伺服作动杆就可以保持不转动，线性操纵运动通过轴承传递到变距轴上。

4.2.2 几种典型的尾桨毂维护特点

4.2.2.1 AS332 超美洲豹

如图 4-8 所示，AS332 超美洲豹直升机上的尾桨毂和前面学习的很相似。但最主要的一点不同是它的尾桨毂和尾减输出轴加工成一体的，轴套和花键轴的设计和安装与前面所讲的一样。

操纵输入通过不转动的尾伺服作动杆在轴承作用下，传递到尾减输出轴内转动的变距轴上。有一点需要注意，就是在尾桨叶安装轴套上有一个小角块，它的作用是防止桨叶被安装反了，即桨叶后缘朝向旋转方向。之所以这样是因为尾桨叶安装螺栓是完全相同的，存在将桨叶安装反了的可能性。

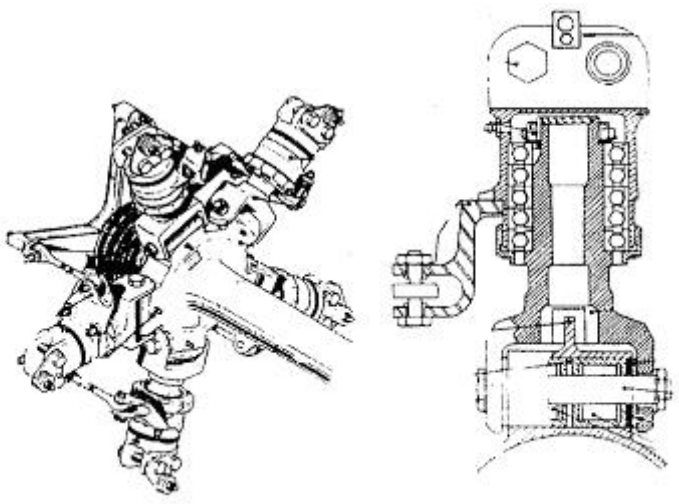


图 4-8 超美洲豹直升机尾桨毂和轴套心轴组件

4.2.2.2 H101HELILINER

四片尾桨叶片成对安装在复合安装板上，这些复合板具有挥舞方向的柔性，但在摆振方

向是不动的。复合板和桨叶通过球形轴承用螺栓安装在钛合金半凸缘上，该半凸缘再通过两个螺栓穿过球形轴承与钛合金驱动接合盘相连。这种设计使每个安装板上的轴承在径向都是相互对立的，因此可以使桨叶做跷跷板式运动，即通过△3 效应来有效地改变尾桨叶的角度。

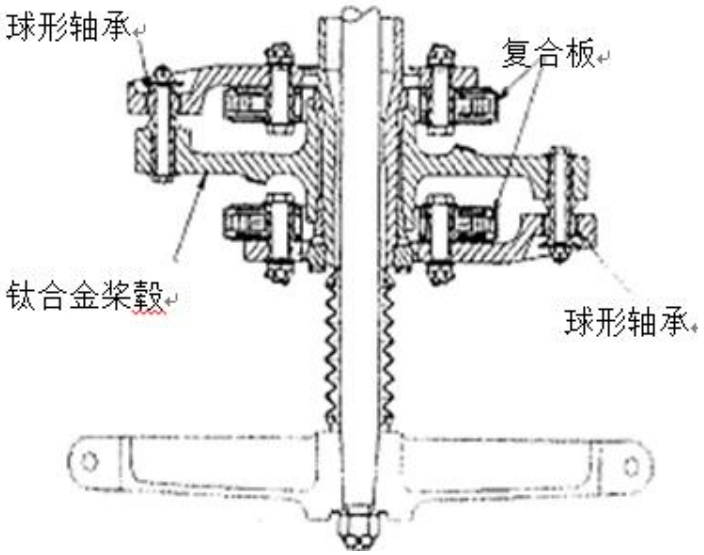


图 4-9 复合板和钛合金安装板的安装

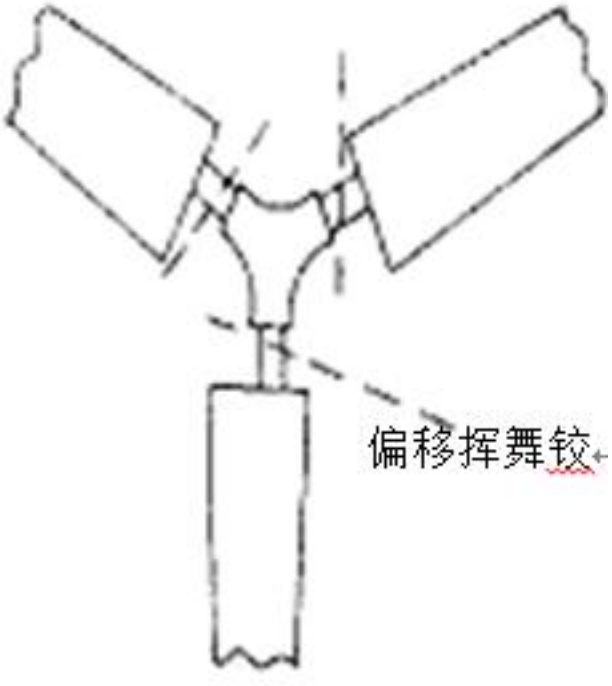


图 4-10 尾桨的△3 效应

△3 效应曾经应用在很多直升机的桨叶系统上，它的基本方法是当桨叶向上挥舞时，它的桨叶角会减少，相反向下挥舞则桨叶角增加。这种效应是通过将桨叶的挥舞关节与叶片的中心线的夹角安装成一定的角度实现的，而不是 90 度直角。

驾驶员或自驾、自稳系统传递来的操纵信号通过串联作动杆伺服器，由尾桨变桨距机械装置穿过尾减速器输出轴传递到星形件上。由于安装桨叶的复合安装盘不能扭转，因此就需要轴承来实现。每个复合安装盘在桨叶根部安装有一个弹性橡胶轴承，在桨叶内部还安装有一个十字轴头轴承，它随着安装在桨叶内的一个轴套转动。每片尾桨叶只通过内轴承（弹性橡胶轴承）安装在尾桨毂上。

星形件通过键齿连接到变距轴上，并由螺帽和开口销锁定。两个扭力臂组件通过螺栓连接到星形件上，它的另一端连接到钛合金驱动接合盘上。变距拉杆连接星形件和安装桨叶的变距角臂，它的两端分别是正反螺纹以便调节长度而不需要断开。

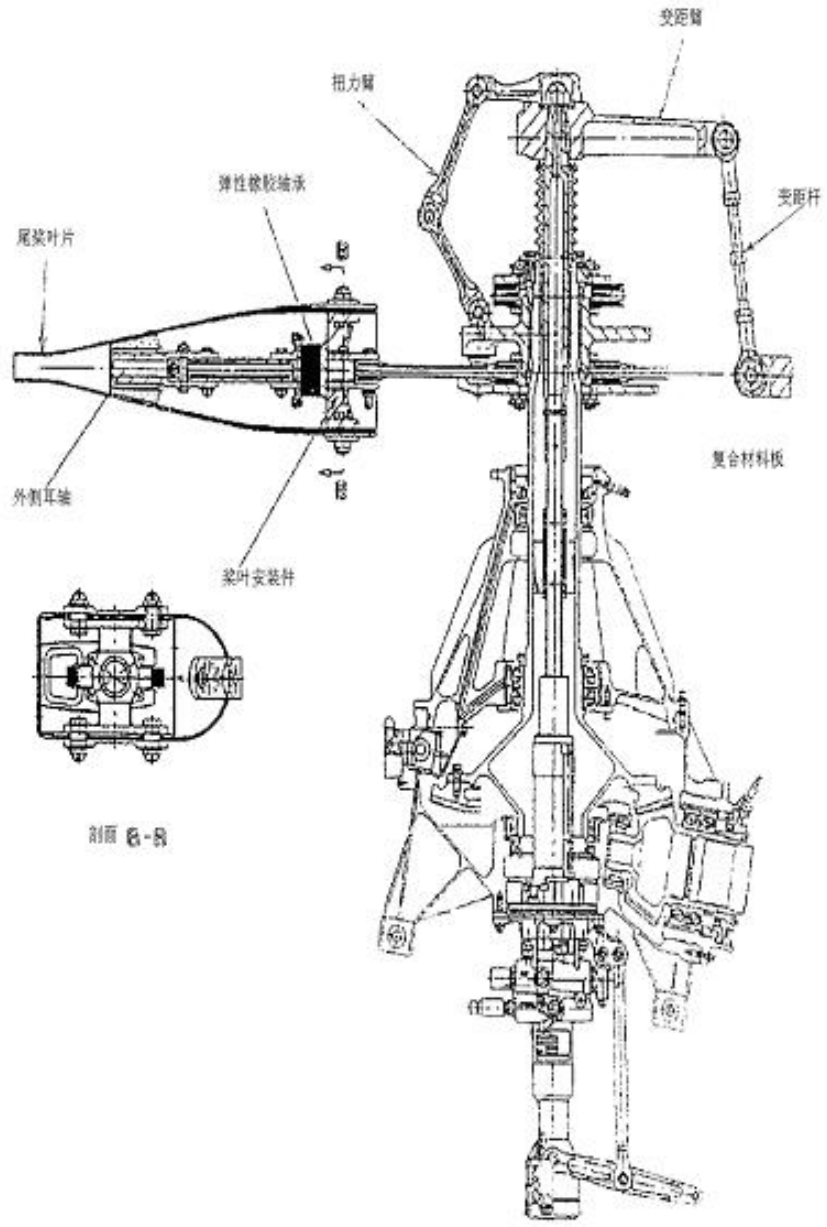


图 4-11 操纵输入和尾桨叶片的安装

第5章 传动系统

5.1 直升机传动系统的布局与分类

现代直升机的传动系统是一个由各附件组成的传递机械能的一套系统，一般包括动力装置、减速器以及传动轴和联轴节等部件，典型的直升机传动系统布局如图5-1所示：

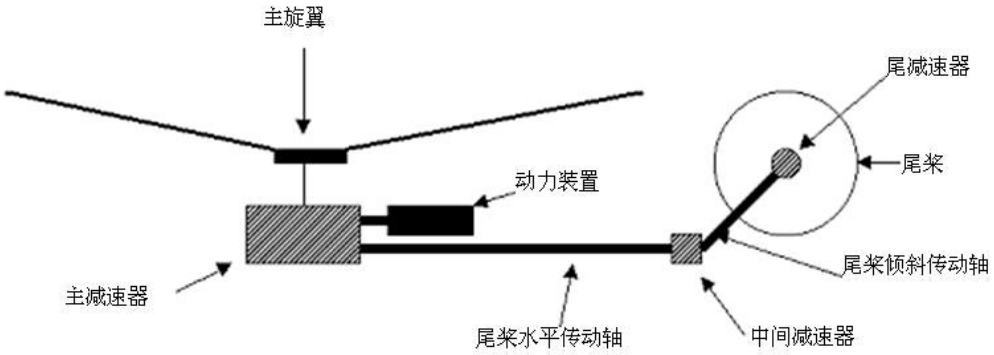


图5-1 典型直升机传动系统布局

直升机的类型和设计思想，决定了其传动系统的特点。

如图5-2所示。传统单旋翼带尾桨式直升机具有设计简单的优点，但需要损失功率以驱动尾桨。经测算，在直升机悬停状态下，驱动尾桨大约消耗8-10%的有效功率，平飞状态下约消耗3-4%的有效功率。另一个缺点是常规尾桨有可能发生的尾桨触地危险或伤害地面人员。



图5-2 单旋翼带尾桨式直升机

共轴式双旋翼直升机具有两个反向旋转的主旋翼，这样主旋翼旋转产生的反扭矩相互抵消，从而取消了尾桨设计。由于共轴式双旋翼直升机具有两个主旋翼，对于单片桨叶的升力需求小于传统单旋翼带尾桨式直升机，因此，减小了旋翼桨叶尺寸。但其缺点是桨毂和操纵的设计复杂且重量大。如图5-3所示。



图 5-3 共轴式双旋翼直升机

横列式双旋翼设计布局的直升机在平飞状态下减少了功率需求，但其存在较大的机身牵引阻力、较大的结构重量、驱动齿轮和传动轴结构复杂、传动系统操纵困难等缺点。内部啮合式的旋翼设计虽简化了传动系统，但却损失了升力效率。如图 5-4 所示。



图 5-4 横列式双旋翼直升机

纵列式双旋翼设计布局的直升机具有较小的牵引阻力、较大的重心范围和商载分配合理等优点。但由于其后部旋翼受到前部旋翼涡流气流的影响，损失了部分升效，所以通过升高后部旋翼位置的改进办法来减少其升效的损失。另外，传动结构复杂、重量大、操纵困难也是需要进一步解决的问题。如图 5-5 所示。



图 5-5 纵列式双旋翼直升机

5.2 减速器

5.2.1 主减速器的功用

主减速器是直升机上主要传动部件之一，也是传动装置中结构最复杂、体积最大、重量最重的部件，一般为齿轮传动式。

主减速器的主要功能是将高转速、小扭矩的发动机功率变成低转速、大扭矩传递给主旋翼轴，并按转速、扭矩需要将功率传递给尾桨、附件齿轮箱等，如图5-6所示。另外主减速器还起到中枢受力构件的作用，将直接承受主旋翼产生的全部作用力和力矩传递给机体。

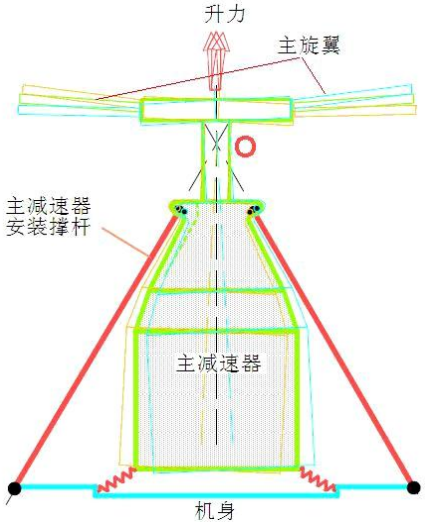


图5-6 直升机主减速器受力示意图

主减速器的功能还包括：提供发动机的安装支点、安装旋翼刹车附件、安装飞行控制部件、接收多台发动机的输入实现统一的输出。在直升机上主减速器是一个独立的部件，安装在驾驶舱/客舱结构的上部，与发动机一起安装于传动系统整流罩内，用支架支撑在机体承力结构上，如图5-7所示。

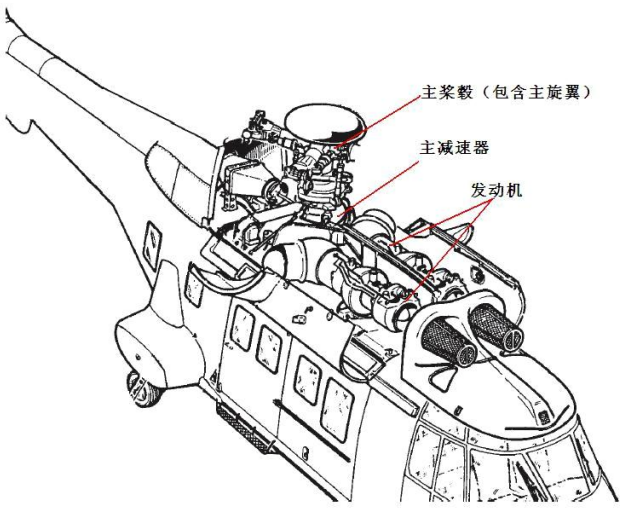


图5-7 典型直升机主减速器安装位置图

5.2.2 主减速器的结构

主减速器通常是由若干个构造机匣组成，这些机匣用于支撑和安装减速齿轮及轴系。现代直升机的主减速器多采用模块化的结构设计，便于拆装维护。如图 5-8 所示。

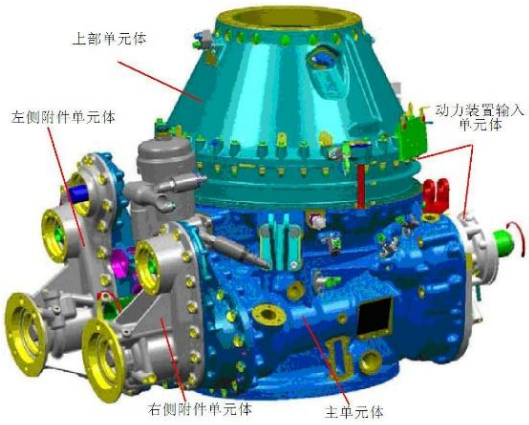


图 5-8 模块化设计的主减速器

主减速器一般包括：输入机匣、底部机匣及轴承支架、周向齿轮机匣、上部机匣。输入机匣和周向齿轮机匣多由合金钢和镁合金制成。主减输入机匣内的花键与发动机功率输出轴采用柔性联轴节连接，以克服高速旋转下的轴向同心度的微小误差。输入斜齿轮在锥形滚棒轴承的支撑下，连接自由轮组件，将功率传至主减速器的其他齿轮。

底部机匣和轴承支架支撑着底部驱动轴、底部驱动轴向上与伞形齿轮、第一级周向齿轮的中心齿轮相连接，向后与输出斜齿轮、液压泵等附件驱动齿轮相连接。

主减速器通过齿轮传动来降低发动机输入轴转速，增大输出轴扭矩。随着直升机技术不断发展，要求主减速器传递的功率也越来越大。由于发动机与主旋翼的转速差越大，旋翼轴的扭矩也越大，齿轮载荷也就越高，为了减轻载荷，就必须采取多级减速和齿轮系卸荷等保护措施。周向齿轮分两级减速即为实现这一目的。由于两级减速需要在较短的距离内实现较大的减速比，除增大齿轮部件的刚度和强度外，还可采取增加齿轮数量和增大齿轮尺寸的办法，来吸收大扭矩载荷。典型主减速器内部齿轮及轴系传动方式如图 5-9 所示。

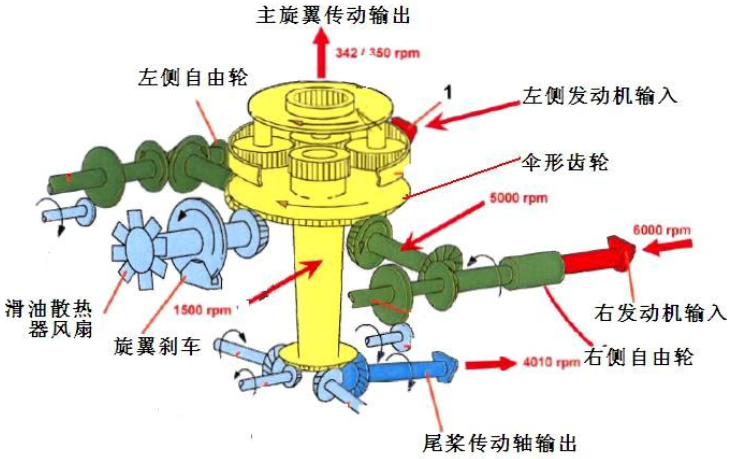


图 5-9 典型主减速器内部齿轮及轴系传动方式示意图

5.2.3 主减速器润滑系统

主减速器内部不同机械部件之间啮合面的接触摩擦会产生很大的热量，导致部件局部温度升高。尽管目前齿轮和轴承的设计都有一定的“干摩”能力，但摩擦产生的热量将会在齿轮之间、轴和轴承之间产生高热，形成“烧蚀”，直接影响传动部件的可靠性和安全性。因此主减速器润滑系统不仅要润滑机械啮合部件，还要起到可以带走热量给机械部件降温的作用。

由于主减速器的体积大，需要进行润滑的部件多,传统的浸润式润滑方法不能满足要求，目前主减速器多采用润滑油经油泵加压、在减速器外部通过散热器冷却后喷入减速器内部润滑、冷却的循环系统。如图 5-10 所示。

主减速器润滑系统通常包括的主要部件有油泵、油滤、散热装置（热交换器）、系统指示/警告传感器、管路、活门等。

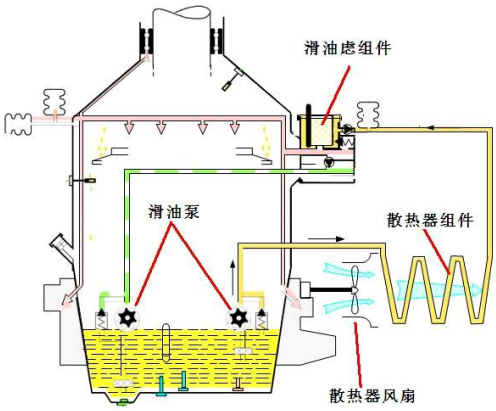


图 5-10 主减速器润滑系统工作原理示意

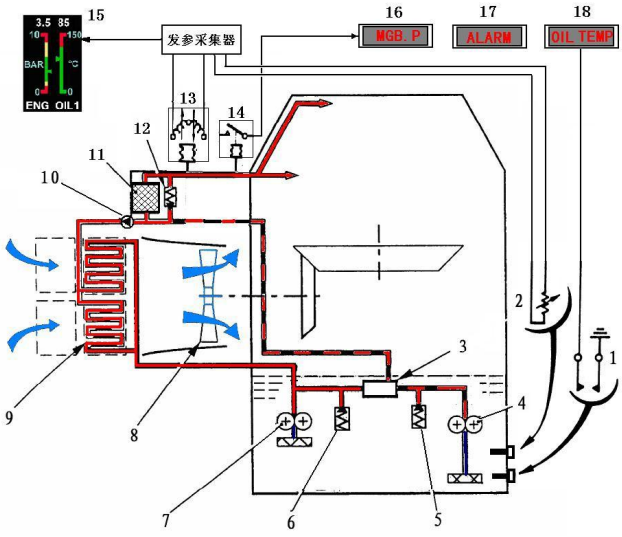


图 5-11 主减速器润滑系统

1-温度开关；2-温度传感器；3-转换阀；4-辅助滑油泵；5、6-调压阀；7-主滑油泵；8-散热器风扇；9-散热器；10-单向活门；11-滑油滤；12-旁通阀；13-压力传感器；14-压力开关；15-发参显示器；16、18-警告板上告警灯；17-仪表班上主警告灯

5.2.3.1 油滤组件

齿轮和轴承的旋转摩擦会产生少量污垢和细小金属屑等杂质，这些杂质不仅影响机械效率，还会导致传动机构、部件的损坏。油滤组件主要用于滤除系统滑油中的杂质，过滤元件一般采用金属丝滤网或纸滤，其过滤能力为μm 级。油滤组件内部还装有旁通活门，以便在过滤元件阻塞时能够旁通润滑油，保证主减速器始终处于润滑状态。油滤组件结构及工作原理如图 5-12 所示。

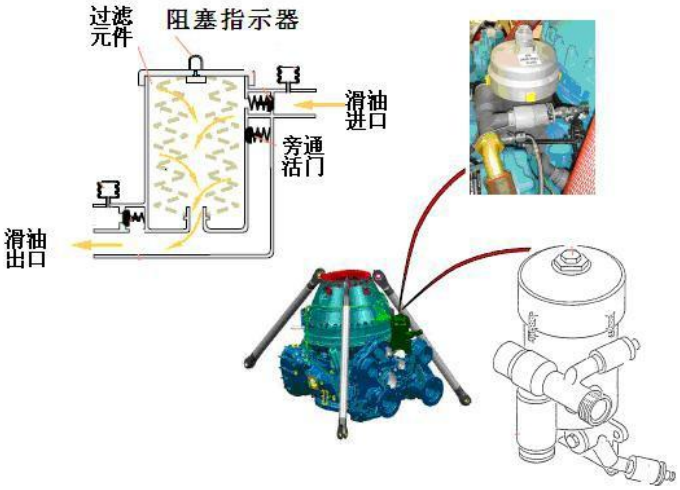


图 5-12 油滤组件结构及工作原理示意图

5.2.3.2 油泵

油泵用于加压润滑油，通常安装在主减速器底部集油槽的最低点，以便能最大量地吸入润滑油。

根据润滑系统的特点，油泵多采用直齿轮泵和偏心齿轮泵。

1.直齿轮泵

直齿轮泵的工作齿轮固定安装在泵体的空腔内，并浸润在润滑油中，在主减速器附件齿轮的驱动下运转。随着工作齿轮的转动，齿轮泵进油口的润滑油被吸入，并通过工作齿轮流向需要润滑的齿轮和轴承。齿轮顶端成斜面设计，目的是在齿轮的啮合转动过程中，消除因齿轮密切啮合而产生的油压。

为了防止油压过高导致的旋转齿轮卡滞或齿轮轴受到高剪切力，直齿轮泵上还安装有释压活门，释压活门的压力设定值通常高于润滑系统释压活门的调节压力，因此只有在系统释压活门压力调节功能失效时，直齿轮泵的释压活门才能发挥作用，以保证泵体的正常工作压力。直齿轮泵结构及工作原理如图 5-13 所示。

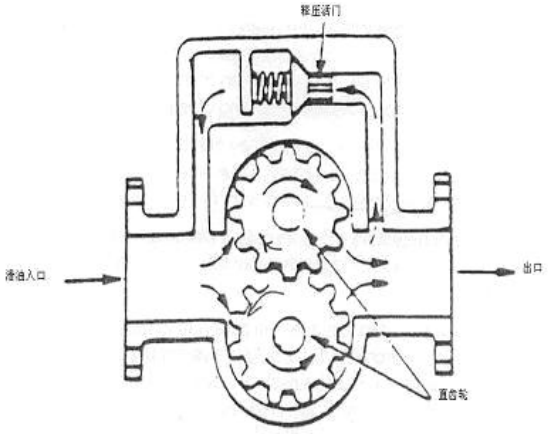


图 5-13 直齿轮泵结构及工作原理示意图

2.偏心齿轮泵

偏心齿轮泵又名常压油泵，因其齿轮的工作特点和性质而得名。偏心齿轮泵是由一组非同心安装的内、外齿轮组成。内齿轮为主动齿轮，是一个外缘圆形齿轮。外齿轮为从动齿轮，是一个固定在泵体上的内缘齿轮。偏心齿轮泵结构及工作原理如图 5-14 所示。当内齿从 A 点旋转到 B 点时，内/外齿轮之间的容积增大，为吸油过程；继续从 B 点旋转到 A 点时，内/外齿轮之间的容积减小，为压油过程。

由于齿轮外形的设计特点，内、外齿轮之间具有极佳的啮合状态，所以，偏心齿轮泵的工作噪音很低。

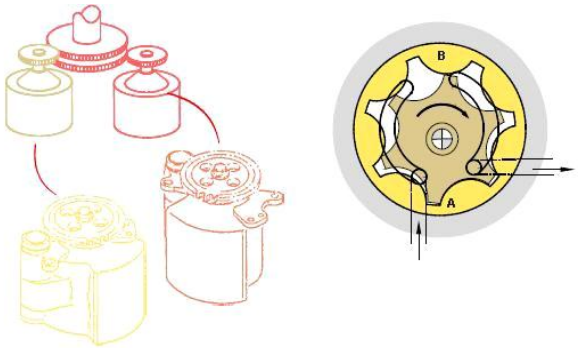


图 5-14 偏心齿轮泵结构及工作原理示意图

3.散热装置

散热装置一般由散热风扇、散热器、支架和一些排风管组成。散热风扇直接将外界空气吹在散热器上，并通过散热器后部的排风管将经过热量交换的热空气直接排到机身外面。散热器由许多包裹散热片的细小管路组成，以增大迎风面积，提高热量交换效率。

散热风扇的驱动方式包括以下几种：

（1）由中间减速器带动，并通过皮带传动；

（2）由一根传动轴连接主减速器附件齿轮箱传动；

（3）由减速器直接驱动；

（4）电动马达驱动。

典型传动轴驱动散热风扇式散热装置结构如图 5-15 所示。

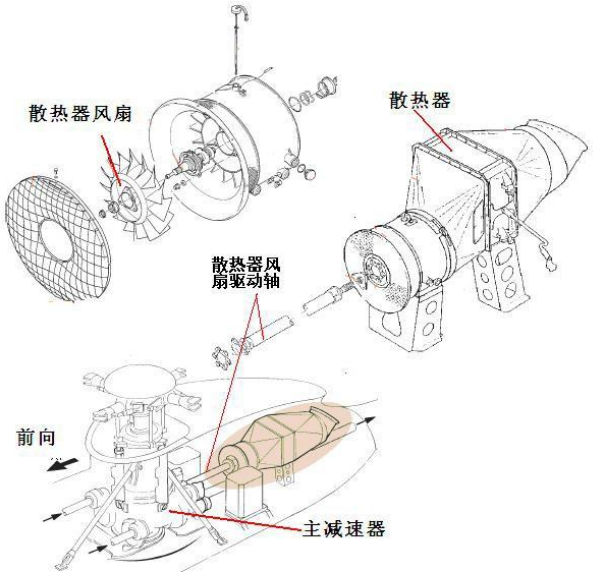


图 5-15 典型传动轴驱动散热风扇式散热装置结构示意图

4.系统状态指示

为了让机组人员和维护人员及时了解润滑系统的工作状态，及早判断可能发生的故障，主减润滑指示系统主要包括：

（1）滑油压力指示、警告；

（2）滑油温度指示、警告；

（3）磁性堵塞（金属屑探测器）探测警告等。

传感器位置如图 5-11 所示。

主减速器箱体上设置有观察窗，方便观察减速器内部轴承及齿轮等部位的润滑情况。且箱体上一般还附有温度警告指示，地面人员维护时可以根据温度警告指示了解以往运行中减速器温度超过设定值的情况。

5.2.3.3 应急喷淋系统

根据直升机设计适航规范的最新要求，目前部分直升机上安装有主减速器“应急喷洒”系统，例如，欧洲直升机公司生产的 EC225 型直升机。其功用是在主减速器润滑系统完全失效的情况下，通过向主减速器内部喷洒冷却液的方式保证减速器内部机械部件在“干摩”状态下不会出现高温“烧蚀”现象，使机组能够有充足的时间执行应急操作程序。

“应急喷淋”是在特殊情况下采用的减速器内部机械部件冷却方式，并有工作时间的严格限制，不能替代主减速器润滑系统，并且主减速器在使用“应急喷淋”功能后须返回生产厂家进行检修。“应急喷淋”系统管路布局如图 5-16 所示。

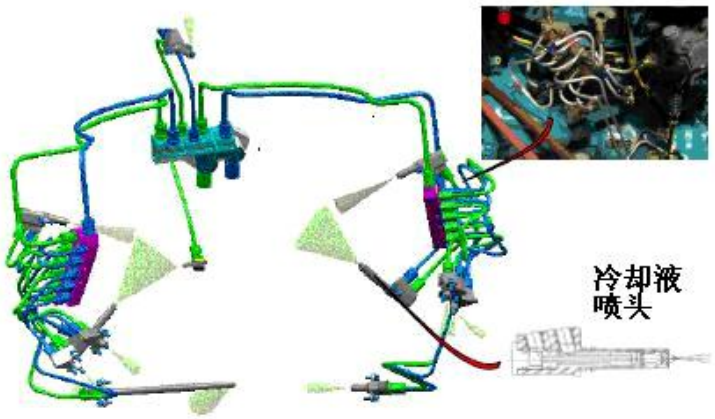


图 5-16 “应急喷淋”系统管路布局示意图

5.2.4 其它减速系统

直升机传动系统中除安装有主减速器外，根据位置和功用还安装有中间减速器和尾部减速器。如图 5-17 所示。个别由单台发动机改装为多台发动机的直升机上，还安装有组合齿轮箱，用于实现多台发动机到主减速器的驱动输入。

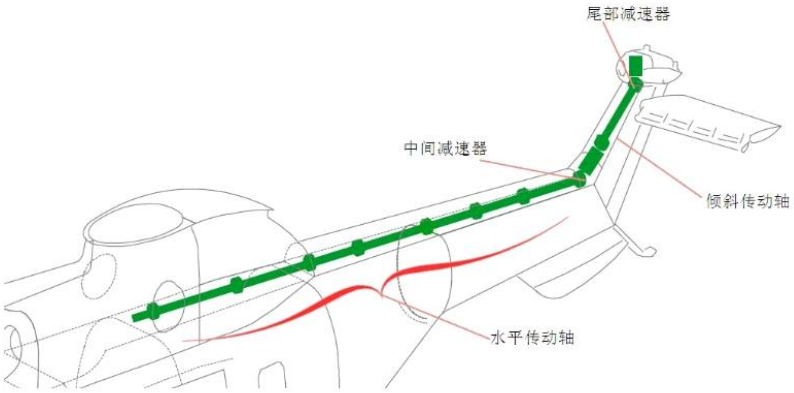


图 5-17 直升机中减、尾减安装位置示意图

5.2.4.1 中间减速器

中间减速器通常为镁合金铸造壳体，内部安装有一组混合齿轮。其用途为改变传动方向和改变传动转速并传递至尾减速器。

中间减速器普遍采用浸润式润滑，即齿轮在滑油中运转的润滑方法。中间减速器采用风冷的方式进行滑油冷却，为改善冷却效果，通常会尽可能地增大减速器其迎风面积。

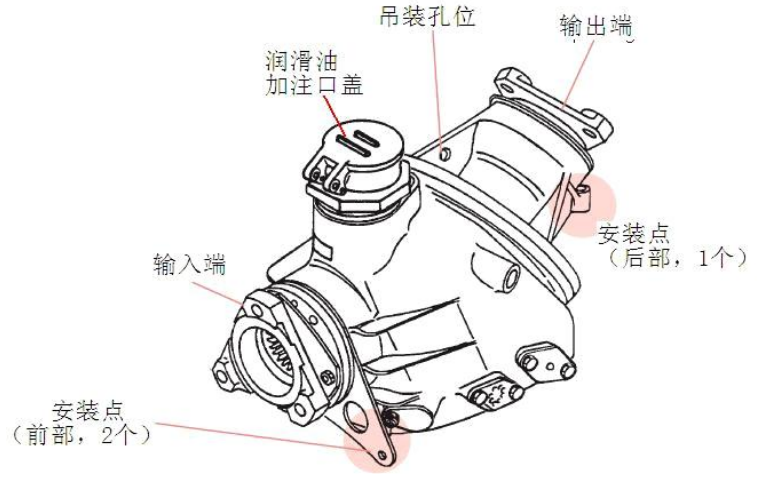


图 5-18 典型直升机中间减速器结构图

5.2.4.2 尾减速器

尾减速器通常也是镁合金铸造壳体，内部安装有一组混合齿轮。其用途为改变 90°的传动方向和获得需要的尾桨转速。

由于尾旋翼的负载需要通过尾减速器传递到机身，所以尾减速器的壳体强度、安装稳固性和刚度都必须满足要求。与中间减速器类似，尾减速器同样采用浸润式润滑。

由于尾旋翼变距的需要，尾减速器通常采用一个中空的输出轴，变距控制杆穿过这根轴将尾伺服机构与尾桨毂连接在一起。也有一些尾减速器是在外部安装变距控制机构。

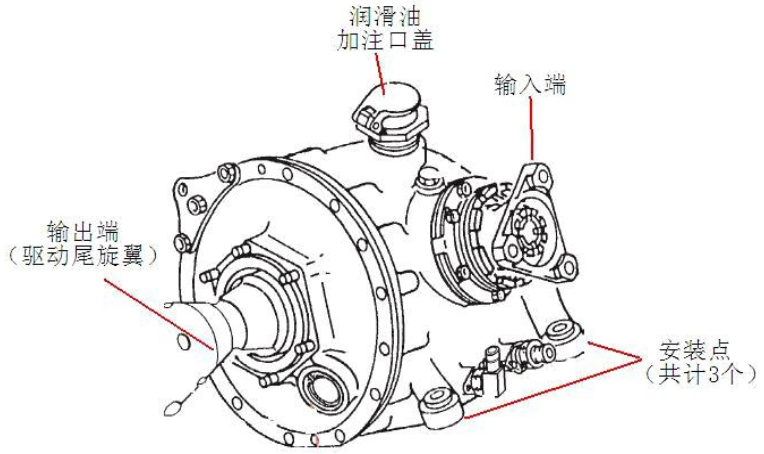


图 5-19 典型直升机尾部减速器结构图

5.2.5 维护特点

主减速器的维护项目通常包括部件清洁、加注滑油、滑油液面观察、更换滑油、冲洗、部件拆装、调节/测试、污染物监控、腐蚀保护、适用性检查等。这里只针对部分维护工作要点进行论述。

5.2.5.1 减速器内部滑油冲洗

1.下列情况下，主减速器需要进行彻底冲洗并更换新的滑油（具体参考机型手册要求）：

（1）更换不同标准的滑油产品；

（2）当减速器内发现有大量的金属屑；

（3）经过封存后的减速器，更换油封油为工作滑油。

2.减速器冲洗步骤：

（1）先开车预热滑油

（2）彻底排放减速器内滑油；

（3）装好排放堵塞，按照维护手册的要求，重新添加正确的滑油；

（4）进行地面开车，使减速器达到正常的操作温度并稳定 10~15 分钟；

（5）热油状态下，再次排放减速器内滑油；

（6）重新检查金属屑探测器和加油口粗滤，并进行清洁；

（7）更换滑油滤；

（8）排放并清洁热交换器；

（9）重新添加正确的滑油，并确定正确的液面高度。

5.2.5.2 主减速器的调节和测试

当主减速器装机后，必须进行一系列的检查和测试，以确保部件安全可靠。通过地面试车和大约 30 分钟的悬停测试，机组人员应密切注意减速器在工作状态时滑油温度和滑油压力是否正常稳定。测试结束后，应对金属屑探测器和滑油滤进行检查。

另外，连接主减速器输入端的发动机高速轴和滑油冷却风扇的驱动轴也应该进行振动和平衡检查，通过测量、计算和合理的调节，使振动值维持在规定的范围内。

5.2.5.3 减速器滑油污染

当滑油滤或金属屑探测器中发现有金属颗粒时，可以判定减速器内部出现了故障。但是这并不表明该减速器不能继续使用。

维护人员可以使用过滤纸对滑油进行过滤，析出金属颗粒来加以研究和判断。通过对金属颗粒的数量、来源、形状、金属类型、减速器的使用方式、曾经出现过的故障、使用时间（包括自出厂到现在的飞行时间 Time Since New,TSN 和自大修到现在的飞行时间 Time Since Overhaul,TSO）和使用履历的综合分析和判断，最后才能确定是否能够继续使用该减速器。

金属颗粒根据不同的金属类型，可能为钢、银、镉、铝、镁、铜、铜锡合金或酚（石碳酸）等。

5.2.5.4 减速器的可用性检查

如果仍然对减速器的可用性存在怀疑，可参考机型维护手册提供的检查程序对减速器进行检查和监控，并严格按照报废标准予以更换。

5.2.5.5 减速器的防腐保护

主减速器金属表面的维护应根据作业区域的特殊气候环境，制定一整套系统的预防性保护措施。周期性地进行冲洗、清洁、检查、腐蚀表象的确认和及时处理、表面保护处理将会有效降低发生腐蚀的几率。

减速器表面的检查应注意以下几点：

（1）检查表面是否存在擦伤或磨损；

（2）检查表面锌铬酸盐底漆和表面保护漆的状态；

（3）检查不同金属结合面是否存在较为明显的腐蚀；

（4）检查固定螺栓、螺钉和其他紧固件周围区域是否存在腐蚀，以及底漆和密封的状况；

（5）当需要拆卸某些部件或设备时，对于主体结构上平常不容易观察的表面进行重点的检查；

（6）使用正确的溶剂清洁受腐蚀侵袭的表面；

（7）根据需要及时修补底漆；

（8）根据需要重新密封连接部位；

（9）及时修补表面保护漆；

（10）定期清洁并使用防腐材料保护，使用 WD40 可有效去除水分和潮湿气候的影响。

5.2.5.6 主减速器的维护

（1）转动旋翼，检查可能的摩擦点或卡滞点：用手在两个方向上转动旋翼，检查可能的摩擦点或可能卡住的位置点；

（2）检查主减外表面：检查是否有腐蚀痕迹和松动，不论哪种情况都要检查有无裂纹；

（3）检查伺服机构：检查伺服机构状态和连接；

（4）检查滑油散热器：检查滑油散热器管路和连接；

（5）检查主减速器机匣等泄露情况：检查主减速器机匣与锥形机匣、输入机匣配合面

的渗漏情况；

（6）检查主减在悬挂组件的固定情况：检查主减速器在悬挂组件上的固定情况、层压止动件和减震器的情况；

（7）检查主减盖上的渗漏：检查主减速器盖上的渗漏（在传动装置的支承座上边有无滑油）；

（8）检查滑油温度传感器，导线连接情况：检查滑油温度传感器（图 5-11），滑油温度开关（图 5-11）、旋翼转速（转 / 分）传感器、滑油压力开关的工作情况。插头的清洁度和正确的连接及导线的情况；

（9）检查散热器通风罩等：不分解，检查散热器通风罩在风扇通道区状态是否良好；

（10）对渗漏故障的处理措施：

a.仔细清除任何滑油痕迹；

b.地面开车检查渗漏：

（a）如果渗漏不严重，注意观察直升机渗漏的发展变化；

（b）如果渗漏严重，更换有缺陷的密封件。

（11）检查散热器通风罩等：不分解，检查散热器通风罩在风扇通道区状态是否良好；

（12）对裂纹故障的处理措施：如果在主减速器壳体上发现裂纹，则更换主减速器；

（13）对通风罩损坏的处理措施：如果罩有孔，更换通风罩。

针对寒冷天气，应使用低温滑油，保障润滑良好。当直升机执行外载荷作业时，其主减速器的维护要求提高，应参考 CCAR-136 部规章要求，适当增加孔探和无损检测等作业。

5.3 扭矩测量系统

现代直升机多设计安装有扭矩测量系统，用于测量发动机输出到传动系统的轴马力。对于多发的直升机，飞行员还可以通过观察扭矩测量值来监控平均分配各发动机的输入。通常情况下，扭矩指示采用百分比的方式，扭矩理论最大值为 100%。

扭矩的测量装置通常安装在主减速器的输入端，扭矩测量系统按工作原理分为油压式扭矩测量系统、霍耳效应传感器扭矩系统、变形测量仪电子扭矩系统和光电扭矩测量系统。典型直升机扭矩测量系统如图 5-20 所示。

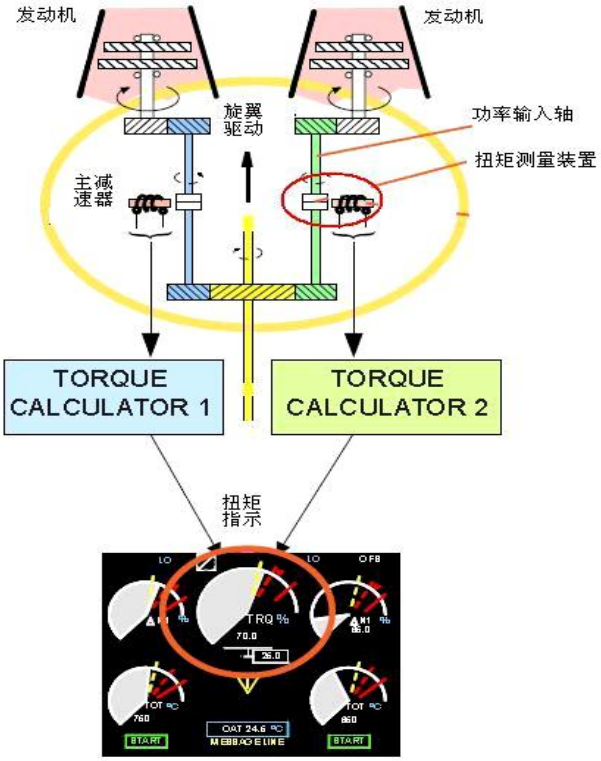


图 5-20 典型直升机扭矩测量系统示意图

5.3.1 油压式扭矩测量系统

油压式扭矩测量系统是通过压力传感器感应一个扭矩活塞腔中油压的变化来进行扭矩测量的。齿轮泵使进入测量系统扭矩活门的滑油具有一定的压力。由于机械传动部件的扭力变化，传动部件的线形移动直接影响着扭矩活门的开度，其开度决定了进入压力的大小，从而经比例测算得出扭矩值。

油压式扭矩测量系统因不再被直升机行业广泛应用，这里仅做简单的介绍。

5.3.2 霍耳效应传感器扭矩系统

霍耳效应传感器扭矩系统通过测量主减速器输入轴的相对扭转量来获得发动机的扭矩值。

发动机输出轴的后端连接着一个带有均匀凹槽的轴套，旋翼轴前端连接有一个带有均匀齿条的轴套，二者交叉安装在扭矩轴的外部。齿条和凹槽之间存在着一个等宽的间隙。由于驱动旋翼负载和发动机扭矩之间存在相互作用的应力，扭矩轴在这种反向应力下发生扭转，从而改变了齿条和凹槽之间间隙的宽度。正对着间隙的位置，在减速器壳体上安装有一个霍耳效应（电磁）传感器。

由于间隙宽度的变化，导致传感器的磁场改变，从而产生了一个电脉冲信号。这个电脉冲信号的图形直接反映出间隙宽度的变化，即扭矩的变化值。通过扭矩计算机的处理，这个

脉冲信号以直流电压的形式传递至扭矩表，根据电压和扭矩值的比例关系换算，可以直接从扭矩表中读出真实的扭矩值。

如图 5-21 所示，当扭矩增大时，E1 间隙将随之变小。根据 E1 和 E2 的不同位置对传感磁场的干扰，脉冲信号的图形也发生规则的“宽度”变化。经扭矩计算机的处理，不同的电压降信号在扭矩表上反映出了目前真实的扭矩值。

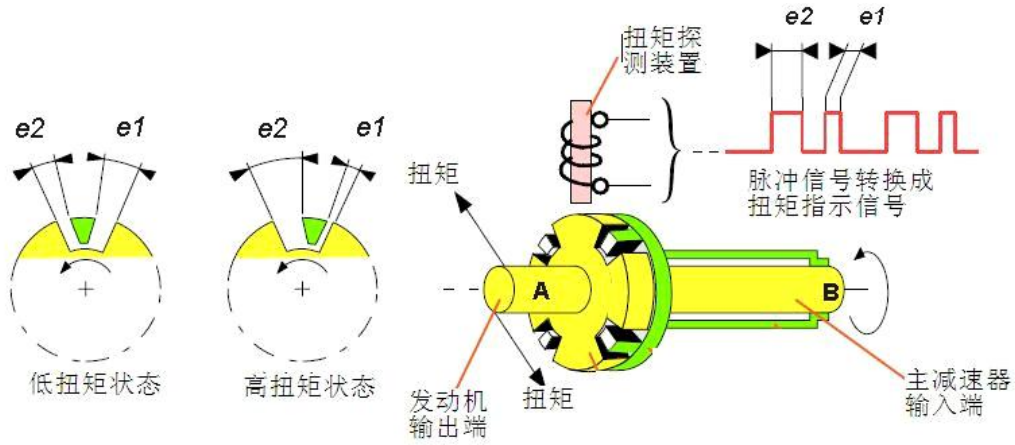


图 5-21 霍耳效应扭矩测量系统原理图

5.3.3 变形测量仪电子扭矩系统

变形测量仪电子扭矩系统包括以下主要部件：

（1）驱动线圈指示器，单位：磅/英尺；

（2）一个电子组件，包括 1 个 8KC/S 的晶体振荡器、2 个晶体管放大器、指示平衡组件、解调器和按压测试转换继电器；

（3）一个扭矩传感器。包括：带有变形测量仪的主轴和旋转变压器。当主轴上的扭矩为零时，28V 直流供电给 8KC/S 晶体振荡器，经放大器放大，进入传感器的旋转变压器的输入端，此时，旋转变压器无输出。

当主轴上产生扭矩时，变形测量仪的两个“电臂”被压缩，另外两个被拉伸，电桥失去平衡。旋转变压器输出端产生输出信号。信号经放大、解调后送到扭矩仪表。由于这个信号的强度与主轴上扭矩的大小相对应，因而它代表实际的扭矩值。

系统的测试装置包括了安装在主仪表板上的测试按扭。当按压测试按扭时，电子组件中的继电器开始工作，旁通了传感器的正常输入。系统同时给仪表一个设定信号，扭矩表就指示设定的扭矩值了。

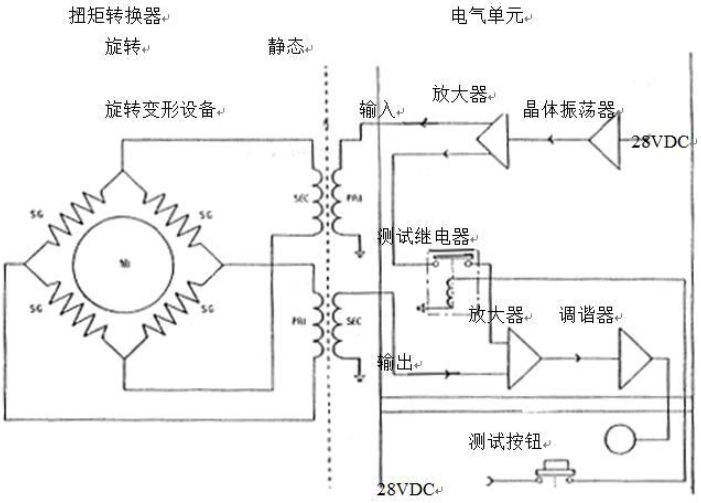


图 5-22 变形测量仪扭矩系统电路图

5.3.4 光电扭矩测量系统

光电扭矩测量方法与霍耳效应传感器的扭矩测量方法相类似，它也是通过测量两个相对盘的角度变化而获得扭矩值。唯一不同的是，光电扭矩测量系统使用了一个光源和光学传感器来完成位移测量。

扭矩轴通常安装在发动机和离合器/自由轮组件之间，扭矩轴的一端固定有一个带有三个突出销的圆盘，另外一端固定有一个带有三个切口的圆盘。当扭矩为零时，圆盘的突出销与另一圆盘的切口成一条直线。当扭矩发生时，扭矩轴扭转，突出销和切口的相对位置也发生变化。

光源放置在圆盘的一侧，光学传感器则位于圆盘的另一侧。当扭矩轴旋转时，光学传感器可感受到光的频率。当扭矩升高或者降低时，由于突出销和切口的相对位移，光的频率也发生了变化。传感器根据频率的不同产生了不同的电信号，可以在扭矩表上以百分比的形式显示出来。光电扭矩测量系统示意图如图 5-23 所示。

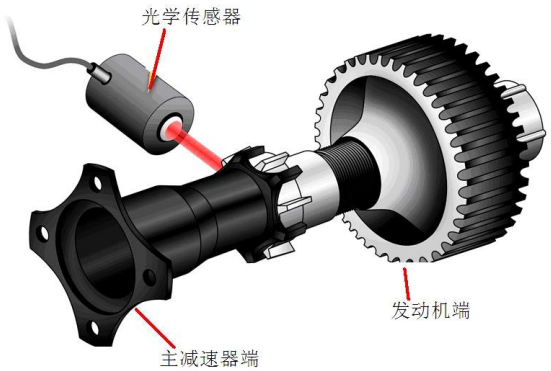


图 5-23 光电扭矩测量示意图

5.4 自由轮、离合器与旋翼刹车

5.4.1 自由轮组件

自由轮组件的主要设计目的是避免在发动机输出轴上产生反向的扭矩传递。这种现象可能发生在直升机自转降落过程中以及由工作状态发动机向不工作状态发动机传递。

自由轮组件主要有两种主要类型：滚棒型和制动轮型。

5.4.1.1 滚棒式自由轮组件

滚棒式自由轮组件由内环、外环和中间滚棒轴承组构成。内环与发动机输出轴连接，在发动机的驱动下转动。内环上安装有一个凸轮环，支持着中间滚棒轴承。外环连接减速器内的驱动输入轴。

当内环在发动机的驱动下转动时，滚棒轴承通过内环凸轮的斜面紧压外环，通过摩擦力啮合在一起，将扭矩传递到与外环连接的减速器内部驱动输入轴上，从而形成了一个方向相同的同步连接。

当减速内部的驱动输入轴转速大于发动机的输出轴转速时，即外环转速大于内环转速时，滚棒轴承失去了楔形挤压，内环与外环独立转动。

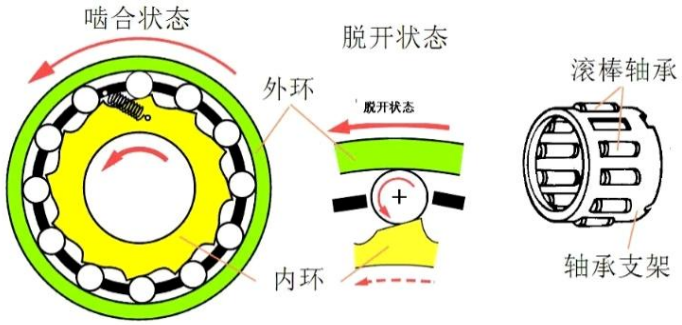


图 5-24 滚棒型自由轮组件

5.4.1.2 制动轮式自由轮组件

制动轮式自由轮组件的结构与滚棒式相似，区别是用“8”字制动块替代了滚棒轴承，其排列方式与滚棒轴承相似。制动块的垂直高度略微大于外环内直径与内环外直径的间距，在弹簧力的作用下，固定在一个由两部分组成的支架内，并通过摩擦力啮合内、外轴承圈。

制动轮式自由轮组件的外环与发动机输出轴相连，内环连接减速器内部的驱动输入轴。当发动机转动带动外环转动时，制动块被顺时针旋转挤压，使内环与外环啮合，一起同方向转动。当内环转速大于外环时，制动块逆时针旋转使内外环脱开。

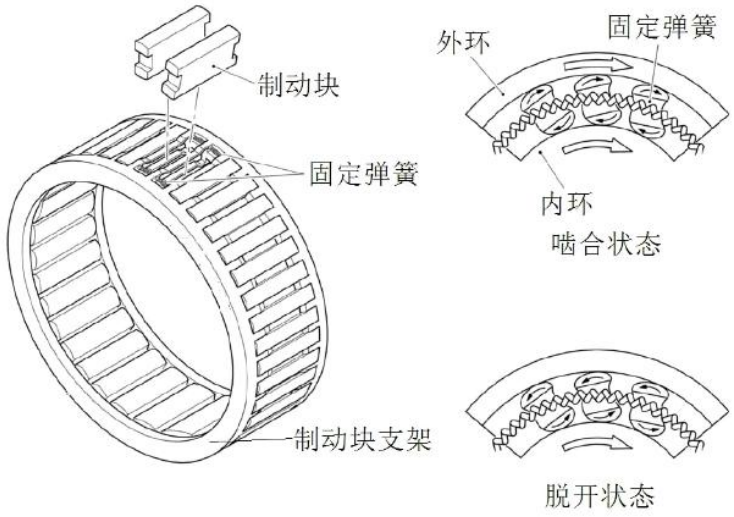


图 5-25 制动式自由轮组件

5.4.2 离合器

离合器设计安装的目的是为了改善发动机的起动性能，使发动机起动后能可靠地将发动机功率传给旋翼和尾桨，并减少发动机的起动负荷。

离合器主要包括两大类：机械式离合器、液压—机械式离合器。

离合器的选择，取决于直升机的类型。通常情况下，小型直升机选用机械式的离合器，而中、大型直升机由于惯性负载较大，啮合的光滑程度要求较高，一般选用液压机械式离合器。

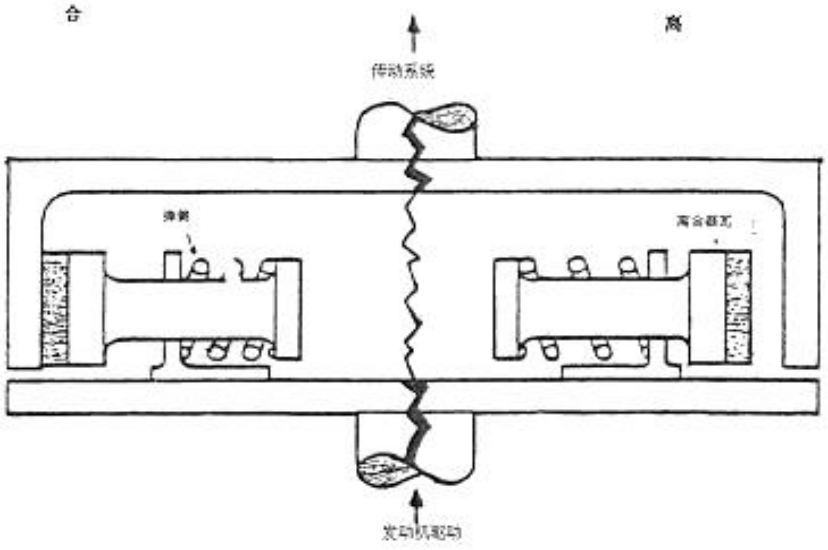


图 5-26 离合器工作原理

5.4.2.1 机械式离合器

机械式离合器由主动驱动盘、驱动鼓轮和离心飞重组成。主动驱动盘连接发动机驱动轴

输出端，上面安装有离心飞重，离心飞重在弹簧的作用下始终保持“离”位，驱动鼓轮则与传动系统连接。

当发动机起动保持低转速时，主动驱动盘带动离心飞重一起在驱动鼓轮内转动，此时扭矩得不到传递。随着发动机转速的升高，离心飞重在离心力的作用下，克服反向的弹簧力，逐渐向驱动鼓轮滑动。当发动机转速达到一定值时，离心飞重与驱动鼓轮的内壁紧密贴合，这样发动机的输出和传动系统的输入实际连接在一起，扭矩得到了传递。在整个接合过程中，当发动机转速略微大于旋翼转速时，离心飞重和驱动鼓轮光滑的接触面相对滑动，在几秒的时间内平稳过渡到紧密贴合。当发动机转速减小时，离心飞重的惯性离心力也随之减小，在弹簧力的作用下，离心飞重向中心移动，脱离驱动鼓轮，发动机和传动系统的扭矩传递终止。

5.4.2.2 液压机械式离合器

液压机械式离合器自带一套液压系统，用来产生操纵离合装置的原动力。这样，就可以保证在较大的惯性力下，能够产生更加平稳的离合，以提高部件的耐用性和可靠性。

液压机械式离合器由主动盘、从动盘、圆形外壳、自由轮机械锁装置、液压部件和控制开关等装置组成。其中，主动盘连接着发动机输出端，从动盘连接主桨毂驱动轴。当发动机起动时，主动盘转动，从动盘则处于静止状态。

液压部件包括一个电动液压泵。当飞行员操纵液压泵工作时，液压油进入主动盘，在离心力的作用下，一定量的液压油被甩到从动盘的内腔。这样，液压油传递了转动所需的能量，使从动盘转动从而带动主旋翼转动。当旋翼转速接近正常转速时，旋翼在惯性作用下继续转动。此时，飞行员再推动发动机油门控制杆，随着发动机转速的升高，自由轮将完全啮合，传动得到良好的传递。当主动盘和从动盘完全啮合时，飞行员关闭液压电动泵的开关，液压油将流回到油箱内。

当发动机关车时，旋翼转速也随之下降，自由轮和机械锁装置将自动回到分离的位置并保持在此位置上。

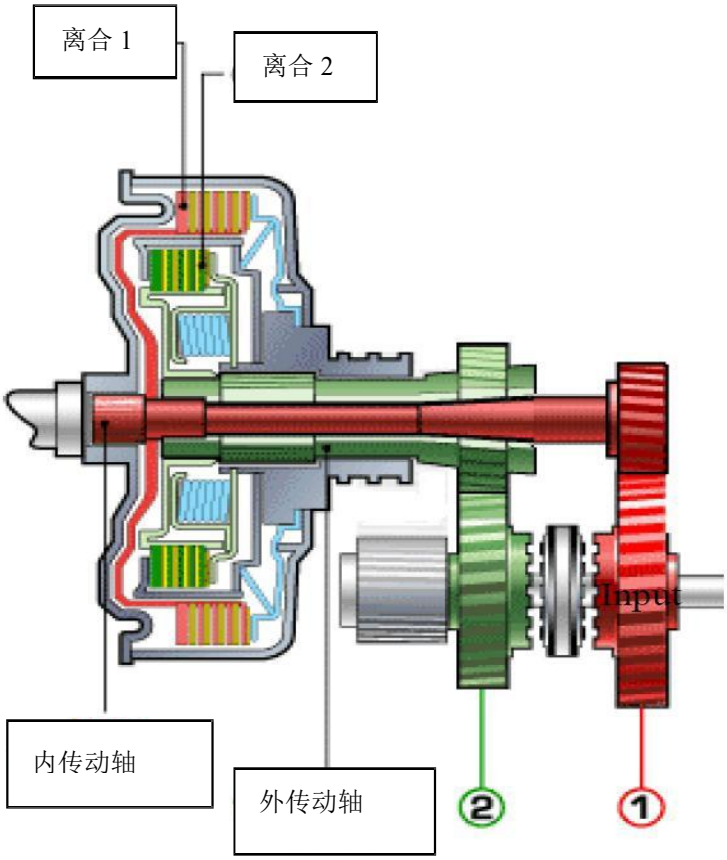


图 5-27 液压式离合器工作原理

5.4.3 旋翼刹车

旋翼刹车通常用在发动机关车后尽快停止旋翼桨叶的转动或露天停放时保持旋翼静止。在大风天气，旋翼刹车的强风刹车功能还可以在发动机起动和慢车位时，保持旋翼桨叶处于静止状态，以避免阵风造成桨叶直立。这项功能只能应用于装有自由涡轮轴发动机的直升机上。

旋翼刹车系统包括液压刹车和机械刹车两大类。

理论上讲，旋翼刹车系统可以安装在传动系统内自由轮组件之后的任何地方。通常情况下，旋翼刹车安装在主减速器伞形齿轮的驱动输入端，但也有部分直升机选择将旋翼刹车系统安装在主减速器之后的传动轴上。

为了实现野外停放刹车和强风起动的功能，刹车系统还安装有一些机械部件，如棘齿、棘轮机构、几何锁、定位器等。

5.4.3.1 液压刹车系统

液压刹车系统主要由刹车盘、刹车片、活塞、补偿杆、回力弹簧和摩擦装置组成。当在活塞后部的油腔内提供液压压力时，推动活塞从而推动刹车片向刹车盘移动。当刹车片与刹

车盘密切接触，刹车功能得以实现。刹车的同时，与活塞连接的补偿杆拉动摩擦装置一起移动，并压缩回力弹簧。当松开刹车时，液压油回流到液压油箱，在回力弹簧的作用下，活塞、刹车片反向移动，与刹车盘脱离。

当刹车片和刹车盘发生磨损时，为了弥补刹车间隙，补偿杆在摩擦装置中的位置也将随着刹车盘/片的磨损前移。刹车盘/片的磨损量可以通过补偿杆在压紧螺母上的伸出长度来确定。在维护手册中通常会给定最小伸出长度的范围，而最小伸出长度对应着最大的磨损量。在安装刹车组件的过程中，压紧螺母的安装力矩非常重要，当安装力矩过大时，补偿杆将不能在摩擦装置中移动，不能发挥其磨损补偿作用。

旋翼刹车系统的压力来通常来自主液压系统，而驻留刹车则使用蓄压瓶和手摇泵来实现。同时，系统还设置一个安全装置，以防止飞行过程中的误刹车操作。

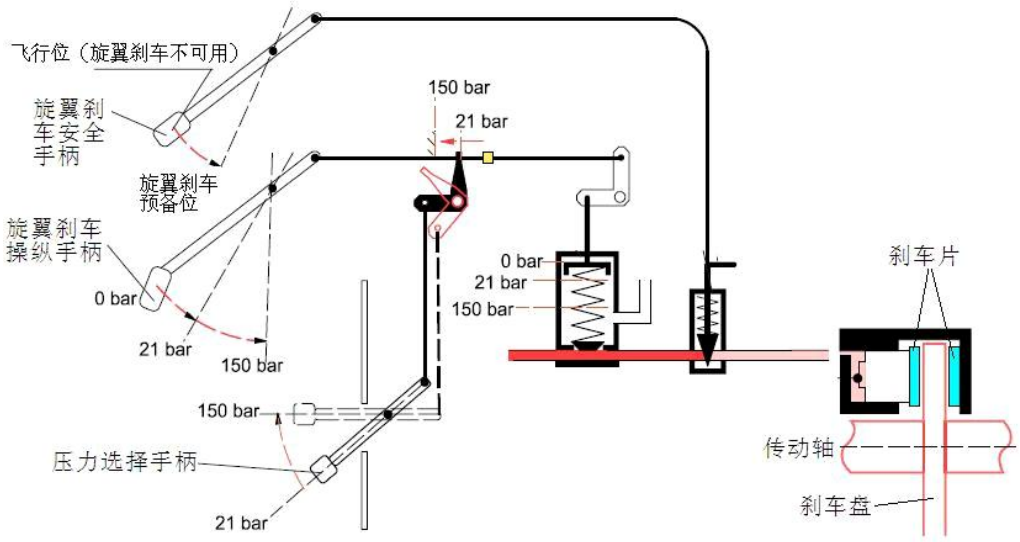


图 5-28 典型的旋翼液压刹车系统工作原理图

5.4.3.2 机械刹车系统

机械刹车系统由连接在传动轴上的刹车鼓轮、刹车操纵杆和刹车垫组成。刹车垫包围着刹车鼓轮，并连接刹车操纵杆。刹车操纵杆固定在附近的结构上，由一个中心枢轴与刹车鼓轮连接。刹车鼓轮极大地增大了摩擦面积，从而提高了刹车效率。

当进行刹车操作时，飞行员拉动刹车操纵杆，刹车垫绕着中心枢轴转动，拉紧刹车鼓轮，在鼓轮和刹车垫的摩擦作用下，完成刹车。

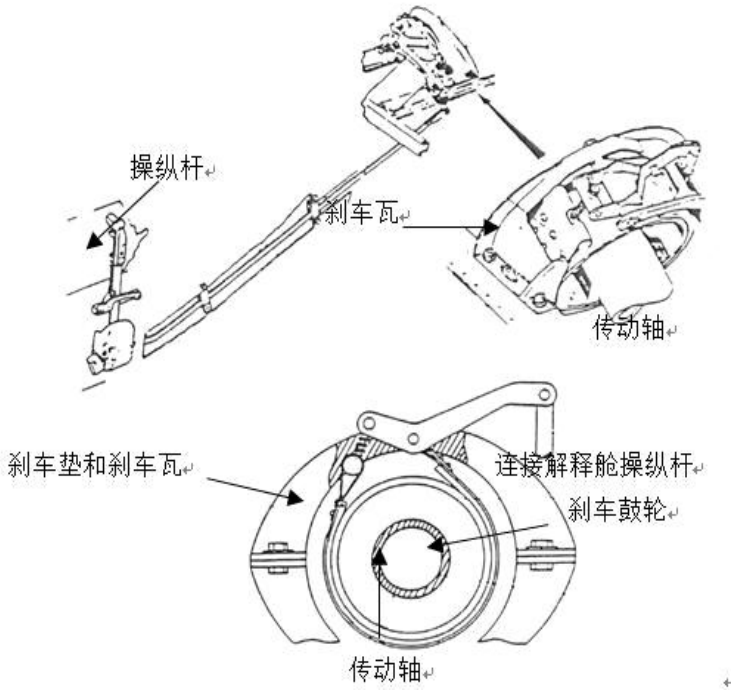


图 5-29 机械刹车系统部件

5.4.3.3 旋翼刹车系统的维护

1.刹车盘的表面检查

目视检查和测量刹车盘的厚度和表面物理特性，包括是否存在划痕、裂纹、变形和过热痕迹。具体的检查标准可参照机型维护手册的相关章节。

2.刹车间隙检查

刹车间隙检查的大致步骤为：重复刹车三次，松开刹车，对刹车盘和两侧刹车片的间隙进行测量。

3.液压刹车系统排气

液压刹车系统的排气操作通过操纵刹车产生的工作压力，可将系统中的气体从排气孔排出。排气的过程中，严格避免液压油与刹车盘/片的接触。

5.4.4 传动轴及传动轴连接

直升机传动系统传动轴通常被分为：

（1）主传动轴：用于连接发动机、复合齿轮箱到主减速器齿轮箱；

（2）中间传动轴：用于连接主减速器和中间减速器；

（3）尾传动轴：用于连接中间减速器和尾减速器。

传动轴的连接方式通常包括：膨胀连接、法兰盘连接、花键连接、万向连接、柔性连接等。

5.4.4.1 膨胀连接

在有些直升机上，发动机涡轮轴与主驱动轴之间采用膨胀连接方式。

这种连接方式主要是为克服发动机正常工作时因高温膨胀引发的主驱动轴上产生较大负载。膨胀连接也可以用于克服驱动轴与减速器的安装容差。

如图 5-30 所示，膨胀连接是通过四个钢球在驱动部件和从动部件之间的轴向凹槽内滑动来克服热膨胀变形，这样连接部件之间的轴向应力将被钢球的位移所取代，以达到更好的传递扭矩的目的。

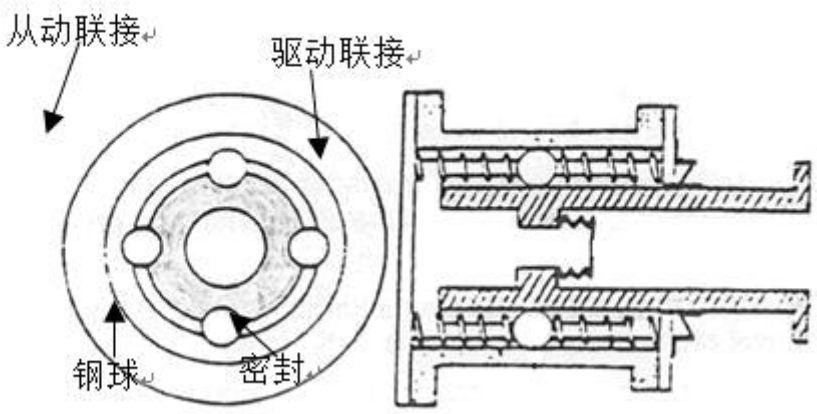


图 5-30 膨胀连接

5.4.4.2 法兰盘连接

在需要长距离传递扭矩时，为了使传动轴拆装方便，往往会采用多根传动轴相互连接的办法来实现。这些传动轴之间的连接通常就采用法兰盘的连接方式。

然而，由于减速器在机身上安装位置的差异，传动轴的安装必然会产生误差。为了克服这种误差给传动轴安装带来的偏心、局部应力和负载，通常在法兰盘之间添加一种可以调整的垫片，来减少误差。

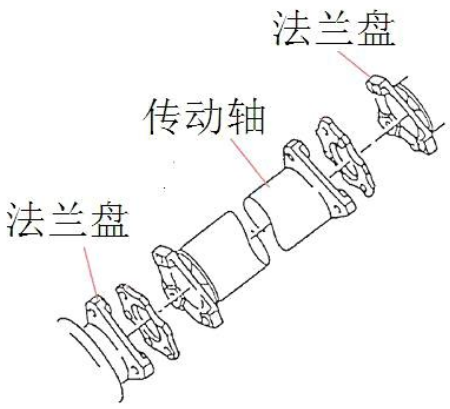


图 5-31 法兰盘连接

5.4.4.3 花键连接

花键连接类似于法兰盘的连接方式，主要都是为了克服传动轴之间的轴向位移。花键连接是由外花键和内花键配合在一起的一种连接方式。出于平衡的考虑，某些花键设计有一个特殊的花键齿和花键槽，确保了每次安装时能够正确的定位。

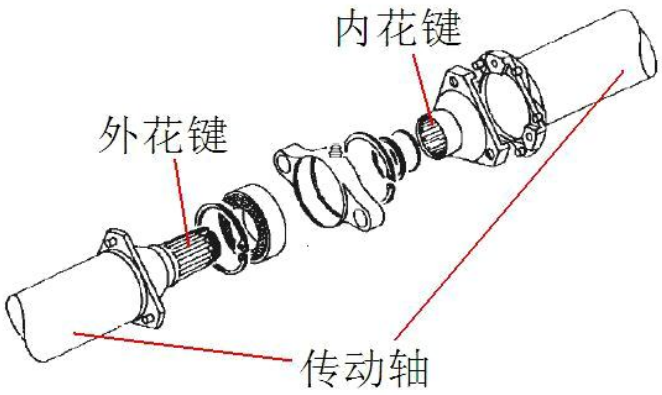


图 5-32 花键连接

5.4.4.4 万向连接

当传动方向出现一个微小的角度变化时，通常采用万向接头的连接方式。万向接头位于两个传动轴之间，通过若干轴承臂、滚针轴承连接而成。这种自由的连接方式，可以轻易地改变传动轴的传动方向和角度。为了减少摩擦，降低轴承的磨损程度，可以通过轴承臂上的注油嘴定期对轴承进行润滑。

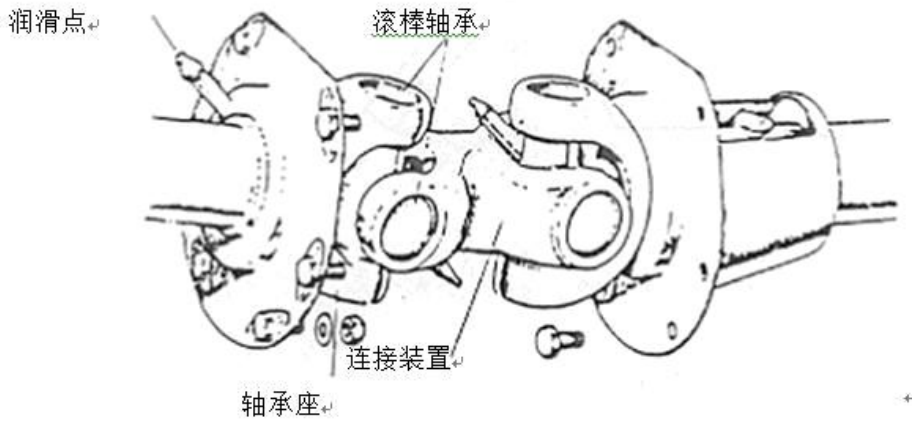


图 5-33 万向连接

5.4.4.5 柔性连接

在大多数直升机传动系统中，传动轴与传动轴、传动轴与减速器法兰盘之间的连接均采

用柔性连接方式。这种连接方式可以很好的缓解横向和纵向的轻微变形。

柔性连接是靠柔性片来实现的。柔性片是由一组不锈钢薄片，经机械加工成为规则的扁平片状连接件。



图 5-34 柔性连接方式

单片的连接方式被称为托马斯连接（Thomas coupling）。柔性片两边的安装垫片必须是凸型垫片，这样当柔性片变形时不会因挤压垫片而造成柔性片的损坏。

有一些直升机上采用将多个柔性薄片重叠制成的柔性连接片，这样极大地简化了拆装过程。

传动轴和法兰盘之间可能会存在一定的间隙，可以通过加装垫片来进行调整。需要强调的是，这些调整垫片必须安装在螺栓头或螺帽的一侧，不得直接安装在柔性片上。

5.4.4.6 传动轴支撑轴承、轴承套、轴承座和托架

轴承、轴承套、轴承座和托架支撑着传动轴进行长距离的传动。

支撑轴承和轴承套通常直接安装在传动轴上，成为传动轴部件的一个组成部分。轴承安装在轴承套内，带有减振装置的轴承套通过衬套和安装螺栓固定在轴承座上。轴承座通过安装螺栓固定在托架上，两者之间调整垫片的使用可以保证所有的轴承座处在一条直线上，这样就避免了传动轴设备的安装变形。

托架通常铆接在机身的加强结构上。

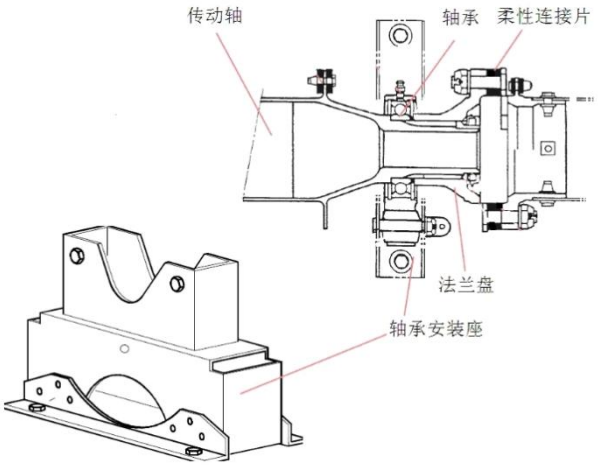


图 5-35 轴承及安装座

传动轴部件的维护检查项目通常包括轴承/安装座间隙检查、传动轴的同心度检查、传动轴振动水平监测等。

5.5 传动系统监控

直升机传动系统是一个复杂的综合系统，它包括数百个独立的部件。当其中的一个部件发生故障或者损坏时，极有可能危及直升机、机组和乘客的人身安全。为此，对传动系统的全面健康监控，及早地发现潜在故障就显得尤为重要。

传动系统健康监控的方法通常包括以下几种：磁性金属屑探测器、油滤的污染监控、光谱滑油分析法。

为了提供一套多层次的、更可靠的健康监控体系，传动系统通常采用几种方法同时进行检测，极大地提高了系统的安全性和维护的可靠性。

5.5.1 磁性金属屑探测器

磁性金属屑探测器的原始模型被称为“磁堵”。其磁性杆可以用来吸引悬浮在减速器和发动机滑油内细小的金属屑。磁堵与其底座通常采用快卸的安装方式，这样便于日常的检查和加快拆卸速度，以防止拆卸过程中漏油。磁性杆上有两条环行的凹槽，用来安装密封用的“O”形圈。为了方便拆装时的用力，磁堵头使用滚花旋扭，并设计了 3 个突点，当磁堵被正确地安装到底座上时，磁堵上的突点与底座上的突点成一直线，这种纠错设计极大地减少了因磁堵安装不当而导致的滑油泄漏。磁堵底座通常采用一个自封活门，以保证在拆卸检查磁堵时不会漏油。

为了提供一种更明显的金属屑监控方法，磁堵被改装成为金属屑探测器，提供了一套电

路并在驾驶舱内以警告灯的形式指示。磁性金属屑探测器包括有一个中央元件和外围元件，形成同心的两个接线点，并与探测电路内的导线相连。当金属屑产生时，金属屑搭接了电路内的两个极点，使电路闭合，金属屑警告灯亮。使用“消除装置”是一种更好的确定金属屑类型和判断减速器内部磨损的程度的方法，它可以给金属屑探测器提供一个大电流，用来烧掉那些细小的金属屑。如果此时飞行员发现金属屑警告灯仍然亮，这说明可能是金属屑形状较大或内部件的磨损速度过快，此时应尽快着陆，以便维修人员进一步判别金属屑产生的原因。

当发现金属屑后，应参考机型维护手册给出的标准和检查步骤，确定减速器是否可以继续投入使用。正常磨损情况也会出现微小尺寸的金属屑，但如果金属屑为薄片，可能是轴承出现失效，如果金属屑为立体厚块则可能是齿轮、轴承或其他件出现失效。同时，应该将金属屑或者整个磁性探测器发往专门的试验室进行分析，根据成分可以进一步了解主减速器磨损部位源及其磨损情况。

5.5.2 油滤的污染控制

油滤通常用于主减速器、组合传动齿轮箱等较复杂的大部件的滑油过滤，这些部件的滑油冷却系统通常以油泵供油而非喷溅供油。油滤过滤掉一定尺寸的金属屑和残渣，尺寸取决于油滤的过滤能力。过滤能力通常以μm 来计算。

油滤的维护项目通常包括检查、清洁或者更换。其检查周期和更换标准需严格按照维护册的规定执行。油滤作为较早发现内部机械部件非正常磨损和损坏的一种检查手段。为了彻底了解堵塞油滤的物质成分，可以将油滤发往相关的实验室进行分析判断。航线维护中需要对油滤进行清洁时，不仅需要注意清洁器皿和溶剂的清洁度，还要注意微小物质和清洗剂可能对人体造成的健康危害。

航线维护需要清洁油滤时，应严格按照维护手册和维修方案的要求进行。清洗完毕后使用滤纸过滤并收集留在清洗剂里的残渣，以方便分析判断。清洗完毕后，使用纯净的压缩空气将油滤吹干，检查或更换密封圈，按照维护手册的工作步骤重新装回油滤设备，渗漏检查后继续使用。超声波震荡清洗法是外场经常使用的方法之一。

5.5.3 滑油光谱分析法

除了磁性堵塞和油滤上的一些颗粒之外，更加微小的金属或非金属的粉末通常悬浮在滑油中，这些微粒需要采用专门的技术手段才能探测到。滑油的光谱分析方法作为一种检查方法，可以进一步了解机械部件的磨损位置、材料和程度。

5.5.4 特殊事件后的检查

5.5.4.1 超转

当发生主旋翼转速超过了限制值时，其主减速器、中间减速器和尾减速器都必须进行彻底的可靠性检查，以确定是否可以继续使用。检查项目包括：目视检查减速器壳体的连接、密封部位，检查金属屑探测器、回油网和滑油滤，必要时进行滑油的光谱分析。通过对滑油污染程度的评估和金属屑颗粒的属性分析，就可以判断得出是否继续使用减速器的结论。

根据超转程度的不同，会有不同的检查项目被要求执行。包括主驱动轴、中间和尾传动轴、以及相关的连接部件和轴承。可以通过检查发现一些故障现象，例如连接部件固定的螺栓孔延长、轴承发现过热痕迹、轴承失去润滑、皮带在滑轮上发生移位的痕迹，等等。当超转程度非常严重时，整个传动系统的部件都有可能被报废。

5.5.4.2 传动运转的突然中止

不同情况下的主桨叶、尾桨叶或相关部件运转的突然中止事件发生后，必须进行突然中止事件后的检查。机型维护手册的相关章节列明了检查的详细内容和步骤。

发生下列事件也被认定为传动运转的突然中止事件：

（1）主桨叶和尾桨叶的外来物撞击损伤；

（2）动部件被突然限制运转；

（3）除刹车因素外，动部件突然减速；

（4）旋翼刹车短时间内使旋翼停止。例如，对于S-76直升机来说，当旋翼转数大于45%时，使用旋翼刹车在8秒（含）内能使桨叶停止转动，即可被认定为传动运转发生了突然中止。

5.5.4.3 主旋翼驱动系统

（1）当主桨叶被外来物撞击损坏，但损坏范围仅为翼尖罩，桨叶未发生永久性变形和大梁弯曲时，执行如下检查项目：

①目视检查翼尖罩连接面、减摆阻尼器和轴向关节的连接支撑架、变距拉杆、旋转和静止防扭臂及主桨毂的安装状况，观察是否存在有裂纹、部件松动、面漆裂纹、粘合部件分离等故障现象；

②如果翼尖罩连接面、减摆阻尼器和轴向关节的连接支撑架和其他部件没有发生损坏，直升机继续适航；

③如果只是翼尖罩损坏，桨叶和桨毂头未发现明显损坏痕迹，更换翼尖罩后，直升机恢复适航状态；

④如果翼尖罩连接面损坏而无法更换和修复，或者发现桨叶减摆阻尼器和轴向关节连接面、桨毂头发生明显损坏，遵守下面提到的相关规定。

（2）当主桨叶被外来物撞击损坏，导致永久性的变形、大梁弯曲、凹陷，执行以下步骤：

①拆卸桨叶、主桨毂和主减速器，并返厂详细检查、修理或直接大修；

②检查机身连接点的变形和损坏；

③目视检查发动机驱动轴、尾传动轴、全部柔性连接片、轴承及轴承座是否发生了裂纹和扭曲；

④在损伤部件的明显位置加贴故障件标签，并注明具体被撞击的桨叶和损坏程度。

5.5.4.4 尾旋翼驱动系统

（1）当复合材料尾桨叶被外来物撞击，损坏程度轻微、没有发生永久性的变形、凹陷和大梁弯曲，并经敲击法检查确定无严重损坏时，执行以下检查：

①根据机型维护手册中传动运转突然中止事件的检查程序对尾旋翼系统进行彻底检查；

②对全部尾减速器安装支座进行染色渗透法检查；

③目视检查中间减速器的安装状况和所有传动轴、柔性连接片、轴承及轴承座、是否存在裂纹、变形、褶皱等故障现象；

④目视检查尾桨变距控制杆、变距拉杆是否存在裂纹、松动、面漆开裂、粘接分离等异常痕迹；

⑤如未发现尾桨毂损坏，直升机恢复适航。

（2）当尾桨叶被外来物撞击，损伤面积较大并引起大梁的变形和弯曲时，执行下列步骤的检查处理：

①拆卸变距拉杆、变距控制杆、尾桨叶、尾桨毂、尾减速器、中间减速器及所有的尾传动轴部件，并返厂进行详细检查、修理或直接大修；

②目视检查垂直尾梁是否存在结构性的损伤，例如铆钉松动、裂纹等。重点检查减速器连接部位是否存在变形等故障现象；

③按照机型维护手册的要求进行主减速器的可靠性检查；

④在损伤部件的明显位置加贴故障件标签，并注明具体被撞击的桨叶位置和损坏程度。

5.5.4.5 瞬间超扭矩

直升机的最大扭矩限制的目的是为了保证主减速器在稳定状态下的最大可用寿命。但

是，在日常的操作使用过程中，也会发生瞬间的超扭矩现象。

单台发动机运转过程中扭矩超过设定值达到规定时间，或者双台发动机运转过程中平均输出扭矩超过设定值达到规定时间，都必须对该减速器必须进行检查。

5.5.4.6 主减速器的温度限制

正常使用条件下，当主减速器滑油温度高于规定值时，除了外界环境温度的原因外，也可能是主减速器损坏故障或者是滑油冷却系统出现故障。如果是主减速器内部损坏直接影响了滑油温度过高，应将减速器返回厂家进行评估、修理或直接大修。如果滑油温度过高的原因是滑油冷却系统故障，除瞬间高温外，可以对主减速器高温的原因进行调查并做出合理处置后继续使用，但当如果温度高于机型具体规定的设置值且高温持续工作达到规定时间，应对金属屑指示器、滑油滤的污染情况进行检查并做出评估，并更换主减速器滑油，如果温度更高，则须更换主减速器。

第6章 飞行操纵系统

6.1 典型的直升机飞行操纵系统

6.1.1 典型的直升机飞行操纵系统

该系统采用推拉杆为主旋翼提供操纵输入，穿过尾梁的钢索操纵尾桨变距，它们之间还有相位组件、液压动力自驾组件和其它为系统提供指示和安全操纵的组件。

6.1.1.1 相位组件

在直升机飞行原理中我们已经了解了陀螺进动和相位滞后的道理，对于转动的物体，任何的输入只有在沿着转动方向转动90度才能获得最大的输出。因此对于主旋翼就需要在它所预期的操纵效应前提前90度提供操纵输入。例如，如果需要直升机做俯仰运动，那么就要在沿机头方向右侧90度的固定倾斜盘上提供操纵输入，才能使直升机按照操纵的输入值进行相应的抬头或低头，这样才能符合飞行员的本能反应。图6-1为其原理图。

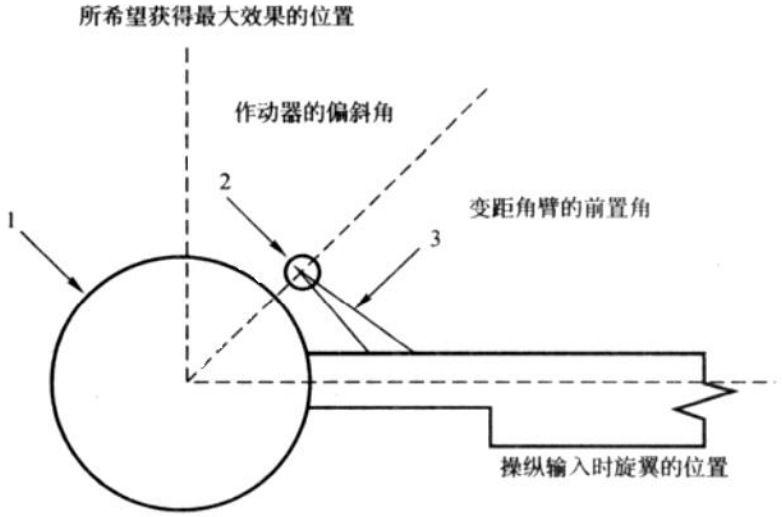


图6-1 相位滞后

在中型至大型直升机上，为了满足相位滞后的需要，主旋翼操纵作动器的安装会在倾斜盘上产生很大的弯曲应力，因此必须采用强度更高的材料以承受该应力。解决的办法就是将三个主伺服装置安装在倾斜盘的四周，以达到平均承受该载荷的目的，即以平均120度的间隔安装三个主伺服装置。但是三个平均点却不能提供2条相互垂直的倾斜轴线。从图6-2我

们可以看出小型直升机和中型直升机的区别。

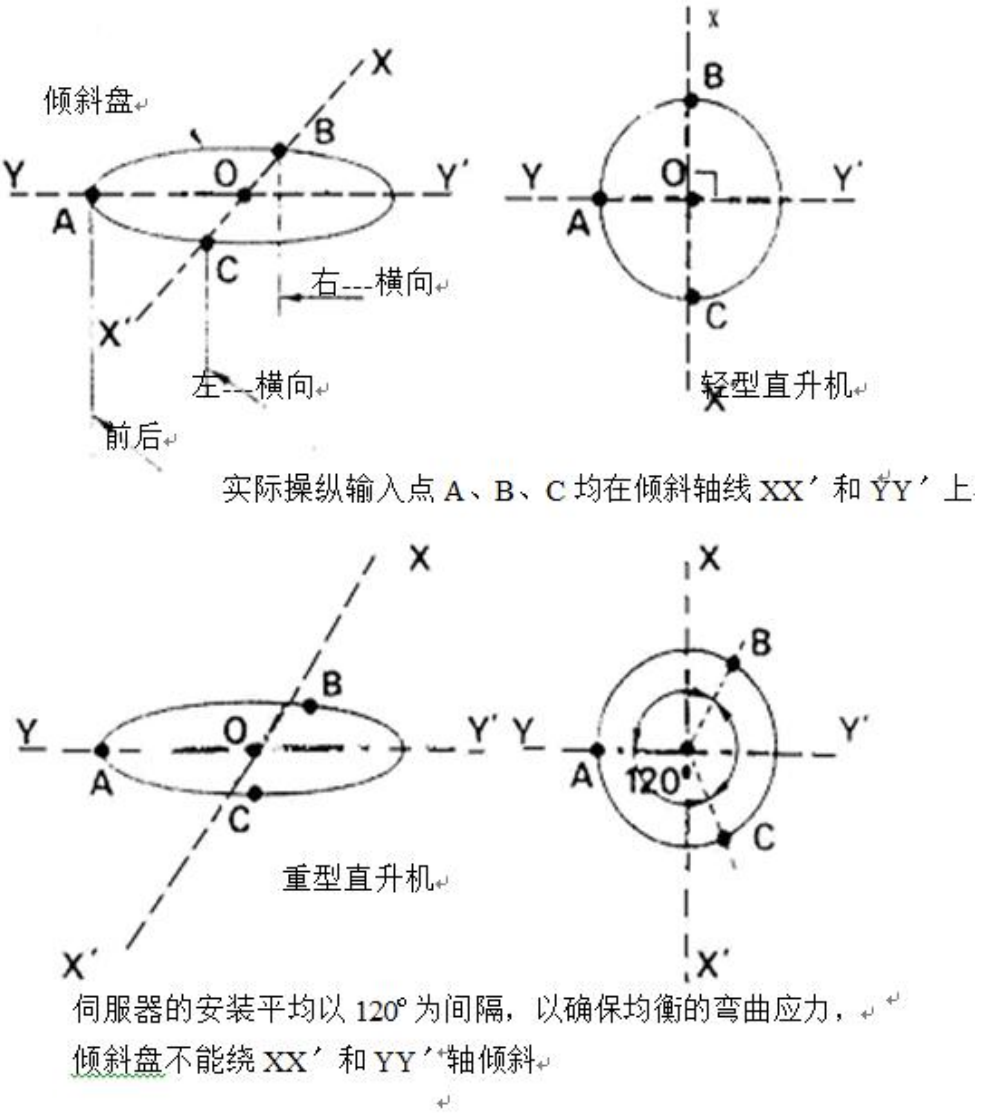


图 6-2 在轻型和重型直升机上伺服位置的分配

位于倾斜盘连接组件间的相位组件，其作用就是使倾斜盘沿这两条轴线偏转。其工作原理很简单，将倾斜盘通过三根平均间隔的杆 a-b-c（作动器）与另一个作动盘（相位组件）相连接，相位组件的任何活动就会完全在倾斜盘上体现出来。例如,如图 6-3，如果相位组件被横向杆和前后作动杆以相差 90 度的 A`点和 E 点运动，它就会沿 X1-X1`和 Y1-Y1`两条轴线倾斜，从而使倾斜盘相应的沿 XX`和 YY`轴线偏转，使主旋翼做相应的运动。

如果作动器和变距摇臂的前置角刚好是 90 度，相位组件就会进行有效的操纵。而在实际直升机结构中，相位组件也不是直接安装在倾斜盘下方的。

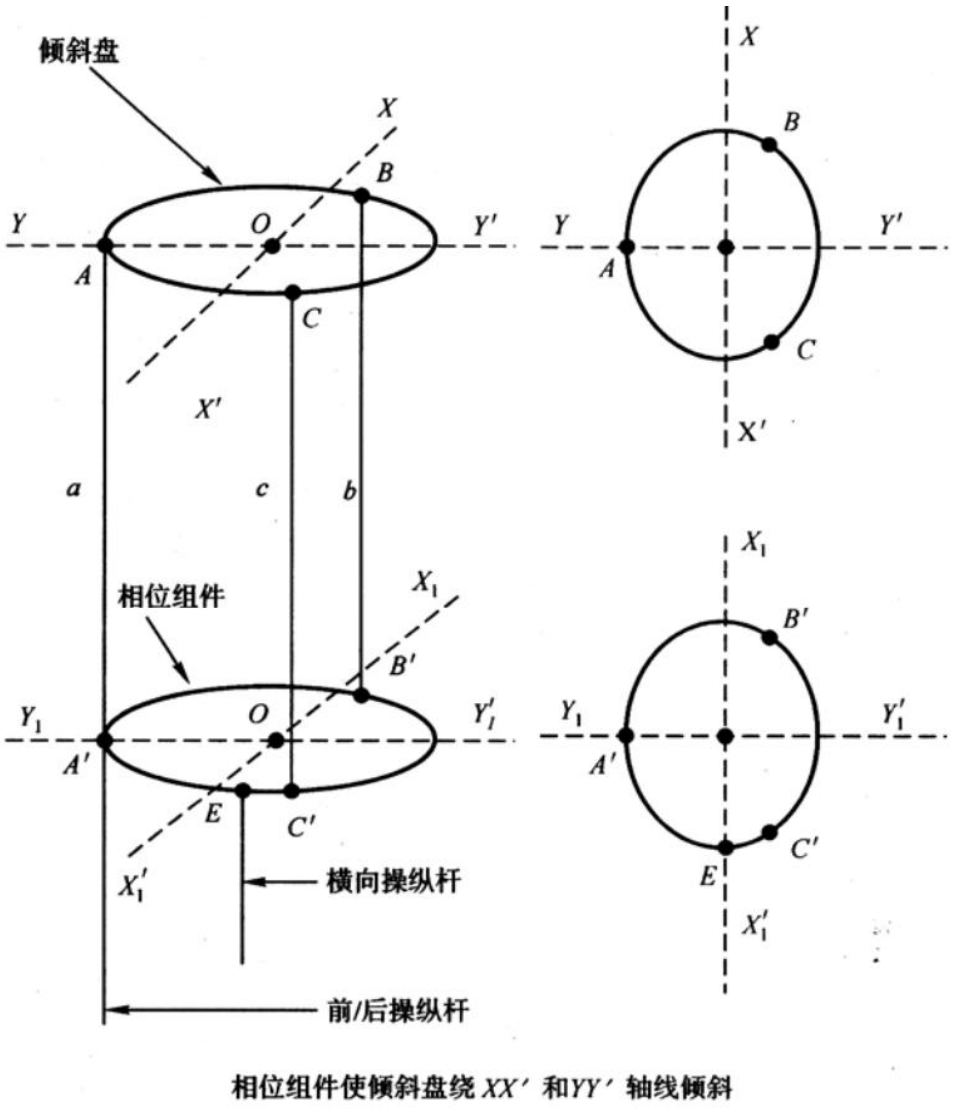


图 6-3 相位组件的工作原理

6.1.1.2 自动飞行输入

增稳和自驾组件对该系统的输入与以上系统的方法不同。在该系统中，AFCS 作动器是在一个组件内，通常称为 ASE 组件（自动稳定设备）或自驾组件，而不是在操纵系统内分散的组件。和伺服作动器的工作相似，自驾组件通过电动马达操纵组件内的伺服活门，由液压系统为飞行操纵系统提供输入。

安装在驾驶舱操纵系统上的杆力开关可以用来暂时断开所有的自驾飞行输入，由飞行员完全控制飞行操纵系统，当飞行员的操纵输入停止后，自驾组件就会立刻重新恢复工作。

6.1.1.3 总距操纵系统

在这些飞行操纵系统内还有一些其它的部件安装在总距操纵系统上，如：配重和超桨距指示、总距指示器、液压阻尼器。

1.配重和超桨距指示

当飞行员需要松开总距杆去操纵其它的开关或仪表板上仪器时，安装在总距杆扭力管上的配重可以提供一个平衡力来防止总距的自由活动。另外在限动块和弹簧装置的共同作用下，配重还可以用来提示飞行员主旋翼桨距角是否已经超限。

图 6-4 中的 5 为配重，2 为弹簧装置，安装在一个与总距杆扭力管相联的作动臂 1 上。在正常工作状态，配重会随着总距杆的活动而上下移动；当总距杆被提升到最大桨距 17 度位置时，配重就会接触到安装在驾驶舱下的限动块 4；如果总距杆被继续提升到 19 度位置时，操纵杆就会碰到自驾组件内的止动块，防止进一步的输入，同时总距杆和配重的连杆就会拉伸弹簧 3 增加总距杆上的感觉载荷，警告飞行员最大桨距角已经超限了。

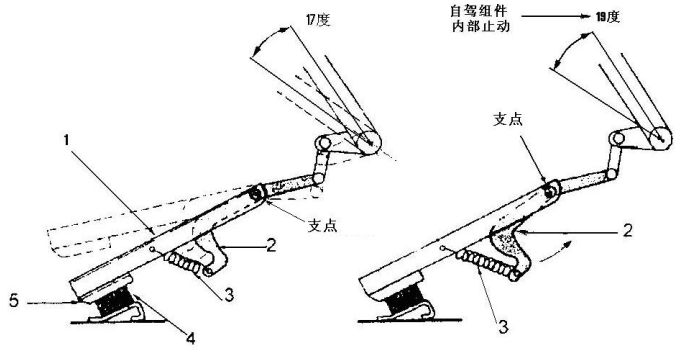


图 6-4 总距杆配重和止动装置

2.总距指示器

在主旋翼齿轮箱和固定倾斜盘之间安装有一个电子位置传感器，当有总距输入时，该传感器就会将信号传递给驾驶舱仪表板上的总距指示表上。如果该装置故障，还有一个直接连接到总距杆下部的机械指示表作为备用，通过一种滚轴式的指示器来提供桨距读数。

3.液压阻尼器

总距操纵系统包含有一个液压阻尼器，用来限制总距操纵输入的速率。它的工作和航向脚蹬阻尼器很相似，外型为圆筒状，通过一个下部的总距曲柄来操纵。

6.1.1.4 周期变距操纵系统

在该系统内有两点需要注意。一是安装在周期变距杆底部的配重，它的作用和总距杆上的一样，用来防止操纵杆的自由活动。另一点是“12Hz 补偿杆”，它是一个曲柄连接杆。

由于主减速器安装在柔性板上，当直升机在地面滑行时，就会使主减速器产生一种低频前后运动的振动——12Hz 的振动。安装在主减速器上的伺服作动器也会随之振动，但它的操纵输入杆却不随伺服作动器振动，这种情况会引起伺服活门运动，从而在主旋翼转盘的前

后方向上产生快速的周期运动，进一步导致振动的产生。

而安装了 12Hz 补偿杆的直升机则可以避免这种的周期操纵的输入。采用了 12Hz 补偿杆就可以使伺服活门与输入杆一起运动，使其它系统不受该振动的影响，避免了对前后作动器的不受控制的输入。

6.1.1.5 尾桨操纵系统

尾桨操纵系统的工作和前面的讲述基本相同，但有一点值得注意。该系统提供了一种总距/航向耦合，安装在自驾组件的下游，因此总距的输入无论是来自飞行员还是自驾系统，它都可以发挥作用。

有一根类似于梯度组件的弹簧杆作为安全装置，安装在尾梁上的一个固定座和操纵钢索后扇型盘之间。万一钢索发生断裂，该弹簧组件就会自动将尾桨回复到中立位，使尾桨仍然可以产生部分的补偿反扭矩，使直升机易于安全着陆。

下面是直升机操纵系统的一个例子，应用在由英国 GKN Westland Ltd.生产的 EH101 型直升机上。

它的基本操纵系统采用的是机械连接，从驾驶舱到主旋翼和尾桨的双液压伺服器采用的是推拉管连接。

与每个操纵线系一起工作的有双串联作动器和单并联作动器，它们共同作为 AFCS 系统的一部分，来提供自稳和自驾功能。双串联作动器是作为正常操纵线系的一部分，而单并联作动器则只是连接到正常操纵线系上，而不是它的一部分。除了 AFCS 功能外，单并联作动器还提供配平功能，由正副驾驶员的周期驾驶杆上的调节开关来操纵。图 6-5 为前机身这些部件在操纵系统内的示意图。

主旋翼伺服作动器是双串联式，由各自的液压系统提供压力，它有一个旁通活门用来确保一个作动器故障时，不会影响另外一个的正常工作。在正常状态下，该作动器的位置由来自正副驾驶员机械操纵输入总和以及增稳系统机电信号来控制。总信号开启伺服活门并操纵动力活塞和作动杆，当到达所要求的位置时就会停止运动。

尾伺服作动器也是双串联式，与一根与航向脚蹬连接的推拉管相联。

在复合摇臂上有一个机械耦合，来保证尾桨推力随着总距的变化而自动地补偿变化。

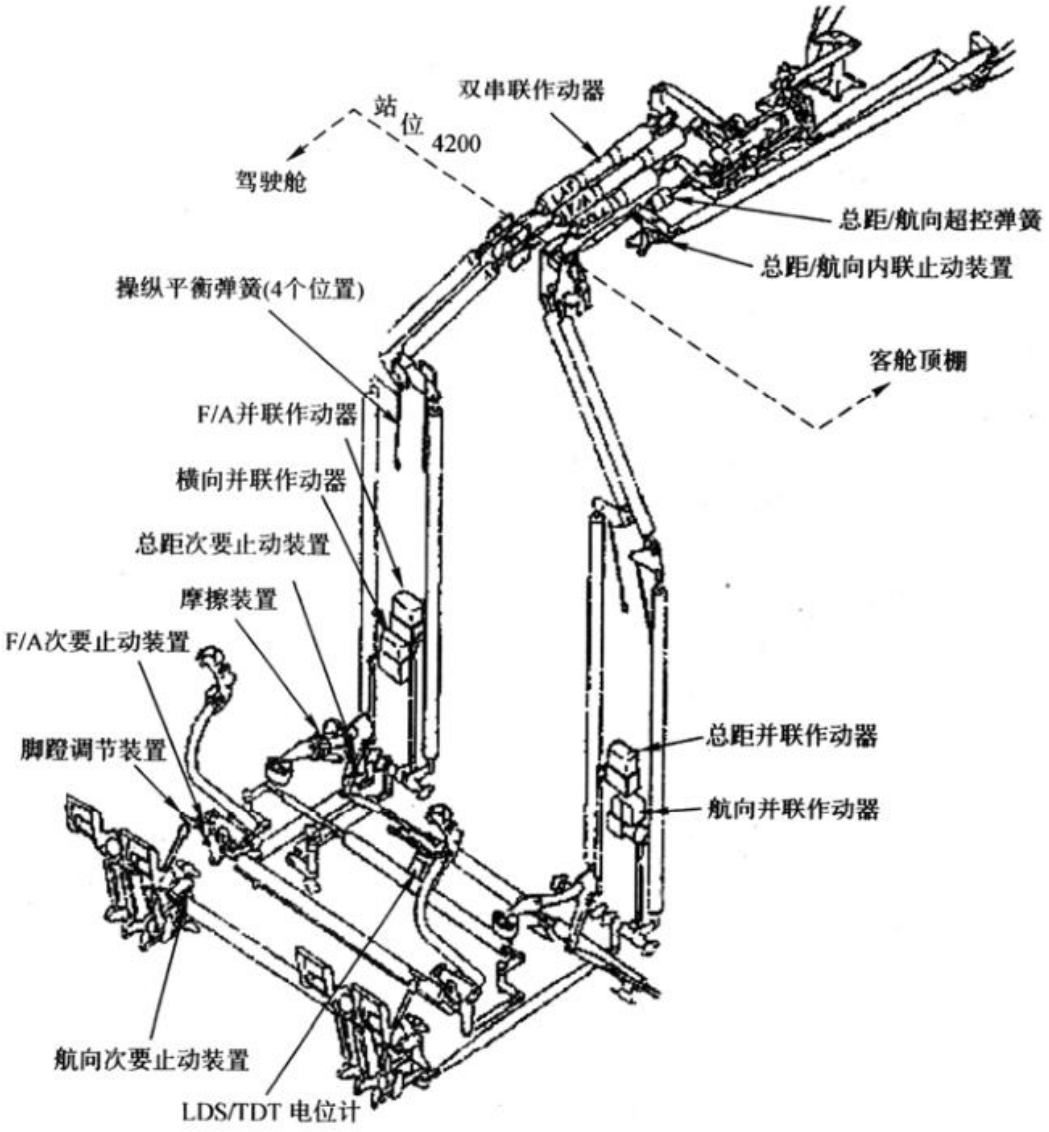


图 6-5 直升机前飞操纵系统

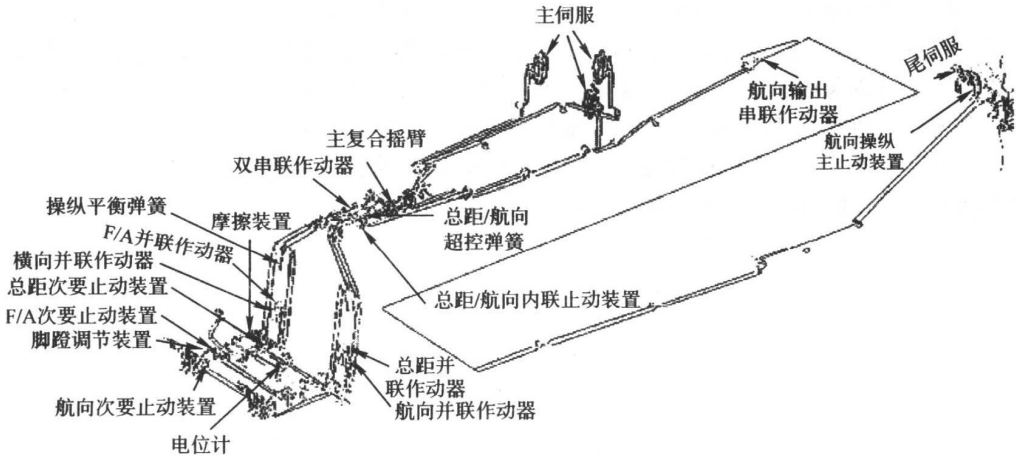


图 6-6 EH101 尾桨操纵系统

6.1.2 直升机飞行操纵系统简介

6.1.2.1 直升机飞行操纵系统简介

不同类型的直升机具有不同类型的飞行操纵系统。本章以单旋翼带尾桨式直升机为例介绍直升机飞行操纵系统。

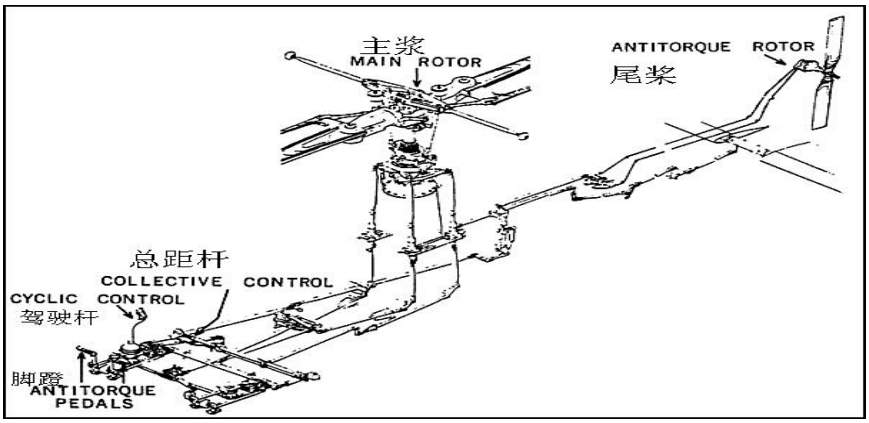


图 6-7 操纵系统总体图

直升机的机动飞行是绕着三条轴线来转动的：横轴、纵轴和立轴三条轴线。它可以绕纵轴做横滚运动，绕横轴做俯仰运动，绕立轴做航向运动。同其它航空器一样，直升机在正副驾驶位置也可以是双套操纵装置，而有些直升机的副驾驶操纵装置还会被设计成可拆卸的以便满足飞行的需要。

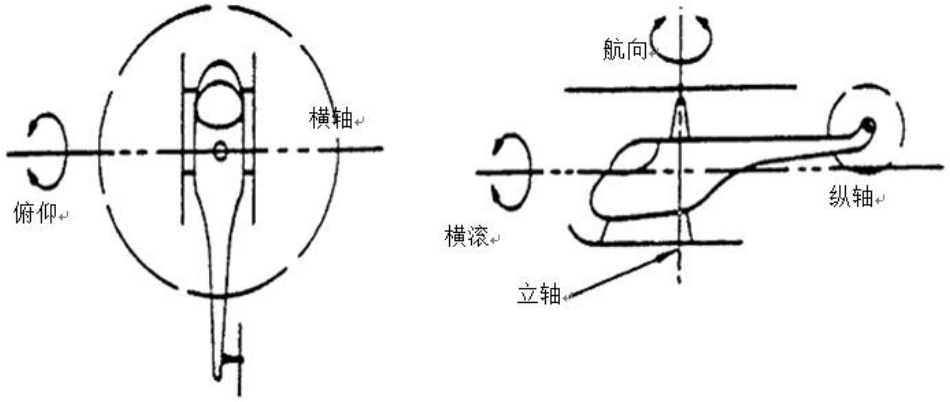


图 6-8 直升机的三轴

三种操纵系统用来实现直升机的机动飞行：总距操纵杆、周期变距操纵杆和脚蹬。总距杆可以实现总距操纵，即同时等量的改变所有主旋翼桨叶的桨距，从而改变旋翼有效力的大小。周期变距杆可以实现周期变距操纵，即使主旋翼的各个桨叶的桨距在转动过程中发生周期变化，从而使主旋翼旋转面按照飞行员的操纵要求发生偏转，进而改变旋翼有效力的方向。对于直升机而言，总距操纵用于控制直升机的垂直飞行（升降运动）；周期变距操纵用于控制直升机的水平飞行（转换飞行）。

在现代的直升机设计上，旋翼在飞行中的转速是基本不变的，这是由燃油调节器或计算机控制的全权数字发动机控制系统（FADEC）来实现的。而在一些老式的直升机或一些最大起飞重量在5700公斤以下的直升机上，则是由一个安装在总距杆上的油门操纵手柄来实现控制的。燃油调节器或FADEC系统是通过自动调节油量来满足功率的变化，而油门操纵手柄则是由飞行员根据操纵需要来改变发动机的转速，显然燃油调节器或FADEC系统对因飞行员的操纵而引起额外功率需求时，保持旋翼转速方面更加准确和可靠。

脚蹬用于操纵和改变尾桨叶的迎角，所有的尾桨叶是等量改变迎角的大小，不能够进行周期变距输入。大家都知道尾桨是用来抵消因主旋翼转动产生的扭矩的，主旋翼总距的增加会相应增加该扭矩，因此就需要尾桨也相应增加力来抵消它。

脚蹬除了用来控制抵消扭矩作用外，还可以用来实现对直升机航向的控制。当直升机要沿扭矩相反方向偏航时，则需要尾桨产生更多的力来抵消它；当直升机要沿扭矩相同方向偏航时，则需要尾桨力减小而只靠该扭力作用使直升机转向。

由此可见，直升机的飞行操纵是相互影响的，例如在悬停时主旋翼总距增加会引起扭矩的增加，因此为了保持直升机不发生偏转，需要操纵尾桨产生额外的力来抵消。

对于双旋翼直升机，脚蹬控制的则是两旋翼总桨距的差动，即一个增大一个减小，使得两旋翼反扭矩不能平衡，从而使机身发生航向偏转。

许多直升机，除了最基本型外，在飞行操纵系统内大多有电气系统来使直升机增稳，大型直升机使用的则是自驾系统。增稳系统能使直升机不受外界（如阵风等）的干扰影响，保持已定的高度、已定的航向和速度。该系统使直升机保持稳定，不需要飞行员进行不断的修正，减轻飞行员的工作强度。许多大型直升机安装了全套的自驾系统，直升机可以按照预先输入的飞行计划飞行，而只需要飞行员最少量的操作，就能保持稳定的飞行姿态。自驾系统的引入更进一步减轻飞行员的工作强度。

通常飞行操纵系统从总距杆和周期变距杆到主旋翼伺服作动器的操纵传递是一种推拉杆形式，而尾桨操纵系统从脚蹬到尾桨叶片则是通过钢索来完成的，同时还有张力调节器，在两端使用推拉杆。而在一些大型直升机上也有完全采用推拉杆系统来作为尾桨操纵的。

尾桨操纵采用钢索的最主要原因是尾桨的操纵系统所经路径通常较主旋翼操纵系统长，使用钢索则相对可以减轻重量，并且还可以随直升机机身结构变化而伸缩。

6.1.2.2 直升机操纵系统的特点

1.单旋翼带尾桨式直升机的操纵方式

旋翼是直升机最主要的操纵面，纵向、横向和垂直方向的操纵力都由旋翼提供。同时，旋翼又是直升机的主升力面，产生使直升机飞行的最重要的空气动力。这种特点说明了旋翼在直升机上的重要地位，又预示了一种不良特征——操纵耦合。例如，垂直方向的操纵本是改变旋翼的拉力，实现直升机升降的运动，然而拉力的改变会同时造成直升机俯仰力矩的变化，引起了纵向运动。

与固定翼飞机相比，直升机的操纵特性明显不同。常规固定翼飞机各运动轴的操纵面（因而操纵力）彼此独立，升降舵提供俯仰力矩，方向舵产生偏航力矩，副翼差动使飞机滚转，螺旋桨拉力或喷气推力使飞机前进，它们各司其职、互不干扰，而且飞机的主升力面——机翼不参与操纵。这些优点使固定翼飞机的操纵特性远优于直升机。

2.双旋翼直升机的操纵方式

双旋翼直升机没有尾桨，全部飞行操纵皆由旋翼执行。每一副旋翼都有一套自动倾斜器，都可以进行周期变距，以改变每一副旋翼的拉力大小和倾斜方向。利用两副旋翼拉力变化的组合,实现直升机的飞行操纵。

6.1.2.3 直升机操纵系统的发展

随着直升机技术、电子技术和控制理论的发展，以及对直升机飞行品质要求的不断提高，直升机的操纵系统在数十年中经历了简单机械式、液压助力式、电传操纵和光传操纵的发展历程，目前还在研究和试验智能操纵系统。

1.简单机械式

早期的直升机采用简单机械式操纵系统，许多小型直升机至今还在采用。这种系统由金属制成，操纵杆经过拉杆摇臂等与自动倾斜器相连。在尾桨操纵中也有利用钢索、滑轮的。机械式操纵系统的突出优点是简单、直接、可靠(故障少)，其缺点是旋翼桨叶的变距力会传到驾驶杆上，因而杆力较大且易发生杆抖。此外，操纵线系中累积的间隙、摩擦都会表现在驾驶杆上，使驾驶员感到不悦，损害操纵品质。

2.液压助力式

当代大多数直升机采用液压助力式操纵系统。实际上，这是把液压助力系统增加到机械式操纵系统中。驾驶杆并不直接操纵自动倾斜器或尾桨，而是控制液压作动筒的伺服阀，由作动筒驱动自动倾斜器运动。

液压助力式操纵系统的优点是操纵力大、无回力，驾驶杆力可以按照理想规律由力感与配平系统提供。此外，还可以增装电子增控增稳系统(SCAS)，将其信号接入伺服阀，以改

善直升机的操稳特性。

液压助力式操纵系统的缺点是复杂、质量大，而且液压系统易出故障，为确保安全，必须设置双套液压系统并具有切断或洩油旁路。

3.电传操纵

目前最先进的几种直升机已采用电传操纵系统。电传操纵系统不使用拉杆摇臂等机械连接，而是由驾驶杆经多余度电路向计算机输入操纵指令，计算机控制电的或液压的作动器来驱动自动倾斜器使旋翼变距。

电传操纵系统具有下述突出的优点。

（1）依靠计算机软件可以有效地保证直升机具有良好的稳定性和操纵响应，使直升机达到满意的飞行品质。

（2）全系统尺寸小、质量轻、便于安装。

（3）容易实现多余度及具有故障自应变能力，使直升机的生存力大为改善。

电传操纵系统的缺点是易受电磁脉冲（如雷电）静电感应的影响，使可靠性受损。一般认为，电子系统不及机械系统结实耐用，因而电传操纵系统必须是多余度的。

4.光传操纵

为了弥补电传操纵易受电磁干扰的缺陷 ，一种新的光传操纵系统正在研究中 ，其基本特点是采用光缆传输编码光脉冲信号。这种操纵系统尚处于试验研究阶段 ，暂未获得实用。

5.侧杆操纵器

对于电传操纵或光传操纵，系统中所传输的仅是驾驶员和计算机的指令信号，而不是驾驶员的操纵力和操纵位移，因而不需要大尺寸、高强度的杆系。于是产生了一种小巧的座舱操纵器来取代常规的驾驶杆舵，称为侧杆操纵器。侧杆操纵器安置在驾驶员的右侧，以单手在手柄上施加不同方向的力信号作为操纵指令。采用侧杆操纵器有两个方面的好处：一方面解放出驾驶员一手两脚，可用于执行其他任务：另一方面可减小驾驶舱空间和机头尺寸，这一优点对军用直升机尤其重要。

直升机具有广阔的应用领域。但是，驾驶直升机飞行却是复杂而困难的事，这是阻碍直升机获得广泛应用的原因之一。现在国内外都在致力于发展一种先进的直升机飞行操纵系统，以求解决这一难题，这就是在电传或光传操纵系统基础上发展的智能操纵系统。智能操纵系统的目标在于：①大幅度改善直升机的飞行品质，使之完全满足任务需要；②使直升机的飞行操纵大为简化，使之容易掌握，像“傻瓜机”那样便于驾驶。

6.1.3 操纵系统部件

6.1.3.1 钢索系统

1.操纵钢索

应用在直升机上的操纵钢索一般是镀锌碳合金或不锈钢材料制造。它们适用于可发生变形的结构上，两端由适当的端头部件连接。

2.松紧螺套

在操纵系统中松紧螺套可以用来调节钢索的张力。松紧螺套有很多种，且有不同的保险方法，例如打保险丝，弹簧卡箍和锁定螺帽等。

3.导缆孔和导缆器

导缆器和导缆孔应用在直升机上任何可能导致操纵钢索与机身结构相影响的地方。一般为特氟隆材料，由两半组成，将钢索卡在中间，通常安装在机身的一个支架上。导缆器可以减少钢索的抖动，而且可以保持钢索的直线性。导缆器与钢索之间的偏离不能超过 3 度，因此安装导缆器要保证对钢索的影响尽可能的小。任何的偏离都会导致钢索和导缆器的过度磨损。

4.滑轮和钢索保护器

滑轮应用在需要钢索改变方向的地方。它的中心是一种密封轴承。

钢索保护器安装在滑轮支架的外侧用以保护钢索不会弹出滑轮槽。钢索保护器的安装也要保证不能影响滑轮的转动。钢索保护器可以是一种开口销或螺栓。

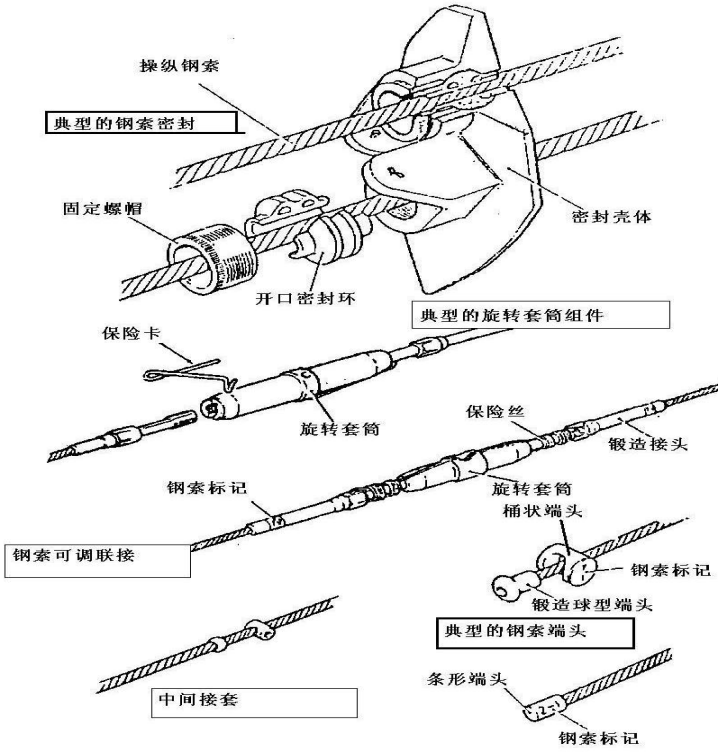


图 6-9 操纵钢索部件

5.钢索张力调节器

直升机结构和钢索是由不同材料制造的，在机身结构和操纵钢索之间的空气的隔离也会使得它们存在一定的温差，温度变化时，它们的膨胀和收缩不同，另外环境温度的变化会使钢索的张力发生变化。因此直升机飞行操纵系统通常需要钢索张力调节器来保持钢索的张力，钢索张力调节器可以在各种环境下保持钢索的张力在规定的数值范围内。在温度变化和结构变形的情况下它能使两路钢索的一侧收紧而另一侧放松，从而保持钢索的张力不变。安装在这个补偿装置上的两个压缩弹簧提供了保持钢索张力所需要的力，一个制动装置使该弹簧只有当两侧钢索的张力相同时才可以发挥作用。当飞行员或操纵机构任何一方施加操纵力时，调节器就会立即锁定弹簧。

图 6-10 为一种典型的钢索张力调节器和操纵系统图。该种钢索张力调节器包含有两个弹簧作用的扇形件，和一个指针以及指示钢索长度变化的刻度盘。十字件靠近制动轴但可以在轴上自由滑动。每个扇形件都可以绕一个公共支点自由转动，并在十字件和两个连杆作用下使它们保持同相运动。十字件在弹簧力的作用下沿钢索张力变化的方向运动。

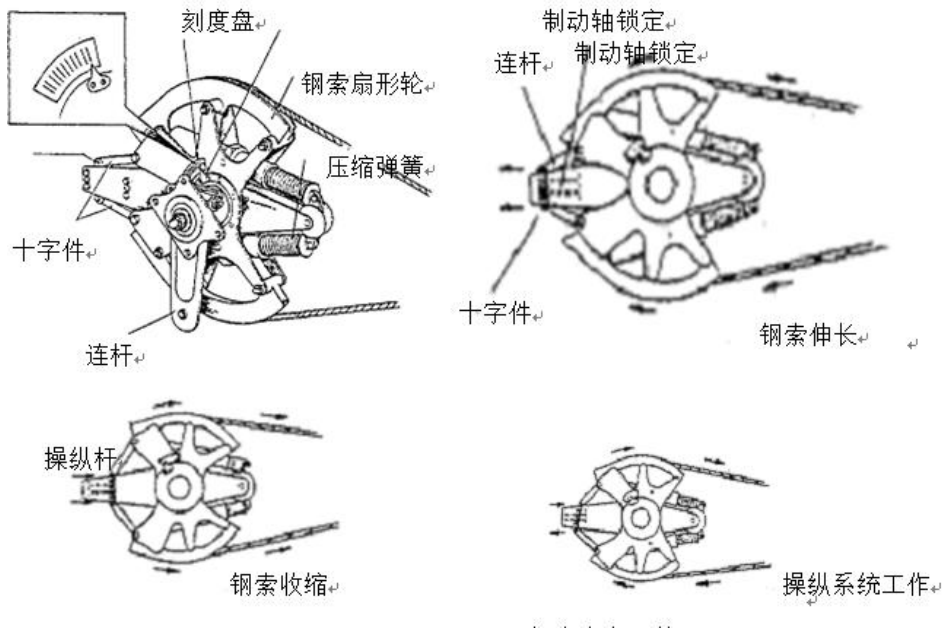


图 6-10 钢索张力调节器

钢索张力变化会使调节器上的弹簧牵引两个扇形件沿相对方向转动，连杆使十字件沿制动件自由向外滑动，于是压缩弹簧使钢索保持预先设定的张力。当有外力作用在该系统上时，十字件发生偏转并锁定在制动件上，于是两个扇形件就锁定在一起，像一根杆一样工作，使飞行员可以直接操纵。在飞行中只有在有操纵作用的时候该调节器才会锁定。在地面时，调节器则会对伸展或收缩现象进行自动补偿。

装有调节器系统的钢索一般不用张力表检查。钢索的张力是通过安装在两侧的管形螺母来调节，直到在调节器的刻度表获得正确的数值。该数值随外界温度的变化而不同。

6.1.3.2 推拉管系统

推拉管的安装路径比钢索难，包含了更多的部件，其中的许多部件可能会导致潜在的故障，但是它不会像钢索系统那样一失去张力就马上失去操纵能力。

6.1.3.3 球轴控制索系统

球轴控制索由一个双行排列的钢球组成，钢球在两个外圈和一个中心芯片之间滚动，一个软球盒包围着外圈。由于这个结构，中心芯片可以传输同等的拉力和压力。由于球轴控制索具有一定的弯曲度，所以它有便于安装和占用空间小等特点。球轴控制索的结构如图 6-11 所示。

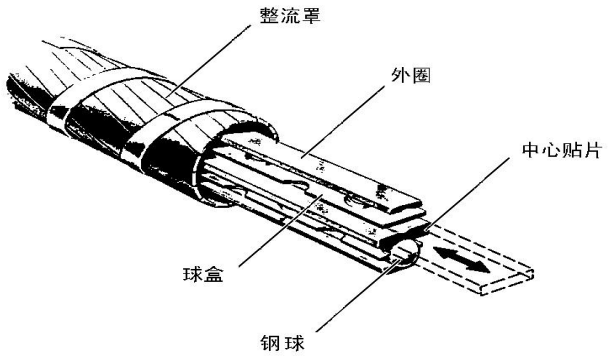


图 6-11 球轴控制索结构

6.2 主旋翼操纵

6.2.1 总距杆

总距杆分别安装在机长和副驾驶座位的左侧。和其他的飞行操纵一样，总距杆的操纵跟人的直觉反应一致的。向上拉杆增加所有主桨叶的迎角，主旋翼产生的有效力随着增大；向下推杆减小所有主桨叶的迎角，主旋翼的有效力随着减小。

总距杆一端固定，并通过扭力轴与操纵系统相连。当然，它还有其它的形式。例如有的直升机的总距杆是竖立安装的，而不是通常的通过推拉来操纵的水平安装形式。还有一种总距杆是在地板上垂直安装的，通过垂直的向上拉或向下推来操纵。不同的直升机对总距杆的命名也不同，例如有叫总距、推力杆或推力操纵器等。

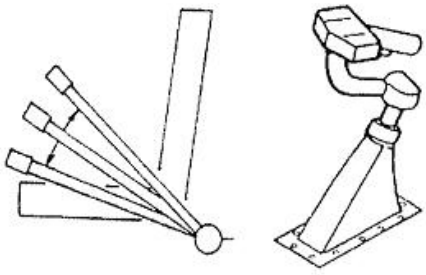


图 6-12 总距杆的形式

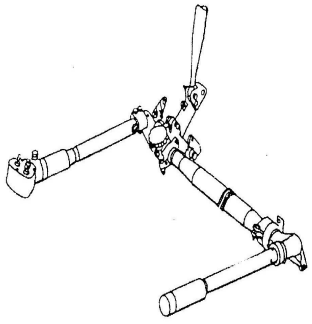


图 6-13 总距杆扭力轴

总距杆一般是安装在一根扭力轴上，也叫横轴。扭力轴的两端通过轴承安装座安装在机身结构上。当总距杆上下活动时，扭力轴则相应的转动。这种设计有两种好处：一是使两个总距杆通过扭力轴连接在一起，机长和副驾驶都可以独立的操纵；另外扭力轴把周向运动转换为线性运动，可以为操纵系统提供推拉运动。

推拉杆通过与安装在扭力管上的连杆相接，将总距杆的运动传递到总距操作系统上。在

传递到主伺服或主作动器之前，这些运动首先要传递到操纵复合摇臂上。

大多直升机的总距杆的前端安装有一个操纵手柄，可以接通、切断以及操纵重要的系统，例如绞车、搜索灯和发动机调节控制等。这样可以保证随时操纵这些重要系统而不需驾驶员从总距杆上移开手去另外进行操纵，尤其在某些比较关键的飞行状态下，例如悬停等。

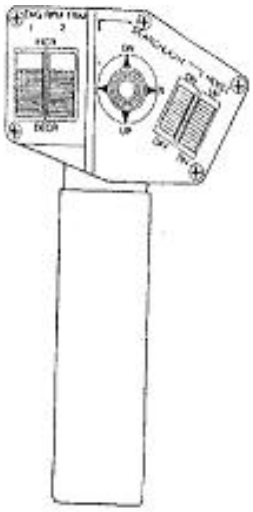


图 6-14 总距杆操纵手柄

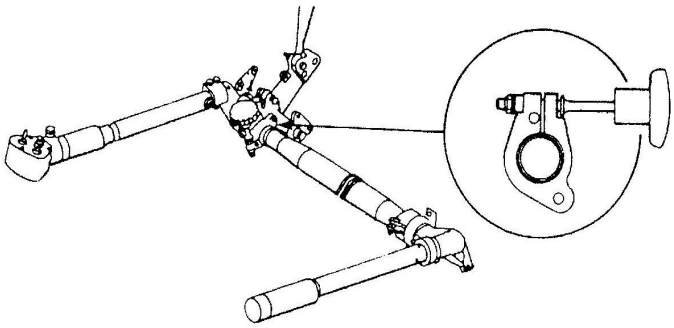


图 6-15 总距杆摩擦装置—总距锁

然而，在飞行中飞行员总是需要把手从总距杆上移开的，为了防止总距杆向下滑落而影响主旋翼总推力，因此需要安装一种摩擦装置。这种摩擦装置只是一种安装在扭力管上的简单的卡子，或者是安装在与总距杆相连的一支撑杆上的摩擦片组件。无论那种方式，它们都应该是可调的，可按飞行员的需要来调节。

6.2.2 周期变距杆

周期变距杆分别位于机长和副驾驶员座位的正前方，它通过倾斜盘来实现直升机在水平方向上的飞行。和其他的飞行操纵一样，周期变距杆的操纵也是和人的直觉反应一致的。向前推杆使直升机向前飞，向后拉杆使直升机后移，向左或向右移杆使直升机向相应方向移动。

周期变距杆以下端为支点，与两套推拉管相联，一根控制直升机的左右运动（横滚），另一根控制直升机的前后运动（俯仰）。一个叉型件使这两种运动相互独立，因此直升机的横滚和俯仰可以单独实现而不相互影响。

在前后运动中，一根杆将该运动传递到一个复合摇臂；而在左右运动中，有两根相临的杆参与了工作，它们总是互相向相反方向移动。当周期变距杆向左移动，其中一根杆向前运动，另一根则向后移动。因为直升机的横向操纵（横滚）是由两个控制横向（横滚）的主伺服来实现的。在横滚时这两个主伺服的作动也是相反的。而前后运动却只需要一个主伺服就可以实现。它们通过操纵固定倾斜盘作为支点来传递运动。

周期变距杆也有一个摩擦装置，通常是在杆的基座上安装一个滚花螺母。

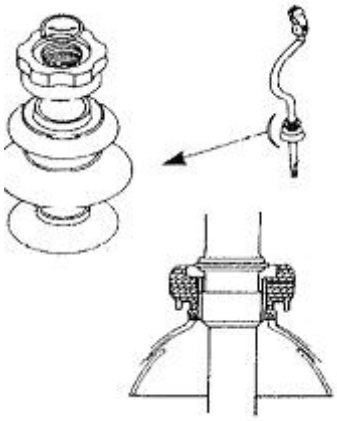


图 6-16 周期变距杆摩擦装置



图 6-17 周期变距杆操纵手柄

和总距杆一样，在周期变距杆的上端安装有操纵手柄，上面有一些操纵开关用来操纵直升机的某些重要系统，通常是操纵微调、自驾或增稳、货物释放和通信系统等。

6.2.3 操纵复合摇臂

在前面讲述总距和周期变距操纵时我们知道这两种操纵的输入都要传递到一个复合摇臂上。该复合摇臂能够保证所有的操纵输入都传递到主旋翼而不会造成任何缺失或相互影响。

复合摇臂传递操纵输入到主旋翼伺服作动器，该作动器综合不同的操纵输入并传递到主旋翼。

对于安装有三个主作动器的单旋翼直升机，每个作动器必须获得正确的操纵输入以使直升机按照飞行员的操纵给予正确反馈。当然其中还有增稳或自驾系统的输入。

不同的直升机安装不同的复合摇臂。复合摇臂的最简单形式就是在一根中心轴上安装 3 个直角曲柄，该轴本身又通过轴承安装在另外一对较大的曲柄上，从而可以使 3 个曲柄转动。图 6-18 为典型的复合摇臂和对于周期变距与总距输入的转动轴线。

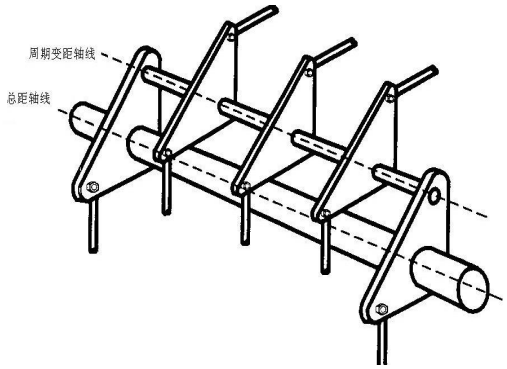


图 6-18 复合摇臂轴线

这 3 个曲柄每一个都有输入推拉杆将它们与周期变距杆连接。分别为前后、横向左和横向右操纵，每一个曲柄又各有输出推拉杆，将操纵传递到相应的主旋翼作动器上。

作为总距轴线的主轴上安装的曲柄，通过推拉杆与总距杆连接，这两个曲柄的转动会使上面 3 个小曲柄也随之一起活动。它们的输入和输出如图 6-19 所示。

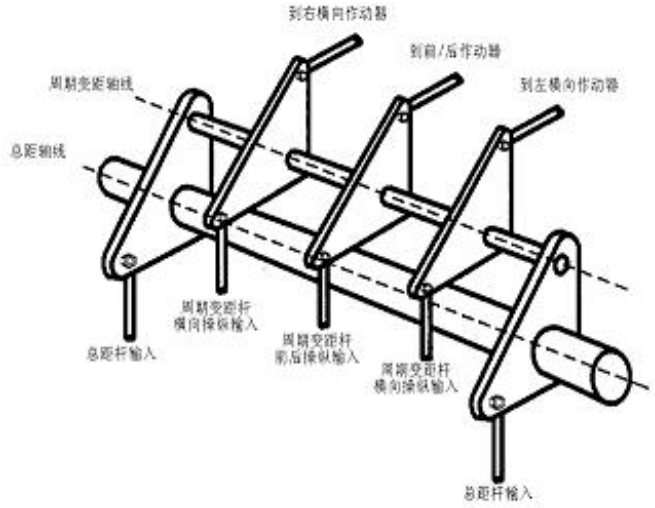


图 6-19 复合摇臂的操纵输入和输出

6.2.3.1 总距输入

总距杆的活动传递到主轴的曲柄上，使所有 3 个较小曲柄一起移动，从而同时同量的将操纵输入传递到所有的主作动器上，增加或减少旋翼的桨叶角，实现升力的变化。

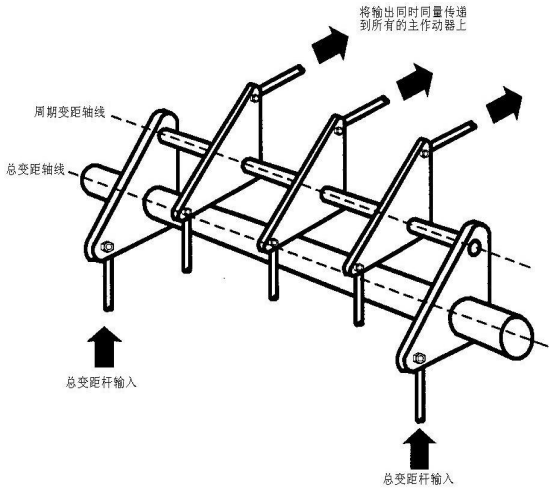


图 6-20 总距操纵输入到复合摇臂

6.2.3.2 前后周期变距输入

前后操纵周期变距杆，只会将操纵传递到前后曲柄上。该曲柄绕中心轴转动，并将操纵传递到前后作动器，作动器根据输入要求伸长或收缩，使倾斜盘绕固定扭力臂偏转，从而使主旋翼旋转面前倾或后仰。

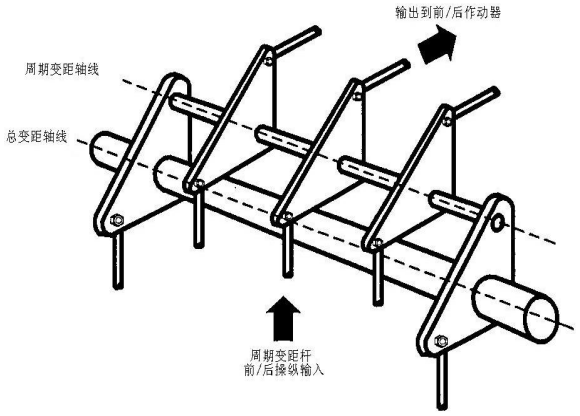


图 6-21 前/后变距操纵输入到复合摇臂

6.2.3.3 横向周期变距输入

左/右横向操纵周期变距杆，会使一根输入操纵杆向上移动，而另外一根向下移动，带动两个横向曲柄分别向上/下转动，从而使一个横向作动器伸长，另外一个作动器收缩，使倾斜盘侧转，最终使主旋翼旋转面向左或向右偏转。

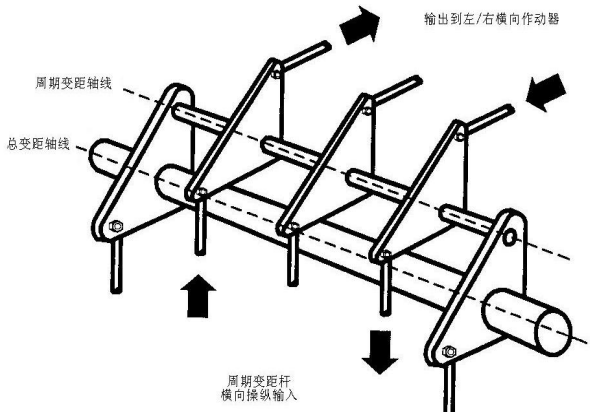


图 6-22 横向变距操纵输入到复合摇臂

6.2.4 倾斜盘和星形件

6.2.4.1 简介

直升机飞行操纵系统中的主要部分就是将飞行操纵从系统的非转动组件传递到转动组件的机械装置。通常有两种装置：倾斜盘和星形件。

倾斜盘主要应用在操纵主旋翼上，而星形件则是应用在操纵尾桨上的常用装置。当然也有直升机采用星形件来操纵主旋翼的。

6.2.4.2 倾斜盘

倾斜盘分为旋转倾斜盘和固定倾斜盘两种。它是把直升机总距杆和周期变距杆的操纵位移，分别转换成旋翼桨叶的总距操纵和周期变距操纵的主要操纵机构。由于承受的负载较大，因此是由钢、钛或合金等制造而成。如图 6-23 所示。

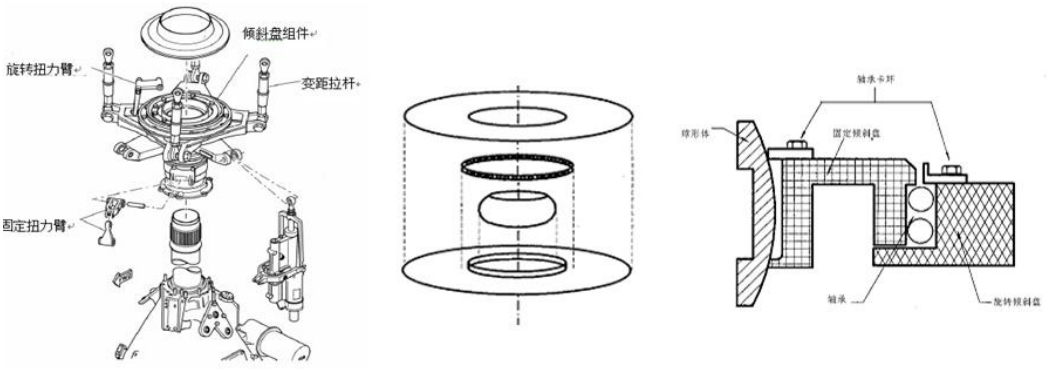


图 6-23 倾斜盘组件和组件剖面图

固定倾斜盘通过一个位于它中间的大球形轴承安装在主旋翼传动轴上。这个球形轴承可以沿着一个环绕主旋翼传动轴的滑动轴套上下自由滑动。旋转倾斜盘安装在固定倾斜盘的上方，它的中间有一个环形轴承，因此可以在水平面上像一个整体一样自由转动旋转倾斜盘和固定倾斜盘，固定倾斜盘在水平夹角的任何变化都会传递到旋转倾斜盘上，使其也随之进行相同的变化。

1.固定倾斜盘

固定倾斜盘的四周平均分为四个连接点，其中三个与作动筒的上端连接，它们以眼形件和叉形件形式相连，之所以需要眼形件是因为当作动筒上下活动时，它与倾斜盘相联的角度就会发生变化。安装在眼形件内的轴承保证它可以自由活动而且减少了磨损。通常在倾斜盘上的连接件，无论是眼形件还是叉形件，都是安装在一套轴承内，因此也可以沿倾斜盘转动。这种设计是因为复杂的操纵输入会使倾斜盘倾斜，导致在倾斜盘和作动筒之间的连接有径向和轴向的位移产生。

这样的连接方式产生的自由活动会导致固定倾斜盘被旋转倾斜盘带动，而使作动筒连接产生侧向负载，从而产生应力并加速疲劳失效。因此为了减轻这种侧负载，就需要另外一个叫做“扭力臂”的附件。它包括两个相似形状的连臂，通过它们中间的轴承相连。扭力臂的上端安装在固定倾斜盘上，另一端与主旋翼传动轴上的一固定安装座相连。

固定倾斜盘上的扭力臂还有另外一个作用。既然有两个横向作动器，，一个在左侧，一个在右侧，但却只有一个前后作动器，所以需要另外一个支点才能进行正确的操纵。固定倾斜盘上的扭力臂就安装在该前后作动器的对面，从而可以作为一个固定支点，以使倾斜盘能上下活动，如图 6-24 所示。

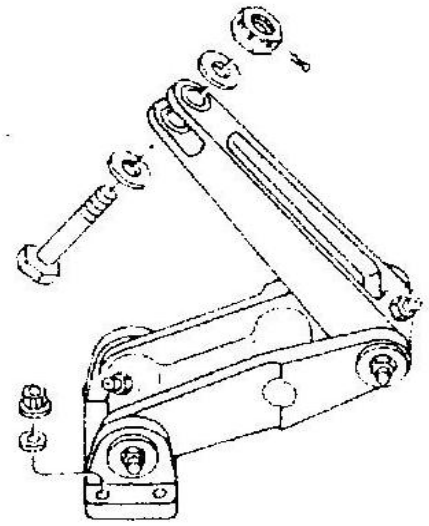


图 6-24 扭力臂

2.旋转倾斜盘

旋转倾斜盘上也有四个连接点，同样平均分布在它的外围，并通过变距拉杆与主旋翼上的变距角臂相联。与固定倾斜盘上的连接一样，所有的连接都安装在轴承上，从而可以允许有角运动。变距拉杆可以在旋翼做轨迹检查时用来调节其长度而不必断开它的两端。它的两

端是以正反螺纹形式旋转安装在变距拉杆上。它还有一种锁定装置，通常是锁定销或锁定螺帽。调节完毕后锁定螺帽需要再打保险以确保锁定安全。图 6-25 为一个典型的变距拉杆，它安装有弹性轴承。

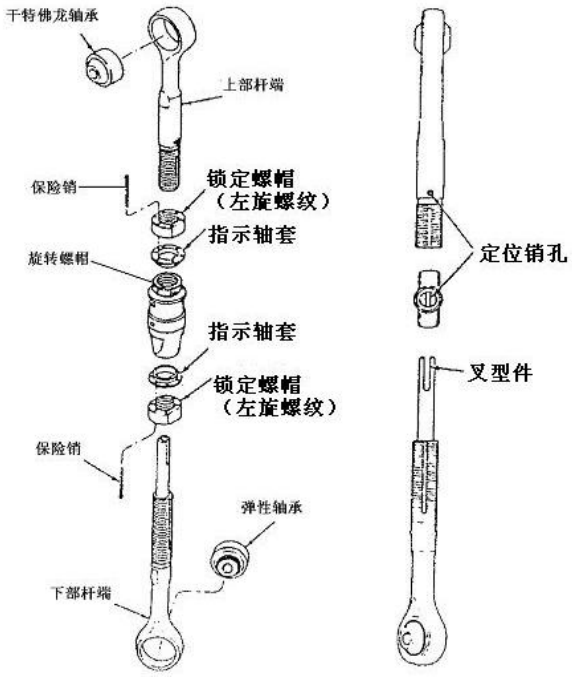


图 6-25 变距拉杆

必须确保旋转倾斜盘和主桨毂同步转动，不能使倾斜盘发生任何的滞后。因为这种现象会导致变距拉杆的有效长度变短，从而使桨叶角度减少。为防止这种现象发生，旋转倾斜盘也和固定倾斜盘一样在它与主桨毂之间安装有一对扭力臂。

3.倾斜盘的工作

所有倾斜盘传递到主旋翼的方式都是相同的。通过下面的一个示意图可以比较简单清楚地了解它们的工作方式，图 6-26 为该部件的安装示意。

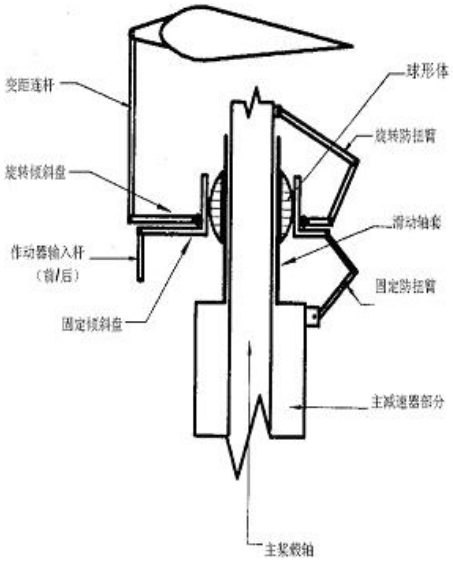


图 6-26 倾斜盘的位置及工作

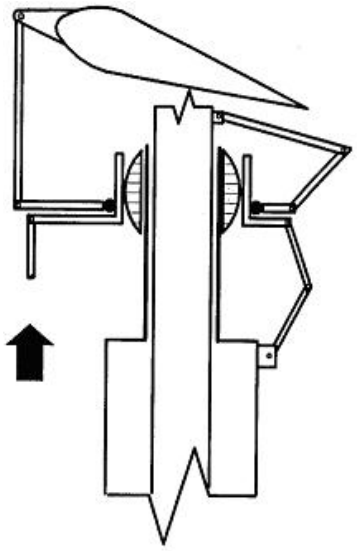


图 6-27 倾斜盘的工作---总距输入

（1）倾斜盘的工作——总距

当总距输入时，所有三个作动器会一起同时同量的伸长或缩短，它们的变化会使倾斜盘上升或下降，从而使大球轴承沿主旋翼轴上下移动。主旋翼于是就会同时获得相同的总距变化，从而使总的旋翼推力增加或减少。图 6-27 是当总距杆拉起时所有桨叶的桨叶角同时等量变化的示意图。

（2）倾斜盘的工作——周期变距

移动周期变距杆会有不同的输入传递到复合摇臂，然后再传递到作动器，使作动器伸长或缩短。于是固定倾斜盘发生倾斜，这种变化传递到主旋翼引起各片旋翼的桨距发生各自不同的变化，从而使旋转平面发生倾斜。根据前面学过的相位滞后理论，倾斜盘的偏转和旋转平面的偏转是在不同方向的。随着旋转倾斜盘的转动，旋翼的桨距会随着周期变距杆的位置不停的发生变化。图 6-28 表示当周期变距杆前后运动时（俯仰），固定倾斜盘上的扭力臂作为一个基准点，前后作动器使倾斜盘发生变化。在横向运动时（翻滚），则是一个横向作动器伸长，另外一个缩短。

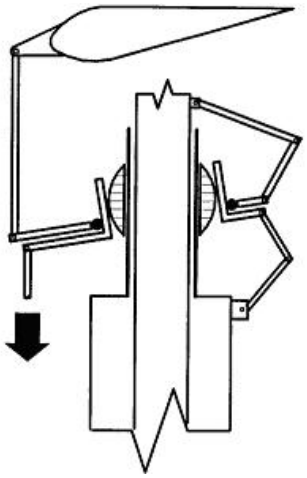


图 6-28 倾斜盘的工作---周期变距输入

4.倾斜盘组件

下图 6-29 是一种安装在中型直升机上的典型的倾斜盘组件。它有五片旋翼，因此有五个变距拉杆安装点。同时也有旋转防扭臂和固定扭力臂。

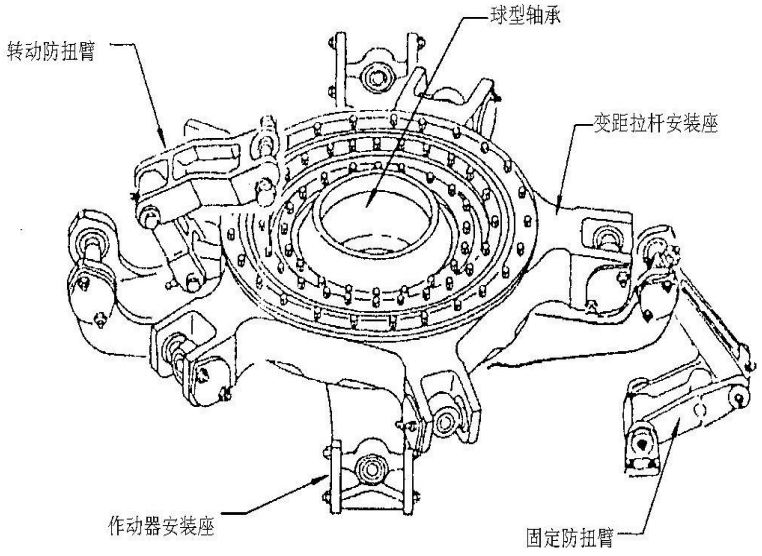


图 6-29 典型的倾斜盘组件

前面我们说过变距拉杆和扭力臂的连接需要一定的自由活动来偏转倾斜盘，否则这些部件就会承受很大的弯曲应力，导致疲劳而过早失效。

如图 6-28 所示是一种典型的耳轴，作动器、变距拉杆和扭力臂都是通过耳轴连接到倾斜盘上。变距拉杆和其它部件通过一根螺栓穿过耳轴中间的轴承，因此可以允许有一定的径向间隙。耳轴本身又安装在倾斜盘连接角臂内的一组轴承上，这些轴承允许耳轴有少量的角度上的变化。因而使所有与耳轴连接的部件在任何方向都允许有少量的活动，从而减少当倾斜盘偏转时在这些部件上产生的应力。

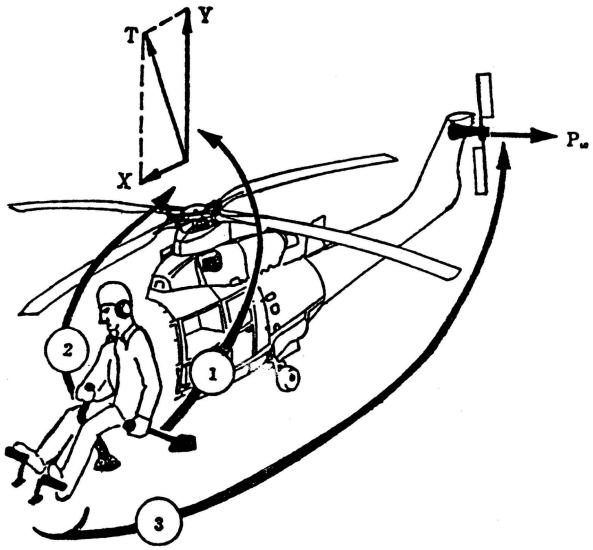
6.2.4.3 星形件操纵系统

星形件操纵系统的操纵方式和倾斜盘系统明显不同，但它的作用却是完全一样的。大多数情况下星形件操纵系统主要用于尾桨的操纵，但如果用于主旋翼操纵，飞行员的每项主要操纵则都是通过不同的操纵途径来完成。例如周期变距杆对横向运动的操纵和前后运动的操纵，以及总变距的操纵，在星形件操纵系统中它们都是分别与操纵杆相联的，因此总距操纵不需要复合摇臂，但需要一种特殊的连接来获得周期变距。

6.3 尾桨操纵

6.3.1 常规式尾桨操纵系统

常规式尾桨由几片桨叶组成，飞行员通过脚蹬对尾桨进行变距，改变尾桨拉力，从而改变直升机航向。如图 6-30 所示。



①改变旋翼拉力的大小 ②改变旋翼拉力的方向 ③改变尾桨的拉力

图 6-30 常规式尾桨操纵系统

6.3.2 涵道式尾桨系统

涵道式尾桨的作用类似于常规尾桨，但将尾桨置于垂直尾翼的圆筒形涵道中，垂尾是不对称翼型，平飞时产生的侧向力类似于尾桨拉力，起着平衡主旋翼反扭矩的功能，还可以节省尾桨的功率消耗。涵道式尾桨与常规尾桨相比，有以下特点：

（1）气动性能显著改善。由于尾桨安装在垂直涵道内，避免了气流的干扰，减小功率损失。

（2）减小了阻力。

（3）涵道风扇直径小，叶片数目多，使尾桨噪音降低。

（4）安全性好。

涵道式尾桨的不足之处在于悬停和垂直飞行状态下消耗的功率比常规式尾桨多。



图 6-31 涵道式尾桨

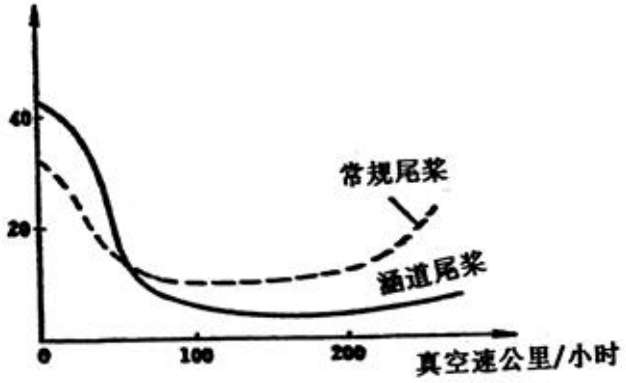


图 6-32 常规式尾桨与涵道式尾桨需用功率比较

6.3.3 NOTAR 反扭矩和航向操纵装置

6.3.3.1 简介

由于尾桨极易碰到地面和受到障碍物撞击，而且这最容易导致灾难性后果，造成机身解体和人员伤亡，自二十世纪七十年代初开始，一些厂家就开始研究如何获得反扭矩的方法和无尾桨的航向操纵。

早期的设计如开喷气口的管道风扇设计，应用在欧洲宇航局的许多小型直升机上。但是这种设计仍然需要依靠安装在机身后桨叶风扇的高速旋转，还是容易受到损坏。

麦道公司尝试用发动机引气来抵消扭矩和作为航向操纵装置，这一设计叫做“NOTAR”，即“无尾桨”装置。

在这种装置中有两种反扭矩方法，一是通过变桨距管道风扇，另一种是利用柯恩达效应的现象。如图 6-33

1.管道风扇

安装在机身后面的一个大管道风扇，由主旋翼传动装置驱动，可以提供一股低压气流穿过大直径的复合材料制成的空心尾梁。在尾梁的末端是由飞行员脚蹬操纵的可变喷气推力器，该推力器根据操纵输入开启或关闭，从而提供不同的反扭矩力。

2.柯恩达效应

在大直径空心尾梁的一侧制造了两个齿槽，叫做循环控制齿槽。通过尾梁的一部分气流通过这些齿槽排出，使主旋翼下洗气流附着在一侧的时间比另一侧长，因此形成了一个垂直的翼型，从而产生一个侧向力来抵消扭矩作用。

6.3.3.2 系统的工作

机长和副驾驶的航向脚蹬可以同时操纵喷气推力器和管道风扇的变距角，从而获得所需的反扭矩力，避免了因为管道风扇的变距角和速度固定不变而导致消耗过多的能量。另外，航向脚蹬还可以操纵安装在尾梁后部的侧垂尾的角度，它最大可以偏转 29 度，从而在前飞时可以减轻喷气推力器和管道风扇的负担，使更多的功率提供给主旋翼，减少燃油消耗。

在悬停时，循环操纵齿槽产生的柯恩达效应可以提供主要的反扭矩力，而在前飞时，则是由侧垂尾和喷气推力器提供。在自转下降时，发动机关车，方向是由侧垂尾来控制的。

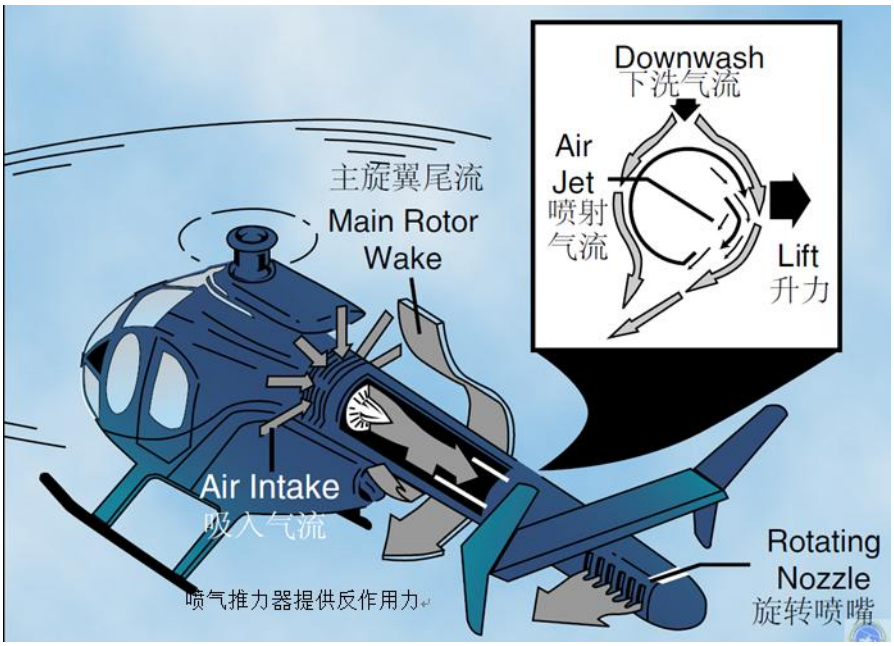


图 6-33 柯恩达效应和喷气推力器的共同作用

6.4 操纵系统的工作方式

6.4.1 人工操纵

6.4.1.1 简介

老式的直升机采用的是人工操纵系统，随着航空业的不断发展，在中间安装了一些先进的动力操纵，但位于该系统动力伺服助力器之前的某些部件，仍然需要人工操纵。

6.4.1.2 系统的工作

在小型直升机上，作用在桨叶的载荷仍然是非常高的，因此只有在非常小的直升机上才能看到钢索或杆直接联到主旋翼和尾桨的操纵杆上的简单系统。

一般情况下人工操纵系统在主旋翼和尾桨上使用螺旋制动器,主要有以下优点：

（1）输入少，输出大。

（2）采用了梯形螺纹或正方形螺纹，意味着作用在旋翼上的力不会反过来影响系统，即不可逆转。

（3）螺纹能使非常小而精确的输入传递到旋翼。

（4）螺旋制动器可以通过一定的角度传递机械运动。

6.4.1.3 典型的螺旋制动器

螺旋制动器相对来说是一种简单的装置，基本由一个有外螺纹的杆和一个与它相配合的可以转动的有内螺纹的轴套组成。杆上外围有花键可以与外壳相联，或内圈有键齿可以与内杆相联，这样它就可以直线滑动而不会转动。

由于螺纹的关系，轴套的转动会使螺旋制动器上的作动杆移进或移出。下图是典型的螺旋制动器组件。前面的轴套由钢索或链条驱动，第二个是由穿过传动组件的轴驱动的。这些在老式或小型直升机上有使用。

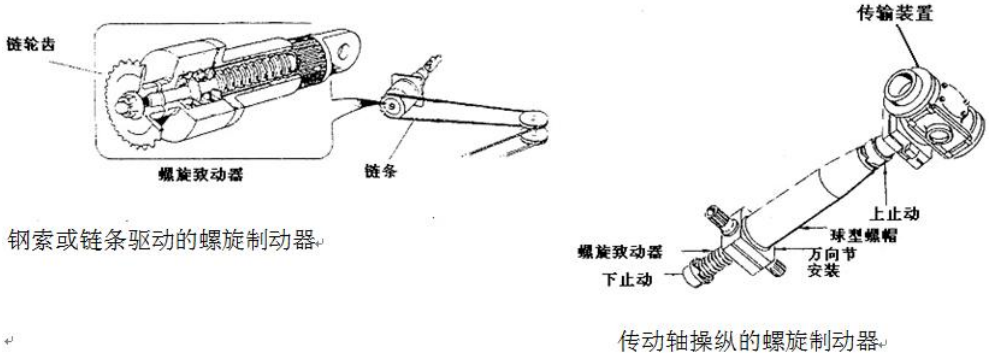


图 6-34 螺旋制动器

6.4.2 动力飞行操纵系统

6.4.2.1 简介

随着直升机越来越大，速度越来越快，直升机的操纵载荷已经超出了机组人员的体力承受能力，因此需要一定形式的辅助使作用在操纵设备上的负载保持在合理的水平，同时具备

所需的能够反应本能的、安全的、有效的和精确的操纵特性。

这种辅助通常是一种液压伺服助力器，也叫伺服助力器。它属于直升机液压系统的执行元件，但大多用于操纵系统，其作用是对输入的指令信号（机械操纵位移信号或电信号）进行功率放大，以便推动旋翼或尾桨变距。动力操纵组件通过操纵作动杆提供信号给伺服助力器控制活门，从而控制液压来移动伺服助力器内的活塞杆。飞行员则只需要克服飞行操纵系统的静态摩擦力，移动伺服助力器的控制活门。

传递飞行操纵到液压伺服助力器可以采用钢索或推拉管等机械方式，或通过增稳、自驾和电传操纵系统等电子方式。

6.4.2.2 动力操纵系统的方式

基本有两种动力操纵应用在直升机的飞行操纵系统上：

（1）动力辅助；

（2）动力操纵。

另外对于飞行操纵作动筒的安装，根据它安装在机身结构上的方式分为：

（1）柱塞安装式；

（2）壳体安装式。

1.柱塞安装式伺服助力器

这种伺服助力器是将活塞杆固定安装在机身结构上。在二十世纪五六十年代这种方式在固定翼和直升机都是普遍采用的。这种设计有一个主要优点，就是当有操纵输入时，活塞固定不动，伺服助力器的壳体移动，而壳体的移动又会使伺服助力器上的出入口通过伺服活门回到零位/中立位。当操纵伺服助力器/壳体到达所要求的位置，就会切断液压，停止移动。

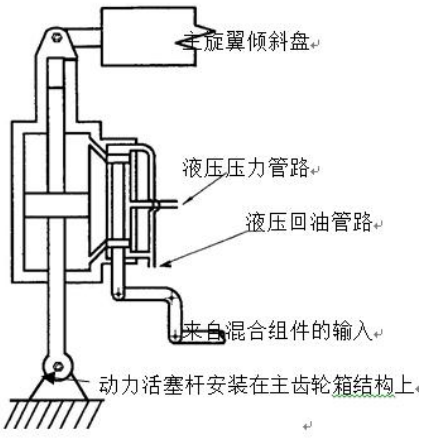


图 6-35 柱塞安装式作动器

这是一种简单的解决方法，既能提供反馈又能在到达所需位置后取消操纵输入。显然这

种形式的安装需要柔性管作为液压压力管和回油管。

然而这种安装方式有几个缺点，主要是它需要较大的空间来满足伺服助力器的活动，另外又大又重的伺服助力器的活动可能会影响重心的变化，尤其是安装在离直升机重心较远的位置，如尾桨等位置时这种影响更明显。

图 6-36 是柱塞安装式伺服助力器的工作原理图。

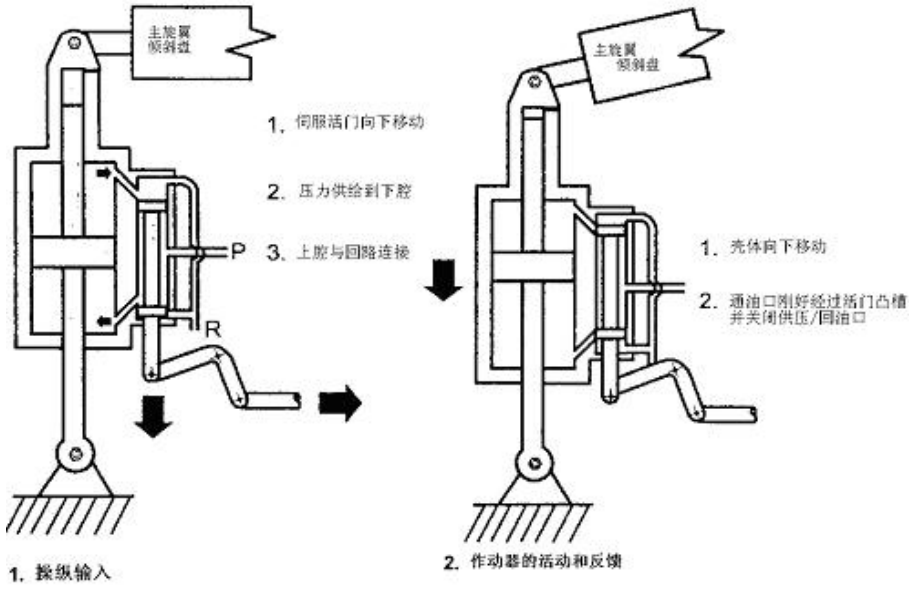


图 6-36 柱塞安装式作动器的工作

2.壳体安装式伺服助力器

这种伺服助力器是将壳体固定安装在机身结构上，或当作为直升机的主旋翼伺服时，安装在主减速器上。由于它只有柱塞和动力杆移动，因此只需要较小的空间即可，而且减少了对重心的影响。

然而这种伺服助力器需要附加部件来获得反馈，在到达所需位置后使伺服活门回到零位。如图 6-37 所示，通过使用反馈杆和 U 形件我们就可以获得这种功能。U 形件通过一种缓冲连杆安装在伺服助力器壳体上，从复合摇臂传递过来的操纵输入传递到 U 形件的顶端，它的末端与反馈杆相联。

当飞行员的操纵输入从复合摇臂传递到 U 形件，就会使它绕末端旋转，从而作动伺服活门，使伺服活门开启，液压油就会流入或流出伺服助力器的腔体，柱塞和作动杆就会运动到所要求的位置。

柱塞的移动会带动反馈杆一起移动，从而带动 U 形件。当所有的操纵输入停止后，反馈杆会以操纵输入端为支点转动 U 形件，直到伺服活门回到零位/中立位为止。图 6-38 为该

运动过程示意图。

必须强调的是这里所展示的是它的工作原理图，它的运动为了清楚起见被夸大了，另外在这里输入和反馈是分开讲述的，而事实上它们是同时作动的，而且在压力作用下它们的作动速度是非常快的。

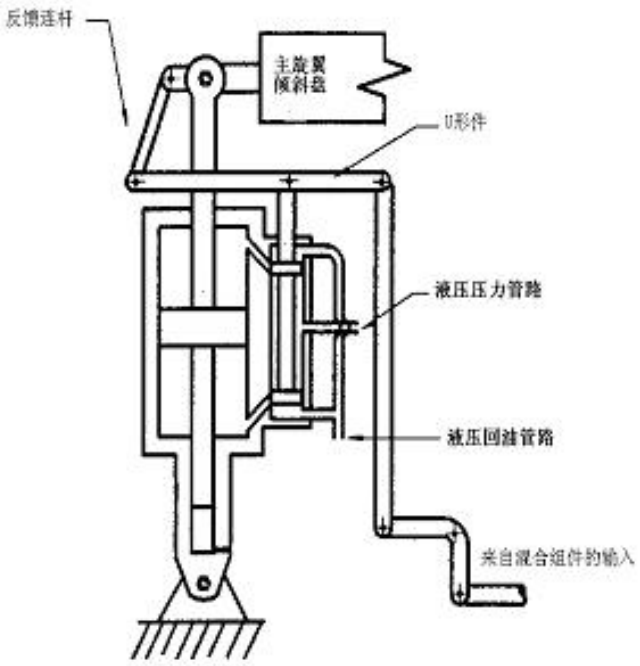


图 6-37 壳体安装式作动器

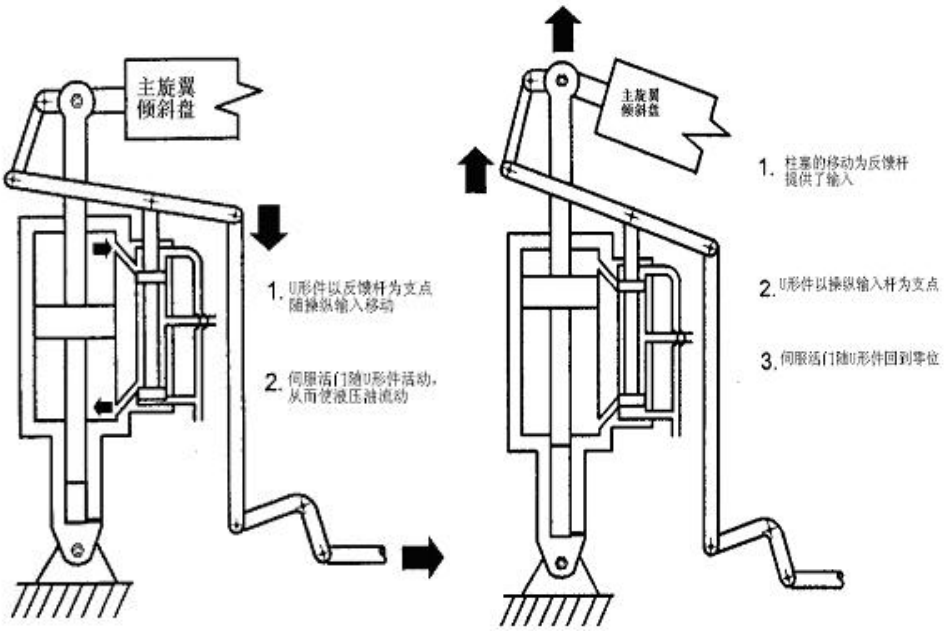


图 6-38 作动器的移动和反馈

6.4.2.3 动力飞行操纵系统的必要条件

和许多飞行操纵系统一样，动力飞行操纵系统同样需要具备符合人员操纵习惯、安全的、有效的和精确的操纵特性。另外，动力飞行操纵系统还应满足以下的条件：

（1）灵敏性；

（2）刚性；

（3）稳定性；

（4）不可逆转性；

（5）有操纵感觉度；

（6）有备用系统。

1.灵敏性

动力飞行操纵伺服助力器必须有足够的灵敏度，一收到飞行员的操纵指令，能以最短的时间作出响应。

动力伺服助力器选择活门，也叫伺服活门，通常是滑阀形式。它的活门交迭量的最小值决定它的灵敏度。即滑阀的凸起部分刚好可以关闭压力和回油腔口。活门的任何移动，无论多么小，都会使油流进伺服助力器而使它工作。

2.刚性

通过消除柔性以及连接点和安装点的间隙来获得刚性。间隙或无效运动可能是由于轴套松动、错误的钢索张力、错误的曲柄安装位置等原因造成。确保液压油内没有空气存在可保证液压伺服助力器的刚性。由于气体是可以压缩的，因此存在伺服助力器内的空气就会使柱塞和动力杆移动，而正确的放气就可以消除这种影响。

3.稳定性

为了获得最大的灵敏性和防止动力飞行操纵组件的无意操纵，飞行操纵系统必须具备稳定性，即对来自非正确来源的（即飞行员、自稳系统、自驾系统等）操纵信号将不受影响。这可以通过以下方法获得：

（1）确保任何的间隙或无效运动在规定的范围内；

（2）避免在液压系统内残留气体；

（3）安装弹簧或液压阻尼器。

另外，伺服助力器本身也需要稳定。当所要求的位置达到后，伺服助力器需要一些方法来取消伺服活门的输入，使伺服助力器停止运动。应用在典型的液压系统上的方法连同压力会导致伺服助力器工作不稳，因此需要措施来祢补。

当伺服活门在操纵输入下活动时，压力液压油就会给动力活塞的一侧供油，而另一侧就会打开通回油路。这样就会在活塞的两侧形成很大的压差，使活塞快速地移动。伺服活门的移动量和液压压力的大小决定这种运动的快慢，活塞的移动可能会超过所要求的位置。

通过使用反馈组件则可有效的解决这个问题。它通过提供一个相反的输入到伺服活门，使伺服助力器活塞和动力杆迅速向相反方向移动,通过一系列的连续的快速减速，直到活塞停止运动。这种现象叫过调和回弹，这可能导致操纵输出不稳，从而使伺服助力器和直升机不稳定。

导致过调和回弹的主要原因是活塞两侧的压差太大，因此降低压差就可以消除这种不稳现象。通过给伺服助力器内的回油腔提供一定比例的压力，就可以减少这种压差。具体供给回油腔的压力的大小由伺服活门的移动量来决定的。

4.不可逆转性

作用在旋翼上的任何气动载荷不应该反过来操作伺服助力器，这可以通过伺服助力器内的液锁来实现，即伺服活门在零位或中立位时，它的两个通油口都是关闭的，因此液压油既不能流入也不能流出伺服助力器的腔体。

完全动力操纵系统是不可逆转的，但动力辅助操纵系统却是可逆的，通过该系统可以在驾驶舱操纵杆上感受到一定程度的旋翼的气动载荷所传递过来的力。

5.有操纵感觉度

在人工操纵系统里，飞行员通过移动操纵杆来做机动飞行，操纵部件的位移量和气流的速度所产生的载荷会通过操纵系统反馈到操纵杆，从而使飞行员感觉到这种力。因此在直升机载重较大、速度较高的情况下，飞行员所感受到的力通常会较大。这也显示了在任何一个机动动作下直升机所承受的载荷。在动力辅助操纵系统，来自旋翼的载荷只有一部分会在驾驶舱内感受到，即按比例反馈。

在动力操纵系统里，飞行员所感受的力只是来自克服系统的静摩擦和操纵伺服活门所需要的力。

如果驾驶舱内的操纵没有感觉的话，就有很有可能会导致直升机结构在飞行包线内所承受的应力超限。因此就需要一种装置，它能够在驾驶舱内操纵杆上产生一种人工的感觉力，这种力与直升机的速度和飞行员的操纵输入量成正比，以防止因疏忽而在机身上产生过载。

6.4.2.4 备用系统

飞行操纵系统对于任何直升机的飞行安全都是非常重要的，如果液压系统失效，飞行操

纵必须能够通过应急或备用系统来操纵。有以下两种方式：

（1）人工复原。当液压失效后一些直升机可以通过人工状态在降低飞行速度下飞行；

（2）双套的动力组件或液压系统。这应用在一些大型直升机上，它不可能人工飞行，因此双重系统是唯一的解决办法。

6.4.3 液压助力器

液压助力器按其作动筒的配置方式，可分为单作动筒式、双作动筒串联式和双作动筒并联式。

6.4.3.1 单作动筒式液压助力器

单作动筒助力器的工作前面我们已作过介绍，分别有固定活塞式和固定壳体式。在应用这种伺服助力器的动力操纵系统上，如果系统失效，为保证直升机和乘客的安全，必须有其它的备用操纵系统。

最早的解决办法是采用两套相互独立的液压系统，它们的驱动方式互不相同。主系统是由主旋翼齿轮箱附件驱动，而次要系统是由传输系统通过传送带带动的风扇驱动。后来改装由辅助泵安装在发动机耦合的齿轮箱上。

这些液压泵提供的液压和压力都通往一个往复阀组件，当主液压系统工作时，它提供的液压和压力就会用来操纵飞行操纵伺服助力器。万一主液压系统失效，则次要液压系统的压力就会推动往复阀，关闭主液压系统，从而辅助液压系统的液压和压力开始起作用。其中一个液压系统的失效会提示机组尽快地做预防性着陆。

更多的现代直升机在复合摇臂和主伺服之间安装辅助伺服助力器。辅助伺服助力器的液压和压力的来源与主伺服助力器不同属于一个液压源。当主系统失效时，主伺服助力器被锁定，其作用变成跟其它操纵系统中的推拉管一样。操纵输入就会由辅助伺服助力器传递到主旋翼上来操纵主桨毂。正常情况下，辅助伺服助力器通常用来作为增稳和自驾系统的输入，在某些直升机上，辅助伺服助力器本身也是双套的。

6.4.3.2 双作动筒串联式

串联伺服助力器是另外一种采用两套液压系统来保证安全的方式。这种伺服助力器的壳体分为两个独立的腔，一个紧连着另一个，即串联。每个腔有各自的动力活塞，两个活塞又都安装在同一根作动杆上。每个腔有各自的伺服活门，两个伺服活门都连接到同一根操纵输入杆上，而两个伺服活门由不同的液压系统提供压力和液压，互不混合，因此一个系统的失效不会影响另一个。

正常状态下，两个液压系统都会提供压力和液压，两个伺服活门都会调节液压从各自的腔体流入或流出。当一个系统失效，另外一个会继续正常工作，而不会降低性能。

图 6-39 是一个典型的壳体安装式的串联式伺服助力器图。

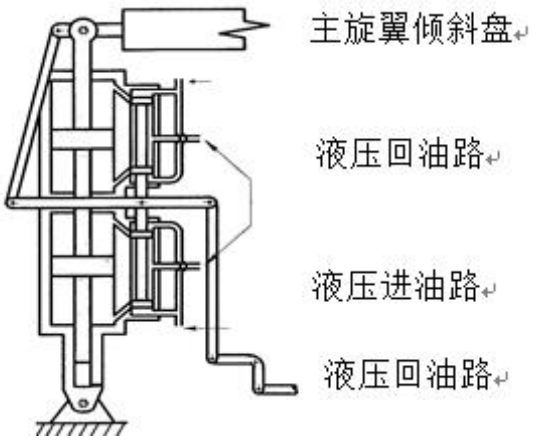


图 6-39 双作动筒串联式助力器

6.4.3.3 双作动筒并联式

双作动筒并联式助力器的设计和工作与串联式基本相似，除了它的两个腔是并排安装的，它也是由同一根操纵输入杆操作两个伺服活门。它的腔体安装在伺服助力器的下端是固定不动的，由作动杆上下移动，而伺服活门安装在作动杆的上端，因此作动杆任何的移动都会带动伺服活门。当操纵输入停止时，作动杆仍然会继续移动，直到滑阀的凸起部分刚好盖住伺服助力器的通油口，液压油停止流动，然后作动杆才停止运动。

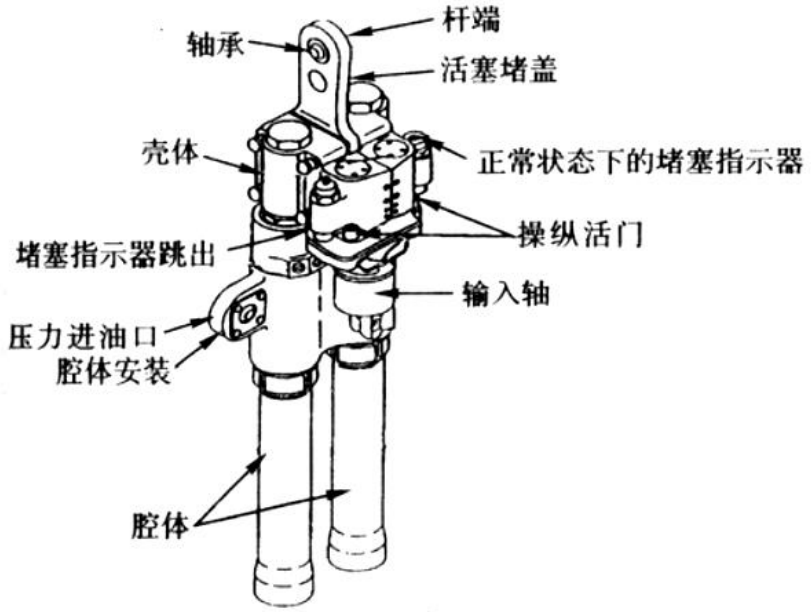


图 6-40 双作动筒并联式助力器

6.4.3.4 直升机的飞行操纵液压系统

图 6-41 是应用在中型直升机上的一种典型的液压系统。该系统还提供公用系统的液压操纵，例如起落架的收放等。该系统有三个相互独立的动力驱动的液压泵，在完整的系统图里还有一个手摇泵，用来对公用系统进行应急操纵，以及在应急状态下放下起落架等。在这里我们只讨论液压系统对飞行操纵系统的工作。

这种液压泵是变容式的，即自调式，主伺服和尾伺服是串联式伺服助力器。该液压系统分为左右液压系统，分别供给每个伺服助力器的相应一侧液压，它们的液压油互不混合，因此当一个系统因为液压油泄漏或污染时也就不会影响另外一个系统的工作。

1.左液压系统

左液压系统给主伺服的上腔和尾伺服的左腔供油。左主液压泵 2 从左液压油箱中抽油，在主减速器的左附件机匣的驱动下工作。左系统辅助泵是电动马达，在以下状态时它会自动发挥作用：

（1）主液压泵失效；

（2）需求增大（例如操纵起落架收放时）。

另外，电动泵还可以在维护时提供液压压力，特别是在没有地面液压设备的情况下。为了防止两个液压泵相互反向驱动，在每个泵的出口处安装了单向活门，以确保液压油只能朝一个方向流动。

通往尾伺服的管道非常长，因此就比主伺服有更多的泄漏可能性。为了保证对主伺服的供应，当左液压油箱 1 低油面警告的时候，就会有一个电子信号传到电磁活门 7 来切断通往尾伺服的液压以防止液压油继续泄漏。驾驶舱内的低油面警告灯也会闪亮。如果泄漏发生在通往主伺服的管道上，就没有这种保护措施了，只能到所有左主油箱液压油泄漏光为止。

2.右液压系统

右液压系统给主伺服的下腔和尾伺服的右腔供油。右主液压泵 6 从右液压油箱 5 抽油，在主减速器的右附件机匣的驱动下工作。右系统同样在通往尾伺服的管路上安装有一个电磁活门，它和左系统的工作原理一样。

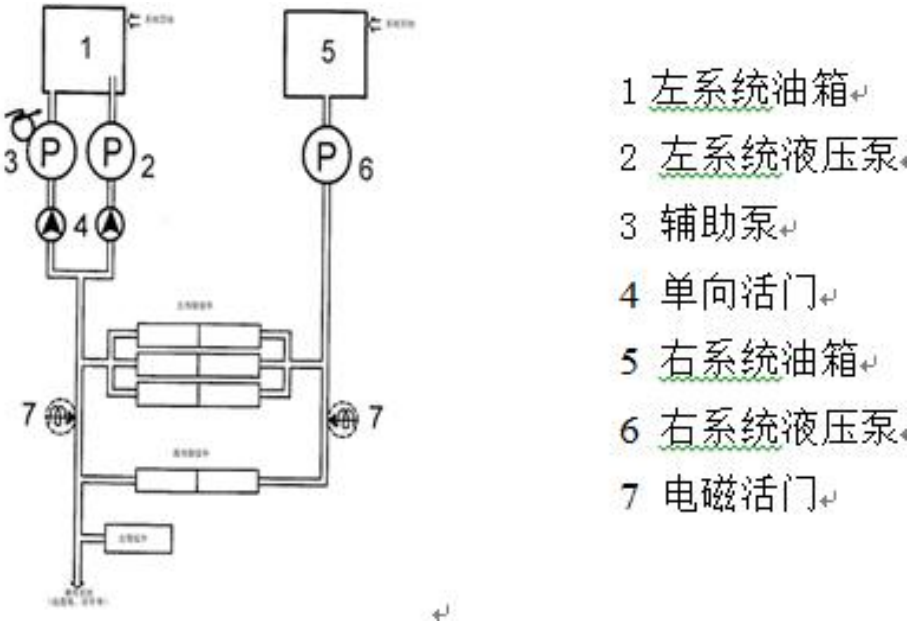


图 6-41 典型的直升机液压系统

6.4.4 感觉系统

6.4.4.1 简介

前面已经讲过，在使用液压动力来进行飞行操纵可能会导致飞行员失去部分或所有的操纵感觉。例如，在动力辅助系统中，作用在操纵系统上的力会有部分反馈回驾驶员操纵杆上，即按比例反馈。在中型到重型直升机上的完全动力系统中，没有反馈力，只有为克服系统静摩擦力和动摩擦力而需要的力。

在动力飞行操纵系统中应当应用一定形式的人工感觉，否则驾驶员会无意中造成直升机结构、旋翼和传动系统过载。和固定翼飞机不同，直升机不需要对速度、高度和马赫数等所反应的复杂的感觉系统，它只需要对操纵位移所产生的感觉力。这种感觉力也叫“回中力”，因为在飞行员操纵取消后，它的自然趋势是要回到它所安装的中立位。最简单的方法就是使用一个弹簧装置，来作为一个“梯度组件”。

6.4.4.2 主旋翼系统感觉——梯度组件

最简单的梯度组件可能就只包括两个弹簧，相互预加负荷，或只一个弹簧，安装在壳体内，两端安装有驱动装置。当有飞行操纵输入时，根据它施加在梯度组件上的运动，会使弹簧压缩或拉长。这个梯度组件通常不作为飞行操纵系统整体的一部分，而是依据操纵程度而施加给飞行员的额外的力的一部分。下图是该组件的原理图。

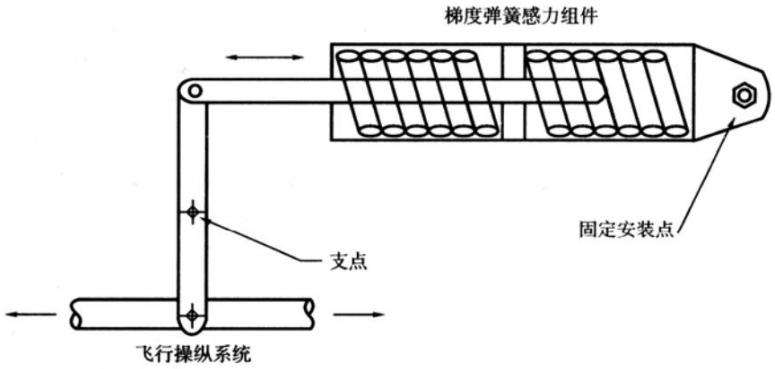


图 6-42 典型的梯度组件

梯度组件内有一根弹簧，安装在一根杆上，在弹簧的两端安装有座圈。这种方式可以保证任何方向的运动都会受弹簧力作用，从而在飞行操纵系统的人工操作部分产生一定程度的感觉力。这种感觉力与弹簧的变形程度成正比，施加的力越大，则感觉到的力也越大。

梯度组件一般安装在所有的飞行操纵输入件上，一个安装在总距输入件上，两个安装在周期变距件上，其中一个在俯仰通道，另外一个在翻滚通道。

由于产生了一个回中立位的力，梯度组件就增加了操纵组件初始移动的脱开力，随着操纵组件的移动，它还会产生动摩擦力，并且随着操纵组件远离中立位，这个动摩擦力还会继续增加。

6.4.4.3 尾桨操纵系统感觉——航向脚蹬阻尼器

航向脚蹬阻尼器有时也叫“脚蹬阻尼器”或“航向阻尼器”。航向阻尼器提供三项功能：

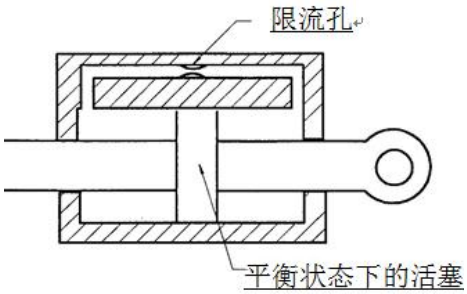


图 6-43 典型航向脚蹬阻尼器

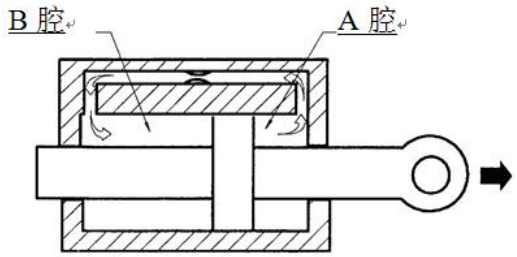


图 6-44 典型航向脚蹬阻尼器的工作

（1）防止对尾桨操纵系统过快的操纵输入；

（2）提供了感觉力；

（3）提供了配平保持力。

如果在尾桨操纵系统里没有提供感觉力的装置，就容易使操纵输入过快，导致操纵过量，造成对直升机结构的损伤。航向脚蹬阻尼器的作用就是限制操纵输入的速率，它还可以用来

对尾桨操纵系统进行配平调整。

航向脚蹬阻尼器的工作通常以液压油作为阻尼介质，根据阻尼器的原理，即运动的速率与液压油的流动速率成正比。在它的壳体内的腔体上安装有一个平衡活塞（它的两端都连接有动力杆），腔体内注满液压油，两头都与一个小孔相连，该小孔在壳体内，中间还有一个限流装置。通常还有一个小型的储油器安装在这个装置上以便有轻微泄漏发生时保证装置满油。

活塞的移动会压缩一端的液压油，使它从一端流到另外一端。流动的限制会控制它传递的速率，从而控制操纵系统移动的速率。图 6-44 是该部件的工作原理图。

活塞右移，使液压油通过传输通道和限制器，从 A 腔流向 B 腔。限流孔决定了流动的速率，因此也就决定了尾桨操纵系统移动的速率。另外，由于流动被限制，在 A 腔内的压力也因此增加，从而给航向脚蹬提供一个感觉力。然而在主旋翼操纵上由于没有这种回中功能，也就没有这种感觉力，当脚蹬的操纵输入取消后，航向脚蹬阻尼器活塞两侧的液压会相互平衡，因此就可以保持在新的位置。有一些直升机在使用这种阻尼器的同时还安装了一根弹簧来提供额外的感觉力。

它还可以提供配平并保持功能。当飞行员需要对直升机进行调整而操纵尾桨时，他只需要给脚蹬一个力使其移动到所要求的位置，然后就可以移开脚。而脚蹬仍然会保持在新位置，直到下一次操纵。在很多情况下阻尼器是可调的，但通常是在该部件从直升机上拆卸下来后再做调节，而且需要特殊的夹具和定时设备。

6.4.4.4 安全作用

很多时候当航向脚蹬阻尼器的工作失效时，也会危及到直升机和机组安全。例如虽然它和飞行操纵推拉管平行安装，但当细小的传输通道或限制器堵塞的情况下，液压油就不能传输，导致操纵系统不能操纵。另外在紧急情况下，飞行员需要比平常快得多的速度来操纵尾桨系统，但如果没有安全装置，这一切几乎不可能实现。

为了防止这些不利的发生，在动力活塞上安装了两个释压活门，互相朝不同方向。如果正常的传输通道堵塞或需要比平常大的力来操纵时，腔内的压力就会迅速升高，当压力超过释压活门的设定值时，液压油就会通过释压活门和活塞流到另外一个腔。

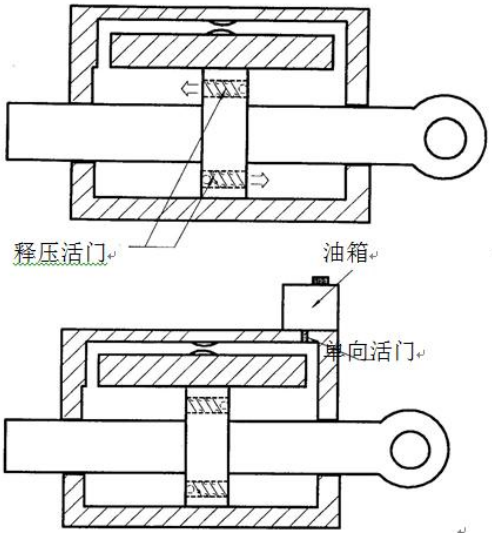


图 6-45 航向脚蹬阻尼器活塞释压活门、油箱和单向活门

许多航向脚蹬阻尼器，尤其是那些没有安装透明蓄压器的，通常使用压力加油而不是用油壶加油，这就需要另外第三个释压活门，以防止在系统加油过多超压时将过多的油排出。

使用整体液压油箱的阻尼器的加油是通过重力注油方式的，在油箱的底部有一个单向活门，当航向脚蹬移动使腔内压力升高时，该活门就会关闭。如果该活门发生卡滞或堵塞，液压油就会反流回油箱，而不是另外一侧的腔体。导致阻尼器操纵松软，操纵时间更快。

6.4.4.5 安装有自动飞行系统的整体感觉系统

在飞行操纵系统中安装有自动飞行系统的直升机，通常就不再需要感觉装置了，因为这些自动飞行系统不需要感觉，而且它本身的设计就已经避免操纵输入过快了。然而如果飞行员想矫正操纵或从自动飞行转换为人工操纵，就需要马上断开自驾，重新恢复反馈的感觉力。

在自动飞行时感觉力可以通过将操纵输入放在感觉组件的下游来消除其作用，从而不使任何的移动反馈回驾驶舱内。可以通过将自动飞行输入直接与飞行操纵系统内的液压伺服助力器连接，或与辅助伺服助力器连接来实现。

飞行员对飞行操纵具有优先权，他可以通过在操纵手柄或航向脚蹬上的电子开关来实现，也叫杆力电门、旁通开关或移动感觉装置。在自动飞行时，如果驾驶杆或脚蹬被操纵，就会断开自动飞行系统，允许飞行员自己操纵。

图 6-46 是一个航向脚蹬阻尼器和杆力电门。

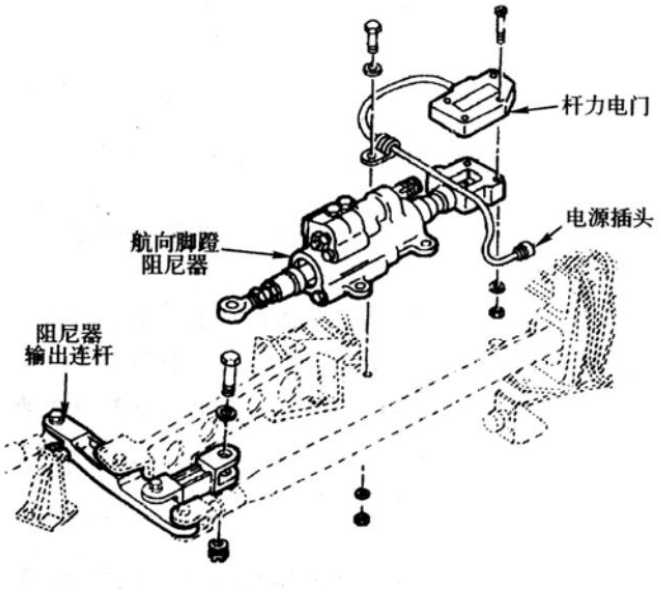


图 6-46 航向脚蹬阻尼器和杆力电门的安装

6.5 配平操纵系统

6.5.1 配平调节

6.5.1.1 简介

为了使飞行员能够修正不合乎要求的飞行姿态，但又不必一直把住操纵杆来进行修正飞行，直升机也和其它的飞机一样需要配平系统。直升机的配平系统和正常飞行操纵系统在一起，任何的输入都会改变从驾驶舱操纵装置到主旋翼的操纵中立基准。这通常通过以下方法来完成：

（1）电磁制动器；

（2）电动配平作动器。

有些直升机采用其中一种方法，但有些会两种都采用，无论哪种方式，它的反馈回路都要经过飞行员，并由他/她在获得所要求的飞行姿态后来终止配平输入。对于梯度组件或尾桨操纵系统的航向脚蹬阻尼器等的感力部件，配平的输入不应该对它们有任何的影响。如果配平系统有力作用在这些感力部件上，就会在不同的方向位移上产生不一样的感觉力。例如，如果通过配平操纵使周期变距杆产生了部分的前移，就会压缩周期变距梯度组件，那么从这个新的中立位向前推杆所感受的力就会比正常大，而向后拉杆的力会比正常要小。

为了取消这种不利状态，配平系统被设计成能够满足任何的配平输入，不只是将操纵系统移到新的中立位，使感力系统也同样移到零位。以保证无论进行了多少的配平调整，感觉

力都是均衡的。

6.5.1.2 电磁制动器

电磁制动器实际上是一个卸载机构，当接通电源时它的作用就象一个制动器，一旦关闭电源它就解除制动。

电磁制动器安装在机身结构上，梯度组件的壳体则连接在制动器杆的曲臂上。通电时，制动器工作并为梯度组件弹簧提供一个固定点，使之可以为飞行员的操纵提供感觉力。

电磁制动器通常由安装在周期变距杆或总距杆上的按钮来解除工作，该按钮叫做配平解除开关，上面标记为“TRIM REL”。图 6-47 为安装在周期变距杆手柄上的该按钮图示。

当按压住配平解除按钮时，相应的电磁制动器被解除，包括梯度组件在内的整个操纵系统就可以自由活动，从而再确立系统新的中立基准。一旦重新完成对系统的配平调整，TRIM REL 按钮就可以松开，电磁制动器被重新接通，从而使梯度组件和操纵系统保持在新位置上。由于梯度组件是作为一个整体组件来移动的，而不只是作为操纵杆的输入，因此就从新位置上提供一个相应的感觉力。从这个位置开始的任一方向的移动都会产生完全相同的感觉力或回中立力。

图 6-48 为电磁制动器工作时，操纵系统的任何移动都会压缩梯度组件弹簧并随偏移产生相应的感觉力。



图 6-47 安装在周期变距杆手柄上的配平解除开关

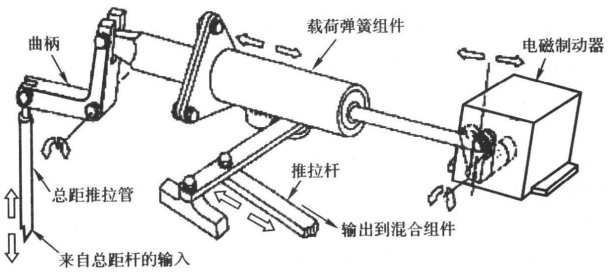


图 6-48 电磁制动器解除工作

当按压配平切断按钮时，飞行员可完全掌控直升机的操纵，但由于没有了感觉力的反馈，因此不能做任何的过度的或快速的操纵，以免对直升机结构或传动系统造成过载损坏。

6.5.1.3 电动配平作动器

在电动配平作动器系统中，电动作动器安装在梯度组件和安装结构之间。在周期变距杆上有一个可以用大拇指操纵的弹簧作用的调节开关，该开关面向飞行员，调节它就可以对电动作动器提供一定的电流，使其伸长或收缩，并相应的输入到操纵系统。当获得相应飞行状态后，该按钮被释放并在弹簧作用下回到中立位。



图 6-49 周期变距杆配平修正开关

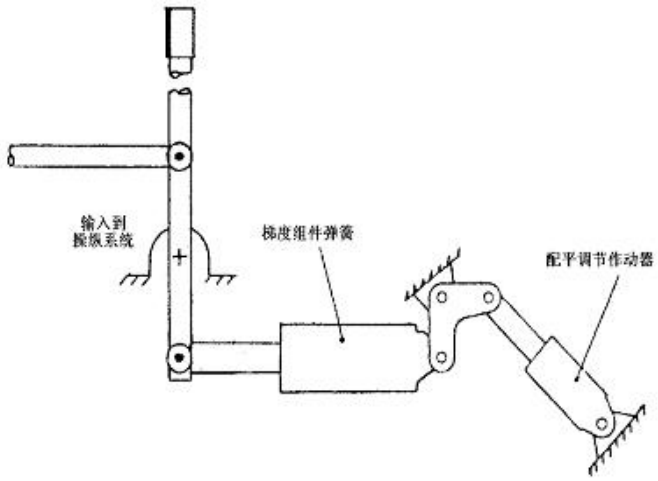


图 6-50 电动配平调节作动器的安装

电动作动器工作时，由于影响到梯度组件，使其重新定位，因此飞行员的操纵感觉力不会受到影响，仍由杆的新的位置来提供相应比例的感觉力。

在有些直升机上，电动配平作动器和梯度弹簧组件合为一体，如图 6-51 所示：

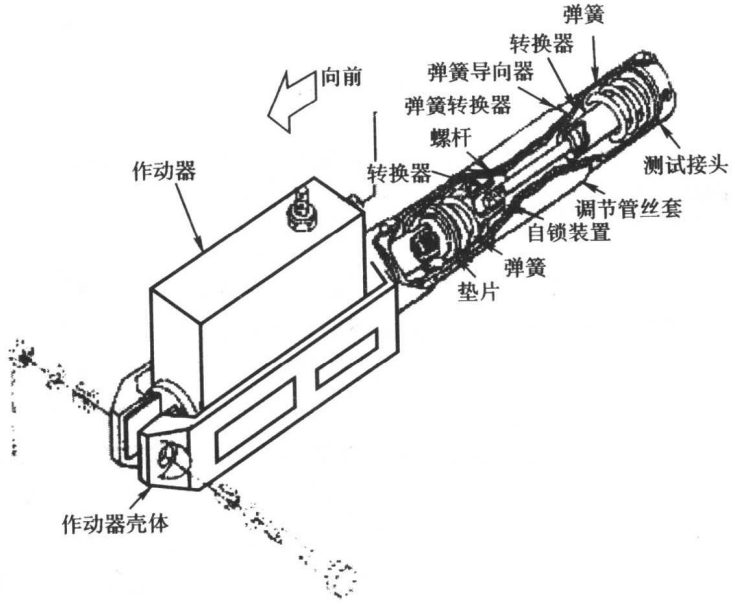


图 6-51 调节作动器和梯度组件的混合件

电动配平作动器通常是双套系统，有两个马达和齿轮箱组件，在正常工作状态下二者一起发挥作用，当其中一个马达失效后，安装在驱动齿轮上的离合器组件就会脱开，使另外一个马达可以继续工作并提供配平调整位移活动。

电动配平作动器通常可以提供位置指示，在进行操纵系统的调整时就可以确定作动器的中立位。对于作动器和梯度组件的混合件，它的马达壳体上方有一个小透明窗口，当作动器伸长或收缩时，有色指示器在管子内上下移动而给予位置指示。

6.5.2 固定和可调安定面

在前飞过程中，固定翼飞机通过尾翼或水平安定面来进行对绕横轴（俯仰）的稳定操纵，同样对于直升机也需要这种稳定操纵。有些直升机在尾梁安装了固定的安定面，但在早期的直升机的发展过程中也设计了可调安定面以适应飞行速度和操纵输入的要求。通常来说，安装了多桨叶的直升机采用固定安定面，安装两片叶片、半刚性跷跷板式主旋翼采用的是可调安定面，以适应较大的姿态变化以及机身结构的影响。安定面应用在所有传统的、单旋翼系统的直升机上，而在双旋翼的直升机上则不需要安定面了。

固定安定面有几种形式，包括安装在尾梁后部的单一翼型水平安定面，或在尾梁两侧各安装一个的双水平安定面。有些直升机还在水平安定面的外缘安装了侧垂尾，以增加直升机绕立轴的稳定性。

在前飞的过程中，当气流速度达到一定值时，安定面就会和传统翼型一样产生一定的空气动力。这种气动力作用向下以平衡直升机前飞时机头产生的向下的力矩。这种机头下俯的

姿态会导致更大面积的上部机身面对气流，产生更大的阻力，影响直升机的前飞速度，从而需要更多的功率来克服所增加的阻力。

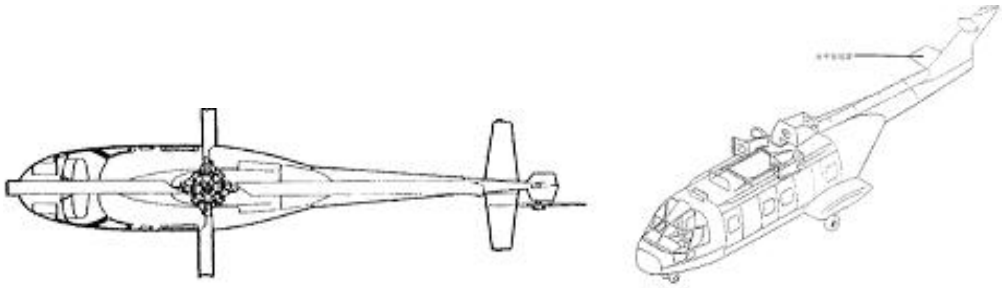


图 6-52 直升机固定安定面

可调安定面的优点就是可以在任何飞行速度和操纵输入状态下提供最佳的角度。这样可以使直升机在前飞过程中，当达到一定速度后安定面发挥作用，它就可以通过水平安定面获得最大的好处。

最简单的可调安定面就是将安定面与周期操纵系统直接连接。当前后操纵周期变距杆时，周期操纵输入也同时操纵安定面，以确保它可以提供正确的回复力矩，使直升机机身在该飞行状态下仍保持所需的角度。这种连接可以是通过钢索或推拉管系统，安定面则安装在一根扭力管上，该管穿过尾梁安装在轴承上。该系统也属于直升机主要飞行操纵系统的一部分，需要进行调整检查，以确保在一定的操纵输入下获得正确的角度。

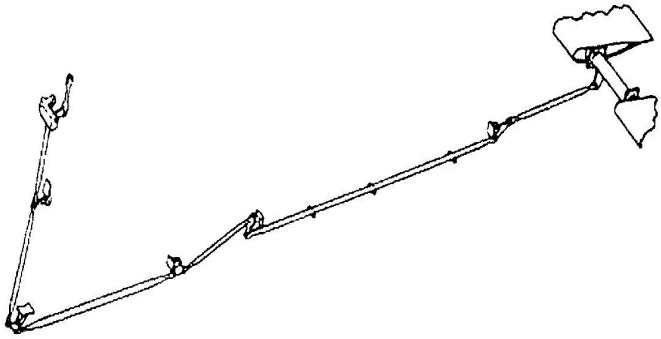


图 6-53 可调安定面与周期操纵系统的连接

另外一种较复杂的系统是可以根据操纵系统的输入、直升机的飞行速度、功率的变化以及直升机重心的变化来改变安定面的活动量和方向。这种系统可以在所有的前飞过程保证直升机机身保持在一个相对平稳的姿态。为了达到这个目的，就需要一个操纵系统，根据许多不同的输入来不断改变对安定面的操纵输入。例如在 BELL214ST 直升机上完全采用的是电传操纵系统，它的安定面可以做向上 10 度和向下 15 度的活动，对直升机的姿态有明显的影响，它的功能和固定翼飞机的升降舵很相似，而不只是单单作为安定面那么简单。

6.6 直升机增稳系统

6.6.1 增稳简介

有些直升机为了提升气动稳定性使用增稳系统。在早期直升机上使用机械式连杆机构，当直升机姿态因外界干扰发生变化时，系统在机械连杆的作用下调整主旋翼桨叶角，改变气动特性从而使直升机恢复到原来的状态。现代直升机很多使用电子机械增稳系统，在地面直升机起飞前开启，直到直升机落地后再关闭，因此在整个飞行过程中它可以保证俯仰、翻滚和航向的稳定。

由于增稳系统通过一系列的操纵输入将它的修正传递到飞行操纵连动装置上，因此就不需要改变飞行员的操纵就可以改变桨叶角，当然飞行员也可以通过传统的方式操纵驾驶杆来改变桨叶角。增稳系统控制的飞行操纵连动装置的限制和设计方式使飞行员在任何时候都可以随时完全的操纵直升机。增稳系统只是起稳定作用，在飞行员选择的飞行操纵状态下做一些修正。

增稳系统包含有几个电子部件，并直接与直升机上的辅助液压伺服系统相连，通过控制伺服内的液压活门来进行飞行操纵。增稳系统和飞行员一样可以操纵飞行操纵连动装置，只是它的动作量没有那么大。

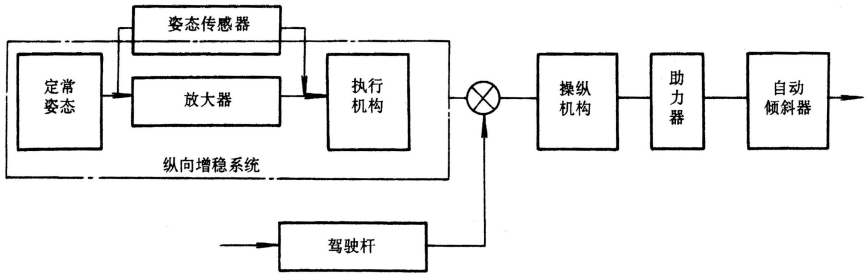


图 6-54 增稳系统

6.6.2 部件

它一般包含以下部件：

1.放大器

通常包含五个部件：

（1）三个放大器组件；

（2）一个航向同步器；

（3）一个航向速率陀螺设备。

放大器组件用来放大信号。在俯仰和横滚通道它们也用来获得电子速率信号。

2.通道监控面板

通道监控面板上有开关可以单独断开某个通道和进行系统测试。

在 S-61N 直升机上的通道监控面板有 4 个舵面终点限动电门和 4 个通道切断开关。舵面终点限动电门向相应的通道传递舵面终点限动信号，通道切断开关则是由飞行员来切断相应的通道。例如，如果航向通道故障，飞行员就可以切断航向通道来保持其它通道的稳定继续飞行。

3.操纵面板

操纵面板是正常状态下飞行员用来操纵增稳系统的。上面有开关和调节按钮：

（1）连通按扭——正常开启，瞬间工作开关，当系统接通时中间的绿灯会亮；

（2）指针转换和关闭按扭；（在有些系统上它被盖住不用）

（3）航向调节开关与航向通道连接，当增稳系统接通后，飞行员可以对航向做微调。该装置是经过校验的，上面的每一个格相当于航向的一度；

（4）重心配平开关用于调整增稳系统，补偿直升机不同的重心载荷。

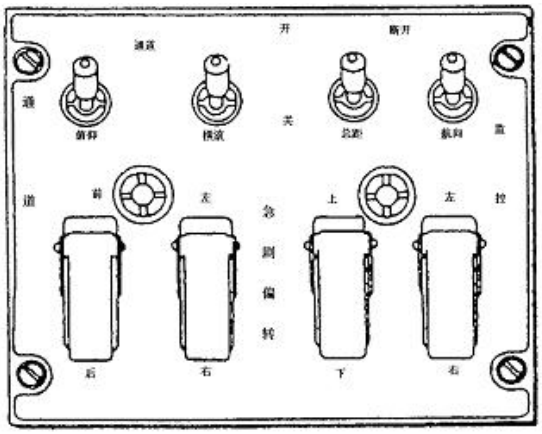


图 6-55 操纵面板

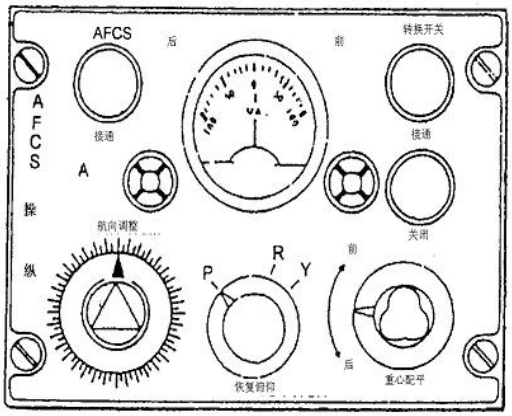


图 6-56 操纵面板

4.操纵杆位置传感器

有两个位置传感器连接到俯仰和翻滚操纵联动装置上。它们与垂直陀螺的信号相对，提供飞行姿态的操纵参考信号。

5.解除开关

它位于周期作动杆上，使增稳系统处于解除状态而只保留航向同步操纵。这也是增稳系统接通之前的状态。

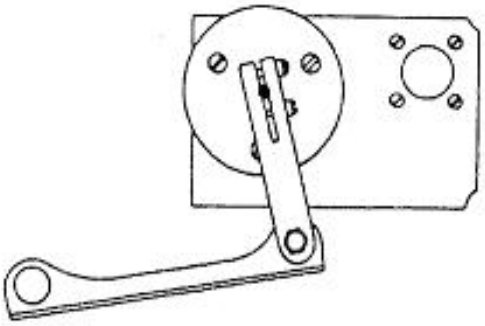


图 6-57 操纵杆位置传感器

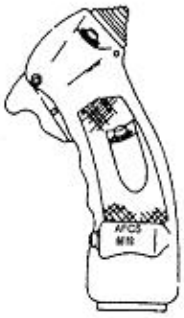


图 6-58 解除开关

6.航向微电门

位于联动装置上的两个微动开关可以使航向通道在人工转弯对方向舵脚蹬操纵时保持在同步状态。有些系统的微动开关就安装在脚蹬上。

7.伺服活门

俯仰通道增强了直升机沿横轴的动态稳定性。该通道可以很好的进行稳定性操纵，而飞行员所需要做的只是操纵更快更准些。

6.6.3 俯仰通道

假设直升机正以机头朝下 3 度的飞行姿态飞行，增稳系统接通进行稳定性操纵。

假定该传感器（图 6-59）感应直升机的俯仰移动，有阵风使直升机机头向下偏。传感器感应这个变化并传递信号到放大器，放大器立即分析这个信号，来决定机头在方向、距离和速度方面与原先选择的姿态是否存在变化，产生一个修正的信号并以最小的过调量和最快的速度将机头调整回原先的状态。

当直升机回到它原先所选择的姿态后，传感器感应的信号也与原先的输出信号一致。放大器再次与初始信号比较，使它的输出信号与所选择的初始状态一致。这使伺服活门恢复到它所对应的飞行操纵和旋翼平面原先选择的状态。

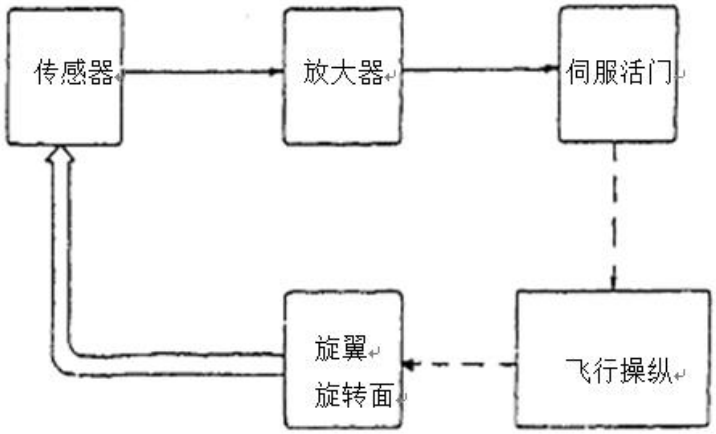


图 6-59 俯仰通道增稳

6.6.4 横滚通道

横滚通道的工作和俯仰通道的工作原理是相同的，除了它没有重心配平要求外，它还有一条与驾驶杆传感器串联的延迟电路。

这条延迟电路使驾驶杆传感器的信号延迟，从而使之与延迟的滚转陀螺的输出信号相匹配。滚转陀螺的输出信号的延迟是由于直升机机体对周期变距杆横向操纵反应的延迟所致。

将俯仰通道的操纵中的“前后”更换为“横向”，将“俯仰”更换为“横滚”，就可以了解横滚通道的工作情况。横滚通道允许有±10%的变化。

6.6.5 航向通道

航向通道的功能和其它两个通道---俯仰和横滚通道相似。航向通道用来稳定直升机的航向。

当直升机在所选择的航向上飞行时，系统内没有信号产生。但是当有外界干扰改变直升机的航向时，系统罗盘内的磁场方向也随之转动，从而输出信号以改变尾桨叶片的迎角，最终使直升机回到所选择的航向上来。

如果飞行员想通过尾桨操纵系统来改变航向并稳定在新航向上，就需要首先断开整个增稳系统，然后在获得新航向后再接通它。或者通过安装在脚蹬上的航向作动装置微动开关（SW1 和 SW2），在转弯的过程中始终保持其中一个开关被按压并发挥作用，使之保持同步状态，直到飞行员的脚从脚蹬上移开。

当直升机获得所选择的航向后，飞行员就可以将脚从脚蹬上移开，然后航向通道就开始发挥作用来保持直升机的航向了。飞行员还可以通过使用安装在操作面板上的航向配平调节钮来改变直升机的航向。

6.7 平衡与校装

6.7.1 平衡与校装目的

操纵系统校装的主要目的是确保叶片的桨叶角变化与特定的操纵输入相匹配，并符合直升机厂家的初始设计要求，以获得精准的操纵反应。校装原理如图 6-60 所示。通常在以下情况下需要对飞行操纵系统进行校装：

（1）飞行操纵系统部件的更换；

（2）更换主/尾桨毂或主/尾减速器；

（3）飞行故障分析/排故；

（4）直升机维护手册或计划内所要求。

有两种校装检查方法，快速检查校装和完整校装。在维修手册内规定了在何种情况下需要进行哪一种的检查校装。通常当更换了主要部件后需要进行完全的校装检查，而更换桨叶或个别的推拉杆等则只需要进行快速检查校装。无论哪种情况，都必须完全按照维修手册上所要求的来严格进行。

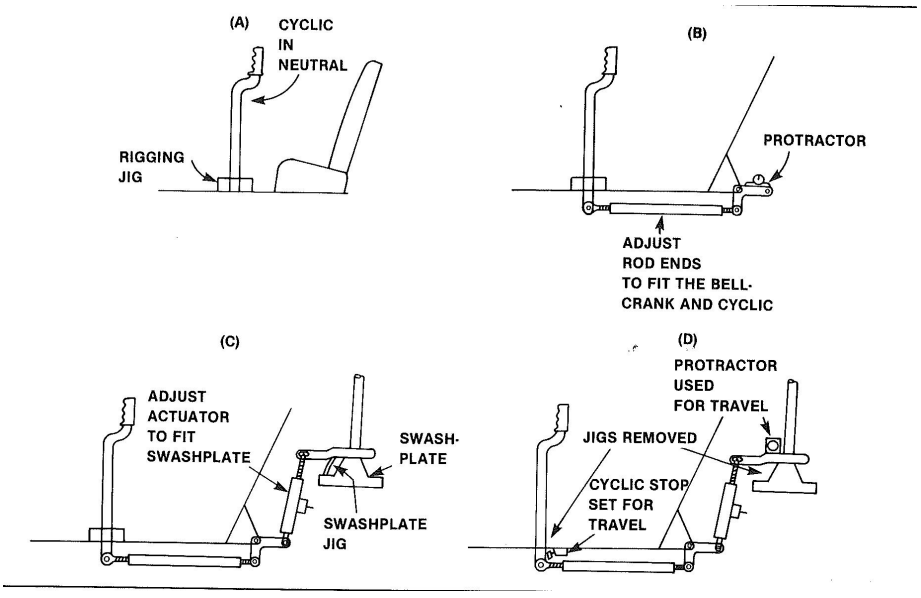


图 6-60 操纵系统校装原理图

6.7.2 典型的操纵校装程序

以下所述校装程序只是作为举例说明，不针对任何机型，但应用很普遍，包含了全面的校装检查程序，可作为参考。

6.7.2.1 校装检查的前期准备：

校装进行前的前期准备工作包括：

（1）从驾驶舱到桨叶，检查整个的飞行操纵系统的完整性以及周围环境；

（2）校装时通常需要桨叶安装在位，检查时需要转动桨毂，因此检查四周的空间是否满足桨毂转动时的需要；

（3）测量桨叶角度时如果需要测角器，在有些老式直升机上需要参考 AMM 用千斤顶顶起直升机并校装到所规定的正确位置；

（4）确保地面液压装置可连接到机上的液压系统并且可用；

（5）确保地面电源车可连接到直升机上并可提供校装所需的电源；

（6）检查所有的校装设备（插销、卡块等）数目和状态良好。

6.7.2.2 校装设备使用前的检查

应用于飞行操纵系统校装的专门的地面设备通常装在专门的盒子内，一般包括：金属插销、校装卡块和夹具。在使用前应该对这些设备进行检查。

6.7.2.3 典型的主桨操纵校装程序

主旋翼校装卡具将桨叶固定在预先要求的位置，该卡具通常是管状金属部件。它可以防止叶片因重力下垂而导致主桨毂产生不平衡。图 6-61 是一种卡具组件的装配图。

主旋翼操纵的校装基本程序包括：

（1）中立辅助或自动飞行/配平系统；

（2）中立周期变距杆；

（3）中立总距杆；

（4）中立所有系统摇臂；

（5）中立主伺服作动活塞；

（6）中立主旋翼；

（7）相对于周期变距杆/总距杆的运动来修正桨叶角；

（8）操纵系统止动点设定正确。

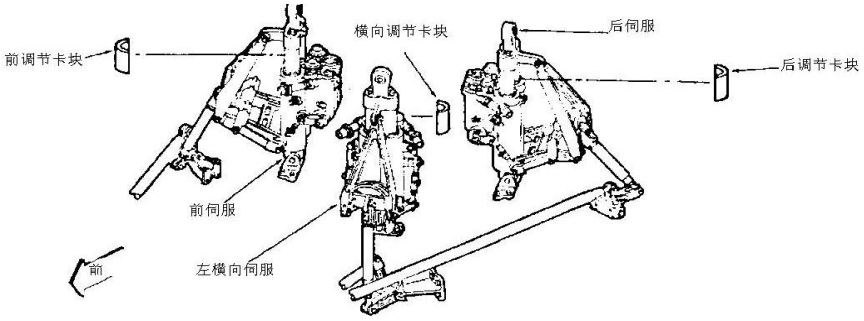


图 6-61 主旋翼液压作动器定位卡块

6.7.2.4 自动飞行/配平系统校装

在进行校装之前，首先必须将自驾和增稳系统置于零位（即中立位）。因为自驾系统的输入会改变该系统的中立基准，从而对操纵系统无法进行正确的校装。在极端的情况下会严重危及直升机和人员的安全，即使在旋翼刚起动时也会发生。因此，自驾系统的中立调整虽然相对简单但必须格外小心。

正确的方法是先给直升机通电，使陀螺仪有足够时间运转到正常工作速度，然后接通所有的自驾/增稳系统通道（横滚、俯仰、航向和总距）。

系统运转足够的时间后再关断，这样就会使所有的输入自动恢复到中立或零位置。可以通过目视检查各个自驾部件是否回到中立位，有时候也许还需要特殊设备并由授权专业人员来进行检查。

配平系统的中立调整通过电动作动器或电磁制动器来进行。许多大型直升机在仪表板上安装了配平指示器来指示系统的状态。通常需要通过检查实际配平部件的位置并和仪表指示相比较来确定工作情况。电动作动器上通常有一个环行凹槽并注满红漆，当作动器刚好在中立位时，该凹槽就应该刚好露出。电磁制动器在壳体上和作动臂上也做有标记来指示中立位。

6.7.2.5 中立操纵系统

操纵系统内人工操作部分的中立校装程序：通过使用定位销和固定装置，由周期变距杆和总距杆开始进行。将周期变距杆用定位销固定在中立位，而总距杆通常位于中间行程位，然后用定位销固定。注意只有在各个系统位于中立位后才可以插入定位销，如果不易进入时应该参考 AMM 对推拉管进行调节以便使定位销孔对齐。绝对不能强行使定位销插入。

6.7.2.6 中立主伺服作动器

主伺服作动器的中立和自驾组件的中立很相似。将输入杆断开，在作动器壳体和眼端件之间安装定位卡块，然后调节输入杆并重新连接。通常一次只能校装一个作动器。在操作时要特别注意，作动器内有液压供应，伺服活门的运动会导致倾斜盘和桨叶活动。

6.7.2.7 中立主旋翼

有些老式直升机上使用的是倾斜仪来测量桨叶角，大多现代直升机采用的是量角器，因此就不需要将直升机停放在测量位。要将桨叶中立，需要将每个叶片按顺序转到预先要求的位置，使变距拉杆位于伺服作动器的正上方。有些直升机在倾斜盘上做有标记线来方便检查。当叶片的位置确定好以后，就可以使用倾斜仪或量角器来测量桨叶角了，然后通过调节变距拉杆来校装桨叶角。

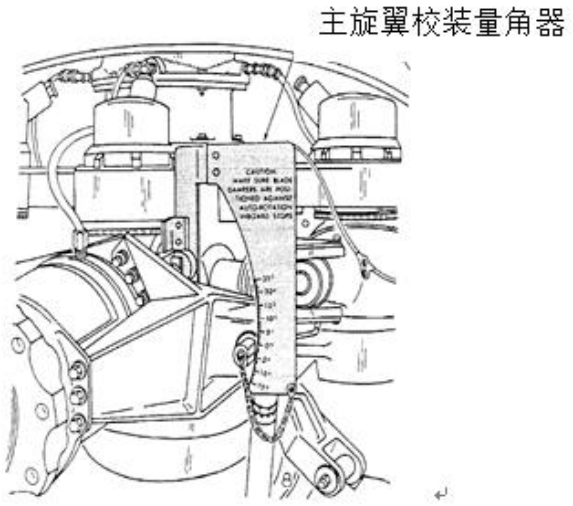


图 6-62 典型的主旋翼桨叶角调整

6.7.2.8 校装后检查

在校装工作完毕后，必须检查所有的校装点以确保正确的安装和锁定保险。通过驾驶舱的操纵杆对系统进行操纵检查以确保没有故障，系统的摩擦力和起动力在限定值内。对于安装了梯度组件的直升机可能需要断开该组件或使用配平释放开关来松开电磁制动器。最后检查所有的校装设备，确保已经全部从直升机上拆除。由于操纵系统被干扰过，因此需要进行双重检查。

6.7.2.9 其它的校装程序

还有另外一种校装程序，即对主旋翼进行预先轨迹校装。

厂家为了使每一片桨叶与主叶片相匹配，将测试叶片与主叶片安装在可以转动的测试台上，测试叶片相对于主叶片所需要进行的校装度数会标于翼根的下表面，通常以“分”为单位，被称为三角迎角，以符号△I 表示，例如一片叶片的预先轨迹校装度数为+3 分时，就会表示为△I=3，而负值则为△I=-3。

在将一片需要预先轨迹校装的叶片安装到主桨毂上后，系统按照前面所述使用定位销和固定装置校装中立，并将倾斜盘和叶片通过校装装置转到预先要求的位置，然后叶片按照 AMM 所要求进行调整，并且参照预先轨迹校装度数进行对变距拉杆的调整。通常在桨毂上有一个游标尺，一半在桨毂上，一半在桨叶轴套上，这样可以便于对桨叶角的校装，而且不需要其它的设备。

快速/检查校装需要按照 AMM 来进行，通常包括安装所要求的定位销并检查叶片的桨叶角。

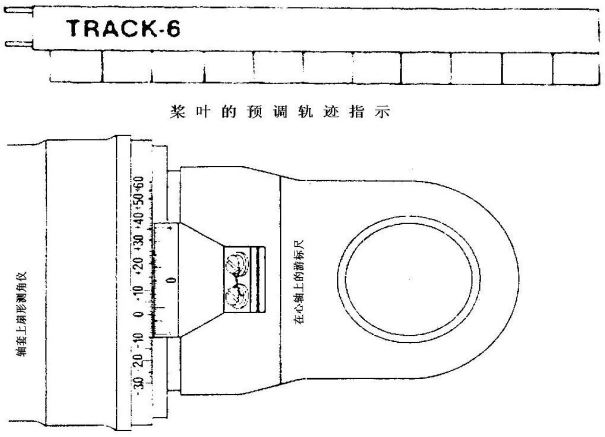


图 6-63 桨叶轴套和心轴上的游标尺

6.7.2.10 典型的尾桨操纵校装程序

尾桨操纵系统的校装基本上和主旋翼的一样，只不过尾桨的操纵只有总距的变化，因此尾桨叶片的桨叶角的校装比较简单，详细的操作程序需要参考 AMM 进行。

（1）脚蹬中立；

（2）系统内曲柄，包括复合摇臂中立；

（3）自驾系统中立；

（4）钢索张力正确；

（5）尾桨叶片中立；

（6）相对于脚蹬位置尾桨叶片的桨叶角正确；

（7）系统止动装置安装正确。

6.7.2.11 尾桨桨叶角的检查和校装

测量尾桨的桨叶角时应该注意，要将总距杆放到最低位，左右脚蹬分别放在最前位来测量相应的桨叶角。一旦基准角度设定，拉升总距杆到最高位，然后再分别测量尾桨的桨叶角，以确保自驾的总距、航向输入正确。在检查过程中，操纵止动装置也要进行检查调节。

所有的校装结束后，随后的检查程序包括检查整个系统的钢索安装正确，滑轮导缆器的安装以及所有的调节点状态良好。同样也需要进行双重检查。

在维修手册中会有对尾桨操纵系统的快速/检查调节程序，包括安装定位销，检查钢索张力和桨叶角等。

6.7.3 操纵系统限动装置

操纵系统限动装置是用来限制操纵系统的操纵行程。所有的操纵系统行程的设计极限值一般都大于实际使用行程值。

限动装置安装错误会使操纵系统行程过大，从而导致危险，例如对传动系统过转矩操作、前飞速度过快、悬停接地时止动转动超限等。因此必须进行正确的校装。操纵系统中一般有两套限动装置，通常分为主限动装置和次要限动装置。次要限动装置通常在止动块和操纵系统之间只提供很小的间隙。当操纵量超过正常极限后，操纵系统就会首先接触到主限动装置，如果进一步对系统施加力的话，就会使操纵系统接触到次要限动装置，阻止更进一步的操纵输入。主限动装置通常安装在作动器内或自驾组件内，次要限动装置则安装在距离驾驶舱操纵系统较近的地方。

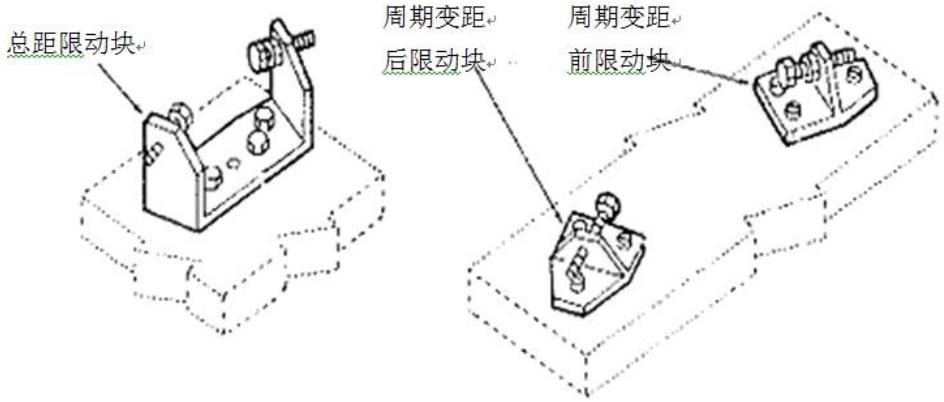


图 6-64 典型的限动装置

第 7 章 振动与平衡

7.1 直升机振动

7.1.1 振动的类型

直升机有三大旋转部件，也是机体振动的三大来源，通常称之为“三大振源”，包括主旋翼、尾桨和发动机。振动影响直升机的舒适程度，飞机设计人员、飞行员和机务人员都致力于将振动水平控制在一较低范围内。在维护时，需要识别振动的来源，定位振动原因，并保持振动水平在规定范围内，为此，本章介绍了振动基本原理、直升机减振措施、桨叶静平衡和动平衡、HUMS 系统和地面共振。

7.1.1.1 简介

直升机由于转动部件很多，不可避免地存在振动。振动将影响直升机的舒适程度，过大的振动将造成直升机旋转部件及结构的磨损及失效。飞行员和机务维修人员都必须掌握直升机振动的类型和引起振动的原因。

桨叶锥体与平衡以及振动分析技术的目标就是将振动控制在最小范围内，从而减缓部件及机体结构的磨损，保障其持续有效性。

了解直升机振动应该从振动的频率、振动的幅度、振动出现的方式和对直升机的影响等方面入手。

驾驶员飞行后的报告对分析振动产生的原因将非常重要，他应该不仅能指出振动的频率、幅度，同时也能指出振动出现的方式，即出现在操纵系统上还是在机身结构上等；他还可以指出振动发生的阶段，如是发生在悬停时还是在飞行过程中等，以及产生振动时直升机的速度等等；还应该明确振动产生后对直升机飞行有无影响，如有无造成直升机横向或上下的摆动等。

低频振动可能的来源非常广泛，全铰式主桨由于转动部件多，产生振动的可能性尤其复杂，表现形式主要是“每圈一振”（one per revolution）,例如水平阻尼器故障将会引起主桨不平衡从而使直升机产生振动，振动从一侧开始传到另一侧；如果这种振动主要从周期变距杆上感觉到，则说明变距轴承已故障；如果振动发生在机身上，则振动一般是垂直或挥舞关节、阻尼器、主桨毂固定螺帽松动、主减固定螺栓松动或主减内部轴承故障等。

半刚性主桨毂的振动由于设计思想不同而与全铰式主桨毂略有不同，但同样存在振动，

不解决振动同样对直升机的飞行有影响。半刚性主桨毂属于静态稳定，桨叶在安装使用前先要静平衡，然后整个系统必须在进行动态振动测试后方可使用。

7.1.1.2 振动

振动为一种快速的振荡运动，可能是由于旋转部件因为失去平衡，或者是由于空气动力这样的外力作用下产生。这样的振荡运动可以表述为：位移或振幅（大小）、频率（快、慢，例如：振动次数/分钟）

振动频率是指在单位时间内振动发生的次数，其单位为赫兹（Hz），一赫兹等于一个循环/秒，振动周期为振动频率的倒数，如图 7-1 所示。

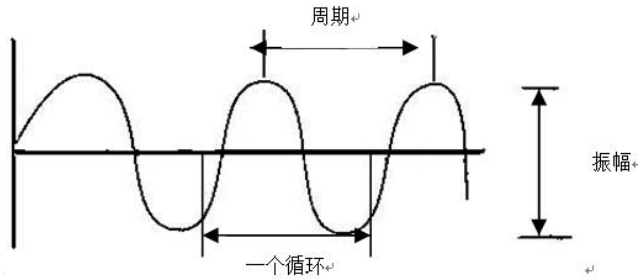


图 7-1 振动曲线图

另一种振动的表述方法常用来描述旋翼系统中的振动水平，是由振动频率与旋翼旋转速率相比较。例如：在旋翼旋转一周发生振动六个循环，也就是 6R 振动或者比率为 6：1。

由于直升机设计及工作特性，直升机承受的振动可能来自桨叶、传动机构、发动机，这些振动可以对机体结构产生应力甚至损坏，缩短部件的使用寿命，并给飞行员及乘客造成不舒适的乘坐感觉。在飞行中振动的起源主要来自于主桨及尾桨。这样就产生一种内在固有的振动。举例说明，每片桨叶产生一个固有的 1：1 的振动，如果直升机有两片桨叶，就会产生固有频率为 2：1 或者 2R 的振动，三片桨叶就会产生 3：1 或者 3R 的振动，以此类推。旋翼系统中 1：1 或者 1R 振动叫做“ONE PER”，就即“每圈一振”，即每转一周振动一次，这主要是气动激励引起桨叶周期性挥舞所造成的。

7.1.2 振源分类

转动部件的振动频率一般与部件的转动速度有关，而直升机上部件的转动速度各不相同，因此振动频率是识别振动来源的一个主要指标。三类振动的振源：

低频振动----主要来自于主桨系统

中频振动----主要来自于尾桨系统

高频振动----主要来自于发动机和高速传动轴

必须注意，不是所有的直升机都遵循此模式，对振动如有疑问应以维护手册为准。例如，

贝尔直升机的高频振动来自于尾桨而中频振动则可能来自于滑橇的松动等。

根据振动的幅度或者说振动的严重程度，如果再辅助以转动速度、飞行速度等其他因素，可以让我们准确地找到振动的原因。

7.1.2.1 低频振动

低频振动主要由主桨引起，主桨的转速一般为每分钟数百转左右。

一般低频振动可以分为横向振动和垂直振动两种形式，两种振动形式都与发动机功率有直接关系，输出功率增大振动增大，尤其是垂直振动更明显。

对于主桨系统来说，最常见的振动原因是桨叶锥体偏差。所谓锥体是指直升机所有桨叶叶尖转动轨迹都在一个平面内，因此首先应该在地面进行桨叶锥体的检查，符合要求后再进行悬停状态的检查。

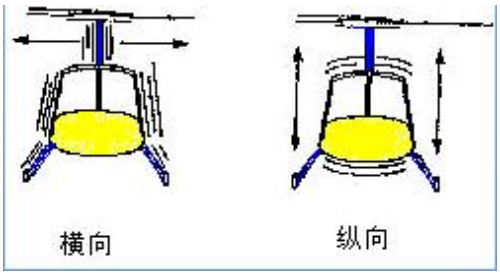


图 7-2 直升机的振动形式

（1）横向振动：因主桨系统平衡超标而引起，与主桨转速有直接关系。如果振动随着旋翼转速的增大而增加，一般是展向平衡超标，应该在轻的一端加配重。如果振动随着转速减小而增大，一般是弦向平衡超标引起桨叶后掠过大。但注意不能通过调整桨叶后掠角的方法来修正振动，这样会引起低头力矩。

可能引起横向振动的常见原因有：

①频率匹配器（俗称--减摆器）设定及相位不正确；

②桨叶不平衡；

③垂直关节轴承粘结或者卡滞。

（2）垂直振动：是由于桨叶产生的升力不相等，即主桨锥体不在同一平面内而引起（主桨超标）而引起的，与飞行速度有直接关系，飞行速度越大，振动越大。如果振动发生在低速状态下可以通过调节变距拉杆长度来减小振动；如果振动发生在高速度状态下，则须调节桨叶调整片角度来减小振动值。

可能引起垂直振动的常见原因有：

①桨叶同轴度（翼尖轨迹）不好；

②桨叶锥体调整片不正确调整；

③频率匹配器失效；

④变距轴承磨损以及粘结；

⑤减振器失效。

7.1.2.2 中频振动

有一种振动不常见，但却危险性很大，俗话称尾桨蜂鸣振动，这种振动一般是在下列条件的综合影响下才会发生：

（1）旋翼转速太高；

（2）飞行速度太小；

（3）大气温度太低；

（4）尾桨桨叶角太大；

（5）气流方向是右前方，而且气流很不稳定。

这些条件一般在海上平台飞行降落过程中同时出现，振动产生时会在脚蹬上感觉到大幅度的抖动。驾驶员这时应减小尾桨叶的桨距来克服这种振动，否则振动会越来越严重并造成尾桨叶故障。尾桨叶不平衡或者尾桨轴承故障会使这种振动迅速加剧。

中频振动一般由尾桨引起。在一些直升机上，由于尾桨的高转速，一旦尾桨出现缺陷，就可能产生中频至高频的振动。以下列举一些常见起因：

（1）尾桨组件不平衡；

（2）尾减速器传动轴同轴度过分偏离设计值；

（3）水平安定面连接点松动或磨损；

（4）减速箱齿轮磨损；

（5）尾斜梁连接螺栓松动。

尾桨的振动过大可能造成脚蹬颤抖，但是如果由于尾桨操纵钢索张力过大，尾桨产生的正常固有振动也可能显得不正常。所以在分析工作开始时，就应该首先使用振动分析仪器确定是不是振动真的过大。

7.1.2.3 高频振动

高频振动由高速运转部件产生。一般情况下认为是由发动机引起的。另外，有一些传动部件的转速与发动机相同，例如：滑油散热风扇、离合器、自由轮以及连接发动机与主减速器的输入轴，所以在进行高频振动分析时，这些部件也应被考虑为潜在的振源。

7.2 直升机减振措施

7.2.1 减振措施简介

前面我们已经提到了一些振动形成的原因，这里将进一步讨论减少振动的方法。首先应该强调的是不正确的维护也会造成直升机振动，以下列举了一些如何防止不正确维护的方法。

部件的磨损可以产生振动，事实上，当部件开始发生磨损，产生的振动就会加速磨损的速度，更大的磨损产生更大的振动，以此循环发展下去。对于旋转的部件或组件，磨损是一个很重要的问题，磨损可以在传动部件的使用寿命里缓慢地发展，这是一种很难看到的损伤，直到因此产生的振动达到一个极限值。有效检测部件磨损的关键是有健全完善的机务操作规章制度，采取有效的检查方法，及早地发现部件的磨损和振动征兆，特别注意齿轮箱里有无碎屑；传动机构安装有无位移；以及部件结构是否有裂纹。维护手册里列明了磨损的许可范围，一旦超出，应及时采取适当的维护工作。

不完善的维护操作也会引起振动，尤其是在传动系统上进行工作时。无论何时将转动部件拆下时，都应将该部件与其相连接或相互安装的其他部件的相对位置标示清楚，这样当重新安装后原有的平衡状态就能被保持。

在制造桨叶的过程中，采取了许多技术来最大可能地保证生产出的每片桨叶保持相同，对于那些在制造过程中无法消除的微小不同之处，可以在使用中采取同轴度及平衡的技术分析手段来消除，这将会在后面具体讨论。

无论多轻微的桨叶损坏，都会引起气流分离，改变桨叶的气动特性。前缘防磨保护层的过度磨损也会造成同样的影响。一旦对桨叶进行了修理工作，都应进行桨叶重新平衡，如果这个工作无法在直升机上完成，应该将桨叶送到厂家或者有资格的维修部门。应该注意的是：即使是对桨叶进行一些简单的工作，例如定期清洁桨叶，也要注意避免改变桨叶的气动特性。

老式桨毂大都含有许多轴承和铰链关节，需要定期对其进行润滑及检查工作，否则一旦磨损增大，振动值就会变大。而现代的桨毂轴承数量相对减少，但在维护中也要注意保证工作的有效性。挥舞或减摆阻尼器多由弹性材料制成，这种材料可以被一些强溶剂损坏而造成阻尼作用下降，振动水平升高。旧式液压阻尼器如果发生液压油气化或者渗漏造成液压油减少，也会产生上述影响。

造成振动水平上升的内在原因还有许多，在这里无法一一列举，但是可以肯定的是，如果严格按照维护手册进行有效的维护工作，在规定的时限内进行定期检查工作，将最大限度

地降低振动水平。

7.2.2 减少/消除固有振动

厂家在设计及生产过程中采取各种方法尽一切可能将固有振动减小到最小。以下就是几种减少甚至消除固有振动的方法，其目的就是达到给乘客及机组一个舒适的驾乘感觉，并且减小作用在机体结构以及系统上的作用力。主要包括节点梁、柔性安装盘和减振器。

7.2.2.1 节点梁

如果一条弹性梁的两端系有重物，并做垂直振动运动，在弹性梁上将有一点位置（通常位于中心）将不发生上下移动，这点就是节点，如图 7-3 所示：

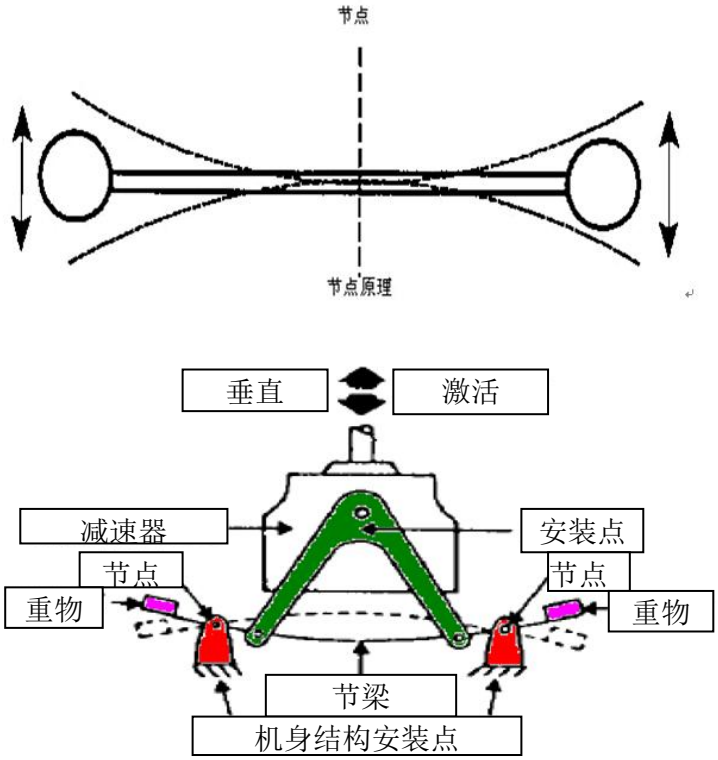


图 7-3 节点梁原理

如果在中心位置上再系上一个重物，将会出现两个节点，分别位于两段梁的中心点上。利用这个原理，我们可以将最大的固有振动源——主减速器，安装于梁的中间位置上，在两边节点位置将梁连接到机体上，并且在梁的两端装有配重（如下图 7-4 所示）。这样，虽然主减速器、桨毂头、桨叶仍产生固有振动，但是由于安装点位于节点位置，机体就不受固有振动的影响而发生振动，乘客及机组就感觉不到这种固有振动。这种消除固有振动的方法就是节点梁。在小型 ASTAR 直升机上，类似的节点梁就安装在驾驶舱的地板下来减小座舱的振动水平。

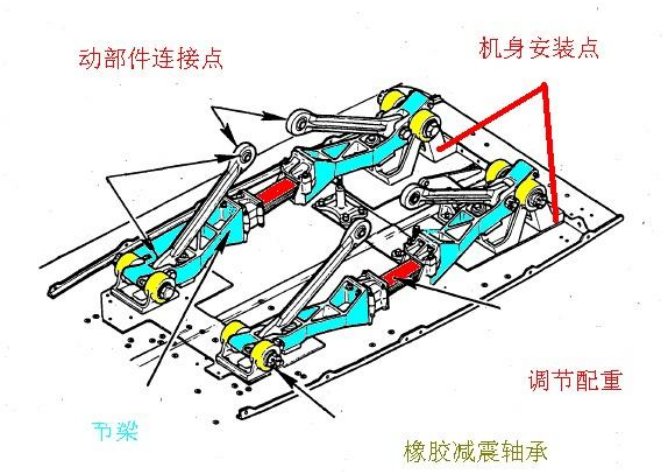


图 7-4 节点梁实际安装图

7.2.2.2 柔性安装盘

在许多直升机上，主减速器及桨毂头组件被安装于一个柔性盘上（例如在 AS332 超美洲豹直升机上，因为柔性盘的外型类似烧烤盘而称之为 BBQ），柔性安装盘通常由钛合金或有相似特性的金属制成。主减速器安装于盘的中心，在盘的边缘连接到机体。柔性盘的工作就象一个改进的节点梁结构，吸收掉大部分由主减速器及主桨组件产生的固有振动。

另一种柔性盘的安装如图 7-6 所示，主减速器及主桨组件的重量由一个“V”字型框架承载，结构的一端连接到主减顶部，另一端由特殊的安装结构连接到传动平台上。柔性盘用螺栓连接到主减底部，但不承载主减重量。柔性盘由弹性或橡胶减振器支撑，以吸收扭摆振动。两个球形端头的连杆限制着柔性盘的角位移。

图 7-5 为 AS332 超美洲豹直升机柔性盘，图 7-7 为 S-61 直升机柔性盘。虽然结构略有不同，但其作用却基本相同。主减速器安装于柔性盘中央，柔性盘边缘连接到机体结构。同时有三根钢支撑杆，一端连接到主减顶部，另一端连接到机体上，这样主减就象一个钟摆一样被悬挂起来。主减可以在纵向上摆动，造成柔性盘弹性变形，从而吸收振动。

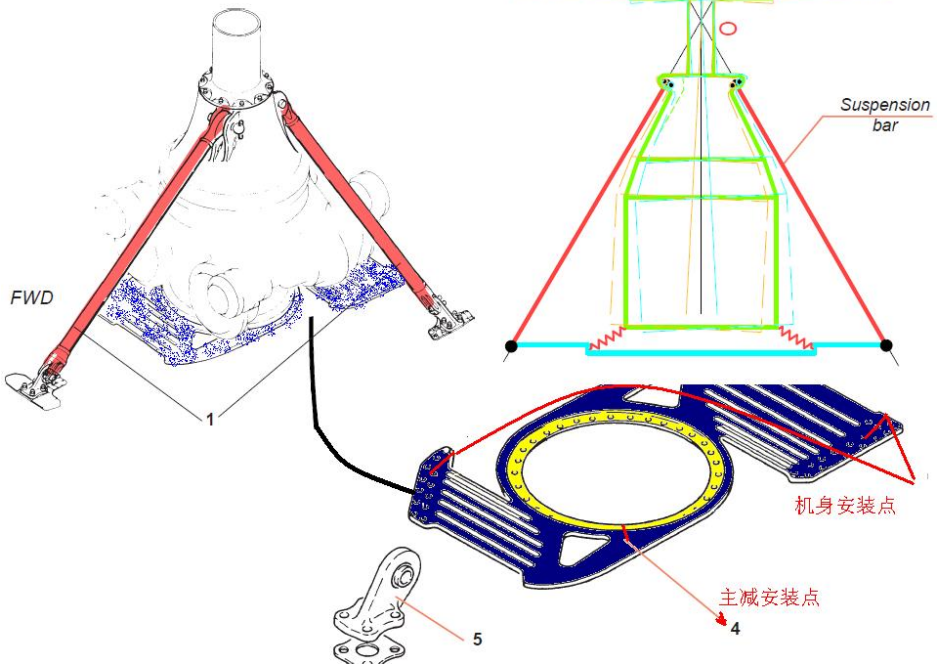


图 7-5 柔性安装盘

图 7-6 柔性安装盘原理图

如图 7-6 所示，当振动被吸收掉后，可以在主桨主轴上找到一个中心，与节点梁相似，在这一点是没有任何位移的。

除了吸收振动，柔性安装盘还可以吸收主减产生的反扭作用力以及纵向、横向的载荷。

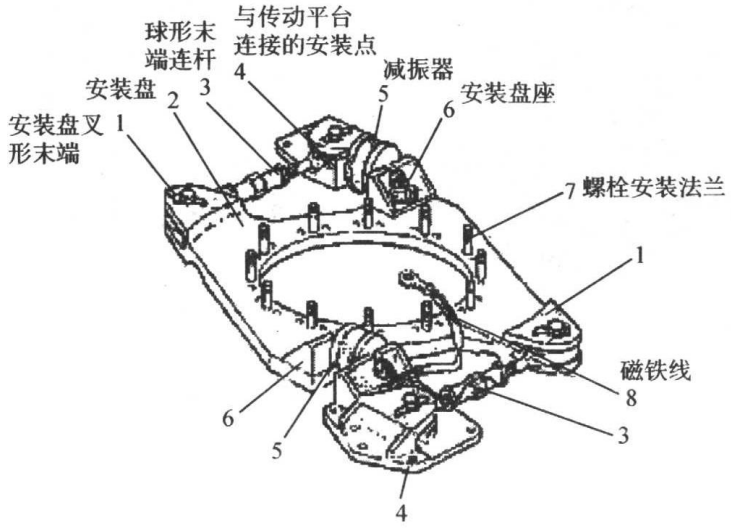


图 7-7 S-61 柔性安装盘

7.2.2.3 减振器

多年以来应用于直升机的减振器种类很多，有些是将整架直升机的振动减小到最小，另一些则只是为达到使机组与乘客有一种良好的驾乘感觉为目的，这样的例子有：弹簧安装共

振体、自调谐振动吸收装置（STVA）或(AVCS)、桨毂阻尼器和双向吸振器（BIFILAR）。

1.弹性共振体

这是一种最简单的减振器，工作原理为共振质量理论。通常在座舱内设有一个安装在弹簧上的重物，该重物产生一个与固有振动刚好相反的垂直共振，这样就产生一个节点，消除掉大部分振动。

在一些直升机上并不需要添加额外的配重作为共振体，可以直接将电瓶的安装座作为弹簧安装共振体。

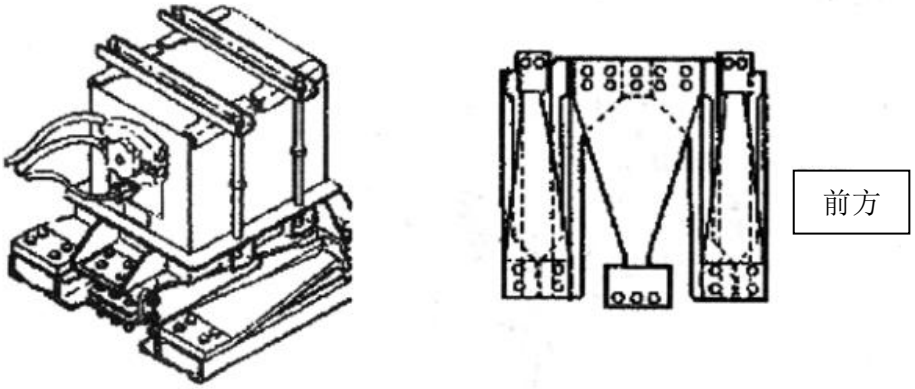


图 7-8 电瓶振动吸收安装装置

图 7-8 所示为应用于西科斯基 S61 直升机上的一种安装设计。电瓶作为一个共振物体，安装于三个减振板弹簧上，弹簧将电瓶安装托盘与机构结构连接在一起。由于 S61 直升机有 5 片主桨叶，所以 S61 就具有一个 5：1 或 5R 的固有振动。电瓶安装设计时使电瓶与这个 5R 固有振动产生相反的共振，从而消除掉该固有振动。该装置在飞行中是不可调谐的（即：频率调整）。如果更换了一个与原有电瓶重量不相同的电瓶，就需要在电瓶安装托盘上增加或减小配重使共振频率与主桨固有振动频率一致。这种调谐工作只能在地面通过机械手段来完成。

2.自调谐振动吸收装置（STVA 或 AVCS）

自调谐振动吸收装置也是一种共振体，只是该装置可以通过一些简单的电路自动进行调谐从而减小实际振动，如图 7-9 所示。

在机身装有一个加速度传感器，探测一定频率范围内的振动，并且产生电流给一个与配重相连的伺服马达，伺服马达可以移动两个配重块来改变共振体质量分布，从而改变共振体振动的频率以达到降低实际的振动值。STVA 和 AVCS 一般被用于大型、复杂的直升机上，例如 EC225 的 AVCS 就是有三个这样的装置，分别位于驾驶员坐椅地板下，以及后面货舱

两侧地板下方。

另一种是用在西科斯 S76 直升机上的自调谐振动吸收器，其工作也是利用共振体的原理，只是该装置是利用液压动力进行调谐的，如图 7-10。

可以看到该装置包含有动态惯性体（或者质量），支撑在一个基座上。惯性体通过销钉和衬套连接到一个框架上，弹簧预施加一对相反的作用力。当振动被惯性体感受时，惯性体就做与振动相反的运动，这样就产生一个抵消振动的力。通过两个液压柱塞改变弹簧的预施加力的大小，从而调谐惯性体的振动与主桨叶转速相匹配。

控制机构包含一个装在主减速器上的桨叶转速传感器，为控制器提供转速信号。一个与液压柱塞相连的电位计，为控制器提供柱塞实际位置信号，控制器比较两个信号。一旦转速发生变化，控制器根据变化大小给伺服活门一个电信号，使液压流向柱塞一端或另一端，使柱塞伸长或缩短，从而改变弹簧的预施加力。

该装置安装在前机头舱，用于减小驾驶舱区域的振动。

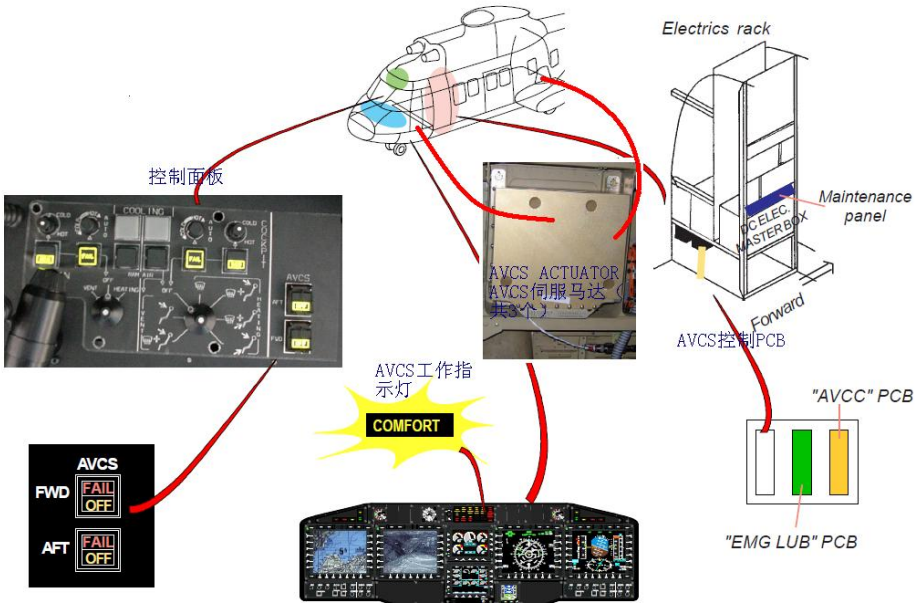


图 7-9 某直升机的自调谐振动吸收装置

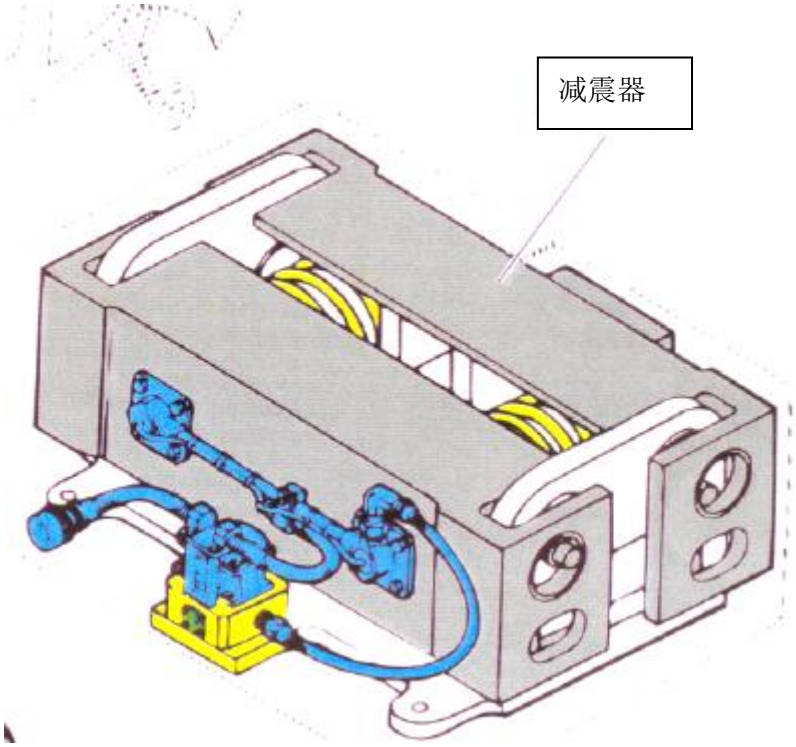


图 7-10 电动液压减振装置

3.桨毂减振器

该装置安装于桨毂上，吸收其振动以使振动不会传递到直升机机身结构上。其基本结构包含一个由球形枢轴连接支撑的重物，静止时重物被几个相同的张力弹簧固定在一个固定位置，运动中重物可以克服张力弹簧在任何水平方向上移动。类似于共振体，该重物也会根据产生的振动而做与之相反的运动，减小振动的影响，如图 7-11 所示。

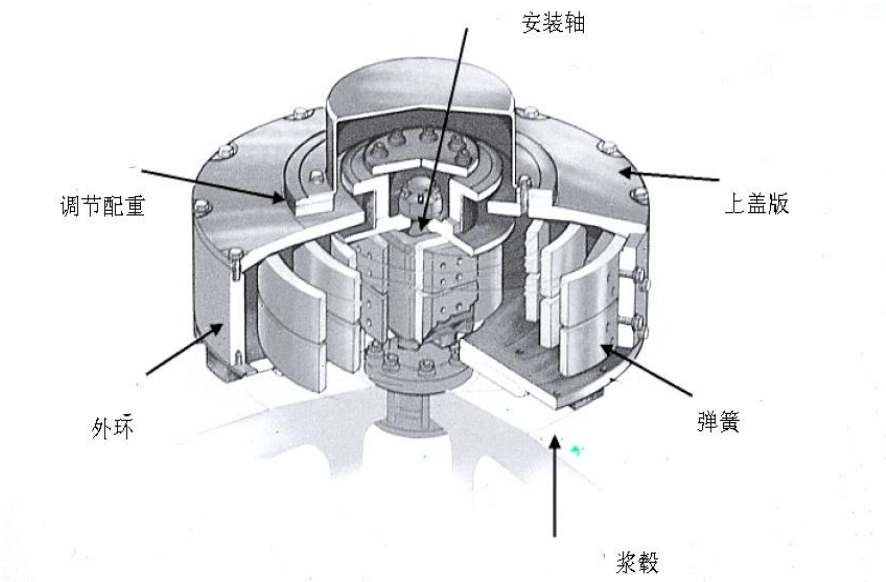


图 7-11 桨毂减振器

4.桨毂减振板（BIFILAR）

此为另一种在振动传递到机体结构之前消除或者减小主桨毂头产生振动的方法。这种吸振装置通常包括两个各有四个成“X”型的铝材锻件减振板。每个减振板被制成“I”型切面结构，以实现最小的重量达到最大刚度的要求。在减振板末端通过两个悬摆式的短轴连接有一个独立的配重组件。每个减振板都被设计成吸收特定的振动，如图 7-13 所示为一种典型的桨毂减振板安装示意图，上面的减振板是用来消除 5：1（5R）振动，下面的减振板是用来消除 3：1（3R）振动。

桨毂减振器装置主要应用在西科斯基直升机上（例如：S76、S92 等等），在一些东欧直升机上也有类似的装置，如 Mil17。

这种振动吸收装置最初应用在电力工业上，大型发电机的高速运转涡轮会因为振动的影响而缩短其使用寿命，为了解决这个问题在涡轮机匣上通过一个小轴连接有一个配重。配重的质量被设计成相当于最大可预判的不平衡动量，而柱轴的弹性可以调节配重的固有频率与涡轮产生共振，这就是最初的减振原型。当涡轮开始旋转时，配重会与不平衡位移发生共振，产生与其相反的力，从而吸收掉最初的振动，保持涡轮良好的平衡状态，不受振动的影响。

每片直升机的主桨叶片都会产生旋转平面内的振动载荷，也就是作用于和反作用于主桨叶旋转平面内的力。然而，其它的主桨叶还存在着频率等于主桨叶片数量加一和减一的其他振动。例如在 S76 那样拥有四片主桨叶的直升机，存在着 3R（3：1）和 5R（5：1）的不平衡振动，其共同作用下机体反应出 4R（4：1）振动的原因。

利用一个小的配重，并且调谐到与要求的频率发生共振。但为了使配重自身的固有振动频率足够高到可以与 3R 或 5R 的振动发生共振，设计中桨毂减振板的长度就要求很小，这显然不切实际。更实际有效的减振板设计则由改变“调谐销钉”的直径来改变固有频率的大小。

在早期的 S76 直升机上，使用两个减振板，一个用来调除 3R 振动，一个用来调除 5R 振动。在后期“西科斯基”型号直升机和其它比较新型的直升机上，5R 的振动大小已经在设计上减小到足够小了，所以只使用一个减振板来消除 3R 振动。

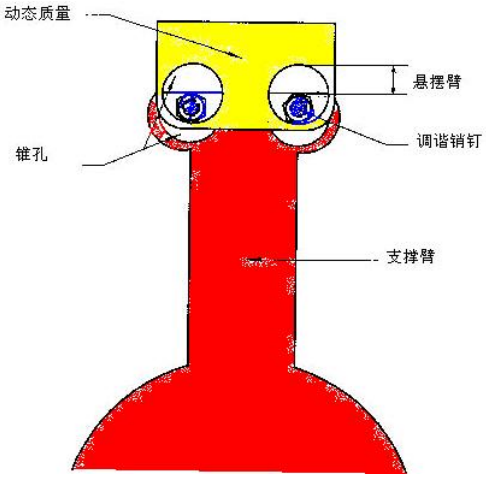


图 7-12 桨毂减振板

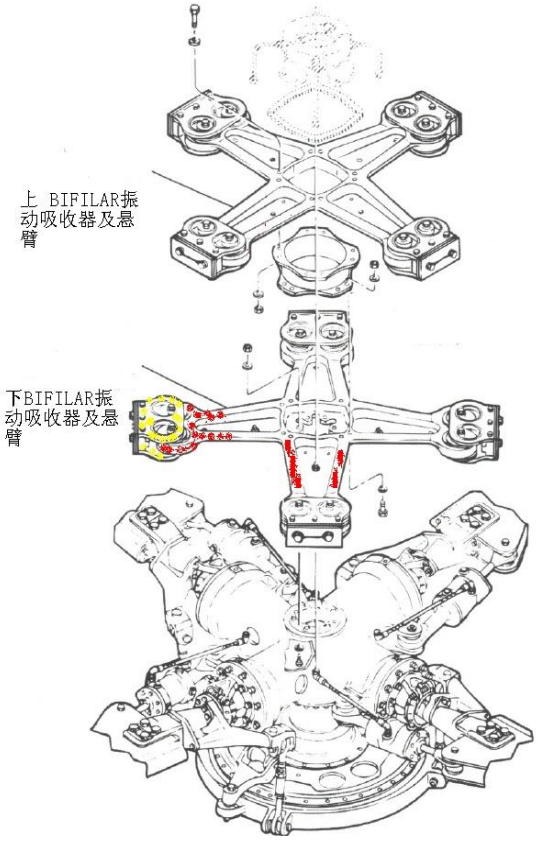


图 7-13 典型的桨毂减振板

7.3 桨叶静平衡

前面提到过，平衡就是尽可能地将主桨旋转平面上的质量均等分布的过程。这里有两种平衡过程：静平衡与动平衡。静平衡是初始的粗调过程，是当桨毂处于静止状态时，使每片桨叶的重量分布、重心位置、重力到桨毂中心的力矩尽量相同；而动平衡是微调过程，是当桨毂处于旋转状态时，使旋翼产生的振动（即机体振动）控制在一定范围内。

7.3.1 静平衡目的

制造厂家和大修部门在产品出厂前为保证传动机构尽可能振动最小，各旋转组件（例如桨毂头和桨叶）都分别单独进行静平衡工作。在每片主桨叶片上装有重量不同的配重以实现桨叶在弦向和展向上的平衡，根据桨叶类型的不同，配重应该在特定的限制重量范围内。通常主桨毂头和尾桨毂头在安装到直升机前也要求进行静平衡。

静平衡后的旋翼系统并不代表在旋转工作中也会达到良好的动平衡。但是经过了静平衡后，将避免旋翼系统在旋转中出现较大的振动以及很严重的平衡失效，而只出现很微小的不平衡。

如果在静平衡工作中做到尽可能的细致、准确，将会避免桨叶在以后出现许多其它问题。许多旋翼系统，包括桨毂头和桨叶，只要求安装一些小的部件来单独进行静平衡。所有静平衡工作应在理想的条件下完成，不受气流和振动的影响，通常在特别设定的区间或试验室内完成。

7.3.2 静平衡步骤

7.3.2.1 部件静平衡

前面曾提到过，传动系统和旋翼系统中所有部件在出厂前，制造厂家都已经对他们进行了平衡处理。所以在日后维护时，关键要保持这种平衡状态不被破坏。

当转轴或者其它旋转部件被拆下并且重新装回时，一定注意要与其连接的其它部件正确匹配，拆卸时所做的基准标识可以用来确保部件被装回原来的位置。如果对拆卸下来的部件进行修理或者部件受到了损坏，将破坏部件原有的平衡状态。这时就应该参照维护手册的规定，如果厂家允许外场重新校平衡工作，那么就进行静平衡调整；如不允许，则返还到厂家进行重新定静平衡的工作。

还需要注意的是，如果需要从部件上拆下可调垫片或者配平垫片/配重时，这些小部件应与其原安装部件系附在一起，以免错装。并且标记上他们原来在部件上的安装位置，当重新组合后可以恢复到原来的平衡状态。

7.3.2.2 主桨叶片静平衡

根据直升机或者部件生产厂家的不同，在静平衡工作过程中使用的精密设备各不相同，以下所叙述的为其中非常普遍的程序。桨毂头在平衡之前一定是处于可适用的状态，并且在各个润滑油箱内贮存正确的滑油量。如果桨毂头是由油脂进行润滑的，应该在平衡之后才对桨毂进行润滑。这是因为在平衡过程中是无法准确判断出具体在每个部件中的油脂量。无论是哪种情况，都应严格按照维护手册或者维护大纲进行操作。

图 7-14 所示为一种典型的使用水平仪作测试的静平衡支架。支架上有一个球型轴承，被测试桨毂头可以在球形轴承上“摇摆”。对桨毂头进行精细地配平，直至桨毂头静止状态下完全达到水平稳定状态，这时从水平仪指示器位于圆心。配平是通过在指定位置添加或减少配重来完成的。

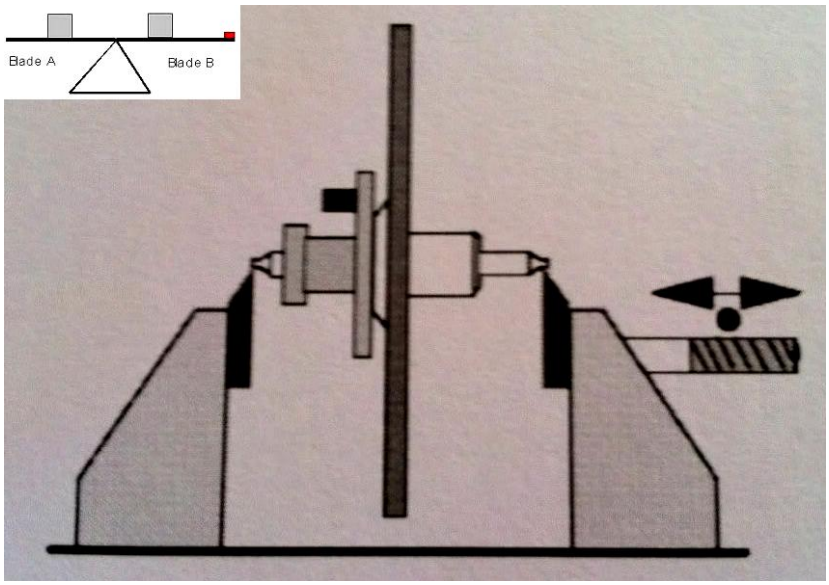


图 7-14 主桨静平衡示意图

7.3.2.3 尾桨静平衡

尾桨静平衡的设备与程序基本上是与主桨静平衡相似的，只是尾桨毂头与尾桨叶片总是作为一个整体机构进行静平衡。图 7-15 所示为一种尾桨静平衡的设备，尾桨组件在中心部位被固定在一个有两个伸出心轴的机构上，心轴架在托架的刀架上。刀架为水平安置的，心轴可以在刀架上自由滚动，如果心轴有向某一边滚动的趋势，说明组件存在着不平衡。在进行静平衡工作之前，需要注意应该先将托架完全水平，以避免在工作中产生误差。

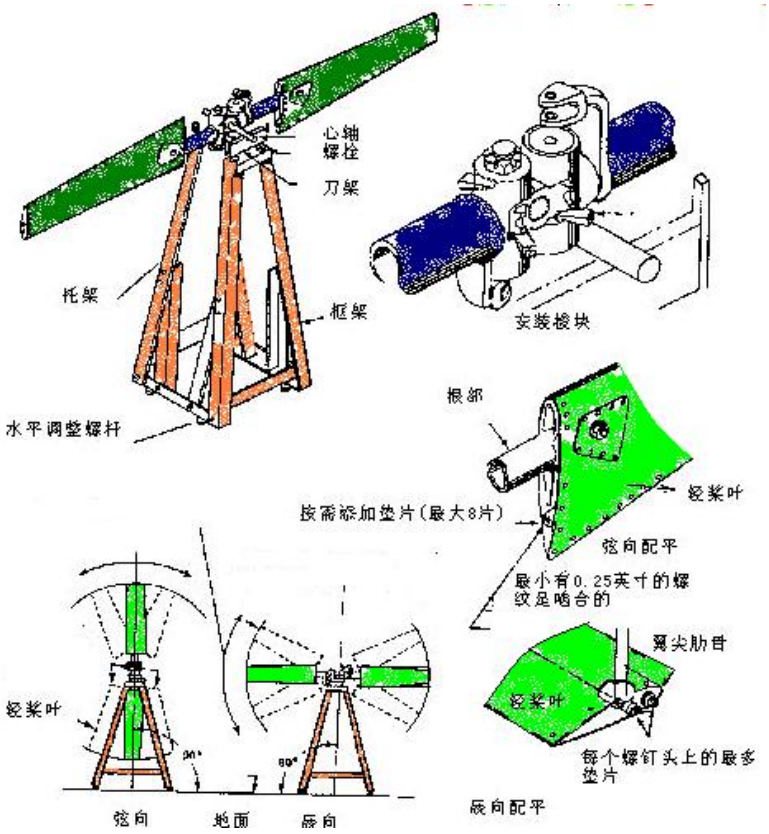


图 7-15 尾桨静平衡示意图

7.4 锥体检查与调整

“锥体”或者“打锥体”的定义就是尽量使所有主桨叶片翼尖轨迹在转动中处于同一平面上的过程。但是在一些环境下，完全的翼尖轨迹重叠并不能带来零振动和良好的操控性能，反而微小的“轨迹分离”可以达到此目的，也就是在各主桨叶片翼尖轨迹存在着轻微不同的情况，会带来最平稳的飞行和最小的振动。

“平衡”就是在主桨叶旋转盘面上，尽可能地实现质量分布均等，使主桨叶的重心尽可能地靠近旋转中心，也就是主桨轴中心的过程。

7.4.1 主桨锥体

前面提到过，确保所有主桨翼尖处于同一个转动轨迹上可以使桨叶不会受到前面桨叶翼尖所产生涡流的影响。另外，如果一片桨叶的转动轨迹比其它桨叶低时，就会因为下洗气流的影响而造成升力损失。过去数十年来有许多不同的方法用来检查主桨叶锥体，以下就将介绍其中几种主要方法。

7.4.1.1 旗标锥体检查

这种方法现已被一些更先进可靠的方法所取代，只是在一些小型、结构简单的直升机上

使用，而且只限制于在地面进行锥体检查。

该方法是使用一个支架，套有一个旋转的枢轴，在支架的顶部有两个减振板，在减振板之间用橡皮筋垂直悬挂着一面帆布旗。在每片桨叶翼尖上用彩色腊笔依据桨叶的颜色分别涂上各自不同的颜色。当旋翼达到所要求的转速后，杆子慢慢接近并进入翼尖轨道，直到每片桨叶翼尖撞击旗标留下痕迹。取下旗杆就可以进行翼尖高度分析，并与维护手册中列明的限制进行比较。

在操作中需要特别注意避免桨叶翼尖击打到旗杆的金属部分，否则不仅可能造成桨叶损伤，还会伤及直升机和操作人员。一般情况下应将直升机迎风停放，旗杆应位于直升机纵向中心线稍前的桨叶一侧。飞行员必须能完全看到旗杆和操作者，当机组给出许可后（例如：“大姆指向上”的手势，或者使用对话装置）旗杆才可以开始渐渐靠进翼尖轨道。

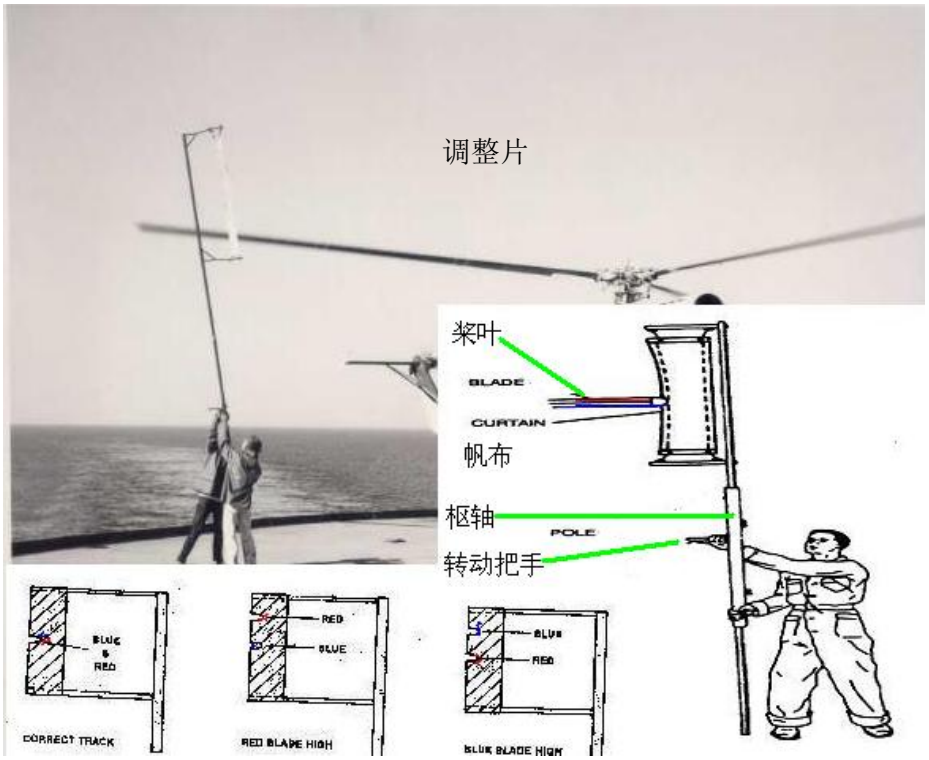


图 7-16 旗标锥体检查法

7.4.1.2 频闪锥体检查

这是近些年才被使用的一种更加系统有效的锥体检测方法，它可以在悬停和飞行中进行锥体检查。

在该方法中使用一个金属片作为“靶标”，在其一面涂有反光材料，通常利用翼尖罩的安装螺钉将其固定在翼尖罩下部。在座舱内有一个控制盒和一个便携高能频闪灯，都由直升机的电源系统供电。

为了使频闪灯光的闪光频率与主桨叶片旋转速率达到同步，一般情况下会在直升机固定倾斜盘上装有一个磁频率探测器，在变距杆基座上装有一个小的金属切割器。当切割器随桨叶每转动一周就经过磁探测器一次，并使探测器产生一个脉冲信号。该信号就为频闪灯光的闪光频率。图 7-17 所示即为一个典型磁探测器与切割器的安装示意图。

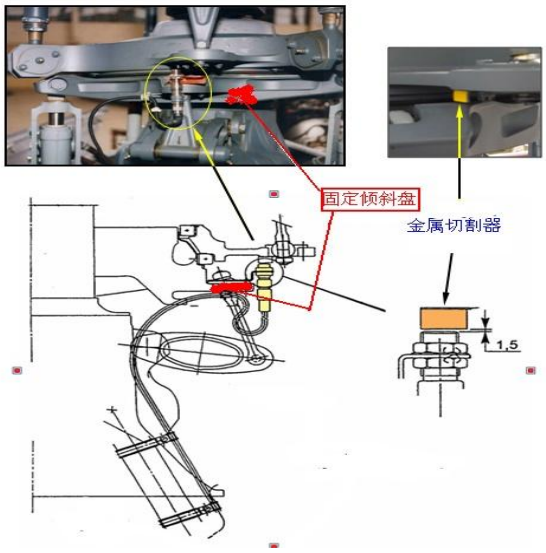


图 7-17 磁频率探测器的安装示意图

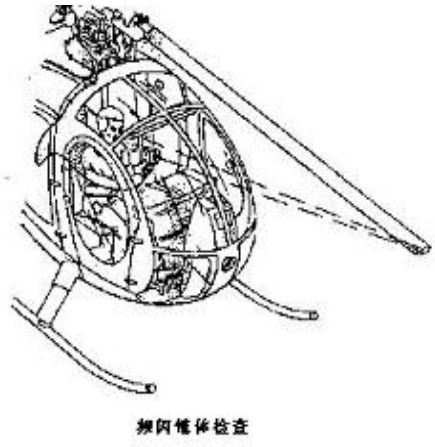


图 7-18 频闪仪检查锥体

当主桨叶在适当的转速下转动时，将频闪灯光对准桨叶翼尖位置，按下频闪灯按钮，高频闪亮的灯光将翼尖“靶标”照亮，当它的闪光频率与旋翼转速同步时，就会使观察者看到的是“靶标”几乎静止的图像，这样就可观察到翼尖的高度差。在一定模式下，这种方法也可用来判断阻尼器（前挥后摆阻尼器）的工作差异，也就是观察“靶标”水平位置上的分离度。

开始操作前，一定要在准备工作中注意将所有连接电源及磁探测器的外部导线固定好，不能防碍飞行操控以及倾斜盘的运动，或者松脱向上飞入旋翼转动面。许多直升机维护手册和维护程序都说明了设备的安装方法以及工作中频闪设备的位置，实际操作中一定要严格遵守。

7.4.1.3 电子锥体检查

这是一种比较先进的方法，其主要元件为以分析程序为基础的微处理器，并且不需要在翼尖安装“靶标”。这种设备一般都具有锥体及平衡的记录功能，完全由微处理器完成所有采集和分析工作，不像其它方法是依靠操作者的操作技术以及对数据的分析水平来达到更好效果的。锥体数据采集方面，一般采用光学的或者电波探测（雷达）的方法进行采集。同时，电子锥体检查法最大的一个优点就是可以提供打印出的锥体及平衡数据，以便在调整工作中

使用。记录的数据可以被下载到一个地面设备上，一个具有适当软件程序的电脑设备就可以对下载的数据进行分析及存储，并且作为该直升机或者部件的历史数据。

电子锥体检查设备有许多不同的类型，可以在需要时安装在直升机上进行检查工作。许多大型直升机已经将这样的设备设计成模块部分永久地安装在直升机上，例如“直升机应用及监控系统”（HUMS）。

7.4.2 预调锥体

生产厂家为了将所有生产的桨叶与标准桨叶相匹配，达到在实际使用中的统一，采取了预调锥体的方法。也就是将桨叶安装在一个同时装有标准桨叶的旋转测试装置上，对其进行比较，并将所要求的达到能与标准桨叶相匹配的调整值标示在每片桨叶根部的下表面，通常该调整值的角度单位为“分”（即：1/60 度）。

将一片预调锥体的主桨叶安装到直升机上后，可以有许多不同的方法来调整设定桨叶的变距角。许多桨毂头变距杆上都设有刻度，出厂时变距杆都为统一的一个标准长度，当需要进行预调锥体时，可以根据刻度来确定调整量；另一方面，在桨毂和轴套上也可以设有游标尺，用来确定变距角的大小（如下图所示）；或使用水平卡具将主桨毂头固定在预设位置上，根据刻度调整变距杆的长度，同时通过游标尺读出变距角变化。

理论上，经过以上预调锥体的工作，桨叶应该已被设置在理想锥体状态下了。可是实际工作中由于许多因素的影响，预调锥体后还需要对锥体进行检查（可以采取其中一种已经讨论过的锥体检查方法），进一步精细调整桨叶锥体。

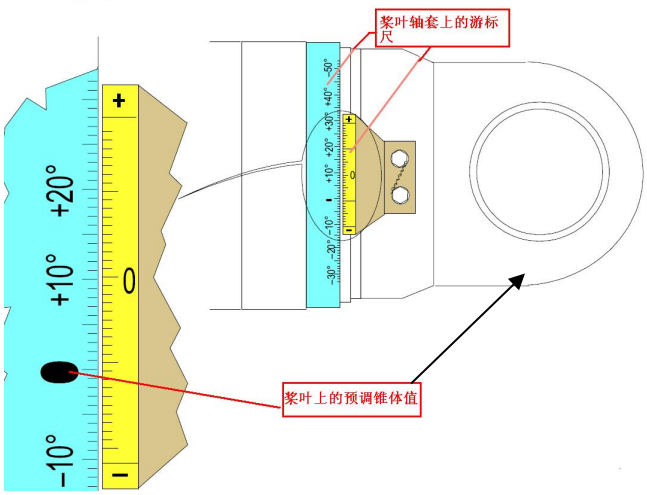


图 7-19 桨叶上的锥体预调

7.4.3 锥体调整

锥体调整可以采用以下两种方法中的一种，或者同时两种：

（1）调整变距杆的长度。

（2）调整安装于桨叶外部后缘的调整片。

地面锥体调整一般是通过调整变距杆的长度来实现。直升机维护手册中通常会给出相对于每个变距杆调整量相对于翼尖轨迹的移动变化量。调整量的单位通常为“面”（也就是在变距杆上，使用扳手紧固锁定螺帽的六边形的一个面）。同时，维护手册还会注明变距杆伸长或缩短的最大允许长度，在实际工作中一定不能超过该限制。如果调整量超过了这个限制，那么应该重新检查调整量的大小是否正确，如果该大小正确，则应该确定是什么原因造成了调整量超出限制。通常情况下的做法是将飞行控制系统以及变距杆恢复到其基准状态下，重新进行锥体检查。

如果其中一片桨叶仍然需要调整超出限制，可以尝试调整其它几个变距杆，将其它的桨叶飞行轨迹整体上移或者下降，以达到将所有翼尖轨迹处于同一锥体。

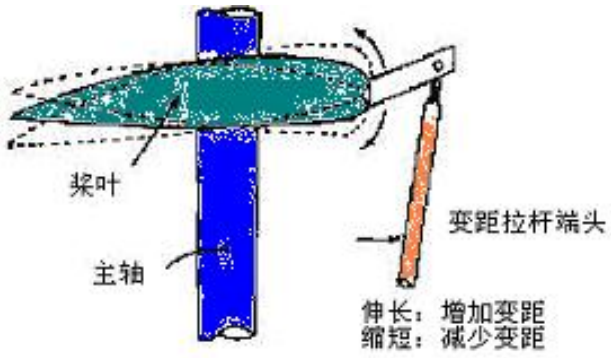


图 7-20 改变变距拉杆长度调整锥体

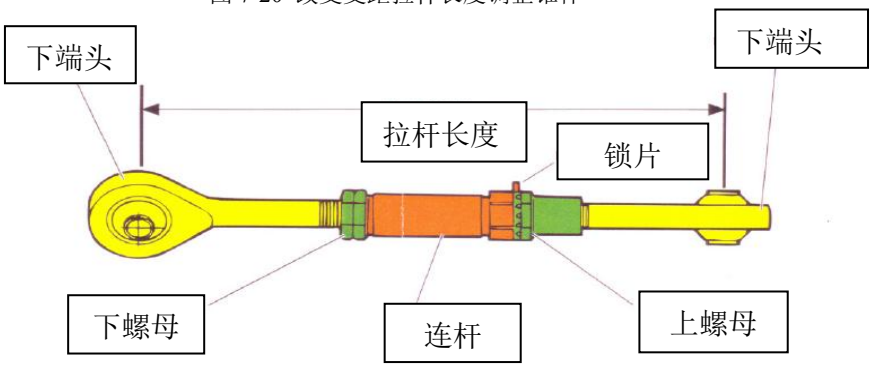


图 7-21 典型的变距拉杆

飞行锥体通常通过调整固定安装的调整片来实现，也就是进行微小的锥体调整。主桨叶通常会有 6 到 8 片调整片，一般只有 2 片是用来进行飞行锥体调整的，其它的都是不可调的，并且必须保持为出厂时设定的状态。一旦进行了调整片调整，就需要将调整量记录在原始履历卡中。

维护手册中会给出调整片的最大允许调整量。下图所示中，左面的桨叶显示当将调整片向下扳动调整后，会使桨叶下降；右面的桨叶显示当将调整片向上扳动调整后，会使桨叶上

升。调整时要注意 7 和 8 调整片要均匀调整，比如目标调为整 2 度，那么 7 和 8 应各调整 1 度。

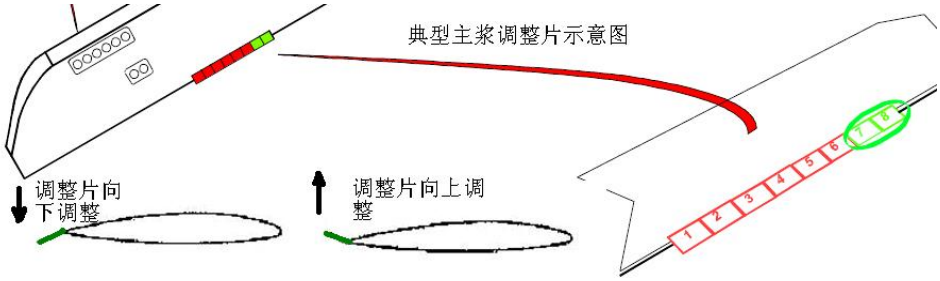


图 7-22 桨叶调整片

使用“弯板器”和量角器对调整片进行调整。量角器连接到桨叶后缘，弯板器安装在调整片上，维护人员用力扳动弯板器上的把手来改变调整片的位置。弯板器必须与需要进行调整的调整片尺寸长度是一致的，这样调整时整个调整片都被扳动，而不会造成波纹效果。禁止使用手或者像钳子一类的工具扳动调整片，因为这样不能实现整个调整片的统一调整，而且有可能损坏调整片，破坏直升机锥体及振动。当完成了调整工作之后，应该注意检查在调整片连接到桨叶后缘处有无裂纹。

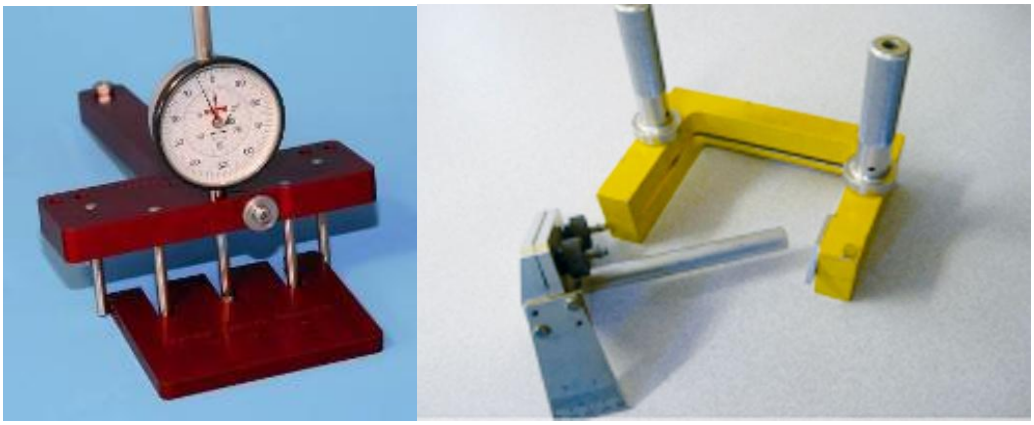


图 7-23 桨叶“弯板器”和“量角器”

一些小型直升机，在桨叶后缘并没有装有调整片。进行锥体调整时，直接在指定位置的桨叶后缘进行向上或者向下扳动的调整。

由于锥体调整并不能消除所有低频振动，因此必须慎重考虑锥体调整方法的采用。如果进行了正确的锥体检查及调整后，并且桨叶轨迹已达到要求，低频振动仍然存在，那么应该对整个桨毂头及飞行控制系统进行详细检查，而不是盲目地继续进一步锥体调整。

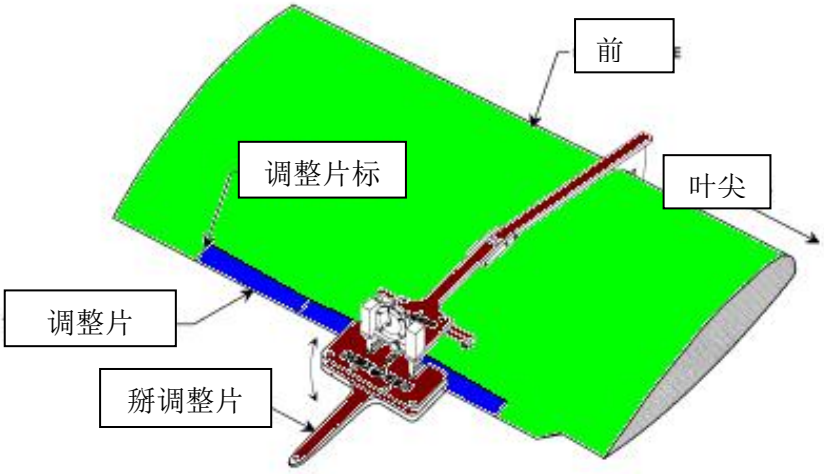


图 7-24 桨叶后缘直接作为调整片

7.4.4 尾桨叶振动调整

应用于主桨叶锥体检查中的方法也可以应用于尾桨叶锥体检查中。实际工作中一般都采用频闪检查法和电子检查法。

尾桨叶片一般没有桨叶后缘调整片，所以锥体调整一般通过改变变距杆长度来实现。在尾桨锥体检查工作中，由于尾桨叶片离地面很近，所以需要特别小心不要伤害到地面工作人员。同时由于工作区域在直升机尾部，不在飞行员视线范围内。这样就需要在场有一名安全员，可以同时被飞行员和工作者观察到。当飞行员给出开始工作的许可后，安全员传递开始信号给工作者。

7.4.5 锥体检查程序

操作者应根据维护手册对直升机进行锥体检查。以下所叙述的工作程序是概括了所有锥体检查操作中的普通共性部分内容，仅作为参考。

7.4.5.1 地面锥体

（1）检查整个桨叶传动机构，确定所有维护工作都已完成；

（2）如果采用频闪或者电子方法，其检查设备按照厂家说明书或者维护手册的相关规定来安装。检查设备的所有连线必须牢固固定在机体上，正确安排导线束的走向，不至于造成对操纵系统的阻碍和损伤；

（3）实施完整的飞行前检查程序，确定直升机处于适航状态；

（4）在驾驶舱有一名合格的飞行员操纵，这样一旦直升机产生地面共振或者其它类似的问题，可以迅速将直升机提升至悬停；

（5）只有当直升机正常工作时，飞行员给出可以开始进行检查工作的许可后，工作人

员才可以开始锥体检查，否则不允许擅自开始工作；

（6）一旦检查工作完成，获取数据并纪录，直升机应马上关车；

（7）对检查数据进行分析后，如果需要，正确进行锥体调整。调整可以包括改变变距拉杆长度，调整后应正确锁定变距拉杆；

（8）地面锥体检查程序可以重复实施，直至锥体符合维护手册中的规定。

7.4.5.2 飞行中锥体

（1）详细检查桨毂头及桨叶状态，尤其是在进行了锥体调整工作后；

（2）进行完整的飞行前检查程序；

（3）如果需要在飞行中携带检查设备，应对设备及其连接导线进行仔细检查。导线应被固定在机体上，并且不会造成对直升机控制的任何阻碍和损伤；

（4）一般飞行锥体是指检查直升机处于悬停及不同向前飞行速度的状态下的锥体情况。注意：任何检查操作都应首先得到飞行员的许可，才开始进行；

（5）检查完成后，悬停阶段振动的调整工作，一般是通过调整变距拉杆长度来完成，大速度飞行阶段的振动，调整工作一般是通过调整桨叶后缘调整片来完成，注意使用正确的调整工具；

（6）调整片被调整后，应检查其固定根部是否出现裂纹；

（7）飞行中锥体检查程序可以重复实施，直至达到满意的锥体结果；

（8）某些情况下如果进行了锥体调整后，还需要进行直升机自转检查。在安全的高度上使直升机进入自转状态，当自转转速稳定之后，记录下转速、高度、外界空气温度。与维护手册中的相关图表进行对比，检查自转速度是否在限制范围内；

（9）所有锥体检查工作完成后，将所有检查设备从直升机上拆除。

7.5 HUMS 系统

7.5.1 系统简介

许多大型现代直升机已经加装了直升机应用及监控系统（HUMS）或者综合直升机应用及监控系统（IHUMS），将其作为一个永久部件安装在直升机上。该系统是用来监控和显示一些影响飞行安全的参数。其中的一部分就是探测及记录桨叶、传动机构和机体的振动水平，某些型号的 HUMS 及 IHUMS 系统也会探测及记录桨叶的锥体。

在一个典型系统中，如图 7-25 所示，有多达 17 个加速度计来探测传动机构振动；7 个加速度计探测主桨和主减；1 个加速度计探测尾桨。另外有多达 6 个加速度计探测机体振动；

2个安装在发动机上。系统还包含有一套光学仪器用来监控主桨叶锥体，根据系统设置的不同，可以在全部或者部分飞行状态下监控锥体。

传感器将信息传递到“维护数据记忆卡”（CMDR），并储存在卡内。信息可以显示在驾驶舱显示单元（CDU）上，也可以下载到一个地面站。驾驶员可以通过CDU了解振动水平及锥体状况。一但超出限制，显示器给出警告提示。

地面站是一台装有配套软件的电脑，用来下载并分析CMDR上的数据。并且可以向维护人员给出建议，使一些潜在的故障在发生之初即提醒维修人员处理。同时还可以对每架航空器以及被监控系统的历史进行数据归档。图7-26为某种机型的HUMS流程图。

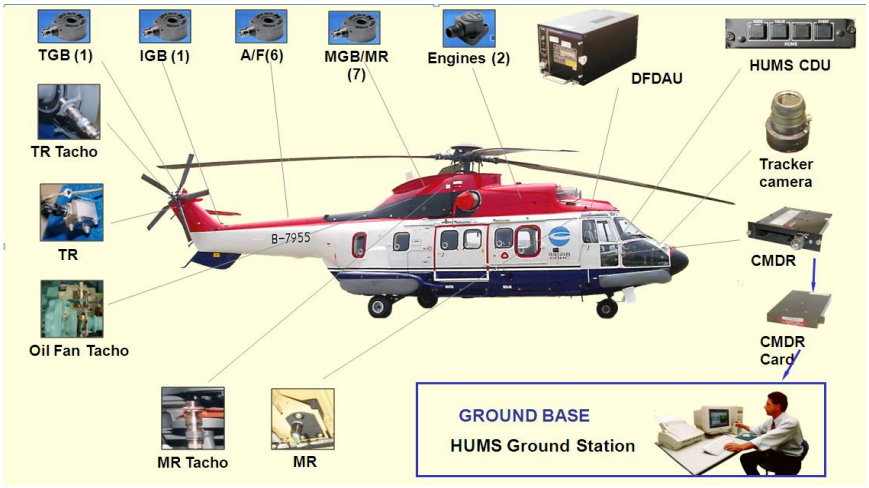


图7-25 IHUMS系统加速度计安装示例

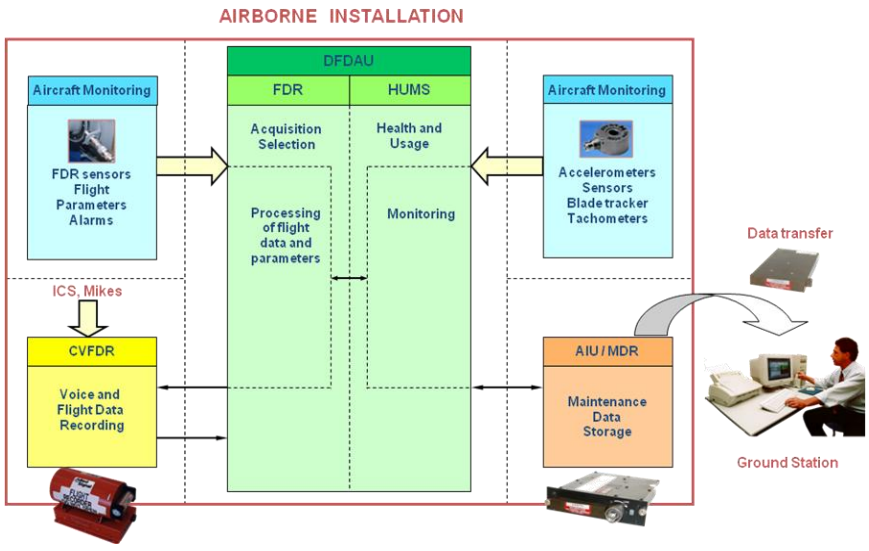


图7-26 典型的HUMS方块图

7.5.2 振动水平的监测

直升机的振动水平检测能较早的发现传动系统部件的潜在故障和问题，便于在发生严重

故障和问题之前，给予及时的纠正处理。振动水平的监测应遵守维护手册的时间间隔要求及时进行，或者在更换大部件后和帮助故障诊断时进行。

直升机可以使用的振动分析与检测设备有很多，它们都是通过预先安装在指定位置的加速度计来获取振动数据。其中一些加速度计通过对振动频率的扫描、调谐得到一个固有的振动频率。通过振动检测设备，我们可以得到振动的速率和频率，按照维护手册的标准，就可以判断出振动水平是否在容许的误差范围之内。由于不同传动部件转动的角速度不同，其频率也就不同，所以按其频率的差异，就可以同时收集到每一个部件的振动数据或从得到的振动速率和频率找出振动源。

7.5.3 直升机健康监控系统（HUMS-Health and Usage monitoring system）

现代直升机在定点监测振动水平的基础上，专门开发了通过对所有机械转动、传动部件振动的采集来监控直升机整机振动环境的“健康监控系统（HUMS）”。

典型的直升机“健康监控系统”通常由负责采集、处理振动信号的机载硬件设备和安装有下载、解码分析软件的“地面站（GSC）”服务器两部分组成。每日飞行后，维护人员将数据记录卡上记录的采集数据下载到地面站，经过特定软件的处理分析和与基准值的对比，可以得到包括传动部件、机身、发动机的振动数据，旋翼轨迹平衡、发动机功率趋势、滑油金属粉末出现的次数和量比以及其他的飞行数据超限状况。

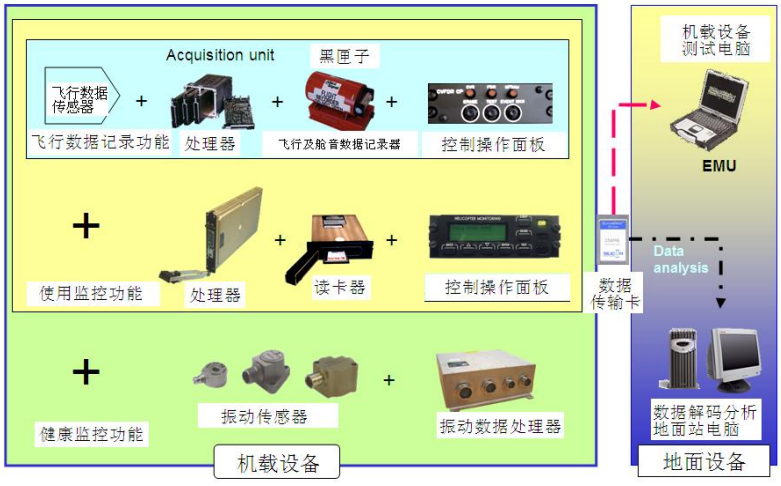


图 7-27 典型直升机 HUMS 系统示意图

7.6 地面共振

7.6.1 地面共振成因

地面共振是发生在地面的一种自激发的振动，当直升机在地面工作或滑跑时受到外界振

动后，旋翼会偏离平衡位置，这时桨叶重心偏离旋转中心，桨叶重心的离心激振力引起机身在起落架上的振动，机身的振动对旋翼起激化振动的作用，形成一闭环系统，使得旋翼摆振运动越来越大。当旋翼摆振频率与机身在起落架上的某个固有频率相等或接近时，系统的阻尼又不足以消除它们相互激励的能量，这时地面共振将逐渐地发展变大，如果地面共振没有被及时正确地处理，将会导致整个直升机的结构损毁。地面共振多发生于全铰接桨毂头结构的直升机上，由于主桨机构几何上的不平衡而造成的。

实际上当桨叶发生不正常位移时，也就是一片桨叶向前挥动，而临近的另一片桨叶向后摆动时，产生了不平衡力矩，桨叶重心也从其平衡位置上偏出。不平衡力矩传递到机体结构上就会造成直升机前后、左右摇摆。如果任由这种摇摆发展下去，就足以使直升机侧翻，最终损毁直升机。下图所示表明桨叶前挥后摆是如何造成地面共振的。

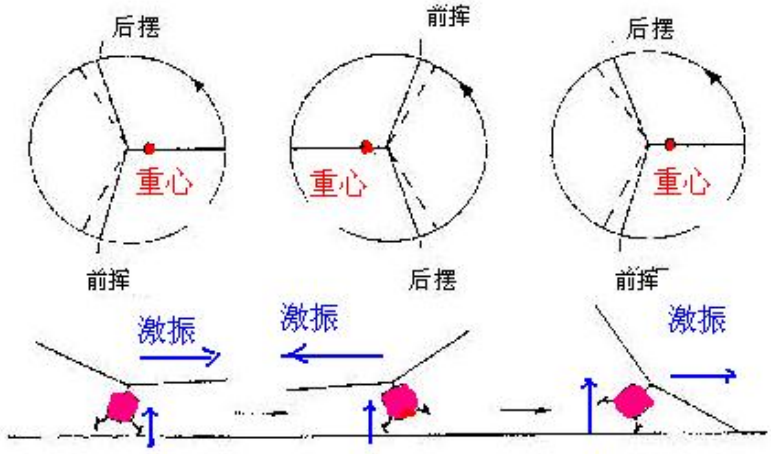


图 7-28 地面共振

7.6.2 地面共振预防措施

桨叶引起的摇摆移动造成直升机产生反作用力，并且通过起落架传递到地面时，情况就会更加恶化。如果轮胎压力不足，或者减震支柱设定不正确或压力不足时，情况也会更加恶化。所以有必要定期检查起落架轮胎的压力状况，以及根据维护手册中的规定或者如果怀疑起落架存在着隐患时，采取必要的、正确的措施。减震支柱也应根据维护手册中相关的内容，定期检查压力及伸展状况。

滑橇式起落架一般都设计成具有吸收振动的功能，但滑橇式起落架也可能使地面共振的情况更加恶化，尤其是在铰接点发生磨损或者没有进行正确的起落架调试时。滑橇式起落架应该根据维护手册的相关内容进行定期、仔细的维护，避免可能的地面共振现象。

地面共振也经常出现在旋翼开始转动并且逐渐加速的期间，这是由于在这段期间内桨叶离心力不够大，导致桨叶“滑”出锥体。所以旋翼启动时间不宜过长，应该尽快将旋翼达到

正常转速。

一旦直升机发生地面共振，负责操控直升机的飞行员应该：

（1）减小油门，将桨距放到底；

（2）蹬舵，防止直升机猛烈转动；

（3）如果上述两项措施仍没有使振动明显减弱，则应立即关闭发动机，并柔和地使用旋翼刹车；

（4）在滑跑情况下如果出现地面共振，在考虑起飞重量、标高、温度、湿度等因素，且净空条件允许，则应立即将直升机提升离开地面进入悬停状态。直升机在空中摇摆位移将会消失。应该注意的是，此时引起地面共振的振动源依然存在。直升机应在重新落地后迅速关车，查明原因。

第8章 燃油系统

8.1 燃油系统概述

直升机燃油系统的功能主要是以适合于燃烧的形式向发动机供应燃油，保证发动机在启动、加减速等过渡工作状态和发动机所有稳定工作状态下能够获得所需要燃油流量，使发动机的启动和加减速过程达到既快速又安全稳定地工作，同时通过稳态燃油控制使发动机为飞机及其附件提供必要的动力。

8.1.1 燃油系统的主要功能及特点

8.1.1.1 直升机燃油系统主要功用

（1）可靠供油：燃油系统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；

（2）存储燃油：油箱中存储着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；

（3）调节重心：通过燃油系统，可调整直升机横向和纵向位置重心；

（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。

8.1.1.2 直升机燃油系统特点

（1）重心影响小——采用涡轴发动机作为动力装置的现代直升机燃油消耗率不大，整个航程中消耗的燃油油量比大型运输机要小很多，为解决载油和空间的矛盾，直升机多采用软油箱。油箱一般安装在客舱地板下部，紧靠直升机重心，飞行中燃油的消耗对直升机重心和平衡产生的影响较小；

（2）供油安全——现代直升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，保证供油安全。当油泵都失效时，依靠发动机燃油泵的抽吸仍可保证燃油供给。确保供油安全还要考虑防火问题；

（3）维护方便——有的直升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。

8.1.2 燃油系统基本结构及供油方式

8.1.2.1 直升机燃油系统的基本构成

直升机燃油系统构成一般包括：油箱、泵、油滤、阀门、燃油管路、计量设备、监测设备等部件，这些设备在设计上严格遵守相应民航法规的要求。

根据直升机燃油系统的供应方式不同，现代直升机燃油系统可以分为压力式和重力式两种。

1.压力式

压力式供油是在直升机燃油箱位于机身下部及两侧装有燃油增压泵，通过燃油增压泵对燃油增压使燃油上行对发动机进行燃油供给。燃油箱内有两个电动燃油增压泵，燃油被增压后依次经过单向活门，切断阀，机身油滤，发动机油滤，发动机驱动的燃油泵，最后到达发动机燃油控制系统，压力式燃油系统一般用于涡轮发动机的燃油系统，如图 8-1 所示直升机。

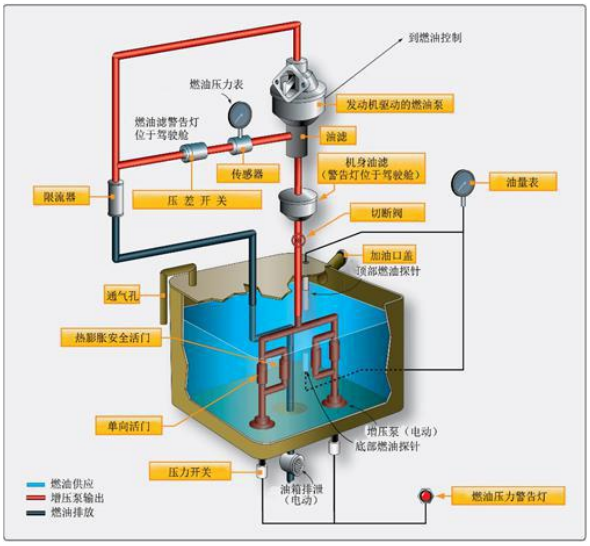


图 8-1 某型直升机上的压力式燃油系统简图

2.重力式

重力式供油是使燃油箱位置高于发动机，以重力方式对发动机进行燃油供给。对于重力式燃油系统，燃油从通气的燃油箱开始，依次通过出口油滤，开关阀，主油滤，汽化器，最后进入到发动机。这种类型常见于活塞式发动机供给，如图 8-2 所示。

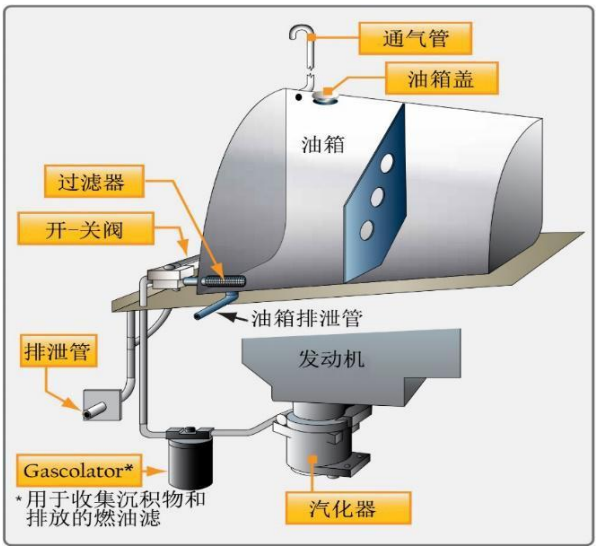


图 8-2 某型直升机上的重力式燃油系统简图

8.2 航空燃油

8.2.1 航空燃油的种类及要求

8.2.1.1 航空燃油的种类

飞机上不允许使用混合燃油，直升机应使用生产厂家维护手册中指出的正确类型和等级的燃油。直升机上主要使用两种类型的燃油：

（1）航空汽油：用于活塞式发动机；

（2）航空煤油：用于涡轮式发动机。

（3）可持续燃油 SAF（Sustainable Aviation Fuel）：主要是指以废弃的动植物油脂、油料、使用过的食用油、城市生活垃圾和农林废弃物为原料制造的混合物。相比于化石燃料最大的优势在于生产使用过程中可以减少碳排放总量。

使用这种新燃料的优势之一是可以使飞机在保持相同飞行性能的同时最大限度地减少碳排放。目前，空客已经完成在航线客机和直升机上使用全 SAF 飞行的实验。所有空中客车直升机都可以使用与航空煤油混合比最多为 50%的 SAF 燃料进行飞行，并计划在 2030 年之前能够使用 100%的 SAF 燃料飞行。

8.2.1.2 航空燃油的要求

航空燃油应该有以下性能:

（1）在所有工作条件下能够用泵传送和易于流动；

（2）允许发动机在所有地面条件下启动和提供可靠的再次点火的性能；

（3）在任何条件下提供有效的燃烧；

（4）提供尽可能高的热值；

（5）对燃烧室和涡轮叶片造成最小的腐蚀；

（6）对燃油系统部件产生造成最小的腐蚀；

（7）对燃油系统的运动部分提供足够的润滑；

（8）着火的危险程度低。

8.2.2 航空汽油

8.2.2.1 航空汽油的主要性能指标

石油的直馏产品和二次加工产品与各种添加剂混合形成航空汽油。其主要性能指标是品度值和辛烷值。

（1）品度值：以富油混合气工作时输出的最大功率(超过这一功率便出现爆震)与工业异辛烷所输出的最大功率之比，用百分数表示。

（2）辛烷值：辛烷值表示航空汽油的抗爆性能，即在发动机中正常燃烧（无爆震）的能力。标准燃料由异辛烷和正庚烷混合液组成。辛烷值指与这种汽油的抗爆性相当的标准燃料中所含异辛烷的百分数。异辛烷的体积百分数越高，抗爆性能越好。对辛烷值的要求依发

动机的特点而异，主要取决于压缩比，压缩比越大，辛烷值应当越高。为提高辛烷值，可往汽油中加入含有抗爆剂（如四乙基铅）的乙基液。

8.2.2.2 航空汽油的等级-AVGAS

航空汽油的不同等级是通过马达法辛烷值（MON）取得的两个数字确定的。第一个（数值低的数字）是“贫气混合气辛烷值”，第二个(数值高的数字)是“富气混合气辛烷值”。例如：Avgas100/130，其中 100 代表巡航状态下油气混合气的辛烷值为 100，130 代表起飞和大功率状态下油气混合气的辛烷值为 130。航空汽油里添加剂如四乙基铅（TEL）能够帮助抑制爆震和提供润滑，1gTEL 包含 600mg 的铅。

（1）Avgas80/87：每升最大含铅量为0.14克，只用于压缩比非常低的引擎，在20世纪末逐渐被淘汰；

（2）Avgas91/96：含铅量很少，可忽略不计，国内很少使用；

（3）Avgas91/96UL：含铅量为零，2010 年 11 月，欧洲航空安全局（EASA）基于其 20 年来的无故障使用经验，批准了各航空发动机厂家使用这种无铅航空汽油；

（4）Avgas100/130：是一种高辛烷值的航空汽油，每升最大含铅量为 1.12 克，现已被 Avgas100LL 取代；

（5）Avgas115/145：为第二次世界大战时飞机广泛使用的汽油。现在则专为特殊活动而生产有限批次，如:unlimited air races；

（6）Avgas100LL：每升最大含铅量为 0.3～0.56 克，是现今全球最常用的航空汽油。从环境保护的考虑，航空界一直在寻求不含 TEL 的航空汽油。航空汽油在全球范围内占很小份额。Avgas100LL（low-lead）低铅汽油就成了唯一一种能满足所有安装活塞式发动机的飞机的理想汽油。对于使用 Avgas91/96 汽油和 Avgas100/130 汽油的发动机，则没有任何影响，但对于那些本应使用 Avgas80/87 汽油的发动机，因为使用了含铅量多的 Avgas100LL 汽油，导致火花塞很容易变脏，缩短发动机大修时间。

8.2.3 航空煤油

8.2.3.1 航空煤油的特性

航空煤油与航空汽油的特性显著不同。它比汽油含有更多的硫，和各种抑制剂来控制腐蚀、氧化、结冰、微生物和细菌的生长。航空煤油会在发动机内维持持续燃烧，航空煤油在正常地面温度下不易挥发成可燃气体，是一种窄馏分煤油，它粘度高，燃点高，密度大约为 0.8。在一些情况下民航飞机允许使用一种密度较低，燃点低，包含有汽油的宽馏分极其易燃的燃油，是 AVTAG。在民用航空涡轴和涡扇发动机上通常使用的燃油是 JETA1。

8.2.3.2 典型的航空煤油

（1）JETA：一种航空煤油，冰点 - 40℃，仅适用于美国。比重范围=0.775—0.83；

（2）JETA1：同JETA。普遍使用；

（3）JETB：是一种宽馏分汽油，不普遍使用。比重范围=大约0.76；

（4）JP4：是一种宽馏分汽油，当加入一些添加剂后就叫作AVTAG，用于军用。比重范围=0.76；

（5）JP5：高燃点煤油主要用于运输飞机,被称为AVCAT，比重范围=0.83。

8.2.3.3 JETA1 的特性

（1）燃点：最低 38℃；

（2）比重：15℃时 0.81；

（3）热值：18560BThU/Lb 或 150400BThU/gallon；

（4）粘性：从-60℃时 22 厘斯到+43℃时 1.2 厘斯；

（5）Raid 蒸汽压力（RVP）：15℃时 2-3P.S.I 大气压；

（6）挥发性：是指液体转化为气体的难易程度。挥发性越高，转化为气态所需的大气温度就越低。液体在大气压力越低时，转化为气体所需温度越低。因为燃油系统需要很高的挥发性，这种特性给飞机燃油系统带来了一些难题，同时也带来了油箱和管路中的气塞问题。

8.2.4 航空燃油的质量要求

8.2.4.1 添加剂

在燃油中添加一些混合物，来改变燃油的特性，以便克服各种难题，燃油系统中的添加物需要非常严格的管理。例如：

（1）燃油系统防冰剂(FSii)：使用 FSii添加剂能够使燃油中水分的结冰点减小到-47℃到-50℃。当飞行高度增加温度降低，水从燃油中析出，这种添加剂与燃油不发生反应，只是降低燃油中水的结冰点。它可以防止水形成冰块堵塞油滤，避免进入发动机的燃油量减少。这种添加剂也能阻止一些真菌的生长；

（2）腐蚀抑制剂：它是用来防止燃油系统管路和燃油储油箱中的铁质金属生锈。有时它以药片状（例如锶、硌酸盐）的形式放置于油箱中。燃油中总是有这种添加剂，因此该药片是必备的物品；

（3）静电抑制剂：燃油在油箱中振荡（形成紊流）并且摩擦自身和油箱表面，会在燃油中形成静电。一旦在燃油中形成大的电位差，就会同大气中闪电一样在燃油内部产生电弧。为了防止这样的情况，燃油中添加了静电抑制剂，使燃油导电性更强，这样能够消除可能在燃油内部形成的电位差；

（4）生物杀虫剂：这种添加剂大多是用来防止燃油中微生物的生长，往往直接添加到燃油中。

8.2.4.2 清洁

严格清洁对于确保直升机和发动机燃油系统正常安全工作十分重要。燃油系统外来污染物能引起油箱和相关部件的腐蚀和损伤，导致发动机严重故障。当在燃油系统中使用密封胶时，注意不要使用过量，因它可能进入系统，阻碍、损伤活门、泵和油滤等部件。

当燃油系统要打开通风口或断开某些连接部分时，必须使用堵盖或专门设计的口盖防止

外来物进入。堵盖可以由橡胶、塑料或可以用于燃油系统的金属制成。

清洁不仅仅用于已安装的系统，同时适用于一些地面设备，例如：同燃油系统相关联使用的测试装备、容器、加油车和储油箱，都要定期进行污染物的检查。

警告：皮肤接触煤油和其它航空燃油能引起皮肤反应或皮炎。因此，皮肤一旦接触煤油应尽快使用大量的冷水冲洗皮肤。

8.2.4.3 微生物污染

向油箱内添加微生物抑制剂，是预防燃油微生物的方法。航空煤油中含有可以在水中繁殖的微生物类的真菌。真菌本身非常纤细并且可以带有很多颜色，从白色到褐色到接近黑色变换，大量的真菌会带有难闻的气味。如果燃油系统或油箱中含有水分，将导致菌类繁殖和进一步腐蚀油箱。除了腐蚀和堵塞油管和油滤，真菌污染也可能导致燃油量指示不稳或错误。过度添加微生物抑制剂会在油箱内产生结晶堵塞油路，所以需严格按照手册中的要求添加。

8.2.4.4 燃油质量控制

必须小心的控制加入直升机的燃油质量，严格限制燃油中含有的水分和杂质。应该经常检查散装储存油箱污染情况，定期从这些油箱的放油口放沉淀检查。通常使用水分检验剂来检验燃油中的水分，通过浸入燃油后的水分检验剂的颜色可以判断燃油中是否有水存在。

经常给直升机加油的油车一般装有浮子式放油口和水分离器，应每天检查油箱排水口，管路有无水分、沉淀和其它污染。如果油样中发现微生物污染，应检查储油罐中的污染状况。见图 8-3 所示。



图 8-3 常用的水分检验剂及使用示意图

8.3 燃油系统各部件

8.3.1 燃油箱

8.3.1.1 油箱类型

油箱用来存储飞行所需的燃油。燃油箱分为软油箱、快卸式油箱和整体油箱三种类型。燃油箱有一个位置较低的集油槽，用来排放污染物和水。集油槽上安装有放沉淀活门，用于航前检查时排放污染物和水。它们通常包含通气管或通气孔与外界连通。

1.软油箱

软式油箱包括通气口、放油口、油量指示器等部件。软式油囊或油箱实质上是一个加强的橡胶袋，袋子放置在不密封的隔舱内，隔舱依照结构来设计，承载燃油的重量。

软油箱特点：

①软油箱由耐油橡胶、胶层和专业布等胶合而成，军用飞机还有天然橡胶层和海绵橡胶层；

②软油箱只起密封作用，由放置软油箱的四壁来受力；

③便于做成各种形状，能很好的利用空间；

④油箱渗漏点很难找，易老化、龟裂，影响工作寿命。

油箱的机体隔舱是独立的，它有一个相对较小的开口，用来放入油箱。先要在直升机狭窄的安装位置涂上滑石粉，油箱表面也要涂上，当做润滑剂来使用。再将油箱卷起，放入隔舱，然后展开，使用锁扣或挂钩固定在隔舱的顶部，底部和侧面。软式油箱是直升机最常使用的燃油箱类型。见图 8-4 所示。



图 8-4 软油箱

2.快卸式油箱

快卸油箱在现在直升机中广泛使用，可以增加转场航程，到达任务地点后，可将快卸油箱拆下，换上吊挂装置等任务设备，进行作业。下图为某机型快卸油箱照片。油箱为密封结构，油箱装有供油管路，燃油放油口位于油箱的较低点，燃油通气口位于油箱顶部附近，同时有相应的电器插头。

快卸式油箱也包括通气口、放油口、油量指示器等部件。油箱通常是铝合金材料焊接而成，油箱内装有隔板，隔板连在油箱的结构上，它的中间有一些小孔允许燃油流动，其主要作用是防止快速动作时导致的燃油飞溅。快卸式油箱也叫转场油箱，用于直升机的远程飞行，某些机型的快卸油箱有专门的安装隔舱，有的则装在客舱、短翼或货舱内。油箱是密封的，而隔舱不是，安装油箱的隔舱结构上是独立的。因为油箱要比安装隔舱小，因此不能充分利用有效的空间。油箱和隔舱内的底部装有供油管路，燃油放油口位于油箱的较低点，燃油通气口位于油箱顶部附近。见图 8-5 所示。



图 8-5 某型直升机上的快卸式油箱

3.结构油箱

结构油箱又被称为整体油箱。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已妥善密封。固定翼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。结构油箱的特点是可充分利用机体内的容积，增大储油量，并减少飞机的重量。

8.3.1.2 油箱布局

一般直升机上会布置多个油箱，这些油箱一般分为两组，每组油箱分别向一侧发动机供油。每组油箱的单个油箱间依靠管路和引射泵相连，每组油箱均有一到两个增压泵，增压泵出口通过管路与发动机燃油系统连接。一般以油箱组中的纵油箱定为主供油箱，有的系统在纵油箱中装有一个供油小油箱（也叫消耗油箱），将增压泵装于小油箱中。加油口一般都与每侧的主油箱相连接。见图 8-6 所示。

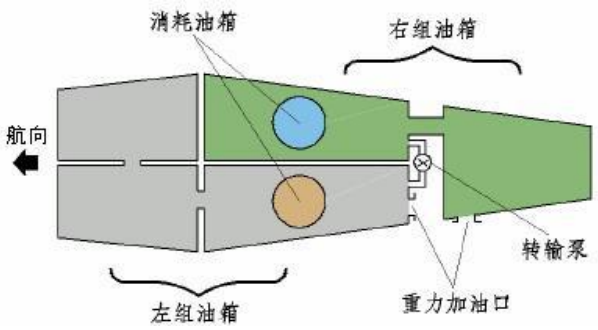


图 8-6 某机型油箱布局示意图

8.3.1.3 油箱通气系统

油箱通气系统具有以下三个方面的作用：

（1）平衡油箱内外气体压力，确保加油、抽油和供油的正常进行；

（2）避免油箱内外产生过大的压差造成油箱结构损坏；

（3）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。

油箱通气的原因是：当油箱内的供油泵向发动机供油时，油箱油面会下降，若油箱密闭，油箱内就会形成负压，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。燃油通气系统不仅要做到将油箱简

单地与外界大气相通，还必须防止因直升机姿态改变时燃油从通气口溢出而引起火灾。一般油箱通气系统包括二组独立的通气管路连到膨胀油箱上。这个膨胀油箱通过安装在其顶部的防溢油阀与通气管路上的防回火装置、绝缘管以及两条通气导管相连。见图 8-7 所示。

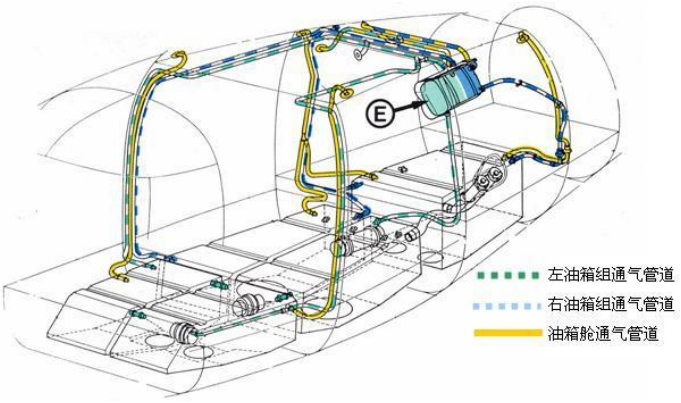
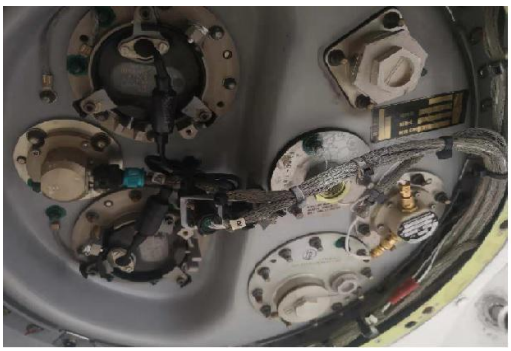


图 8-7 某机型油箱通气系统

8.3.1.4 油箱底部安装盘（安装燃油泵和油量传感器）

燃油泵和油量传感器一般安装在油箱底部安装盘上，见图 8-8 所示，某机型油箱底部安装盘，装有两个燃油增压泵，油量传感器，放油口，放沉淀阀，低油面开关和高油面开关。



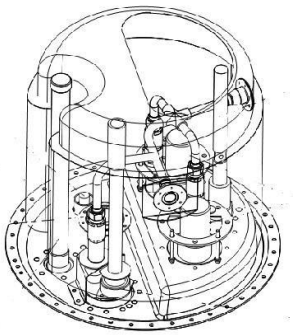


图 8-8 典型的油箱底部安装盘

8.3.2 燃油管路及固定

8.3.2.1 燃油管路分类

飞机燃油管路有刚性管和柔性管两种。

（1）刚性管：刚性管一般由铝合金制成，在发动机高温，高振动的部位，则使用不锈钢材料。刚性管路间的连接，通常使用喇叭口跟直口接头连接的形式。它们在连接时，应严格按照操作手册中制定的力矩值拧紧。否则，很容易造成燃油渗漏或接头损坏。军用飞机一般都使用刚性燃油管，刚性管在民用飞机上也有使用，如：一些燃油系统部件的连接。

（2）柔性管：柔性燃油管在直升机上最为常见。

柔性燃油管的内芯为合成橡胶，在它外层包裹着一层加强的纤维编织物，最外层为合成覆盖物，见图 8-9 所示。还有些柔性管外层则是不锈钢编织层，见图 8-10 所示。一些特殊位置的燃油管还会被设计成可以防磨防火，见图 8-11 所示。

直升机燃油管路的直径和线路是根据燃油系统流量需求决定的。

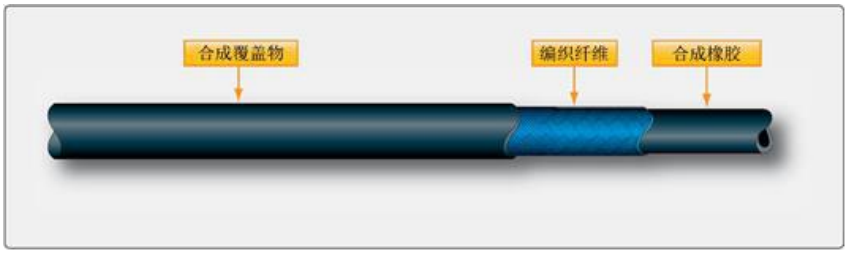


图 8-9 典型柔性飞机燃油管、由纤维编织层加固

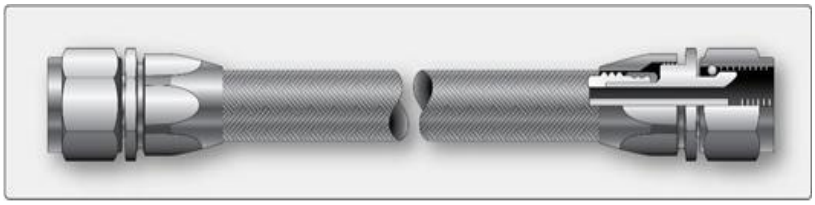


图 8-10 典型不锈钢编织层柔性飞机燃油管



图 8-11 典型外层可防磨防火的柔性飞机燃油管及安装工具和卡箍

燃油管路安装注意事项：

（1）禁止扭转，燃油管路表面的印刷字迹可以作为是否扭转的参考；

（2）燃油管路与电缆间应保持分开，不可将电缆固定在燃油管路上。如果不可避免，应将燃油管置与电路下部，防止燃油泄漏时，滴落在电缆上；

（3）金属燃油管路与飞机机身结构间应安装搭铁线。这是非常重要的，因为燃油流动时会产生静电。对于那些穿过机身结构的燃油管，应该在机身结构口周围安装保护橡胶，见图 8-12 所示。

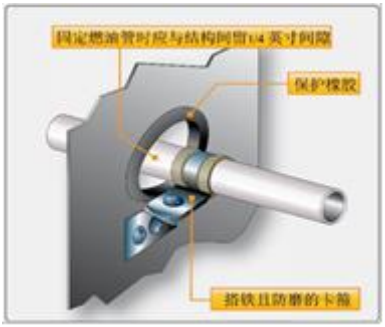


图 8-12 固定金属燃油管的卡箍除了能防磨外、还应与机身搭铁

8.3.2.2 燃油供油管路的检查

以某机型为例，典型的燃油供油管路检查程序如下：

（1）穿过主减速器舱平台的燃油管路连接状况良好，固定牢靠无渗漏，接头锁紧；

（2）硬导管连接的状况良好，固定牢靠无渗漏，搭铁线连接牢靠；

（3）供油软管连接牢靠无渗漏，接头锁紧；

（4）卡箍的连接状态良好无渗漏，密封圈无老化现象；

（5）燃油切断开关与直升机结构的连接牢靠无渗漏，接头锁紧；

（6）检查压力传感器状况良好，固定牢靠、无渗漏，电气连接牢靠并锁紧。

8.3.3 燃油活门

燃油活门用来切断或转换燃油流动，使燃油输运到指定位置。根据活门的位置和功能，它们有不同的名字，如：排泄活门，关断活门，转输活门，交输活门等。燃油活门可以通过手动操作、马达操作和电磁线圈操作。

8.3.3.1 手动操作活门

直升机上有多种排泄活门，比较典型的有：放油活门，放沉淀活门和燃油切断活门等。它们一般都是人工手动操作的。

（1）放沉淀活门：按照维修工作的有关规定，航前要把油箱中的水份和沉淀物放掉。放沉淀是通过油箱底部的放沉淀活门实现的。因为航空燃油具有吸水的特性，油箱内的水份会滋生微生物，过多的微生物会堵塞燃油系统的一些部件。过量的水份和杂质还会增加燃油的静电起电量，所以要按规定放沉淀。见图 8-13 所示。



图 8-13 放沉淀示意图，及油箱底部放沉淀活门示意图

（2）放油活门：直升机由于载重量的要求或者需要对油箱及燃油系统部件进行维护工作时，需要在地面将油箱中的燃油部分或全部放掉，通常可以通过油箱底部的放油活门实现。见图 8-14 所示。

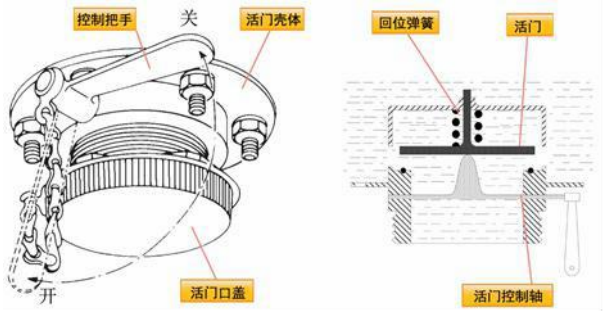


图 8-14 一种典型的油箱底部放油活门示意图

（3）燃油切断活门：该活门只有开和关两个位置。它切断燃油从油箱向发动机供应的通路，属于闸门式活门，通过手动控制活门把手，使活门内部闸门关闭。该活门一般用于应急情况。如发动机起火或者当直升机迫降之前，切断所有发动机的燃油供应，见图 8-15 所示。

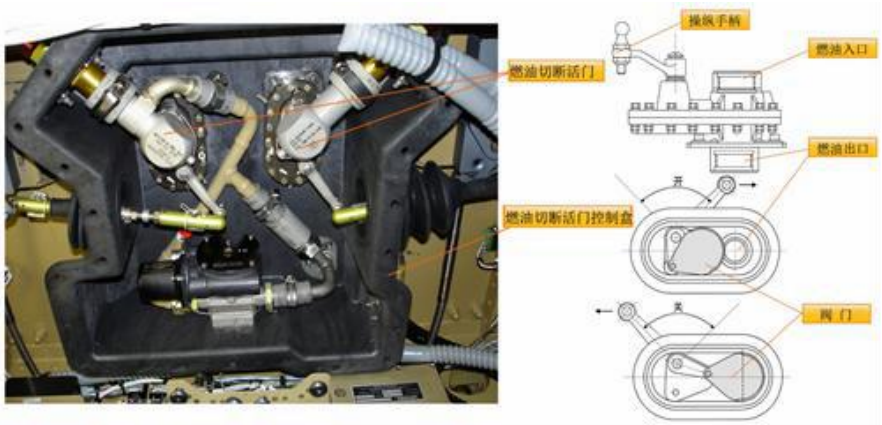


图 8-15 某型直升机上燃油切断活门控制盒及其工作原理

8.3.3.2 马达操作活门

马达操纵活门与人工操作活门属于同类型，只不过电动马达操作代替了人工操作。电动马达操作活门是通过可逆电动马达驱动齿轮，转动摇臂带动阀门移动，从而达到燃油通道开关的。对于大型直升机，由于一些燃油系统操作活门远离驾驶舱，因此必须通过电动马达来操作这些活门。这类活门主要有两种：门式活门和阻塞式活门。燃油切断活门与马达操作活门的阀门上都安装有封严，一个人工越权操作手柄用于维修人员维修时检查活门，见图 8-16 所示。

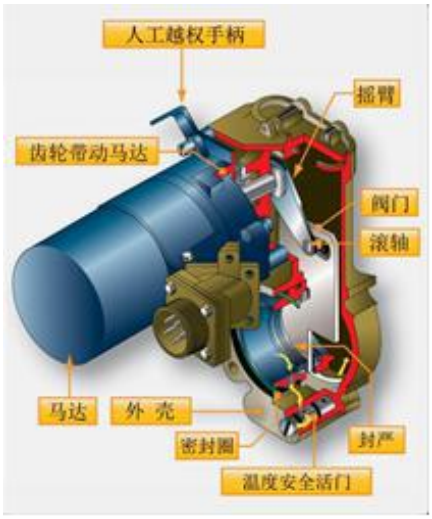


图 8-16 某型直升机上的电动马达驱动门式活门

8.3.3.3 电磁线圈活门

另外一种远距离操作活门是通过电磁线圈实现的。

（1）打开时，打开电磁线圈通电后，通过电磁线圈的吸引力使提升式活门打开，这时一个锁销在弹簧力的作用下插到提升阀上的锁槽，使活门保持在开位，使燃油可以通过升起来的活门。

（2）关闭时：关闭电磁线圈通电，电磁线圈的吸引力克服锁销的弹簧力，使锁销退出提升阀。在提升阀弹簧力的作用下，活门被关闭，燃油无法通过活门。

这种电磁线圈式活门的特点是：开关速度快，见图 8-17 所示。

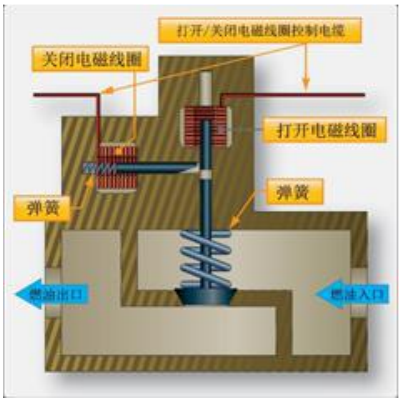


图 8-17 电磁线圈活门通过电磁力实现提升阀的升降

8.3.3.4 典型燃油切断开关检查

燃油切断开关是在发动机着火时，切断燃油的开关。要定期进行检查，以某机型为例，具体检查工序如下：

（1）打开主减速器和发动机整流罩；

（2）断开防火墙上的发动机供油管，并在相同的位置连接放油管；

（3）将盛油盘放在放油管下面；

（4）接通直升机电源；

（5）接通增压泵开关；

（6）检查燃油正常流入盛油盘；

（7）将发动机的燃油切断把手完全向后移，检查燃油不再流；

（8）将增压泵开关扳到断开位置；

（9）断开直升机电源；

（10）断开放油管,在防火墙上连接发动机燃油供油管，并用锁线锁紧；

（11）用黄铜锁线锁紧燃油切断操纵把手；

（12）关上发动机和主减速器整流罩。

注意：如果检查之后发现任何工作故障，检查燃油切断开关控制系统。

8.3.4 燃油泵

除了采用重力式燃油系统的直升机外，其他种类的直升机至少会拥有一个燃油增压泵，增压泵将燃油增压输送到发动机的燃油计量装置。直升机上常见的燃油泵有：离心式增压泵，叶轮式燃油泵和引射泵等。

8.3.4.1 离心式燃油泵

直升机燃油系统常采用离心式增压泵。工作时，燃油通过一个滤网进入油泵内，高速叶轮驱动燃油在高速下朝外向各个方向流动。这种离心作用在叶轮外缘形成涡流，它能够分离燃油中的空气和水蒸气，使不含气泡的燃油传输到发动机。气泡从油泵中分离出来，通过燃油箱的通气系统排到外界大气中，见图 8-18 所示。离心式增压泵大部分直接安装到油箱上，也有些可以安装在发动机和油箱之间的管路上。

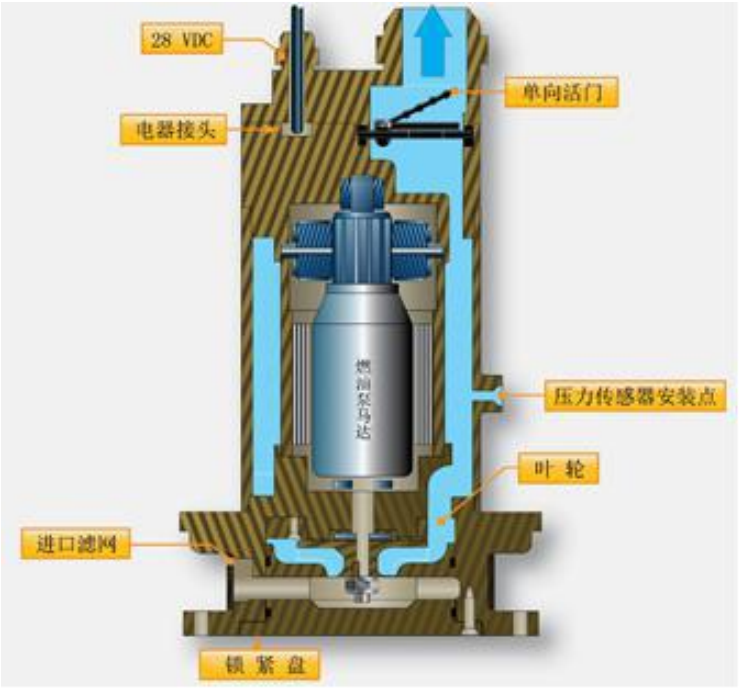


图 8-18 离心式燃油泵内部原理图

有一种可以将电动马达安装在油箱的外面的油泵，采用风冷；当泵安装在油箱外壁上，拆卸时不需要从油箱放油。还一种浸入或浸没式泵，整个油泵和电动马达安装在油箱内，采用油冷。全浸入式泵拆卸时通常需要将整个油箱放油。为了避免燃油浪费及维修时的额外工作量，有些增压泵由泵芯和自封泵体组成，维修时只需更换泵芯，也能在拆卸时不需要油箱放油，燃油也不会流出。

8.3.4.2 叶轮式燃油泵

直升机上另外一种常用的燃油泵是叶轮式燃油泵。泵体内有一个偏心转子，叶片可以在转子槽内滑动，叶片一段顶在中心浮动销上，另一端顶在套管上。随着偏心转子的转动，叶片与套管间的体积发生着变化。入口处的体积变大，燃油被吸入。出口处的体积变小，燃油被排出。见图 8-19 所示。

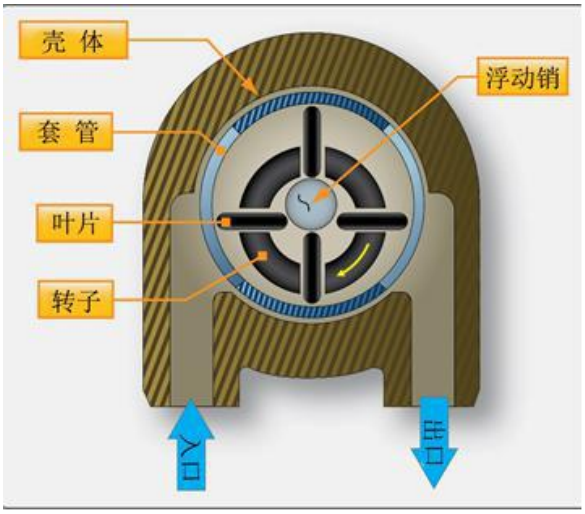


图 8-19 叶轮式燃油泵内部原理图

8.3.4.3 引射泵

引射泵是利用增压泵供应的燃油作为动力，利用文氏管效应，传输燃油到管路。将其他油箱的燃油传输到增压泵所在的油箱或空间。

很多飞机油箱中另装一个小油箱（消耗油箱），引射泵的功用是把油箱组里的燃油引射到消耗油箱里，并且不管直升机姿态如何，只要油箱里有燃油，就能保证消耗油箱满油，燃油增压泵安装在消耗油箱里，这样就可以保证燃油在机动飞行时的不间断供应。见图 8-20 所示。

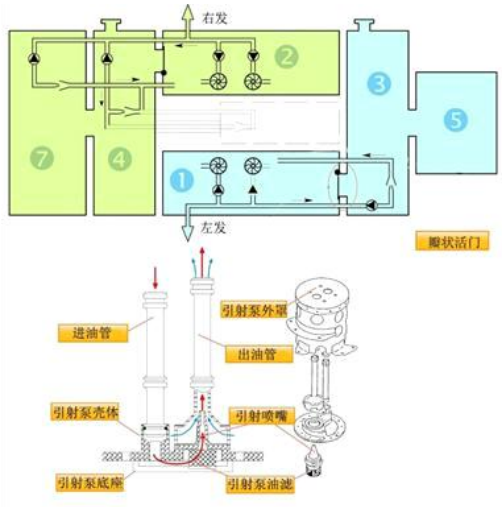


图 8-20 某型油箱引射泵分布图及引射泵工作原理

8.3.4.4 典型燃油泵安装板的检查

以某机型为例，典型的燃油泵安装板检查程序如下：

（1）断开直升机电源。

（2）检查附件安装板：

①安装板固定牢靠，螺母在骨架上的固定牢靠（目视检查）；

②外部检查应无渗漏；

③搭铁线固定牢靠；

④搭铁点无锈蚀；

⑤安装板上附件固定牢靠，无渗漏（目视检查）。

（3）检查燃油增压泵、低油面开关、油量传感器：

①检查插头的状况：外观良好，锁紧；

②检查导线外观良好，固定牢靠。

（4）检查引射泵：检查堵塞固定牢靠并锁紧。

（5）检查放油阀：

①拆卸堵塞；

②检查活门密封良好；

③检查工作（确保控制杆工作时活门打开和关闭）；

④安装堵塞；

⑤检查堵塞锁链连接牢靠。

（6）检查放沉淀阀：检查阀的固定牢靠无渗漏。

（7）最终工作：连接搭铁线,装好安装板整流罩。

8.3.5 燃油滤

飞机上有两种类型的燃油滤：粗油滤与细油滤。

粗油滤（strainer）：仅能防止那些较大的颗粒进入燃油系统，在直升机的油箱加油口和油箱出口处一般安装粗油滤。在燃油增压泵的燃油入口处也安装有粗油滤，这些部位的燃油滤要求能够过滤大体积的杂质，同时不影响燃油供应流量。

细油滤（filter）：在燃油进入喷嘴之前多用细油滤，可以过滤直径为千分之几英寸的灰尘，而且还可以过滤水。涡轮式直升机上常使用微尘式油滤，这类油滤可以过滤 10-25 微米的微粒。在油箱和发动机之间有一个附加的主燃油滤，主油滤内部滤芯由金属骨架支撑的滤网构成。滤网由金属滤网与纸质滤网构成，外部为杂质收集罩。燃油进入主油滤，经过滤芯的过滤后才能流出，其中杂质被过滤掉，水分由于比燃油重，也被过滤掉，落到收集罩中。这个收集罩可以方便的取下来，用于检查并去除杂质和水分。收集罩被设计成要么包含一个放沉淀活门，要么是透明的，用于检查是否有杂质和水分。

为了提高供油可靠度，燃油滤设置了旁通活门，在燃油滤堵塞时保证燃油继续供应，防止由于燃油减少导致发动机供油量下降，甚至导致发动机空中停车。

旁通活门工作原理：当油滤进口、出口压差达到旁通活门开启压力时，旁通活门打开，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警告灯会亮。见图 8-21 所示。

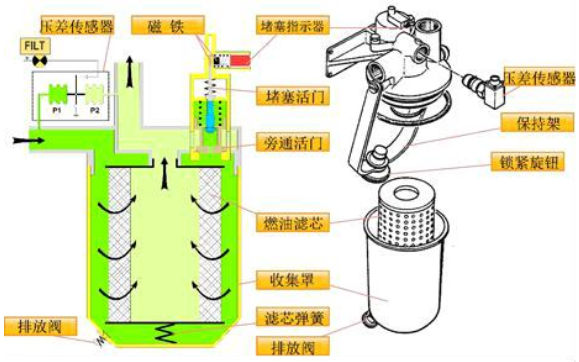


图 8-21 主燃油滤内部结构示意图

8.3.6 燃油加热及防冰保护

航空燃油中的水分在低温下易形成冰晶,这可能发生在油箱,也可能发生在主燃油滤里。如果发生在主油滤里，就会堵塞燃油滤，减缓燃油供应量，增加发动机停车危险，引发安全事故。因此会在有需要的飞机上安装防冰油滤，或者安装燃油加热装置。发动机上的燃油/滑油热交换器就是一种比较成熟的加热装置。

燃油加热装置是一种根据需要选装的设备，在驾驶舱里控制开关可以使热空气或热油通过加热装置为燃油加热。燃油/滑油热交换器在加热燃油的同时，还可以给发动机滑油起到降温冷却的作用。

8.3.7 燃油指示

直升机燃油系统的指示，一般包括燃油油量、燃油压力、活门位置指示和各种警告灯，有的直升机选装了燃油流量表。这些指示信号一般通过装在油箱中的油量表传感器、消耗油箱低油面开关、燃油高油面开关、油滤预堵塞压力开关、燃油管路中的压力传感器等等、计量组件采集，转换为数字或警告信号后输送给燃油控制面板。燃油系统的所有指示和控制一般位于驾驶舱燃油管理面板上。为便于控制和管理系统，各种部件以模型图的形式安排。

以某机型为例，见图 8-22 所示，燃油控制面板和发参显示器。燃油控制面板有低油面警告灯 FUELQ、燃油油滤堵塞灯 FILT、高油面警告 HI.LEV、燃油压力警告灯 FUEL.P、转输方向指示灯、转输泵、增压泵和正常/应急放油开关。而发参中显示了燃油剩余燃油量和燃油压力。



图 8-22 典型的燃油控制面板和发参显示器

8.3.7.1 燃油油量指示

直升机的燃油油量传感器通常为电容式。

电容式油量传感器贯穿油箱底部到顶部，它是由两个保持一定距离的同轴金属板组成的，油量传感器的上端和下端是开口的，传感器内液面与油箱内燃油液面高度相同。当传感器内液面高度不同时，两金属板间电介质的介电常数发生改变，使得传感器的电容值发生改变，见图 8-23 所示。一个微型计算机收集油箱里的传感器的电容值，并在桥接电路里比较，通过桥接电路与参考电容比较，当桥接电路被施加电压时，传感器电容的容抗与参考电容比较，它们之间的差别可转化为油箱油量值，见图 8-24 所示，最后在驾驶舱里显示。通过一个调整器匹配电容输出，用来校准燃油指示。



图 8-23 典型的电容式油量传感器

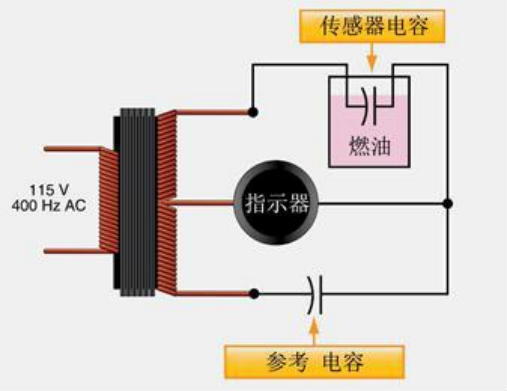


图 8-24 简易的油量传感器桥接示意图

电容储存电能的能力取决于三个因素：

（1）两平行金属板的正对面积；

（2）两平行金属板的距离；

（3）电介质的介电常数。

对于有多个燃油箱的直升机，燃油指示系统会收集所有油箱的传感器电容值，累加得出总量，总量在驾驶舱燃油管理面板显示，或是提供给飞行管理系统，用来计算直升机飞达目的地的最佳速度，预计燃油剩余量等信息。

油箱中还安装有高油面/低油面开关，有些高油面/低油面开关安装在油量传感器的上端和下端，还有一些是独立安装的高油面/低油面开关。当飞机运行过程中，当某个主供油箱内的燃油油面低于一定值时，燃油管理面板上的低油面警告灯会被点亮，见图 8-25 所示。提醒飞机员供油油箱内燃油不足，飞行员应将其他油箱的燃油转输过来或尽快着陆。相应的也有高油面警告灯，用于加油时提醒飞行员，油箱将要加满。

高油面/低油面开关一般采用热敏电阻式，热敏电阻器是一种电阻值随温度变化而显著变化的半导体电阻器。其工作原理是：低液面警告一般使用负温度系数的热敏电阻，当热敏电阻浸入在燃油中时，热敏电阻通过燃油散热而温度较低，其电阻值大，所以电路中电路小，警告灯不亮。当燃油液面降低至热敏电阻下端时，热敏电阻露出油面，空气散热慢而温度升高，电阻值减小，电路中电流增大，警告灯点亮。高油面警告灯同理。

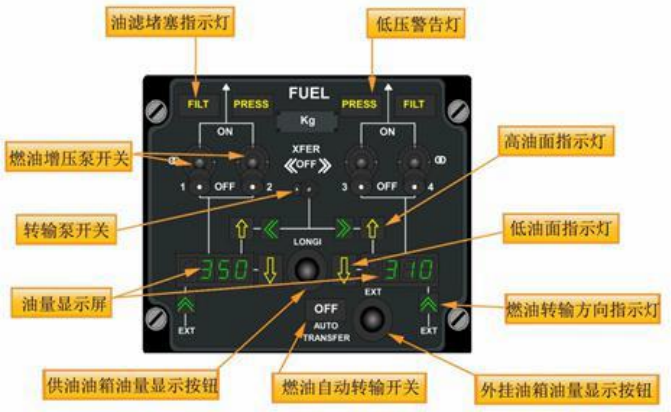


图 8-25 某型直升机上的燃油管理面板

8.3.7.2 燃油压力指示

燃油压力的指示可以给飞行员提供燃油系统早期故障警告。现代飞机通常使用安装在燃油管路上压力传感器采集压力信号，将传感器采集到的压力信号传递到驾驶舱压力表上，或者转化成数字信号，显示在驾驶舱的多功能显示屏上，见图 8-26 所示。早期一些小型活塞式直升机直接采用布顿管式压力表显示，该表通过管路直接连接到燃油系统上，见图 8-27 所示。

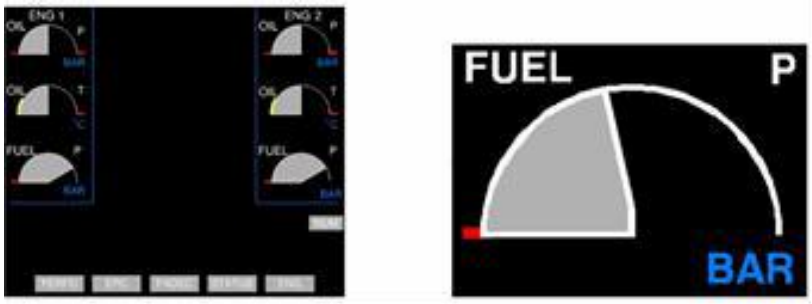


图 8-26 现代飞机多功能显示屏上的燃油压力指示



图 8-27 传统燃油压力表图

8.3.7.3 压力警告指示

燃油压力警告是一个很重要的警告信号，当燃油系统的压力超出正常范围时，该信号就被激活。直升机上常用的压力警告有两种：低压警告和压差警告(油滤堵塞警告)。

（1）低压警告——直升机上常使用压力开关来感受低压警告，当燃油管路上的压力低于某设定值时，开关内部耦合，驾驶舱内的低压警告灯被点亮，见图 8-28 所示。

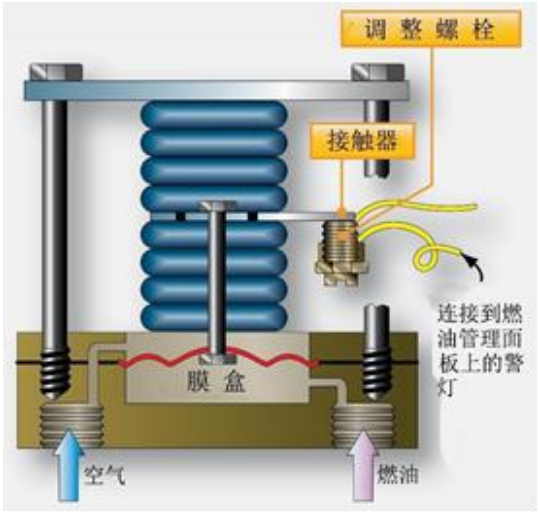


图 8-28 压力开关工作原理

（2）压差警告——压差警告一般用于油滤堵塞指示，当主燃油滤内外压差超过设定值时，驾驶舱内的油滤堵塞警告灯被点亮，原理图见图 8-21，指示灯见图 8-25。

8.3.7.4 燃油管理指示

在驾驶舱燃油控制面板有一些带箭头的绿色指示灯，它们指示了燃油传输方向。当打开油箱间的转输燃油开关时，灯通常会亮，但这并不表明转输泵正常工作，仅指示燃油的传输方向，见图 8-25 所示。

8.4 燃油系统排故与维护

8.4.1 燃油系统的渗漏

燃油系统的渗漏常发生在部件与部件，管路与部件间的连接处，偶尔也有部件或管路本身渗漏的情况。系统渗漏时一般会留下痕迹或燃油气味。航空汽油中添加了染料，所以它的渗漏更容易被发现，而航空煤油则稍微困难。

8.4.1.1 渗漏等级

依据 30 分钟渗漏燃油沾湿表面区域的大小,燃油渗漏可以分为四个等级：微渗、渗漏、严重渗漏和流淌渗漏。见图 8-29 所示。

（1）微渗：面积少于 3/4 英寸,等同于油污；

（2）渗漏：面积多于 3/4 英寸，少于 3/2 英寸；

（3）严重渗漏：面积多于 3/2 英寸，少于 4 英寸；

（4）流淌渗漏：连续的渗漏或一滴滴的渗漏。

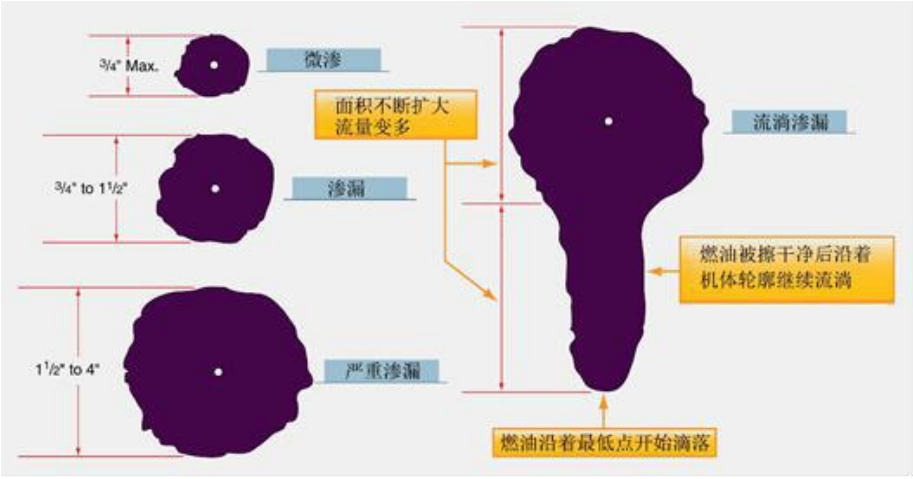


图 8-29 燃油渗漏的四个等级及标准

8.4.1.2 维修方法

我们在拆装或更换燃油系统上的部件时，必须使用新密封圈和新密封垫片，废弃旧的密封圈和密封垫片。安装密封圈和密封垫片前，要保证其件号正确且未过保质期，对于部件本身渗漏的情况，需直接更换部件。

对于结合处渗漏的情况，我们常采用更换密封圈，密封垫片的方法。

8.4.2 油箱修理

储存燃油箱时，为了防止干燥发生裂纹，要在油箱内部涂抹燃油或厂家允许的防干燥物质。直升机的常用软油箱如果发生渗漏是可以修理的。可以使用油箱外部涂肥皂液、渗漏检查液或内部充气的方法来查找渗漏点，找到渗漏点后，采用打补丁的方法修补，具体方法参考厂家维修手册中的要求。

8.4.3 维修时注意事项

对燃油系统进行维修时，维修人员必须高度警惕，防火防爆。燃油火灾发生有三个条件：燃油蒸汽、空气和火源，因此要严禁这三个条件的发生。

（1）维修人员必须穿着防静电服，工具也应防静电，不能穿底部带金属的硬底鞋，使用安全手电，不允许带手机，工作区域必须禁止任何火源；

（2）油箱内充满了燃油蒸汽，所以燃油系统维修时，飞机必须拖到通风的场地，进入油箱前必须通风一段时间，进入人员要穿戴带防毒面具的衣服；

（3）维修人员手持二氧化碳灭火器在维修点附近警戒。化学干粉灭火器也可以用于燃油起火，但灭火结束后需要清理干粉残渣。

8.5 加油和放油

8.5.1 概述

飞机不可在机库内加油，一定要在机库外进行。直升机一般都采用重力加油方式，有些直升机上选装了压力加油系统。

8.5.1.1 加油

直升机一般采用重力加油，重力加油操作简单。直升机的重力加油口一般位于机身两侧，见图 8-30 所示。



图 8-30 典型直升机加油口盖

不同机型的加油口结构都不相同。加油口都有滤网保护，防止异物掉进油箱，加油口一般为可收集和放出溢出燃油的漏斗型，周围设有密封腔。重力加油时，加油人员将加油枪与加油车和机身的放静电搭铁线搭接，打开重力加油口盖板。加油完成后，应将加油口盖密封

盖好，口盖盖好后因有密封，阻止了燃油从加油口外溢。

而大型飞机一般采用压力加油系统，对于大型飞机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。

8.5.1.2 放油

直升机由于载重量的要求或者需要对油箱及燃油系统部件进行维护工作时，需要在地面将油箱中的燃油部分或全部放掉，通常可以通过油箱底部的放油活门进行正常放油。

应急放油系统为直升机提供了一种可迅速减轻重量的方法，当正常放油失效时，使用应急放油开关打开或关闭应急放油阀。

应急放油限制：

（1）必须在给出的包线内应急放油；

（2）在应急放油期间，不能操作起落架装置；

（3）应急放油系统和转输油泵决不能同时接通；

（4）着陆时应急放油阀必须关闭。

8.5.2 飞机加/放油防静电

8.5.2.1 静电产生原因

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。

电荷在燃油系统存在4种状态：分离，传送，累积，散失。

（1）电荷分离：指燃油系统部件对电荷亲和力不同，在燃油流动动力作用下，燃油表面上、表面周围或燃油内部湍流边界层的正负电荷分离；

（2）电荷的传送：被分离的电荷主要在流动燃油内部，从系统一部分转移到另一部分，这种流动状态下产生流动电流；

（3）电荷积累：被分离电荷在传输部位积累，形成局部电荷失衡；

（4）电荷散失：未平衡电荷通过接地线或中和相反电荷而减少的过程。

燃油在物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的数量，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油箱后，如果电位差达到20千伏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毫焦耳），而且燃油蒸汽在空气中的浓度或含量在爆炸极限范围内（航空汽油蒸汽体积浓度占空气1%~6%；航空煤油蒸汽体积浓度占空气1.4%~7.5%）就会立刻发生爆炸。这种现象多发生在加油开始的1~2分钟内。在大多数油箱内，电容式油量表的探头，增压泵等突出部件诱发了加油初始阶段的放电火花。

8.5.2.2 影响静电产生的因素

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，燃油中所含杂质主要是一些氧化物、沥青质、环氧酸及磺酸等金属盐类。国际标准（AP1—1581 标准）规定燃油中所含杂质每升不得超过 1 毫克，杂质的大小不超过 5 微米。燃油中杂质直接离解正、负离子（或吸附自由离子形成带电质点），加重飞机带电情况；严重的杂质过量，会导致油滤和油路精密机件被堵塞，严重时可造成空中停车。

实验证明，当燃油中含有 1~5%水分时，极易产生静电事故。燃油中所含水分有三种形式：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。

2.加油流速和加油管径

流速和管径对燃油静电影响很大，燃油在管道中流动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.过滤器对静电的影响

发动机燃油系统对航空燃油质量的要求很高。加油时，燃油为了尽量除掉水分杂质及其他物质，通常经过多道过滤。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下降，加剧了静电的产生。

8.5.2.3 飞机加油静电的抑制和消除

1.提高航空燃油的导电率

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。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过快和过高。

2.严格控制燃油中的水分和杂质

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

（1）严格按维修工作有关规定，定期清洗直升机油箱；在航前、加油前与加油后，都要放沉淀，把油箱中的水分和沉淀物放掉；

（2）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。

3.接地与跨接

在消除静电的方法中，最有效方法是接地法。静电接地是指在加油时，将加油车通过金属导线分别与直升机静电接地桩和地面接地跨接起来，使加油车与直升机和大地形成等电位体，加快燃油中静电电荷的传递。接地可以使直升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。

4.控制加油流速

使用较低的加油初始压力，减小流速，可以防止燃油摩擦过大产生过多电荷。然后逐渐加大压力至正常加油压力，还应注意避免加油时出现湍流和溅射。

5.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。

8.5.3 注意事项

无论哪种加油方式，加油时都应必须严格遵守民航当局和公司制定的相关程序和规定，给直升机加油时，要同时注意以下几个方面：

（1）加油/放油时的场地应通风；

（2）加油前要确保油车装载正确牌号的燃油，同直升机加油点标记的等级一样；

（3）加油前，油车与地面，油车与飞机，加油枪与飞机间连接上搭铁线；

（4）加油/放油地点附近，应有人员手持合适的灭火器警戒；

（5）加油/放油口附近 15m 范围内，禁止烟火且不许操作无线电或雷达设备；

（6）做好处理燃油溢出的准备。

8.5.4 典型机型加油、放油和放沉淀程序

8.5.4.1 加油

（1）直升机停放在水平地面上，接通直升机电源；

（2）将加油车或等效设备接地电缆插入直升机静电插孔，并有人手持手册规定的灭火瓶警戒；

（3）在油量指示器上检查每组油箱里的剩余油量；

（4）打开加油口盖的保护盖，从需加油油箱组的加油口上卸下加油口盖并加入所需量燃油；

（5）检查油量指示器与加油量之间的误差，直至达到所需油量；

（6）把加油口盖安装在加油口上，检查安装的正确性并锁紧，然后关闭加油口盖的保护盖；

（7）把加油车或等效设备接地电缆与直升机静电插孔分开；

（8）断开直升机电源；

（9）清点工具并清理现场。

8.5.4.2 放油

（1）拆卸机身下部左组或右组的所有保护罩，将盛油盘放在相应油箱组每个附件安装板的正下方；

（2）接通直升机电源；

（3）分解锁线，拧下放油开关的盲盖；

（4）将放油管一端放入盛油盘，另一端拧到放油开关上；

（5）接通相应油箱组的一个增压泵，把油放入盛油盘，并用抽油车或等效设备回收燃油；

（6）放油结束后，拆下燃油放油管；

（7）拆卸试验/支持设备，移开所有盛油盘；

（8）断开直升机电源；

（9）安装放油开关盲盖，并打上锁线，安装保护罩；

（10）清点工具并清理现场。

注意：将接近直升机的任何易燃物都移开，并有人手持灭火瓶警戒；油车与地面，油车与飞机，加油枪与飞机间连接上搭铁线；加油时禁止烟火，不可使用手机。

8.5.4.3 放沉淀

在飞机腹部几个沉淀口处放好燃油沉淀瓶，接通地面电源，按压地面电源插座旁相应油箱组的放沉淀阀操纵开关，放出油箱内残油。

第 9 章 液压系统

9.1 直升机液压系统和液压原理

现代典型直升机液压系统一般分为主液压系统、辅助液压系统和应急液压系统。主液压系统的功能是为主旋翼和尾桨伺服机构提供液压动力，减少飞行员的操纵力，使飞行员可以准确且轻易地操纵飞机。辅助液压系统的功能一般是操纵其他设备的工作，例如：起落架的收上和放下，机轮和旋翼刹车的工作。应急液压系统的一般功能是为应急放起落架提供液压源，此系统还可以为飞行操纵系统的伺服机构提供地面调试用的液压源(常称为地面辅助功能)，还可以给刹车系统增压。

某些直升机还配备了鱼叉液压系统，该系统控制鱼叉作动筒收起和放下。鱼叉液压系统一般由双套系统提供动力，正常情况由辅助系统供压，在辅助系统故障情况下，可由应急系统供压。在有些情况下，用于海岸巡逻和救护服务的直升机装备了救护绞车，有些直升机使用电动绞车，而另一些则配备液压动力的绞车。

9.1.1 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，在装满液体的密闭且容积固定的容器内，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 9-1 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 的活塞向下移动时，液压缸 1 下腔的液体被挤入液压缸 2 的下腔，这两个腔内的压力升高，液压缸 2 活塞被迫向上移动。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。

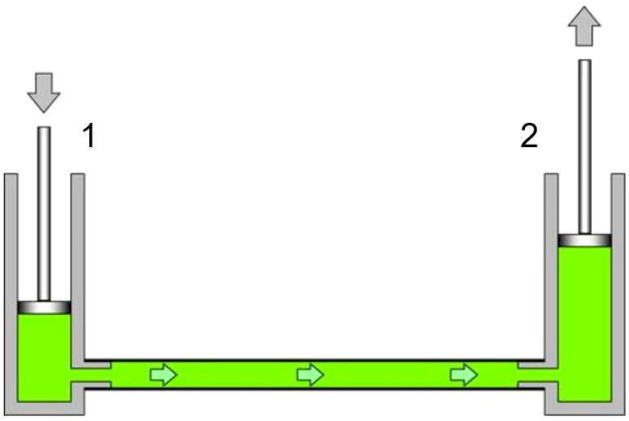


图 9-1 液压传动原理图

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：液压传动中的液体压力的大小取决于负载，即压力只随负载的变化而变化，与流量无关。（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，单位时间内流入动作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：执行机构的运动速度的大小取决于输入的流量而与压力无关；

（4）液压传动的主要参数是压力 P 和流量 Q；

（5）液压传动的液压功率等于压力与流量的乘积。

9.1.2 液压系统的组成

实际使用的液压系统要比图 9-1 中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。

9.1.2.1 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，一般都包括四种元件，如图 9-2 所示：

（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，包括液压作动筒和液压马达，其功能是将液体的压力能转换为机械能；

（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它元件都称辅助元件，包括油箱、油滤、散热器、蓄压器及导管、接头和密封件等。

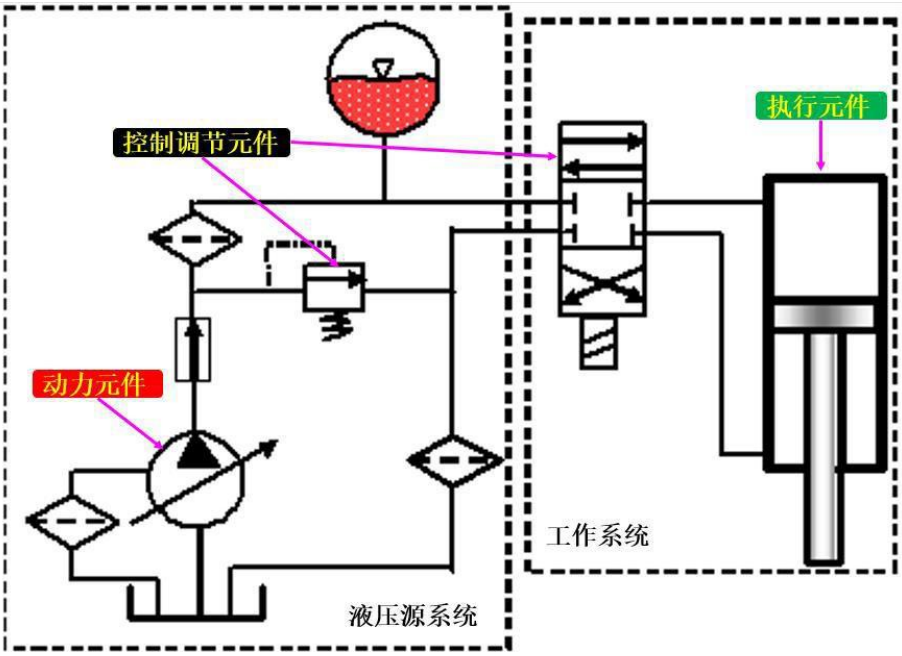


图 9-2 液压系统基本组成图

9.1.2.2 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。在结构上有分离式和柜式两种，直升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，例如起落架收放系统，液压刹车系统等。

9.1.2.3 基本液压系统

一个基本的液压系统只需包括一个液压油箱、电动泵、选择活门、作动筒、油滤和必要的管路。图 9-3 显示了一个基本的液压系统，它显示了所有液压系统必须具备的基本元件。作为一个讨论的起点，研讨其可能用于直升机的目的和各种现象，本章后面会有典型的液压系统。

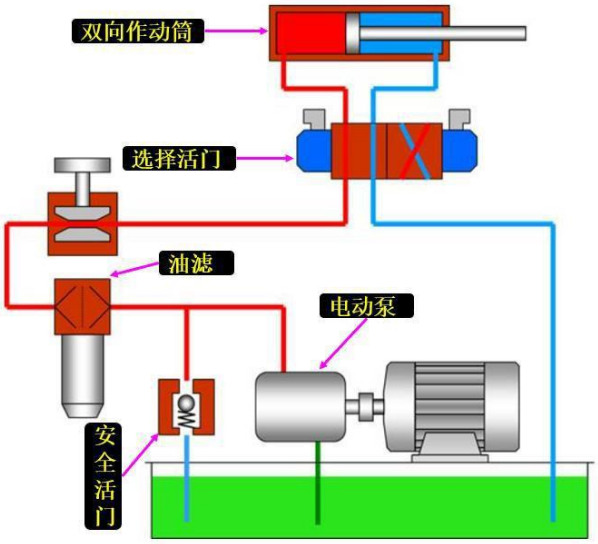


图 9-3 基本液压系统

9.1.3 液压传动的特点

9.1.3.1 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，前者的重量只有后者的 10～20；尺寸相差就更大，前者约为后者的 12～13 ；

（2）反应速度快。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。电动机虽然可以无级调速，但通常只能达到 20，且调速范围小，转速过低则不稳定；而液压传动执行机构，调速范围可达 200～250，特别是液压马达可在极低的转速下输出很大的转矩（转速可低到 1r/min）；

（4）能传递较大的力和转矩，这是液压传动的突出优点；

（5）易实现功率放大。以微小的信号输入而得到较大的功率输出，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。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。特别是跟电气控制结合起来，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。

9.1.3.2 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；

（4）液压传动中都是高压液体，对各个元件质量以及密封性要求较高。

9.2 液压油及油箱

9.2.1 液压油

液压油主要的特性是润滑性、黏性、压缩性、防火特性、机械稳定性和化学安定性。

9.2.1.1 润滑性

油液的润滑性，是指液体能够在两个部件的摩擦面之间形成一层“油膜”的特性。“油膜”覆盖在部件的表面，使它们的摩擦面不直接接触，可减小部件之间的摩擦力，降低部件表面的磨损。直升机的液压系统利用液压油来润滑，所以液压油必须具备良好的润滑性。

9.2.1.2 黏性

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黏性。

黏性只有流体在运动时才会显示出来，静止的流体不显示黏性。黏性只能阻碍、延缓流体内部的相对运动，但不能消除这种运动。黏性通常有三种表示方法：动力黏度、运动黏度和相对黏度。

1.相对黏度的测量

由于动力黏度和运动黏度的测定相对困难，所以工程上常采用测定较容易的“相对黏度”来表示流体的黏度，相对黏度又称条件黏度。各国采用的相对黏度测定方法和单位有所不同，我国采用恩氏黏度 E，美国用国际赛氏秒，英国采用商用雷氏秒，而法国采用巴氏度。

恩氏黏度及赛氏黏度的测试方法如下：

恩氏黏度：在温度为 20C 条件下，测定 200ml 液体在自重作用下流过专用恩氏黏度计中直径为Φ＝2.8mm 小孔所需的时间 t_1，然后测出同体积的蒸馏水在 20℃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℃的恩氏黏度值，用公式表示为：

$$°E = \frac{t_1}{t_2}$$

恩氏黏度计只能用来测定比水黏度大的液体。

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

2.黏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黏度必须在合适的范围内，黏度过高或过低都会影响油液的润滑性。另外，黏度的高低对系统的功率损失也有重大影响：黏度过低，系统泄漏损失将增大，容积效率下降；而黏度太高，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。油液黏度大小对系统损失影响如图 9-4 中曲线所示。

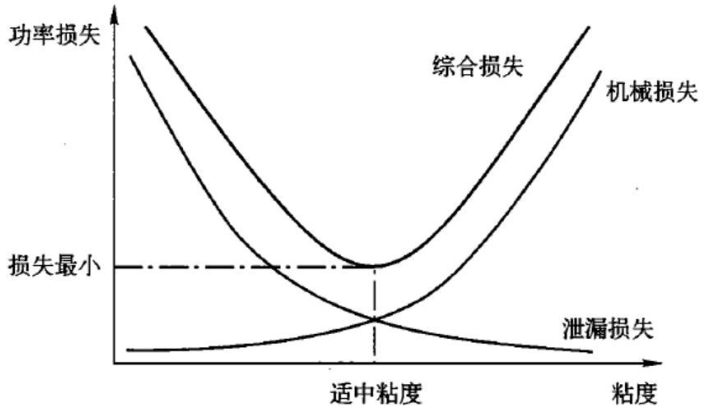


图 9-4 油液黏度与系统功率损失的对应关系

9.2.1.3 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，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。

通常需要压缩性应尽可能小一些的液压油来满足迅速传递压力的要求。一般认为液体是不可压缩的，因此液压油本身的压缩性是可以满足这一要求的。一旦液压油中混有气泡，其压缩性将显著增大，这样就会引起传压迟缓，系统抖振，进而使液压系统的工作受到破坏。因此，液压工作中要对系统进行排气，使液压油中不含有气泡。

9.2.1.4 抗燃性

衡量抗燃性的一般指标为闪点、燃点和自燃点。

当可燃性液体挥发的蒸气和空气的混合物与火源接触能够闪出火花时，把这个短暂的燃烧过程称为闪燃，把发生闪燃的最低温度叫做闪点。油液闪点就是引气燃烧的最低温度。燃点就是油液与火源接触就会燃烧，移去火源还能继续燃烧的最低温度。自燃点是指油液不需要明火就会自动燃烧的温度。

航空液压油必须有良好的防火性能，主要是有高的闪点。

9.2.1.5 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，保持其原有的物理特性（如黏性、润滑性等）的能力。在受到长时间的高压作用时，油液的机械稳定性越好，其物理性质的变化就越小。

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

9.2.1.6 油液的化学安定性

油液的化学安定性，主要是指油液抗氧化的能力。系统工作中液压油或多或少地含有一些空气，因此在使用时必然会被逐渐氧化。而且随着油液的温度升高，氧化就越剧烈。油液受到扰动时，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，这些沉淀物使油液的流动阻力增大，甚至使附件内的活动零件粘滞或将油孔堵塞。此外，油液氧化后还会产生一些酸性物质，将金属导管和附件腐蚀，腐蚀物又会加快油液变质，形成恶性循环。因此，液压油应具有良好的化学安定性，并且不含杂质。

9.2.1.7 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中，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，呈红色。这种类型的液压油适用于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，其它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℉～225℉。磷酸酯基液压油非常易于从大气中吸收水份而被污染，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 10-1：

表 10-1 常用液压油及特性

特性 液压油	颜色	耐燃性	黏度	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	耐燃	较小	高	低毒	大	异丁烯橡胶 聚四氟乙烯	大型客机

9.2.1.8 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全部丧失功能，造成重大事故。为保证液压系统正常工作，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、橡胶软管和其他非金属部件迅速损坏，使系统无法使用。一旦加错油液应立即放出油液，冲洗油箱和系统，并更换可能损坏的密封件和橡胶软管。维护飞机时，任何容器、试验检查用具都应与直升机所用油液为同一牌号。

（2）保持油液的清洁度

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，加油的新油必须过滤；其次，维修人员在维护液压系统时，必须严格按规定操作，避免污染系统。

（3）防止系统进入空气

2.对其他系统和直升机结构的防护

在维护液压系统时，应避免液压油污染其他系统和直升机结构，尤其是轮胎、橡胶管等非金属结构和直升机的漆层。在维护过程中，一旦有油液溅出，应立即用干净抹布擦净，并用肥皂水和清水彻底清洗。

3.对人员的防护

磷酸酯基液压油有较强的毒性，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，应在手上佩戴耐油手套，当进行有可能将油液溅到眼睛上的操作时，应该佩戴护目镜。

9.2.2 液压油箱

油箱的主要作用是储存液压油，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，另外液压油箱还给油泵提供液压油以维持系统内的流量，并接收系统的回油。

有的油箱还提供了保存剩余液压油的方式，在系统发生渗漏的情况下仍然可以提供足够的液压油维持系统正确的操作。

由于直升机飞行高度低，大多数采用非增压油箱（油箱与大气相通），如图 9-5 所示。而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，防止高空气塞。



图 9-5 典型直升机液压油箱

9.2.2.1 典型液压油箱的加油放油

我们在进行液压油添加之前首先要选择该机型该飞机所需要的液压油，然后根据机型维护手册了解液压系统使用注意事项，之后才能进行下一步操作。由于液压系统各分系统的液压油的排放添加基本相同，我们就以左液压油箱的整个放油、加油为例进行说明，如图 9-6 所示。

1.放油

（1）拆卸覆盖液压油箱 1 的整流罩；

（2）卸下地面试验接嘴 2 堵塞，将放油管连接在地面试验接嘴上；

（3）断开保险丝并打开液压油箱上加油口螺塞，液压油通过放油管进入盘中；

（4）放油后，从地面试验接嘴上断开放油管，并安装堵塞；

（5）拆卸油箱来完成放油液压油箱；

（6）清洗安装液压油箱。

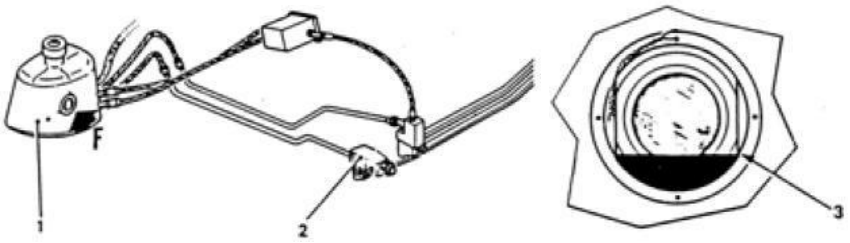


图 9-6 典型直升机左液压油箱加油图

2.加油

（1）确保加油口螺塞拆下，且保证加油口内油滤干净；

（2）加油到规定油面 3，观察窗都有最高最低液面刻度；

（3）重装加油口螺塞，并上保险；

（4）安装覆盖液压油箱的整流罩；

（5）检查油平面，并在首次地面试车后按需要将油加至规定水平。

9.2.2.2 系统换油

飞机出厂后或者在以后的使用时，需要对整机更换另一种牌号的液压油，我们统称为系统换油。大家都知道，不同规格的液压油是不能混用的，因为会影响飞机的飞行包线，因此液压系统整机换油就显得尤为重要。我们还是以上述某型直升机的日常系统换油维护进行介绍。

1.主系统和辅助系统

（1）放油和清洗液压油箱（右、左、应急），加满新牌号液压油；

（2）更换在伺服机构和起落架作动筒中的液压油。连接地面液压源，地面液压源供应新牌号液压油给每个系统，废弃从断开的回油管流出的油，使伺服机构作 3 次全行程动作，使起落架收放 2 次（收起、正常放下，应急放下），断开地面液压源。

2.其它系统

（1）起落架缓冲支柱。顶起飞机，使用高低压腔充油、充气的方法放出原有液压油，加注新液压油。

（2）机轮刹车系统。例行程序放出刹车及其系统的油，使用工具加注新液压油

注：缓冲支柱和机轮刹车的更换不是强制性的，它可在其部件更换时进行。

9.2.3 蓄（储）压器

蓄压器上是一种储存能量的部件。大多数直升机的供压部分中都设置了蓄压器，其在一定压力范围内的储油量用以提高液压泵卸荷的稳定性、改善部件的传动速度等。

9.2.3.1　蓄压器的功用

不同类型的供压部分，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。蓄压器内气体容易压缩，体积较大，当液压泵流量瞬时增加时，一部分油液充入蓄压器，由于相对压缩量较小，这部分油液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（如单液压系统的直升机可在主泵失效后，可由蓄压器来驱动伺服机构；刹车蓄压器可为停留刹车提供压力）。

9.2.3.2　蓄压器构造

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 9-7 所示。

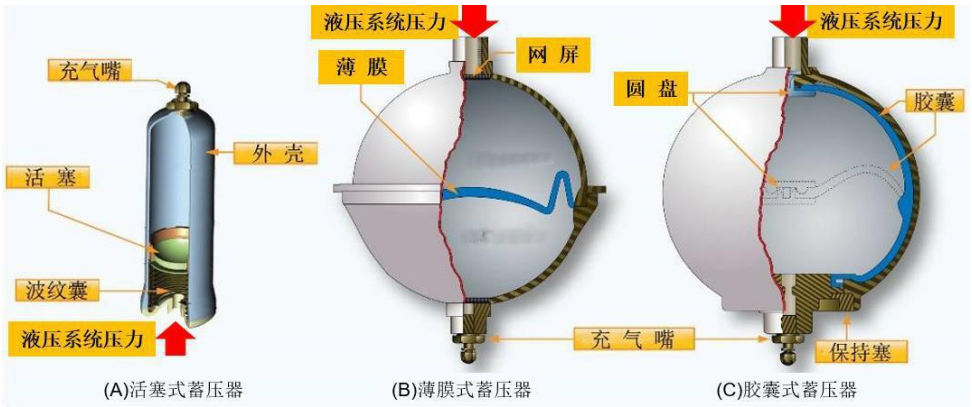


图 9-7　蓄压器的构造

1.活塞式蓄压器

活塞式蓄压器构造如图 9-7 中 A 所示。活塞将蓄压器分为两个腔室，一个腔室为油液室，它与液压泵的供压管路相连；另一腔室内充有氮气。液压泵向蓄压器供油时，液压油挤入油液室，推动活塞，压缩氮气。随着氮气压力的升高，液压油压力也相应升高，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，将液压油送至传动部分，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 9-7 中 B 所示。蓄压器由两个空心的半金属球体组成，两个半球之间安装一个合成橡胶薄膜，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。在蓄压器的油液出口处盖有一个网屏，防止薄膜在气压力作用下进入系统充油口损坏薄膜。有些蓄压器，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方便、维护简单等优点。

3.胶囊式蓄压器

胶囊式蓄压器构造如图 9-7 中 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，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。

9.2.3.3 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。

为保证蓄压器的正常工作，其初始充气压力需大于其下游任何工作元件所需压力，否则将导致有部分油液因无法排出而不能参与工作，蓄压器可用油液量变少。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少，导致可用油液量随之下降。因此，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 9-8 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）。

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，缓慢操作用压系统，将蓄压器内的油液逐渐放出，

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，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。

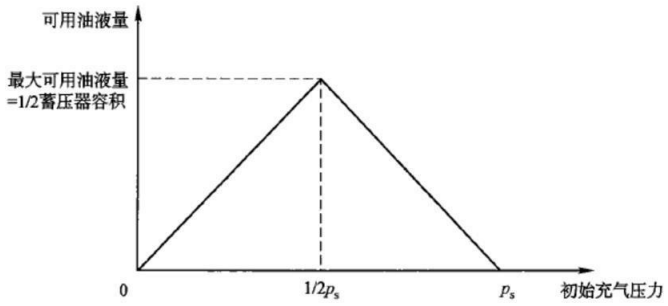


图 9-8　蓄压器初始充气压力与蓄压器可用油液量关系

（2）压力表装在蓄压器充气端

同样在液压泵不工作（发动机停车）时，缓慢操作用压系统，将蓄压器内的油液逐渐放出，压力表所指示的压力逐渐下降，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。

9.3 液压泵

9.3.1 液压泵的基本工作原理

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、排油，图 9-8 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 便作往复运动，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 6，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 5 流到系统中去，这就是排油过程。偏心轮不断旋转，泵就不停地吸油和排油，泵就把发动机或电动机输入的机械能转换成液压能。

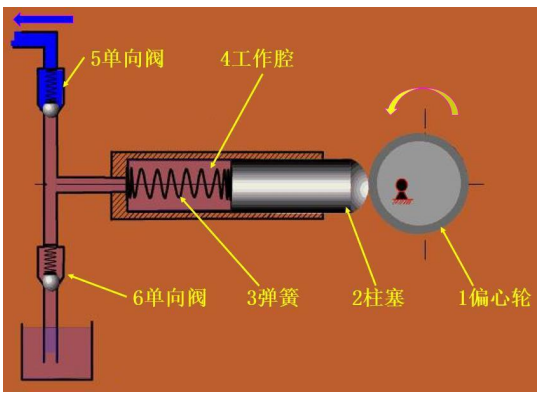


图 9-9　容积式液压泵的工作原理

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 5 排出时所遇到的阻力，即泵的输出压力取决于负载；

（3）泵在吸油和压油时，必须使密封腔的油液通路进行转换，图 9-9 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作配流装置，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。

9.3.2 液压泵性能参数

9.3.2.1 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。

9.3.2.2 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 9-10 中的压力－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。

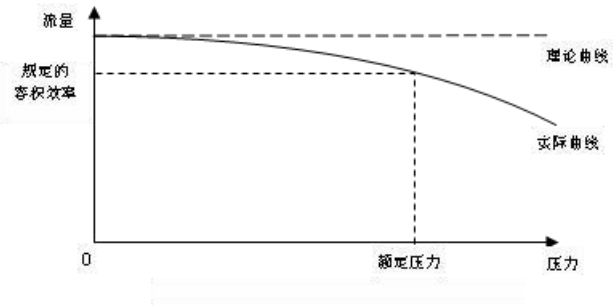


图 9-10 液压泵压力－流量特性曲线

9.3.2.3 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 $N_i=T\cdot\omega$。其中，T 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

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

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 Qt 的比值来表示，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黏性作用都会引起转矩损失，即泵的实际输入转矩总大于泵的理论转矩。

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，会导致油液黏度下降。油液黏度过低时，会增加泵的内漏并降低油液的润滑

性，进而导致容积效率和机械效率下降。温度过低，会导致油液黏度上升。油液黏度过高时，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。黏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，都会造成容积效率降低。

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故不能把油吸入。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。油泵装配过紧引起的后果较为复杂：过紧导致摩擦增大，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。

9.3.3 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又可分为定量泵和变量泵两类。

在现代直升机液压源系统中，中低压系统多采用齿轮泵，对于高压系统（170～300kgf/cm2），一般都采用柱塞泵。

9.3.3.1 齿轮泵

齿轮泵（如图 9-11 所示）由两个啮合的齿轮组成，主动齿轮由直升机的动力装置来驱动，从动齿轮与主动齿轮啮合并被其带动，它们在一个油室内转动，两个齿轮与壳体之间的间隙非常小。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，起到配流的作用。因为啮合点位置随齿轮旋转而改变，因此齿轮泵对油液污染不敏感。齿轮泵属于定量泵，其压力流量曲线如图 9-10 所示。

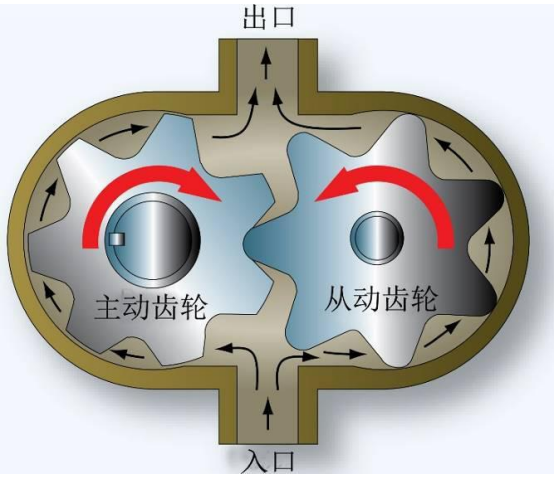


图 9-11　齿轮泵工作原理

9.3.3.2　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。由于目前直升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液压系统中应用极为普遍，其工作原理如图 9-12 所示。

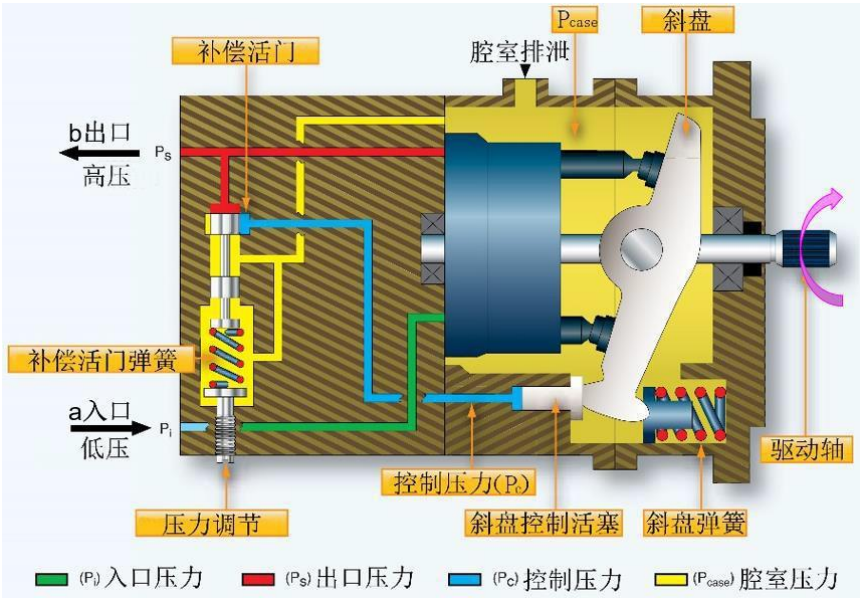


图 9-12　斜盘式轴向柱塞泵的工作原理图

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，斜盘和缸体轴线成一定夹角θ，斜盘紧靠在缸体上但不随缸体旋转。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，油液便从低压区的 a 口吸入；在自上向下回转的半周内的柱塞孔容积缩小，将油液经从高压区 b 口压出。缸体每转一周，每个柱塞就作一次往复运动，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。当输出压力大于预定值（由压力调节螺钉通过预紧弹簧确定）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。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，压力油引到斜盘作动筒，推动斜盘组件，直至倾角近零。

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 9-13 所示。摆缸式柱塞泵把柱塞（活塞）及轴用球形铰接接头连接在一起，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作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。

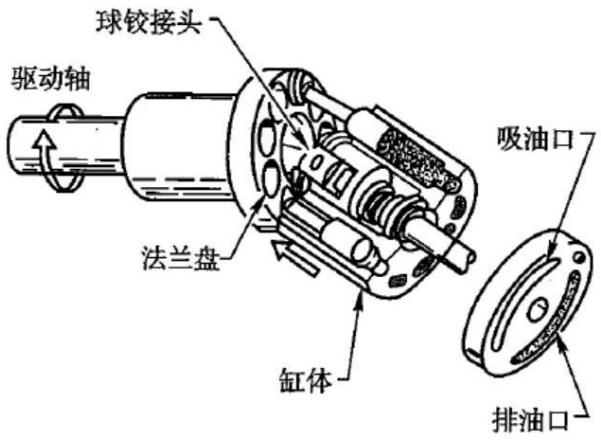


图 9-13 摆缸式轴向柱塞泵的工作原理图

3.柱塞泵压力－流量特性曲线

柱塞泵的压力－流量特性如图 9-14 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。

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。

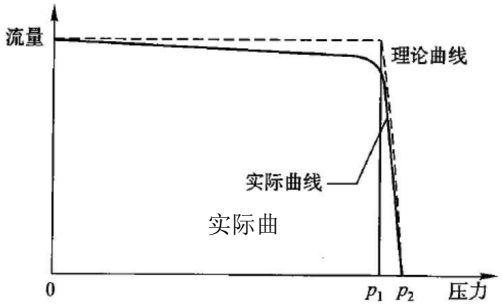


图 9-14 柱塞泵压力－流量特性曲线

9.3.4 液压泵的压力控制

液压泵通常由直升机的主减来驱动，因此只要主减工作，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。

9.3.4.1 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（如图 9-15 所示）。当系统的压力升到高于某个调定压力值时，安全阀打开，将多余的油液排回油箱，限制系统压力继续上升。安全阀的调定压力通常高于系统正常压力 10%～20%。

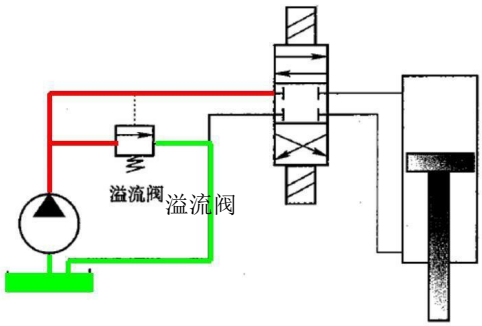


图 9-15 定量泵限压回路

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，将液压能量转换成热量，导致油温升高，系统性能下降，并严重影响油泵的使用寿命。

9.3.4.2 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，就是在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。现代直升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 9-16 所示。

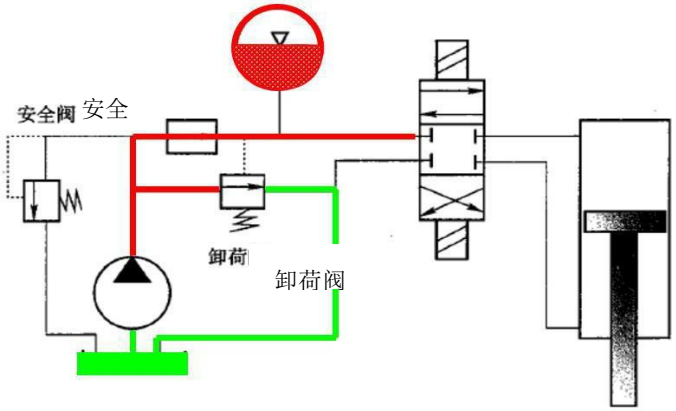


图 9-16 定量泵卸荷回路

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 9-17 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。

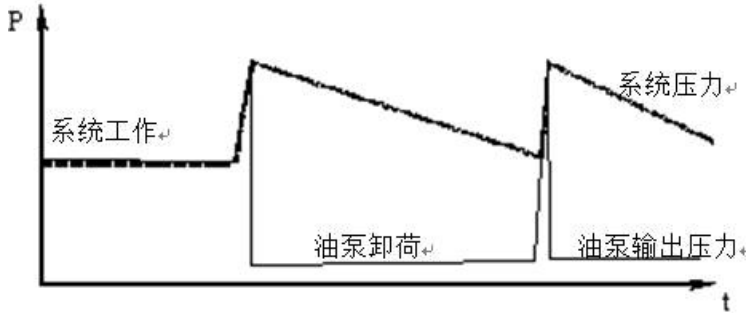


图 9-17 定量泵卸荷压力曲线

当系统发生频繁卸荷（即卸荷时间变短）时，要对液压系统的部件、管路进行检查。一般检查的顺序是：

（1）检查系统的外漏，外漏最容易检查，可观察液压管路及接头部件有无泄漏的痕迹；

（2）检查蓄压器预充气压力；

（3）检查系统的内漏。

9.3.4.3 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，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。

9.3.5 辅助液压泵

9.3.5.1 电动液压泵

为保证安全，在有些直升机上通常还会安装电动液压泵。电动液压泵配有独立的小油箱，该油箱由主系统供油，如果该主系统失效时能保证有足够的液压油量进行应急操作。通常电动泵还设有起保护作用的温度开关，当泵的工作温度超过一定值时会自动切断泵的控制电路，使电动泵停止工作，因此电动泵不能长时间工作。

电动泵的主要作用有：

（1）应急放起落架，在主系统出现故障时电动泵可以应急将起落架放下，保证直升机的正常降落；

（2）地面提供液压源。当直升机在地面停放时，如果工作需要使用液压源，除了使用地面液压试验器外，还可以接通电动液压泵向主液压系统供压。飞行员或者维修人员可以操纵飞行操纵系统的伺服机构进行地面调试(地面辅助功能)；

（3）地面向刹车蓄压器充压。电动泵在地面接通后，可以向刹车系统的蓄压器充压，保证地面刹车系统压力足够；

（4）应急放鱼叉。配有鱼叉装置的直升机，着舰时如果主液压系统失效，可以利用电动泵应急放下鱼叉。

9.3.5.2 手摇机械泵

在某些直升机上还装备了机械式的手摇泵，当所有机械和电动液压泵都失效后，飞行员可以使用手摇泵应急将起落架放下，以保证直升机的安全降落。手摇泵一般的位置在驾驶舱两个飞行员成员之间的地板上。

9.4 液压控制元件

液压控制阀简称液压阀，是液压系统的控制元件。其功用是用来控制液压系统中工作油液的流动方向、压力和流量，从而满足液压执行元件对运动方向、力、运动速度、动作顺序等方面的要求。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。

方向控制阀简称方向阀，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，一旦此平衡被破坏，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。

流量控制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：液压阀是由阀体、阀芯和操纵机构（手动、机控、电磁控制或液动）三部分组成；液压阀是利用阀芯在阀体内的相对运动来控制阀口的通断及开口大小来实现控制和调节作用的；液压控制阀在系统中不做功，也不进行能量转换，只是对液压系统起控制作用。

9.4.1 方向控制阀

9.4.1.1 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三大类。

1.普通单向阀

普通单向阀由弹簧，阀芯和壳体内部的阀口三部分组成。在单向活门的外表面一般标有箭头，显示允许液体流动的方向。根据需要，在单向阀内部的阀芯常有钢球式和锥形活塞式两种结构。钢球式单向阀结构简单，制作方便，但密封性不如活塞式式。见图 9-18A 所示。在液压系统中，普通单向阀常用于：

（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。

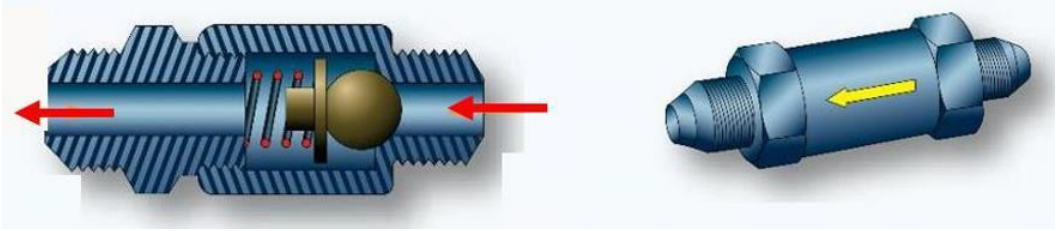


图 9-18A　普通单向阀结构原理图

有些单向阀允许油液沿反方向上少量油液受限制的流通，这就是小孔单向阀或阻尼阀。这种阀是在单向阀的基础上，在阀口处加工了一个校准小孔。小孔单向阀常用于飞机上的起落架收放系统，当起落架收起时，单向阀允许所有的液压油流过，使重型起落架迅速抬升收起；当起落架放下时，单向阀内的小孔限制液压油快速流过，防止起落架放下过于猛烈，见图 9-18B 所示。

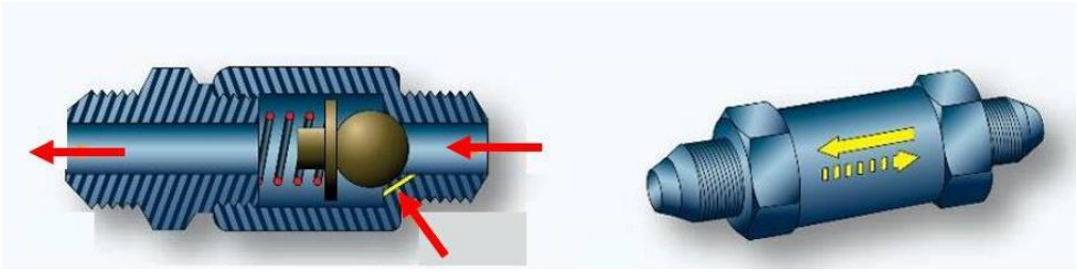


图 9-18B 普通小孔单向阀结构原理图

2.机械控制单向阀

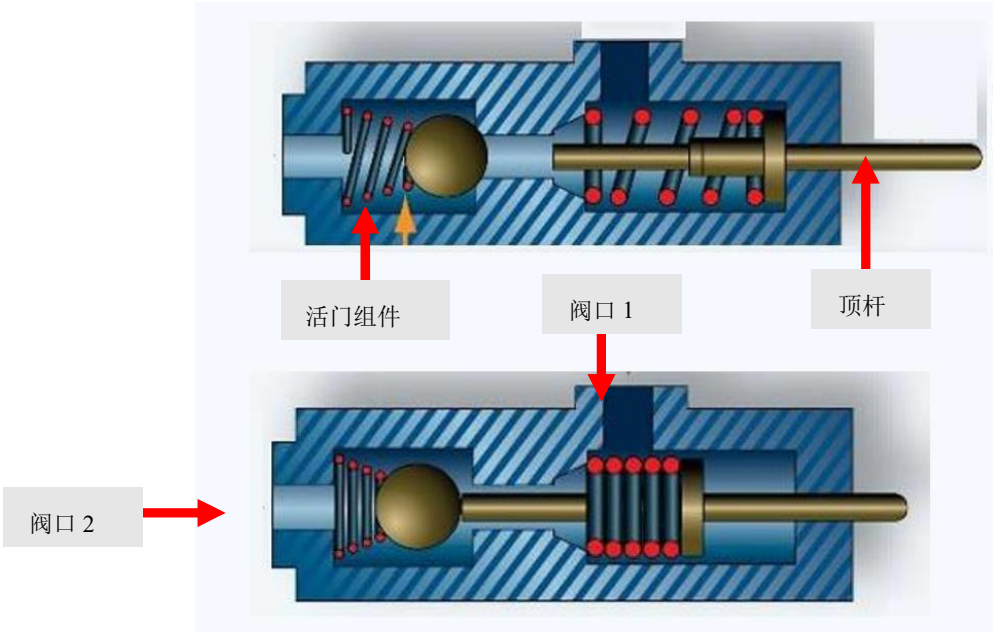


图 9-19　机控单向阀原理图

机控单向阀构造是带有机械触发顶杆的单向阀，如图 9-19 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。

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。

3.快卸活门

还有一种机控单向阀因为在现代直升机上应用比较广泛，因此我们单独来讲，这就是快卸活门。液压管路上的快卸活门，常用于液压系统的地面试验接嘴中。在进行地面试验或维护时，方便接入地面设备，不会导致液压系统内的液压油会流失。在直升机上，常用于地面液压源接头，见图 9-20 所示。

快卸活门由两部分组成，一端固定在机身，另一端位于地面液压源连接管上。两端通过螺纹可以耦合连接在一起，连接过程中，两端的活塞首先接触在一起，继续拧紧时，两侧活塞各自克服弹簧力使单向阀向两端打开，此时液压系统形成通路。断开时，在弹簧力的作用下，提升阀将两端关闭。

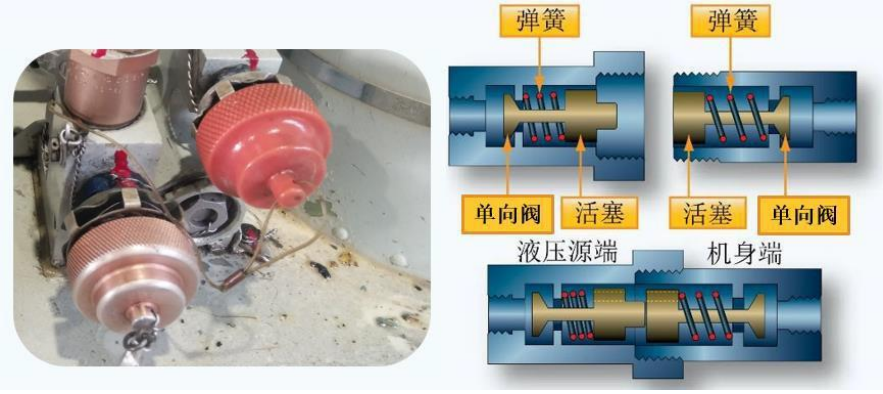


图 9-20 某型直升机机身上的液压源接头及其工作原理

4.液压控制顺序阀

液控单向阀可看作是带有控制活塞的单向阀，它允许油液在一个方向自由通过，反方向可借助液压油开启单向阀使油液通过，当控制压力过低或者消失时，油液不能通过。

液压控制顺序阀可看作是液控单向阀的升级，如图 9-21 所示。液压油从入口进入活门后，流到活塞下部和出口，这时位于出口下游的主要设备开始工作。当主设备运行完成后，活门内压力持续上升，当达到克服弹簧力的压力时，活塞上升活门打开，液压油通过下部阻力小的口流向次要设备。活门内部的液压渗漏可以通过活门顶部的排泄通道流回主回油通道。次要设备的工作压力可以通过调整螺钉设定。

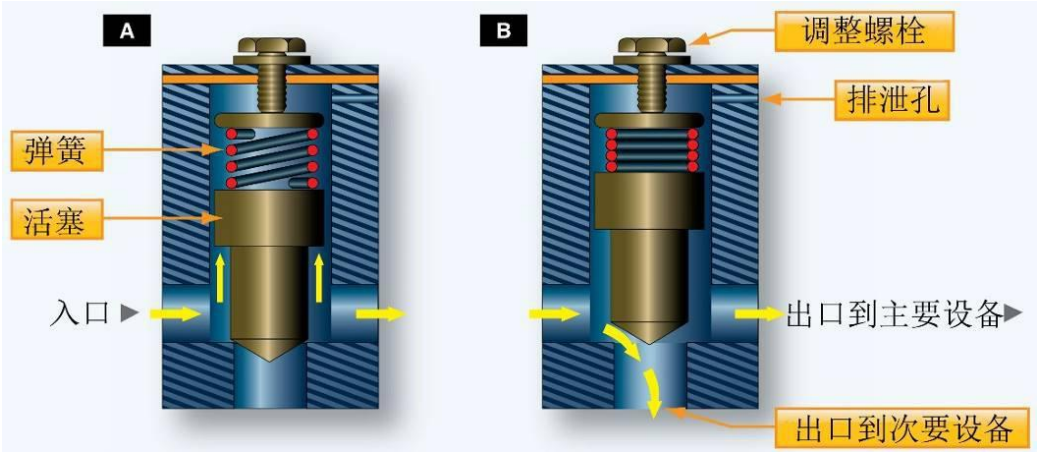


图 9-21　液压控制顺序阀原理图

9.4.1.2　换向阀

换向阀用来控制系统中油液流动的方向，使执行机构启动、停止和变换方向。换向阀按其运动形式分为滑动式、旋转式、提升式、活塞式和梭式等。

1.转阀

旋转式换向阀也叫转阀，靠阀芯相对于阀体的转动完成油路的转换，多用于直升机液压系统的手动阀和供地面维护用的阀等。典型的旋转式换向阀如图 9-22 所示。

2.滑阀

滑动式换向阀通常称为滑阀，靠阀芯在阀体内轴向移动来改变液流流动方向，通常用“几位几通”来说明换向阀的工作特点。滑阀因其操纵力小、易于实现多路控制以及远程控制等优点，在直升机液压系统中广泛应用。图 9-23 所示为最基本的二位二通换向阀。

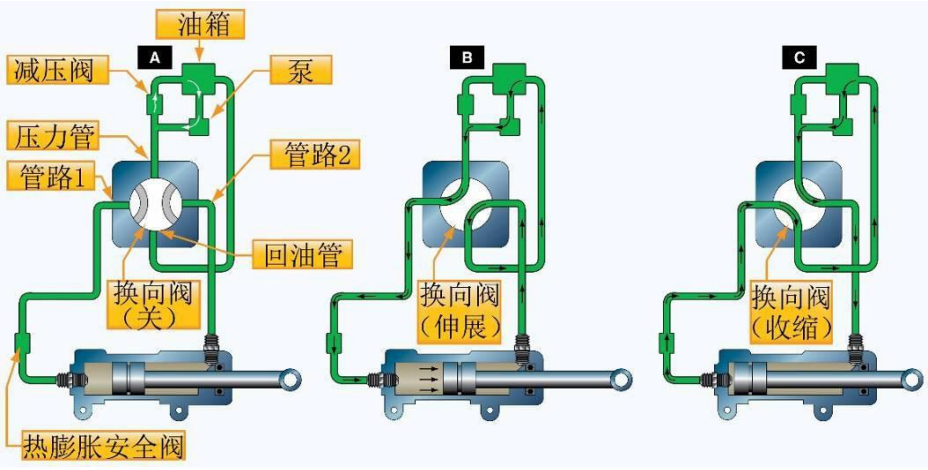


图 9-22　典型的旋转式换向阀控制作动筒

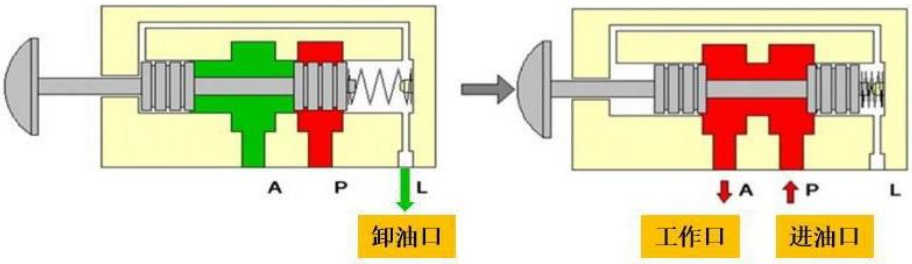
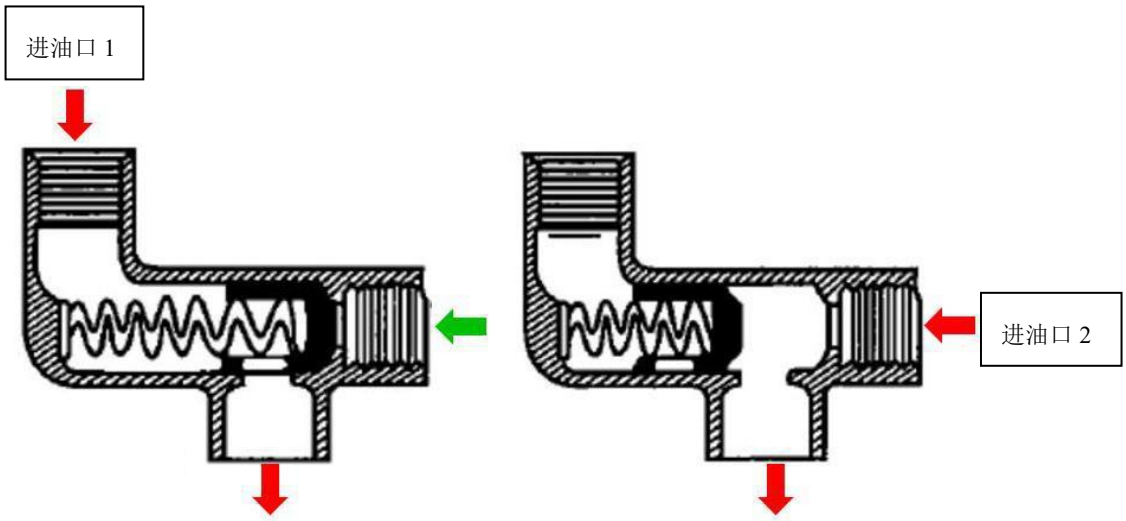


图 9-23　典型的二位二通换向阀示意图

二位二通换向阀具有三个油口，即工作口 A、进油口 P 和泄油口 L。换向阀处于静止位置时，进油口 P 与工作油口 A 不接通；驱动二位二通换向阀动作时，则进油口 P 与工作油口 A 接通。在泄油口上可连接泄油管路，以泄掉复位弹簧和阀芯腔中的油液。

3.梭阀

梭式换向阀通常叫梭阀，也称为选择活门，如图 9-24 所示。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侧，进油口 1 与出油口相通；当进油口 1 的压力消失或者下降时，进油口 2 的压力克服弹簧力将阀芯推到左侧，此时进油口 2 跟出油口相通，实现换向。梭阀常用于主系统跟应急系统的自动转换，比如起落架应急放下系统。



（a）正常状态　　（b）切换状态

图 9-24　梭阀原理图

9.4.2 压力控制阀

压力控制阀是用来调节或限制液压系统的压力的，直升机液压系统中常用的压力控制装置有溢流阀、压力调节器和压力继电器等。

9.4.2.1 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、系统卸荷和安全保护作用。它的特点是利用液压压力和弹簧预紧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。直动式溢流阀构造简单，调压精度较低，只适用于低压小流量系统；高压大系统都采用精度高的先导式溢流阀。

1.直动式溢流阀（图 9-25 所示）

当系统正常工作时，液压油向上供给主回路（a 所示），此时系统压力小于弹簧预紧力，弹簧将阀芯保持在关闭位；当主回路工作完成或因为其他原因系统压力上升直到超过调定的最大压力时，液压力顶开阀芯，将压力管路的压力油直接排回油箱（b 所示）。通过调整弹簧的预紧力，可以调节系统的溢流压力。

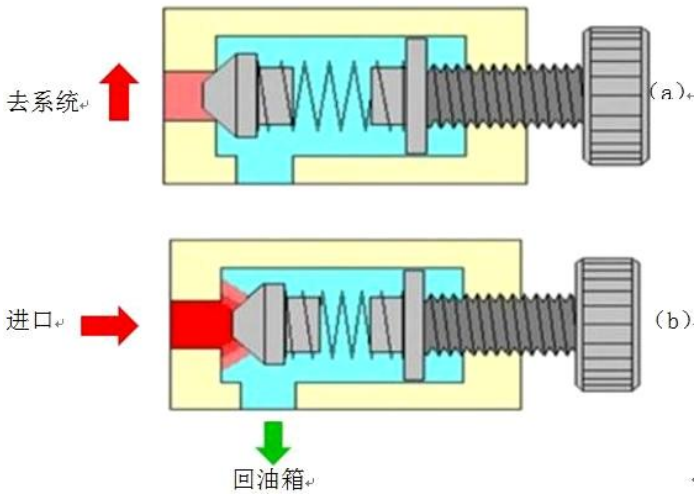


图 9-25 直动式溢流阀

2.先导式溢流阀（图 9-26 所示）

由于先导式溢流阀中导阀控制主阀的开启，主阀弹簧的刚度和预紧力较小，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。

3.溢流阀的作用：

（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；

（3）背压作用：在液压系统的回油路上串接一个溢流阀，造成可调的回油阻力，形成背压，以改善执行元件的运动平稳性；

（4）远程调压和系统卸荷作用：利用远控口进行远程调压或系统卸荷。

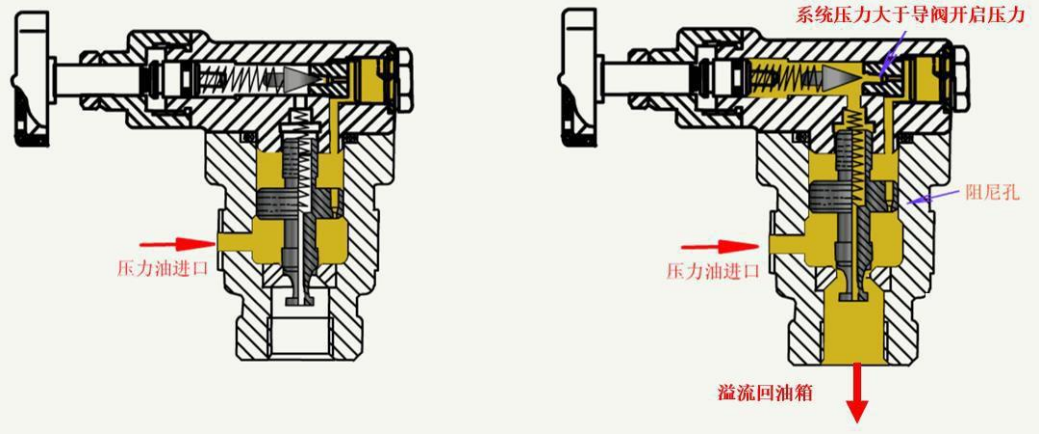


图 9-26　先导式溢流阀

9.4.2.2　压力调节器

在定量液压泵的液压系统中常使用压力调节器。它可以控制泵出口输出压力，维持系统运行压力在一定的范围内；另外当系统压力在正常范围内时还可以使泵卸荷。定量液压泵与压力调节器组合使用，在作用上等同于自动补偿控制的变量液压泵。在现代直升机系统中，压力调节器的位置一般如图 9-27 所示。

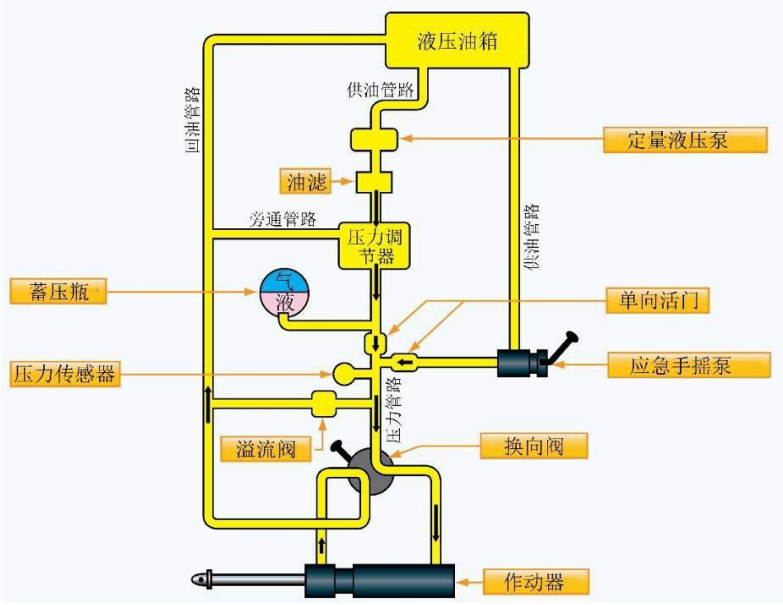


图 9-27　压力调节器在基本液压系统中的位置

减压阀是常用的压力调节器。减压阀是将阀的进口压力(一次压力)经过减压后使出口压力(二次压力)降低并稳定的一种阀，又叫定值输出减压阀。减压阀有直动式和先导式两种，先导式减压阀最为常用，如图 9-28 所示。通过一二次液压油压力差来控制阀芯的移动，改变一次压力油的出口截面积，从而减小二次油的流量跟压力。

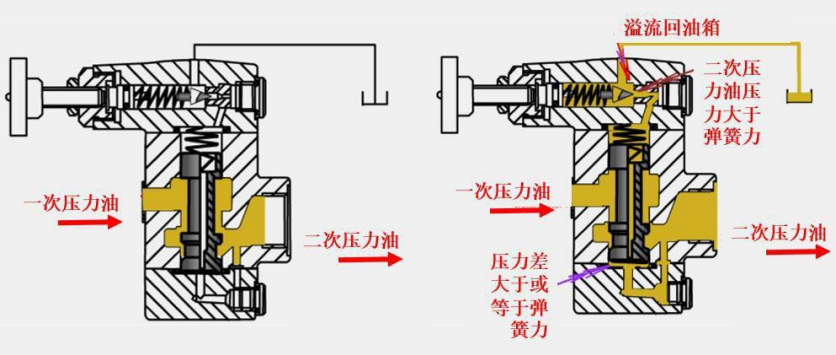


图 9-28　减压阀工作原理

从流体力学角度，减压阀通过改变节流面积，使流速及流体的动能改变，造成不同的压力损失，从而达到减压的目的。然后依靠控制和调节系统，使阀后压力的波动与弹簧力平衡，使阀后压力在一定误差范围内保持恒定。

9.4.2.3　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，多个执行元件的顺序动作。如起落架收放系统中，用于控制先打开起落架舱门后收放起落架的动作顺序。在延时回路中，常常要与多个节流阀和传压筒配合使用。

9.4.2.4　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。当油液压力达到压力继电器的调定压力时，使压力继电器内部的机械机构动作，从而接通压力继电器的微动开关，发出电信号。

压力继电器常用于控制继电器开关、电磁铁、电磁离合器等电气元件动作。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。

9.4.2.5　优先活门

优先活门是一种靠压力控制的开启的元件，如图 9-29 所示。当上游的压力低于预设值时，优先活门关闭，此时优先活门下游无液压，从而使上游的液压部件优先工作；当上游的压力达到预设值时，优先活门打开，液压油流过优先活门，优先活门下游的液压部件开始工作。优先活门既可以作为顺序控制元件，也可以使用在关键部件的下游，确保系统压力不足时，时关键部件优先工作。

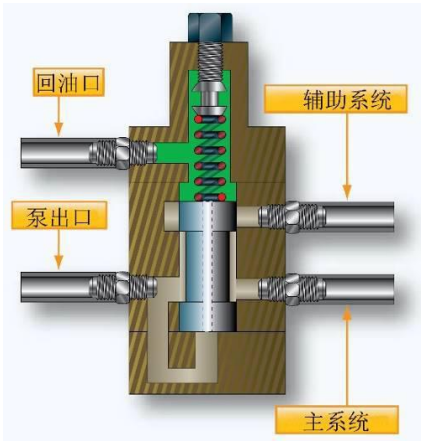


图 9-29　优先活门工作原理

9.4.3 流量控制元件

液压系统中执行元件运动速度的大小，由输入执行元件的油液流量的大小来确定。流量控制阀就是依靠改变阀口节流面积(节流口局部阻力)的大小或通流通道的长短来控制流量的液压阀类，流量控制元件也称流量阀。任何流量阀的基本组成部分都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。

9.4.3.1 小孔节流原理

如图 9-30 所示短节流孔，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。

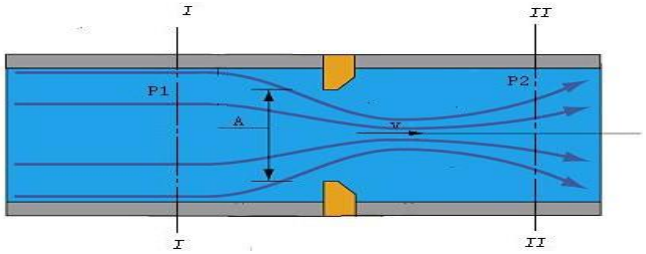


图 9-30　小孔节流原理

节流孔的流量公式为：$Q = C_d A\sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho}}$

式中，C_A 为节流孔的流量系数；A 为节流孔面积；P_1、$P2$，分别为节流孔前后压力；为液体密度。

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）流量与节流小孔两端压差的平方根成正比；

（3）只要有油液通过小孔，小孔两端必产生压差。

9.4.3.2 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。直升机液压系统中常用到单向节流阀及小孔单向阀（见图 9-18B）。单向节流阀在结构上类似于锥形阀芯的单向阀，我们可以认为单向节流阀是在锥形阀芯上钻了一个节流孔，使得油液可以以很小的流量反向流过单向阀，从而限制作动筒在一个方向上的运动速度。

9.4.3.3 液压保险

在液压系统中，某些部件（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，进而影响整个直升机的安全。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。系统管路漏油时，当油液流量或消耗量超过规定值时，液压保险会自动堵死管路，防止系统内油液大量流失。液压保险可分为两类：流量保险和定量保险。

1.流量保险

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）超过规定值时，它就自动关闭，以保证不影响并联的其它系统工作。它跟电路中的保险丝很相似，所以也称它为液压的保险丝，其构造如图 9-31 所示。

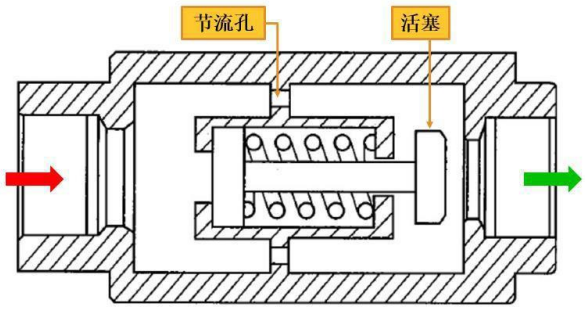


图 9-31 液压流量保险

油液从进口流入液压保险，经过内部节流孔流向下游。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，节流孔前后压差大到足以可克服弹簧预紧力，推动活塞向前，关闭油液出口。

2.定量保险

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总体积量达到某临界体积时将油路自动关断，防止系统液压油继续损失。常用的定量保险有复位功能。

9.4.3.4 流量放大器

流量放大器常用于工作系统需求的流量比供压系统输出流量大的情况，如某些直升机的

刹车系统。图 9-32 为流量放大器结构原理图，它的主要部件是装在壳体内的一个台阶型活塞。

进行刹车时，刹车油液经小端活塞接头进入上腔，推动向下活塞运动；大端活塞将下腔中油液供向刹车系统。由于大端活塞面积较大，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。

解除刹车时，上室压力消失，活塞在自身弹簧和刹车作动筒油液压力的作用下，迅速向上移动，上室内的油液流回油箱，在刹车作动筒内的油液则流回流量放大器的下室。由于活塞的快速向上移动，使得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。

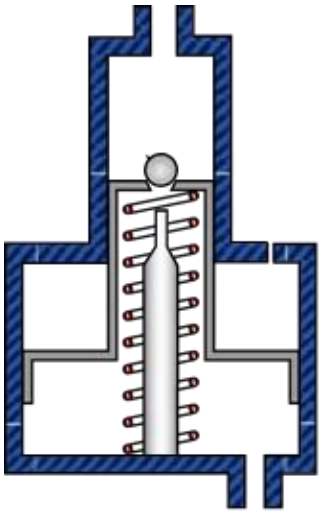


图 9-32 流量放大器

9.5 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，它将液压能转换为旋转机械能；另一类为往复运动型，它将液压能转换为直线往复运动动。往复运动型又分为往复直线运动型（如作动筒）和往复摇摆运动型（摆动缸）两类。

液压马达可看作液压泵反接，即通过输入液压油，获得转速和扭矩，从而把液压能转换为机械能，因其结构与液压泵相同，本节不再研究。摆动缸在现代直升机上应用越来越少，本节也不再介绍，我们主要研究液压作动筒。

9.5.1 作动筒工作原理

在直升机液压系统中，作动筒被广发应用于操纵桨叶的伺服机构、起落架的收放机构、刹车系统的液压活塞等场合。

作动筒的工作原理如图 9-33 所示：当筒体固定时，若液压油从筒左侧输入，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；若将活塞杆固定，则筒体向左运动，工作原理与筒体固定相同。若连续不断地供给液体，则活塞或者作动筒就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。

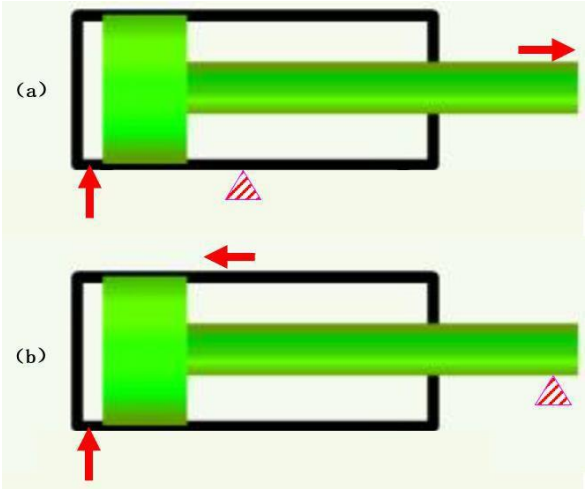


图 9-33 作动筒原理

作动筒的输入参数是液体压力和流量，为液压输入功率；作动筒的输出参是输出力和速度，为输出机械功率。上述参数便是作动筒的主要性能参数。

9.5.2 作动筒类型

作动筒有两种基本形式：单作用式和双作用式。

9.5.2.1 单作用式

单作用式作动筒的活塞在液压作用下只能向一个方向运动，然后在弹簧力作用下返回。如图 9-34 所示，压力油从左边通油口进入，油压作用在活塞上，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孔排出，并压缩弹簧；当作用在活塞上的油液压力释压并小于压缩弹簧张力时，弹簧伸张并推动活塞向左移动。活塞左移，左边腔室油液被挤出通油口，空气则通过通气孔进入弹簧腔室。

在直升机液压系统中，单作用式作动筒常用作刹车作动筒。当刹车时，液压油迫使活塞伸出压紧刹车盘中的刹车片实施刹车。脚踏板松开时，弹簧将活塞返回解除刹车。

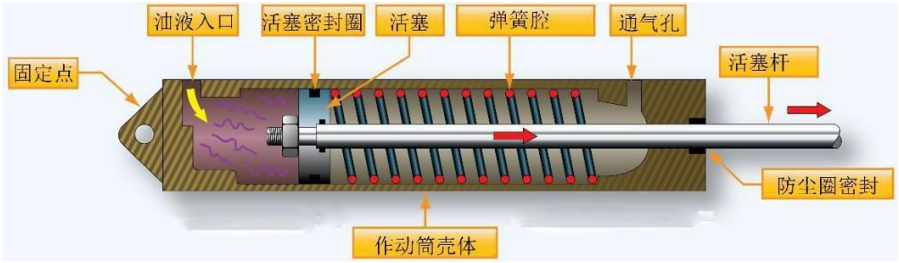


图 9-34　单作用式作动筒

9.5.2.2　双作用式

双向作用式作动筒能利用油液推动部件作往复运动。如图 9-35 所示，当高压油液从左边接头进入作动筒时，活塞杆向右移动，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，则活塞杆向左移动。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。

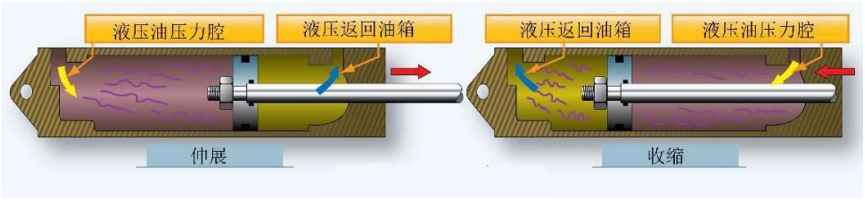


图 9-35　双向单杆式作动筒

双向单杆式作动筒的活塞左右两边受液压作用的有效工作面积不相等，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，活塞往返运动速度也不同，活塞伸出速度要小于缩入速度。因此双向单杆式作动筒也称双向非平衡式作动筒。

双向单杆式作动筒常用于在两个方向上需要不同传动力和传动速度的地方，比如起落架收放系统。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作用力，因此液压油通到作动筒活塞面积大的一边，以获得较大的传动力保证起落架迅速收起；而在放下过程中，重力有助于放下起落架，因此不需要很大的传动力，压力油通到作动筒活塞面积小的一边，同时系统中有单向限流活门限制压力油流入小面积腔，防止起落架放下速度过快产生撞击。

双向双杆式作动筒（图 9-36）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。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；活塞两端输入流量相同时，其活塞往返运动速度相同。因此，双向双杆式作动筒常用在操纵系统和前轮转弯操纵中，以保证作动筒活塞往返速度相同。



图 9-36 双向双杆式作动筒

9.5.3 作动筒辅助元件

9.5.3.1 缓冲装置

一般的液压作动筒可不考虑缓冲装置，但当控制运动部件的重量很大、活塞运动速度很高的作动筒就必须设置缓冲装置，这是因为活塞在行程终点处会发生机械撞击，引起直升机噪声、振动和损坏机体机构。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

如图 9-37 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筒壁间的环形间隙流出，产生液压阻力，减缓作动筒的速度，起到缓冲作用。

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 9-38 为带节流阀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，接头内有单向节流阀。

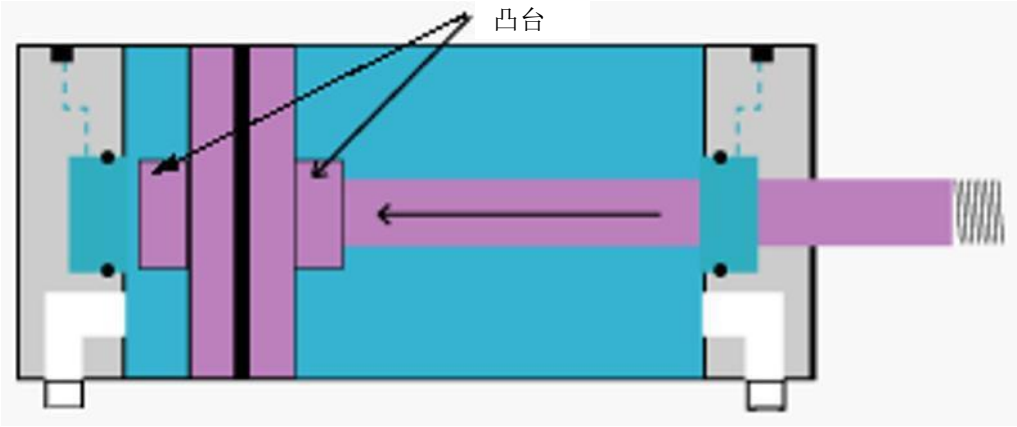


图 9-37 缝隙节流缓冲

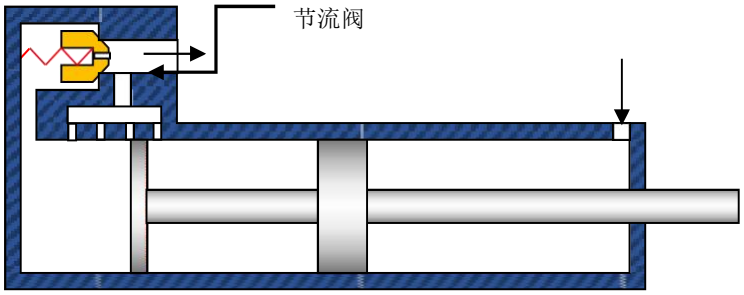


图 9-38 带终点缓冲装置的作动筒

图示状态就是当放起落架时的工作过程，此时活塞杆向内缩入。当活塞边缘还未到达外筒上的小孔时，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。活塞继续向左移动，其余小孔相继被盖住，起落架的放下速度便越来越小。当四个小孔全被盖住后，活塞左边的油液只能通过单向节流阀中间的小孔流出，起落架的放下速度大大减小。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，起落架本身的重量和空气阻力都阻碍起落架收起，活塞杆的运动速度较慢，不需要缓冲。这时，高压油液从左边的接头进入，顶开单向节流阀，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。

9.5.3.2 排气装置

在安装过程或长时间停放之后会有空气渗入液压系统，气体存在会使执行元件产生爬行、抖振、噪声和发热等一系列不正常现象。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。

为消除空气对系统的影响，必须排除积留在动作筒内的空气。对单向式作动筒应装放气活门，以便维修后进行排气，比如直升机机轮刹车系统，产生刹车疲软现象的主要原因是系统中混入了空气；但对双向式作动筒，一般不设放气嘴，因为作动筒在进行若干次往复运动就可将气体排到油箱中。

9.5.3.3 锁定装置

直升机上有些部件（如舱门）在作动筒行程的尽头没有单独的定位锁，而是依靠附属于作动筒的锁定装置来保持其位置。作动筒内的锁定装置通常是机械锁，如图 9-39 所示就是一种常见的机械锁，它是靠锁爪将止动活塞固定在行程终点位置。

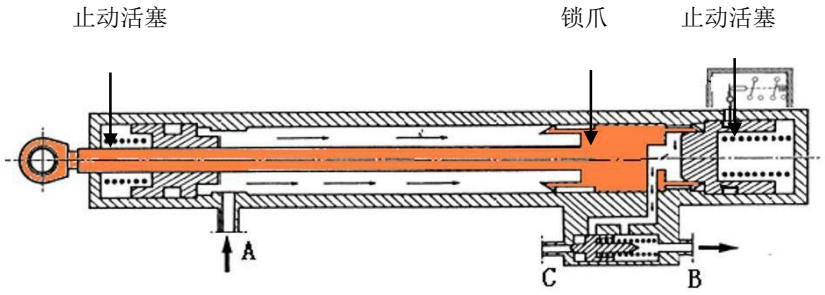


图 9-39 带锁爪装置的作动筒

9.6 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、接头等部件。它们在液压系统中数量最多，分布极大，虽然只是辅助元件，但一旦出现问题，也会影响整个液压系统的性能，甚至破坏液压系统的工作，危害直升机安全。

液压油箱跟蓄压器已在前述章节说明，这里就不再讲述。

9.6.1 液压油滤

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

9.6.1.1 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（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。

9.6.1.2 油滤的构造

油滤主要包括头部壳体和滤杯两大部分（见图 9-40），其中壳体用于将油滤安装到直升机结构上并连接管路，滤杯在用来容纳滤芯，更换滤芯的时候可以拆下，固定在壳体上。

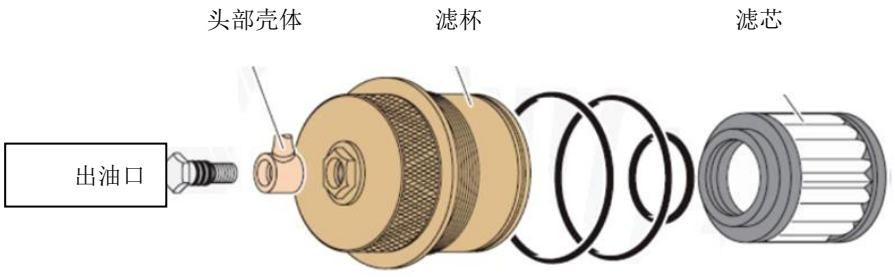


图 9-40 油滤结构图

直升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，有些液压系统还会增设堵塞压力开关，接通驾驶舱的警告灯，以提醒飞行员。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。堵塞指示器可指示油滤的堵塞情况，提醒维护人员及时更换滤芯，增强油滤工作可靠度。在更换滤芯后，应将此指示器按压复位。自封活门可在卸下滤杯时自动将进出口油路关闭，便于滤芯的更换操作，改善油滤的维护便利性。

有的直升机上的堵塞指示器带有温度锁定设计，温度锁自身对热胀冷缩这一性质反应敏感。当液压系统在低温条件下工作时，防止由于油液黏度变大而误触发堵塞指示器，见图 9-41 所示。

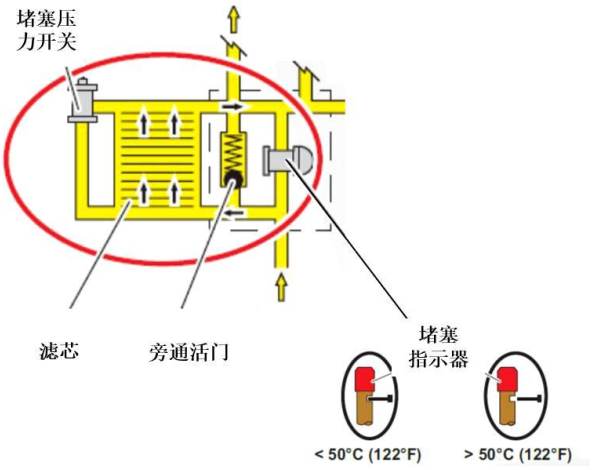


图 9-41 油滤原理图

9.6.1.3 油滤的安装位置

在直升机液压系统中，油滤通常安装在以下三个主要部位（如图 9-42 所示）：

（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。

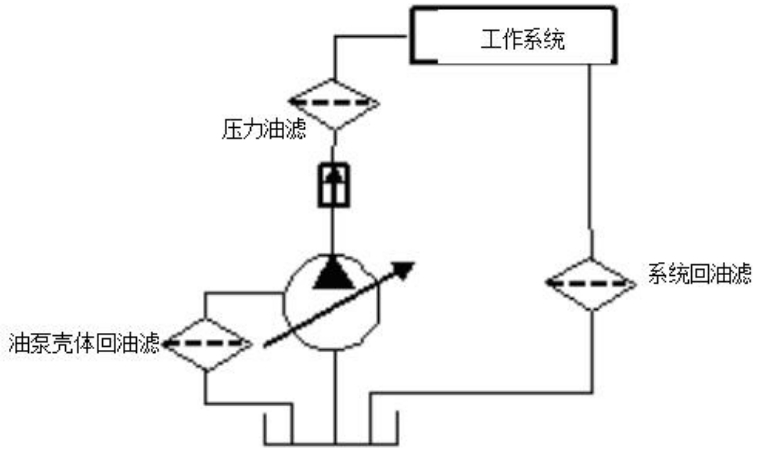


图 9-42 油滤安装位置示意图

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，提高元件工作可靠性。

9.6.1.4 典型油滤清洗

清洗液压系统油滤一般是在对液压系统进行定期检查等计划性维修工作、或工作者认为有必要对油滤进行清洗等非计划性维修工作中。可以用三种不同的方法进行清洗。方法的选择由操作者根据污染等级和设备自由处理。

1.石油溶剂清洗

将金属丝滤网和油滤芯浸泡 10～15min 即可，但是如果需要的话，也可以延长。然后用干燥的压缩空气，逆着工作液流方向，将零件彻底吹干。

2.逆着工作液流方向清洗

用同精度的油滤过滤油液，然后逆着工作液流的方向清洗堵塞了的油滤芯。这种方法对于堵塞的油滤处阻力损失不超过 0.2MPa 的情况下特别有效。

3.超声清洗

这种方法建议用于特别精密的滤网，这种类型的清洗需按操作设备技术说明进行。完成滤芯清洗后，需进行油液流速检查。用拇指堵住滤芯出油口，将滤芯出油口向上竖

直浸入清洁的液压油中，滤芯帽盖端面与液面平齐。松开拇指的同时开始计时，直至液

压油充满为止。滤芯充油时间应不小于 4s、不大于 15s。若充油时间小于 4s，视为不合格，应报废滤芯；若充油时间大于 15s，可重复清洗，若仍不合格则报废滤芯。

9.6.2 密封

在液压系统的使用和维护中，遇到最多的、也是最难解决的问题就是漏油。漏油因容积效率低，将会造成工作机构运动不稳定、定位不准确、影响系统的工作效率，严重时使系统压力上不去，甚至整个系统无法工作，危及直升机的安全。

所谓密封，就是阻挡油液从两个配合零件相邻结合面间泄漏以及防止外界杂质如灰尘与水分等侵入部件内部措施。利用密封材料制成的密封件统称为密封装置，如密封圈、橡胶垫等。

9.6.2.1 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。

现代民航液压系统向高温、高压方向发展，而一般液压附件的寿命又往往取决于密封装置的寿命，因此对密封提出了更高的要求。

合成橡胶是一种聚合材料，这种材料在室温下至少能伸长到原来的 2 倍，而当它一旦解除受力，便会基本上恢复到原来的长度。表 10-2 所示为某些橡胶的特性。

表 10-2 某些合成橡胶的特性

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

9.6.2.2 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）和运动密封装置（动密封）。静密封主要有密封垫密封、密封胶密封和直接接触密封三大类，他们通过两个表面之间的挤压或隔离达到密封效果，在许多非运动部件普遍使用。两运动表面之间的动密封，可以分为旋转密封和往复密封两种基本类型。

通常情况下，根据密封的用途和液体的压力选择不同种类的密封形式。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，如图 9-43 所示。要实现双向密封，必须背向安装两个密封圈。

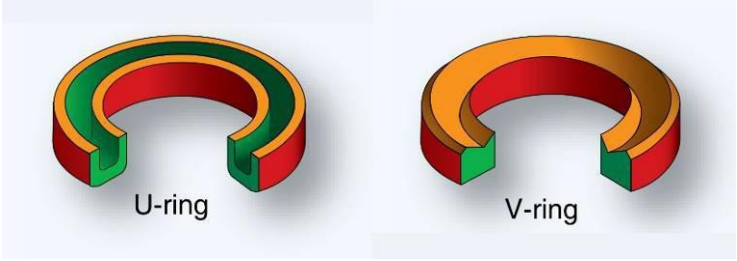


图 9-43 单向式密封装置

2.双向式密封装置

O 形密封圈和方形断面密封可以在两个方向实现密封，因此被称为双向密封装置，目前用的比较多的是 O 形密封圈。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，防止密封件在两个运动表面之间被挤压变形，O 形密封圈的低压端应加装挡圈，如图 9-44 所示。对于双向承受压力的密封圈，应在两侧均加装挡圈。

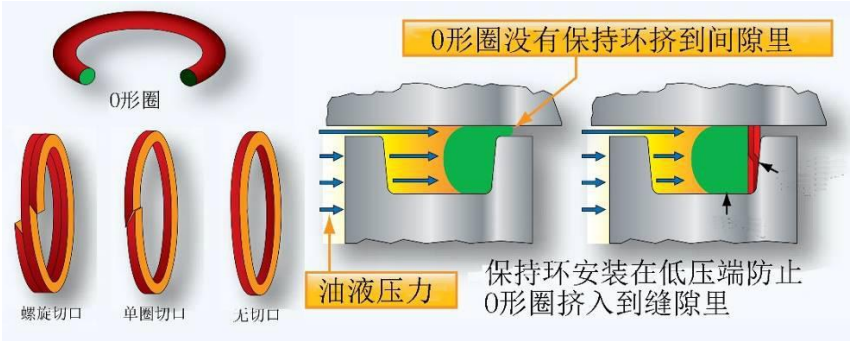


图 9-44 O 形圈、保持环及其安装

在实际应用中，常常将刮环安装在作动筒上，防止附在活塞杆上的固体颗粒进入损伤密封件。

3.密封件的标识

所有的 O 型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，防止在使用时用错密封圈：

蓝点或圈：适用于空气或 MIL－H－5606 液压油；红点或圈：适用于燃油；

黄点：适用于合成发动机滑油；

白圈：适用于石油基发动机滑油或润滑剂；绿点划线：适用于磷酸酯基液压油。

9.6.2.3 密封件的储存

一般密封件最好在 30℃以下储存，避免密封件高温老化；必须储存在密封包装内，避免和空气中的水分和尘埃接触；避开强光照射，避免密封件被空气中臭氧侵蚀或提前老化。

9.7 液压系统指示和警告

9.7.1 机载设备和指示装置

液压系统对于安全操作是非常重要的，因此对于直升机来说，液压系统必须提供一些参数信息给飞行员，便于飞行员可以实时监控液压系统的工作状态，维修人员也可以通过这些参数信息对系统故障进行分析。液压指示系统通常提供油箱的油量、压力和温度等指示警告信息。指示信息通过机械仪表或者综合显示器在驾驶舱呈现。指示系统一般包括传感器、控制组件和显示器等元器件。

9.7.1.1 油量指示

老式的直升机通常是采用一个安装在油箱上的透明的观察窗或油量观察管给维护人员使用。采用加压油箱的现代液压系统具有浮子开关或可变电阻装置，可以给油量表提供油量或油面的指示信号。

9.7.1.2 温度指示

温度探测元件通常包括温度开关跟温度传感器。温度开关通常安装在管路上，感受超温信号，使液压指示面板上的警告灯亮，温度传感器通常安装在在油箱里，感受温度可变信号提供给机械温度表或者综合显示器。温度探测元件可以是双金属片的，也可以是热敏电阻，有的机型的传感装置还可以安装在用于驱动液压泵的电动马达壳体上，用于指示马达的超温。

9.7.1.3 压力指示

所有系统的压力读数都会显示在驾驶舱液压面板的指示表上。他们也是通过压力开关跟压力传感器来收集信号。压力开关通常采用薄膜式，当压力到达一定值时，用来接通指示电

路。压力开关常用来指示系统压力过低的情况，某些特殊情况下，也被用于指示供油压力超过预设值，反应某个系统正在工作，比如应急电动泵警告灯亮起，表示应急系统正在使用。直接读数的压力表通常是由压力传感器控制的，传感器将压力信号转换成电压信号，再通过内部元件将电压信号转换成指针驱动信号或者数字信号反应出来。

9.7.2 屏幕座舱式显示

典型液压指示警告如图 9-45 所示。使用一些连续的模拟压力指示、警告灯和控制电门，飞行员可以操纵和监控液压系统的工作。当系统压力正常时，压力指示的小三角图标应该出现在绿区，同时在压力柱上方会有准确的压力值显示。当压力降低，直到达到系统规定值时，警告板上的红色低压警告灯亮起，压力柱的三角图标也会降到红色低压区，提醒飞行员采取相应措施。

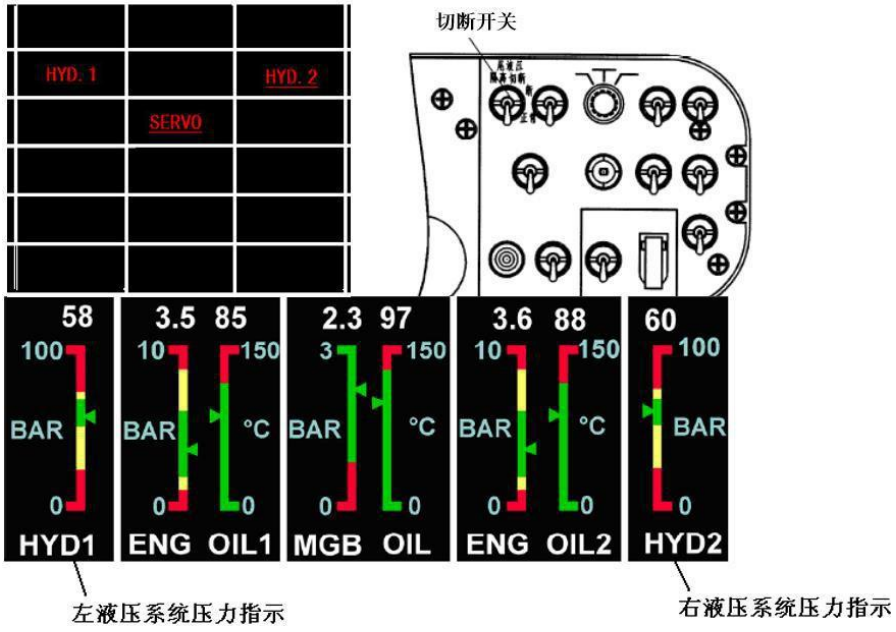


图 9-45 典型的液压指示及警告

不同制造厂家的这种形式的显示设备其监控原理通常是相似的，只是设备的构型、显示方式会有所不同。这种综显设备的所有显示都是彩色的，使用彩色的显示是为了区别不同级别的警告，即警告（WARNING）、告诫（CAUTION）和建议性警告信息（ADVISORYALERTMESSAGES）。有的机型还显示系统性能的信息，该系统也提供维护方式的信息，维护人员可以通过其给出的诊断建议进行故障分析。

9.8 典型液压系统部件识别

本节主要简单介绍目前应用较广泛的某中型直升机的液压系统。如图 9-46 所示的是该

型直升机液压系统的能源配置图。该液压系统包括 4 个独立的液压系统，分别为左液压系统、右液压系统、辅助液压系统和应急液压系统。

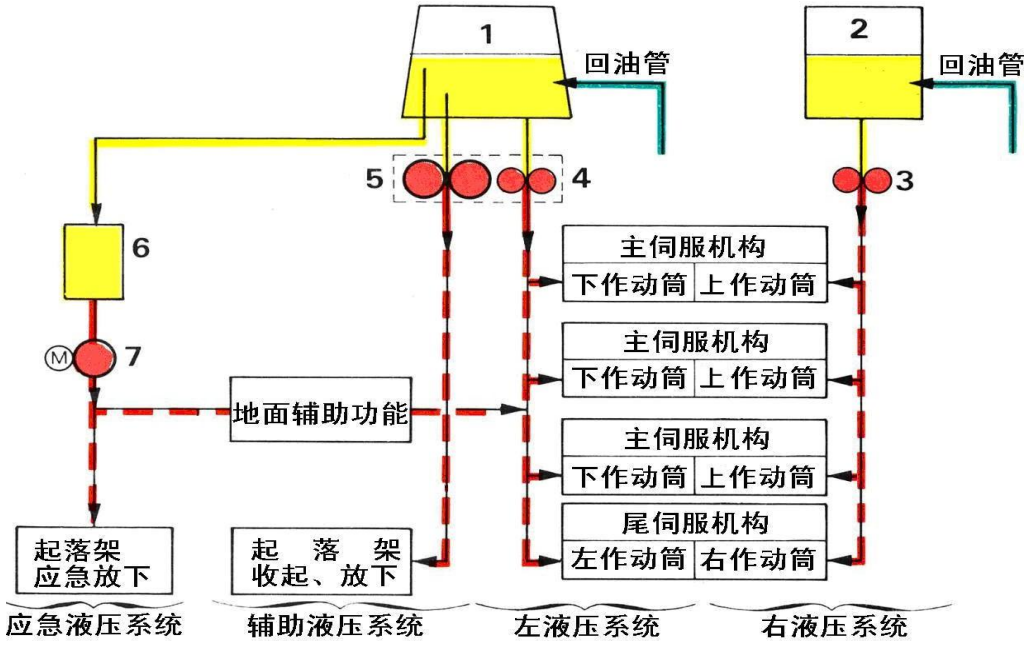


图 9-46　典型直升机液压系统示意图

1－左液压油箱；2－右液压油箱；3－右液压泵(齿轮式)；4－左液压泵；

5－辅助液压泵(齿轮式，与左液压泵共轴)；6－应急液压油箱；7－应急电动泵

以下我们对直升机液压系统的典型部件进行识别：

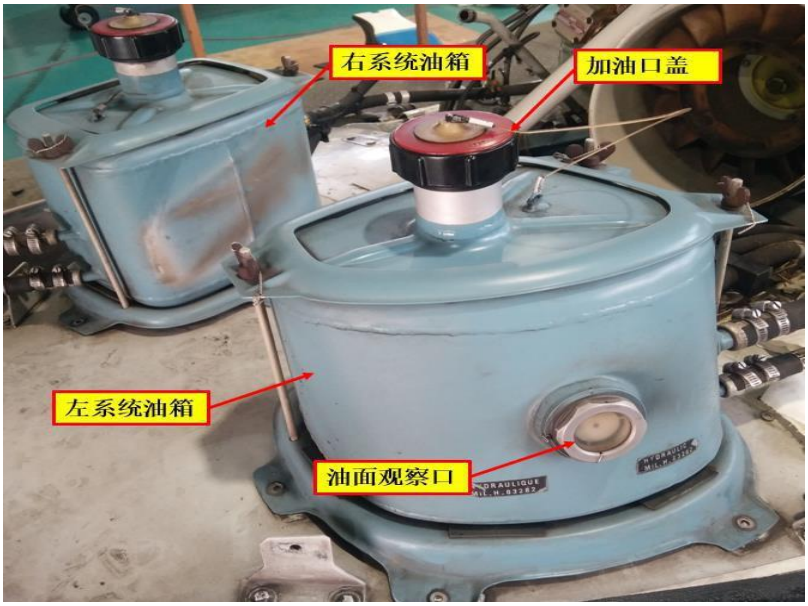


图 9-47A　典型直升机液压油箱



图 9-47B 典型直升机液压油箱管路

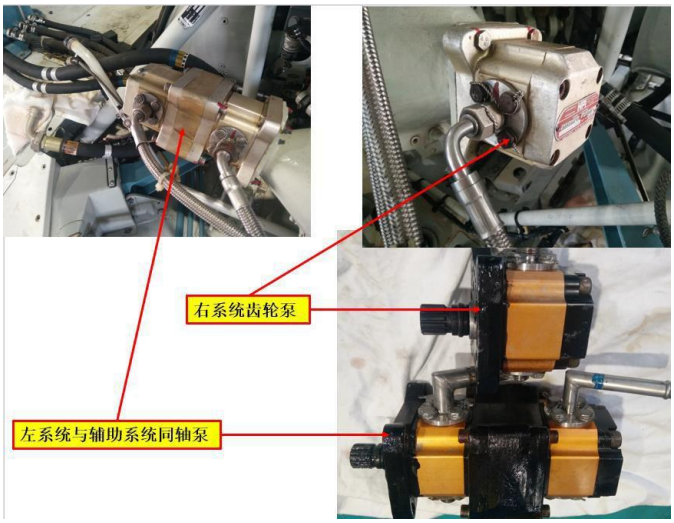


图 9-47C 典型直升机液压

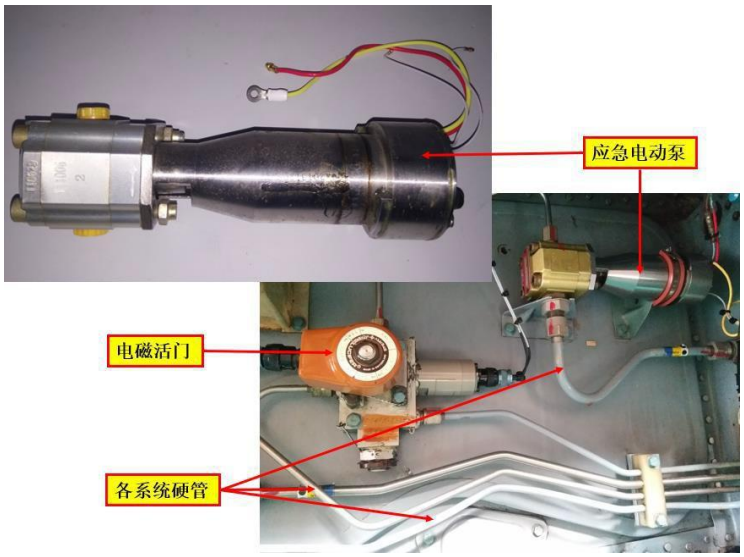


图 9-47D 典型直升机液压管路及附件

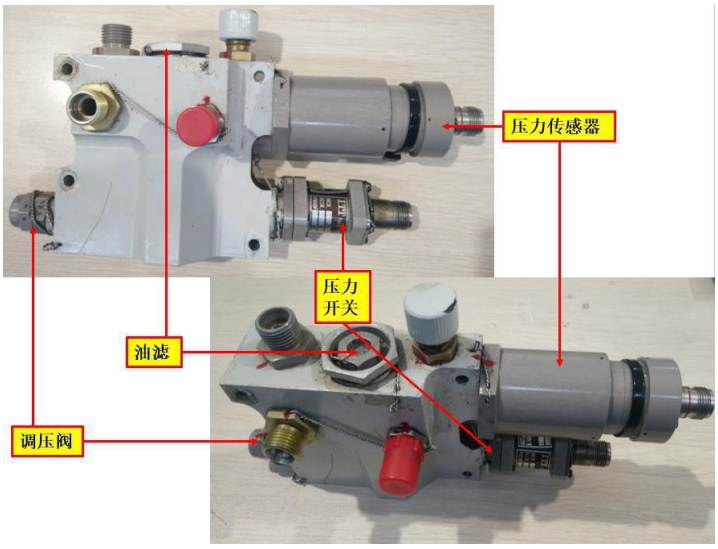


图 9-47E 典型直升机液压系统压力传感器

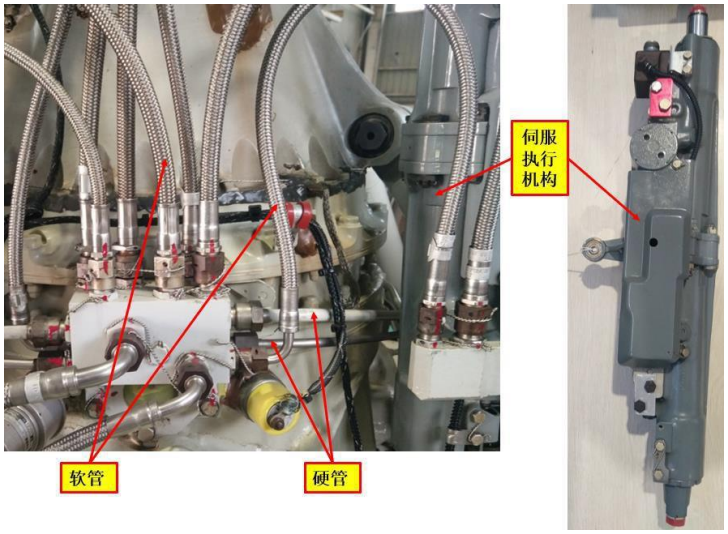


图 9-47F 典型直升机液压油管及伺服

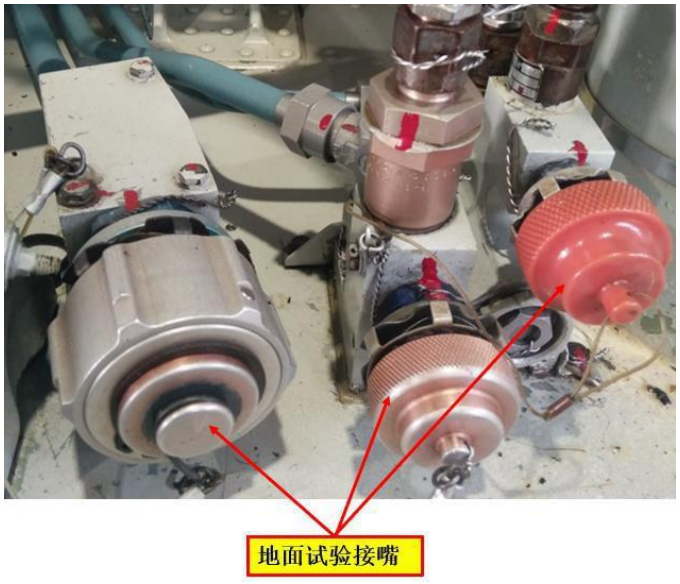


图 9-47G 典型直升机液压系统地面接口

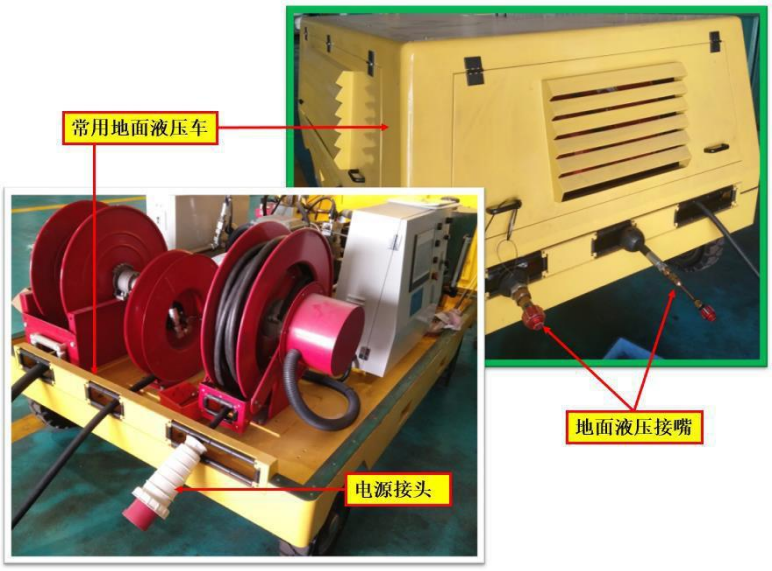


图 9-47H 典型液压车

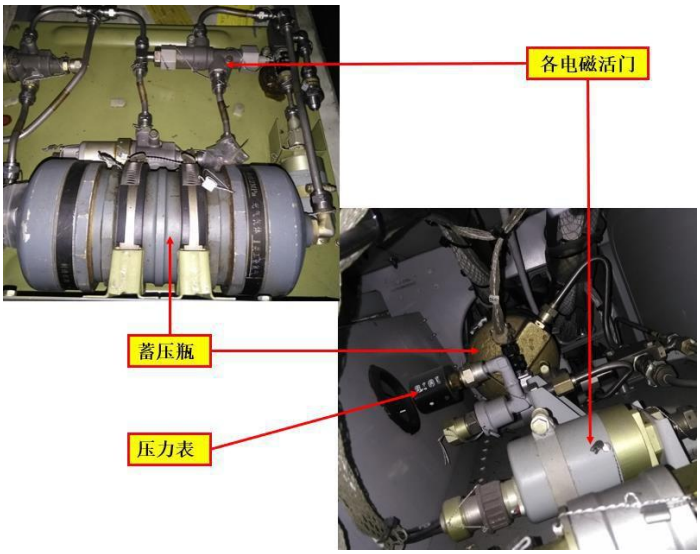


图 9-47I 典型直升机蓄压瓶及电磁活门

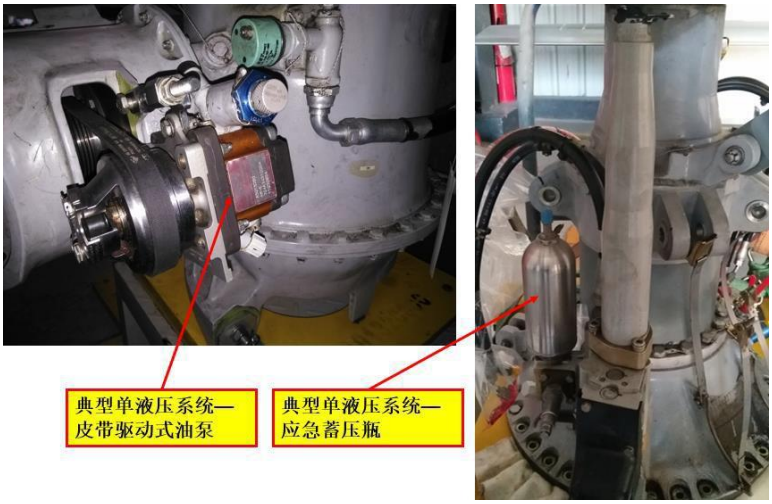


图 9-47J 典型直升机液压系统驱动皮带及应急蓄压瓶

9.9 液压系统的常见维护

9.9.1 污染

液压系统有两种常见形式的污染：颗粒污染和液体或可溶解形式的污染。任何污染都可能导致系统部件的故障，尤其是部件磨损或系统效率的降低。因此就要求在维护工作中，维修现场必须非常清洁

很多液压部件会使用一些溶剂进行清洁，但清洁之后如果不能有效地去除溶剂的所有残留物，这些残留物或者衍生物将会引起部件受损。例如：氯化物的溶剂像三氯乙烯、氯仿、氟里昂和甲基氯，与水混合后会形成盐酸，使金属（特别是轻合金）受到严重的腐蚀。在用溶剂对液压部件清洁之后，一般还需要使用酒精等易挥发溶剂进行清洁。

有些人工合成脂类的液压油（例如：SKYDROL）可能会产生一种溶剂，这种溶剂会加速腐蚀的速率。该液压油超温时还会产生有某种形式的酸，对系统内部金属材料产生腐蚀。

液压油取样检测可以用来检测颗粒性污染物、酸碱性、密度、黏度、水分和金属含量。直升机生产厂家将会制定取样检测的期限和操作程序。

9.9.2 液压油的灌充和系统排气

9.9.2.1 液压油的灌充

对液压系统进行油液灌充时必须要小心，确保使用的是正确的设备和液压油。使用错误的液压油将会导致密封性能的变坏，还会导致密封件的性能降低致使渗漏发生。

所有地面服务和测试设备必须依照相应机型的维护程序进行维护，在后续章节中将会就典型机型液压油的灌充进行说明。

9.9.2.2 系统排气

通过上面几节的学习我们得知，液压系统内部混入气体后，会产生很大危害。特别是在液压系统进行灌充后，将会有大量的气体被残留在活门和管道内部，因此必须将系统内部的所有残留气体除去以确保系统的工作效率。这项维护工作就是系统的排气。通常的方法是使用一个地面测试液压车给系统提供液压油在系统回路内循环，迫使液压油在系统内流动将气体从管路中带入液压油箱，在油箱里这些气体会被释放进入大气。

9.9.3 部件的库存

液压部件通常包装在装有干燥剂（硅胶）的密封容器或塑料袋内，这样可以保持气体的干燥，防止腐蚀。另外液压系统的部件在库存时，内部通常封存有液压油，用以维持密封件的湿润，防止密封性能下降，所有接头必须使用堵盖进行封堵。

部件的库存寿命是由非金属部分的寿命决定的，非金属部分的寿命取决于所用材料的质量，通常在库存部件的外包装上都标注其包装日期和库存寿命。使用以前，通过检查此日期就可以判断该部件还能不能继续使用。

部件使用之前还应注意检查是否有性能降低的迹象，放掉部件内部封存的液压油，并使用清洁的系统液压油对部件进行清洗。

9.9.4 地面液压源的使用

飞机在停放状态进行简单的液压系统测试、排故时，我们一般会采用机上应急液压系统的办法，但该系统时常会收到应急电动泵使用时间的限制。因此在进行长时间的排故、液压系统试验、起落架的收放测试等工作时就会用到地面液压设备。下面我们以某常用地面液压车为例对地面液压源进行简单使用介绍。如图 9-48。

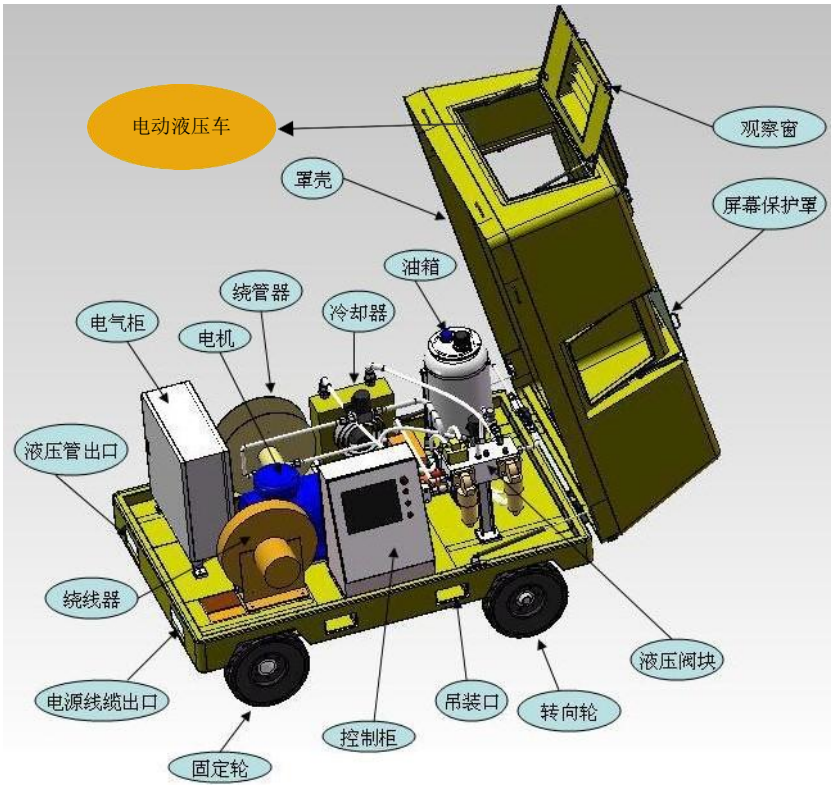


图 9-48 液压车

9.9.4.1 功能特点介绍

此电动液压车常用于为国产直九系列、空客直升机家族等直升机提供地面液压源。主要完成起落架收放测试、飞机操纵系统调整、所有液压循环、通过车上油液为机上加注和补油、油液过滤、在缓慢的操作模式下检查上、下压力设定锁定功能、进行液压系统其他功能检查等。整车设计美观大方，采用全封闭型箱式拖车结构，拥有体积小、机动性强等特性，适用于机场机动车牵引和手推两种移动方式，是飞机液压系统地面检测维护的理想设备。另外，

该电动液压车还具有如下特点：

（1）该液压车采用压力、流量复合控制型高压柱塞泵，精确控制系统压力和流量；

（2）压力和流量自动控制，通过 PLC 触屏操作，操作简单，自动化程度高，控制精度高；

（3）采用新型管道密封方式，避免漏油，增强可靠性；

（4）接头更换方便、油液压力可调，拓展能力强，从而可以适应不同机型的要求。

（5）全方位故障信息提示方便使用与维护。

9.9.4.2 简单操作介绍

在确定地面液压车使用目的（对机或者自循环）后，对液压管路进行可靠连接。用户开机后选择用户名和输入密码后进入运行界面，如图 9-49 所示，在运行界面点击手动和自动的功能扩展，出现手动运行和自动运行的详细控制按钮如图 9-50 所示。手动运行和自动运行的功能按钮是互锁的。按下手动运行在不关闭的情况下，自动运行则不能启动；按下自动运行在不关闭的情况下，手动运行则不能启动。

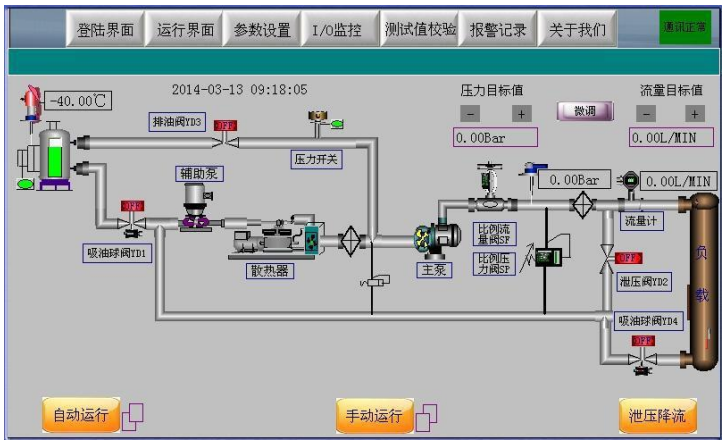


图 9-49 典型地面液压车运行图

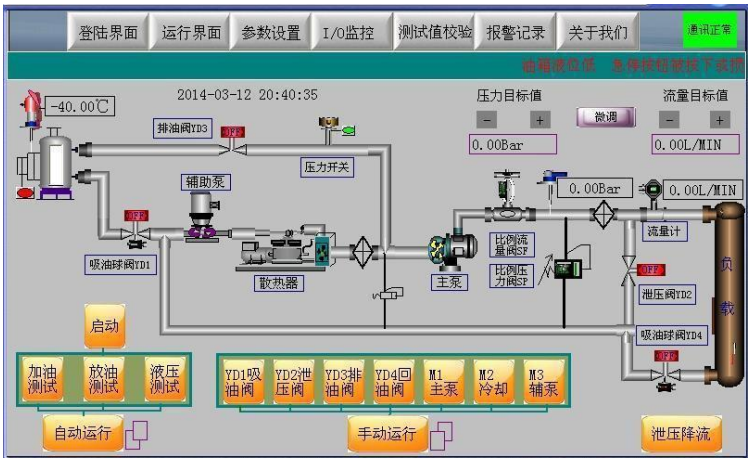


图 9-50 典型地面液压车运行图-功能分解图

自动运行模式下，相应的元器件会被程序设置自动选中。手动模式中，需根据自己的需求自己手动选择相应的元器件（比如各种阀、泵、散热器等）。但不管哪种模式，被选中的元器件会反向变绿显示。在其他界面可以设置各种运行参数，查看故障报警信息等。

9.9.4.3 使用注意事项

（1）首次使用液压车时，须将液压车中原有的液压油排放干净，加注与直升机用油相同牌号的液压油；

（2）使用液压车对机上进行操作时，一定要确保液压接嘴与机上接嘴可靠连接，并注意所使用的机上液压系统没有接错；

（3）当环境温度较低时，在液压车使用之前应先对触摸屏通电预热；

（4）液压车工作时，应注意观察系统中各种管路的密封性是否良好，特别是对液压管路的检查，发现渗漏现象要及时更换；

（5）使用完液压车需关闭系统时，要先将压力设定在30Bar以下，流量设定15L/Min以下,等液压车的系统压力降到设定值时关闭液压车。防止关机时压力过高给油泵带来冲击，从而延长油泵的使用寿命；

（6）使用后应擦拭干净并及时入库。长时期不使用时，春夏季节每半个月启动一次，冬季一个月启动运转一次，以保证整车的性能。

9.9.5 液压系统维护注意事项

9.9.5.1 供压系统

对于桨叶处于折叠状态下的直升机，禁止给主液压系统供压。给系统供压以前需检查：

（1）所有飞行操纵锁和安装销钉都已拆除。

（2）所有飞行操纵杆都已连接，并调试好。

9.9.5.2 进行系统零件的拆卸和安装

（1）开始操作以前，检查系统没有液压，电路被断开。

（2）拆卸时将拆下的所有零件和管子口装上堵塞，并注意别弄弯导管。

（3）装配以前：

①检查所有装配面应清洁；

②用石油溶剂清洗接嘴和拆下的导管；

③用工作油液润滑螺纹、衬套和“O”形密封圈；

④用干燥的压缩空气吹净导管；

⑤报废不能再用的密封垫和锁紧件。

（4）装配期间：

①要确保工作场所和工具必须清洁，确认装配表面清洁，在管子连接上以前不要拆下堵塞，避免外来物进入系统

②拧紧导管接头，用手拧紧螺母直到拧不动为止，从这个位置开始，用扳手轻轻拧紧，大约 1/6 圈，用红漆线画上螺母相对于接头的位置。

③装配后接头如果出现渗漏现象，需拧下螺母，检查装配表面的状况和导管，如果状态良好，重新安装接头并拧紧螺母；如果继续渗漏，需拆下接头，如果有必要，更换导管。特别注意：外套螺母可以绕内接头旋转，不要试图通过过量拧紧来防止泄露。

（5）装配以后要彻底清洁工作场所，对系统进行功能试验，检查是否泄漏。保证液压系统完全密封（特别是液压泵吸油管路），以防吸入空气；检查油箱液面高度，防止油泵因油箱油量过低吸入空气；为使系统中空气得以排出，在维修后应进行系统排气。

9.9.5.3 关于导管的说明

（1）硬导管必须在不被压迫的情况下，装卡箍和管夹；

（2）不能为卸下某个零件而弯曲硬导管，如果必要的话，需拆下导管；

（3）活动软管上的管、接头和鼓形管接头，必须用 0.8mm 的锁线锁紧；

（4）硬导管上的接头，只有接头直径在 16mm 以上的才用 0.8mm 的锁线锁紧；

（5）固定在球形接头上的软管，应该推到接头上的蓝色标志带上。

第 10 章 起落架系统

10.1 分类与结构

10.1.1 概述

起落架是直升机的重要组成部分，起落架主要由减震装置、承力机构、机轮、收放、中立和转向机构组成。起落架可使直升机从地面/水面起飞、着陆、滑行、停放并吸收着陆撞击能量。

起落架系统是直升机的主要系统之一，其工作性能的好坏，直接影响到直升机的起飞、着陆性能和直升机的安全。起落架也是直升机上受力较大的部件，在每次起落中都承担着直升机的全部重量及冲击载荷，在设计制造是对其强度刚度性能要求较高。

起落架完全暴露在整个使用环境中，并且经常要接触液体、冰雪、油污及沙砾等，因此为防止起落架腐蚀、损伤、机械部件卡滞及电子部件的失效，需要经常对起落架进行清洗、保养和润滑。直升机起落架的功能有：

（1）地面或水面支撑飞机处于稳定姿态；

（2）飞机在地面做机动动作时对飞机进行支撑；

（3）着陆时吸收冲击力；

（4）降低直升机在地面运转时的地面振动；

（5）轮式起落架为飞机提供转弯和刹车功能。

10.1.2 起落架的分类

不同型号的直升机要想实现起落架的上述功能，就要通过多种不同设计方案，并安装不同类型的起落架。起落架系统大致可分为四类：滑橇式起落架（图 10-1）、浮筒式起落架（图 10-2）、固定式起落架（图 10-3）、可收放式起落架（图 10-4）。

某些小型直升机使用一种简单的滑橇式起落架。一般中型直升机起落架采取两个连接于机身的主起落架和一个安装于机头或机尾的前或后起落架，机头或机尾的起落架只承担很少一部分的飞机重量，其主要用于实现飞机的转向功能。有些较大型直升机往往安装的是一些简单可靠的固定式起落架，固定式起落架维护量小并且成本较低，但因无法收起从而影响一些飞行性能，比如风阻增加影响飞行速度。对飞行速度有较高要求的直升机一般采用可收于机身的可收放式起落架。可收放式起落架可以减少起落架的阻力，从而可以降低燃油消耗率，

提高飞行速度，大大提高了飞机性能。但其缺点就是结构复杂、重量较重，从而增加了维护量。



图 10-1 滑橇式起落架



图 10-2 浮筒式起落架



图 10-3 固定式起落架



图 10-4 可收放式起落架

10.1.3 滑橇式起落架

现代大多数中小型直升机对外形的流线程度要求不是很高,所以滑橇式起落架是他们最

常见的起落架形式，多用于在粗糙地面上起降的直升机。

10.1.3.1 构造

滑橇式起落架具有结构简单，可靠性高，不易损坏，地形适应性好，重量轻，造价低的特点。但它不能滑跑起降，载荷有限，同时也面临一个特有的适航问题——滑橇式起落架有可能会向机身传导低频振动,这将使机体部件处于有害的环境中，还会导致乘客有难以忍受的不舒适感。典型滑橇式起落架的基本构造，如图 10-5A 所示。

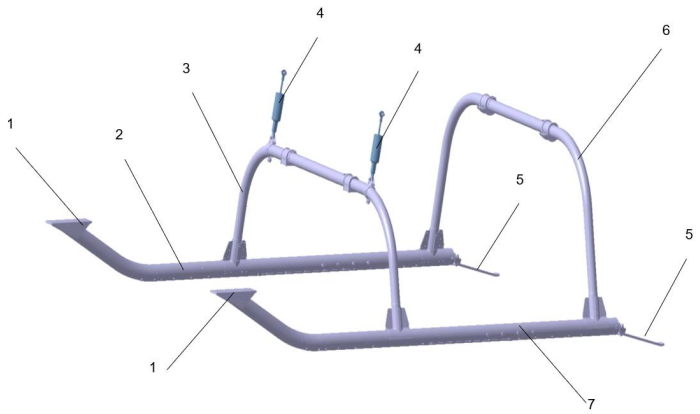


图 10-5A 滑橇式起落架

1－前踏板；2－右滑管组件；3－前横管组件；

4－阻尼器；5－弹簧板；6－后横管组件；7－左滑管组件；

滑橇式起落架为由横管组件、滑管组件、阻尼器等组成。滑橇起落架直接通过前、后横管的弹塑性变形来吸收能量。为防止地面共振的发生，在前横管两侧各安装一个阻尼器。为满足全机动特性要求及更好的防止“地面共振”的发生，在滑管后端安装了弹簧板。

滑管组件（如图 10-5B 所示）包括左滑管组件和右滑管组件，二者结构对称。滑管组件由滑管、前踏板、前胶垫、中胶垫、后胶垫、前防磨片、中防磨片、后防磨片、弹簧板接头、弹簧板及连接件组成。防磨片、胶垫、弹簧板在磨损后可更换。

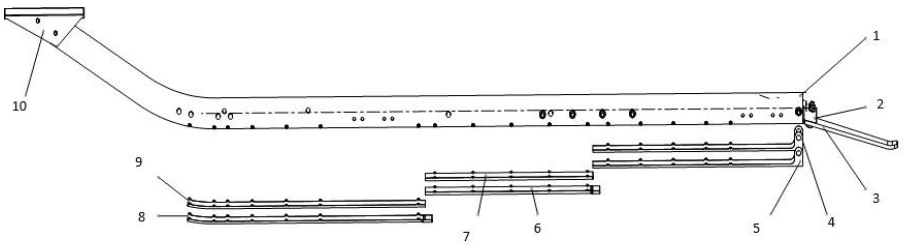


图 10-5B 滑橇式起落架-滑管组件

1－滑管；2－弹簧板接头；3－弹簧板；4－后胶垫；5－后防磨片；

6－中防磨片；7－中胶垫；8－前防磨片；9－前胶垫；10－前踏板；

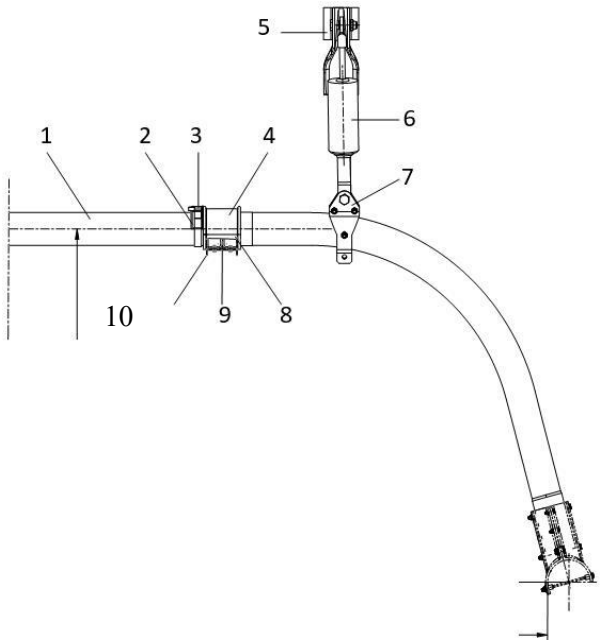


图 10-5C 滑橇式起落架-滑管组件

1－前横管；2－限动块；3－限动块卡箍；4－前上减震垫；

5－阻尼器接头；6－阻尼器；7－卡箍；8－前下减震垫；9－滑橇前通道；10－连接件；

横管组件（如图 10-5C 所示）包括前横管组件和后横管组件，直升机着陆时依靠前、后横管的弹、塑性变形来吸收能量，保障直升机能够安全平稳着陆。前横管组件对称安装一对阻尼器，阻尼器上端通过螺栓连接到机身接头上，下端通过卡箍与前横管连接。横管通过连接件与结构的滑橇前、后通道相连，连接件和横管之间装有减震垫，以减小机身和横管之间的冲击。通过调整限动块和限动块卡箍的位置可以调整横管在机身上的安装位置。

阻尼器为全油式阻尼器，有的机型装有油气减震器，装于滑橇前弓形梁左右两侧，在着陆时提供阻尼刚度，避免发生“地面共振”。

滑橇式起落架分为低滑橇式起落架和高滑橇式起落架。高滑橇式起落架通常是用于在没有坚实路基的区域起降的直升机。它的优点是可以保持机身较高的高度，减少尾桨打地的危险。另外有的高橇起落架底部安装附加板可以防止滑橇陷入松软的地面。

由于滑橇式直升机只能垂直降落，需要特别注意检查滑橇靴。正常着陆磨损的是滑橇靴，如果磨损扩展到滑橇管，就需要更换滑橇管。

10.1.3.2 尾撑

尾撑（图 10-6 所示）安装在尾梁组件的后部，下垂尾下方，主要作用是防止直升机着陆时垂尾触地。

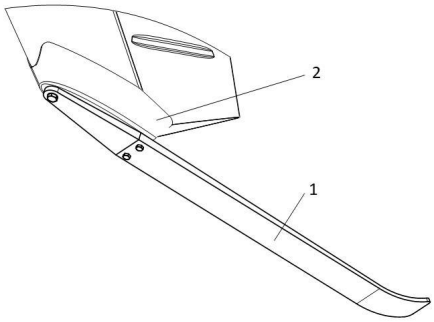


图 10-6 尾撑

10.1.3.3 地面移动轮

滑橇式起落架在地面上移动不方便，需要安装地面移动轮或用小拖车拖动。在地面因维修、停放等原因移动滑橇式直升机时需要地面移动轮。地面移动轮安装在水平滑管上，如图10-7A 和图 10-7B 所示。大型直升机可以使用两套轮子，两套轮子分别装在滑管前后部，通常采用手摇液压泵来升起和放下地面移动轮。直升机飞行时通常拆下轮子以便节省重量，减小阻力。

为避免滑橇在地面移动中受损，地面移动轮通常安装在重心附近，地面移动滑橇式直升机时需特别注意。大多数较小的直升机装上地面移动轮后可以用人力移动，移动时有时需要施加向上或向下的力来保持平衡。一些比较大型的滑橇式直升机可以使用牵引车牵引。

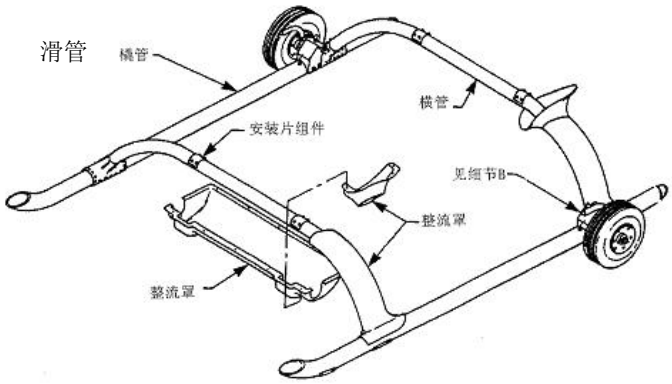


图 10-7A 地面移动轮



图 10-7B 地面移动轮近照

10.1.4 轮式起落架

本节只讲解固定式和可收放式起落架，它们均为轮式起落架。直升机的型号、尺寸等因素决定了直升机设计时选取的起落架的结构型式，起落架的结构型式主要影响到直升机的结构受力和起落架的收放。固定式和可收放式起落架的结构型式，可分为构架式、支柱套筒式和摇臂式三类。

10.1.4.1 构架式起落架

构架式起落架（如图 10-8 所示）主要由减震器、撑杆以及轮轴和机轮等组成，主要应用于某些直升机的主起落架上。

减震器和撑杆分别通过铰链与机身相连，减震器与撑杆之间也采用铰接相连。机轮通过轮轴固定在撑杆的下端。

当起落架受到地面的反作用力时，减震器和撑杆为二力杆结构，主要承受轴向拉压载荷，构造简单，质量较小。但是，由于减震器必须具有一定尺寸的行程，并且当气体和油液压缩到行程的终止位置时，还应具有一定的余量，这就使减震器的尺寸增大，因此这种起落架的尺寸也随之增大。



图 10-8 构架式起落架

10.1.4.2 支柱套筒式起落架

支柱套筒式起落架（如图 10-9 所示）主要由减震器、收放作动筒、防扭臂和机轮组成，主要应用于某些直升机的主起落架上。

减震器通过收放作动筒以及自身销轴铰接在机身下部结构上，收放作动筒铰接在机身下部结构上，机轮通过轮轴直接固定在减震器的下端。

支柱套筒式起落架结构简单、紧凑，减震器的外筒具有较强的抗扭能力。减震器能吸收飞机着陆时的能量、缓冲滑行时产生的垂直加速度和当起动或停车时旋翼产生的振动。但这种起落架承受水平撞击时，水平撞击力不能使减震支柱受到压缩，因此减震器不能很好地起到减震作用。此外，在着陆和滑行过程中，起落架上的载荷通常是不通过减震器轴线的，在这种载荷作用下，减震器要承受较大弯矩，使活塞杆和外筒接触的地方（支点），产生较大的摩擦力。这就导致减震器的密封装置容易磨损，工作性能也要受到很大影响。因此在减震器的维护、修理工作中，要特别注意活塞杆上下轴承的磨损情况和密封装置的状态。

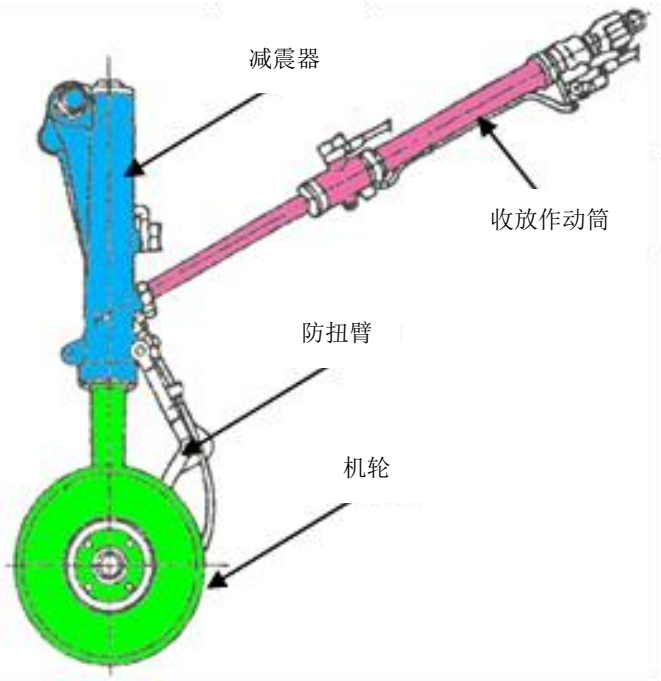


图 10-9 支柱套筒式起落架

10.1.4.3 摇臂式起落架

如图 10-10 所示，摇臂式起落架主要由减震器、撑杆（或收放作动筒）、摇臂、轮轴和机轮组成。机轮是通过摇臂连接在减震器的下端。

摇臂式起落架不管是承受垂直方向还是水平方向的撞击，都可以使摇臂围绕支臂上的铰接点转动，从而压缩减震器，使起落架起到减震作用。摇臂式起落架解决了起落架的水平撞击载荷的减震问题。

摇臂式起落架与支柱套筒式起落架相比，具有以下优点：

（1）减震器能较好地承受水平撞击；

（2）摇臂式起落架的减震器一般只承受轴向力，不受弯矩，因此密封装置的工作条件要好得多，便于维护。

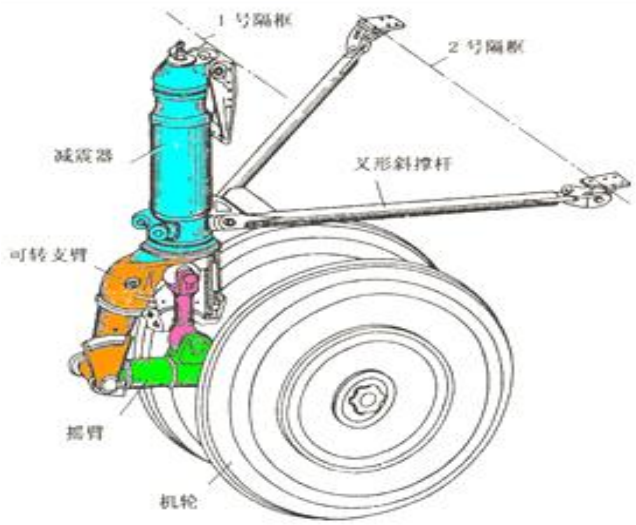


图 10-10 直升机摇臂式前起落架

但此种起落架构造较复杂，接头受力较大，因此它在使用过程中的磨损也会变大，在维护过程中要多注意磨损量。

10.1.5 机轮

机轮的主要作用时在地面支撑直升机的重量，减少直升机在地面运动的阻力，吸收直升机着陆时的一部分装机能量。通常直升机主起落架上都装有机轮刹车，用来制动直升机以及机轮转弯。

机轮刹车组件经常承受冲击载荷，同时也会在高温、沙砾等恶劣环境中工作，因此在着陆和滑行过程中由刹车组件产生的热量有引起爆炸的危险。因此要要选择能耐高温耐摩擦的材料用于机轮刹车组件。机轮内装有高压气体，因此在安装和维修过程中需要特别注意安全。为了使机体的重量分散到更大的面积上，大型的直升机的起落架通常安装多个机轮。

10.1.5.1 轮毂

直升机轮毂通常是由铝合金或镁合金铸造或锻造而成，它们与同重量的钢制轮毂相比，具有较大的刚度，在同样受热情况下，温度升高也较少。轮毂通常用阳极防腐处理及保护漆来防止腐蚀。如果防腐层损坏，必须重新进行防腐处理来防止腐蚀产生。

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。

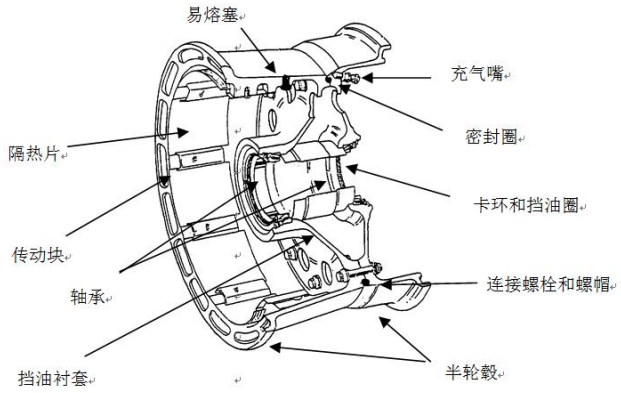


图 10-11 分离式轮毂

直升机主要采用分离式轮毂（图 10-11）。前轮一般不含刹车组件，所以通常前轮的构造比主轮简单些。整个轮毂是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。此种轮毂配合无内胎轮胎使用，在两个半轮毂之间要安装密封圈，靠轮胎的胎缘在内部气体压力作用下紧压在轮缘上。在试图分解这种轮毂以前，必须首先将它完全放气。机轮安装在滚珠或滚棒轴承上，轴承直接安装在轮轴上或者安装在与轮轴有键连接的轴承衬套上。为了减少直升机在着陆时的冲击载荷对机轮轴承的影响，可以允许轴承的内环绕轮轴慢慢地滑动。这也使得机轮的拆装变得容易。

由刹车产生的热量通过机轮和轮胎向外传导和辐射消散掉。此外分离式轮毂上还装有热熔塞。热熔塞是一个空心螺钉，空心处浇铸易熔金属。当直升机刹车较猛时，刹车装置产生大量的热，热熔塞熔化，缓慢将气体放出，防止爆胎。

10.1.5.2 轮胎

轮胎构成了一个空气垫层，有以下作用：支持直升机重量；吸收直升机滑行中的颠簸跳动；缓冲直升机着陆过程中的冲击并帮助吸收撞击能量，对于经常滑跑的直升机还可以产生一定的摩擦力。轮胎必须能承受巨大的静载荷、动载荷以及热载荷。为了保证轮胎的持续适航性，必须对它进行高标准的维护和检查。如果存在任何疑问，应将轮胎更换并向轮胎生产厂家咨询。

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，常用于直升机前后轮，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，常用于直升机主轮，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℃，这使无内胎轮胎具有更长的使用寿命。

2.轮胎构造

图 10-12 所示为两种常见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。

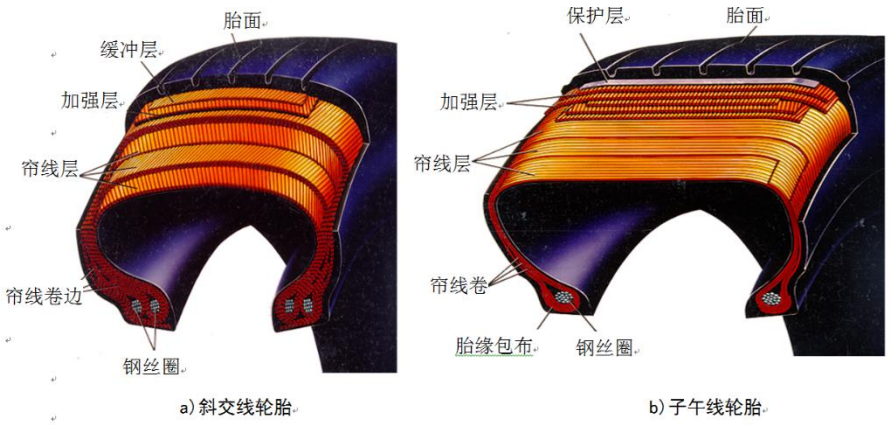


图 10-12 常见的无内胎轮胎的结构图

胎面由耐磨的合成橡胶制成，可保护胎体内部的帘线层。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。

帘线层是轮胎受力的主要部分，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。斜交线轮胎的强度和抗割伤、刺穿能力较高，而子午线轮胎轮胎的速度性能较好。

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，轮胎侧壁还可提高胎体的强度。

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。

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，较少了内胎与外胎的摩擦，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

在轮胎侧壁一般具有用于识别目的的标记（如图 10-13 所示）。通常包括零件号、尺寸标记、平衡标记、磨损标记、序号、生产日期、有内胎/无内胎标识、承载压力等一般标识，但这些标记会随着制造厂家的不同而不同。对于翻新的轮胎，还会存在轮胎翻新型式和次数标识。

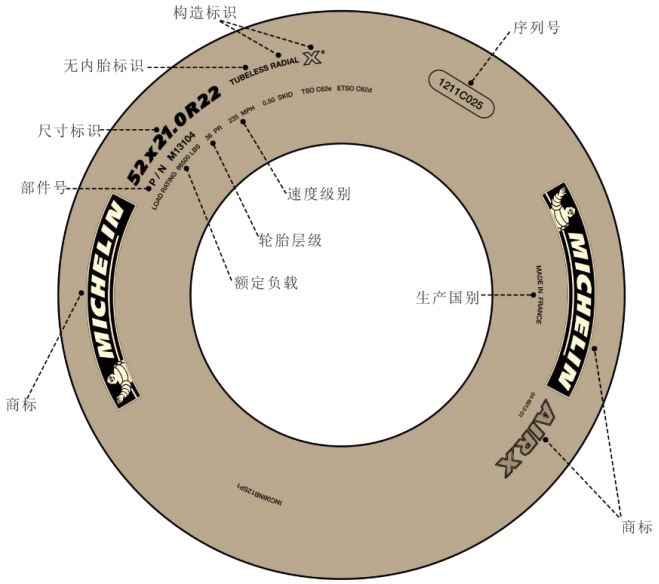


图 10-13 轮胎标识

（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 1211C025），尺寸标识标记轮胎的尺寸规格，一般标识法为：外径×宽度－内径（如 52X21.0R22,标识轮胎外径为 52 英寸，宽度为 21 英寸，内径为 22 英寸）。

（2）平衡标记

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）标记处。

（3）磨损标记

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记齐平时应更换（维护手册另有规定除外）。

（4）其它标记

生产序号、生产日期、翻修标记、生产厂家、允许最大压力和最高使用速度等。

4.轮胎储存

存放轮胎和内胎时应将其置于阴凉、干燥的暗室，保护轮胎免受过热、潮湿和强光，因为强烈的光线和热量将导致橡胶出现裂纹和整体性能退化。保存时还应注意使它们远离散热器、蒸汽管线、电动机等其他热源。存放轮胎时，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。对内胎应保持原包装贮存。

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，避免滑油、燃油、乙二醇或液压油等对橡胶有害的油液对轮胎的侵蚀。

10.2 减震系统

直升机在着陆瞬间，要与地面发生剧烈碰撞；在滑行中，由于地面不平产生颠簸，也会与地面相撞。直升机必须设置减振装置，用来减小直升机在着陆接地和地面运动时所受的撞击力，吸收直升机着陆时的能量，从而减弱直升机因撞击而引起的颠簸跳动。现代直升机减振装置一般由轮胎和减振器两部分组成，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振器吸收。

10.2.1 减震器

如果起落架减振器工作性能不好，直升机着陆时会因很大的撞击力产生强烈的颠簸跳动，对直升机结构带来极大损伤并威胁到飞行安全。因此，研究减震原理及油气式减震器的工作特性，对机务人员维护保养直升机显得尤为重要。

10.2.1.1 减振原理

直升机起落架减震装置种类很多，构造上也有很大差别，但减小着陆撞击力和吸收飞机颠簸跳动能量的基本原理是一样的。

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。

直升机着陆接地时，轮胎和减震器象弹簧那样产生压缩变形，从而延长撞击时间，减小撞击力。如果起落架减震装置的耗能作用很差，直升机着陆动能不会被消耗，这样直升机着陆接地后将产生比较强烈的反弹颠簸跳动。因此设置减震装置不但要吸收撞击动能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。因此现代减震原理的实质是：通过产生尽可能大的弹性变形来吸收撞击动能，减小直升机所受撞击力；利用摩擦耗热作用尽快地消散能量，使机体接地后的颠簸跳动迅速停止。

10.2.1.2 减震器的发展

随着直升机的不断发展，减震器也有了很大的发展，减震性能不断提高。根据吸能缓冲原理和耗能原理的不同，直升机所用的减震器也有橡胶减震器、弹簧减震器、油液橡胶减震器、油液弹簧减震器、油气减震器和油液减震器等。

现代直升机重量和飞行速度不断增大，着陆时撞击动能也相应增大，这就要求减震器吸收的能量也越来越多，同时又要求减震器的尺寸较小，因此油气式减震器便被现代直升机普遍采用。油气式减震器的气体被压缩在一个较小的容积内，由于重量很小，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较小。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。

10.2.1.3 油气式减震器

油气减震器采用的油液是黏度相对较高，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，这样可以避免液压油在高温、高压下氧化，甚至燃烧。油气减震器的主要特点是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能量。

油气式减震器可分为单腔式和双腔式两种。

1.单腔式减震器的构造及工作原理

一种典型的单腔式减震器为带有计量油针的单腔式减震器，一般应用于直升机的前起落架，如图 10-14 所示。减震器主要由外筒、内筒、计量油针、缓冲环、液压油和氮气等组成。内筒固定在摇臂上，可使外筒内壁沿其上下移动；支撑管固定在外筒上，且在其下端有一个计量孔，减震支柱压缩时，计量油针可伸入此计量孔中，从而改变计量孔的流通面积。支撑管侧面还有一些小孔，可使支撑管内的腔室跟上部的支撑管与外筒之间的环形通道相通。

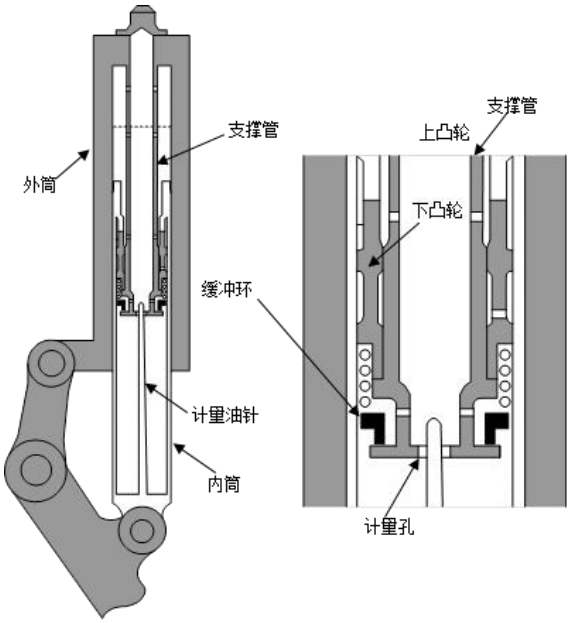


图 10-14 直升机前起落架单腔式减震器（带计量油针）

（1）压缩行程：

如图 10-15 所示，直升机着陆时具有一定的垂直速度，即具有一定的撞击动能。接地后，虽然机轮和内筒不再向下运动，但外筒仍然继续下移，直升机将继续下沉。当外筒带动支撑管向下运动时，压力油顶开缓冲环，经活门座上的油孔以及支撑管下端的计量孔向上流动，使气体压力增大。随着外筒的不断下移，气体压力不断增大，直升机下沉的速度逐渐减小。当直升机下沉的速度为零时，减震器将停止压缩。由于减震器可以压缩，直升机的下沉速度

是在减震器的压缩过程中逐渐减小到零的，故速度变化较慢，即负加速度较小，根据牛顿定律，所以撞击力较小。

直升机停止下沉时，它的撞击动能以及直升机重心降低的势能，绝大部分由于油液高速流过计量孔时，产生剧烈摩擦，以及内筒和外筒相对运动时产生的机械摩擦转变成热能，一部分则转变成气体的压力能。压缩行程终止时，减震器的压缩量要比停机时的压缩量大，即气体的作用力大于直升机的重力，因此气体还要膨胀，使减震器伸张。

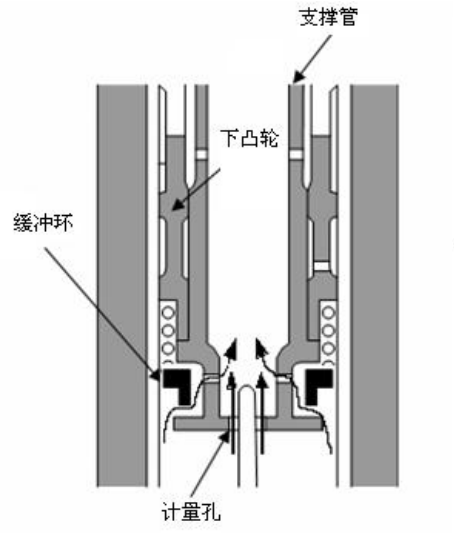


图 10-15 压缩行程

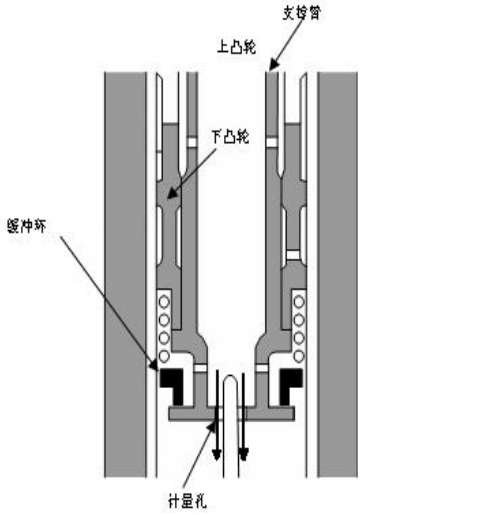


图 10-16 伸张行程

（2）伸张行程：

如图 10-16 所示为气体作用力推动外筒将直升机向上顶起。由于气体膨胀，推动油液向下流动，缓冲环在油压力和弹簧力的作用下，紧贴在下面的活门座上。液压油只能通过计量孔向下流动，因此油液流通面积变小，油液流过计量孔时产生剧烈摩擦，流动阻力很大，热耗作用比较明显。在伸张行程中气体释放的能量，一部分用来将直升机顶起，转化为直升机的势能；剩余部分全部由油液高速流过小孔以及零件之间的机械摩擦，转化为热能消散掉。

当直升机停止向上运动时，减震器内气体的作用力已小于其自身重力，直升机便开始第二次下沉。经过若干次压缩伸张行程，减震器将全部撞击动能转化为热能消散掉，使直升机很快平稳下来。

直升机重着陆时，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，随着调节油针的伸出，通油孔面积逐渐变大，直升机上升速度较大，会出现在伸张行程结束时，虽然减震器支柱已经完全伸张，但直升机仍具有上升速度，直升机将从跑道上跳起离地，接下来会发生再次撞击，此现象即为反跳现象。

2.双腔式减震器

双腔式减震器通常应用于直升机的主起落架，如图 10-17 所示。减震器主要由外筒、分离活塞、内筒、分离活塞、节流阀、液压油和氮气等组成。“a”腔为低压氮气腔，“b”腔为高压氮气腔。在缓冲支柱完全伸出状态下，高压腔的压力比低压腔压力高的多。“a”腔和“b”腔里氮气和液压油是互相接触的，“a”腔和“b”腔里加压氮气起着压缩时储存能量，伸长时释放能量的弹簧作用。

（1）第一状态：

机轮触地，飞机结构向下压外筒，活塞杆相对于外筒向上移动，“C”腔容积减小，“C”腔液体经节流阀上的孔及与基座之间的环形通道流入低压腔“a”，“a”腔内氮气压力增加。离开基座的节流阀没起到限流作用。

（2）第二状态：

随着压缩量的增大，活塞杆相对外筒继续向上运动，当“a”腔压力等于“b”腔压力时，分离活塞被液压油推动，压缩“b”腔内的氮气。被压缩的氮气量增加，因此缓冲支柱压缩率降低。“b”腔改善了缓冲支柱在极限压力下的压缩性能。当氮气压力与作用在机轮上的动载荷平衡时压缩停止。因此如果垂直加速度小，只有低压腔起作用(第一状态)。

当机轮载荷撤销（减小）时，压缩时贮存的氮气压力能推动缓冲支柱伸出。氮气将液压油推进体积逐渐增大的“C”腔里。节流阀落在其基座上，由于液体流动受到阻尼，从而减缓了活塞杆的伸出。当作用在机轮上的动载荷与逐步降低的氮气压力平衡时，缓冲支柱停止伸出。

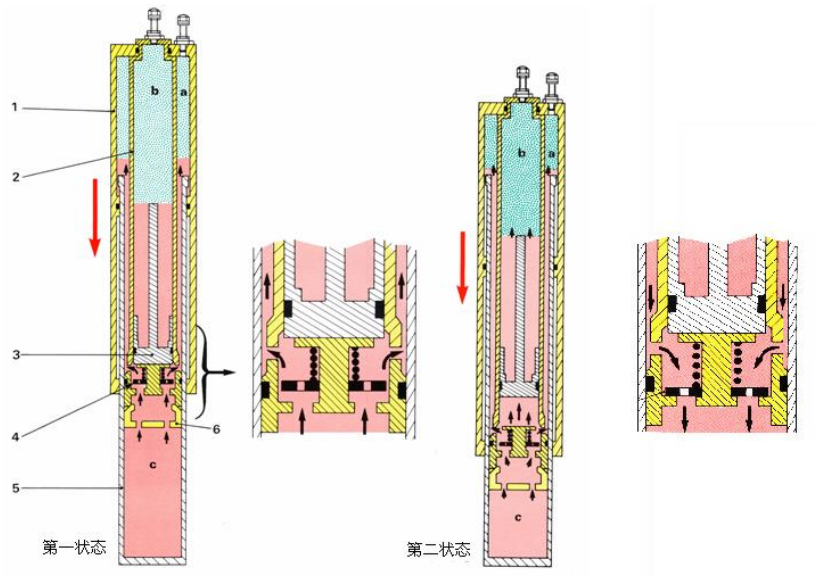


图 10-17 双腔式减震器（不带计量油针）

1－外筒；2－内筒；3－分离活塞；4－节流阀；5－缓冲支柱活塞杆；6－杯形件

a－低压氮气腔；b－高压氮气腔；c－液压油腔

10.2.2 起落架减震系统的维护

减震系统是起落架的一个重要系统，它能否正常工作关系到直升机结构安全。因此，起落架减震系统要进行日常维护保养，并在需要的时候进行起落架减震支柱灌充。

10.2.2.1 油气式缓冲支柱的保养

油气式起落架需要经常检查安装连接处的裂纹和损伤，腐蚀和转动点的磨损，除此之外下列检查是必要的：

（1）使用专用清洗液擦洗内筒外表面，避免灰尘和沙砾对内筒下端封严件的损伤；

（2）应经常察看支柱是否漏油，如果是由于密封件失效引起的漏油，将更换密封件。如果是因为内筒划痕引起的漏油，将更换支柱；

（3）对防扭臂、转弯臂、减摆器连接处的裂纹、磨损及其他损伤进行检查；

（4）定期对起落架所有运动部分进行润滑；

（5）按维护手册的要求检查内筒伸出部分的长度。

10.2.2.2 油气式缓冲支柱的灌充

以双腔减震支柱灌充为例，主要的工作内容如下：

（1）顶起直升机，使起落架完全伸出，准备好缓冲支柱注油设备，给高低压腔分别放气；

（2）高压腔注油；

（3）低压腔注油；

（4）高压腔充氮气；

（5）调整低压腔的油量；

（6）给低压腔充氮气；

（7）拆除缓冲支柱注油充气设备，把直升机放回地面。

10.3 收放系统

直升机为了减小飞行阻力、提高飞行速度、增大航程和改善飞行性能，可以将起落架系统设计成可收放的。一般情况下，液压系统为现代直升机起落架收放系统提供动力，在应急情况下以储气瓶、手摇液压泵或应急液压泵作为动力源。起落架收放系统能否正常工作直接影响到直升机和旅客的安全。

为保证了机身的流线型，可收放式起落架在飞行时需要收到直升机的结构内部，有的还安装有舱门。为保证起落架收放的可靠性，起落架收放系统都具备应急放起落架功能。因此

与固定式起落架相比，可收放式起落架结构更复杂、运动部件更多，维护工作量相应增加。基于此在设计起落架收放形式时，不但要考虑直升机内部空间（设置起落架舱）的限制，更要考虑应急放下起落架时的操作问题。

可收放式起落架由以下部件构成：

（1）保证每个起落架装置和舱门稳固锁定在收上或放下位的机械锁；

（2）为机组提供每个起落架位置的指示装置；

（3）一旦主动力源失效能将起落架放下的应急机构；

（4）防止直升机在地面起落架误收起的保险机构；

（5）防止起落架在收起位时着陆的告警系统。

和固定式起落架一样，可收放式起落架通常安装有油气减震器，它通过钢或铝制配件连接到机体结构上。起落架舱门通常由连接在起落架装置上的连动装置关闭和打开。某些直升机只是起落收起，未设计舱门。

有些前起落架装有前轮自动定中凸轮减摆装置，和一个允许飞行员将前轮锁定在中立位置前轮中立锁。

10.3.1 起落架正常收放系统

通常情况下，传动系统驱动的液压泵给起落架收放系统提供液压动力，辅助电动泵也经常被使用。收放系统还包括收放作动筒，选择活门，上位锁，下位锁，顺序活门，优先活门，套管和其他常见的液压部件。这些部件紧密逻辑关联实现收上、放下和起落架舱门能按正确顺序进行。在主液压系统失效的情况下，可以通过应急放下系统来保障飞行安全。

10.3.1.1 起落架锁定

起落架的收放系统有三种位置：

1.放下锁定位

在这个位置径向拉杆完全伸直，收放作动筒伸出到它行程的下限点，放下锁与放下锁销相咬合。

2.起落架在收放位

放下或收起的过程，收放作动筒打开放下或收上锁，使锁定解开并向下推动活塞杆或向上拉动活塞杆。

3.收上锁定位

当起落架完全收起时，收放作动筒收缩到它行程的上限点，收上锁和结构上的锁销相咬合。

起落架收放作动筒有三种锁定方式：

1.液锁

作动筒有时被液压压力保持在被选定的位置，管路中的液压油被封闭起来形成液锁。一旦液压消失，起落架可能会在地面收起或者在飞行时伸出来，液锁对收放作动筒来说是不可靠的。

2.机械锁

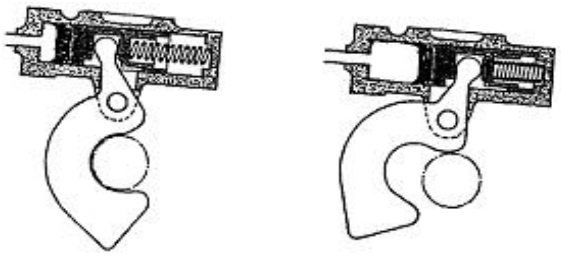
机械锁采用机械锁销或螺杆的形式，当锁与锁销咬合时防止收放作动筒从锁扣中脱离。起落架收放开始和结束时，机械锁自动的咬合或分离，因此机械锁是一种实用的锁定机构。

3.几何锁

直升机停放在地面时，机身重量作用在起落架上，巧妙利用起落架结构的几何形状设计可以避免系统中一个或多个连杆向它们收起起落架的方向移动。

10.3.1.2 起落架锁定装置

图 10-18 为一种典型的机械锁锁定装置，包含一个连接在飞机结构上的弹簧加载锁，这个锁与起落架上的一个锁销咬合，但是它由液压释放。



锁定 开锁

图 10-18 起落架收上和放下位置锁

这个锁的一侧由弹簧加载，另一侧有一个活塞对它起作用。液压同时供应到作动筒和锁的活塞上，使活塞移动将销子上的锁释放，允许作动筒活塞杆伸出。

10.3.1.3 收放作动筒

起落架的收放作动筒通常是双向起作用的，可以含有锁定作动筒的内部锁。作动筒的外筒连结在直升机的结构上，活塞杆连结在减震支柱或者收起机构上。

液压油供压端供应到作动筒的收起接口，用于收起作动筒；液压油供压端供应到放下接口时，用于放下作动筒。作动筒内两个由弹簧固定的两个锁块来操纵两套锁键，保证起落架锁定在收上位和放下位。锁键会交替锁定作动筒活塞的两端直到有液压供给作动筒解锁。

如图 10-19 所示，以某机型的收放作动筒为例介绍其工作原理。

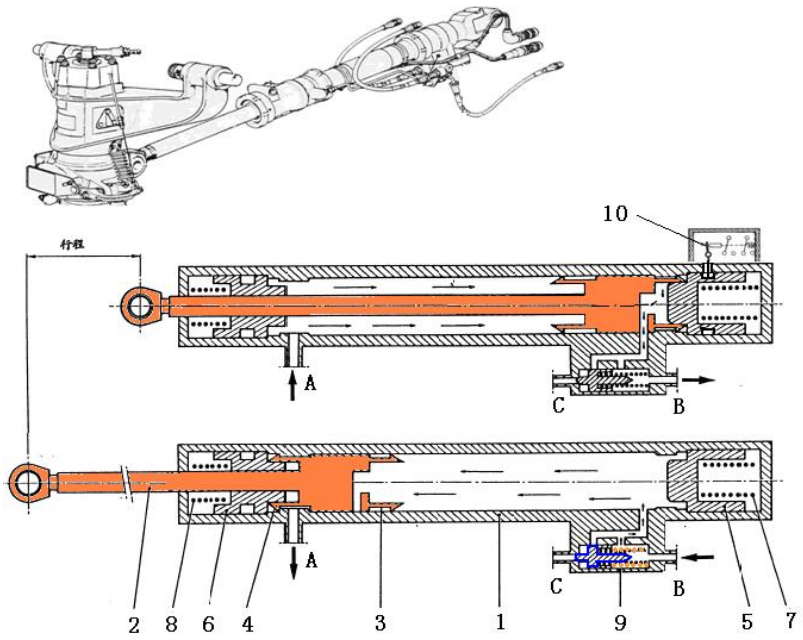


图 10-19 收放动作筒

1－外筒；2－活塞杆；3－锁爪；4－锁爪；5－止动活塞；6－止动活塞

7－上锁弹簧；8－上锁弹簧；9－转换阀；10－微动开关

1.作动筒收起

起落架收起时，油液从 A 流入，从 B 流出。收缩腔压力升高，伸出腔与回油路接通，活塞杆收进外筒内，起落架收起。

2.作动筒放下

油液从 B（正常放下）或 C（应急放下）流入，从 A 流出，伸出腔压力上升，收缩腔通向回路，活塞杆伸出，起落架放下。

3.锁定

在收缩或伸长行程的终点(这两个点是对称的)，止动活塞插入锁爪内，使其处于锁死状态。当活塞杆被锁死后，“起落架上位锁”微动开关(10)断开起落架收放的控制电路，从而切断液压源。

4.解锁

当油液进入作动筒后，当作动筒内压力大于上锁弹簧的锁紧力时，推开止动活塞，止动活塞离开锁爪，锁爪随活塞杆移动。

10.3.1.4 收放系统工作

以某机型起落架收放系统为例，介绍起落架收放系统的工作原理。如图 10-20A 表示“飞机着陆，起落架放下并锁死状态”。

1.起落架收起

起落架下位锁开锁当飞机离地后，微动开关 14 接通。当控制开关 8 置于“收起”位置时，通过起落架上位锁微动开关 9 向收起控制继电器 7A 供电。接通旁通电磁阀 5 和三位四通电磁阀 6 收起电磁线圈 A 的供电电路，系统增压，这时起落架下位锁开锁,收放作动筒向“收起”方向运动，起落架开始收起。起落架下位锁一经打开，“起落架在收放”指示灯立即燃亮。

在“收起”行程末端，收放作动筒被机械锁定，使“起落架收起”微动开关 9 转换。此时，“收起”控制继电器 7A 断电。旁通电磁阀 5 断电，系统压力下降。三位四通电磁阀 6 使“收起”系统接回油路(作动筒两个腔与回油路相通)。“起落架在收放”指示灯熄灭。

2.起落架放下

将控制开关 8 置于放下位置，通过起落架下位锁微动开关 10 向放下控制继电器 7B 供电，接通旁通电磁阀 5 和三位四通电磁阀 6 的电磁线圈的电路，起落架上位锁开锁，收放作动筒向“放下”方向运动，起落架开始放下。起落架上位锁一经打开，“起落架在收放”指示灯立即燃亮。

在放下行程的终点，收放作动筒被机械地锁定，使起落架下位锁微动开关 10 转换且放下控制继电器 7B 断电：旁通电磁阀 5 打开，系统内压力下降。三位四通电磁阀 6 断电，系统与回油路接通（作动筒两个腔都接通回油路）。“起落架在收放”指示灯 13 熄灭。“起落架下位锁锁定”指示灯 12 燃亮。“起落架未放下（L·GEAR）”警告灯 15 熄灭。

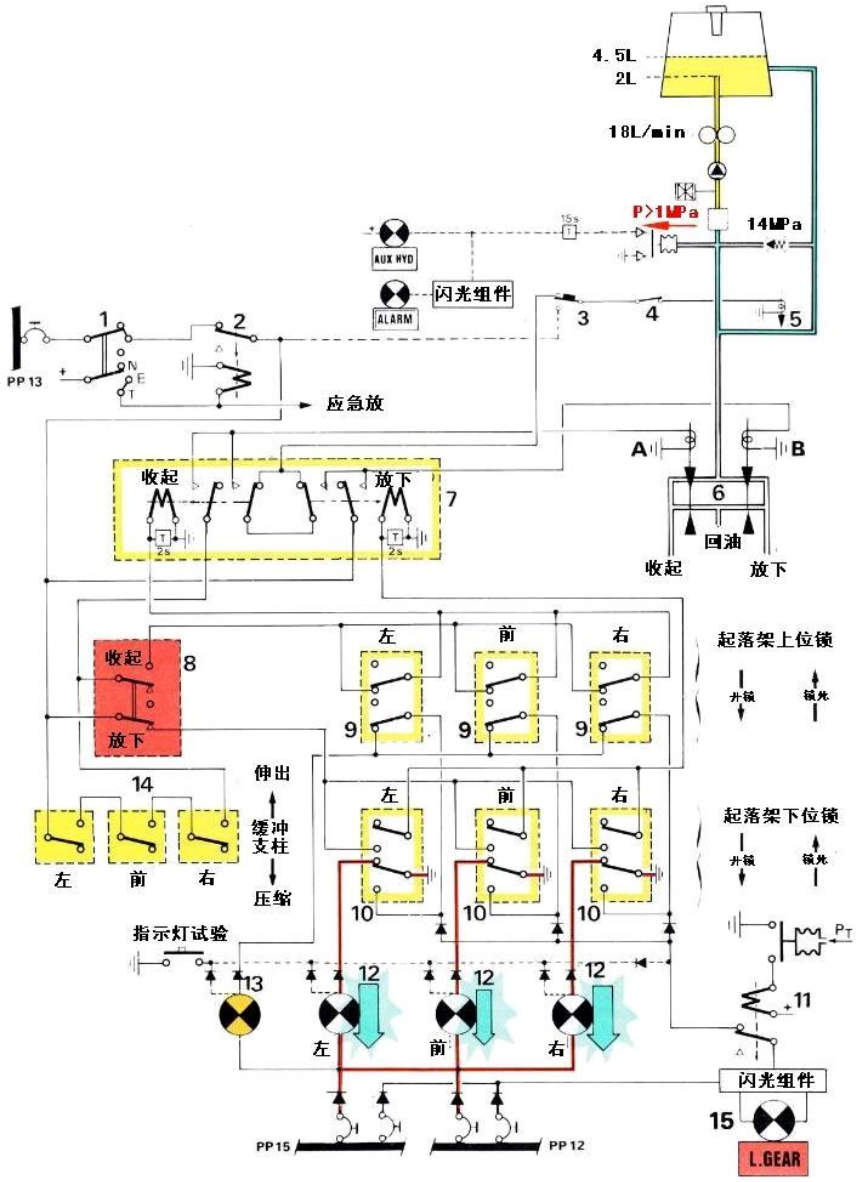


图 10-20A 起落架收放电气原理图

1－“起落架应急放下”控制开关（N:正常;E:应急；T:试验)；2－“正常控制”断开继电器；3－“辅助液压”试验；4－“辅助液压”切断开关；5－旁通电磁阀；6－“正常收放”三位四通电磁阀；7－“正常收放”控制继电器；8－“正常收放”控制开关；9－“缓冲支柱全伸出和前轮锁”微动开关；10－起落架上位锁微动开关；11－起落架下位锁微动开关；12－“起落架下位锁”绿色指示灯；13－“起落架在收放”琥珀色指示灯；14－空速微动开关和继电器；15－“起落架未放下”红色闪光灯

10.3.2 起落架应急放下系统

当起落架正常放下系统失效时,应急放下系统保证放下起落架并使它锁定在放下位。直升机起落架的应急放下是由应急压力系统通过起落架作动筒的备用管路实现的。如图10-20B。

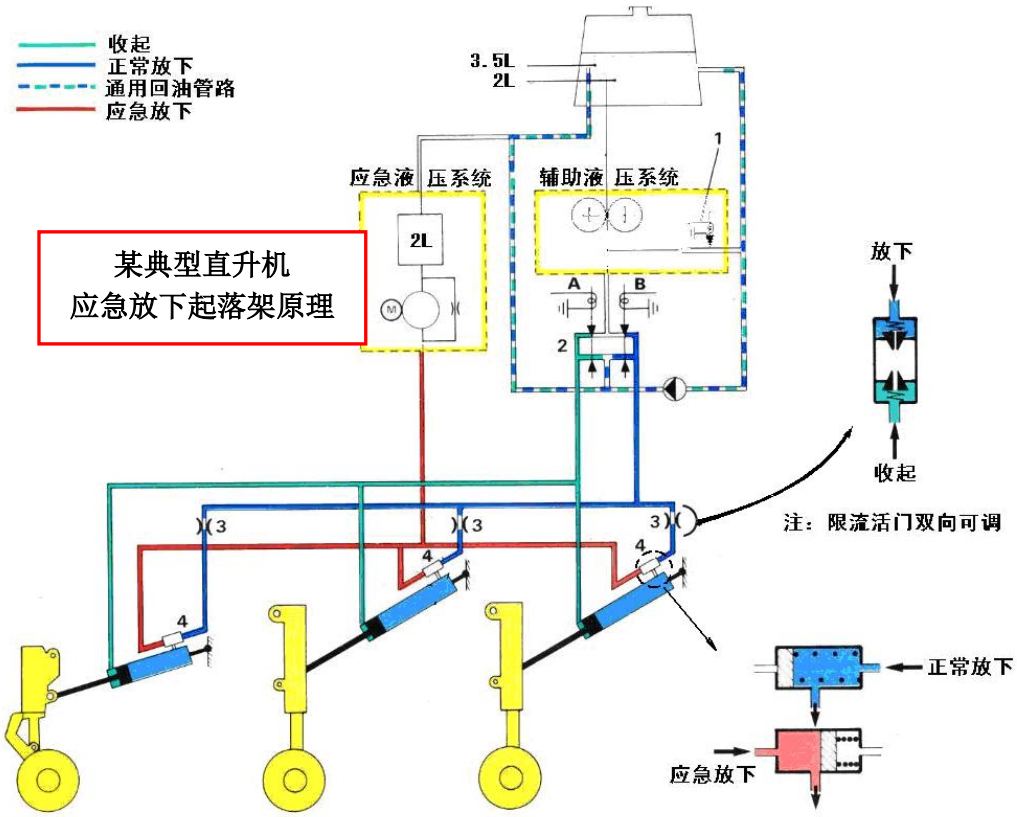


图 10-20B 起落架应急放起落架原理图

10.3.2.1 使用储气瓶的应急放下系统

图 10-21 为某机型典型的起落架应急放下系统：包括一个氮气蓄压瓶,一个起落架应急放下手柄或一个在起落架控制板上的开关以及操纵作动筒的换向阀。

控制/指示板上的选择开关控制应急放下系统。应急系统的压力作用到收放作动筒换向阀。换向阀内的滑阀在压力作用下移动，将正常供油管路堵死并打开应急出口，允许应急压力流向收放作动筒放下管路，使起落架放下。与此同时，应急系统压力操纵起落架控制活门，使作动筒回油路和液压系统回油路连接，防止作动筒内产生液锁。

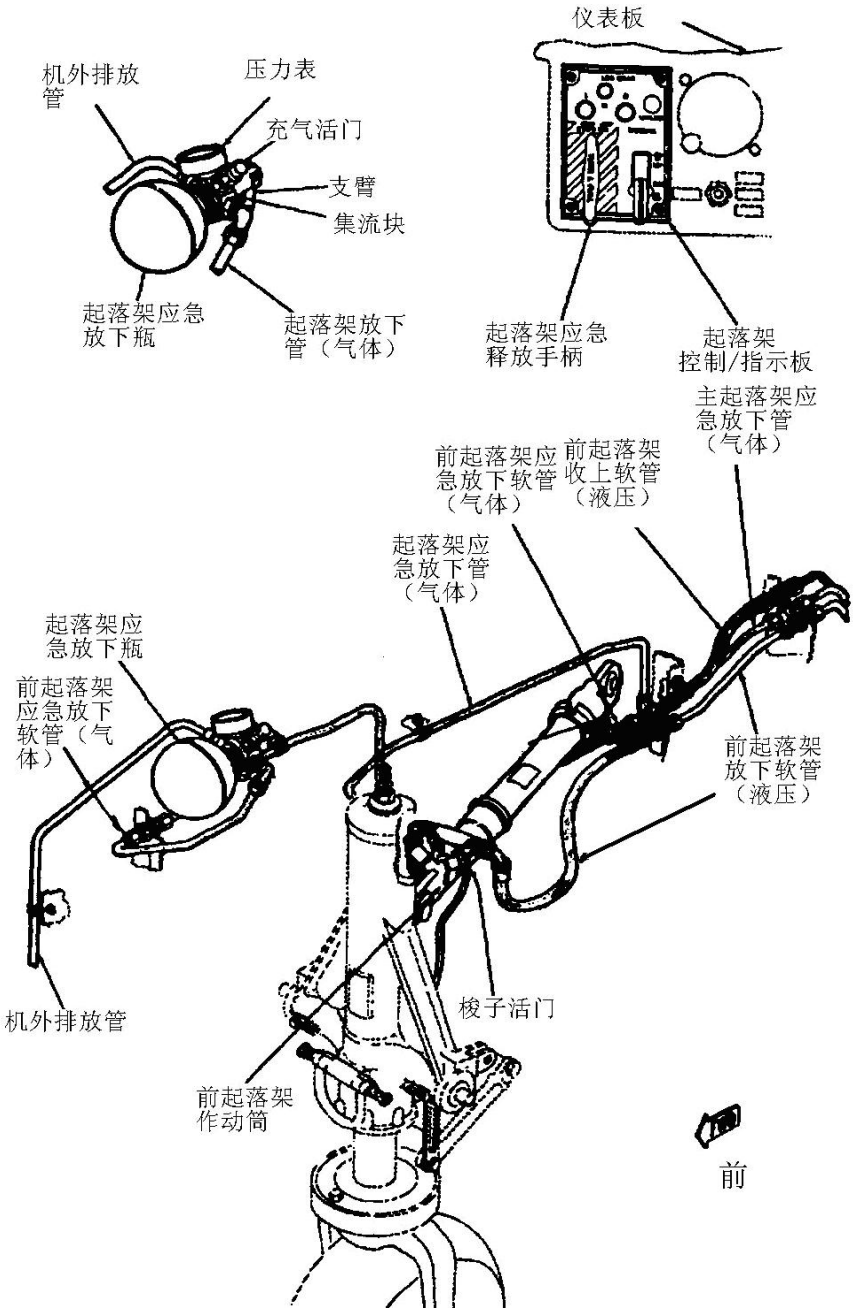


图 10-21 某机型起落架应急放下系统

10.3.2.2 使用手摇液压泵、应急液压泵的应急放下系统

使用手摇液压泵（图 10-22）或应急液压泵（图 10-23）的应急放下系统一般都有独立的液压油箱，还安装有一个压力表，为系统压力提供直接读数。当主液压系统失效时，通过操纵手摇液压泵或应急液压泵从液压油箱吸油，为应急放起落架提供压力。当直升机在地面未运转时，通过人工选择活门的调整，应急系统还可以为旋翼刹车和地面刹车提供压力。

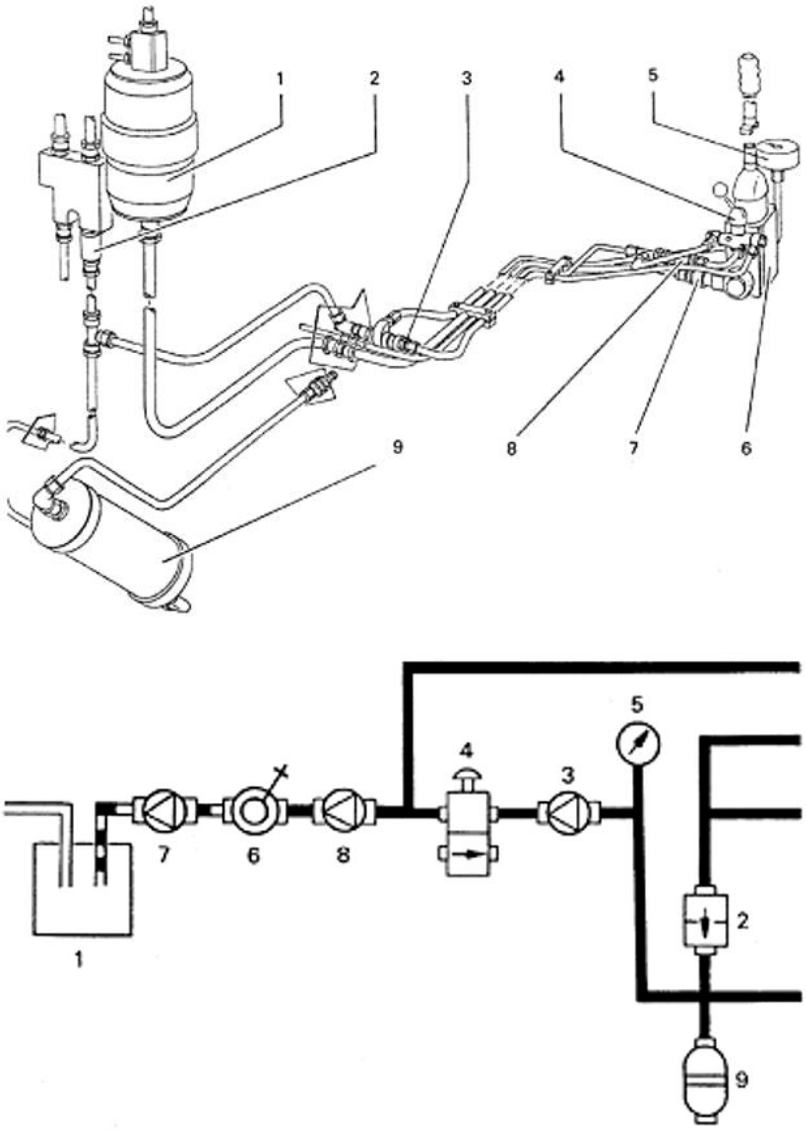


图 10-22 某机型起落架应急放下系统—手摇液压泵

1－油箱；2－限流器；3－单向活门；4－人工选择活门；

5－压力表；6－手摇泵；7－单向活门；8－单向活门；9－蓄压瓶

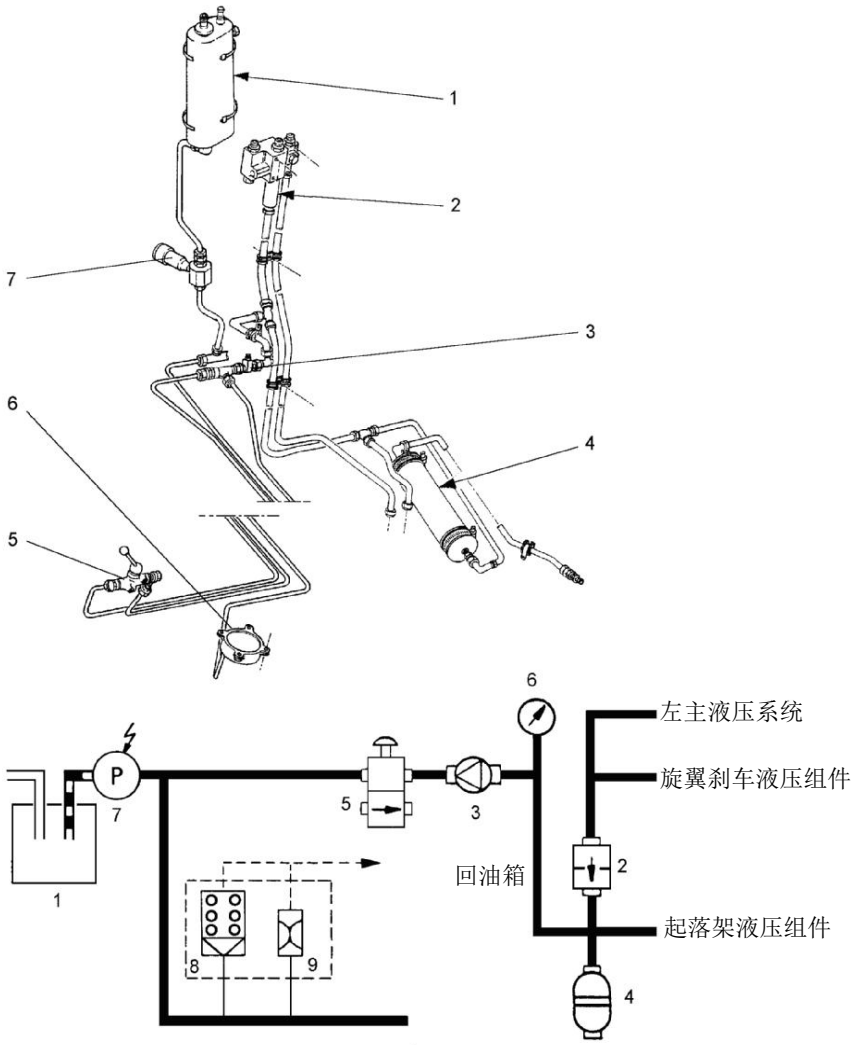


图 10-23 某机型起落架应急放下系统--应急电动液压泵

1－油箱；2－限流器；3－单向活门；4－蓄压瓶；5－人工选择活门；6－压力表；7－电动泵

10.3.3 起落架收放系统的维护

收放系统是起落架的一个重要系统，它能否正常工作关系到直升机的飞行安全。因此，起落架收放系统要进行定期维护检查，并在需要的时候进行起落架收放试验。

10.3.3.1 收放系统检查维护

收放系统的检查维护主要包括：定期对起落架舱进行清洁、检查运动部件磨损情况、给运动部件与锁销进行润滑、对管路和部件进行渗漏检查、对管路和电缆进行擦伤检查、对系统电路进行检查等。此外还应对舱门和轮胎进行相应检查，因为舱门的擦伤痕迹或损伤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舱门进行相应校装。

10.3.3.2 收放系统校准

当收放系统出现运动干扰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，调整和校准的重点项目如下：

（1）起落架收放开关与指示警告系统位置准确性；

（2）连杆结构及作动筒的行程；

（3）顺序活门机构及锁结构的动作准确性；

（4）舱门及起落架各部分与机体结构的间隙；

（5）应急放下开关位置、传动机构的正确性。

在实际工作中，具体内容和程序应参考相应机型的维护手册。

10.3.3.3 收放试验

发生下列情况时要进行收放试验：飞行员反应收放系统有异常、更换有故障的部件、日常维护中发生或怀疑有不正确的工作、发生硬着陆和重着陆等。

在收放试验时，应重点检查以下项目：

（1）起落架工作是否正常；

（2）舱门工作是否正常；

（3）机轮与起落架舱间隙是否合适；

（4）锁、指示警告是否正常；

（5）各管路有无干涉；

（6）整个操作过程是否平稳（摩擦、卡滞、振动或者异响）。

在实际工作中，具体内容和程序应参考相应机型的维护手册。

10.4 刹车系统

刹车装置主要为直升机滑跑着陆或着陆后滑行时提供减速作用，将直升机的动能转换成热能。由于直升机刹车装置的主要作用是提供机动动作和停留刹车，并不需要消散大量的动能，所以直升机通常采用单片钢刹车盘和小型的环形刹车摩擦盘。

10.4.1 刹车组件

图 10-24 为直升机经常使用的一种简单的盘式刹车装置。此种刹车盘主要包括下列部件：由一个壳体及两对对称布置的活塞组成的供压装置、由二个钢制的动盘构成的活动部分，并借助其上六个凸齿由机轮驱动它旋转、由带有两个摩擦盘并借助四个螺栓固定到供压装置上的钢制支架组成的固定部分、由钢制支架和摩擦衬片组成的二个扇形摩擦片。

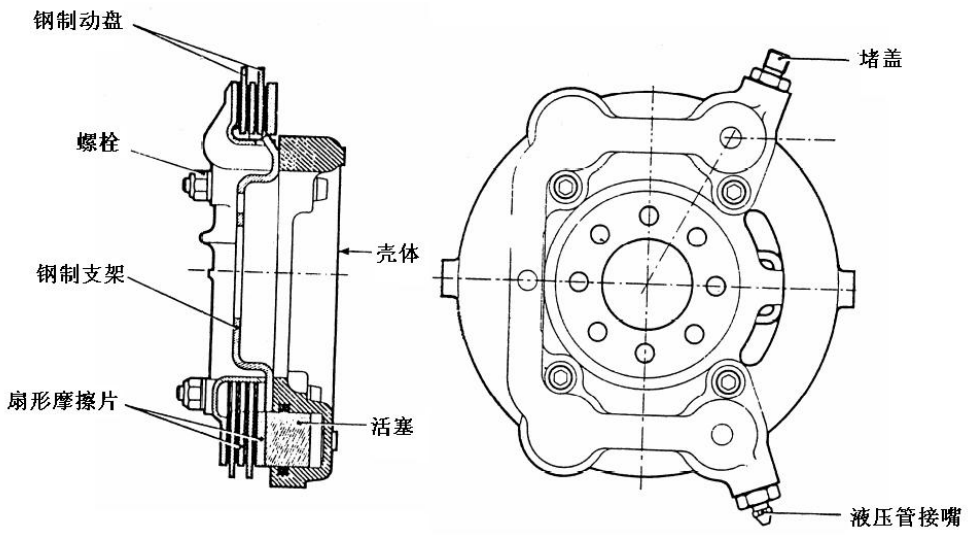


图 10-24 刹车盘

当操作刹车时，液压力通过活塞向刹车盘施加压力。使在摩擦盘间的两个动盘被夹紧来实现机轮刹车。当刹车操作结束时，活塞收回，动盘又可以在摩擦盘之间自由转动了。

10.4.2 刹车系统

前轮一般不含刹车组件，机轮刹车系统中左右主轮的刹车通常由飞行员左右脚蹬控制液压作动。机轮刹车系统通常由同侧的刹车压力作动筒、刹车组件、停留刹车开关以及各个软硬管路组成，是一个闭合的液压系统。停留刹车开关通常由安装在驾驶舱中央控制台上的停留刹车手柄控制，许多机型的直升机在使用停留刹车时必须将手柄提起并转动 90º。

对于中小型直升机，当驾驶员踩下刹车脚蹬后，刹车压力作动筒内的液压油经停留刹车开关直接到达刹车组件进行机轮刹车；而对于大型直升机，刹车压力动作筒内的液压油只是用于控制主液压系统中的刹车开关，以便主液压系统的液压压力通往机轮刹车组件进行机轮刹车。

某些机轮刹车系统中还装有刹车蓄压器，如果正常的液压系统失效时，刹车蓄压器可以提供有限的几次刹车。蓄压器在地面直升机没有运转时还可以提供停留刹车压力。

不同机型直升机的刹车系统其组成和工作情况也不同，图 10-25 为一种典型的直升机机轮刹车系统。

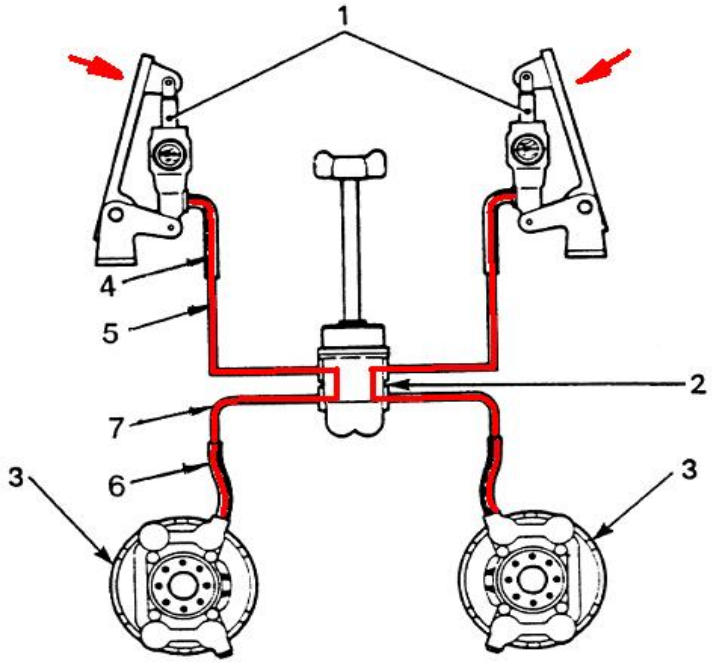


图 10-25 典型的机轮刹车系统

图 10-26 为一种典型的刹车压力传感器。飞行员踩下脚蹬时，传感器产生液压压力，停机刹车开关接通或断开传感器与刹车盘之间的液压回路。

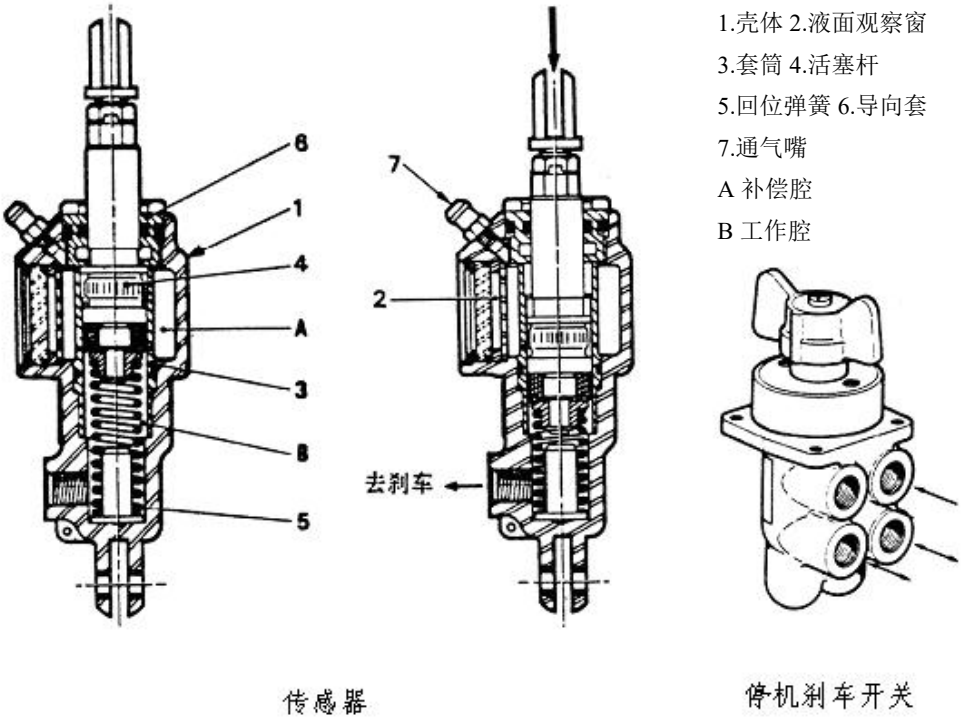


图 10-26 典型的刹车压力传感器

刹车系统主要维护工作主要包括刹车系统试验、刹车盘的检查、刹车系统的排气、停机刹车维护等。

10.5 转弯系统

起落架的转弯系统为直升机在地面机动滑行时提供方向控制。本节重点讲述现代直升机常用的前轮转弯系统以及与之有关的前轮自动定中、前轮中立锁等机构。

多数直升机采用可以自由转动的前轮来实现转向，通过脚蹬作用在左右主轮的刹车力不同，实现差动刹车使前轮转动，控制飞机在地面滑行的方向。有些直升机使用了尾轮，则通过尾轮转向。对于某些转弯困难的重型直升机，则装有前轮转弯机构，通过直接操纵前轮偏转使直升机转弯。

10.5.1 前轮自动定中

前轮自动定中机构的功能时在前轮离地后和接地前，使前轮保持在中立位置，以便顺利的收入机轮舱和正常接地，还可以避免收放起落架时损伤机身机构。装有可以自由转动前轮的直升机需要配备前轮自动定中系统。许多方法可以保证前轮实现自动中立。其中一种方法是利用在减震支柱内的上下凸轮来实现，如图 10-27 所示。

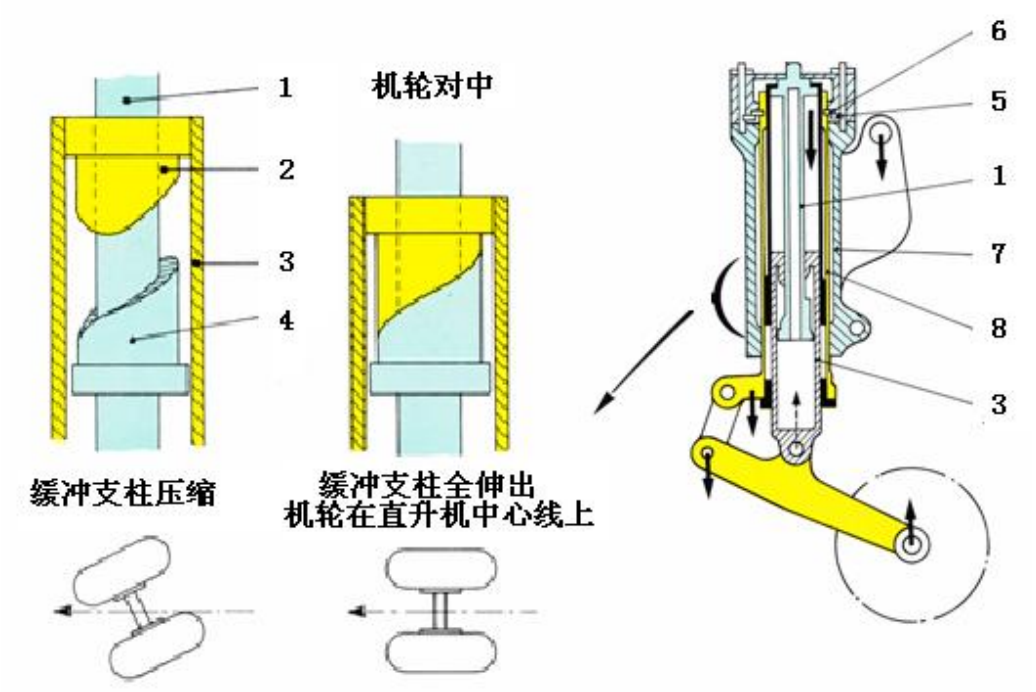


图 10-27 凸轮式定中机构原理图

1－与支柱一体直管；2－上凸轮；3－内筒；4－下凸轮；5－摩擦片；6－摩擦片

7－外筒；8－缓冲支柱可旋转筒；

上凸轮（活动凸轮）固定在减震支柱的内筒上，它可以与减震支柱内筒一起上下运动，前轮偏转时，又可以和前轮一起绕支柱轴线转动。而下凸轮（定位凸轮）固定在减震支柱的直管上，它不能左右转动，也不能上下移动。起飞时，缓冲支柱伸长，上下凸轮按配合的型

面啮合，机轮自动对中；飞机着陆后，随着缓冲支柱被压缩，内筒带动上凸轮脱离固定的下凸轮，机轮可自由偏转。

飞行中，起落架在放下状态时，如果有侧风，或在飞机转弯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气体压力和高压气体给上下凸轮之间产生的摩擦力时，前轮才会偏转。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。

根据上述凸轮机构的工作特点，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引起卡滞，都会使凸轮机构的性能降低，甚至失效。这就要求维修人员在日常维护中加强对这一结构的检查。

摩擦片（6）与缓冲支柱可旋转筒（8）是一个整体，与外筒装在一起的摩擦片（5）是固定的，摩擦片的摩擦力随机轮载荷加大而增加。两个摩擦片（5、6）间的摩擦力会产生了减摆作用，可以使起落架在收放时减少由于外力引起的摆动。

10.5.2 前轮中立锁

前轮中立锁控制装置一般位于驾驶舱可被飞行员方便操纵的位置，用于将前轮锁定在中立位。当前轮被锁定在中立位时，从直升机外面可以看见一个警告旗。如图 10-28 为某机型前轮中立锁操作机构操作示意图。

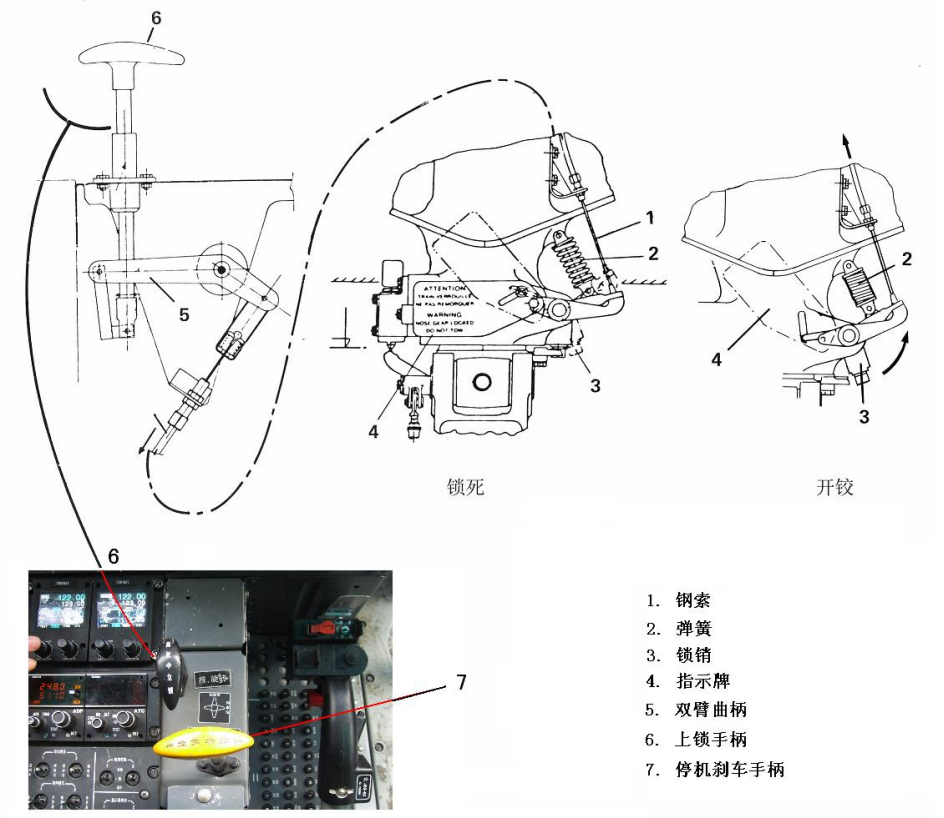


图 10-28 某机型前轮中立锁操作机构

10.5.3 动力转向系统

10.5.3.1 概述

通常情况下液压系统为动力转向系统提供动力。主操纵压力由起落架下游管路提供，应急供压由蓄压器提供。转换活门保证只有当起落架在放下状态时转弯系统才能被操作，限流器位于控制活门和转向器之间管路中，用来减缓前轮转向的速度。

液压压力直接从控制活门通向转向器，转向器通过转向活塞伸缩来转动前起落架减震支柱。转向器的动作通过机械连接传递给控制活门，使前轮转动的角度与需要的角度一致。从前起落架延续的随动与对比控制活门与前轮转向角度进行对比，当达到需要角度后，控制活门与转向器之间形成液锁防止进一步的动作。当转向器被释放，中立弹簧操纵控制活门回到中立位，前轮又可以自由转动。

转向器的内作动筒连着起落架上游，当起落架收上时内作动筒被供压。在前起落架收上作动筒被供压之前，两个转向器伸长同样的距离使前轮中立，多余的液压油通过转向器从旁通活门流向回路。

如果起落架可以收起，那么前轮在收起之前必须要中立。在收起之前必须要满足：

（1）转弯系统中立并锁定；

（2）减震作动筒必须完全伸开，这样空地微动开关才会作动；

（3）直升机必须超过最低高度。

在空中，空地微动开关接通并且飞机达到最低高度。电源供给主液压系统转向选择开关，使转向系统中立并锁定，有微动开关或类似的传感器被打开，允许电源供给起落架收起系统，从而执行收起动作。如果任何一个或全部条件都没满足，起落架控制按钮、电门或手柄将不能被操作。

图 10-29 所示为动力转向系统液压系统的总布局图。

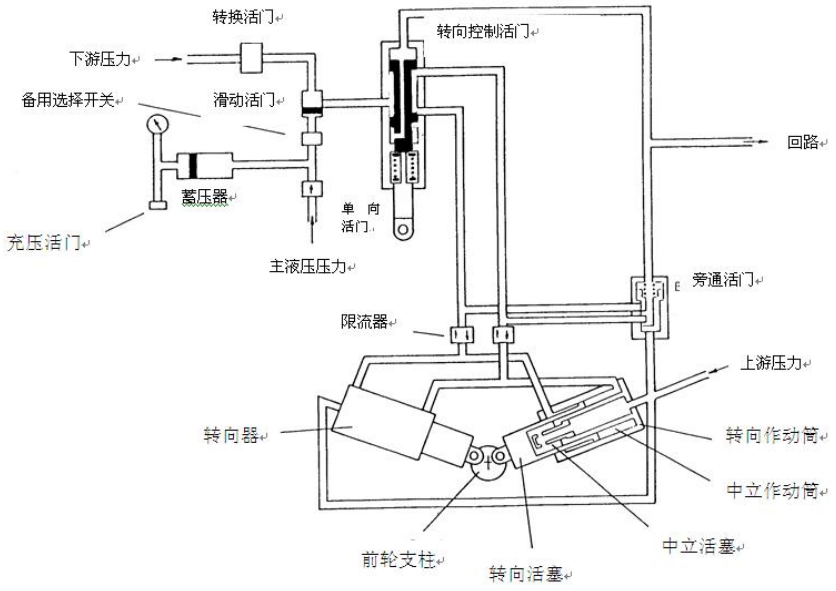


图 10-29 动力转向系统

在牵引过程中，前轮的转弯角度通过转向器的随动连接传递。只要控制活门在中立位，液压油就可以在转向器中自由流动，前轮就可以自由转动，飞机就可以被牵引，前轮在转弯之后也可以回到中立位。

由于动力转向系统在设计上需要增加一套液压系统，因此结构复杂、不利于维护，目前在直升机上没有普遍使用。

10.5.3.2 动力转向系统执行机构的分类

直升机的动力转向系统执行机构主要有齿条与齿轮系统和单作动筒转向系统。

1.齿条与齿轮系统（图 10-30）

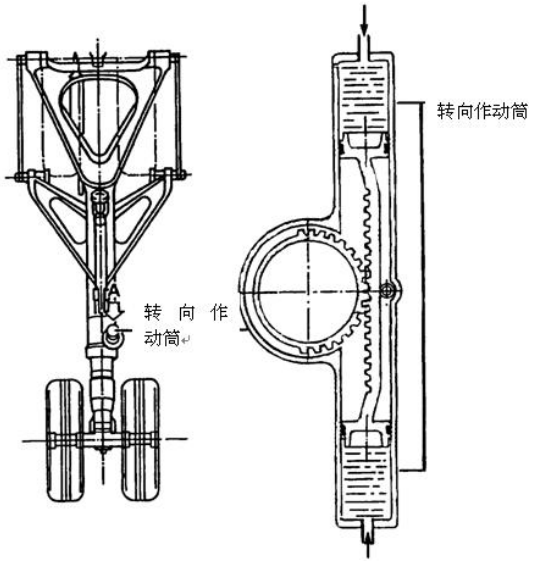


图 10-30 齿条与齿轮系统

齿条与齿轮系统通常由飞行员通过按压转向控制开关来接入转向系统，转向控制开关打开通向主液压系统的选择活门，通过脚蹬来控制直升机的方向。脚蹬上连接一个机械机构控制转向控制活门，活门的开度由脚蹬运动的幅度决定，从而控制进入齿条的压力。齿条的另一端则打开对侧转向控制活门进入回路。齿条的线性运动转换为齿轮的周向运动。当转向控制开关释放后，主液压系统压力被切断，转向控制活门处于开位，液压油流回油箱，前轮处于自由转动状态。

当直升机起飞离地后，起落架减震作动筒完全伸出并作动空地微动开关。微动开关接通转向系统的主液压系统选择活门的电路，因为齿条两端面积相等，故齿条两端受到相同的压力，被保持在中间位，转向系统自动回中并锁定。

2.单作动筒转向系统（图 10-31）

单作动筒转向系统通常是纵向（从前到后）或横向（从左到右）安装在起落架上。作动筒通过驱动连接在花键轴上的曲柄连杆机构，将线性运动转化为周向运动。花键轴一直通到起落架的支点，与装有机轮的减震支柱的内花键啮合，从而控制轮子的方向。

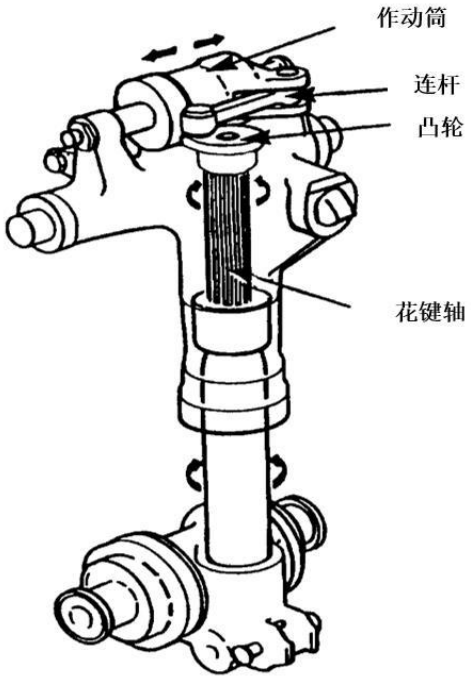


图 10-31 单作动筒转向系统

齿条与齿轮系统与单作动筒转向系统在操作原理上是一致的。它们既可以装在固定式起落架上，也可以装在可收放式起落架上。注意：装有齿条与齿轮系统或单作动筒转向系统的起落架，在起落架上支点和减震支柱部分没有扭力连接部件，因此在转弯时不能有过大载荷，防止损伤部件。

10.6 指示和警告

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它手段来通知飞行员，起落架已锁定在放下（或收上）位置，该系统必须防止误指示。

10.6.1 灯光指示

正常指示系统利用信号灯（图 10-32）指示起落架的位置，这些灯由安装在起落架上的微动开关和空地开关的信号控制。不同机型的信号灯，其工作方式有所不同，一般情况下：绿灯亮时表示起落架放下并锁定；黄灯亮时表示起落架收放手柄的位置与起落架位置不一致，即起落架正在收放中；当起落架收上锁定时，黄、绿信号灯均熄灭。

起落架的收放选择开关通常安装在驾驶舱内的起落架控制指示面板上，是一个标记有“收起”或“放下”的控制杆。通常在起落架收放选择开关上装有一个保险销，当直升机在地面时用于防止收放开关被意外扳起，发生危险。

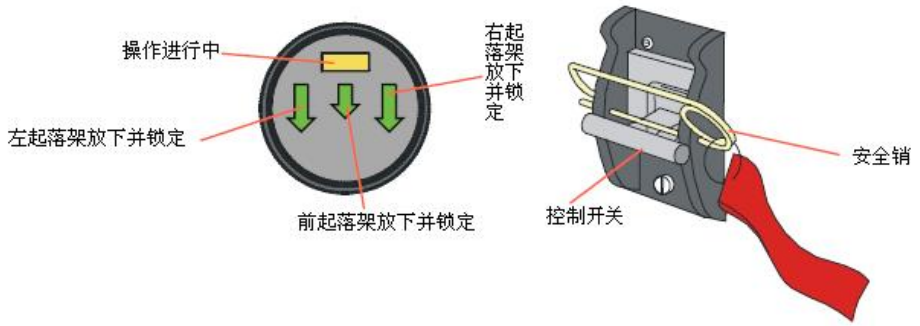


图 10-32 起落架控制指示面板

10.6.2 警告系统

大部分直升机选用的警告系统都可以在直升机着陆时为飞行员提供起落架未放下的警告信号，这一功能通常是由空速微动开关来实现的。当直升机的空速低于设计值且起落架未处于放下锁定状态时，警告系统将通过在仪表板上的红色起落架未放下警告灯闪烁和音响系统发出高频警告音来警告飞行员。高频警告音可以被关闭，但是警告灯将一直亮着，直到起落架放下或者直升机的空速增加到大于设计值。这个系统的电源由直流主要汇流条供给。

当在特殊的环境下飞行（海上飞行）时，一些直升机都装有加强的起落架未放下警告系统。这种情况下如果在着陆前起落架未处于完全放下并锁定位，将对安全产生致命的影响。

如图 10-33 所示为某直升机警告系统线路示意图，当下面三个条件满足时，两个飞行员在中央控制台上都可见闪烁警告灯，并伴有声音警告。

（1）至少一个起落架装置（前，左或右）未完全放下锁定；

（2）直升机飞行高度在初次达到某个高度以后，又返回到某个高度以下；

（3）空速低于某个设计值。

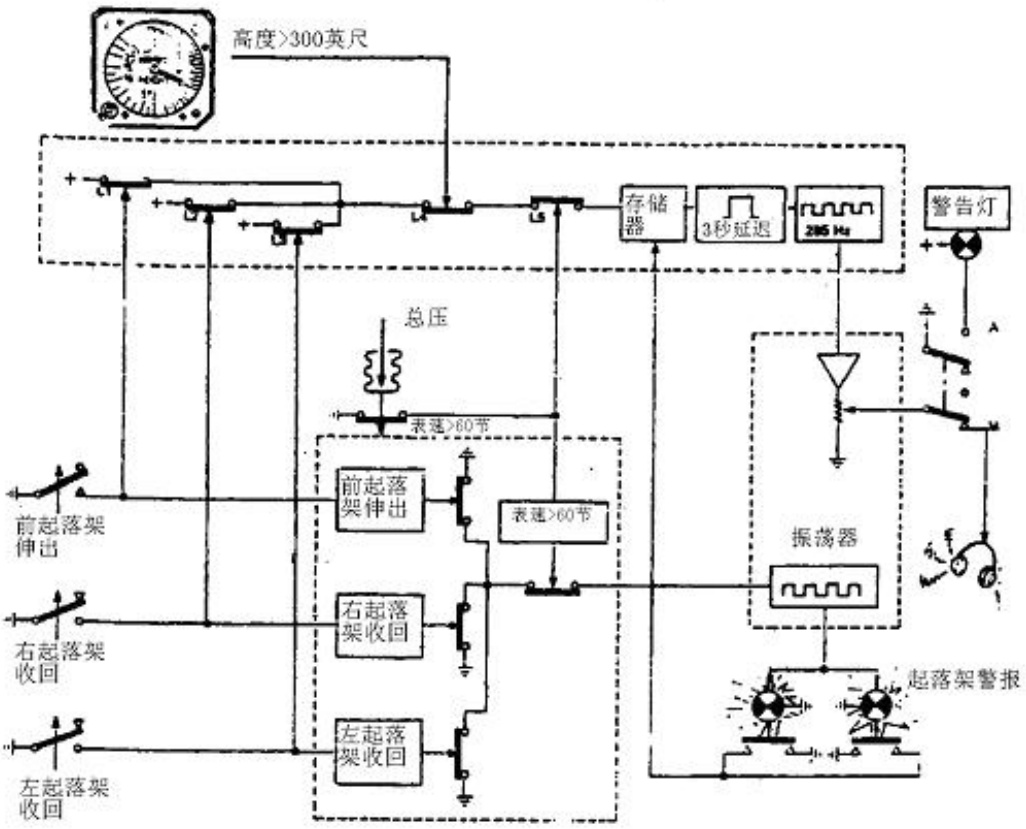


图 10-33 起落架警告线路

第 11 章 环境控制系统

环境控制系统（ECS）包括通风系统、加温系统和空调系统。环境控制系统除保证座舱内新鲜空气需求外，还可以为座舱提供热空气，保证低温环境座舱内有舒适的温度。同时，空调系统一般作为选装配置，进一步保证驾驶舱和座舱室温具有较高的舒适度。

11.1 通风及加温系统

现代中小型直升机普遍采用座舱通风与加温系统，利用发动机引气与机外空气相混合，向座舱提供合适温度的空气。系统管路布局如图 11-1 所示。

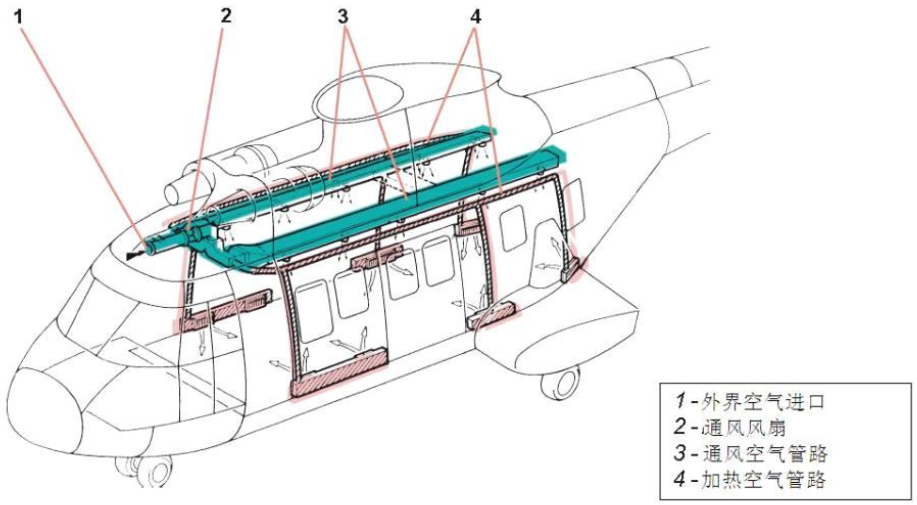


图 11-1 通风与加温系统管路图

11.1.1 座舱通风系统组成与结构

通风系统是通过直升机上的收风口收集到清鲜的冲压空气，通过控制分配活门，向座舱通风和风挡玻璃除雾。

座舱通风系统工作原理如图 11-2 所示，将控制旋钮转到“通风”位置，开启座舱通风模式，加热管路被“挡板”关闭，通风风扇将外界空气引入通风管路。

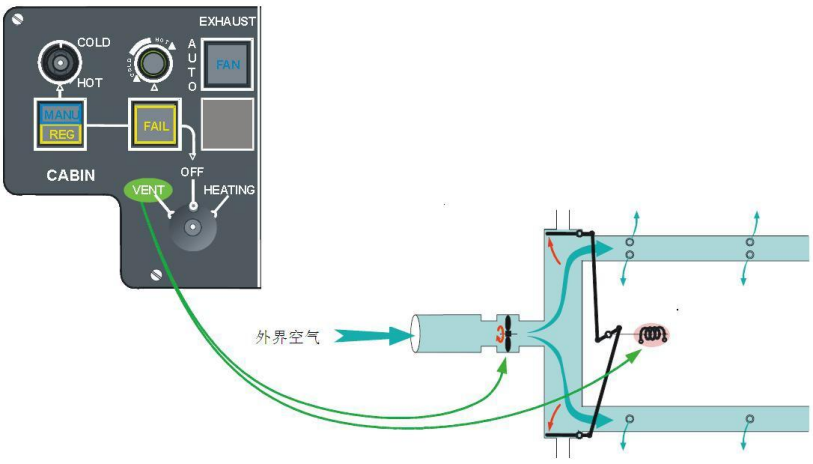


图 11-2 座舱通风系统工作原理图

11.1.2 座舱加温系统组成与结构

加温系统是利用发动机的热引气和机外冷空气相混合，向驾驶舱及客舱加温。座舱加温系统工作原理如图 11-3 所示，将控制旋钮转到“加温”位置，开启座舱加温模式，通风管路被“挡板”关闭，发动机引气管路的控制电磁活门打开，发动机引气（热空气）与通风风扇引入的外界空气（冷空气）混合后引入到加温管路。

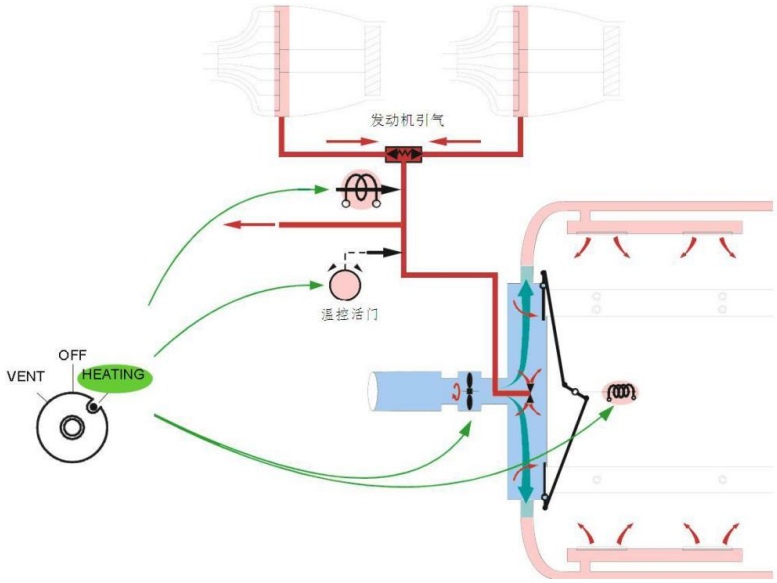


图 11-3 座舱加温系统工作原理图

11.2 制冷系统

11.2.1 蒸发循环制冷原理

蒸发循环制冷系统是利用液态制冷剂的相变来吸收座舱空气中的热量，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。蒸发循环制冷系统具有性能系数高、代偿损

失较小、无发动机引气、制冷量大等优点，在现代直升机上获得了广泛的应用。

直升机蒸发循环制冷系统通常包括：压缩机、冷凝器、冷凝器风扇、储液干燥瓶、膨胀阀、蒸发器、温度调节器和水分离器等。典型直升机蒸发循环制冷组件结构如图 11-4 和图 11-5 所示。

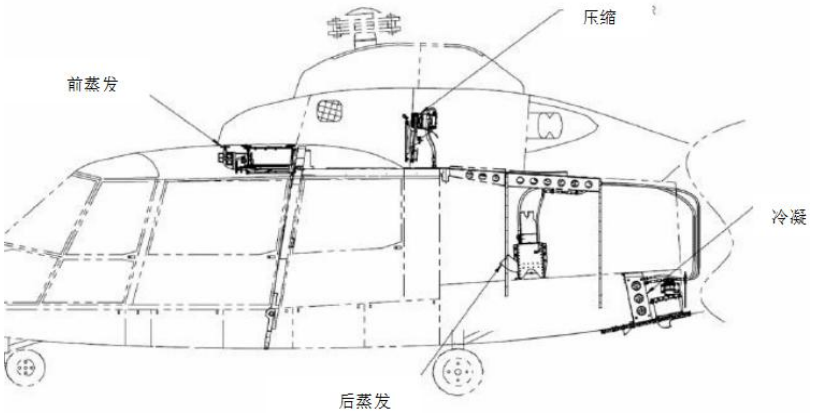


图 11-4 典型直升机蒸发循环制冷组件结构图（一）

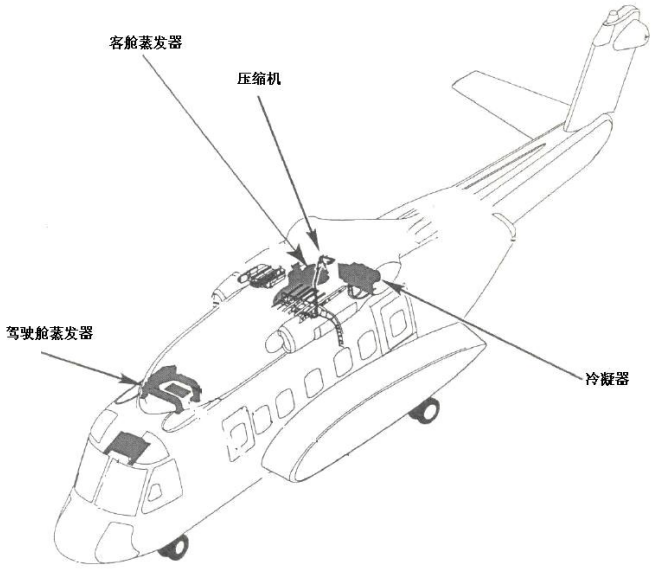


图 11-5 典型直升机蒸发循环制冷组件结构图（二）

制冷剂作为传热的载体，通过状态变化吸收和放出热量，因此要求制冷剂具备在常温下容易气化，加压后容易液化的特性，同时在状态变化时要尽可能多的吸收或放出热量。制冷剂的英文名称为“Refrigerant”,常用其开头字母“R”来代表制冷剂，后面接表示型号的数字和字母，如 R12、R22、R134a 等。目前直升机空调系统中使用的制冷剂是 R134a，是一种环保型制冷剂，无毒性、无刺激、不燃烧和无腐蚀性。其在标准气压下的沸点为-26.3℃。蒸发循环制冷系统的工作原理如图 11-6 所示。

大多数制冷剂是无色无味但有毒的液体，且比空气重，应避免吸入，为此要在敞开通风处维护。由于制冷剂蒸发温度低，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。在维修过程中，有制冷剂气体排出，不要接触排出的制冷剂气体，制冷剂气体会导致冻伤。当系统的制冷剂液体指示器（装在冷凝器出口处）中出现气泡时，表明需要灌充制冷剂。具体灌充程序和方法必须参考机型维护手册的要求。

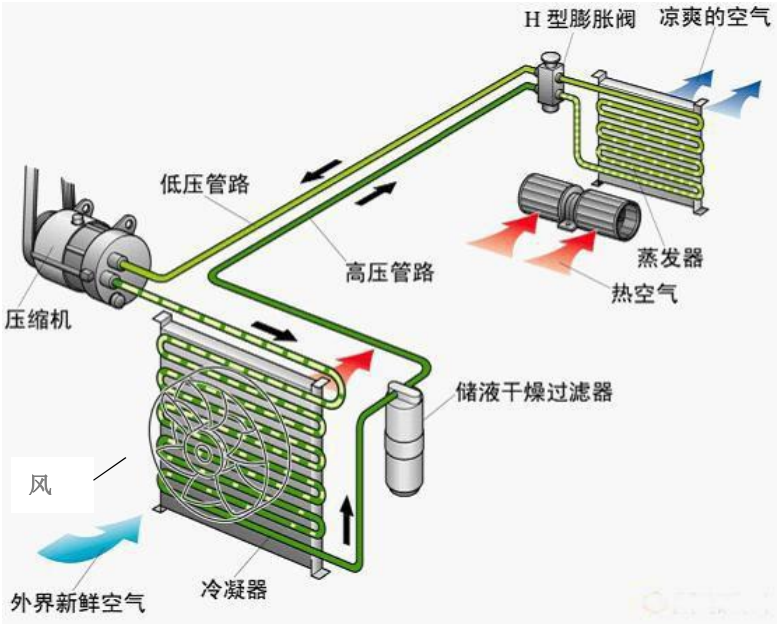


图 11-6 蒸发循环制冷系统工作原理图

压缩机驱动制冷剂在密封的空调系统中循环流动，压缩机将气态制冷剂压缩成高压高温的气态制冷剂，经管路进入冷凝器，在冷凝器内散热、降温、冷凝成高压高温的液态制冷剂，经管路进入储液干燥瓶内，经过干燥、过滤后流进膨胀阀节流，转换成低压低温的液态制冷剂，进入蒸发器内，在蒸发器内吸收流经蒸发器的空气热量，使空气温度降低，吹出冷风，产生制冷效果，制冷剂本身因吸收了热量而蒸发成低压低温的气态制冷剂，经管路被压缩机吸入，进行压缩，进入下一个循环，只要压缩机连续工作，制冷剂就在空调系统中连续循环，产生制冷效果。

膨胀阀通过控制喷入蒸发器内的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（调节器），根据蒸发器出口温度调节膨胀阀的制冷剂流量，使全部液体制冷剂在蒸发器出口处全部变成气态。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，以致影响制冷效果。

为保证在各种飞行状态时乘员的安全、舒适及设备的可靠工作，现代直升机必须安装温度控制系统。

环境控制系统系统原理如图11-7所示。从流量控制活门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”。在进入座舱前进行混合。

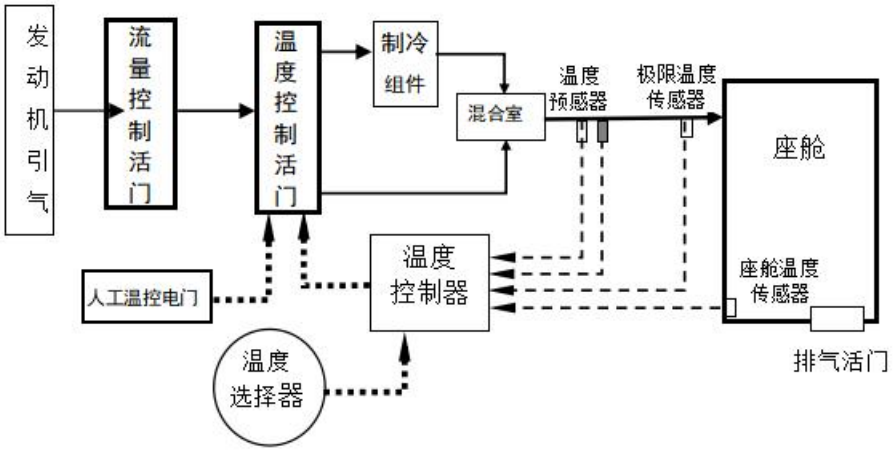


图11-7 座舱温度控制原理图

温度控制器接受预定的温度和座舱反馈的实际温度，进行比较并输出与设定温度偏差成正比的控制信号，控制温度的控制活门调节冷热路流量进行温度控制。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，减小座舱温度的波动。

11.2.2 空气循环制冷系统

空气循环制冷系统是利用来自发动机压气机的高压空气在冷却涡轮中膨胀降温,最后通往座舱或设备舱提供制冷功能。空气循环制冷方式在固定翼飞机上应用广泛，在直升机领域日渐被日趋成熟的蒸发循环制冷方式所取代。

空气循环制冷系统主要方式包括简单式、升压式及三轮式3种。直升机上多采用简单式，主要部件包括：热交换器、冷凝器、水分离器、涡轮/风扇组件、温度控制组件等。

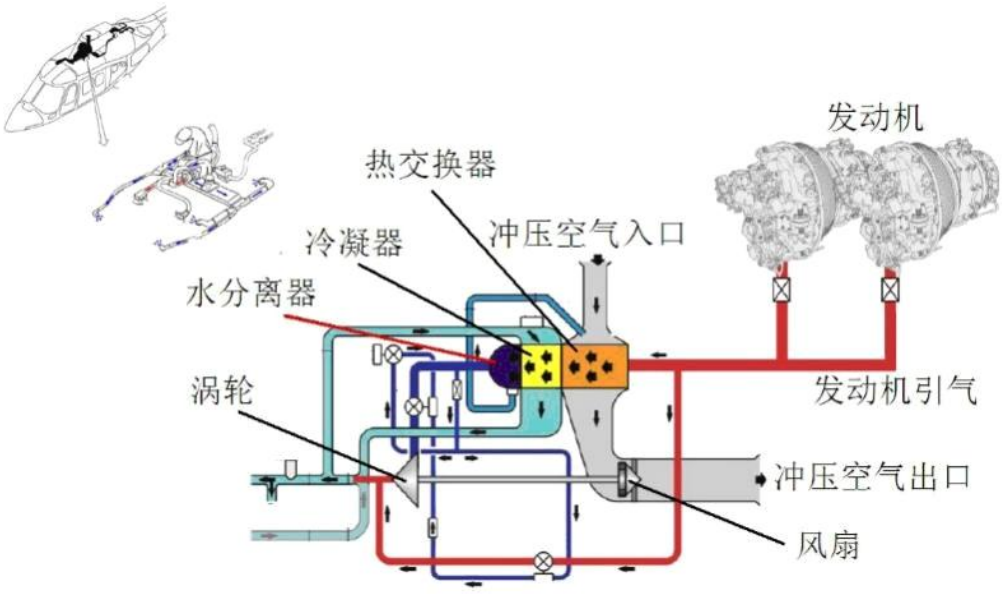


图 11-8 典型直升机简单式空气循环制冷系统工作原理图

发动机引来的高温气体中除小部分到热通道外，其余的空气首先通往热交换器，热量交换后，气体温度再次降低。

从热交换器出来后的气体到达冷凝器，冷凝器属格栅式结构，有两个通道，一个冷空气通道和一个热空气通道，这两个通道以十字交叉的形式盘旋在一起，使冷热空气得到充分的热量交换，将热空气中的水蒸气由不饱和状态变成饱和甚至过饱和状态，也称湿空气。

湿空气离开冷凝器的热空气通道，进入高压水分离器。高压水分离器主要由静止的旋流器、带有许多小孔的内壳体和外壳体组成。含有水珠的气流通过旋流器，气流在内壳体内旋转，由于水珠的动能大，水珠甩向带有小孔的内壳体壁面并收集起来，排向热交换器的进口，进一步蒸发雾化后提高冷却效率。

干燥的空气离开水分离器到达涡轮端，通过涡轮膨胀降温，同时气体驱动涡轮带动风扇旋转，将热能转化为机械能，由热空气变成冷空气。

从涡轮端出来的冷空气进入冷凝器的冷空气通道，通过热量交换，一方面温度少许升高，另一方面将空气中的饱和水蒸气变成不饱和的水蒸气，避免机件腐蚀，管道结冰，影响电子设备正常工作。

从冷凝器冷空气通道出来的冷空气到达最终目的地混合室。冷热空气在混合室充分混合后，输送到各处，创造出舒适的座舱环境。

第 12 章 仪表和显示系统

12.1 航空仪表概述

12.1.1 航空仪表的分类

当飞行员驾驶直升机的时候，需要不断监视和控制直升机的飞行状态、发动机的工作状态和其它分系统（如液压系统、电源系统等）的工作状态，使飞行员能按飞行计划操纵直升机完成飞行任务。这些仪表各有分工，保障了飞行安全。因此，航空仪表分为飞行仪表、发动机仪表和系统状态仪表 3 大类。

飞行仪表是用于指示直升机在飞行中的各种运动参数的仪表。飞行员凭借这类仪表能正确驾驶直升机。飞行仪表包括大气数据仪表、航向仪表和指引仪表。其中大气数据系统仪表有气压高度表、升降速度表、指示空速表、大气温度表等；姿态系统仪表有地平仪、转弯仪和侧滑仪等；航向系统仪表有磁罗盘、陀螺罗盘和陀螺磁罗盘等；指引系统仪表有姿态指引仪、水平指引仪等。

发动机仪表是用于检查和指示发动机工作状态的仪表。按被测参数区分，主要有转速表、压力表、扭矩表、温度表和流量表等。现代发动机仪表还包括振动监控系统，用于指示发动机的结构不平衡性和预告潜在的故障。

系统状态仪表是指在直升机的其他系统或设备中使用的测量仪表。如直升机液压系统、灭火系统的各种压力表；此外，还有起落架收放位置指示器和直升机电气设备使用的电流表、电压表等。

本章主要介绍飞行仪表。

12.1.2 航空仪表的发展历程与布局

在直升机刚问世时，因其本身结构简单，飞行高度和速度都很低，直升机上没有航空仪表。后来，随着飞行时间和飞行距离的增加，才开始安装时钟、航速计和指南针等简陋的仪表设备。飞行员只能在晴朗的白天，依靠地图和地标来飞行，第一次世界大战期间，迫于军事上的需要，一些国家大力投资发展航空事业，机上开始安装空速表、高度表、磁罗盘、发动机转速表和滑油压力表等。到了 30 年代，为使飞机能在云中或夜间飞行，又增添了升降速度表、转弯侧滑仪、陀螺地平仪和陀螺方向仪等飞行仪表。随着科学技术的发展，航空仪表的发展是紧跟飞机发展而发展的,它的发展过程大体分为以下五个阶段。

12.1.2.1 机械仪表阶段

这个阶段是仪表的初创时期，多数仪表为单个整体直读式结构，也称为直读式仪表。即传感器和指示器组装在一起的单一参数测量仪表。表内敏感元件、信号传送和指示部分均为机械结构，例如：早期的空速表和高度表。这种表的最大优点是结构简单、工作可靠、成本低廉。它的缺点是灵敏度较低、指示误差较大。随着飞机性能和要求精度的不断提高，机械式仪表早已不能满足航空发展的需要。

12.1.2.2 电气仪表阶段

从30年代起，航空仪表已由机械化逐步走向电气化，发展成电气仪表，此时的仪表称为远读式仪表。如远读式磁罗盘、远读式地平仪等。所谓“远读”是指仪表的传感器和指示器没有装在同一个表壳内，它们之间的控制关系是通过电信号的传输实现的，因相距较远，故称为远读式仪表。

用电气传输代替机械传动，可以提高仪表的反应速度、准确度和传输距离。将仪表的指示部分与其他部分分开，使仪表板上的仪表体积大为缩小，改变了因仪表数量增多而出现的仪表板拥挤状况。另外，仪表的敏感元件远离驾驶舱，减少了干扰，提高了敏感元件的测量精度。远读式仪表也存在一些缺点，即整套仪表结构复杂、部件增多、重量增加。

12.1.2.3 机电式伺服仪表阶段

为了进一步提高仪表的灵敏度和精度，40年代后出现了能够自动调节的小功率伺服系统仪表，即机电式伺服仪表。伺服系统又称为随动系统，它是一种利用反馈原理来保证输出量与输入量相一致的信号传递装置，对仪表信号，采用伺服系统方式来传送，信号能量得到放大，提高了仪表的指示精度和带负载能力，可以实现一个传感器带动几个指示器，有利于仪表的综合化和自动化。

12.1.2.4 综合指示仪表阶段

40年代后，由于飞机性能迅速提高，各种系统设备日益增多，所需指示和监控仪表大量增加，有的飞机上已多达上百种，仪表板和座舱无法安排，驾驶员也目不暇接，眼花缭乱。另外，飞机的飞行速度和机动性能的提高，又使驾驶员观察仪表的时间相对缩短，容易出错，因此把功能相同或相关的仪表指示器有机地组合在一起，形成统一指示的综合仪表，已成航空仪表发展的必然趋势。例如，综合罗盘指示器、组合地平仪和各种发动机仪表的相互组合等都是一表多用的结构形式。机电式综合仪表一直使用到60年代末。早期的直升机仪表往往是机械式仪表和机电式显示仪表，如图12-1所示。



图 12-1 典型的机电式显示仪表

12.1.2.5 电子综合显示仪表阶段

随着电子技术的飞速发展，从60年代开始出现电子屏幕显示仪表，逐步在取代指针式机电仪表，使仪表结构进入革新的年代，到70年代中期，电子显示仪表又进一步向综合化、数字化、标准化和多功能方向发展，并出现了高度综合又相互补充、交换显示的综合电子仪表显示系列。驾驶员可以通过控制板对飞机进行控制和安全监督，初步实现了人一机“对话”。

80年代初期，在一些先进运输机机型的驾驶舱中，主要仪表的显示部分已广泛采用衍射平视仪和彩色多功能显示器，出现了EFIS（电子飞行仪表系统）和EICAS（发动机指示和机组警告系统），但是综合程度有限，仍配置有较多的机电仪表和备用仪表。这是电子飞行仪表的第一代产品。

80年代中后期，彩色电子显示系统有了进一步的发展，出现了高综合的电子飞行仪表系统，其特点是驾驶舱用大屏幕CRT显示器显示数据，仅配置很少的备用仪表。

90年代为第三代电子飞行仪表即平板显示系统。仪表数据显示用液晶显示器（LCD）取代了彩色阴极射线管（CRT），它的显示亮度大并且分辨率高，特别是体积小（无需电子枪法向长度短）、重量轻、耗电量小等优点。直升机的部分机型也开始采用了这种类型的显示系统。例如，目前的A109，H155，H135，S-76C+等机型的驾驶舱的主要仪表显示采用的就是彩色液晶显示器。无论采用CRT，还是采用LCD，其驾驶舱的布局基本相同。现代民用直升机的座舱仪表系统已经逐渐向电子飞行仪表系统（EFIS）过渡，电子飞行仪表包括正、副驾驶员的飞行仪表板上的主飞行显示器（PFD）和导航显示器（ND）。中间的发动机仪表板上有上、下EICAS显示器。EFIS主要显示内容包括主飞行显示参数：如飞机姿态、高度信息、速度信息、A/P和A/T衔接状态及工作方式、重要的警告信息；主要导航信息：包括各种导航参数与飞行计划、系统故障信息等。飞行驾驶员通过EFIS显示信息实时地对飞机工作状态进行全过程操控。如图12-2所示。



图 12-2 典型的电子飞行仪表

在采用综合显示仪表的驾驶舱中，仍然保留了升降速度表、气压式高度表、空速表等若干块指针式备用仪表，如图 12-3 所示。



升降速度表气压式高度表空速表

图 12-3 典型的备用仪表

但随着航空技术的发展和需要，基于大规模集成电路、微处理机、总线传输接口技术及多路切换技术的发展，现代主流直升机的航电系统的集成度大幅度提高，电子式备份仪表替代传统的指针式备用仪表。如图 12-4 所示。



图 12-4 电子式备份仪表

12.1.3 航空仪表显示数据的基本“T”型格式

12.1.3.1 分离式仪表显示数据的基本“T”型格式

如图 12-6 所示，从该飞行仪表可以看出，左边的空速表，中间的姿态指引仪（ADI），

右边的气压式高度表，下边的水平状态指示器（HIS）或称航道罗盘构成了“T”型格式。按照这种格式，显示的主要飞行参数为：

空速 姿态 气压高度
航向

图 12-5 T 型数据显示

即使小型直升机驾驶舱中的飞行参数也以上述格式显示。这种固定的格式可以为飞行员提供习惯的观察仪表方式。



图 12-6 分离式仪表显示数据的基本“T”型格式

12.1.3.2 电子式仪表显示数据的基本“T”型格式

如图 12-7 所示，该显示器称为主飞行显示器（PFD）。从显示器上黑线框出的形状同样可以看出，左边的空速带，中间的姿态指示球，右边的气压式高度带，下边的航向带也构成“T”型格式。

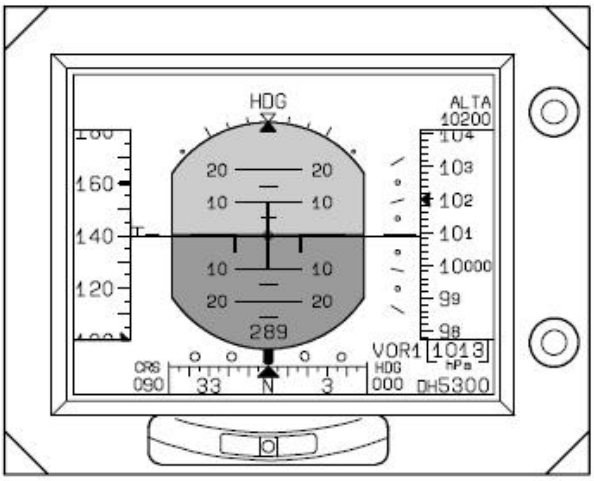


图 12-7 电子式仪表显示数据的基本“T”型格式

12.2 全静压系统及仪表

12.2.1 全压和静压

12.2.1.1 概述

大气流动形成的气压，称为动压；任何高度的大气层所具有的气压，称为静压。动压和静压的总和称为全压。直升机的全静压系统用来收集气流的全压和静压，并输送给飞行仪表和有关设备。全静压系统的主要探测元件为空速管。

如图 12-8 所示，最早的空速管由两根铝合金管组成，分别用于收集大气的静压和全压。空速管一般安装于正常的飞行路径平面上，与气流平行。气压的改变与直升机高度和速度的变化相对应，空速管将气压的改变传递到驾驶舱的高度表、空速表和升降速度表，为飞行员提供气压高度、空速指示和升降速度指示。

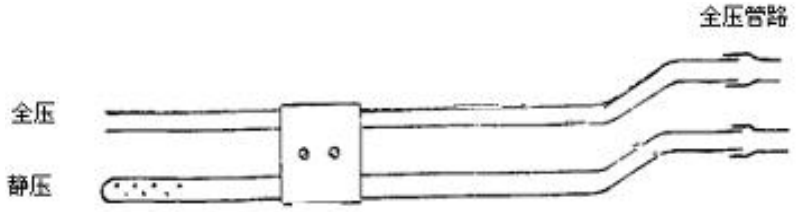


图 12-8 简单全静压探头

在飞行中，全压总是大于静压。随高度和温度的改变，两种压力都会发生变化。

空速管的前端开口，在飞行中，空气直接进入形成压力。该压力随着空速和空气密度而改变，然后由轻金属材料传送到仪表。

静压管前端封闭，在与气流垂直的方向上开有静压孔，这样进入管的压力取决于直升机附近的气压，它也是独立传送到仪表。

12.2.1.2 常用气压探头

1.组合气压探头

如图 12-9 所示，组合气压探头由单一组件构成。前端全压孔张开连接到全压管路。静压管路连接到探头内部静压腔，静压腔通过探头旁边的静压口或静压孔探测直升机外部静压。静压腔可以减小扰流和偏航气压的影响。

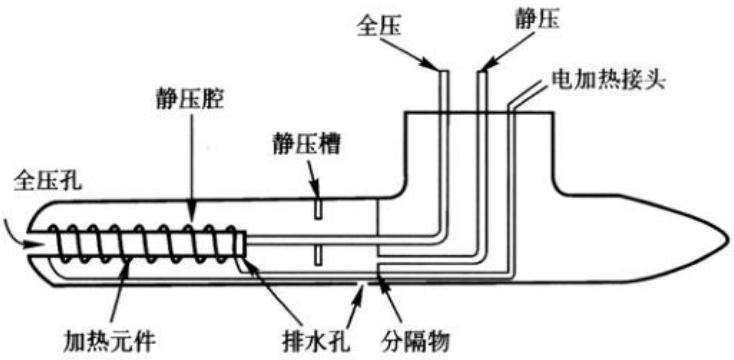


图 12-9 组合气压探头

探头一般由铜制成。铜材适合加热而且防腐蚀，有的探头还要镀铬。它们由流线型管组成，与气流平行安装。它的后部由分隔物密封。加热元件安装于全压孔附近，电线敷着在铜管上，应确保完全密封。

组合探头有两个排水孔，一个在总压和静压之间，另一个在静压腔外部。这些孔是经过精密校准的，它对气流的泄漏不影响仪表读数。

2.空速管/静压口

如图 12-10 所示，另一种形式的全静压探头。静压由安装于直升机机身上的静压盘上的孔探测。两个静压孔安装于机身左右两边，且连接到相同的静压管路。这样可以纠正偏航或横滚引起的误差，因此，对静压的探测实际上探测的是机身左右两边的平均气压。这种类型的系统不适用于高速飞行，因为激波的作用会产生误差。激波的形成和飞行速度有关，气体中微弱扰动是以当地音速向四周传播的。飞行器以亚音速飞行时，扰动传播速度比飞行器飞行速度大，所以扰动集中不起来，这时整个流场上流动参数（包括流速、压强等）的分布是连续的。而当飞行器以超音速飞行时，扰动来不及传到飞行器的前面去，结果前面的气体受到飞行器突跃式的压缩，形成集中的强扰动，这时出现一个压缩过程的界面，称为激波。

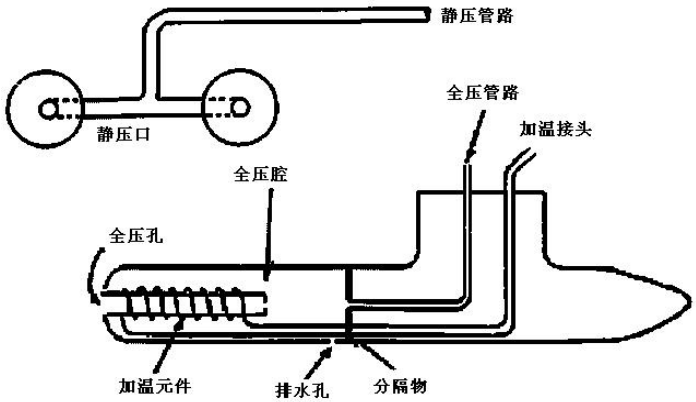


图 12-10 空速管和静压口

静压盘一般由铜制成，安装于机身上对称的位置。它们由单孔或者多个小孔组成，然后直接连到静压管路。静压盘一般不喷漆。如果要进行任何静压盘附近表面喷漆时，必须小心处理，防止对静压口附近的气流产生干扰。

全压管路直接与全压腔相连，探测大气全压。全压探头只有一个排水孔，位于全压腔的外部。

12.2.1.3 交替系统

空速管、组合探头或静压口可以交替使用，如图 12-11 所示。完全单独的系统用于不同仪表端口。例如，左侧的用于正驾驶，右侧的用于副驾驶。在其它系统中，通过选择活门可交替连接到组合探头、空速管和静压口。

飞行员可以选择由哪一个空速管、静压管或静压口提供到仪表端口。当系统一部分故障时，这些系统可以给飞行员提供选择的机会。

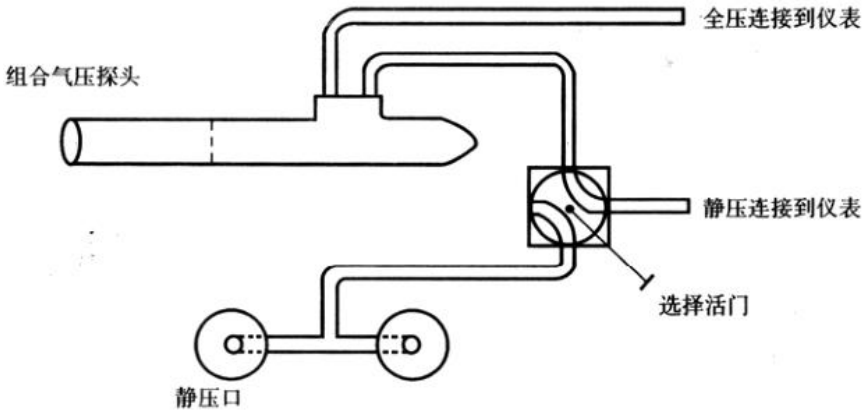


图 12-11 交替系统

12.2.1.4 加热

在直升机飞行中，空速管可能会结冰，它会干扰气体的流动，当全压或静压管完全堵塞时，将导致全静压系统不能测量出正确的压力值。通常，静压口很少会受到结冰的影响。但是，空速管则不同，在结冰天气中飞行时它会结冰，因此，必须对其进行电加热。

加热丝安装于空速管前沿末端，加热可以防止整个空速管表面结冰。

加热电源为直升机上提供的 12V/24VDC 电源。电压值通常由厂家标注在空速管上。

12.2.1.5 气压误差

空气流过直升机会在机身周围形成紊流。这会造成由全静压探头和静压口探测的静压与实际机身周围的静压存在误差。为了减小这一误差，静压口一般开在机身结构上紊流干扰较小的地方。厂家通过飞行实验确定这一位置。当校验全静压仪表时，将一起计算这些误差。

12.2.2 全静压系统与管路

12.2.2.1 全静压系统

如图 12-12 所示，典型的直升机全静压系统通常由空速管、静压孔、备用静压孔、选择活门及相关的连接管路组成。

正常情况下，空速管向左仪表板上和右仪表板上的空速表提供全压信号，而静压却采取并联供压的形式，即来自左右侧的静压并联后再同时向左/右仪表板上的所有大气数据仪表提供静压，以减小飞机姿态改变时可能出现的误差。

如果使用了备用静压源选择装置，左/右仪表板上的静压都来自备用静压孔。

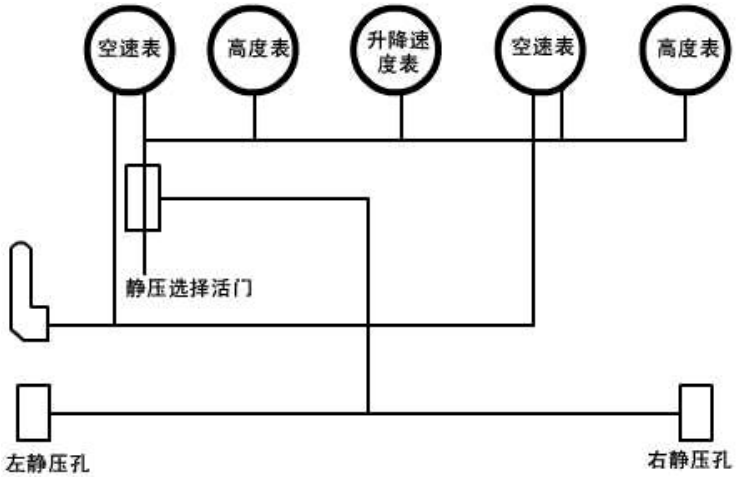


图 12-12 全静压系统

12.2.2.2 全静压管路

1.管路连接

有些直升机使用特殊尺寸的铝合金管，它的外径是 5/16 英寸，内径为 1/4 英寸。这些非标准尺寸的使用是因为管道只工作于低压，它不能用于高压系统。管道通过带有橡胶衬套的特殊的螺帽连接到适配器。适配器有多种类型，例如，弯管型、3 路 T 型、4 路交叉型和笔直型。它可以承受 1.7bar(25psi)的压力。螺帽靠衬套的摩擦力防止松脱（参照图 12-13），在连接“MARICON”橡胶或纯塑料管时允许弯曲。这种管子适用于管道安装和密封以及仪表安装。软管的固定一般使用不锈钢或铜材卡箍。

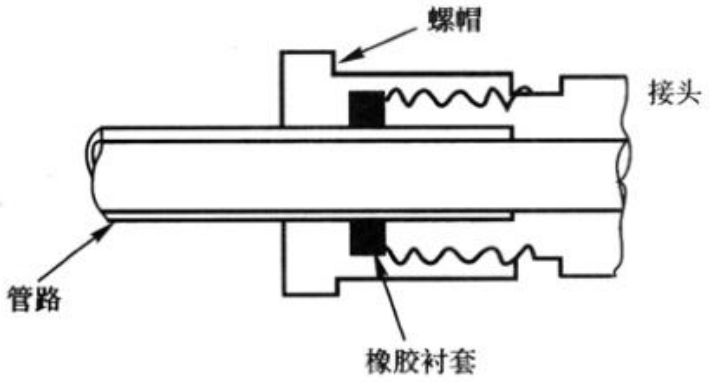


图 12-13 全静压管路的连接

2.识别

管路的末端和中间用胶带标记着“气压仪表”。它们也可用标准颜色代码“橙色/灰色”表示，以及标准信号代码“白底黑线”表示。除此之外，也可以用系统进行识别。例如，带有厂家代码的全压或静压标签，这在直升机手册中有所描述（参照图 12-14）。

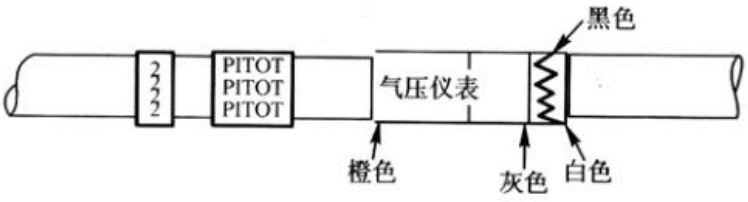


图 12-14 管路识别

3.安装

管路需在适当的位置用 P 型夹子支撑，并与其它结构进行有条理的安装。在特殊位置上也要求有电气连接。

4.衬套

橡胶衬套只能一次性使用，任何时候断开连接处，需使用新的衬套。螺帽不要拧得过紧，因为过紧的螺帽容易引起气压渗漏，还可能使管道产生凹痕或变形，导致阻碍气流的流动。

5.管路排水

为了排掉管路中的水分，一般在系统最低处安装排水孔，它允许在不干扰系统管路的情况下进行排水。（参照图 12-15）。

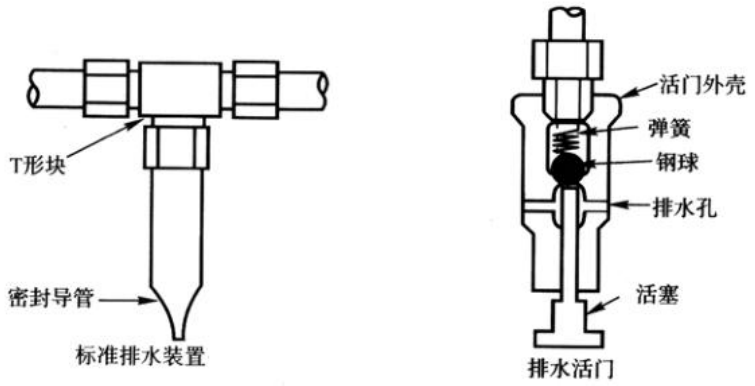


图 12-15 管路排水装置

如果排水装置内积满水，水将会在管路中流动。如果水还没有结冰，就会在管路中前后流动。这种运动将会使水像活塞作用一样，使仪表上的气压不规则变化。总压管上有水会引起空速表指示不规则。静压管上有水会引起所有仪表读数不规则。

如果水结冰，就可能堵塞仪表的管路，导致仪表指示异常。例如全静压管路都堵塞，那么在高度表、空速表上指示固定读数，在升降速度表上指示 0。

12.2.2.3 全静压系统气密性检查

（1）动静压测试仪的管路与直升机连接时，应注意连接管路不能折叠，管路折叠导致空速表指针转动缓慢，误导维修人员加大压力，导致空速表的开口膜盒因折叠管路舒展后释放压力过大而变形受损。管路连接好后，应仔细检查管路无折叠，除此之外还要检查连接线路是否正确；

（2）试验期间，在仪表上轻轻敲打以防止摩擦误差影响读数；

（3）在静压系统试验期间，压力减小速率应符合维护手册要求，不应过大，避免损坏仪表。试验后，应缓慢地降低负压至负压为零以保护仪表；

（4）在全压系统试验期间，压力增加速率应符合维护手册要求，不应过大，避免损坏仪表。

12.2.3 高度表

12.2.3.1 简介

气压高度表是以气压敏感元件作为传感器感受大气压力，再根据气压与高度的函数关系确定高度值的间接测量仪器 。气压高度表可以测量直升机的相对高度、绝对高度以及标准气压高度。

机械式高度表基本上是一种测量气压的无液式气压表。任一指定高度获得的气压值必须

等于 ICAO 标准气压下所得的高度值。ICAO 标准大气表规定了气压值对应的基准高度。这种机械式高度表的工作依赖于一种假设，假设温度变化率和空气密度与 ICAO 标准大气状况一致。机械式高度表就是通过测量大气压力然后将气压值转化为高度值的。

12.2.3.2 气压设置

如果天气状况变化，气压也会随之变化，就可能使指示高度存在较大误差。为克服这一问题，可以给精密高度表设置一个校准的“气压设置刻度”，它以毫巴或水银英寸为单位。仪表的气压刻度设置范围从 850mb 到 1050mb。

在地面时，可通过设置旋钮调整仪表机构，使指针指示正确读数。在飞行中，可以通过给高度表提供地面、海平面或其它直升机基准来修正读数，为使这种修正有效，一般参照 ICCL 国际通讯代码中的三种气压值.

QNE 或 AA:ICAO 标准海平面气压,规定为 1013.25mb.

QFE:机场标准气压。

QNH:平均海平面气压。

注释：海平面气压每变化 1mb，高度变化 30ft

如果需要 QFE 和 QNH 的值，则可从机场空中交通管制获得。当直升机在地面上，将仪表气压基准设置为 QFE，则在气压高度表上读出的读数为零。若仪表气压基准设置在 QNH，则仪表上指示出机场相对于海平面的高度。

当直升机在过渡高度以上飞行时，高度表的气压基准应该设置在 QNE 或 AA。这样，所有直升机的高度表都以相同的气压基准指示高度。此时，所有直升机的高度可以相互比较。当直升机在低于过渡高度飞行（通常距离进近点 100 公里内）时，高度表的气压基准一般设置于 QNH。这样使直升机高度易于同地面高度进行比较。

12.2.3.3 高度的概念

直升机的飞行高度是指直升机在空中距某一个基准面的垂直距离。测量高度的基准面不同，得出的飞行高度也不同。飞行中使用的飞行高度大致可分为以下四种，如图 12-16 所示，飞行高度的种类如下：

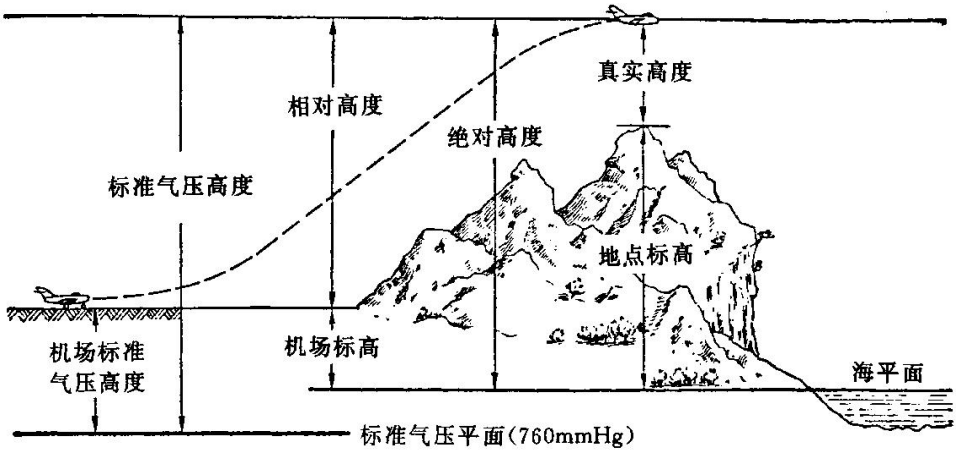


图 12-16 飞行高度的种类

1.绝对高度

直升机从空中到平均海平面的垂直距离，称为“绝对高度”。

2.相对高度

直升机从空中到某一既定机场场面的垂直距离，称为“相对高度”。

3.真实高度

直升机到正下方最高点水平面（如地面、水面、山顶等）的垂直距离。

4.标准气压高度

直升机从空中到标准气压海平面（即大气压力等于 760mmHg 的气压面）的垂直距离，称为“标准气压高度”。标准气压高度是国际上通用的高度，直升机在飞入航线时使用的高度。其主要目的是：防止同一空域、同一航线上的直升机在同一气压面上飞行时两机发生相撞。

12.2.3.4 精密高度表的结构

精密高度表有一个圆柱型的密封塑料表壳连接到直升机的静压系统。因此该表壳内存在外界静压。如其它全静压仪表一样，如果表壳渗漏而客舱增压，仪表将会指示错误。

铍铜膜盒压力传感器有三层夹缝，静压作用于膜盒。选择使用铍铜是因为该材料具有良好的弹性，为确保其膨胀和压缩几乎为线性要将其抽成真空。当静压减小时，膜盒膨胀，而静压增加时膜盒收缩。精密高度表的结构，如图 12-17 所示。

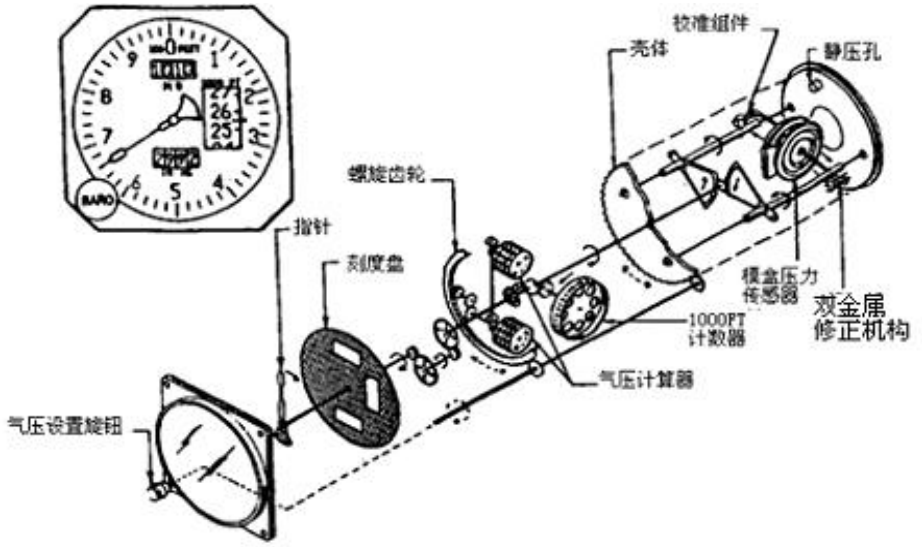


图 12-17 精密高度表结构

12.2.3.5 伺服高度表

伺服高度表的基本工作原理与简单的灵敏高度表相同。当气压改变时，膜盒压力传感器便产生相应的压缩和膨胀，以此测量相应的高度。在伺服高度表中，膜盒直接连到电磁感应装置上，感应信号的输出传到放大器，放大器将该信号放大驱动马达旋转，马达带动指针和计数系统转动。

该设备由高度表本身和一个放大器两个主要部件构成。放大器用于自身指示并将高度信号传输给外部系统。

在较低高度时伺服高度表指示很精确。这是由于伺服高度表由马达驱动，即使在每分钟6000ft 的上升和下降率情况下，指示也不存在延迟。

伺服高度表的原理简图，如图 12-18 所示。系统的中心部件是交流变压器，膜盒的膨胀和压缩改变它的输出，而输出信号与伺服环路连接，这样，反馈信号便逐渐驱动电磁感应装置到中立位。

该系统对气压的微小变化非常敏感，马达可提供足够的扭矩来驱动指示和反馈机构。

伺服高度表的优点是：放大器中有特殊的装置可调整仪表的气压误差。例如有一些仪表，是通过螺钉驱动来调整，也可用来调零。

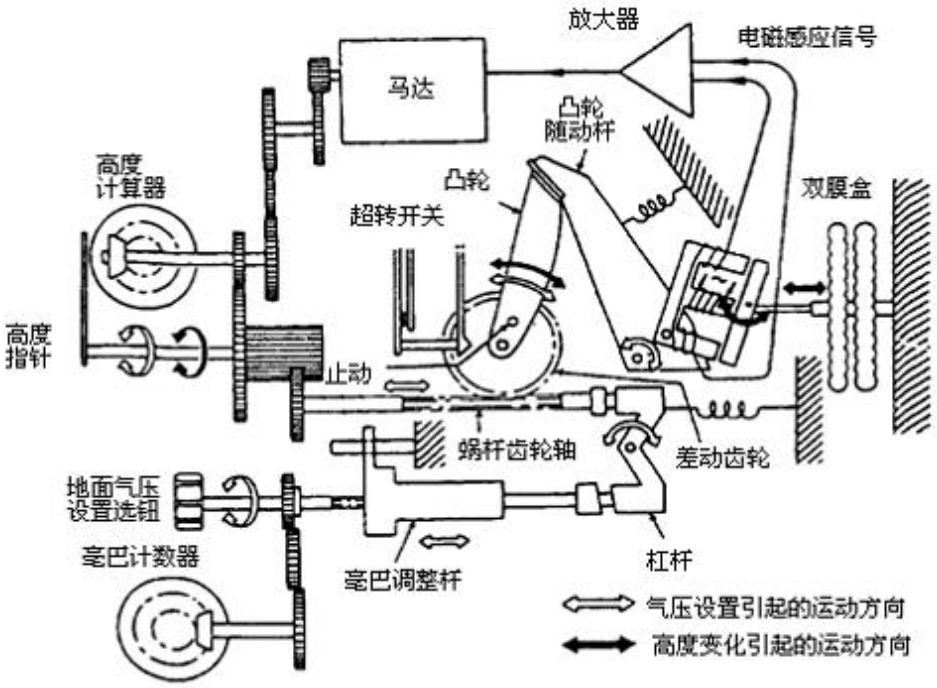


图 12-18 伺服高度表原理简图

12.2.4 空速表

12.2.4.1 空速表原理

1.空速表（ASI）指示直升机在飞行中相对于气流的速度，它是一种压差表，通过比较全压和静压，利用动压指示出直升机的飞行速度（参照图 12-19）。

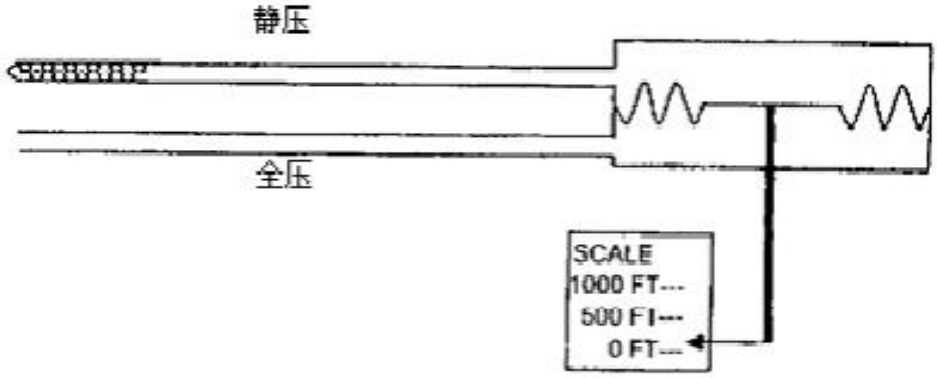


图 12-19 空速度表原理

在有风的情况下，空速表指示的不是地速。地速需通过计算气流的强度和方向才能得到。

如果风向与飞行方向在一条直线上，也就是简单的顺风或者逆风，那么计算时只需简单的相加或相减（参照图 12-20）。如果风是有一定角度，就需用向量图进行计算。

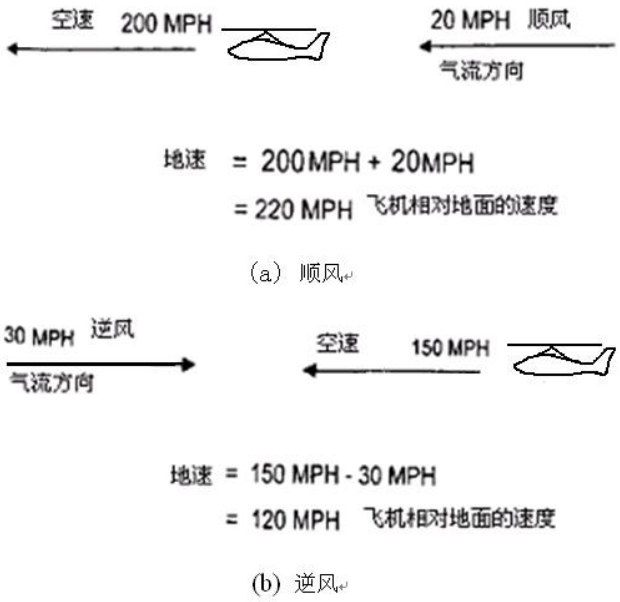


图 12-20 空速与地速的关系

2.空速修正

空速表单位为：每小时英里（MPH）、每小时公里或每小时海里（kt）,有时也会在一个仪表上标有两种单位，即 1 英里=5280ft1 海里=6080ft

MPH 转换为 Kt=0.868；Kt 转换为 MPH=1.15

3.指示

气压式空速表（ASI）指示的不是真空速（TAS），而是指示空速（IAS）。通过对 IAS 进行校准仪表误差修正和直升机气压误差修正，就可以得到校正空速（CAS）。再利用外界大气温度和高度修正大气密度，就可以得到真空速（TAS）。

4.仪表刻度盘标记

一些仪表使用彩色圆弧和半径标线作为“范围标记”（参照图 12-21），用来定义仪表刻度范围的各个点，确保飞行员操纵直升机安全。

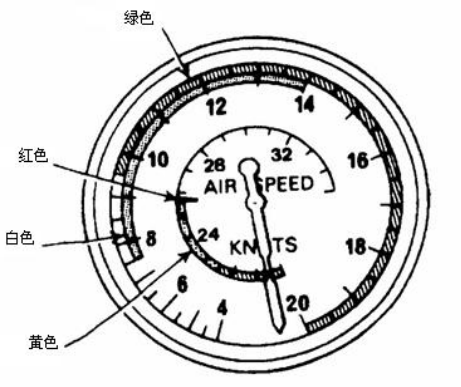


图 12-21 空速表范围标记

标记可能刻在刻度盘上，也可能刻于玻璃上。如果是刻在玻璃上，做标记时必须准确定位。一般的标记如下：

红色半径标线=最大和最小限制速度

黄色圆弧=警惕范围

绿色圆弧=正常工作范围

白色圆弧=指示范围偏低

5.结构

与其他仪表一样，虽然不同生产厂家的不同类型存在差异，但所有的ASI基本原理是相同的。仪表内部的全压和静压作用于铍铜折皱膜盒上，全压作用于膜盒内部，静压在密封表壳的内部作用于膜盒的外部。根据两者的压差，使膜盒产生膨胀和压缩。

膜盒的形变幅度行程较小，需由传送机构放大才可使指针工作。膜盒的膨胀和压缩对应指针的运动行程。

传送机构由推杆、行程杆、摇摆轴、第二行程杆、扇型轮、小齿轮组成。小齿轮用于驱动指针轴。游丝连接到齿轮来吸收指针后冲。（参照图12-22）。

大多数全静压仪表的密封表壳都是由“酚醛塑料”制成的。

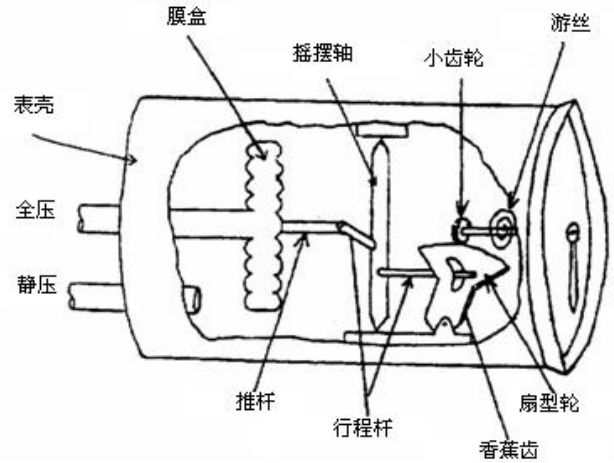


图12-22 空速表结构

12.2.4.2 空速开关

空速开关和空速表的工作原理相同，与空速表相比空速开关的结构比较简单，图12-23为空速开关的结构图。空速开关没有指示器，主要用于实现开关功能。例如某些直升机的空速管加温电路上使用了空速开关，在地面或悬停时空速开关断开空速管加温电路，在飞行中空速大于某一数值时空速开关接通空速管加温电路。

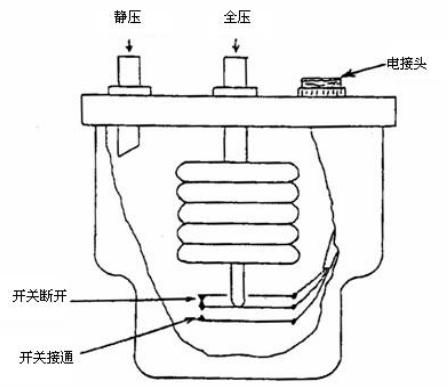


图 12-23 空速开关

12.2.5 升降速度表

12.2.5.1 简介

在单位时间内高度的变化量称为升降速度，升降速度用来指示直升机的爬升率和下降率，升降速度以英尺/分钟或米/秒为单位。测量升降速度的方法很多，这里仅介绍通过测量大气压力的变化率来测量升降速度的仪表。典型的直升机升降速度表，如图 12-24 所示。

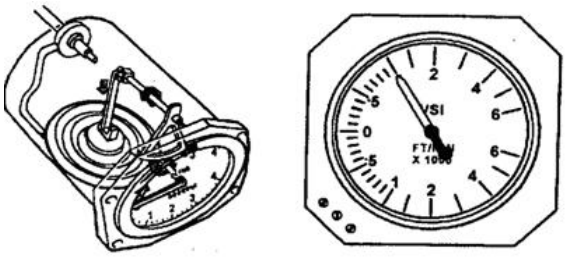


图 12-24 典型的直升机升降速度表

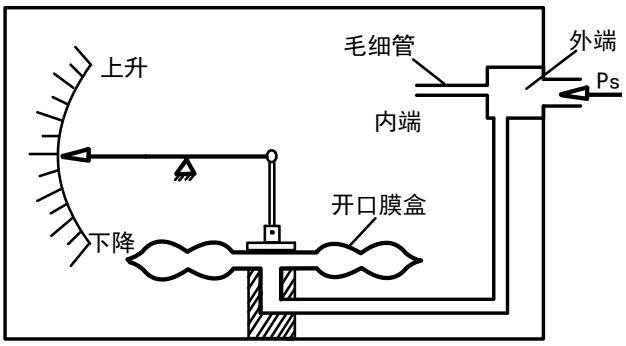


图 12-25 升降速度表工作示意图

12.2.5.2 工作原理

在密封的酚醛塑料表壳内装有一种非常灵敏的铍铜膜盒，膜盒连接到直升机的静压管路，测量组件（毛细管）也允许静压进入表壳。在地面或者平飞时，静压管路，膜盒内部气压等于表壳内气压，膜盒内外没有压差，仪表指针指零。直升机周围的气压会随着高度的改

变而改变，膜盒内部可以随时探测到直升机周围气压的任何变化，但由于毛细管阻碍了气流，使表壳内气压的变化会以一定的速率延迟，这样就在膜盒内部与表壳之间产生了压差。膜盒的膨胀与收缩驱动指针指示出直升机的升降速度。（参照图 12-25）。

12.2.5.3 结构

1.传送机构

膜盒的膨胀和压缩通过推杆、摇摆轴、扇型轮、小齿轮驱动指针，其中小齿轮驱动指针轴，指针轴上的游丝吸收齿轮的后冲。该传送机构会放大膜盒的膨胀和压缩。

2.刻度盘的刻度

指针的零位一般设置在刻度盘上 90 度位置，爬升和下降的指示范围从 0 到某个值。刻度盘上的每个数字点分为相等的 5 小格。传送机构可进行排列，因此指针的运动对应爬升和下降率是线形的，于是可以在刻度盘上的每个标点给出相同的刻度。在某些情况下，传送机构的排列给出一个指针的对数移动，这需在较小值时给出更大的间隔和在较大值时给出较小的间隔，使 VSI 更精确，以及在低刻度时易读。

3.机械止动

这一功能一般安装在英国直升机上，防止仪表指针的运动超过最大量程。这主要通过限制推杆的行程来实现，但允许膜盒膨胀和压缩时超过正常范围。

4.仪表延迟

仪表需要膜盒内部和表壳有压差产生，带动膜盒给出爬升或下降的读数。实际上压差产生前直升机已经改变了高度，因此指示有轻微的延迟。在大多数情况下，该延迟是很小，可以忽略不计。

可是，对于直升机和高性能滑翔机，就要求同步指示。这可在静压接口的毛细管中加入一个或两个作动筒来实现，这个作动筒包括一个螺钉控制的活塞。

5.温度补偿

与其它膜盒仪表一样，在温度变化时，膜盒的弹性发生变化，影响读数。为了消除这一影响，行程杆由不变钢和黄铜制成。

12.3 陀螺仪

12.3.1 陀螺概述

现在一般将能够测量相对惯性空间的角速度和转动角度的装置称为陀螺。目前飞机上应用最多的是刚体转子陀螺和激光陀螺。

刚体转子陀螺根据自传轴所具有的自由度可以分为两自由度陀螺和单自由度陀螺。两自由度陀螺具有内框和外框，它们为转子轴提供了两个转动自由度。单自由度陀螺只有一个内框而没有外框，它为自转轴提供了一个转动自由度。根据转子具有的自由度分类，分为三自由度和两自由度陀螺。两自由度陀螺具有进动性和稳定性，常用于地平仪和陀螺磁罗盘。单自由度陀螺只有进动性，常用于转弯仪又称为速率陀螺。

激光陀螺（Laser Gyroscope）是一种应用激光技术测量物体相对于惯性空间的角速度和转动角度的新型陀螺仪，它完全没有机械转子，是一个光学器件，只是由于它具有陀螺测量角速度的功能，所以仍被称为陀螺。现作为惯性测量元件，已广泛应用在捷联式惯性导航系统中。

12.3.2 地平仪工作原理

12.3.2.1 地平仪工作原理

地平仪是一种陀螺仪表，用到的是两自由度陀螺，在地平仪里也称作垂直陀螺。它可以指示直升机的俯仰和横滚姿态。其指示不会出现延迟。利用地平仪中直升机符号与水平杆的相对位置，飞行员可以一目了然的知道直升机的俯仰和横滚姿态。

地平仪利用一个垂直陀螺固定在一个万向支架上，支架的外框可围绕直升机的纵轴转动，内框可围绕直升机的横轴转动。图 12-26 是一个简单的结构原理图。

1.俯仰指示

如果直升机在俯仰方向上改变姿态，仪表的外盒会随直升机姿态的改变而绕 Y-Y1 轴转动，所以，相应的，直升机标识就会相对水平杆上下移动

直升机抬头：外环随直升机向上倾斜，而陀螺旋转轴要保持垂直，所以固定在内环的动作杆相当于一个支点将水平杆向下带动。

直升机低头：外环随直升机向下倾斜，水平杆向上移动。

2.横滚指示

当直升机横滚姿态发生改变时，仪表的外盒和直升机标识随直升机绕纵轴 Z-Z1 转动，并和水平杆成一定角度，同时，倾斜刻度盘也随直升机移动，所以横滚指针就可以相对的指示出倾斜角。

另外，所有的陀螺地平仪中都有一个校准装置，它用以保持陀螺的旋转轴一直在垂直方向。

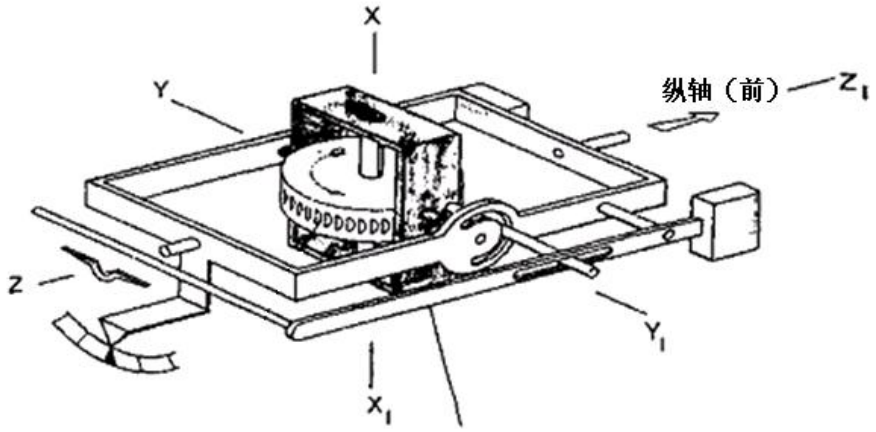


图 12-26 陀螺仪结构原理

12.3.2.2 电动地平仪

电动地平仪有很多不同的类型，下面介绍一种典型的三相交流电驱动的电动地平仪。

电动地平仪的陀螺转子由一个三相鼠笼式感应马达组成。在结构上，鼠笼部分构成转子，在垂直轴上绕定子线圈转动。这种构造使转子的重量都尽可能集中在周边，从而尽可能取得最大的转动惯量。

陀螺的静子接上 115V、三相、400HZ 交流后产生 24000RPM 的旋转磁场，转子的实际转速大约 22500RPM，其转差率为 6%。

电动地平仪电源可以来自直升机的主电源系统；也可以来自直流电转三相交流电的变流机。如果机上电源系统只能提供单相交流电，则需要利用静变流机将单相交流电转为三相交流电供电动地平仪使用。

陀螺转子转轴的漂移问题通过液体摆启动修正系统来修正，图 12-27(a)是一个水银开关。两个液态水银平衡开关控制两个修正马达。横滚水银开关控制位于万向节外框和内框之间的力矩马达，俯仰水银开关控制位于外环和壳体之间的力矩马达。

当水银开关探测陀螺转轴距离垂直位置的偏差时，接通相应的力矩马达控制电路，陀螺在马达的作用下产生进动，使转轴重新回到垂直位，水银开关也回到水平位，切断向力矩马达的供电，使陀螺的进动停止。如图 12-27(b)所示。

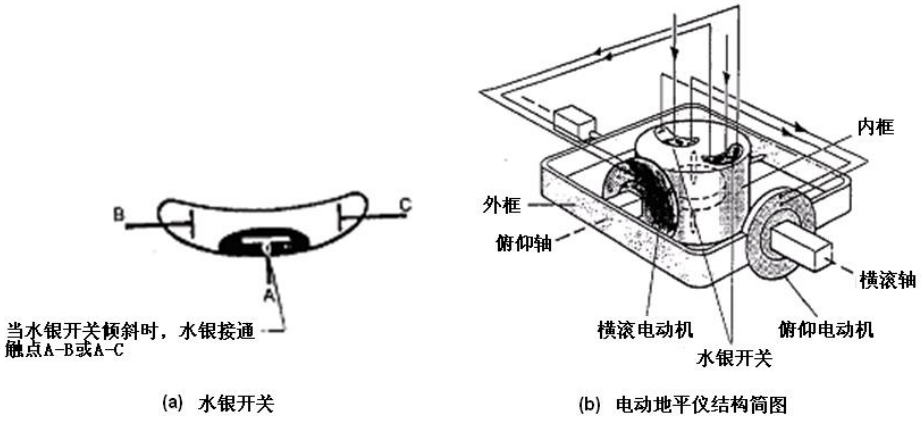


图 12-27 水银开关和电动地平仪结构简图

12.3.3 协调转弯仪

在一些小型和早期的直升机上会用到这类仪表，它用来代替转弯侧滑仪。

协调转弯仪的机械构造和转弯侧滑仪类似，不同的是在协调转弯仪里陀螺的万向框是倾斜放置的，与直升机纵轴大约成 30 度角。这种构造使得陀螺在直升机转弯和直升机横滚倾斜时都会产生进动。当直升机进入转弯时，直升机在横滚方向上发生倾斜，在协调转弯仪上，直升机符号会移动，从而指示出直升机倾斜的方向；飞行员根据直升机符号指示的外圈刻度来控制直升机到达所需的转弯率，如图 12-28，图中的一个刻度代表 RATE1-每分钟 180 度。转弯的协调性由曲形管内的小球的中立位为指示。

在协调转弯仪里使用的陀螺有多种多样。有的使用工作在 6000rpm 的直流马达，也有使用通过仪表内自带的静变流机供电的交流无刷马达。也有一些采用气动和电动一体的，这种仪表在其中一种能源失效的情况下仍能正常工作。

在一些直升机上，陀螺的万向框的移动用来操作机身平衡系统，在直升机受到气流的影响时，该系统可以自动稳定直升机在横滚方向的变化。

这种仪表还必须注明“没有俯仰姿态信息”，以免和地平仪混淆。

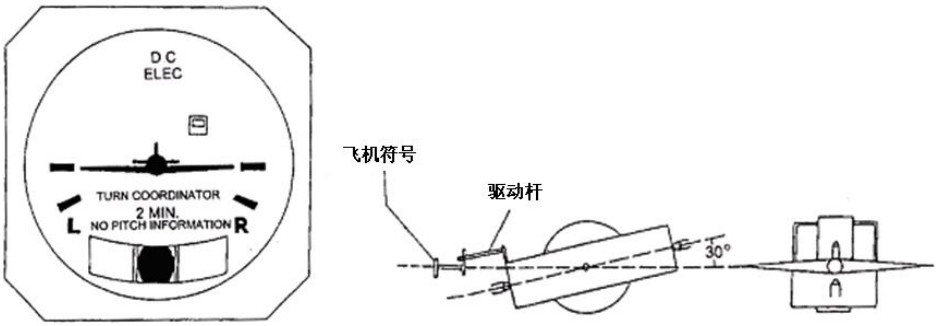


图 12-28 协调转弯仪

12.3.4 转弯侧滑仪和速率陀螺

12.3.4.1 转弯侧滑仪

通过对陀螺仪表的介绍，我们知道速率陀螺是一种单自由度陀螺，它用来测量直升机围绕垂直轴转动的速率，单位为度/分，而不是测量转动的度数。

转弯侧滑仪由两部分组成，转弯指示部分由陀螺机构控制，而侧滑指示部分可以是重力操作指针，也可以是比较多见的曲形管球装置，如图 12-29 所示。

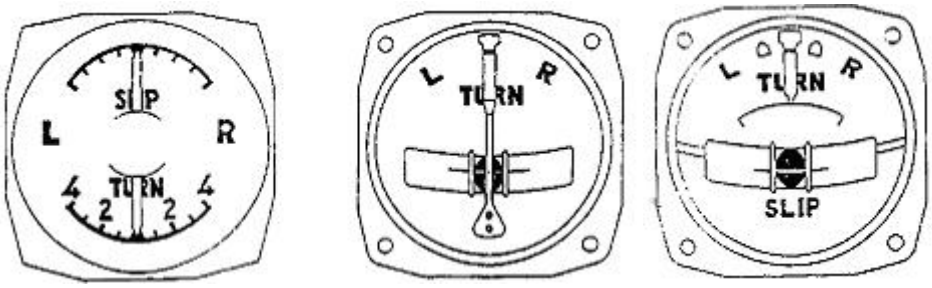


图 12-29 转弯侧滑仪

12.3.4.2 转弯仪的工作原理

图 12-30 是转弯仪中速率陀螺的结构原理图。陀螺转子绕其自转轴旋转，它支撑在内框上。内框连接到仪表的结构上，这样使转子绕内框轴有一个自由度。转弯率的测量运用了陀螺的进动性，用一根弹簧来限制内框的移动。

当陀螺静止时，由于弹簧的限制力，陀螺保持旋转轴水平，因此，对于速率陀螺不需要一个专门的起动机构，同样速率陀螺的转子不需要很高的转速，一般在 4000-5000 转/分钟。当然维持转速在适当的值同样重要，因为陀螺的进动性直接与转速成正比。

假设直升机向左转弯，左转弯使得内框前端向左移动，这相当于在转子上施加了一个垂直于旋转平面的力，这个力与直升机的转弯速率成正比。于是，陀螺的进动性将会使内框带指针转动一定读数。

如果没有限制弹簧，对于一个稳定的力 F，陀螺的旋转轴将一直转动，直到与力的输入轴重合为止。由于弹簧的存在，陀螺的进动力与弹簧的力将会达到一个平衡，内框将维持在一定的角度，从刻度盘上得到一个直升机转弯率的指示。各种仪表有不同的刻度盘，但它们都有一个相同的标准，RATE1 代表每分钟 180 度，RATE2 代表每分钟 360 度，RATE3 代表每分钟 540 度，RATE4 代表每分钟 720 度，不是所有的仪表都有这四个刻度，通常在零刻度左右两边各有一个刻度，并且刻度下面标有“两分钟转弯”，这代表指针指在一个刻度时直升机完成 360 度转弯需要两分钟。

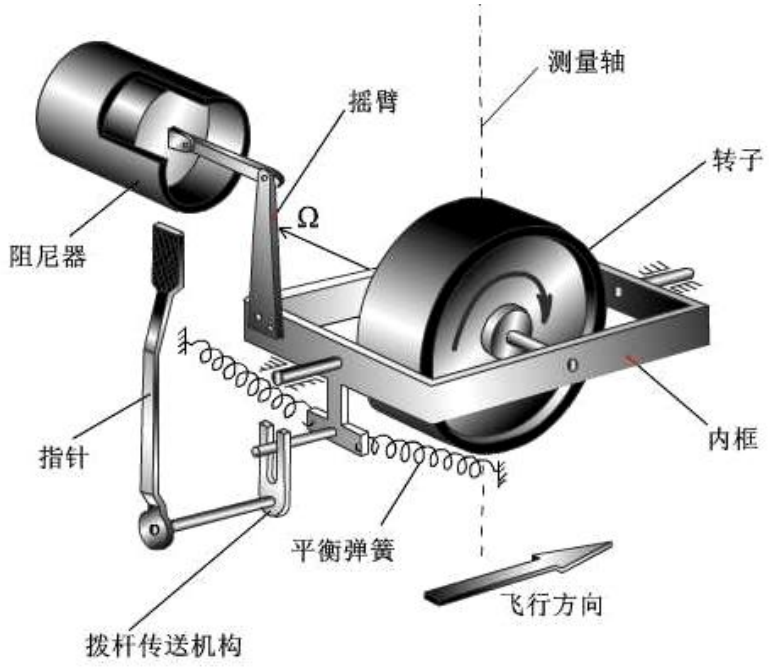


图 12-30 速率陀螺

12.3.4.3 倾斜指示

转弯侧滑仪的另一个指示是倾斜指示（或者叫侧滑指示）。在某些仪器中利用钟摆锤，某些使用曲型球管装置，当直升机水平直飞时，小球或钟摆在重力作用下处在中间位置，在转弯时小球或钟摆的位置由重力和离心力的合力决定，小球和钟摆的移动都有阻尼力，以防止不必要的摇摆。如图 12-31，直升机处于水平直飞状态，钟摆在重力的作用下处在中心位置，指针读数为零。

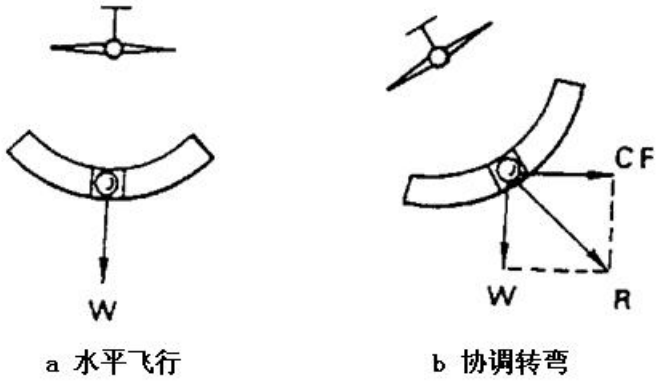


图 12-31 倾斜指示

直升机向左转弯，侧滑仪的外壳也随直升机偏离垂直线，这使得钟摆也企图偏离外壳的中心线，由于转弯的离心力同样作用在钟摆上，所以最终钟摆仍停留在仪表的中心线，这说明钟摆的重力和离心力相平衡。

12.4 罗盘

12.4.1 地磁

12.4.1.1 简介

地球本身可以看成是一个巨大的磁铁，它的磁极位于地理两极的附近。地磁场的北极靠近地理北极，叫作北磁极，位于北纬 74.9°、西经 101° 的地方；地磁场的南极靠近地理南极，叫作南磁极，位于南纬 67.1°、东经 142.7°的地方。北磁极实际上具有磁南极（S 极）的磁性；南磁极实际上具有磁北极（N 极）的磁性。

在两极之间的磁力线通过地球的表面以及地表以上的大气；在地表上的磁力线相对较弱，磁力线并不和地表平面平行，它们和地表平面成一个角度；这个角度在赤道附近基本可以忽略，而在两极附近非常明显。

12.4.1.2 磁差

由于地球的磁极与地理两极位置并不相同，所以地球的磁力线并不与地理上的经线平行。如图 12-32 所示，它们之间成一个角度，这个角度被称为“磁差”，它对直升机的全球导航非常重要。

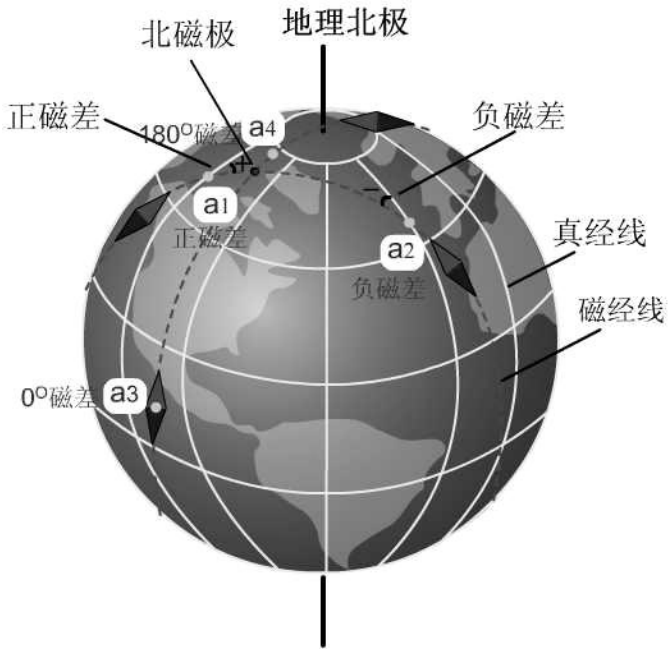


图 12-32 磁差

我们可以用图表来表示某个地区的磁差角，把图中所有磁差角相同的点连起来，就可以得到图 12-33 的曲线，这些曲线称为等偏角线，他们相当于磁经线，不太规则。所有偏差角为零的线定义为无偏差线。

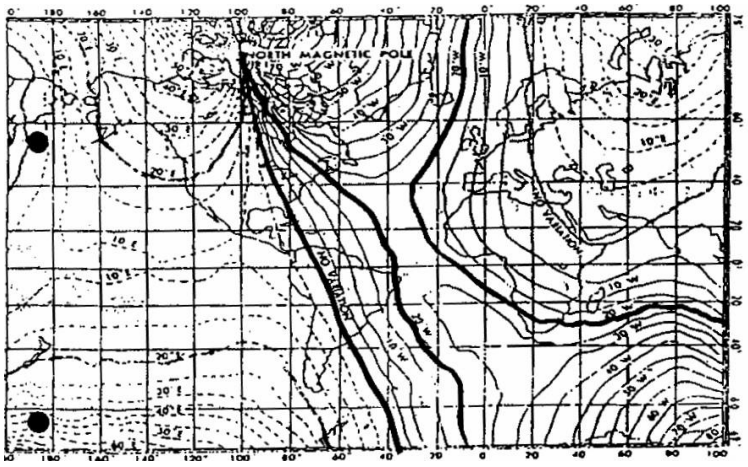


图 12-33 等偏角线

12.4.1.3 罗盘构造

直升机的罗盘基本上就是一个永久磁铁，它通过某种方式悬挂起来使得自己可以与地球的磁场方向一致，磁铁的北极总是指向地球的磁北极。

12.4.1.4 磁倾角

由于地球的磁场作用在整个地球表面，在赤道上，磁力线基本和地表平行，越接近磁极，磁力线和地表的角度越大，到达磁极，磁力线以 90 度的直角进入地表。

如图 12-34 所示。一个自由悬挂的磁铁主要受到两个力的作用，一个是水平方向上的，我们称为 H 分量；一个是垂直方向上的，我们称为 Z 分量，它们的合力称为 T，合力 T 使得磁铁磁极的指向和水平面成一个角度，这个 H 和 T 之间的角度称为磁倾角。

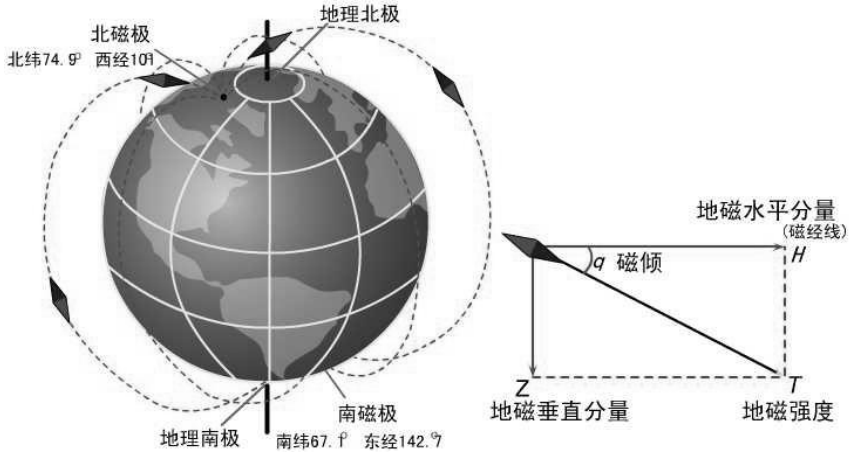


图 12-34 磁倾角

由于磁倾角的存在，我们必须想办法尽量减少它对直读式罗盘的影响，尤其是当直升机在高纬度的地区作业时。磁倾角接近 90 度，罗盘磁针将不能正确指示。

为了克服磁倾角的影响，使罗盘只对地球磁场的水平分量作出反应，其中一种办法就是把罗盘的磁铁做成垂摆式。

12.4.2 直升机磁场

12.4.2.1 直升机磁场以及它对直升机罗盘的影响

直升机本身会产生一个磁场，磁场的大小也不稳定，这对直升机罗盘的设计者来说是一个难题，这个磁场对罗盘的指示来说是一潜在的误差源而无法避免。不过，通过对这个磁场的分析，我们可以将它分类，或者也可以把它分解成在规定方向上的分量，这样我们就可以采取相应的措施减少这些分量引起的误差。

12.4.2.2 直升机磁场磁特点

（1）永久性：由于使用在直升机结构、动力装置、或其他设备上的铁质、钢质的部件引起的；这些材料在建造的时候，或者直升机长时间在一个航向上飞行时，被地球磁场磁化而具有磁性。

（2）暂时性：由于直升机的金属部件被地球的磁场‘软性’磁化而引起的；这类磁场的大小由航向、直升机的姿态以及地理位置决定。

直升机上有大量的磁性材料，一些是硬铁材料，具有永久磁铁的特性，另一些是软铁材料，可以被感应出磁性，但是当感应磁场移开后，它的磁性也消失。

12.4.2.3 罗差

直升机本身的磁场对罗盘的影响使得罗盘指针的指向略微的偏离磁北极；实际的磁北与罗盘所指示的北极之间的差别被称为罗差。

12.4.2.4 符号的规定

从磁北的指向顺时针计算的罗差规定角为“正值+”或者称为“向东”，从磁北的指向逆时针计算的罗差规定为“负值-”或者称为“向西”。

磁差是从真北到磁北的角度，罗差是从磁北到罗盘北极的角度。

如图 12-35 所示，直升机上的罗盘读数为 104 度，也就是从罗盘北极顺时针到直升机航向之间是 104 度；图中的偏移角是+5 度，或称为向东 5 度；直升机的磁航向即为罗盘读数加上偏移角 104+5=109 度。

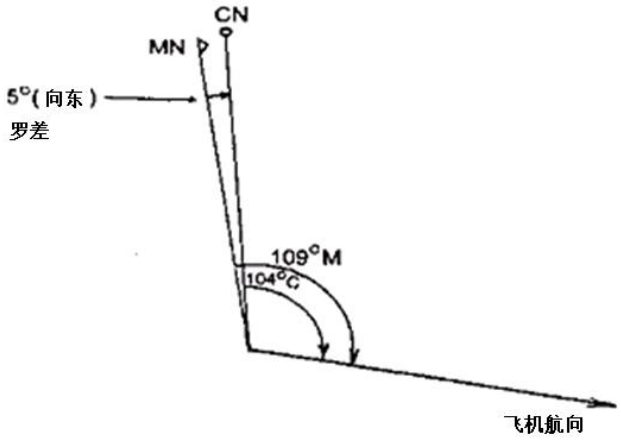


图 12-35 直升机的磁航向

表 13-1 航向计算

罗航向	罗差	磁航向	磁差	真航向
104°	+5°E	109°	-9°W	100°
304°	-4°W	300°	+10°E	310°

上表给出了如何从罗盘读数、磁差、罗差计算出真航向。

12.4.2.5 直升机磁场的影响

由直升机的磁性材料产生的磁场可以分解为 3 个部分：（参照图 12-36）

（1）分量 P 作用在前后方向（纵轴）；

（2）分量 Q 作用在左右方向（横轴）；

（3）分量 R 作用在上下方向（垂直轴）。

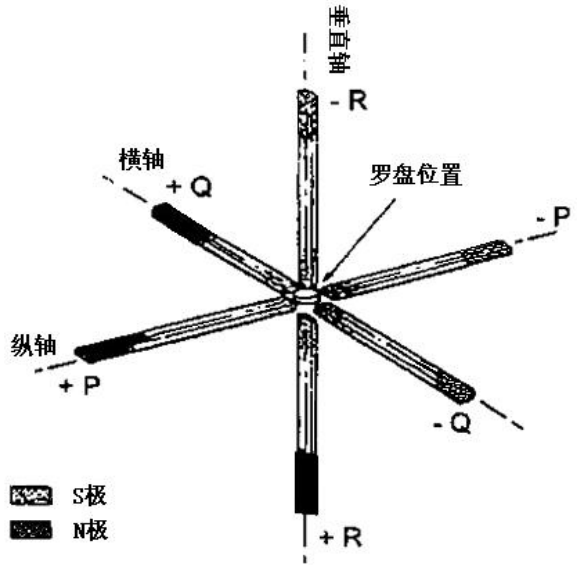


图 12-36 磁分量

如果这些分量吸引罗盘的指针向前、向右、向下，我们规定为“**正**”，如果这些分量吸引罗盘的指针向后、向左、向上，我们规定为“**负**”。尽管硬铁材料产生的磁场比较恒定，但是经过很长一段时间后它仍会发生改变，这样罗盘的罗差就改变了，罗盘就需要重新校验找到新的罗差；罗盘校验的周期在直升机的手册中都有规定。

12.4.3 直读式罗盘

直读式磁罗盘是最先被引用到直升机上的导航飞行辅助装置，它的主要功用是指示直升机相对地球磁方位的航向。不过在现代直升机上，使用更为精确的远读罗盘系统、飞行指引系统提供直升机的方位参考，直读式罗盘只作为备用。

直读式罗盘的工作是以磁场的基本原理为基础，根据一个自由悬挂的磁铁与地球的磁场的相互作用提供指示。

直读式罗盘是一个自主式的部件，不需要其他外部的传感器，也不需要电源，在现代直升机上一般作为备用仪表。

除了前面提到的下倾角对罗盘的读数造成困难外，还有几个其他的外力会对罗盘造成误差，比如机械误差、动态误差、偏移。

12.4.4 远读式罗盘和陀螺磁罗盘

12.4.4.1 远读式罗盘

直读式罗盘只能放在飞行员可以很容易看到的地方，而不能随意选择一个受直升机磁场干扰较小的地方。

如果我们使用一种远读式罗盘，那我们就可以将指示部分安装在容易看到的地方，将探测部分安装在受直升机磁场干扰较小的地方，比如：尾梁；指示部分主要就是一个罗盘卡，它受一个同步或不同步的电气机构控制；控制信号来自探测部分；探测部分由线圈环组成，探测地球的磁场，把这个转化为控制罗盘卡转动的信号；探测装置也需要象直读式罗盘一样被校准；后面介绍的磁流阀就是一个探测器。

12.4.4.2 陀螺磁罗盘

现代的磁罗盘系统尽管在长时间的稳定飞行中能提供很准确的航向信息，但不可避免的会受到直升机的姿态移动产生的转弯误差和加速误差；而单纯的方位陀螺虽然不受直升机的姿态移动的影响，但它在长时间的飞行中会有漂移的问题。

如果我们能够把磁罗盘和方位陀螺结合起来就能做出一个更准确的系统。我们称它为陀螺磁罗盘。

陀螺磁罗盘比较陀螺与磁探测器（磁流阀）的输出，它们的误差信号用来带动陀螺的进

动马达，使陀螺能够修正它的漂移误差。基本的陀螺磁罗盘的方块图参照图12-37。

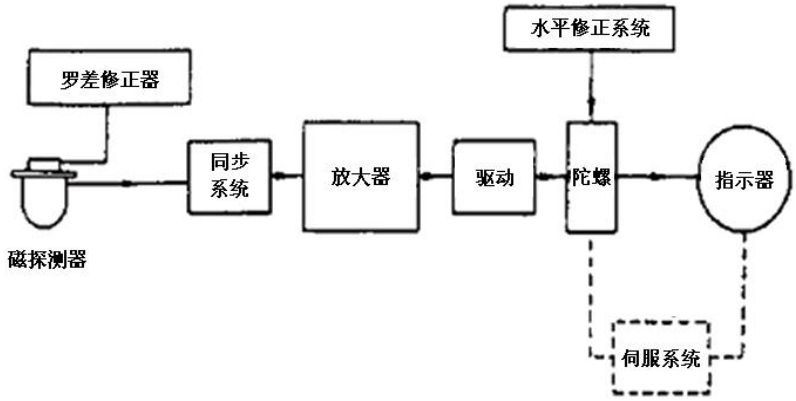


图12-37 基本的陀螺磁罗盘的方块图

陀螺磁罗盘系统的具体工作这里就不作介绍了，这里简单的介绍一下两个探测部件磁流阀和方位陀螺的简单原理。

12.4.4.3 磁流阀

磁流阀是用来探测地球磁场的方向与直升机前后轴之间的相对位置，它的大致结构如图12-38。

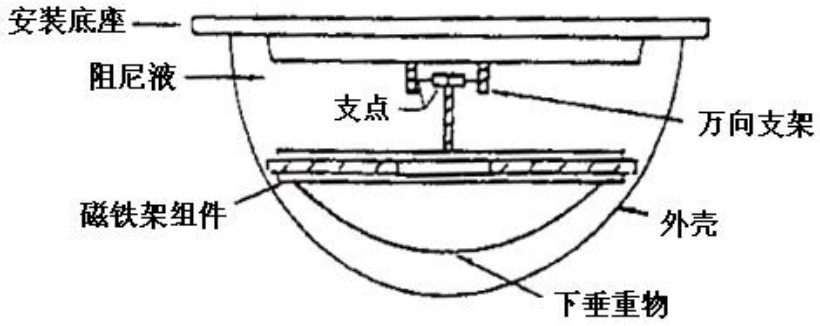


图12-38 磁流阀结构

整个探测机构是被悬挂在一个密封的盒子里的，当直升机的姿态改变时，感应元件一直保持水平，当直升机转弯时，感应元件随直升机转，这样就相当于它在地球的磁场里转动，从而输出信号。

12.4.4.4 方位陀螺(参照图12-39)

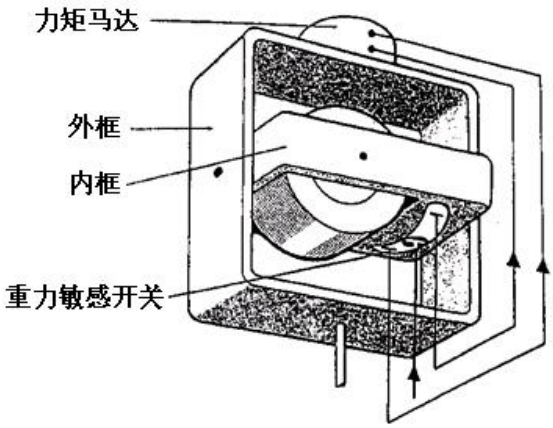


图 12-39 方位陀螺

方位陀螺是一个两自由度陀螺，根据陀螺的原理，当直升机的航向改变时，陀螺的外框可以绕垂直轴自由转动，从而保持陀螺的旋转轴的空间位置；那么陀螺的外框和固定外壳之间的相对移动就可以反应出直升机的航向。

在图中可以看到陀螺的旋转轴是被一个外框上的力矩马达控制而保持旋转轴水平的，而马达的信号来自内框上的一个重力液体水平开关。当液体开关探测到旋转轴不水平时，它会接通力矩马达的电路，根据陀螺的进动特性，当力矩马达在外框施力矩时，内框会发生进动，从而使陀螺的旋转轴回到水平位置。

12.4.4.5 典型的陀螺罗盘系统

典型的 SperryC-14A 陀螺罗盘系统在 360 度方位角范围内提供稳定的直升机航向信号。该信号提供给电子飞行仪表系统（EFIS）。系统主要包括一个 Sperry 方位陀螺，一个磁通活门（远程罗经传感器），一个补偿器，一个控制面板和相关的导线束组成。如图 12-40 所示。

陀螺仪系统通过磁通活门信号对准地面磁场，相对于地面磁场方向，该信号是直升机航向的一种电子模拟基准。陀螺罗盘系统可以作为磁从动方向陀螺工作，或作为具有纬度修正的自由方位陀螺工作。

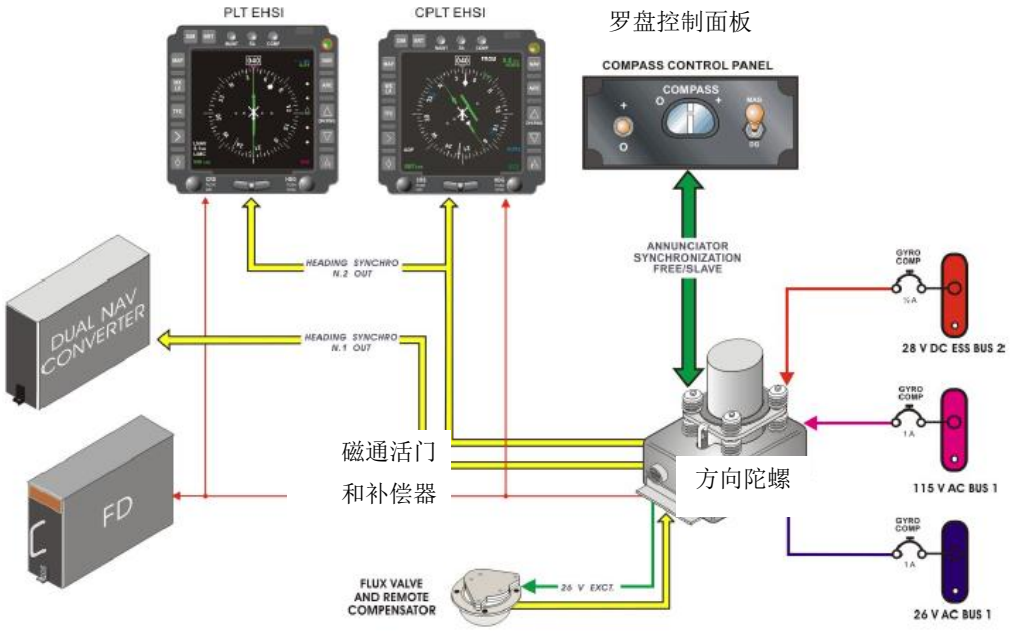


图 12-40 典型的陀螺罗盘系统方框图

12.4.4.6 维护陀螺罗盘系统的注意事项

（1）拆下又装上磁通活门或方向陀螺后，应进行校准；校准时不能用有磁性的工具，通常我们做校准时会用木制解刀。

（2）严禁做磁通活门的电气导通试验。

12.5 综合显示系统

电子显示器容易实现综合显示，故又称为电子综合显示仪。它有如下优点：

（1）显示灵活多样，可以显示字符、图形、表格等，采用不同的颜色显示；

（2）容易实现信号的综合显示，减少了仪表数量，仪表板布局简洁，便于观察；

（3）电子式显示器的显示精度高；

（4）采用固态器件，寿命长，可靠性高；

（5）价格不断下降，性能价格比高；

（6）符合机载设备数字化的发展方向。

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

在直升机上，老式的空速表是模拟式测量仪表，指针在刻度盘上连续的指示出空速值。飞行员要想得到空速值就必须根据指针在刻度盘上的位置计算出来，这需要一定的时间。然

而，如果飞行员关心空速的变化趋势时，则可以很快地通过指针的摆动方向判断出来，如图12-41所示。可见，飞行员使用模拟式测量仪表具有获得准确数值慢，获得数值变化趋势快的特点。

现在空速指示在主飞行显示器（PFD）上显示，它是典型的数字式仪表。从图12-41中可以很清楚地看到，此时的空速值是30KNOTS。可以想象，如果数据仅以纯数字的形式显示，那么，对于数据变化趋势的判断同样需要一定的时间。因此，现代航空仪表均采用数字附在带状表盘上的显示方式，使需要读取的数据综合了数字和模拟两种方式显示的优点，这样，飞行员即可以较快地得到准确的数据，又可以较快地获得该数据的变化趋势，这是现代数字式仪表的特点。

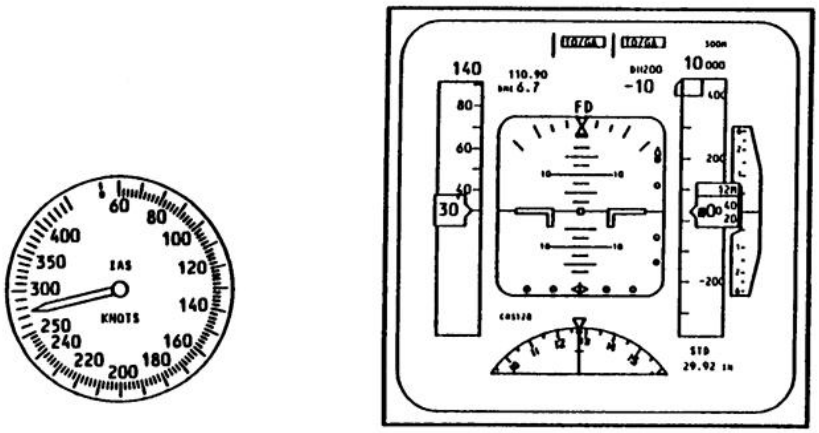


图12-41 典型的模拟和数字显示器

需要注意的是，在布局上无论分离式仪表显示数据的格式，还是屏幕仪表显示数据的格式都遵循基本“T”型格式。

第 13 章 通信系统

13.1 通信系统的组成与功能

现代直升机通信系统主要用以实现直升机与地面电台之间、直升机与其它航空器之间的通讯联络，以及在直升机内机组人员之间进行通话、向旅客传送话音和娱乐音频信号。该系统可以分为机内通话系统、无线电通信系统和直升机事故调查设备三部分。如图 13-1 所示。



图 13-1 现代直升机通信系统组成

机内通话系统主要包括内话系统和旅客广播系统。

内话系统可实现机组成员之间、飞行员与乘客之间、乘客与乘客之间和飞行员与地勤人员之间的内话通信。另外，机组内话除可供驾驶舱机组成员之间进行通话外，还用来监控无线电系统的收或发工作，也可用于收听导航接收机输出的音频识别信号以及飞机警告系统的音频信号。除此之外，该系统还可以供机组成员对旅客进行广播。

旅客广播(PA)系统的主要用途是飞行员向乘客播放通告信息。

通常该系统由音频控制面板、内话放大器、耳机与耳机插孔、发话按钮、扬声器、扬声器放大器等组成。每个机组成员都有自己的音频控制板，它的作用是选择各收发机的耳机话筒的输出和输入线。

无线电通信系统包括 VHF 系统、HF 系统。VHF 系统通过无线电信号完成通信任务。其最大作用距离可达 200 海里。例如，该系统可与空中交通管制一起工作完成交通管制，他还用于与其它直升机的通话联络。HF 系统可以完成长距离的通信任务，因为 HF 无线电信号采用电离层的反射进行传播。选择呼叫系统用于供地面塔台通过高频或甚高频通信系统对指定直升机或一组直升机进行呼叫联系。

事故调查设备包括驾驶舱话音记录器和紧急定位发射机。驾驶舱话音记录器（CVR）记录机组人员与地面的通信和驾驶舱内的谈话情况，供在直升机发生问题时作调查参考。紧

急定位发射机（ELT）可以帮助搜寻人员，确定失事直升机的位置。

13.2 高频通信系统

HF 通信俗称单边带通信。它是一种远程通信系统，主要用于远距离空地对话。由于无线电信号是通过电离层的反射传输信息，所以，通信距离可达数千公里（如图 13-2 所示）。但不足的是，电离层经常发生变化，所以通信质量不高，一般作为备份系统使用。它一般安装在需要远程通信的直升机上，比如为海上石油服务飞行的直升机，由于海上没有 VHF 站，需要 HF 远程通信。

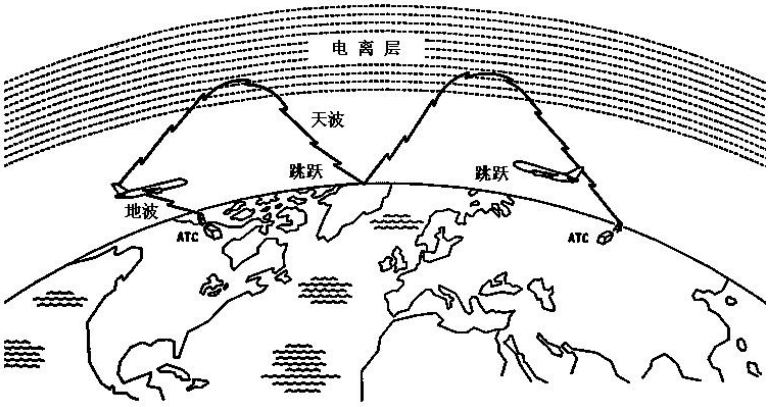


图 13-2 高频通信示意图

在现代直升机上，卫星通信 SATCOM 系统取代了 HF 系统，因为它可以更可靠地完成长距离的通信。

高频通信系统如图 13-3 所示。直升机上通常有一套 HF 系统，系统通常包括 HF 收发机、HF 控制盒、天线耦合器、天线等部件构成。HF 收发机位于电子舱中，天线位于尾梁侧面。天线耦合器用于对天线进行调谐，以选择 HF 频率，它靠近天线安装。

HF 收发机与 VHF 收发机一样，也将发射机和接收机集成一部机载设备上，其发射功率比较大，约为 200W 到 400W。HF 控制盒用于选择频率和工作方式。频率范围为 2~29.999MHz，频率间隔为 1KHz。

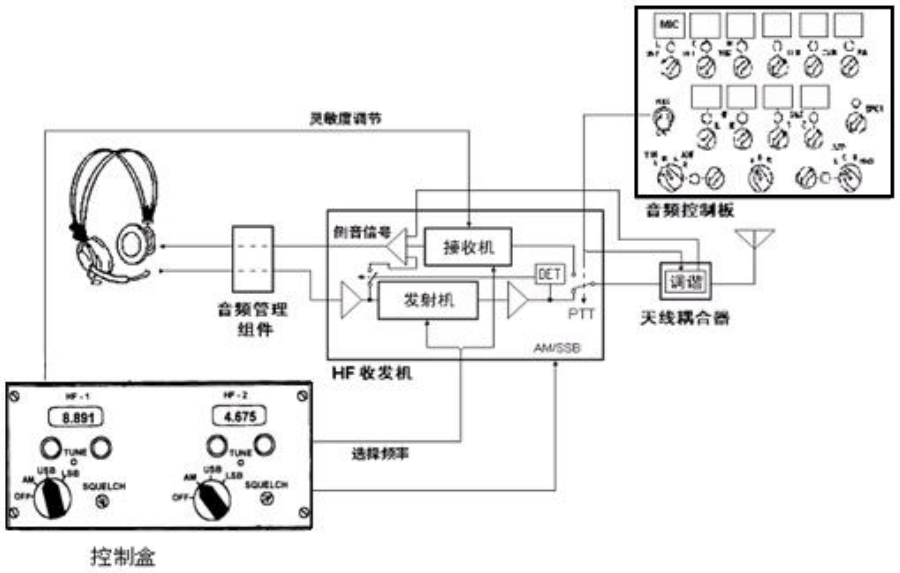


图 13-3 高频通信系统简图

在 HF 控制盒上，使用功能旋钮可以选择不同的工作方式。旋转后依次可选择 AM、USB、LSB 工作模式。选择 AM 调幅工作方式，将载波和上下边带一起发射出去，占用的频带较宽。选择 SSB 单边带工作方式，仅发射调幅信号的一个边带，它占用的频带窄，传输效率比较高。如图 13-4 所示。

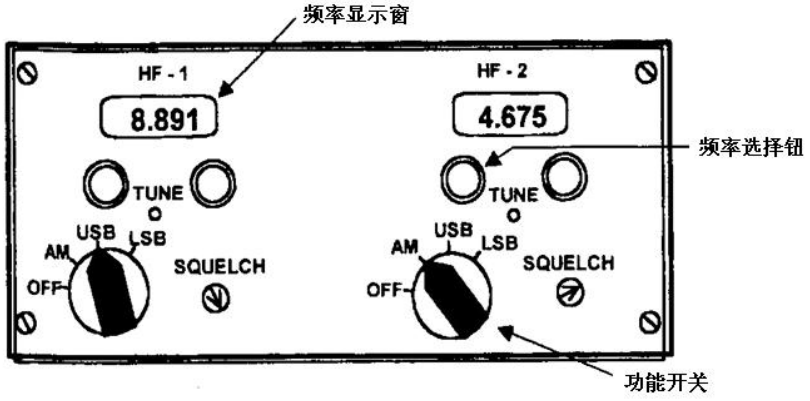


图 13-4 典型的高频控制盒

由于高频通信系统使用的频率低，其天线较长，因此，在启始发射功能之前，必须用天线耦合器将天线调谐在与所选 HF 频率相匹配的长度上。当然，此处提到的“天线长度”指的是电长度，而不是机械长度。注意，收发机工作于接收方式时不需要调谐。

天线调谐过程为：按下 PTT 按钮，起始调谐过程。调谐时，耳机中可以听到 1kHz 的音调。天线调谐完成时，1kHz 的音调消失。再次按下 PTT 开关，起始发射功能。在正常的发射功率下，可以通过侧音信号监听发射信息。

13.3 甚高频通信系统

VHF 系统可实现双向音频通信，用于与地面台或航空器之间实现短距离（视距）的话音与数据通信。（参照图 13-5）

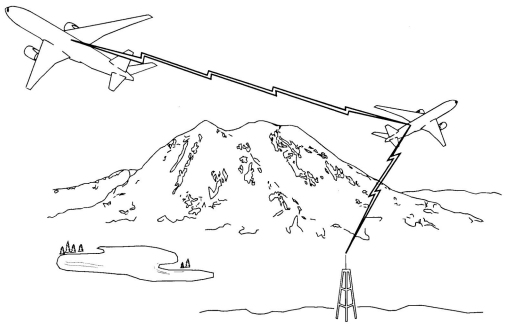


图 13-5 甚高频通信系统示意图

VHF 系统的工作频率范围是 117.975MHz–137MHz。频道间隔一般为 25KHz，共有 760 个频道。然而，随着直升机数量的增多，需要更多频道。因此，现代系统使用频道间隔为 8.33KHz，共有 2280 个频道可以使用。

注意：121.5MHz 是国际上规定的紧急频率。在航空器上紧急定位发射机使用这一频率，所以通信系统不用。

现代直升机上一般都装有两套独立的 VHF 系统。每一套 VHF 系统由一部收发机，控制盒和天线组成。

一般情况下，一部甚高频控制盒上有两个频率读数，分别由其相应的选择旋钮控制。一个转换开关用来选择使用其中的一个频率，同时另一个频率备用。每个频率窗口上方有一个灯指示哪个频率正在工作。（见图 13-6 所示）

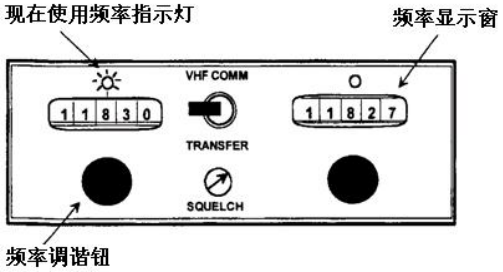


图 13-6 甚高频控制盒

现代直升机 VHF 天线与 GPS 天线集成在一起，形状如图 13-7 所示。天线与发射电路的阻抗是匹配的。当甚高频电台天线受潮，或者绝缘不良时会使发射机输出功率降低，通信距离缩短。

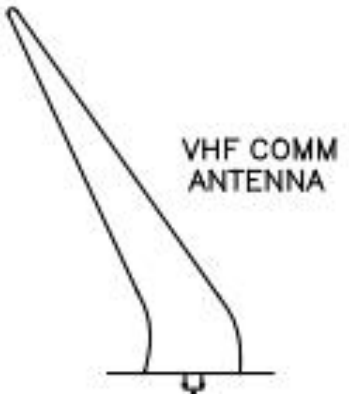


图 13-7 甚高频天线

整个 VHF 系统的工作如下所述：

VHF 控制盒用于选择工作频率，该频率既作为发射机中的载波，又作为接收机中的本振信号；而音频控制面板用于启始发射功能和选择音频信号。

在正常工作时，发射形式为调幅，发射机的输出功率大约为 25W，通过收发机中的探测电路，在头戴耳机中可以听到测音信号。如果测音信号消失，则说明整个系统故障。

13.4 驾驶舱语音记录系统

驾驶舱话音记录器（CVR）是一个非常重要的设备。因为，在直升机失事或发生意外事故之后，它可以用于对直升机当时情况的评价，它连续地记录驾驶舱中机组人员的通信联络话音。

驾驶舱话音记录器（CVR）通常由话音记录器和控制盒组成。话音记录器前面板下方有一水下定位器。其作用是当话音记录器落入水中后，帮助确定记录器的水下位置。如图 13-8 所示。

现在使用的话音记录器有两种类型。模拟磁带记录器可记录直升机飞行结束前 30 分钟的话音数据，先前记录的信息被新记录的信息自动清除。数字式记录器可以记忆 120 分钟的内容。先前记录的信息被新记录的信息自动覆盖。

话音记录器有三个音频输入，两个输入来自音频管理组件，在飞行员的头戴耳机中可以听到它。由于所有的发射信号也要在头戴耳机中重复出现，所以记录的内容包括收、发话音信号。第三个输入来自区域话筒，它感受整个驾驶舱的声音。

一般地，当一台发动机起动时，话音记录器开始自动记录信息。在直升机落地最后一台发动机停车 5 分钟之后，记录停止工作。按下控制板上的测试按钮，可以测试话音记录器。

该功能使记录器记录所有三个通道的测试信号。在许多类型的直升机上，先闭合地面控制开关，才能接通记录器的电源。

在测试期间，测试表的指针必须指示在绿区或状态指示器显示“pass”。在现代直升机上，通常在中央维护计算机系统（CMCS）中完成测试。当在控制板的插孔中，插入头戴耳机时，你可以监听这一测试记录的信号。

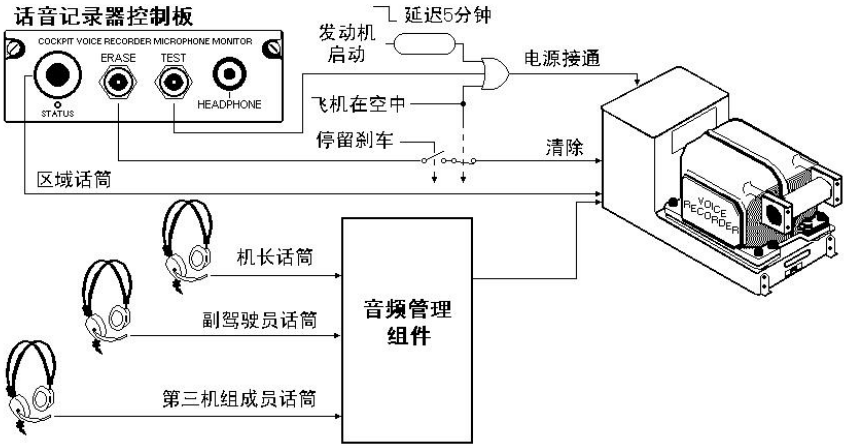


图 13-8 驾驶舱话音记录器功能简图

13.5 典型通信系统维护介绍

13.5.1 典型通信系统部件识别

13.5.1.1 甚高频(VHF)通信系统

直升机一般装有两套 VHF 通信系统，每套系统包括一个控制盒、1 个收发机和一个天线，如图 13-9 所示。为了减轻重量和减少设备的安装空间，通常控制盒和收发机集成一体，如图 13-10 所示。



(a)控制盒 (b)收发机 (c)天线

图 13-9 典型 Collins 甚高频通信系统各部件图

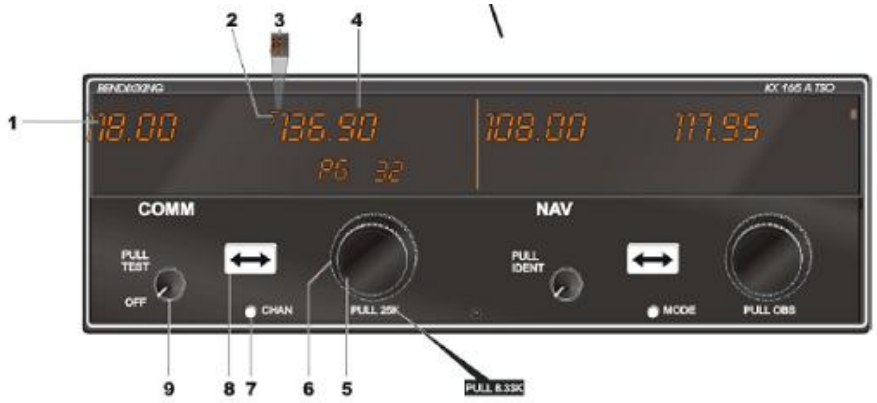


图 13-10 典型的带整体控制面板的 VHF 一体机

13.5.1.2 高频(HF)通信系统

某型直升机典型安装的 Collins HF-9000 高频通信系统，系统组成包括：

（1）一个 HF9010 控制盒（如图 13-11 所示）；

（2）一台 HF9030 收发机（如图 13-12(a)所示）；

（3）一台 HF9040 天线耦合器（如图 13-12(b)所示）；

（4）一个 16390 天线馈通;

（5）一根接地式线天线。



图 13-11 HF9010 控制盒面板示意

1.光标；2.操作类型；3.工作方式；4.频率/信道显示区；5.功率显示区；

6.VALUE 控制；7.光标控制；8.频率/加载开关；9.信道控制；10.DSBL 开关；

11.静噪控制；12.音量控制。



(a)HF9030 收发机



(b)HF9040 天线耦合器

图 13-12 典型的收发机和天线耦合器

13.5.1.3 音频控制面板

内话系统能监控接收到的信号、选择发射信号以及飞行员与乘客之间的内话通信。该系统控制着飞行员头戴耳机的通信和导航接收机的音频输出和乘客话筒的通信发射机。而实现内话系统主要功能的设备是音频控制面板，典型的音频控制面板如图 13-13 所示。



图 13-13 典型的内话系统音频控制面板

13.5.1.4 典型的 CVR 与 FDR 系统，如图 13-14 所示。





图 13-14 典型的 CVR 与 FDR 各部件图

13.5.2 典型通信系统常见维护及安全注意事项

13.5.2.1 VHF 通信系统常见维护及安全注意事项

1.收发机自检

（1）接通 VHF 通信系统电源。

（2）按维护手册说明检查静噪抑制电路，直升机的音频系统中应有噪声。

（3）测试并记录测试结果，查看是否正常。

2.收发机工作测试

（1）选择就近区域内任一有效电台的工作频率。

（2）按压 PTT（按下通话）按钮，可进行通话，利用该电台检测。

3.拆除天线时，应注意不要损坏同轴电缆。天线更换完毕后，应按如下步骤检查驻波比例：

（1）断开直升机的所有电源。

（2）到达天线同轴接头处，然后拆下接头。

（3）将瓦特计串连接在无线电与天线之间，旋转瓦特计插头，箭头指向天线。

（4）给直升机通电，接通相应的跳开关。

（5）在 VHF 范围内选择任一频率接通无线电。

（6）快速按 PTT 按键并记录下瓦特计上的功率读数。

（7）旋转瓦特计插头，箭头指向无线电，然后快速按 PTT 按键。

（8）记录瓦特计上的电压读数，读数应保持在辐射功率的百分之十左右。

（9）选择不同的频率，按照以上操作进行检查。

（10）关闭无线电，断开电源，拆下瓦特计。

（11）重新将同轴电缆接到天线上。

第 14 章 导航系统

14.1 导航系统的组成与功能

在航空领域，导航是指引导航空器从某地沿预定的航线安全、准确地飞达目的机场的过程。直升机是航空器的一种，按照机载设备的功能分，直升机导航系统的设计、工作原理等与固定翼飞机基本一致。在航空技术手册中，通常也会把和导航功能紧密相关的航空监视系统机载部分也放在导航章节中，因此，本章除包括无线电导航系统、机载雷达系统和飞行管理系统外，还包括支持空中监视功能的机载交通管制系统、近地警告系统和空中防撞系统。本章包含的机载系统构成如图 14-1 所示。

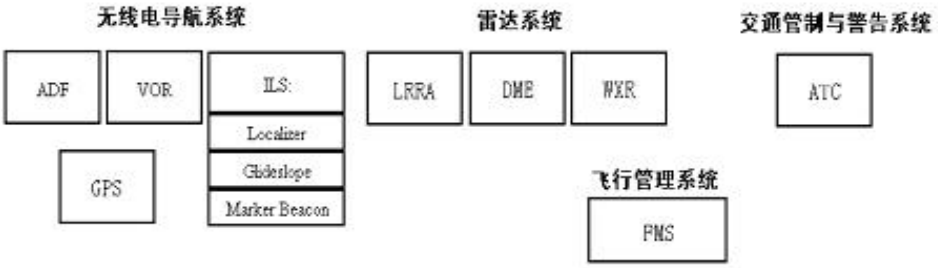


图 14-1 导航系统组成

无线电导航系统利用来自地面台或空中的无线电信号帮助飞行员引导直升机沿正确航路飞行。用于航路导航典型导航系统为 ADF、VOR 和 DME，其中 ADF 和 VOR 用于方位引导，DME 提供距离信息。VOR 和 DME 常常组合设站，利用其提供的方位和距离信息可以实现单台定位功能。ADF 是最早的航路导航系统，也叫自动定向机；VOR 是甚高频全向信标，最普遍使用的一个航路导航系统；DME 是测距机。上述系统又可统称为陆基导航系统，和基于卫星导航的星基导航系统相对应。

用于引导直升机安全着陆的系统称为仪表着陆系统，英文缩写为 ILS。它可以在目视条件差的环境下为直升机提供着陆引导。它由航向、下滑和指点信标系统组成。

目前，国际民航组织认证的卫星导航系统有四个，分别为 GPS、GLONASS、Beidou 和 Galileo 系统，其中，由美国提供的全球定位系统 GPS 应用最早，也最为广泛。卫星导航系统已经广泛的应用安装在直升机上，它可以精确地为直升机实现全球定位。

下图为两种典型机载导航设备：



(a)GNS530 通讯/导航/GPS 一体机　　(b)独立式 NAV 接收机

图 14-2 典型机载导航设备

其中，左侧设备已经集成 GPS 接收机，并能够提供导航显示功能。右侧设备仅包含经典陆基无线电导航接收机功能，可以用于驱动 RMI 或 HSI 等导航仪表，也可以作为 PFD、MFD 等综合仪表的导航数据源。

雷达系统包括无线电高度表（LRRA）、测距机（DME）和气象雷达（WXR）。分别用于测高、测距和直升机周围空域的气象监测。

交通管制由机载空中交通管制（ATC）应答机和地面交通管制台共同完成。

飞行管理系统是以飞行管理计算机为核心的高级区域导航、制导和性能管理系统，它的出现不但减轻了驾驶员的工作负担，还可指引自动飞行控制系统使直升机以最佳的路线安全、经济地飞达目的地。

14.2 无线电导航系统

14.2.1 自动定向机（ADF）系统

自动定向机(ADF)也叫无线电罗盘，是一个近程无线电导航系统。它是利用地面导航台发射的无方向性电波进行工作的。该设备可以测定直升机与地面台的相对方位角（RB），即以直升机机头方向为基准顺时针转到直升机与地面台连线之间的夹角，从而确定直升机在地图上的所在位置，并在无线电磁指示器（RMI）和导航显示器（ND）上显示。系统组成如图 14-3 所示。其工作频率范围为 190kHz-1750kHz。

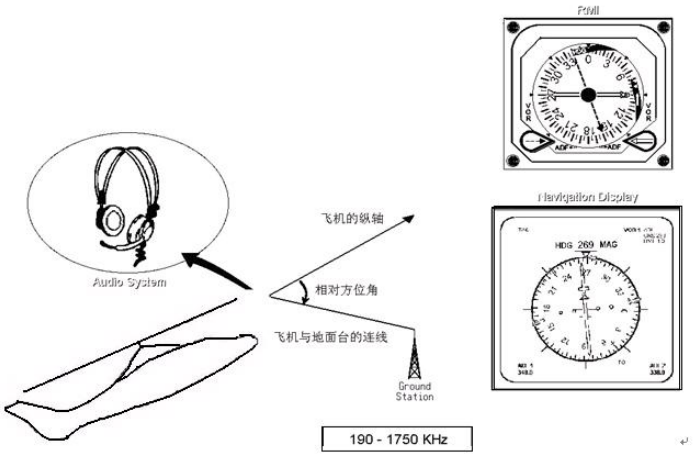


图 14-3 ADF 方位角图示

典型的 ADF 系统一般包括接收机、控制盒、方位指示器、环形天线和垂直天线，如图 14-4 所示。接收机位于电子设备舱，天线位于机身底部。接收机的调谐既可以由 FMS 自动完成，也可以在 ADF 控制盒上完成。ADF 接收机输出的相对方位角在导航显示器（ND）上显示，大多数直升机上还安装有无线电磁指示器（RMI）。在音频控制盒（ACP）上选择 ADF 系统，可以收听地面台的音频识别信号（莫尔斯电码信号），用于对地面台的识别。

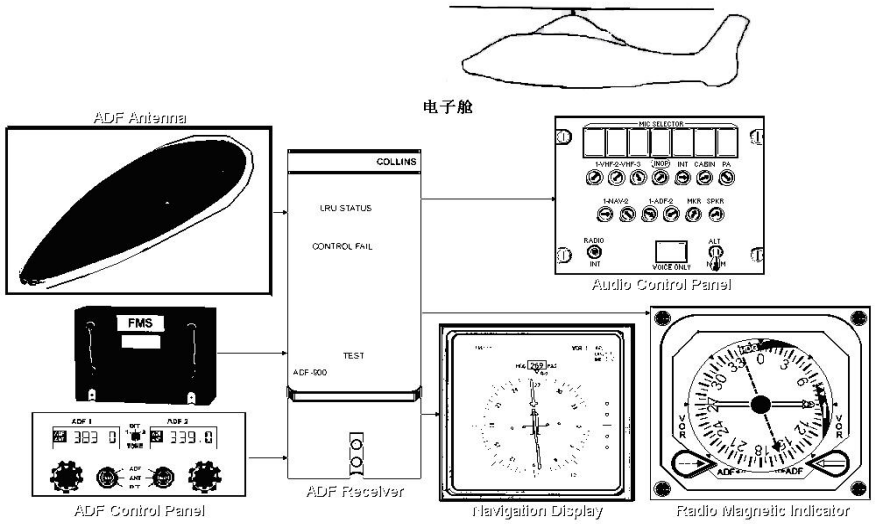


图 14-4 ADF 系统的组成与功能框图

ADF 系统利用两部天线接收来自地面台的电磁波。环形天线接收电磁波的磁场部分，感应天线（垂直天线）接收电磁波的电场部分，并将信号传送到 ADF 接收机。ADF 接收机利用这两个信号计算出相对方位，并且驱动 ND 和 RMI 上的指针指示出相对方位。

我们知道，将普通收音机旋转 360°时，可以感受到接收信号的强度发生变化。具体来说，在旋转 360°时，有两个方向上得到的声音最小，有两个方向上得到的声音最大。而普通收音机内部安装是磁棒天线，它类似于环形天线，因此，利用环形天线可以找到电台的方

位。其方向性图为“8”字形。如图 14-5(a)所示。

环形天线接收电磁波的磁场部分。当线圈轴垂直于电磁波来向时，线圈上感应的信号最强。当线圈轴平行于电磁波来向时，线圈上感应的信号最弱，ADF 正是利用接收信号的最弱点实现定向的。因为信号在最弱点附近的变化比在最强点附近的变化更明显，所以 ADF 定向也称为“哑点”定向。

但环形天线有两个方向信号最弱，环形天线在相差 180°的方向上接收信号的效果一样，这样给定向带来一个模糊点，如图 14-5(b)所示。为了去掉这一模糊定向点，则需要使用第二部天线，该天线称为感应天线，感应天线的方向性图为圆形，它没有方向性。如图 14-5(c)所示。

如果将两种类型的天线接收信号混合在一起，可以得到一个心脏形的辐射图形，可见，在该图中仅有一个最弱点，这样就解决了单值定向的问题。如图 14-5(d)所示。

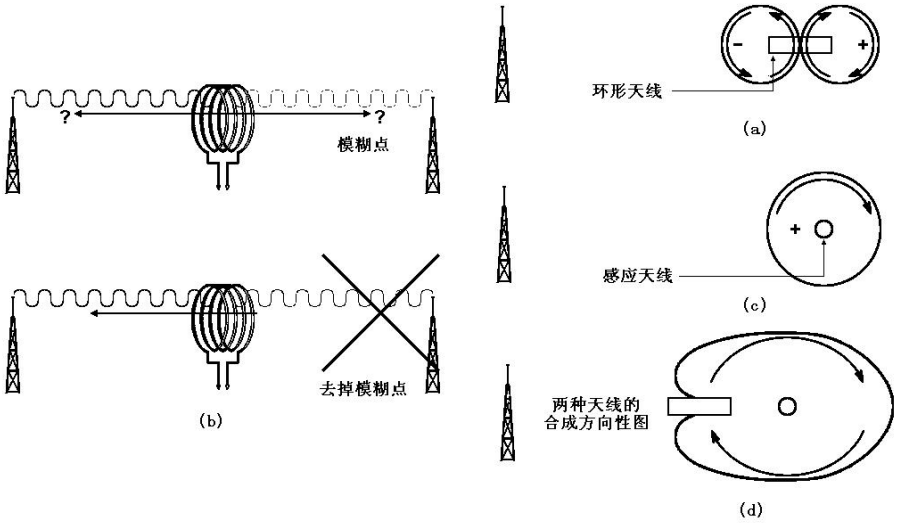


图 14-5 ADF 基本原理

ADF 系统有两个工作方式，即：ADF 和 ANT，可人工选择，其控制板如图 14-6(a)所示。

在 ADF 工作方式，系统具备所有的功能。它能计算出相对方位角，并且通过音频系统可以听到地面台发出的莫尔斯识别码。在 ANT 工作方式，只有感应天线工作。因此，不能计算出相对方位。ADF 方式下，环形天线的方向性特性可能使得接收的信号强度减弱，因而影响接收效果，因此在接近电台的过程中，通常先置于 ANT 方式下，等稳定识别到电台信号后，再切换至 ADF 方式进行导航。

相对方位角可以显示在 ND 上。在直升机上有两套 ADF 系统，在 ND 上可以看到两个指针。ADF1 是单线的指针，ADF2 是带双线的指针。其标准颜色是兰色。磁航向（MH）

是以磁北为基准顺时针旋转到机头方向形成的角度。它也在 ND 上显示。如果接收到的地面台信号太弱，指针将消失。如果系统探测到故障，警告旗将出现。在 ND 上的警告旗是一个琥珀色的矩形框，如图 14-6(b)所示。

相对方位角和航向信息也可在 RMI 上显示。其背景盘指示出磁航向（MH），指针指示出相对方位。RMI 有两个选择钮，它用于选择显示 ADF 或 VOR 角度。当信号太弱时，其指针总是显示在 3 点钟的位置，并且红色 ADF 警告旗出现。如图 14-6(c)所示。

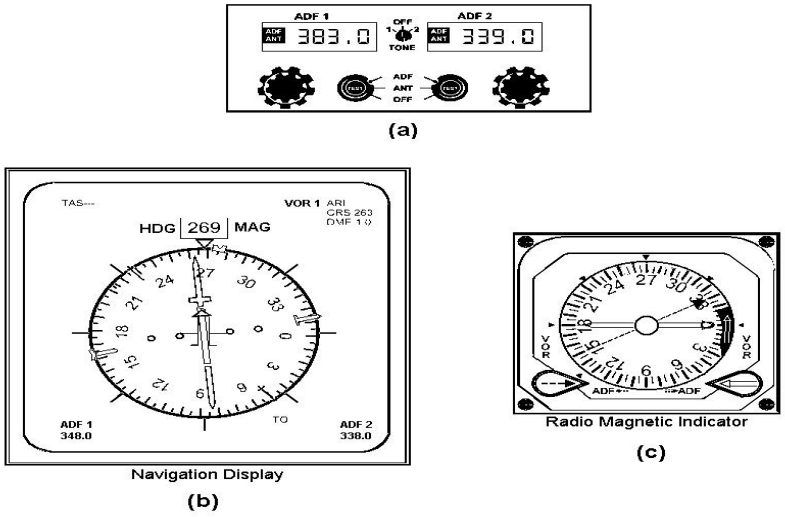


图 14-6 ADF 控制板和 ND/RMI 显示器

机载 ADF 系统的使用主要通过 ADF 控制面板进行，有些机载 ADF 的控制面板和接收机是各自独立的，有些则采用一体式。一体式 ADF 直接安装在仪表面板上，仪表前面板即为控制面板。如下是一台一体型 ADF 的前面板：



图 14-7 ADF 接收机面板

通过控制面板或前面板，可以实现如下功能：

（1）ADF 频率调谐

（2）备用频率和激活频率的切换

（3）ADF 和 ANT 工作方式切换

（4）BFO 功能的打开和关闭

（5）音量的调节

（6）设备开启和关闭

14.2.2 甚高频全向信标（VOR）系统

甚高频全向信标系统，简称 VOR，是以磁北为方位基准的机载导航设备，由地面台和机载设备组成。工作频率为 108.00-117.95MHz，航线最大工作距离为 200nmile，且随飞行高度的降低会减少有效接收距离，因此它也是一种近程无线电导航系统。它利用地面台发射的 VHF 频段的全向和方向性信号进行定向。VOR 系统接收来自地面发射台的信号并对其进行译码处理输出 VOR 方位角。VOR 方位角是以直升机所在位置的磁北方位为基准，顺时针转到直升机与 VOR 台连线之间的夹角。其测向功能如图 14-8 所示。

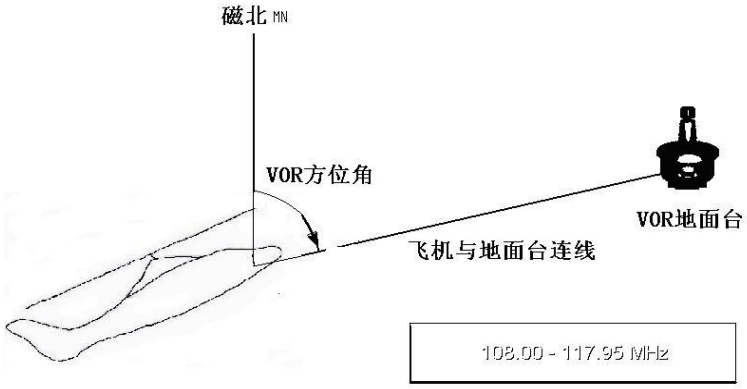


图 14-8 VOR 基本功能

VOR 的工作原理与灯塔的工作相似。灯塔由闪亮和以一定速度旋转的光束两个可视信号组成。闪亮信号在每个方位都可以看到，而旋转光束只有在照射到某个方位上时，该方位上的光强度才最强。假设在旋转光束指向磁北时，闪亮信号闪烁。那么，将闪亮与旋转光束直射到某点时所用的时间测量出来，就可以确定该点相对于灯塔的方位。

VOR 地面台也发射两个信号。一个是基准信号，它向所有方向发射，就向灯塔的闪亮信号一样。第二个信号被称为可变信号，它相当于灯塔上发出的旋转光束。如图 14-9 所示。

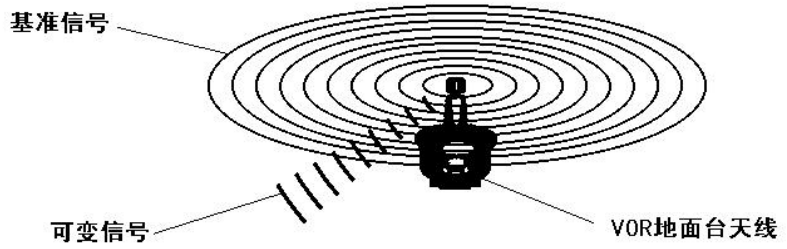


图 14-9 VOR 地面台的发射信号

VOR 接收机比较上述两个无线电信号，从而计算出直升机相对于 VOR 台的方位。为了便于理解，我们将 VOR 台向四周发射的电磁波称为射线，在图 14-10（a）所示的例子中，

直升机位于240°射线上。这一角度是从VOR台观察直升机得到的角度。

注意：0°射线指向磁北。

在驾驶舱中，RMI/ND指示器指示的角度是从直升机观察VOR台的角度，即VOR方位角。该角度总与射线相差180°。因此，在本例中，VOR方位角是60°，如图14-10（b）所示。在RMI上双线指针的箭头指示出VOR方位角。其末端指示出射线的角度。

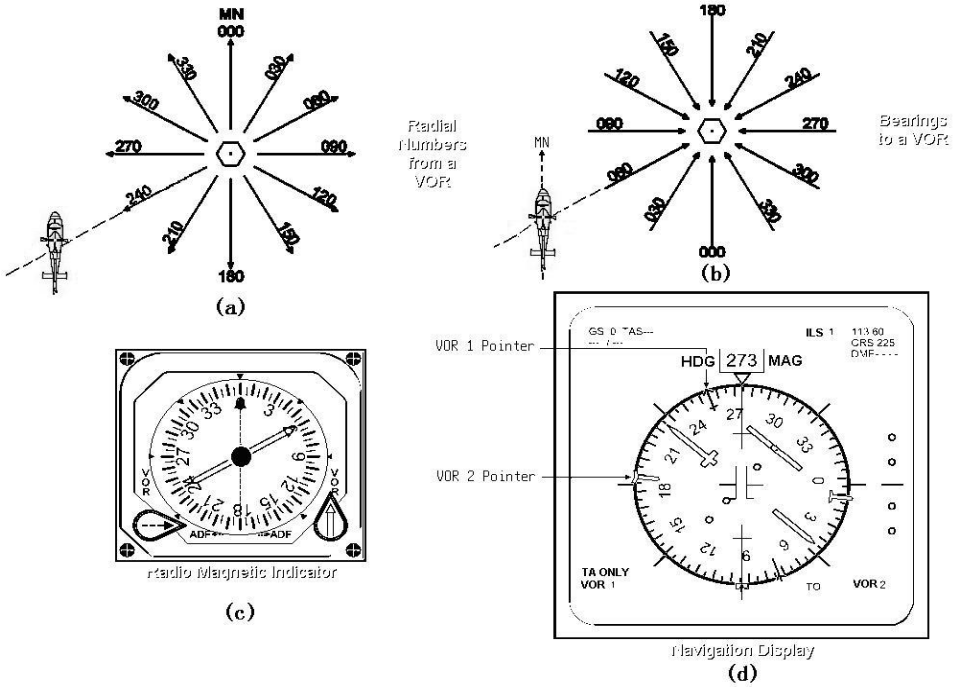


图14-10 VOR方位角的含义及指示

VOR接收机的输出信息在ND和RMI上显示。如图14-8(c)和(d)所示。并且提供给自动飞行控制系统的自动驾驶仪和飞行指引仪，在一些系统中还利用它进行位置计算。

VOR接收机将从地面台接收到音频信号输出到音频系统，飞行员可以听到VOR台识别信号。另外，在大型机场还提供航站自动情报服务（ATIS）信息，因此，飞行员还可以听到VOR台发射的语言交通信息和气象报告。

目前，有两种类型VOR地面台。一种是基本VOR台，另一种是多普勒VOR台，它是由基本VOR天线组成的天线阵，其造价很高，但工作性能比较好，它能消除例如山峰或高大的建筑物产生的信号反射的影响。

14.2.3 仪表着陆系统

仪表着陆系统（ILS）是一种引导直升机进行着陆的设备，是在能见度差的条件下，为驾驶员提供着陆的引导信号，以保证直升机安全进近和着陆的导航系统。系统利用来自地面航向和下滑台发射的信号为直升机对准跑道提供横向和垂向的位置偏差数据，其输出在显示

器上显示。为完成自动着陆，该数据还输出到飞行管理系统（FMS）和自动飞行控制系统（AFCS）。另外，仪表着陆系统还包括指点信标机，用于指示飞机距跑道入口的距离。仪表系统工作原理如图 14-11 所示。

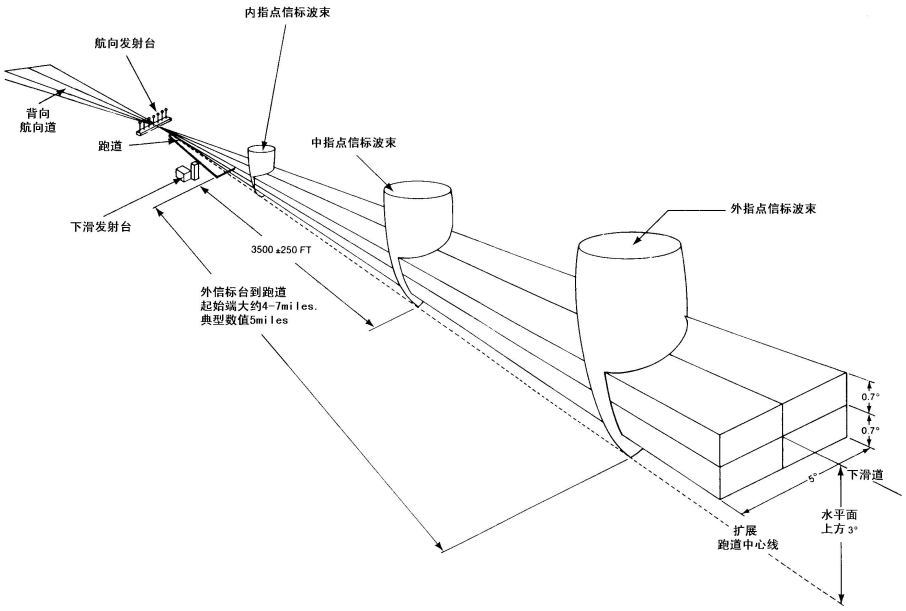


图 14-11 仪表着陆系统

1.航向台

航向台的发射频率为 108.10MHz-111.95MHz，有 40 个频道，该频段范围和 VOR 的部分频段混合在一起。在 108.00MHz 到 111.95MHz 的频段中，每 25kHz 划分一个频道，其中频道中心频率小数第一位（以 MHz 为单位时）为偶数的是 VOR 频道，小数第一位为奇数的是航向台频道。发射机发射的信号通过方向性天线阵向空间辐射出两个波瓣，其交汇处对准跑道中心线，左波瓣用 90Hz 调制，右波瓣用 150Hz 调制。发射机房和天线位于跑道末端。

当直升机下降在跑道中心线上时，航向接收机接收到的两个调制信号的幅度相同，它驱动航向偏差指针指示在中间。如果直升机位于跑道中心线的左侧，则航向接收机中接收到的 90Hz 信号幅度大。航向偏差指针向右偏，这说明跑道中心线在直升机的右边，在显示器上，一个点表示 1°偏差，如图 14-12 所示。

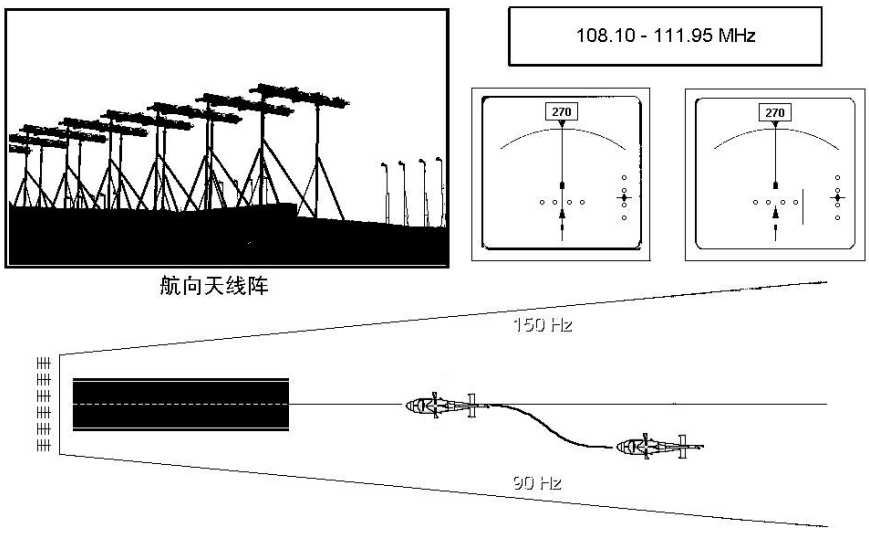


图 14-12 航向机的功能及指示

在近进末端，航向偏差显示变为扩展显示，仅有两个偏差点，一个点表示 0.5 度偏差。

2.下滑台

下滑台的发射频率为 329.15MHz-335.00MHz，上波瓣用 90Hz 调制，下波瓣用 150Hz 调制。有 40 个频道。两个波瓣的交界处形成了 2.5°-3°的下滑道。地面台位于跑道旁边大约 300 米，在跑道始端平面之上。

当直升机飞在下滑中心线上时，下滑接收机接收到的两个调制信号的幅度相同，它驱动下滑偏差指针指示在中间。如果直升机位于下滑道的下方，则下滑接收机中接收到的 150Hz 信号幅度大。下滑偏差指针向上偏，这说明下滑道在直升机的上方。如图 14-13 所示。一个点通常表示 0.35°的坡度偏离。

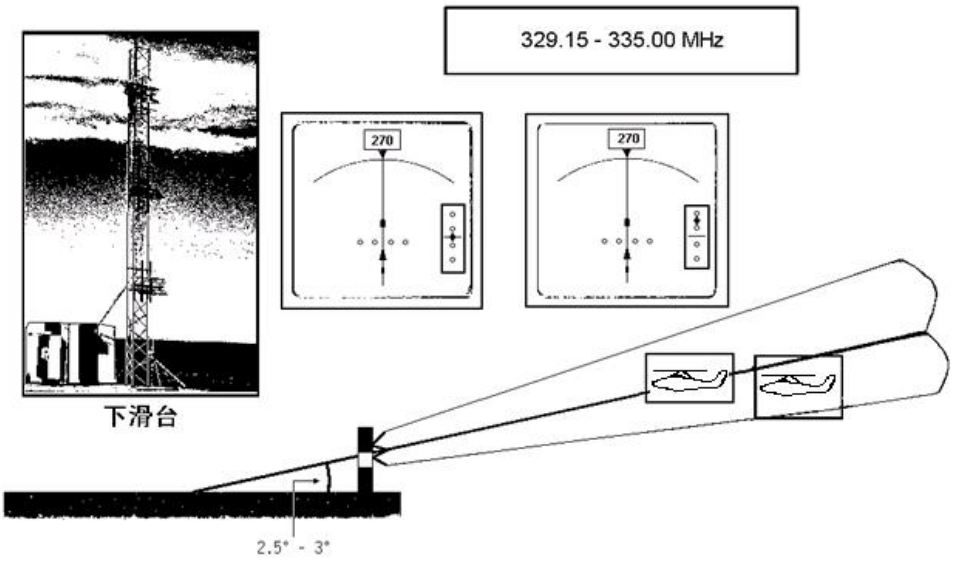


图 14-13 下滑机的功能及指示

机载 ILS 系统包括航向信标接收机（LOC）、下滑信标接收机（GS）和指点信标接收机。在大部分直升机上 ILS 和 VOR 组合在同一个系统中，一般情况下配备有两套系统，每套系统都由天线、接收机和输出接口（到显示器和自动飞行控制系统）组成。

下滑天线通常位于机头整流罩内。由于航向天线的工作频率低，而下滑天线的工作频率高，所以，航向天线尺寸大，下滑天线尺寸小。在一些直升机上，VOR 天线也作为航向系统的天线。因为它们处于同一个频段。另外，如果是独立的 ILS 接收机则包括航向/下滑接收机。如图 14-14 所示。

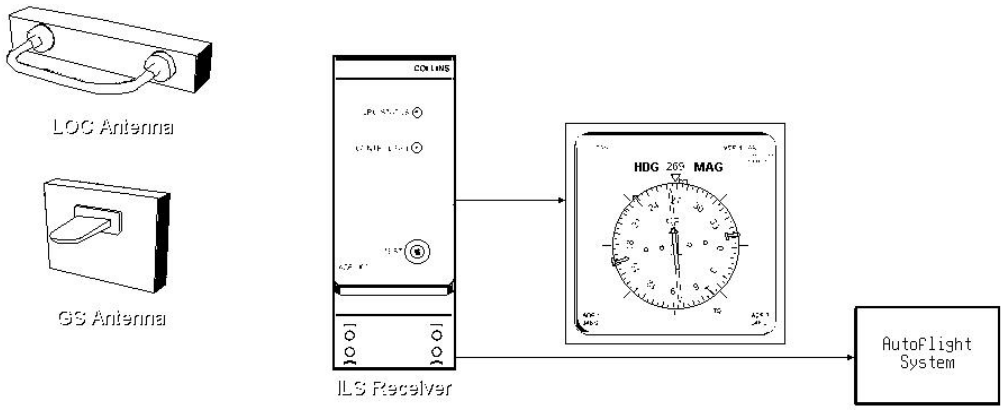


图 14-14 仪表着陆系统的组成及功能框图

VOR/LOC 天线在直升机上的典型安装位置如下图所示：

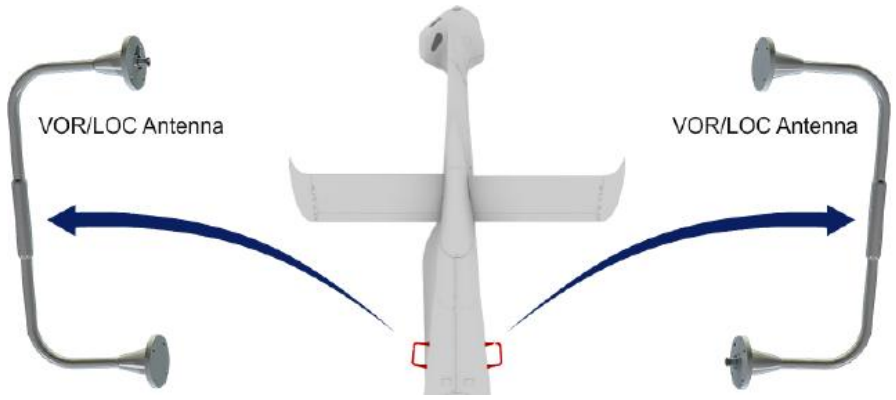


图 14-15 VOR/LOC 天线

3.指点信标系统

指点信标系统(MB)属于仪表着陆系统，其作用是：当直升机飞过信标发射台时，为飞行员提供视觉和听觉信号以提示机组人员已经接近着陆跑道。仪表着陆系统可以有三个信标台，即：外信标台、中信标台和内信标台。若仅支持一类盲降，也可不使用内信标台。所有信标机的发射频率都是 75MHz。

外信标机（OM）位于离跑道大约 7km 处。其发射频率用 400Hz 的音调调制。当直升机飞过其上空时，在驾驶舱信标板上的蓝色灯亮，并听到 400Hz 的 Morse 码识别声音。

中信标机（MM）位于离跑道大约 1000m 处。发射信号用 1300Hz 的音调调制，在信标板上，琥珀色灯亮，并听到 1300Hz 的音调。

内信标机（IM），位于离跑道大约 300m 处，发射信号用 3000Hz 的音调调制。在信标板上的白色灯亮，并能听到 3000Hz 的音调声。如图 14-13 所示。

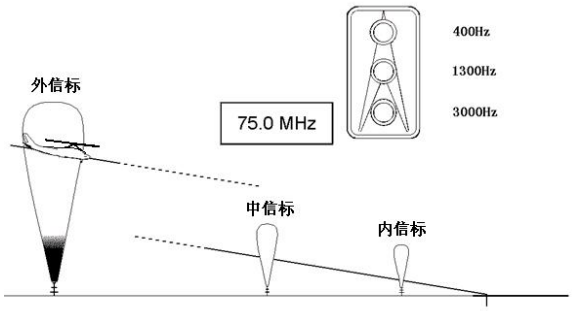


图 14-16 指点信标机的功能

直升机上指点信标天线的典型安装位置如下图 14-17 所示：

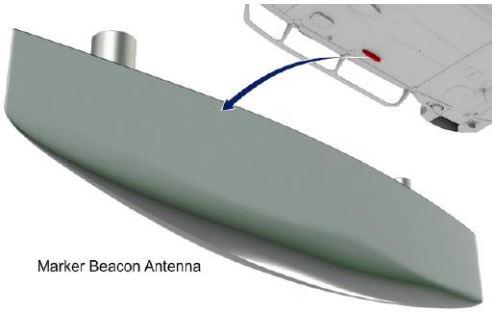


图 14-17 指标信标天线

14.2.4 全球定位系统(GPS)

全球定位系统 GPS 是一种基于卫星的、长距离的、全球性的导航系统。GPS 是一种全天候的无线电导航系统，它不受静电云团等气象干扰，机载 GPS 接收机仅接收无线电信号就可为用户提供精确的定位和时间基准。GPS 不仅适用于直升机等航空航天飞行器，也适用于地面汽车、人群、海上船只等的定位和导航。使用 GPS 系统的直升机，可以引导直升机在起飞、巡航、进近、着陆等各个阶段沿预定的航线准确地飞行。此外，卫星导航系统还可以综合用于通信、交通管制、气象服务、地面勘测、搜救、授时等军事、民用方面的应用。

GPS 系统在地球上空 10900Nm 的轨道上，有 21 颗工作卫星和 3 颗备用卫星。每个卫星绕轨道一周需要 12 恒星时。GPS 星座如图 14-18 所示。

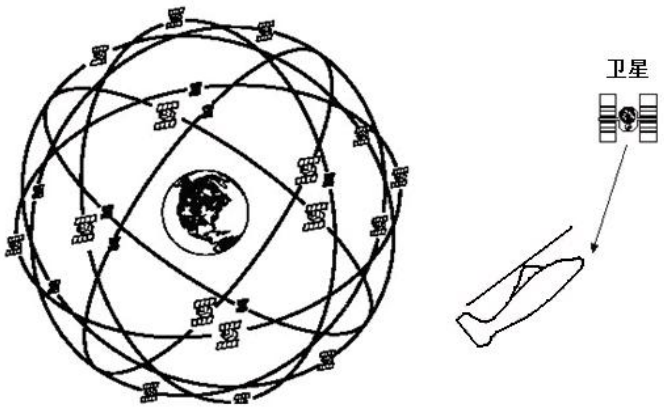


图 14-18 全球定位系统示意图

每颗卫星向外发射包括发射时间在内的信号。机载 GPS 组件比较信号的接收时间与发射时间，并计算出这一信号的传输时间。通过这一传输时间，就能确定直升机到卫星的距离。因为无线电信号在空间传播的速度是光速。卫星信号中还包括星历数据，GPS 接收机利用该数据可以计算卫星在发射信号时的精确位置信息。

当机载 GPS 能收到至少四颗卫星的信号时，它就能计算出直升机所在位置的纬度、经度和高度。

GPS 提供两种服务，一种精确定位服务，用 PPS 表示，它仅用于军事方面。另一种是标准定位服务，用 SPS 表示，可用于民用航空。

GPS 使用多个频道，民用信号的频率是 1575.42MHz，定位精度在 15-25 米之间。在使用标准定位服务时，其 15 米的定位精度低于精密进近程序所需要的导航精度，这样，直升机就不能利用 GPS 的定位数据实现仪表着陆。为了弥补定位精度太低的不足，可以通过差分 GPS 进行改善，即 DGPS。

DGPS 是在机场上建造一个已知精确位置（纬度、经度、高度）数据的基准台，然后，利用 GPS 计算该基准台的位置，将已知位置数据与测量位置数据比较会产生位置误差。这一位置误差信号发射到直升机，利用它修正 GPS 计算出的位置误差。采用这种方法，可以使其定位准确度提高到大约 3 米。如图 14-19 所示。

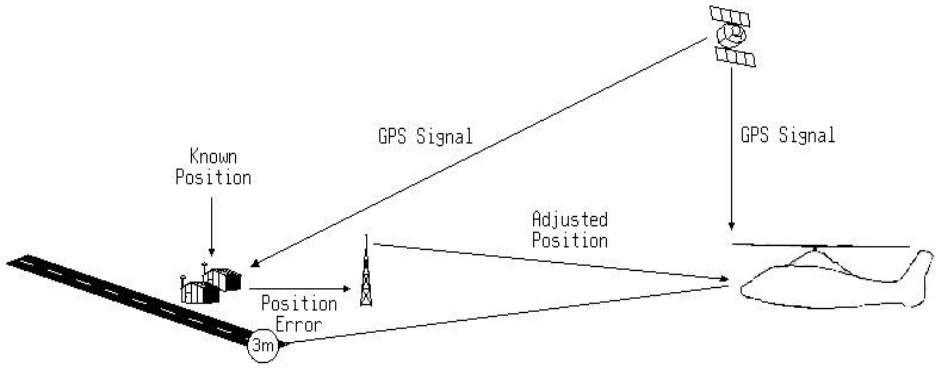


图 14-19 差分全球定位基本原理

下图为某型号机载一体式 GPS 接收机，该接收机同时兼具飞行计划和管理的部分功能。



图 14-20 GPS 接收机

在维护 GPS 设备时，通常需要注意如下事项：

（1）电源接通时，不要将导航数据卡从系统上拆卸下来。为防止数据受损和随机系统错误，系统会在数据卡被拆卸后立即自动复位。

（2）由于 GPS 往往与 EFIS 信息交联，所以在 GPS 接收机更换后，需要对按维护程序进行数据初始化设置。

GPS 是美国设计、制造并运行的全球卫星导航定位系统，除该系统外，目前还有我国的北斗卫星导航系统、俄罗斯的格洛纳斯卫星导航系统，欧盟的伽利略卫星导航系统可以提供全球定位导航服务。我国独立开发运行的北斗卫星导航系统目前已经发展到第三代，除了能够提供性能上不低于其他卫星导航系统的定位、授时功能外，还具备以下独特的优势：一是北斗系统空间段采用三种轨道卫星组成的混合星座，与其他卫星导航系统相比高轨卫星更多，抗遮挡能力强，尤其低纬度地区性能优势更为明显。二是北斗系统提供多个频点的导航信号，能够通过多频信号组合使用等方式提高服务精度。三是北斗系统创新融合了导航与通信能力，具备定位导航授时、星基增强、地基增强、精密单点定位、短报文通信和国际搜救等多种服务能力。机载卫星导航接收机目前正逐步普及能够同时接收、利用多个卫星导航系统信号的多模式能力。相比于仅支持单个卫星导航系统的设备，多模式接收机可以提供更为准确、可靠的导航性能。

14.3 雷达系统

14.3.1 无线电高度表

无线电高度表用于测量直升机与地面的垂直高度，为飞行员提供预定高度或决断高度(DH)的声音和灯光信号。在复杂的气象条件下，使飞行员能正确判断直升机离开地面的实际高度，从而保证直升机在进近、着陆和穿云下降时的飞行安全。无线电高度表的有效测量范围为0-2500ft。因此，这一系统也被称为低高度无线电高度表，用LRRA表示。

无线电高度表是一种自主式装置，不需任何地面设备配合使用，它通常由发射天线、接收天线、收发机和指示系统等组成。下图为无线电高度表各个组件在直升机上的典型安装位置：

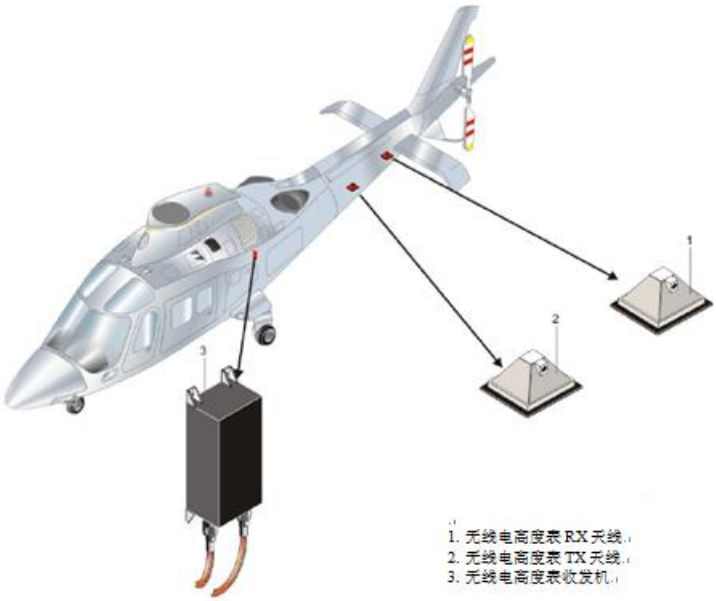


图14-21 无线电高度表各部件

无线电高度表测高的基本原理如图14-22所示。由收发机中的发射机产生一个雷达信号，通过天线发向地面。该信号的一部分经地面反射回来，反射信号由第二部天线接收。接收机计算发射信号与接收信号之间的时间延迟，并将其转换成高度信号输出到显示器上。

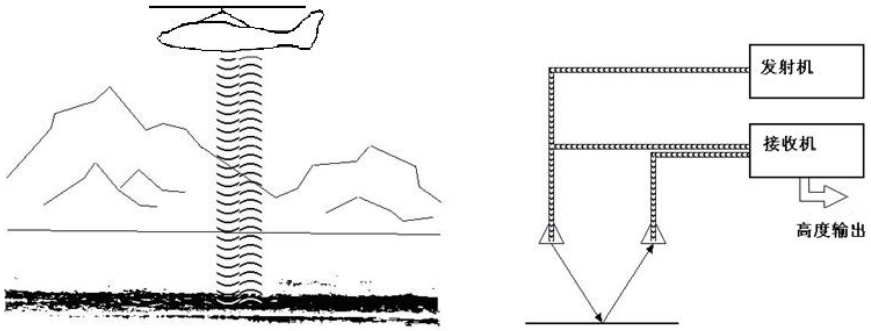


图14-22 无线电高度表的测高原理

在大型直升机上通常有两套无线电高度表，每套无线电高度表都有一台收发机和两部天线，两部天线安装于机身底部，可以互换。其工作频率范围是4200MHz-4400MHz，发射功率大约为100W。它既可以在传统的高度表指示器上显示，也可以在主飞行显示器（PFD）上显示。无线电高度也送到气象雷达系统（WXR）和自动飞行控制系统（AFCS）。

现代先进直升机用PFD显示无线电高度，如图14-23所示。低于2500ft的无线电高度，以白色的数字的形式显示在PFD姿态指示区的下部。当无线电高度减小时，附加在数字显示之上的指针向上移动，表示直升机下降或地面抬升。在直升机接触地面时，指针到达水平位置。当无线电高度信号全部失效时，数字显示由红色的“RA”标签取代。在老式直升机上没有PFD，其高度在专门的无线电高度指示器上显示。

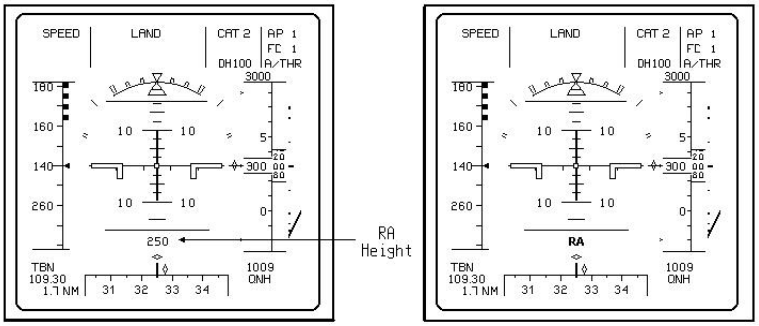


图14-23 无线电高度及故障情况下PFD上的显示

典型的无线电高度表以模拟形式显示高度，在固定的直升机符号后面有指针和刻度盘或使用可移动条。当高度高于2500ft时，指针隐藏在遮挡罩的后面，可移动条显示黑背景。如果RA系统故障，在两种显示上都会出现红色警告旗。

决断高度用DH表示，DH的选择既可以通过仪表上的旋钮选择，也可以在遥控控制板上选择。在现代直升机上，决断高度也可以在CDU上输入。

已选择的决断高度既显示在无线电高度表上，也显示在PFD上显示。在近进时，当直升机的实际高度达到所选的决断高度时，将发出话音警告。与此同时，无线电高度显示从绿色变为琥珀色，指针式高度表上的DH灯亮。如图14-24所示。

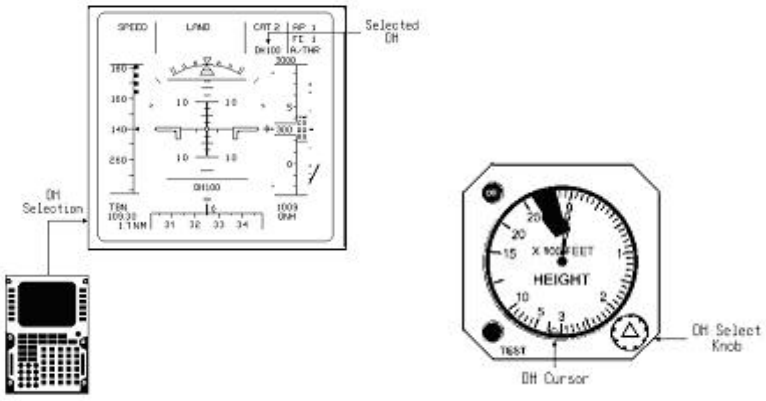


图 14-24 DH 的设置及指示

14.3.2 测距机

机载测距机（DME）与地面测距台配合工作，用于测量直升机到地面测距台之间的斜距，该斜距可近似看作直升机到地面测距台的水平距离，两者的误差与直升机到地面测距台的距离及直升机的高度有关，当直升机到地面测距台的距离较远（如35海里以上）且在巡航高度上飞行或在进近着陆过程中，所测得的斜距与水平距离的误差通常为1%左右。所以在实用中把斜距称为距离是可以接受的。直升机离地面测距台越远，斜距与水平距离越接近。如图14-25所示。

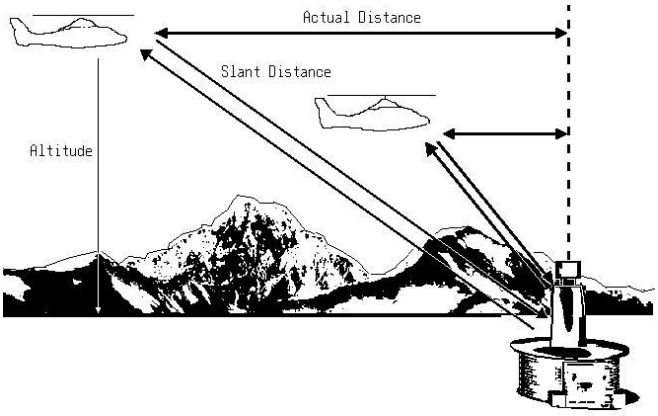


图 14-25 DME 测距示意图

测距机采用询问–应答方式工作。地面测距台在收到机载测距机所发出的询问射频脉冲对信号后，发射应答射频脉冲对信号。机载测距机根据所接收到的应答脉冲与发射脉冲之间的时间间隔，计算出直升机到地面测距台的距离。

DME系统与VOR系统相结合（地面测距台通常和VOR同台安装）可为直升机提供ρ-θ定位，也可以利用直升机到二个或三个地面测距信标所测得的距离，为直升机提供ρ-ρ或ρ-ρ-ρ定位等。实现对直升机的进近引导、区域导航引导等。

DME其工作频率范围是962MHz–1213MHz，它测量到地面台的斜距显示在ND上。

DME 系统通过向地面台发射信号，测量直升机到地面台的斜距，该发射信号被称为询问信号。接收机通过测量回答信号与询问信号之间的时间计算出距离。这一时间的长短与距离成正比，该距离以数字的形式显示出来，其单位是海里。DME 地面台既与 VOR 台装在一起，也可与地面 ILS 信标台装在一起。DME 电台频率总是跟与其共址的 VOR 或 LOC 电台频率配对设置，因此，当选定相应的 VOR 导航频率时，DME 的频率也被自动调谐。

DME 系统由一台收发机和一部天线组成，收发机安装于电子设备舱，它产生询问信号，接收回答信号，并计算出斜距。DME 天线安装于机身底部，DME 系统的天线与 ATC 系统的天线相同，因为这两个系统工作于同一频段。

下图所示为某型号 DME 收发机：



图 14-26 DME 收发机

DME 计算出的斜距以数码形式显示在距离显示器上，或者显示在 EFIS 上。如果 DME 系统没有获得回答信号，那么，用横线取代数字显示。在探测到 DME 系统发生故障时，显示器上出现琥珀色的 DME 警告框。如图 14-27 所示。

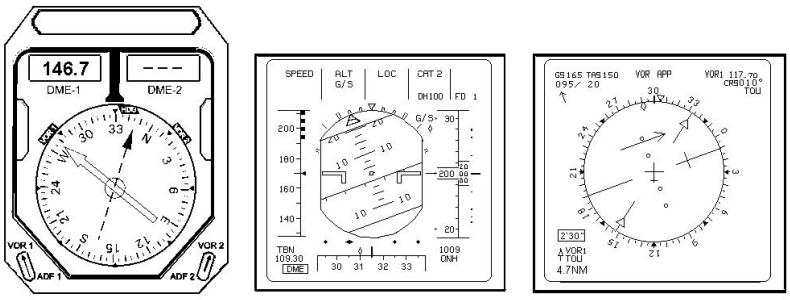


图 14-27 DME 距离的显示

14.3.3 气象雷达系统

机载气象雷达系统用于在飞行中实时地探测直升机前方航路上瞬息万变的气象状况，以选择安全的航线避绕危险的气象区域，保障飞行安全。机载气象雷达也可以探测直升机前方的降水、湍流情况，及直升机前下方的地形情况，可以显示城市、森林、海洋等不同地貌的轮廓线。新型的气象雷达系统还具有预测风切变 PWS 功能，可以探测直升机前方风切变情

况，使直升机在起飞、着陆阶段更安全。气象雷达用不同的颜色表示降水的密度和地形情况。如图 14-28 所示。

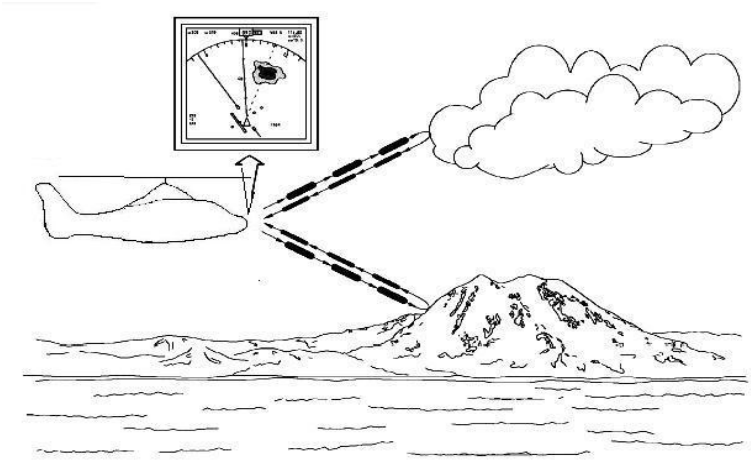


图 14-28 气象雷达系统的用途

典型的机载气象雷达由雷达收发机、雷达天线、波导管、显示器和控制面板组成。

雷达收发机用来发射脉冲和接收回波并对回波进行分析。气象雷达是利用回波原理工作的，它向直升机前方 180°的范围内发射脉冲，在这一区域内的目标，例如，水滴等，将脉冲反射回来，气象雷达对回波进行分析，并将其分析结果在 ND 上显示,不同强度的信号用不同的颜色显示。现代气象雷达的发射的脉冲功率为 100W。

天线组件安装在机头的整流罩内，它包括天线和天线操纵组件。利用平板缝隙天线或抛物面天线产生窄波束。由于平板缝隙天线产生的波束比抛物面天线产生的波束更窄。因此，在现代气象雷达系统中都采用平板缝隙天线。平板缝隙天线的另一个优点是旁瓣小，因为旁瓣大，会出现假目标。方位马达驱动天线在±90°的范围内扫描。俯仰倾斜马达保持天线始终在水平面内扫描，而不受直升机姿态的影响，维持稳定的信号来自惯性基准系统或垂直陀螺。俯仰倾斜马达也可以通过控制板上的俯仰旋钮进行人工控制。

下图所示为典型的机载气象雷达天线组件和控制面板。



(a)气象雷达天线组件 (b)气象雷达控制盒

图 14-29 气象雷达组件

控制面板主要用来选择气象雷达的工作方式。现代机载气象雷达通常有“气象”、“湍

流”、“地图”和“测试”这四种工作方式。

（1）“气象”（WX）方式。是机载气象雷达的基本工作方式。此方式的功用是在飞行中连续地向飞行员提供直升机前方航路及其两侧扇形区域中的气象状况及其它障碍物的平面显示图象。飞行员根据雷达显示器上所显示气象目标的分布图像，即可选择安全的航线，避开危险的气象区域或其它障碍物。在显示器上，红色表示非常严重的雷雨区，黄色表示中等雷雨区，绿色表示弱雷雨区。

（2）“湍流”（TURB）方式。是现代气象雷达的典型工作方式。湍流是一种对飞行安全极具威胁的危险气象状态。湍流区域中的气流运动速度和方向急速多变，当直升机遭遇这类区域时，不仅难于操纵，而且还会经受很大的应力，可能导致直升机结构的破坏，所以是极其危险的。

气象雷达工作于湍流方式时，雷达能检测出危险的湍流区域，将其显示为明显的品红色图像，使飞行员易于识别。在有的雷达中，湍流区域被显示为白色的图像。气象雷达湍流方式的检测距离通常为40海里。湍流区在ND上用品红色显示出来。

（3）“地图”（MAP）方式。用于观察直升机前下方的地表特征图形。地图方式时，呈现在荧光屏上的是直升机前下方地面的地表特征，诸如山峰、河流、湖泊、海岸线、大城市等的地形轮廓图像。为此，应使雷达天线波束照射直升机前下方的广大地区。在现代气象雷达中，这是通过将天线下俯一定角度来实现的。此时天线所形成的波束仍为锥形窄波束，与雷达工作在气象方式时的波束形状相同。

当雷达波束指向地面时，利用地表不同地物对雷达电波反射特性的差异，可以在雷达显示器上显示出直升机前下方扇区内的地表特征的图像，这就是气象雷达工作于“地图”方式时的地形观察功能。含有大量钢铁或其它金属结构的工业城市具有比周围大地更强的反射特性；河流、湖泊、海洋对电波的反射能力则明显不同于其周围或相邻的大地表面。雷达电波投射到大地表面时，不同地表特征便形成了强弱差别明显的雷达回波，根据雷达回波的这一特性，气象雷达便可在显示器上显示出地表特征的平面位置分布图形来。

（4）“测试”（TEST）方式。气象雷达均设置有“测试”（TEST）方式，以判断雷达的性能状态。如图14-30所示。在测试方式，有的雷达发射机部分仍像正常工作时一样产生射频脉冲信号，但所产生的射频能量被引导到等效负载上去耗散掉，天线并不向外辐射能量，因此当直升机停放在地面时，可以不受各种条件的限制而方便地检查雷达的性能状况；有的雷达则使发射机工作约1秒钟，以检查收发组件的工作状况。



图 14-30 测试图形显示

需要注意的是：在操作气象雷达系统工作时，必须遵守重要的安全规定。这是因为气象雷达的热效应和辐射效应与微波炉一样。因此，它会伤害人和设备，并且在直升机加油期间会引起爆炸。工作者必须遵守维护手册上的安全注意事项。

对于现代直升机来说，工作人员与正在工作的气象雷达系统应保持 10-15ft 的距离。直升机加油和大金属物体与气象雷达系统的安全距离为 200-300ft。不安全区域是直升机前方180°的范围，因为气象雷达天线在工作时需要做往复扫描运动。

以下为某航空单位指定的直升机气象雷达操作规范，具有较好的示范意义：

【气象雷达操作须知】

在直升机位于地面情况下，如果雷达系统在备份或测试以外的方式下运行，则须注意以下事项：

（1）对准直升机机头，使得天线的扫描扇区距离大的金属物体，比如机库或其他飞机，保持 30 米的距离，并且将天线调整至完全提起；

（2）避免在直升机加油过程中或加油地区 30 米以内进行操作；

（3）如果有人员站位过于靠近直升机 270 度范围前方扇区，应避免操作；

（4）操作人员应该熟悉联邦航空局第 20-68 号咨询通报《地面使用机载气象雷达建议辐射安全注意事项》。

加热和辐射对于气象雷达的影响可对生命造成严重危害。为了处于辐射照射等级等于或超过所建议的限制范围以外,人员应处在最大容许照射等级(MPEL)界限以外。

涉及直升机运营的航空单位可根据直升机的类型和运营方式、运营范围参照制定适合本

单位的机载气象雷达操作规范。

14.4 空中交通管制

14.4.1 地面 ATC 雷达

为了保证飞行安全，必须具有空中交通管制系统 ATC，它监视并控制空中交通。为了做到这一点，需要地面雷达系统来提供一定空域内的直升机信息。地面 ATC 系统使用两种雷达：一次监视雷达（PSR）和二次监视雷达（SSR）。

一次监视雷达（PSR）的地面网络系统可用于终端监视和航路监视。PSR 发射的一束射频信号遇到直升机被反射回来，被同一位置上的接收机接收。如果波束很窄，说明回波（直升机）就在波束内，因为能量返回到雷达了。如果发射的是一个短脉冲，就有可能测得所用时间，从而确定距离。雷达，就是用一个方向性天线在某个方向上发射脉冲能量，再用同一个天线接收反散射的能量，时间延迟用于确定距离，这就是这个词“雷达 RADAR”的含义：无线电探测和测距（Radio Detection And Ranging）。PSR 的作用距离比较近，不能显示目标的高度，不能识别目标。

二次监视雷达（SSR）需要机载设备——应答机，它与地面 SSR 进行交流，应答机实际上就是一个收发机，它能够接收并应答脉冲编码传输。SSR 也是根据发射时天线所对准的角度来确定直升机的方位，根据从发射询问信号到接收应答信号所消耗的时间来计算目标的距离。但是，由于 SSR 发射的询问信号有模式的区别，机载应答机根据不同的询问模式，给出识别应答和高度应答信号。由此可见，SSR 恰好克服了 PSR 的缺点。

通常地面雷达系统都包括 PSR 和 SSR。如图 14-31 所示。

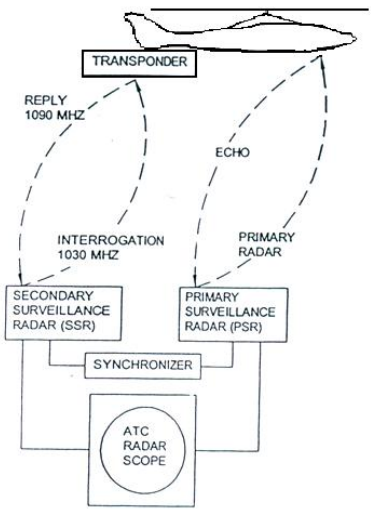


图 14-31 地面 ATC 雷达

SSR 发射机某一模式的询问脉冲对信号，通过它的方向性天线辐射。天线波束的方向是与一次雷达协调一致的，发射时刻也是与一次雷达同步。在其天线波束照射范围内的机载应答机对所接收到的询问信号进行接收处理与译码识别，如果判明为有效的询问信号，则由应答机中的编码电路控制发射电路产生应答发射信号。所产生的应答信号是由多个射频脉冲组成的射频脉冲串，它代表直升机的识别代码或高度信息。与此同时，向同一方位辐射的一次雷达也会接收到直升机所产生的回波信号，它的接收机所产生的直升机视频回波信号也同时输往数据处理与显示系统。在控制中心的圆形平面位置显示器上的同一位置，显示直升机的一次雷达回波图像与二次雷达系统所获得的直升机识别代码及高度信息。

14.4.2 机载 ATC 应答机

机载 ATC 应答机有三种应答模式。即：A 模式、C 模式、S 模式。

在模式 A 时，应答机发射一个四位数字的直升机识别码。飞行员通过话音通讯系统，在 ATC 控制板上选择之后，收听地面管制中心分配给本机的数字识别码。

在模式 C 时，应答机将来自大气数据计算机的气压高度数据发射给地面台。

S 模式应答机是一个更先进的系统，它可以对日益繁忙的空中交通进行管制。另外，交通警告与防撞系统（TCAS）的工作也需要 S 模式应答机，它可以对 ATC 地面台有选择性的询问给予应答，它还可以单独对其它直升机的询问给予应答。装有 S 模式应答机的直升机都有一个唯一的机身地址码，该码由当局给定。S 模式应答机可以实现有选择性的询问。如图 14-32 所示。

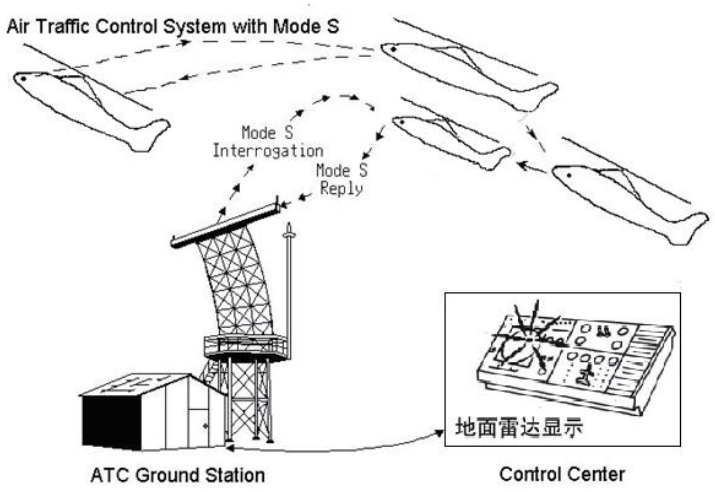


图 14-32 S 模式应答机功能

ATC 应答系统由应答机、控制面板和天线组成。应答机位于电子设备舱。在世界范围内所有 ATC 应答机接收地面信号所使用的频率都是 1030MHz，而应答所使用的频率都是 1090MHz。见图 14-33。

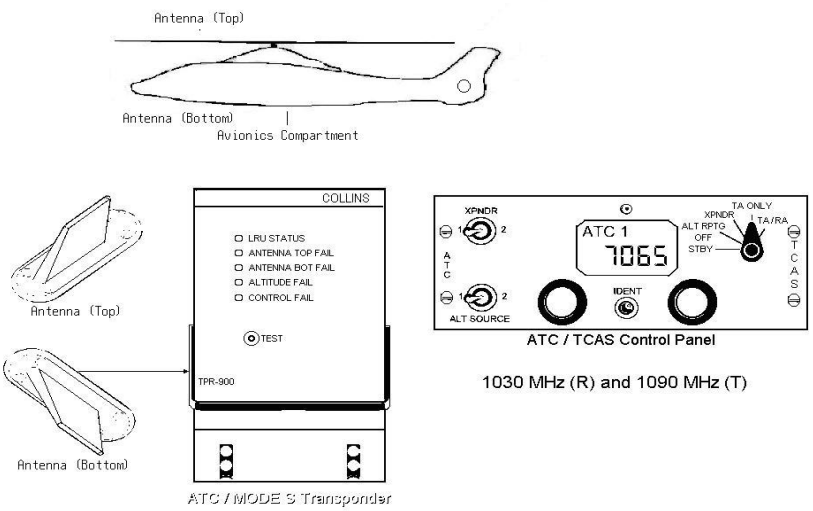


图 14-33 ATC 应答机的组成和功能框图

所有 ATC 应答机都有一部天线，它安装在直升机机身的底部。它可以和 DME 的天线互换，因为它们使用同一工作频段。S 模式应答机还有一部装在机身顶部的天线，它可以与高于本架直升机的其它直升机的 TCAS 系统实现通信联络。

在驾驶舱中，还有 ATC 应答机系统的控制面板，它还用于控制 TCAS 系统。有关这些内容将在 TCAS 中讨论。如下为某型号直接安装在仪表面板上的应答机前面板。



图 14-34 应答机

直升机一般只有一台应答机，大型商业直升机通常有两部相互独立的应答机，但是，在同一时刻，只有一部工作。在控制板上，利用转换开关（XPNDR），飞行员可以选择工作的应答机。利用高度源选择开关（ALTSOURCE），选择所使用的大气数据系统，用 C 模式将气压高度发送出去。

图 14-34 中，显示窗口显示出 1 号 ATC 应答机正在工作，其识别码为 1200。显示窗显示的数字范围从 0000 到 7777，它是四位八进制码。有三组码为国际通用的应急码，分别是：7500 表示劫机；7600 表示无线电故障；7700 表示直升机处于紧急状态。

飞行员通过两个选择旋钮设定地面台提供的识别码。当地面台要求飞行员识别直升机时，飞行员按下识别按钮（IDENT），此时，发出识别脉冲（SPI），在地面台控制台的屏幕上该直升机的识别码闪亮，便于管制员快速定位管制对象。

飞行员利用模式选择开关可以选择不同的工作模式。STANDBY 的含义是预位，此时不能对地面台的询问应答，直升机在地面就处于这种工作模式。在 ALTRPTGOFF 方式，应答机对 C 模式的应答中将不包含高度数据。在 XPNDR 方式，应答机全功能工作，它对所有的询问给予应答。

14.5 飞行管理系统

飞行管理系统（FMS）是一个计算机系统，它可以减小飞行员的工作负担，并使直升机既安全又经济的飞行。它通过横向导航（L-NAV）功能计算出直升机从起直升机场到达目的地机场的最佳飞行路线；通过垂直导航（V-NAV）功能计算出最佳飞行剖面，这一功能也被称为性能计算。它还可以预计出直升机在每个飞行阶段所需要的时间。因此，飞行管理系统为飞行员提供了四维导航计算。如图 14-35 所示。

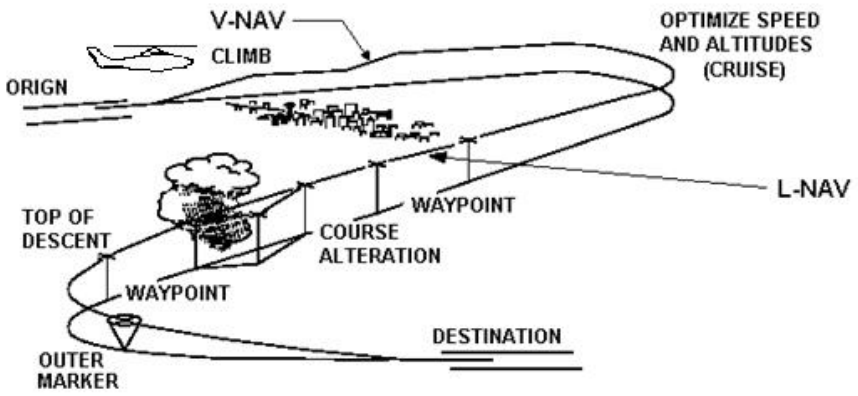


图 14-35 飞行管理系统的主要功能

FMS 有一台或两台飞行管理计算机（FMC），它通过两个控制板和两个控制显示组件（CDU）与飞行员进行沟通。对于长距离飞行的直升机，常常还需要第三台 CDU 作为备用。FMS 向 EFIS 提供的计算数据用于显示，向自动飞行控制系统提供的数据用于自动控制。当然，FMS 本身也需要许多传感器作为其输入信号。如图 14-36 所示。

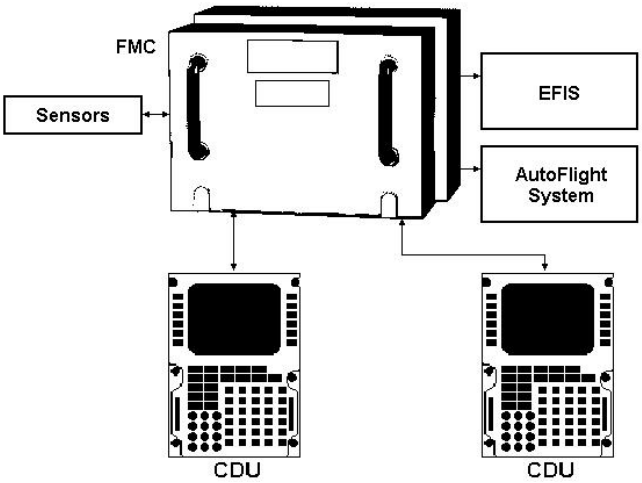


图 14-36 飞行管理系统的组成

14.6 近地警告系统

为了防止在飞行中发生可控飞行撞地(CFIT)及其类似事故，现代直升机上配备有近地警告系统（GPWS）。可控飞行撞地是指在飞行中并不是由于飞机本身故障，或发动机失效等原因发生的事故，而是由于机组在毫无觉察危险的情况下，操纵飞机撞山、撞地或飞入水中，而造成飞机坠毁或严重损坏和人员伤亡的事故。

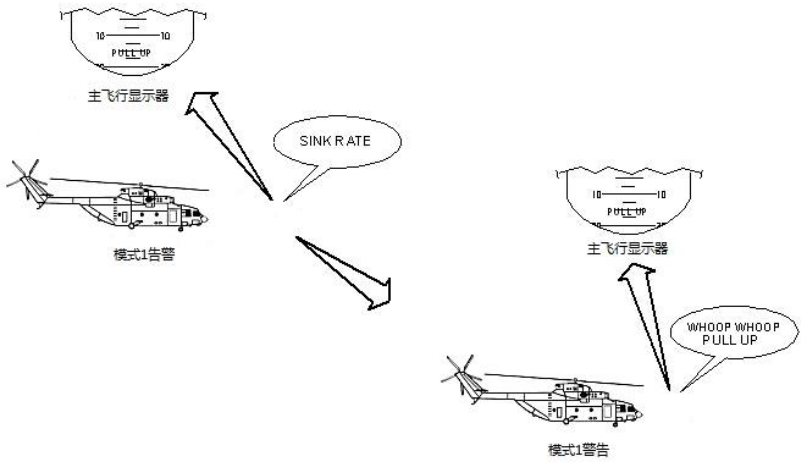


图 14-37 近地警告模式 1 告警示意图

GPWS 由近地警告计算机、控制板和显示系统组成。它的核心是近地警告计算机，一旦发现不安全状态就通过灯光和声音通知驾驶员，直到驾驶员采取措施脱离不安全状态时信号终止。

近地警告系统主要提供 6 种方式警告：

（1）下降速度过大；

（2）对于地面的接近速率过大；

（3）起飞或复飞时掉高度；

（4）非着陆构型下的不安全越障高度；

（5）飞机进近时，下滑道向下偏离过多；

（6）高度报告和坡度警告；

（7）低空风切变警告。

近地警告系统还通过在驾驶舱内的扬声器向驾驶员发出声音报警，警告系统的主指示灯发出报警指令，并在电子飞行仪表系统上显示警告信息。

目前广泛使用的近地警告系统是在传统近地警告系统（GPWS）基础上发展起来的增强型近地警告系统(EGPWS)，也称为地形感知和告警系统（TAWS）。

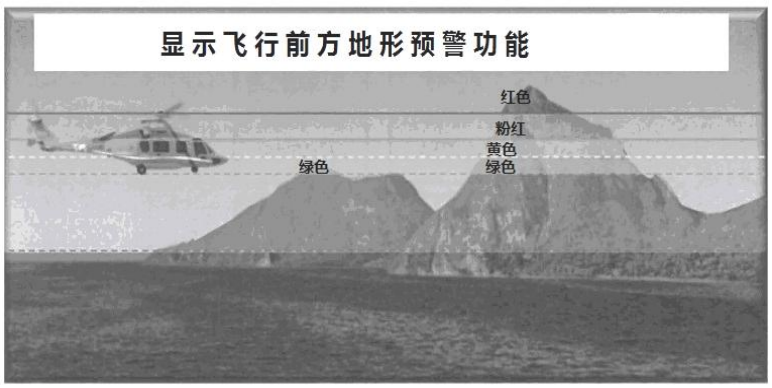


图 14-38 EGPWS 地形显示功能示意图

增强型近地警告系统使用自身的全球机场位置数据库和地形数据库，并且利用飞机位置、气压高度和飞行轨迹信息来确定潜在的撞地危险。机场位置数据库装有全球所有长度超过 3500 英尺（1067 米）的 2 万多条跑道的资料，地形数据库则包括了全球所有的地形数据，在数据库中，地球表面被分为无数的方格，根据每个方格中的地形最高点来标明其方格的数值。当飞机在飞行过程中，在进入某一机场附近时，飞机所探测到的周围环境的数据会实时地与机上存有的数据进行对比，飞机在进入危险区之前，系统就会向机组发出警告，避免雨雾等能见度差的天气环境中,在飞行员仍然有效控制飞机的情况下发生飞机撞地或撞山的事故。

EGPWS 使用简要介绍：为了显示地形和提供地形告警，EGPWS 的计算机需要与飞机的其他系统链接。飞机的导航系统提供飞机目前的位置，这可告诉计算机应参照地形数据库中的哪一部分，飞机的高度表可告诉计算机目前的飞行高度以便其确定何处的地形高度会引

发危险。

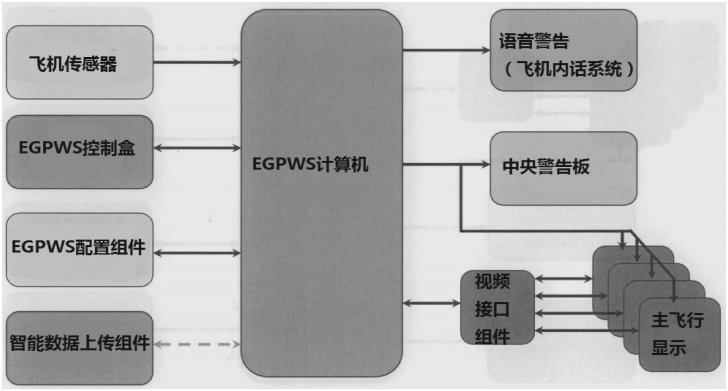


图 14-39 增强型近地警告系统的组成

如何发出警告：EGPWS 可以向机组提供警戒等级或警告等级信息。当前飞行状况导致 EGPWS 警戒或警告启动时，无论机组是否选择，地形图将强制性的自动显示在飞行仪表上。由于使用了地形数据库，所以 EGPWS 可比 GPWS 更早地发出预警信号。在 EGPWS 中，计算机沿着飞机的预定航迹连续搜索数据库，这样可使系统具有虚拟的前视能力。飞机直飞、平飞或机动飞行时均可采用预警的工作方式。若飞机正在下降，计算机会沿下滑航迹进行搜索；若飞机正在转弯，则沿转弯航迹搜索。如果 EGPWS 认为飞机的航迹在某处与地形太近，它会提前一分钟以上发出音频和视频告警信号，要是计算机认为时间还需提前的话，则会更早发出告警的时间。

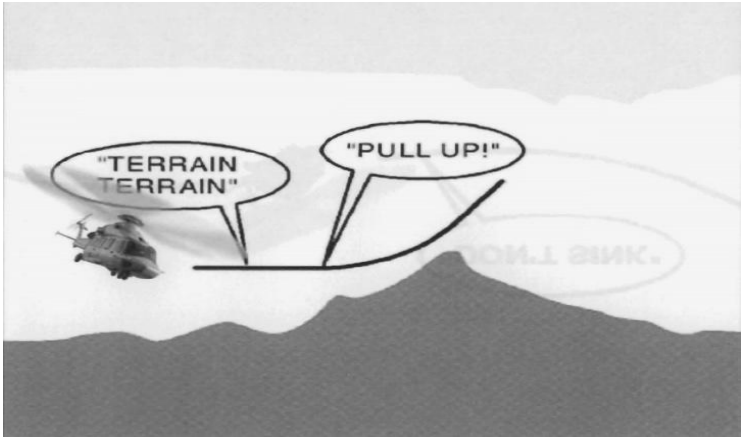


图 14-40 近地警告系统模式 2 告警示意图

14.7 机载防撞系统

机载防撞系统可显示飞机周围的情况，并在需要时提供语音告警，同时帮助驾驶员以适当机动方式躲避危险，这些都有助于避免空中碰撞事故的发生。

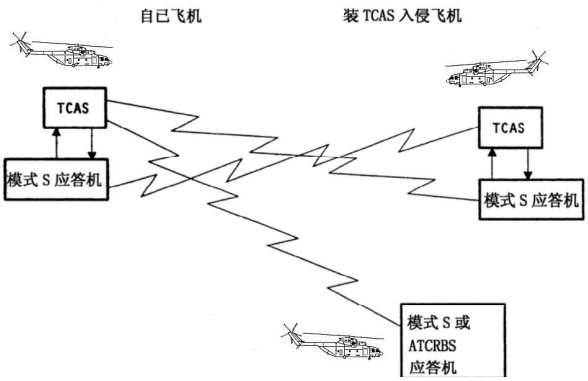


图 14-41 TCAS 系统原理图

工作原理：利用二次雷达用应答机确定飞机的编号、航向和高度的工作原理，把询问装置装在飞机上，使飞机之间可以显示相互之间的距离间隔，从而使驾驶员知道在一定范围内飞行的航空器之间的相互间隔及时采取措施，避免碰撞。和二次雷达一样，TCAS 系统需要飞机上都装有应答机才有作用。

组成和功能：TCAS 主要由 TCAS 计算机、S 模式应答机、控制面板和天线组成。监视范围一般为前方 20 海里，上、下方为 3000 米，在侧面和后方的监视距离较小。（为了减少无线电干扰，无线电管理条例对 TCAS 的功率有所限制。它把 TCAS 的前向作用距离限定在 45 英里左右，侧向和后向作用距离则更小）

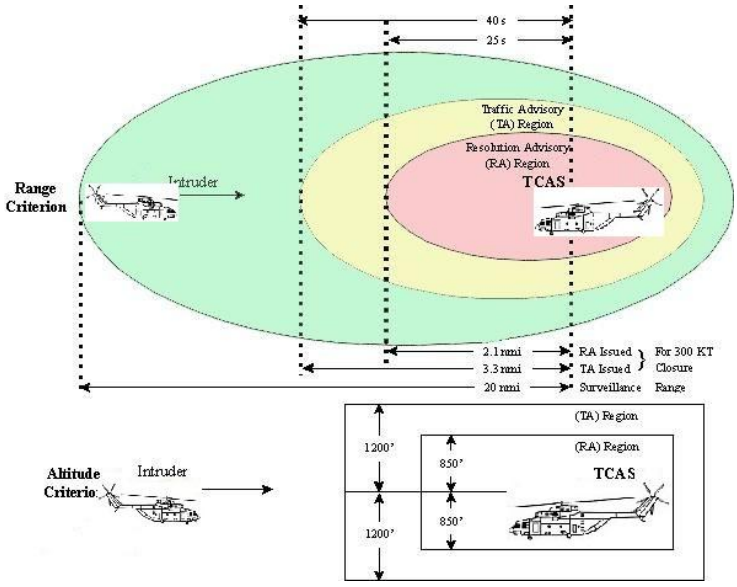


图 14-42 TCAS 系统功能图

TCAS 的询问器发出脉冲信号，这种无线电信号称为询问信号，与地面发射的空中雷达交通管制信号类似。当其他飞机的应答器接收到询问信号时，会发射应答信号。TCAS 的计算机根据发射信号和应答信号间的时间间隔来计算距离。同时根据方向天线确定方位，为驾

驶员提供信息和警告，这些信息显示在驾驶员的导航信息显示器上。

TCAS 可以提供语言建议警告，计算机可以计算出监视区内 30 架以内飞机的动向和可能的危险接近，使驾驶员有 25－40 秒的时间采取措施。（TCAS 可跟踪 45 架飞机，根据选定目标的优先级，最多显示 30 架飞机。）

TCAS 的采用提高了飞行的安全性，目前新生产的大、中型直升机上 TCAS 都已成为标准装备。

TCAS 分为两类：TCASI 和 TCASII。两类系统都可显示与地图类似的空中交通情况。当其他飞机接近时，两类系统都可提供“交通咨询（TA）”。采用 TA 方式时，预先录制的声音会播报“Traffic，Traffic”，而表示其他飞机的符号则可改变形状和颜色。TCASII 是功能更完整的 TCAS，具有被称作“决策咨询（RA）”的附加功能。当采用 RA 方式时，TCAS 可发出类似“Climb，Climb”或“Descend，Descent”之类的机动指令，或者会告诉驾驶员无需采取机动动作，具体为：当与其他飞机空中的最近点小于 48 秒时，则会发布空中交通报告 TA（Traffic Advisory）。两架飞机相距最近的空间点，是根据飞机目前的航迹和速度预测出来的。TCASII 在电子飞行仪表系统上能提供入侵（相遇）飞机的相对位置等图象信息，相关的字符信息，以及与交通咨询、决策咨询相关联的语音提醒信息等:

（1）入侵飞机的相对位置。

（2）威胁等级——以四种不同的符号来表示对本机威胁等级不同的飞机：

①一般（其它）飞机以空心的菱形图案表示；

②邻近飞机显示为实心的菱形；

③触发交通咨询的飞机的图象为黄色的圆形；

④交通咨询伴随有语音提醒信息“TRAFFIC,TRAFFIC”（“交通，交通”）。

⑤触发决策咨询的飞机为红色的矩形图案。

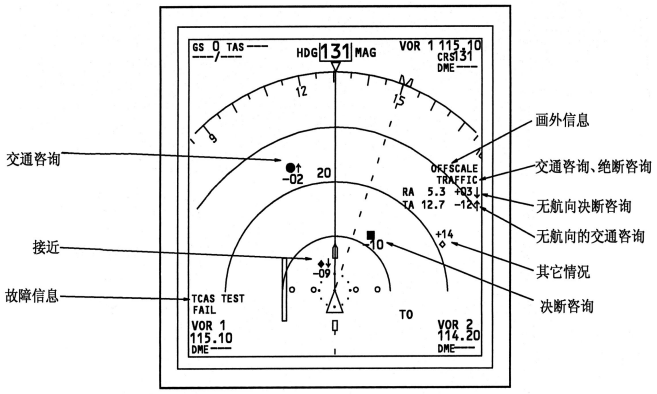


图 14-43 TCASII 的指示

触发交通咨询后，如果两架飞机继续沿着可能有危险的航迹飞行，则在离最近点大约35秒处，系统会提供决策咨询RA（Resolution Advisory）。代表其他飞机的符号会变为固定的红色方块，同时伴有诸如“Climb，Climb”之类的躲避机动语音提示。系统还会在垂直速度指示器上用一绿条显示所需的机动速度。这些机动动作幅度不大，一般不会引起乘客的注意。这两架飞机上的TCASII也会进行协调以避免像两架飞机同时爬升之类的机动。在TCASI系统中没有RA方式。TCASII的决策咨询只允许产生垂直机动指令，不允许产生转弯指令。

值得一提的是：TCASII工作在二次雷达方式下，若没有与之兼容的应答机，则无法探测到入侵飞机。在美国，10000英尺以上高度飞行的飞机或在大型机场30英里范围内飞行的飞机必须配备应答机，有些应答机，例如老式的苏制系统，由于与TCAS不兼容，所以无法探测。

第 15 章 自动飞行系统

15.1 自动飞行控制系统的组成和基本功能

15.1.1 自动飞行控制系统的基本功能

目前许多现代直升机都装有自动飞行控制系统（AFCS）。大多数现代直升机所使用的自动飞行控制系统常常执行两种功能：直升机的增稳；帮助驾驶员保持姿态、高度和空速或执行无线电导航任务。其目标是提升直升机的稳定性，减轻飞行员的工作负荷，拓展运营场景，增加直升机的使用功能并增强直升机运行安全。

直升机的自身的气动特性决定了直升机稳定性差。早期的直升机只能靠驾驶员来不断修正，但随着直升机的任务功能越来越复杂，依靠人工修正变得十分困难。因此，在直升机上出现了增加稳定性的装置，逐渐形成了增稳系统。飞机上安装了由角速率陀螺、放大器和串联舵机组成的阻尼器，引入飞机的角速度信号作为负反馈，增强角运动的阻尼，从而起到了增稳的作用。

有些现代直升机还装备有飞行管理系统（FMS），它为直升机完成最佳飞行进行导航和飞行剖面的计算。FMS 的输出信号控制自动飞行控制系统的工作，并对其进行监视，防止直升机在不正常条件下执行错误的自动飞行指令。

15.1.2 自动飞行控制系统组成

一般自动飞行控制系统包括：自动驾驶仪（A/P）、飞行指引系统（F/D）、自动配平系统。自动飞行控制系统通常由以下组件组成：

（1）传感器：测量直升机的姿态、航向、高度和速度。

（2）计算机：根据传感器数据计算控制输出。

（3）执行机构：将控制输出转换为控制直升机的运动的动作。

传感器通常包括陀螺仪、加速度计、高度计和气压高度计。陀螺仪测量直升机的旋转，加速度计测量直升机的加速度，高度计测量直升机的高度，气压高度计测量直升机周围的空气压力。

计算机将传感器数据输入到控制算法中，该算法会计算出控制输出。控制输出通常是控制直升机的螺旋桨的转速或角度。

执行机构将控制输出转换为控制直升机的运动的动作。执行机构通常包括电动机、液压

马达和伺服机构等。

15.2 自动驾驶仪简介

15.2.1 自动驾驶仪的基本功用

当自动驾驶仪投入工作后，可以实现的主要功能列举如下：

（1）自动保持直升机沿三个轴的稳定（姿态角的稳定）；

（2）接受飞行员的输入指令，替飞行员操纵直升机以达到希望的俯仰角、航向角；

（3）接受飞行员的设定，控制直升机按预定高度、预定航向飞行；

（4）与飞行管理系统耦合，执行飞行计划，实现按预定飞行轨迹的飞行；

（5）实现直升机的自动着陆。

15.2.2 基本原理

任何自动驾驶仪，尽管其传感器、伺服系统有所不同，但其基本工作过程都是误差敏感、误差纠正和桨距随动的过程，即闭环自动控制过程。因此，自动驾驶仪属于闭环工作系统，他包含两个反馈回路，一个称为内回路，另一个称为外回路。（参照图15-1）。

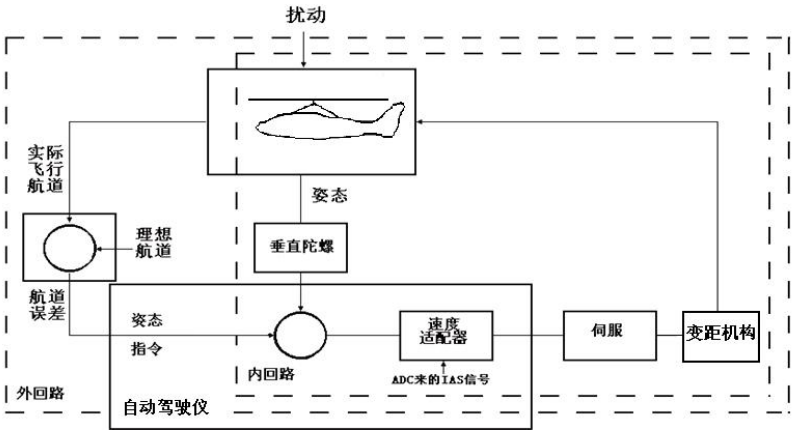


图15-1 自动驾驶仪的内、外回路

通过操纵控制面板上相应的控制旋钮或开关，可以实现自动驾驶仪的衔接、脱开和工作方式之间的转换。

自动驾驶仪通常以两种常见形式衔接，即驾驶员操作方式和指令方式。

当自动驾驶仪以驾驶员操作方式衔接时，自动驾驶仪的作用原理是：驾驶盘上飞行员的操作量作为输入指令，被转换成电信号后，送到计算机，计算机再输出信号去控制液压作动器，这时自动驾驶仪仅起到助力器的作用。

当自动驾驶仪以指令方式衔接时，计算机会自动计算输出指令，然后通过液压作动器控

制直升机的相应操纵，实现直升机的自动控制。

由于不同直升机上安装的自动驾驶仪系统各不相同，所以可能的工作方式有：高度保持、航向保持和速度保持。

对于飞行指引系统来说，在直升机上的应用并不普遍，因此，这里不做介绍。

直升机的自动配平系统，就是改变操纵系统的基准点，使系统回到中立位置或在中立位置附近工作，从而使直升机保持某种稳定飞行姿态。

15.2.3 典型自动驾驶仪系统部件识别

典型的KJ-13E自动驾驶仪系统（APS）是一个三轴系统，即控制纵向周期通道（俯仰轴）、横向周期通道（横滚轴）以及尾桨控制通道（航向轴）。KJ-13自动驾驶仪系统能够实现长期俯仰稳定和横滚姿态稳定、空速保持、垂直速度保持、自动同步、航向保持、协调转弯等功能。

系统组成主要包括驾驶仪计算机、驾驶仪放大器、操纵舵机、俯仰/横滚配平舵机、航向拉杆开关、大气数据组件、侧向加速度计、自动驾驶仪操纵台、耦合器计算机、耦合操纵台和显示。

15.2.3.1 驾驶仪计算机(如图15-2所示)

接收系统的探测部件接收到的数据信号，由计算机内部计算给与相应的飞行控制信号，进行信号波形处理和信号的放大，输送给配平舵机和航向操纵舵机。

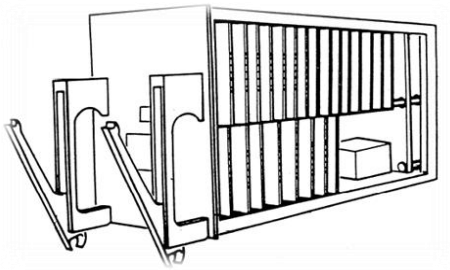


图15-2 驾驶仪计算机

15.2.3.2 驾驶仪放大器(如图15-3所示)

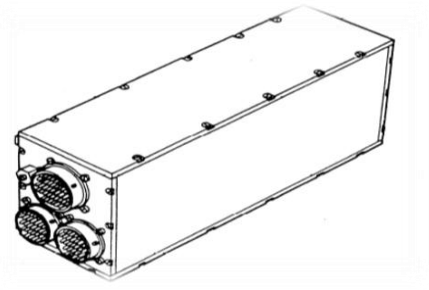


图15-3 驾驶仪放大器

15.2.3.3 操纵舵机(如图 15-4 所示)

俯仰和横滚通道配备快速双电动机电动舵机（一个俯仰通道舵机，二个横滚通道舵机），除了行程调整外完全相同。

航向通道配备一个快速单电动机电动舵机。

操纵舵机串联安装在通道中，控制旋翼和尾桨，保证直升机的稳定性和操纵性。

操纵舵机把来自伺服放大器的输出信号转换成为直线机械位移。



图 15-4 操纵舵机

15.2.3.4 俯仰/横滚配平舵机(如图 15-5 所示)

（1）它为串联安装的飞行控制舵机构成一个飞行操纵锚定点；

（2）当保持周期变距操纵杆基准位置时，它使驾驶员克服人工杆力（超控驾驶）来移动周期变距操纵杆；

（3）在释放人工杆力之后，它可使驾驶员移动周期变距操纵杆，在这种情况下周期变距操纵杆的基准装置不再保持；

（4）对长期姿态保持期间，在 ASE（自动稳定）方式，它自动地移动驾驶员的周期变距操纵杆；

（5）当按压四路开关时（比普配平功能），它以一个预定的速率来移动驾驶员的周期变距操纵杆。



图 15-5 配平舵机

15.2.3.5 航向拉杆开关(如图 15-6 所示)

探测由驾驶员操纵脚蹬引起的任何人为的航向操纵位移，此时回路 2 处于同步方式。

偏航通道的二个回路单纯的工作在阻尼状态，以及产生的航向操纵脚蹬的载荷同转动的速率成正比。



图 15-6 航向拉杆开关

15.2.3.6 大气数据组件(如图 15-7 所示)

探测静压和动压的变化并产生二个与这些变化成正比的电气信号：

（1）一个信号正比于当时高度和基准高度之间偏差；

（2）一个信号正比于当时空速；

（3）一个信号正比于当时气压高度。

由传感器产生的这些信号被电子印刷电路板处理，然后经由任一+28V 直流激励的继电器加在系统上。

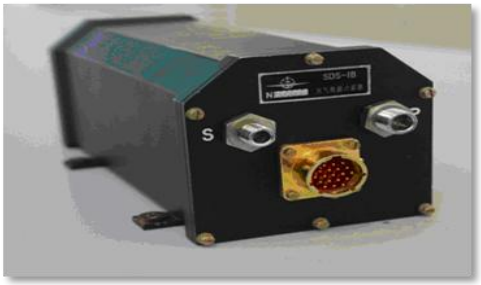


图 15-7 大气数据组件

15.2.3.7 侧向加速度计(如图 15-8 所示)

能将探测到的加速度的变化转变成输出电信号。

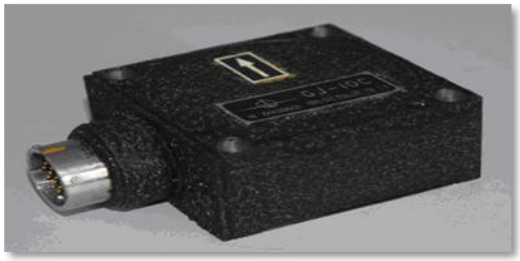


图 15-8 侧向加速度机

15.2.3.8 自动驾驶仪操纵台(如图15-9所示)

用于在每个轴上分别的接通自动飞行控制功能，同样，也可以接通自动配平功能。

操纵台包含飞行前能检查试验计算机监控电路和比较器的自动自检试验措施，所有控制器均由雕刻字幕来标识。



图15-9 自动驾驶仪操纵台

15.2.3.9 耦合器计算机(如图15-10所示)

寄存所选择的功能和基准值并确保在飞行的连续阶段间的自动转换。

它按照特殊的直升机性能把瞬时的直升机飞行状态与所选择的状态进行比较，处理偏差信号和确定最好的系统响应以便对所选择功能跟踪最佳的飞行航迹。

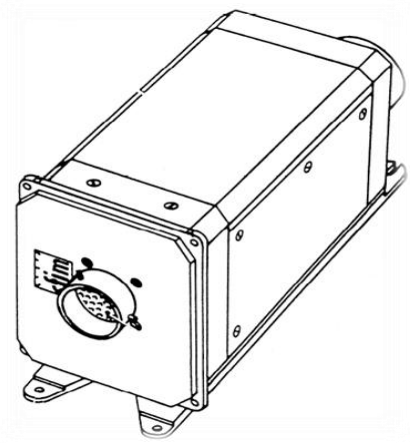


图15-10 耦合器计算机

15.2.3.10 耦合操纵台(如图15-11所示)

用来接通除了G/A方式之外的耦合器方式（亦称“较高级方式”）：

（1）气压高度保持功能（ALT）；

（2）空速保持功能（A/S）；

（3）垂直速度保持功能（V/S）；

（4）预选航向保持功能（HDG）。



图 15-11 耦合操纵台

15.2.3.11 耦合模式的显示(如图 15-12 所示)

功能由耦合器工作状态指示灯、备用空速表的数码显示窗口和综显画面来实现。其中，耦合器工作状态指示灯指示耦合器当前工作状态，备用空速表数码窗口显示耦合器在空速保持功能模态下的空速。综显画面显示预选航向的值。



图 15-12 耦合模式的显示

15.2.4 典型自动驾驶仪系统常见维护及安全注意事项

（1）自动驾驶仪系统在测试时，必须在液压系统增压的情况下进行，防止操作时舵机载荷过大损坏。

（2）对自动驾驶仪系统某一部件每次维护工作之后，须按这个部件特定要求进行检查。

（3）对自动驾驶仪系统部件进行维护时，应考虑到旋翼和尾桨操纵系统的有关说明。

第16章 电源系统

16.1 直升机电源系统概述

16.1.1 电源系统的用途

飞机电源系统（Electrical Power System）是飞机上电能的产生、调节、变换、控制、传输、分配和保护等部分的总称，包含从发电机到用电设备输入端的全部环节。电源作为飞机上重要的二次能源，为种类繁多、用途各异的机载电子电气用电设备提供电能，在飞机各系统协同工作中发挥着举足轻重的作用。飞机类型不同、飞行任务不同时，用电设备差别很大，某大型民用直升机电源系统与其它系统的交联关系参见图16-1。典型的用电设备类型包括：航空电子设备、电动机构、照明设备、加温防冰等。

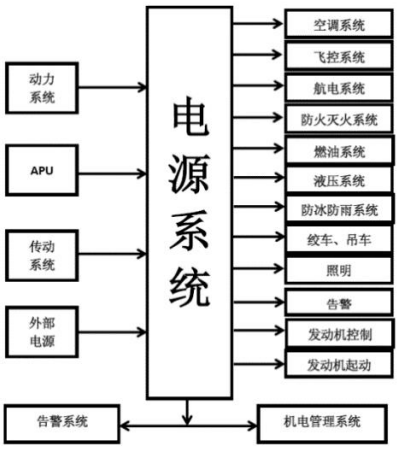


图16-1 某大型民用直升机电源系统与其它系统的交联关系

民用飞机上的用电设备一般按照重要程度进行分类，不同等级的负载，需要接在相应等级的汇流条（Busbar）上，以确保供电余度满足负载要求。用电设备按照重要程度通常分为三个等级：

16.1.1.1 飞行关键负载或重要负载

包括发动机的运行控制、飞机操纵控制、防火等设备。如发动机的起动点火和燃油设备，发动机推力或转速控制设备，飞机仪表、飞行操纵、导航及通讯设备，起落架收放和舱门启闭设备等。这些设备关系到飞机的安全，通常采用4余度供电，即两套独立的主电源，一套备用电源，一套应急电源。应急蓄电池应工作在充足电的状态，以便应急状态下有足够的电荷量向这些关键设备供电。

16.1.1.2 任务关键负载或重要负载载

保障机上人员生活和工作所必需的设备，如座舱环境控制系统、防冰除冰设备等。重要设备通常采用3余度供电方式，由两套主电源和一套备用电源供电，用电设备可有选择地工作。

16.1.1.3 一般负载及厨房负载

一般用电设备如客舱照明设备、旅客娱乐设备、厨房设备等，通常由主电源供电,发生故障时若主电源容量不够，可以人工或自动卸去一些次要负载。

用电设备依据其重要程度或负载类型被连接到不同等级的负载汇流条，如通用一般负载汇流条、仪表汇流条、地面勤务汇流条等。机载电子电气设备越多，所需电源容量也越大，供配电系统就越复杂，汇流条种类及数量就越多。汇流条是供电电能向下游用电设备供电的重要节点，一般由铜条或者铜带作为电流通路，属于电能传输线线路。供电系统中各电源产生的各种电能通过馈电线及汇流条传输并分配给机载用电设备，当电源系统出现故障时必须有相应的保护功能，防止故障扩大，保证重要设备的连续供电。因此，供电电源之外的输电线路、配电管理组件、控制和保护电器、测量监控仪表等组成了飞机配电系统。

此外，机载用电设备的数量、功率以及特性，直接影响到电源系统的工作状态，如加热设备和电动机负载，其运行参数在初始起动时（冷态）和运行一段时间后（热）的参数是不同的，因此对电源系统的电压、频率、内电阻等参数都有影响。用电设备的性质不同，其影响结果也各不相同。如加热设备和电动机类的线性负载，在运行的不同阶段，会影响到电源系统的电压、电流和频率的大小，但不会影响交流电源的波形及功率因数（稳态时）。但机载电子设备大都属于非线性负载，在工作时会导致电网波形畸变，谐波加大，其较低的功率因数会导致电网线路损耗增大。像无线电发射机、雷达等电子设备还可能工作于脉冲状态，发射信号期间功率很大，不发射时则较小，使供电电源长期处于瞬变状态，导致供电质量下降。

用电设备对电源系统的影响，可以从供电电源的性能、配电系统的布局及用电设备性能的改善等方面入手，尽量减少或消除这种不良影响，提高供电品质，以延长用电设备的寿命。

综上，为应对复杂条件下的各种飞行任务，飞机电源系统的设计需要充分考虑以下功用：

（1）在各种情况下向用电设备连续可靠地供电。

（2）保证飞机在主电源失效时仍能安全着陆。

（3）能向不同性质的电子电气负载提供所要求的电源。

（4）使飞机能不依赖于地面设备的支持而自行起飞和着陆，即具备自足能力。

16.1.2 电源系统的组成

飞机电源系统分为供电系统（Power Generation System）和配电系统（Power Distribution System）两大部分。

16.1.2.1 供电系统

供电系统包括：供电电源及其控制、保护设备。

飞机电源系统的供电电源一般包括：主电源、辅助电源、应急电源、二次电源和地面电源，目的是保证多种工作场景中的连续可靠供电。

1.主电源

主电源是指由发动机直接或间接驱动的发电机提供的电源。主电源主要保证飞行的各个阶段全部用电设备的用电。

直升机的主电源类型主要有三种：直流电源、交流电源和混合电源。轻小型直升机多采用直流主电源，主发电机采用直流发电机（DC Generator）、交流直流发（DC Alternator）电机或直流起动发电机（DC Starter/Generator）。大容量供电系统的大型直升机则多采用基于航空无刷交流发电机的三相交流主电源，也有采用混合主电源的大型直升机同时配置有交流发电机和直流起动发电机。

发电机输出（馈电）线缆经由接触器或跳开关与相应的汇流条连接接入飞机电网，此类汇流条常称为主汇流条或发电机汇流条。

发电机和用电设备的工作状态都会对电源系统造成影响，因此除发电机本体之外，还需要对主电源发电机及其与配电系统的连接进行控制保护。主电源的控制和保护包括对发电机输出电压调节、发电机励磁控制、发电机输出控制、发电机并网控制、故障保护和汇流条控制等，其中对发电机本体的主要控制和保护通常由发电机控制保护装置（Generator Control Unit，GCU）完成。

2.辅助电源

辅助电源包括：机载蓄电池和 APU 发电机。

直升机的辅助电源主要的应用场景是：飞机在地面且主电源和外部电源均未向飞机电网供电，此时可以采用蓄电池用于小功率设备检查、维护或发动机/APU 起动。主电源和外部电源均未向飞机电网供电时，配有 APU 的大型直升机的 APU 交流发电机可用于部分交流负载供电。

3.应急电源

在飞行中主电源完全失效时，为飞行关键负载供电的电源为应急电源，即应急构型中供

电的一次电源，可为蓄电池或应急发电机。

轻小型直升机应急电源主要指机载蓄电池，部分机型还配有额外的应急蓄电池，如：罗宾逊 R44 除主蓄电池外还有 2 个 9V 的备用蓄电池为 EMU 和 MGT 仪表供电，超级美洲豹 EC225 部分机型除 43Ah 主蓄电池外还有 4Ah 应急蓄电池。有 APU 的直升机的应急构型情况则应考虑主电源与 APU 发电机均未向电网供电的情况。

4.地面电源

直升机在地面时，由地面交流或直流电源车向直升机供电。中、大型直升机可能同时具有交流和直流外部电源接口。

5.二次电源

二次电源主要是指飞机电网中的电能变换设备，比如在正常飞行中把主电源的电能转换为另一种形式或规格的电能，或在应急构型中将应急电源的电能进行电能变换，以满足不同用电设备的需要。直升机上常见的三类典型的二次电源：交-交变换的变压器（Transformer，T）、直-交变换的静止变流器（Static Invertor, STATINV）以及交-直变换设备变压整流器（Transformer Rectifier Unit,TRU）或稳压直流变换器（Regulated DC Convertor）。

供电系统除供电电源外，还应包括电源的控制和保护设备，如发电机控制组件、地面电源监控控制组件、驾驶舱电源控制面板、电源参数显示仪表等。供电系统的主要功用就是确保接入到配电系统的各供电电源的输出的电能参数正常、隔离电源故障影响、避免电源冲突。轻、小型直升机机型主电源供电类型有单发直流电源、双发直流电源，双发中、大型直升机可采用交流电源或混合电源，直流电源的供电通常采用并联供电方式，交流主电源一般采用单独供电方式，主电源与其他供电电源之间的供电逻辑及其电网配电系统配电控制关系，将在 16.7 小节具体讨论。

16.1.2.2 配电系统

配电系统承担着从供电电源输出端到用电设备输入端的电能的传输、分配、控制与保护任务，常被称为飞机电网（Network）。主电源接入主汇流条即接入飞机电网，负载通常在断路器或保险丝的保护下从飞机电网得电。直升机常见的电网类型有直流电网和交直流混合电网。

综上所述，产生、调节、变换、控制、传输、分配和保护等部分的总称飞机电源系统，包含从发电机到用电设备输入端的全部环节，目的在于确保各个飞行阶段和不同工作场景中的飞机电网的供电和配电的连续可靠，满足不同负载的供电需求。

16.2 航空蓄电池

16.2.1 航空蓄电池的功能和类型

机载蓄电池（电瓶）是直升机必须安装的设备，它的主要功用有:

（1）用于起动发动机；

（2）在应急情况下(主电源失效)，向重要的飞行仪表和导航设备供电，保证直升机安全着陆；

（3）地面通电检查中小功率机载设备；

（4）在直流电源系统中，切换大负载时起到维持系统电压稳定的作用。

根据电解液性质的不同，常见的机载蓄电池分为酸性蓄电池和碱性蓄电池两大类。直升机上常用的酸性蓄电池为铅酸电池,其电解液为稀硫酸溶液。碱性蓄电池主要为镍镉蓄电池，其电解液为氢氧化钾或氢氧化钠溶液。此外，有的直升机采用锂离子蓄电池，如：罗宾逊R66，安装了容量为10Ah的锂离子蓄电池。

16.2.2 蓄电池的容量

蓄电池的容量是指蓄电池从充满电状态以一定电流放电到放电终止电压所放出的电量。放电终止电压是指以一定电流在25ºC环境温度下放电至能反复充电使用的最低电压。铅酸蓄电池单体电池放电终止电压为1.8V(5小时放电)。直升机上使用的铅酸蓄电池一般由12个单体电池组成，因此铅酸蓄电池放电终止电压为21.6V；碱性蓄电池的终止电压为每单元电池1V，碱性蓄电池由19个或20个单体电池组成，终止电压为19V或20V。（17章中全部的“电瓶”字样都查找更换为“蓄电池”，涉及太多，就没有逐一标记了。）

蓄电池的容量用安培小时(Ah)来表示。1个安培小时是指蓄电池用1A电流向负载可持续放电1小时。理论上讲，1个100Ah的蓄电池用100A放电能放1个小时，50A可以放2小时，20A可以放电5小时。实际上，这一结论对于碱性蓄电池基本上是正确的(碱性蓄电池内阻很小)。而对于酸性蓄电池，大电流放电由于极板迅速被硫酸铅覆盖，使蓄电池内阻增加，蓄电池容量迅速下降，这是酸性蓄电池的主要缺点之一。例如，一个25Ah的蓄电池用5A电流能放电5小时，用48A放电只能维持20分钟，容量仅为16Ah，如用140A放电仅5分钟就放完，蓄电池容量下降到11.7Ah。

为了准确定义酸性蓄电池的容量，一般采用5小时放电准则，即让一个充满电的蓄电池用5小时放完。如一个40Ah蓄电池，用8A放电，应能持续5个小时。

影响蓄电池容量的因素主要有四个方面:

（1）极板活性物质的多少；

（2）极板面积的大小；

（3）电解液的多少(密度一定时)；

（4）温度。

增加活性物质的数量，增加极板面积并有足够的电解液，蓄电池的容量将增加；温度下降，则蓄电池的容量也下降。例如在 50ºF 时，一个充满电的蓄电池可以放电 5 个小时，但在 0ºF 时以同样电流放电只能放电 1 小时。因为当温度下降时，化学反应的速度变慢。随着充放电次数的增加，蓄电池容量会逐步下降，一般当容量低于额定容量的 85%时，就不能装机使用了。

16.2.3 铅酸电池

16.2.3.1 结构

任何化学电池都由电极、电解液、隔板、电池容器及附件组成。航空铅酸电池由 12 个单体电池串联组成，单体电池的结构见图 16-2。每个单体电池输出电压 2.1V。单体电池的极板由铅-锑合金栅架组成，其中锑含量约在 7～10%。正极板上涂有糊状的二氧化铅（PbO2），负极板上涂有金属铅（Pb）。二氧化铅和铅都是参与化学反应的有效材料，称为活性物质。为充分利用活性物质，极板多为疏松多孔状，以便电解液渗入。正负极板间的隔板由多孔的高绝缘性能材料制成。电解液为硫酸（H2SO4）溶液。为减小重量，航空蓄电池的电解液数量相对较少，而浓度相应增加，密度为 1.280～1.300g/cm³(25ºC)。因为单体电池的内阻随正负极板的距离变大而迅速变大，为减小内阻，极板之间的隔隙应尽可能小。单体电池装在防酸容器中。由于电池工作时有气体逸出，所以每个单体电池上方装有泄气阀，用于排出气体，但电解液不会因直升机机动飞行而溅出。

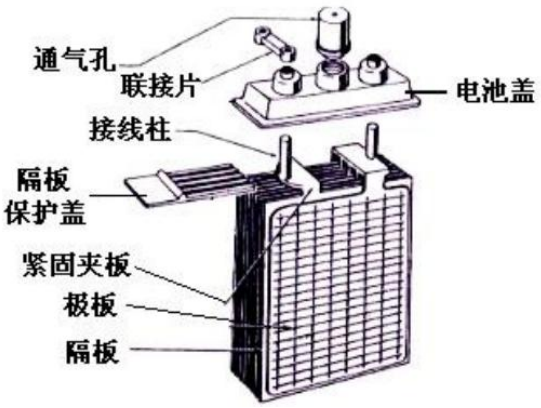


图 16-2 单体电池结构

16.2.3.2 充电状态判别

电池放电时，只能放到电池放电终止电压（1.8V），否则将影响电池的容量和寿命。充电时（指蓄电池离位充电），为保证飞行安全，电池必须充足电，但也不能过充。判断是否充足电可用以下三个方面来衡量：

（1）单体电池电压达到最大值（2.1V）（开路电压）并保持稳定；

（2）电解液比重不上升并维持不变；

（3）电池开始冒气泡

用电解液比重来衡量蓄电池充放电状态是比较可靠的方法。用比重计测量时，应考虑温度的影响。在27℃（80℉）时，比重计读出的数不需要补偿。高于或低于27℃时，读数需加上一个修正值，蓄电池手册中均有相应的修正表，可对应温度查出修正值，如15℃时测得的读数为1.240，经修正后的读数应为1.232。

16.2.4 镉镍电池

直升机常用的碱性蓄电池为镍镉蓄电池。镍隔蓄电池与铅酸蓄电池相比，具有储能大、自放电小、低温性能好、耐过充电和耐过放电能力强、寿命长、内阻小、维护性好等优点，尤其是大电流放电时，电压平稳，非常适合于启动发动机等短时大电流放电场合。目前大多数直升机上都采用碱性蓄电池。

16.2.4.1 结构

镍镉蓄电池由20个或19个单体电池串联组成，每个单体电池输出电压为1.22V。单体电池的基本结构与铅蓄电池相同。镍镉蓄电池正极板为活性物质三价镍的氢氧化物（碱式氧化镍）(Nickel Oxy Hydroxide)（NiOOH），负极板为镉（Cd）。电解液为氢氧化钾（KOH）水溶液（30％氢氧化钾和70％的水），KOH的密度为1.24～1.30g/cm3。每个单体电池上安装有泄气阀，泄气阀开启压力范围为2～10PSI（13.8～69kPa）。当蓄电池充放电时，尤其是过充时，会产生气体，当气体压力大于2PSI时，泄气阀打开，否则会引起蓄电池爆裂。当气压小于2PSI时，泄气阀关闭，防止空气中的酸性气体与蓄电池的电解液起反应而降低蓄电池容量；另一方面，也可以防止电解液在飞行中溅出。维护手册中规定，如果泄气阀在压力大于10PSI时不能打开，必须对泄气阀进行清洁和修理；如果泄气阀在压力小于2PSI时打开，说明泄气阀密封圈已损坏，必须更换。另外，蓄电池还装有温度保护开关，当蓄电池温度超过一定温度时切断蓄电池的充电电源。

由于碱性蓄电池在低温充放电时，如充电电压不变，会引起充电不足或放电容量下降。某些碱性电池上装有低温敏感开关和加热装置，当温度低于30℉（－2℃）时，接通加热电

路，当温度达 40℉（5℃）时断开。

16.2.4.2 充电状态的判别

电池放电时，只能放到放电终止电压 1V（单体），否则将影响电池的容量和寿命。充电时（指蓄电池离位充电），为保证飞行安全，电池必须充足，但也不能长时间过充。由于碱性蓄电池的电解液不参加化学反应，电解液比重基本不变，因此不能像铅酸蓄电池一样用测量电解液比重的方法来判断充电状态。

在实际使用中，可以利用充电电流和时间来确定蓄电池是否充足。将放完电的蓄电池用恒流充电法充电，充电的安时数大约为蓄电池额定容量的 140％。大多数碱性蓄电池要求采用二阶段恒流充电法。例如，型号为 SAFT40176 的碱性蓄电池共有单体电池 20 个，额定容量为 36Ah。开始充电时用大电流，一般用 C 或 C/2（C 为 1 小时放电速率，C＝蓄电池额定容量/1 小时）电流充电，然后用小电流 C/10 充 4 小时即可。如果时间允许，也可直接用 C/10 电流充 14 小时。

16.2.4.3 碱性蓄电池容量的确定

当蓄电池容量低于额定容量的 85％时，蓄电池就不能重新装上直升机。碱性蓄电池的容量只能用放电的方法来确定。方法如下：将充满电的蓄电池放置 12 小时后，用电流 C 或 C/2 或 C/4 放电，放到蓄电池电压为 20V（20 个单体电池，19 个单体电池为 19V）或第一个单体电池电压低于 1V 时停止放电，放电电流乘上放电时间就是该蓄电池的容量。

16.2.5 充电方式

目前，蓄电池充电设备种类繁多。从充电方式看，有恒压充电、恒流充电和恒压恒流充电三种方式。由于蓄电池充满后，存在自放电现象，为维持蓄电池容量，在直升机上还采用浮充电方式。

16.2.5.1 恒压充电

恒压充电是指在充电过程中，充电电压恒定不变，同时，充电设备的输出电压应高于蓄电池电压。

这种充电方式的优点是：

（1）在充电设备能提供足够充电电流的情况下（大于 10C），充电速度快。在开始充电的 30 分钟内，就可以将完全放电的蓄电池充到 90％的容量；

（2）充电设备简单；

（3）电解液的水分损失比较小。

其缺点是：

（1）冲击电流大。当蓄电池完全放电以后，电压很低，而充电电压保持不变，这时冲击电流很大。如一个40Ah的蓄电池，冲击电流可能达到400A，随着蓄电池电压的上升，充电电流逐步减小；

（2）由于各单元电池的内阻、极板、电解液不能完全一样，恒压充电时，每个单元电池分配的电压不相等，容易造成单元电池充电不平衡，有些单元过充，有些单元充不足；

（3）当充电设备的电压设定过高或过低时，容易造成蓄电池过充或充电不足。对碱性蓄电池容易造成“热击穿”和“容量失效”。

为了防止冲击电流过大，损伤蓄电池和充电设备，有些充电设备采用恒压限流的充电方式，即在蓄电池开始充电时进行电流限制，当然这种充电方式充电时间相对比较长。

16.2.5.2 恒流充电方式

恒流充电是指在充电过程中，电流维持恒定，充电设备的输出电压随蓄电池电压的变化而改变。

这种充电方式的优点是：

（1）没有过大的冲击电流；

（2）不会引起单元电池充电不平衡；

（3）容易测量和计算出充入蓄电池的电能（Ah）；目前蓄电池离位充电大多采用这种充电方式。

缺点是：

（1）充电时间长；

（2）过充时电解液水分损失相对要多；

（3）充电设备比较复杂。

采用二阶段恒流充电法可以克服恒流充电时间长的缺点，一般采用大电流（C）充1个小时，再用小电流（C/10）充3～4小时。这种充电方式有效地克服了恒流充电法充电时间长的缺点，并且减小了充电过程中的水分损失，但充电设备比较复杂。没有大、小电流自动转换功能的充电设备需要人工调节。

实现恒流充电有两种基本方式，一种是采用模拟控制的方法实现电流恒定，另一种方法是采用脉宽控制方法，充电电流是间断的。当控制管导通时间上升、截止时间下降时平均充电电流上升，反之平均电流下降。电流波形如图16-3所示。

这种充电方式能有效防止碱性蓄电池的容量失效，因此得到了广泛应用。

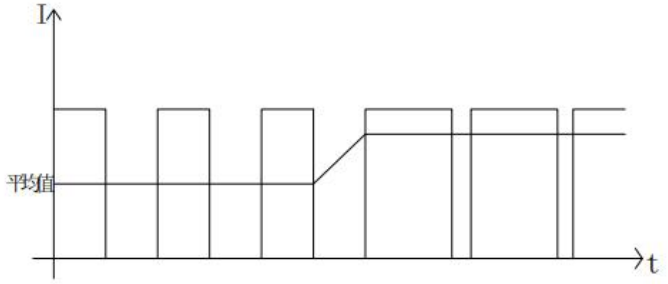


图 16-3 脉宽控制恒流充电原理

16.2.5.3 恒流恒压充电方式

当蓄电池开始充电时采用恒流充电方式，充电一定时间后自动转换到恒压充电方式。这种充电方式集中了恒压、恒流充电的优点，克服了恒压、恒流充电的不足，但充电设备比较复杂。现代直升机上安装的充电器大多采用这种方式。

16.2.5.4 快速充电方式

快速充电时，为了缩短充电时间（充电时间为 1 小时），一般采用大电流（≥2C）充电。但是，大电流充电会使电池产生极化现象。所谓极化现象是指蓄电池在充（放）电过程中，尤其是大电流充（放）电时，电池的极板电阻增加（欧姆极化）；另一方面，造成正负极板附近电解液浓度与其他地方不一样（浓差极化），从而使电化学反应速度减慢，导致温度上升，析气增加。为了克服电池极化，在充电过程中加入放电脉冲，即采用充电→放电→充电模式。当然是充入的电量多，放出的少。这种充电方式能有效克服电池的极化现象，消除碱性蓄电池的记忆效应，充电效率高，速度快，因此在航空和地面蓄电池充电中得到了广泛应用。但这种方法容易出现过充或单体电池损坏的后果。充电时要严格按照程序进行。

16.2.5.5 浮充电

由于蓄电池存在自放电现象，因此为维持蓄电池容量不减少，必须对充满的蓄电池进行浮充电。在直升机上进行浮充电时，将蓄电池连接到比蓄电池电压略高的直流电源上。浮充电电流的大小与蓄电池的环境温度、清洁程度和容量有关。在 15℃～33℃范围内，对于一般碱性蓄电池来说，1Ah 需要浮充电电流 3mA 左右（酸性蓄电池略高），一个 40Ah 的蓄电池需浮充电 120mA 左右。当温度升高时，浮充电流应有所增加

16.2.6 机载蓄电池充电器

蓄电池除在地面进行定期容量检测和维护外，为保证蓄电池一直处于充满状态，在直升机上都要给蓄电池充电。早期的直升机尤其是装有酸性蓄电池的直升机，将蓄电池直接连接在直流汇流条上给蓄电池充电，即采用恒压充电方式充电。在现代直升机上都装有专用蓄电

池充电器。蓄电池充电器有两种基本形式，一种是充电器只有恒压充电模式，另一种充电器具有恒流和恒压充电模式。

恒压式蓄电池充电器在整个充电过程中电压恒定，由于碱性蓄电池长期进行恒压充电时，容易造成蓄电池热击穿和“容量失效”，这是碱性蓄电池（主要指镍镉蓄电池）的固有特性。当碱性蓄电池长期进行恒压充电时，有时会出现蓄电池电压不上升反而下降的情况，使充电电流不断上升，蓄电池产生过热而烧坏，甚至发生火灾。因此，这种充电器必须具有良好的蓄电池超温保护功能和限流功能。目前，现代直升机上一般安装具有恒流和恒压充电模式都有的蓄电池充电器，下面重点介绍这种充电器。

蓄电池充电器在开始给蓄电池充电时，采用恒流充电方式，当蓄电池电压达到转折电压时，充电器自动转换到恒压模式。恒压充电模式主要用于给蓄电池浮充电，并向热蓄电池汇流条供电。

充电曲线见图 16-4 所示。开始对蓄电池充电时，采用恒流充电，充电电流在 1C 左右。

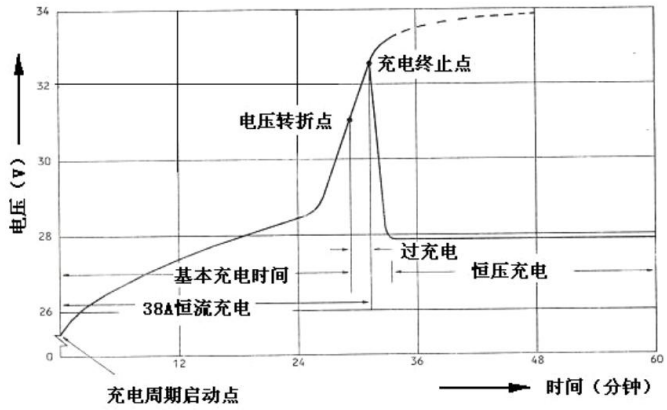


图 16-4 恒流和恒压充电曲线

随着充电的进行，蓄电池电压升高，当电压升高到一个转折电压值时自动转换到恒压充电模式，电压为 27.75V。充电器一方面给蓄电池进行浮充电，另一方面给热蓄电池汇流条供电。

转折电压值随蓄电池型号和温度的不同而不同，一般在室温下的转折值为 31.4V，当温度降低时，转折电压值升高。转折电压值由蓄电池充电器根据蓄电池温度计算得出。

恒流充电时间决定于蓄电池的状态（如蓄电池的电已完全放完，或仅放了一部分）和蓄电池温度。当蓄电池电压达到转折电压值时，为保证蓄电池充足，还需要一段时间的过充电，在地面时过充电一般采用 C/10 的小电流，过充时间约为基本充电时间的 10%左右。有些充电器的充时间是一定的，过充时间为 8 个脉冲。有些充电器在过充时采用恒压方式充电。

有些充电器还具有变压整流（TR）工作模式，可代替 TRU 向直流负载供电。充电器在恒压充电和 TR 模式的主要区别是工作在 TR 模式时，输出电流大。

16.2.7 蓄电池的维护

维护蓄电池应该严格按照生产厂家的使用说明书和维护手册进行。

由于酸性蓄电池和碱性蓄电池的电解液在化学性能上是相反的，因此，酸碱蓄电池的维护车间应该间隔开，并保持良好的通风。

由于蓄电池的电解液具有腐蚀性，不要让手或皮肤直接接触电解液。如不慎溅出了电解液，应立即中和。碱性蓄电池电解液应用醋或硼酸进行中和，酸性蓄电池电解液用苏打中和，然后用清水冲干净。

使用中应保持蓄电池清洁，防止自放电。

在充电过程中，随着化学反应的进行，蓄电池温度随之升高。一般要求蓄电池温度不超过 125°F，如果蓄电池温度太高，应降低充电电流。

充电时排气孔一定要畅通。由于在充电过程中或过充时，会释放出氢气和氧气，形成易爆的混合气体，因此不能有明火存在，应采用防爆电气设备并保持良好的通风。

16.3 直流电源系统

16.3.1 直流发电机

16.3.1.1 直流发电机（DC generator）

典型的直升机直流发电机如图 16-5 所示，其结构主要由定子、转子、整流子（换向器）、电刷组件等部分构成。

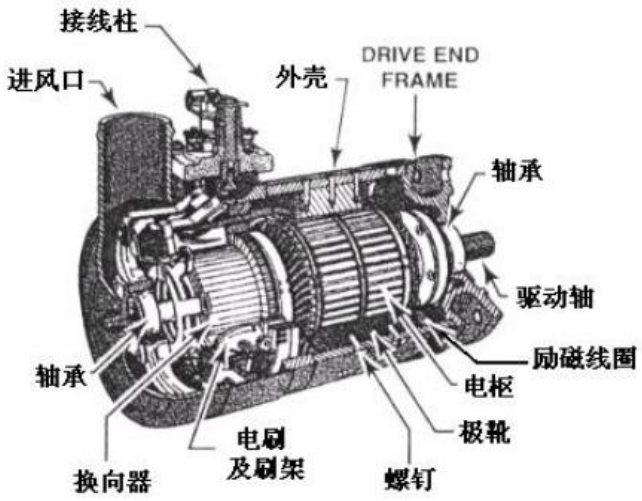
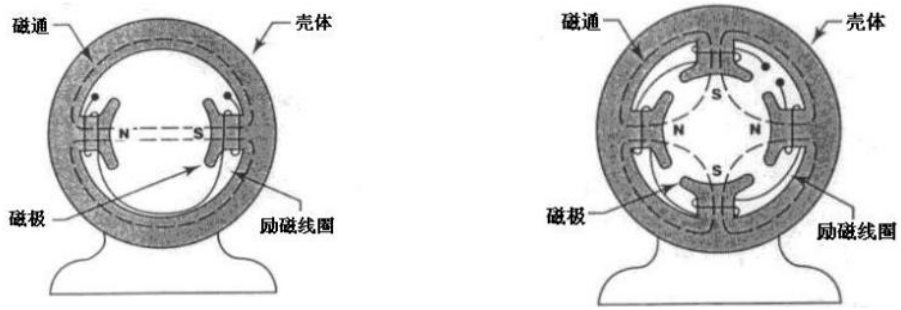


图 16-5 恒流和恒压充电曲线

1.结构

定子:定子主要由磁极、励磁线圈、电刷组件和壳体组成。磁极和励磁线圈用来产生磁场；壳体的作用有两个：一是为磁极产生的磁场提供磁通路，二是作为发电机的机械结构，用于安装固定发电机和其它部件。壳体由铁磁材料构成。图 16-6 分别是（a）两极电机和（b）四极电机的定子结构图。



（a）两极电机 （b）四极电机

图 16-6 定子结构图

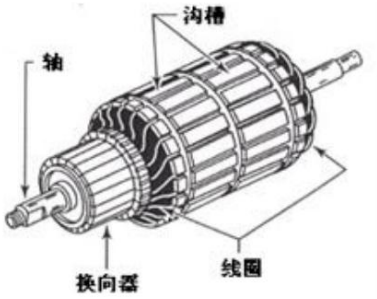


图 16-7 转子组成



图 16-8 电刷结构

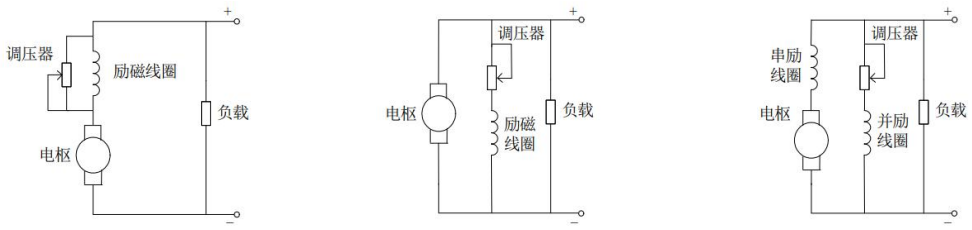
转子：转子由铁心、电枢线圈、换向器和转轴组成，如图 16-7 所示。电枢线圈在转子转动时，切割磁力线，产生交流电动势。每个电枢线圈的两端按规定的顺序连接在换向器上。

换向器和电刷组件：换向器和电刷组件的作用是将电枢线圈产生的交流电转换成直流电，由电刷输出。电刷结构如图 16-8 所示，电刷表面在弹簧的作用下与换向器表面紧密接触。电刷装在刷架上，刷架安装在定子上。

2.励磁方式

根据励磁线圈的接线不同，直流发电机可以分为串励式、并励式和复励式，如图 16-9 所示。串励式发电机的励磁线圈与负载电路串联，励磁电流随负载的增加（电阻减小）而增大，使发电机输出电压上升。要维持电压不变，可在励磁线圈两端并联一可变电阻（调压器）分流一部分励磁电流。这种发电机多用在恒速恒负载或启动电流大的负载情况下。其缺点是电压调整困难，因此直升机上一般不使用。并励发电机的励磁电流小，电压调整相对容易，

一般小型直升机都采用这种发电机。复励发电机兼有串励和并励发电机的特点，常用于直流启动发电机

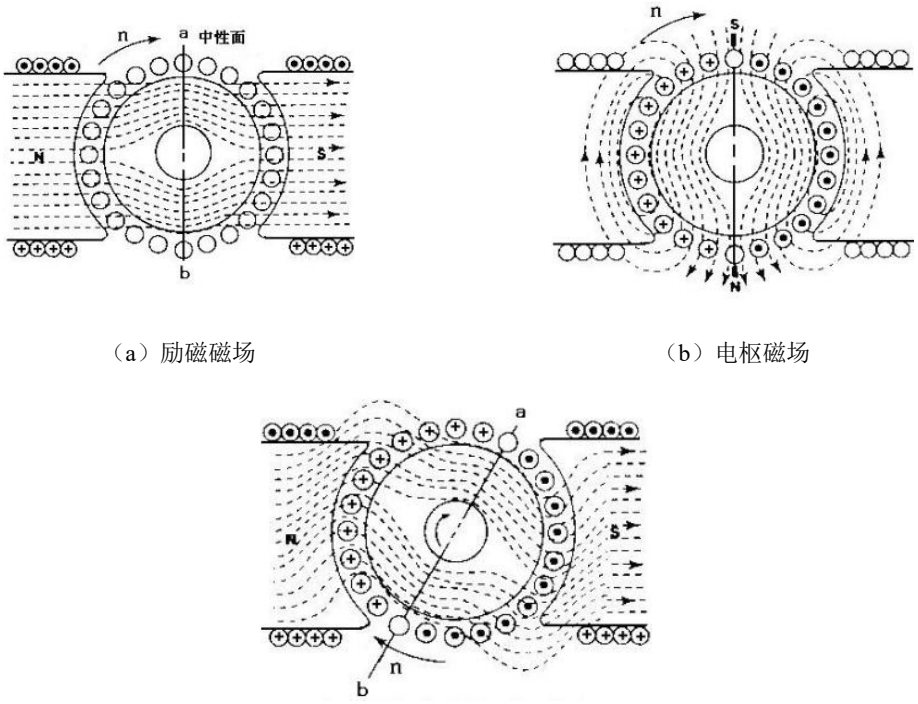


（a） （b） （c）

图 16-9 直流发电机的励磁方式

3.电枢反应

当接通发电机负载时，电枢线圈中就有电流流过。根据电磁定律，在电枢线圈中就会产生磁场，该磁场称为电枢磁场。电枢磁场与主磁场（由励磁线圈产生）相互作用，使主磁场发生扭曲。磁场扭曲程度随发电机输出电流的增大而增大。主磁场畸变除了降低发电机效率外，还使换向时产生火花，严重时会烧坏整流子和电刷。图 16-10（a）表示只有励磁磁场，没有电枢电流（发电机不输出）时的磁力线分布情况；图 16-10（b）表示发电机没有励磁，只有电枢电流产生的磁场；图 16-10（c）表明两个磁场同时存在时，电枢电流产生的磁场对主磁场产生的影响，这种影响称为电枢反应。



（a）励磁磁场 （b）电枢磁场

（c）合成磁场

图 16-10 电枢反应

解决电枢反应的方法有两种：一种方法是电刷架可调，使电刷安装在合成磁场的中性面上（见图16-10（c）中的ab线）。但当发电机输出电流变化时，产生的磁场强度也改变，磁场中性面的位置也会发生变化。一般将电刷调定在发电机输出额定电流时的中性面位置上，但当发电机的负载电流偏离额定值时换向会产生火花。小型发电机一般采用调整电刷位置的方法。另一种是增加换向磁极，换向磁极线圈与电枢线圈串联。输出电流越大，产生的换向磁场就越强（见图16-11），用于抵消电枢反应的影响。较大的发电机一般采用换向磁极的方法或两种方法都采用。

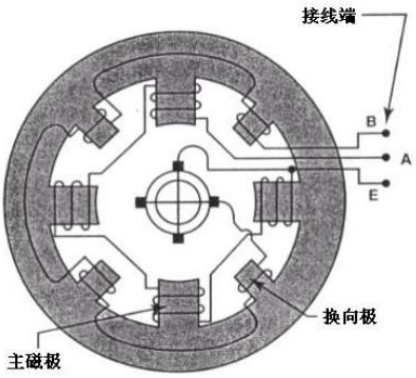
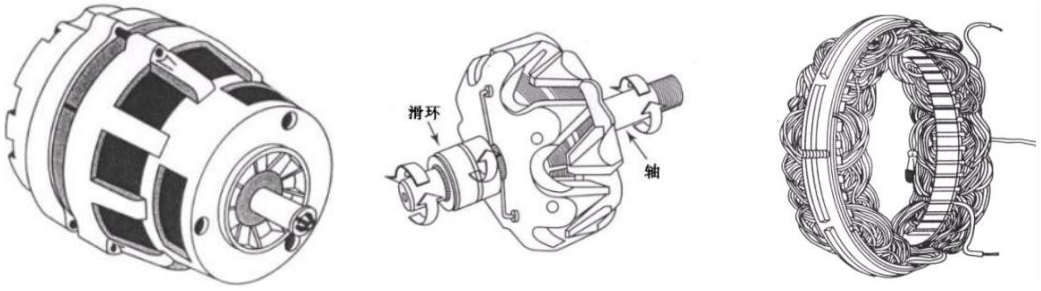


图16-11 换向磁极

16.3.1.2 交流-直流发电机（DC alternator）

为了克服直流发电机换向困难（尤其是在高空）、换向时产生火花及换向器和电刷的维护工作量大的缺点，可以采用交流-直流发电机（见图16-12（a））。其基本原理是采用交流发电机，交流发电机发出的交流电经二极管整流后变成直流电，再输送到直升机电网供负载使用。

交流-直流发电机由转子（见图16-12（b））、定子（图16-12（c））和整流器组成。



（a）总成外观 （b）转子 （c）定子

图16-12 交流-直流发电机构造

与直流发电机相反，交流-直流发电机的励磁线圈装在转子上，励磁电流通过电刷和滑环（见图16-12（b））加到励磁线圈上，因此磁场是转动的。由于输入的是直流电，所以

没有换向问题。三相星型连接的电枢线圈装在定子上，三相交流电通过6只整流二极管全波整流成直流电后输出（见图16-13）。图中F为励磁线圈，装在转子上，三相电枢线圈和整流二极管装在定子上。

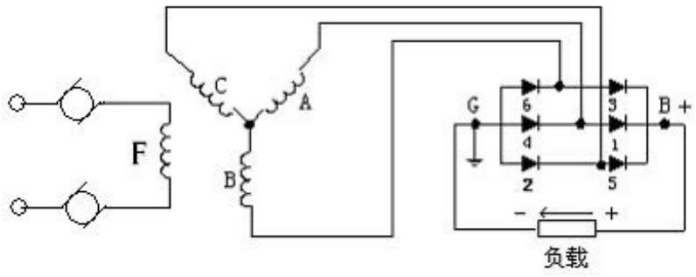


图16-13 交流-直流发电机的全波整流电路

16.3.1.3 两种直流发电机的优缺点

直流发电机(DC generator)主要有以下几方面的优点：

（1）能作为启动发电机用。启动发动机时，用作电动机，发动机启动后转为发电机状态，一机两用，从而减轻机载设备的重量；

（2）改变励磁方式可以做成不同特性的发电机或电动机。

但直流发电机也有以下缺点：

（1）高空时由于湿度和空气密度低，换向困难，电刷磨损严重；

（2）换向时产生火花，对机载电子设备产生干扰；换向器和电刷磨损大，维护工作量大；

（3）结构复杂，重量重。

交流-直流发电机（DC alternator）具有以下优点：

（1）结构简单，重量轻；

（2）无机械换向装置，高空性能良好，工作可靠，维护工作量小。

交流-直流发电机的主要缺点有：

（1）不能作为启动发电机用；

（2）过载能力较差。

16.3.2 调压器

直升机直流电源的额定电压典型值为28V，但当负载变化或发电机转速改变时，电压将偏离额定值，因此，必须有调压器来自动调整发电机的励磁电流，以保持输出电压恒定。增加发电机的励磁电流，发电机输出电压增高，反之则减小。

常用的调压器有振动式调压器、炭片调压器和晶体管调压器等。

16.3.2.1 振动式调压器

振动式调压器的原理电路如图16-14所示，主要由以下几部分组成：

（1）电磁铁——用于敏感发电机的电压。电磁线圈并联在发电机输出端，电压越高，电磁铁产生的电磁吸力越大。电磁铁的作用是要拉开触点；

（2）弹簧——弹簧的作用是要使触点闭合；

（3）触点——触点闭合，使电阻短路，励磁电流增大，发电机电压升高；

（4）电阻——触点断开时，将电阻串入励磁线圈，使励磁电流减小，发电机电压下降。

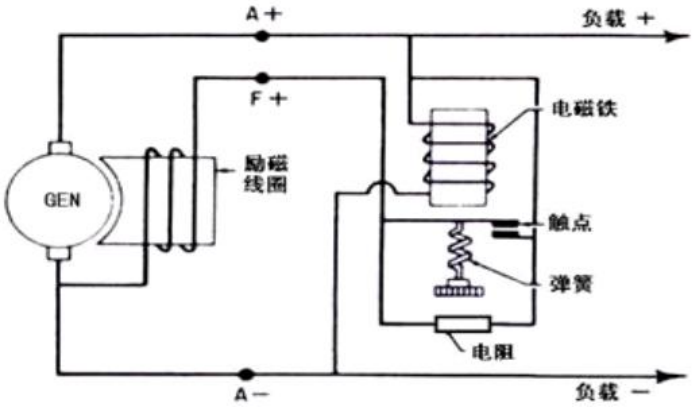


图16-14 振动式调压器

振动式调压器的工作原理简述如下。

当发电机开始转动时，发电机自激发电，此时由于发电机电压低，电磁铁吸力小，弹簧的拉力大于电磁铁的吸力，使触点闭合，励磁电流上升，发电机输出电压上升。当发电机电压上升到一定值（大于额定值）时，电磁铁吸力大于弹簧拉力，触点打开，这时电阻串入到励磁线圈中，使励磁电流下降，发电机电压下降。当发电机输出电压下降到一定值（小于额定电压）时，弹簧拉力又大于电磁铁吸力，触点合上，将电阻短路，发电机电压上升……。如此循环，就可以使发电机电压稳定在28V。调整弹簧拉力，就能调整发电机的输出电压值。

这种调压器主要用于小型发电机，其优点是结构简单，重量轻。缺点是触点频繁开合，容易磨损和产生干扰；且发电机输出电压有微小波动。

16.3.2.2 晶体管调压器

为克服振动式调压器机械触点开合引起的问题，可以采用无触点开关，即用大功率晶体管代替机械触点。典型晶体管调压器原理如图16-15所示。

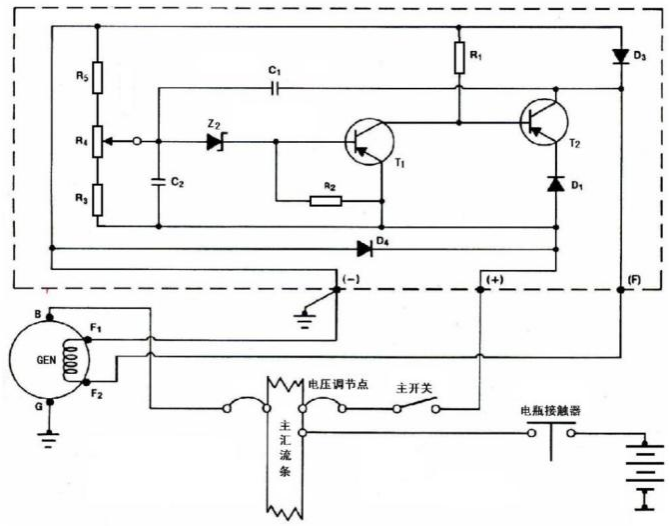


图 16-15 典型晶体管调压器原理图

电路主要由以下两大部分组成：

（1）电压敏感电路——由电阻 R3、R4、R5 和电容 C2 组成。

（2）开关放大电路——由三极管 T1、T2 和二极管 D1、稳压管 Z2 及电阻 R1、R2 组成。

晶体管调压器的工作原理与振动式调压器基本相同。当发电机电压低于一定电压时，稳压管 Z2 截止→T1 截止→T2 导通，电源“＋”端通过 D1、T2 加到励磁线圈的 F2 端，再回到电源的“－”端，使发电机电压上升。当电压上升到一定值时，Z2 击穿导通→T1 导通→T2 截止，励磁线圈断电，（励磁线圈中的反电势通过续流二极管 D3 释放），发电机输出电压下降。当电压下降到一定值时，Z2 又截止……。如此循环，使发电机输出电压保持在额定值上。当负载增大时，T2 的导通时间变长，截止时间变短，以维持输出电压不变。调整 R4，就能调定发电机的输出电压值。

C1 为负反馈电容，用于提高调压的稳定性。二极管 D4 的作用是防止调压器或发电机极性接反，起到保护调压器的作用。晶体管调压器具有调压精度高、体积小、重量轻、工作可靠等优点，目前被大多数直升机所采用。

16.3.2.3 炭片调压器

晶体管调压器和振动式调压器都采用通断励磁电流来调节发电机电压，这会引起发电机电压在小范围内波动，从而影响动态稳定性。为使发电机输出电压的波动减小，在励磁电路中串联一个可变电阻，通过改变可变电阻值来改变励磁电流，炭片调压器就是采用了上述原理（见图 16-16）

炭片调压器各组成部分及功用如下：

（1）炭柱——由一片一片炭片叠成，炭柱电阻的大小与加在炭柱上的压力成反比，压力越大，电阻越小。炭柱上所受的压力等于弹簧压力减去电磁吸力；

（2）弹簧——弹簧的作用是压紧炭柱，使炭柱电阻减小；

（3）电磁铁——电磁铁产生的电磁力的作用是拉松炭柱，使炭柱电阻增加；

（4）调节电位器或调节螺钉——用于调整电磁铁的电流，从而调整发电机的额定输出电压。

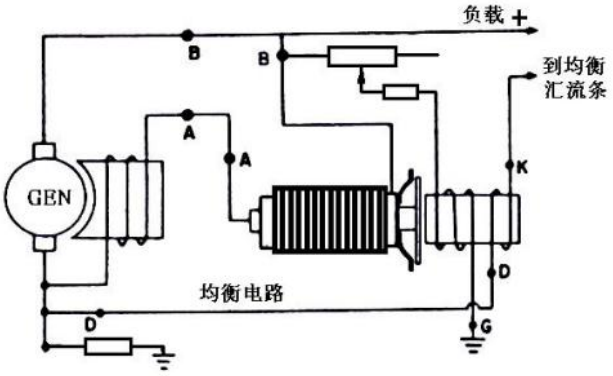


图 16-16 炭片调压器

炭片调压器的工作原理简述如下：

当电压升高时→电磁拉力增大→炭柱被拉松→电阻增大→励磁电流减小→电压下降；当电压下降时→电磁拉力下降→炭柱被压紧→电阻减小→励磁电流增大→电压升高。这样就可以使电压保持恒定。炭片调压器一般用于大功率直流发电机中。

16.3.3 反流割断器（反流保护器）

发电机正常供电时，其输出电压高于直升机蓄电池电压，给蓄电池充电；当某些原因造成发电机电压低于蓄电池电压时，蓄电池电流就会倒流入发电机，使发电机变成电动机,这种现象称为反流。反流会导致蓄电池电能在很短的时间内耗尽，失去应急电源的功能，给飞行安全带来隐患，这是绝对不允许的。因此，直流电源系统都装有反流割断器，当出现反流时，及时切断发电机输出与蓄电池的连接。图 16-17 为反流割断器原理图。

反流割断器主要由电磁铁和一个触点组成。电磁铁上绕有一个电压线圈和一个电流线圈。当发电机电压高于蓄电池电压时，电压线圈产生的电磁拉力使触点合上，这时电流流过电流线圈，电流线圈产生的电磁力与电压线圈产生的拉力方向相同，使触点更紧密地闭合；当发电机电压低于蓄电池电压时，电流反向流动，这时电流线圈所产生的电磁力与电压线圈的拉力相反，使电磁拉力减小，触点在弹簧作用下分开，这样就断开了发电机与蓄电池的联系。

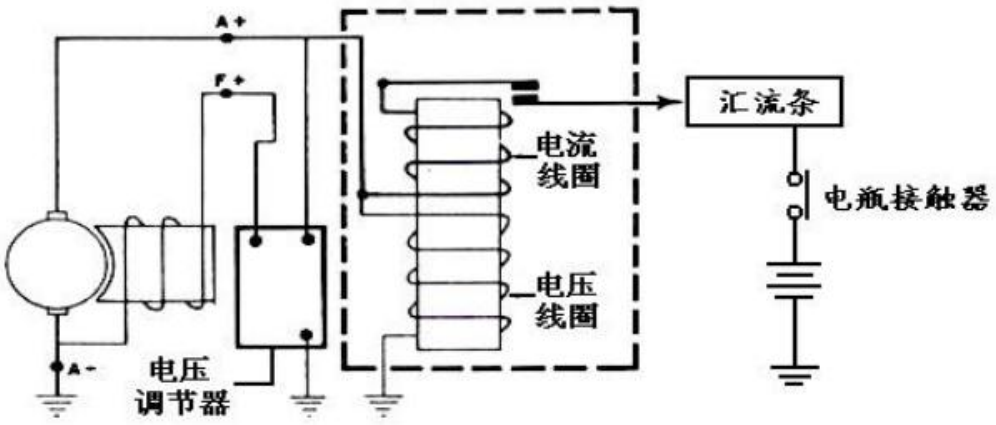


图 16-17 反流割断器原理图

16.3.4 直流电源的并联供电

直流电源并联供电的条件比较简单，主要有以下两方面：

（1）发电机电压极性相同；

（2）发电机输出电压相等；

并联供电主要有以下优点：

（1）供电质量高。并联供电时电网总容量增大，当负载突变时，对电网造成的扰动小。

（2）供电可靠性高。在并联供电系统中，各发电机互为备用，当其中一台发电机故障时，不会对电网上的用电设备造成影响，可以实现不间断供电。由于直流电源并联控制比较简单，两台及以上直流发电机多采用并联供电。

直升机上一般采用同容量的发电机并联，并联运行时要求各台发电机承担的负载要相同，以防止有的发电机过载、有的发电机欠载的情况。现以两台直流发电机并联供电为例，说明并联供电时均衡负载的原理。

虽然在直升机上一般都采用同型号的发电机和调压器，但由于发电机及调压器的特性和安装不可避免地存在一定的差异，因此并联供电时负载分配一般是不均衡的，这就需要采取措施来均衡负载。调压器不同，均衡措施也不同。下面以炭片调压器和晶体管调压器为例，说明负载均衡的原理。

16.3.4.1 炭片调压器的负载均衡电路

炭片调压器的负载均衡原理电路如图 16-18 所示。

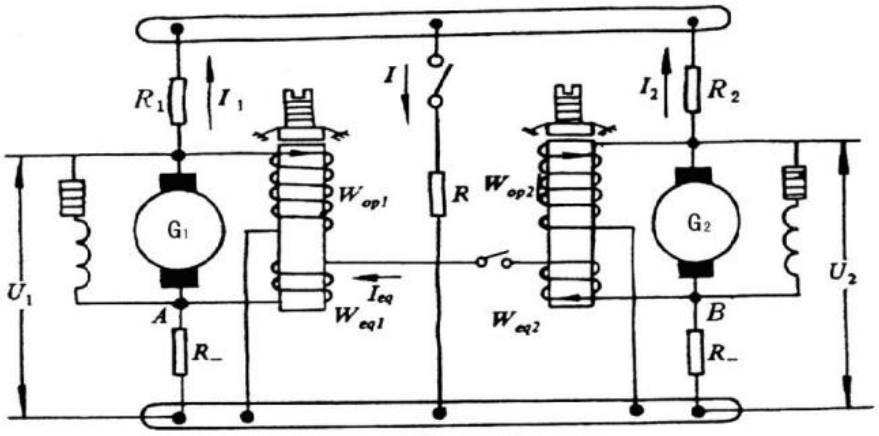


图 16-18 炭片调压器的均衡原理电路

在炭片调压器中，均衡线圈分别为 Weq1 和 Weq2。为了测量发电机的输出电流，在发电机的负极性端接入电阻 R－，R－一般为换向磁极的线圈电阻和接线电阻。R1、R2 为正线电阻，包括馈线电阻和接触电阻等。

设 1 号发电机 G1 的输出电流大于 2 号发电机 G2 的输出电流，即 I1＞I2，这时，A 点电位小于 B 点电位（以地为参考点），电压 UBA 使两个均衡线圈中有电流流动。根据右手螺旋定则，可以判断出各台发电机均衡线圈中产生的磁通方向也各不相同，因此其作用也不相同。可分析如下：

对 G1：均衡线圈 Weq1 产生的磁通与 G1 调压器工作线圈 Wop1 产生的磁通方向相同，因此对炭柱的拉伸力增大，使炭柱电阻增加，励磁电流下降，使 G1 输出电压下降，输出电流 I2 随之减小。

对 G2：均衡线圈 Weq2 产生的磁通与 G2 调压器工作线圈 Wop2 产生的磁通方向相反，因此对炭柱的拉伸力减小，炭柱电阻减小，励磁电流增大，使 G2 输出电压上升，输出电流 I1 增大。

当 I1＜I2 时，可作同理分析。这样就使两台发电机的负载得到均衡。在均衡线圈之间必须装一个开关，便于发电机单独供电时调压器的正常工作。

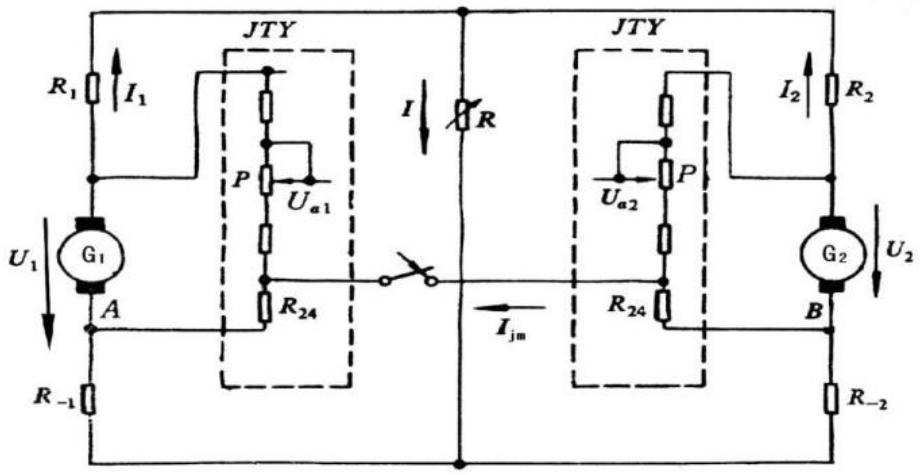


图 16-19 晶体管调压器的均衡原理电路

16.3.4.2 晶体管调压器的均衡电路

在调压器的敏感电路中接入均衡电阻 R24（见图 16-19）。

设 1 号发电机 G1 的输出电流大于 2 号发电机 G2 的输出电流，即 I1＞I2，这时的 A 点电位小于 B 点电位（以地为参考点），电压 UBA 使两个均衡电路中有电流流动。

对于 G1，均衡电阻 R24 上的压降为上正下负，使 G1 调压器敏感到的电压 Ua1 增加，调压器使 G1 的输出电压减小，则 G1 输出电流 I1 也随之减小。

对于 G2，均衡电阻 R24 上的压降为下正上负，使 G2 调压器敏感到的电压 Ua2 下降，调压器使 G2 的输出电压增加，则 G2 的输出电流 I2 也增加。

当 I1＜I2 时，可作同样分析。这样就可以使两台发电机的负载得到均衡。在均衡电阻之间必须装一个开关，便于发电机单独供电时调压器的正常工作。

16.3.5 直流电源系统的优缺点

直流电源系统主要有以下优点：

（1）直流电能可以用蓄电池储存，使直升机在失去主电源后，能由蓄电池供电而安全着陆；

（2）容易实现并联供电，提高供电质量；

（3）直流电源系统供电简单，只需一根导线，另一端接机体；

（4）直流电机的起动力矩比交流电机大；且能实现启动机和发电机合二为一，从而减轻重量；供电电压低（28V），对人员比较安全；

（5）控制保护设备简单；电源系统的重量相对比较轻。

直流电源的缺陷主要表现在：

（1）高空换向困难（对直流发电机）；电压变换困难，变换效率低；

（2）产生噪音和干扰（电刷和换向器）；

（3）功率小，一般单机容量不超过13.5kW；功率/重量比小，直流启动发电机的功率/重量比仅为0.7，而变频交流电源为2.5，恒速恒频交流电源为1.9。

16.3.6 直流电源系统的质量要求

为了保障飞行安全，在直升机上安装的直流电源系统必须满足适航条例规定，所有运输机必须有直流应急电源系统（蓄电池），并保证在主电源失效后至少能飞行半小时。直流电源系统应分为主电源系统和应急电源系统。对电压的具体要求如表17-1所示。

欠压时（电压低于21V），采用4-7秒固定延时，切断发电机输出。过压采用反延时（电压超过32V），即电压越高，延时时间越短。过压时切断发电机输出和励磁，以保护发电机本身和负载。另外，直流电源系统还具有短路保护功能。

表17-1 直流电源质量要求

	主电源系统（V）	应急电源系统（V）
电源汇流条电压	26～29	20～29
允许电压降	－2/＋0	－2/＋0
正常电压范围	24～29	－
应急电压范围	－	18～29
过欠压保护	±3（21～32）	－
电压波动	＜2V	－

16.4 交流电源系统

交流电源系统与直流电源系统相比，主要有以下优点：

（1）发电机没有换向问题，减少了噪音、电磁干扰和维护工作量；

（2）电压变换容易，适用于不同电压等级的用电设备；

（3）交流电经变压整流器很容易变成低压直流电，且转换效率高；

（4）发电机输出功率大，最大可达到250kVA；

（5）输出电压高，使配电导线重量下降。

交流电源的不足之处有：

（1）并联供电比较困难；

（2）恒频电源系统需要恒速传动装置或变频设备或恒速发动机；

（3）交流电机起动力矩比直流电机小；

（4）交流电不能像直流电一样用蓄电池储存起来。

由于交流电源优点突出，目前大、重型直升机上大都采用交流电源系统。

16.4.1 交流电源系统的分类

航空交流电源系统主要分为恒频和变频两大类。其中恒频交流电源根据实现恒频的方式不同又分为了恒速恒频（CSCF:constant speed constant frequency）和变速恒频（VSCF:variable speed constant frequency）两种。而变频交流电源主要是指的变速变频交流电源系统（VSVF:variable speed variable frequency），根据不同的发动机传动发电机带来的频率变化范围不同，又分为窄变频（narrow-range VF）和宽变频（wide-range VF）两种。。

16.4.1.1 变速变频交流电源系统（VSVF）

在变速变频交流电源系统中，交流发电机是由发动机通过减速器直接驱动的，如图16-20。这种电源输出的交流电的频率随发动机转速变化而变化。早期的涡桨发动机由于转速变化范围不大，通过减速器传动发电机发出的交流电频率变化范围在360~650Hz，发电机调定电压120V，此类变速变频交流电源也被称为窄变频交流。新一代多电飞机普遍采用调定电压更高的235V，360~800Hz宽变频交流电源。

这种系统不需要恒速传动装置，结构简单，可靠性高，维护工作量小，重量轻。不足之处是：由于频率的变化，对电机类用电设备的要求随之提高。需要恒频交流电的场合，由逆变器提供。

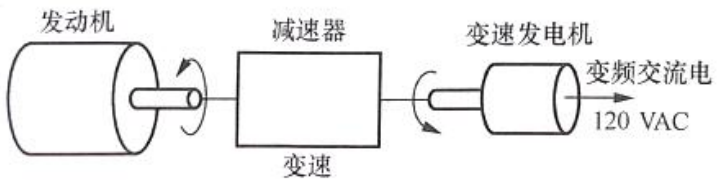


图16-20 变速变频电源系统传动发电原理图

16.4.1.2 恒速恒频交流电源系统（CSCF）

在恒速恒频交流电源系统中，发电机是通过恒速传动装置（CSD:constant speed drive）驱动的，因此发电机输出恒频交流电。如图16-21。

恒速恒频电源系统的优点是：恒频交流电对航空器上的各种负载都适用，配电简单；恒频交流电源系统可以单台运行，也可以并联运行，以提高供电可靠性和供电质量。不足之处是：CSD增加了重量和成本，功率/重量比小于变速变频电源系统。

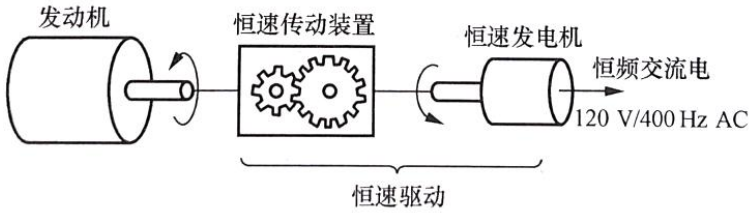


图 16-21 恒速恒频电源系统传动发电原理图

16.4.1.3 变速恒频交流电源系统（VSCF）

由于 CSD 结构复杂，成本高，维护比较困难，随着电力电子技术的发展，目前已研制成功了变速恒频电源系统。见图 16-22。该系统不用 CSD，发电机由发动机直接驱动，发电机输出的变频交流电经变流器变换为恒频交流电。

变速恒频交流电源系统的主要优点是：取消了 CSD，重量有所减轻、发电效率高。不足之处是：允许的工作环境温度比较低，过载能力差，结构复杂，可靠性相对较低，维护比较困难。

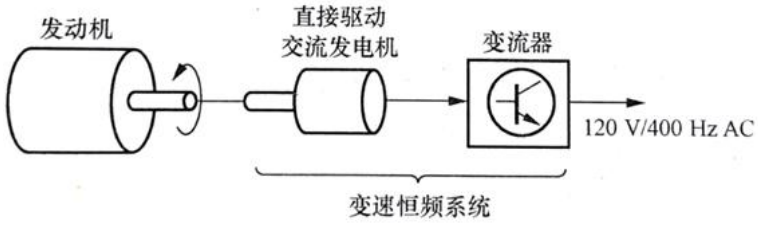


图 16-22 变速恒频交流系统传动发电原理图

16.4.2 恒频交流电源系统的基本要求

直升机发动机转速基本恒定，连接在直升机主减速器上的发电机输出频率变化范围很小基本能达到恒频交流电源的频率要求（部分参数可参见表 17-2）。因此直升机交流电源通常被认为是恒频交流电源系统。故而直升机采用的恒频交流电源并不涉及到恒速传动装置，本部分给出了根据国际航空电源标准（ISO1540：2006E），航空 400Hz,115/200V 三相正弦交流供电应满足的稳态参数，详见表 17-2。

表 17-2 400Hz，115/200V 三相交流供电稳态参数（用电设备端）

稳态参数		正常供电	非正常供电	应急供电
相电压	三相平均值（Vrms）	104.0–120.5	95.5–132.5	104.0-120.5
	单独相（Vrms）	100–122	94–134	100–122
	最大不平衡（Vrms）	6		8
	移相（°）	116–124		

电压调制	最大峰谷振幅（Vpk）	4.0		
电压波形	波峰因数	1.26–1.56		
	总谐波因数	＜8%		＜10%
	单次谐波	＜6%		＜7.5%
	直流分量（Vd.c.）	-0.1–+0.1		
频率	额定频率（Hz）	390–410	360–440	360–440

16.4.3 交流发电机的结构和工作原理

航空机载交流电源普遍采用同步发电机。同步发电机类型可以根据其励磁方式来划分。按励磁系统结构中是否带有电刷，可分为有刷交流发电机和无刷交流发电机两大类。每一类中又包含自励和他励两种方式。由于有刷交流发电机存在输出功率小、可靠性差、维护工作量大的缺点，目前直升机上大多采用无刷交流发电机。

对直升机交流发电机励磁系统的基本要求是：起激可靠，短路时具有瞬时强激磁能力，从而保证保护装置可靠动作。

下面重点介绍无刷交流发电机的结构和工作原理。根据励磁方式不同，可分为自励和他励两种方式，又称为二级式和三级式无刷交流发电机。

16.4.3.1 二级式无刷交流发电机（自励）

二级式无刷交流发电机主要由交流励磁机、主交流发电机和旋转整流器组成。结构示意图如图16-23所示。图中，ABC为三相输出，AF接调压器。原理电路如图16-24所示。

交流励磁机的励磁线圈和主交流发电机的三相输出线圈装在定子上。交流励磁机的三相输出线圈、旋转整流器和主交流发电机的励磁线圈装在转子上。

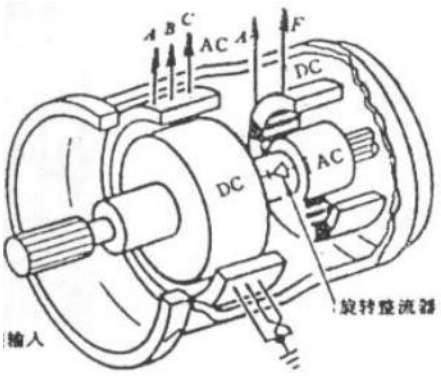


图16-23 二级无刷交流发电机结构示意图

二级无刷交流发电机的发电原理分析如下：

当发动机带动发电机转子转动后，交流励磁机的转子电枢绕组切割剩磁产生剩磁电压，经旋转整流器整流后输送到主交流发电机的转子励磁线圈上，从而产生磁场。主交流发电机定子电枢绕组切割磁力线，也产生一个剩磁电压，剩磁电压大约在15V左右。该电压通过调压器使交流励磁机的磁场增大，主发电机的输出电压也随之增加，当电压增加到额定电压时，调压器限制交流励磁机的励磁电流，使主发电机输出电压保持恒定。由以上分析可知，二级式发电机是靠剩磁起激发电的。在发电机振动、受干扰等情况下，剩磁会消失，需进行充磁。为保证起激可靠，可以在交流励磁机的磁极中嵌入永久磁铁。

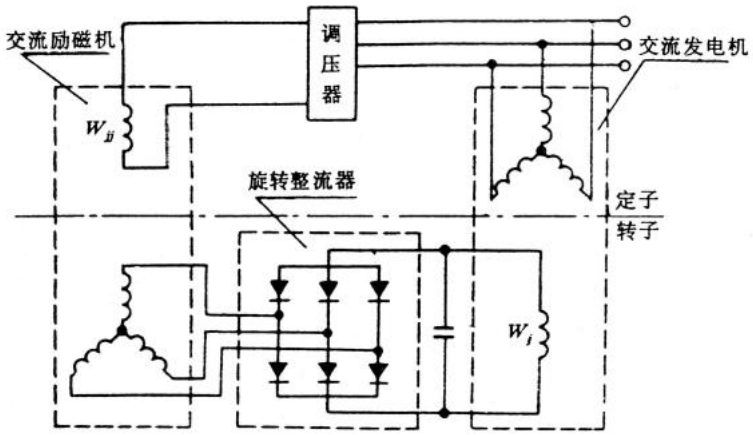


图16-24 二级无刷交流发电机原理电路

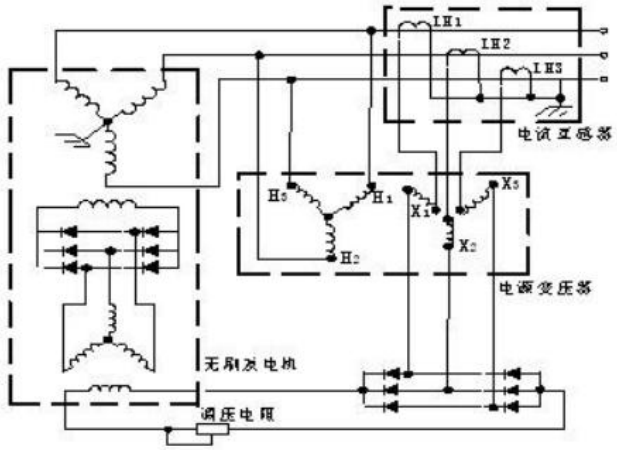


图16-25 二级无刷交流发电机的相复励原理电路

另外，当交流发电机输出端短路时，也会导致励磁消失，也就是说没有了强激磁能力。

为了克服这个缺点，可以采用复励或相复励电路。相复励电路既具备强激磁能力，又能补偿不同负载的电枢反应，使发电机具有较硬的外特性，从而减轻调压器的负担。

相复励电路具有电压相加型、电流相加型和磁势相加型。下面以电压相加型相复励电路

为例，说明其工作原理。原理电路如图16-25所示。它由一组电流互感器和一个降压变压器组成，励磁电源除了与发电机电压有关外，还与发电机输出电流有关。即使发电机输出短路，励磁电源仍可由电流互感器提供，即具有强激磁能力，使发电机保护装置能可靠动作。

16.4.3.2 三级无刷交流发电机（他励）

三级式无刷交流发电机增加了永磁式副励磁机，使激磁更加可靠，其余部分与二级式基本相同，三级发电机共轴安装，其发电原理电路如图16-26所示。

永磁式副励磁机给调压器和控制保护装置供电，和飞机电网无关，所以飞机电网故障不会影响调压器和故障保护装置的工作。

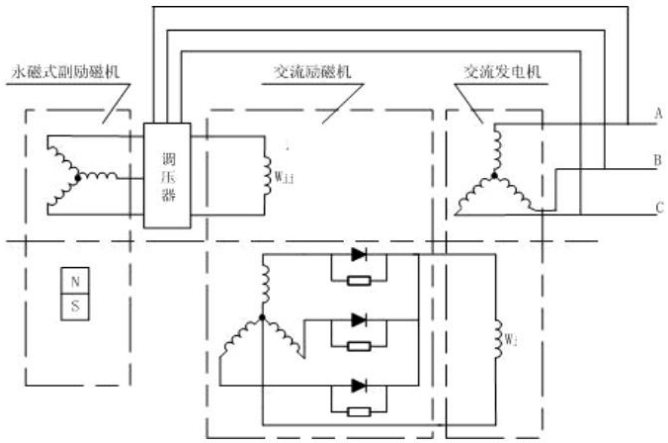


图16-26 三级无刷交流发电机原理电路

16.4.3.3 调压器

现代直升机的交流电源系统都采用晶体管调压器。晶体管调压器有两种，一种是直放式调压器（调压器功率管工作在放大状态），另一种是脉冲调宽式（PWM）调压器（调压器功率管工作在开关状态）。由于直放式调压器存在功率管功率消耗大的缺点，因此，现代直升机上采用的调压器都是PWM式晶体管调压器。

PWM晶体管调压器的原理框图如图16-27所示。

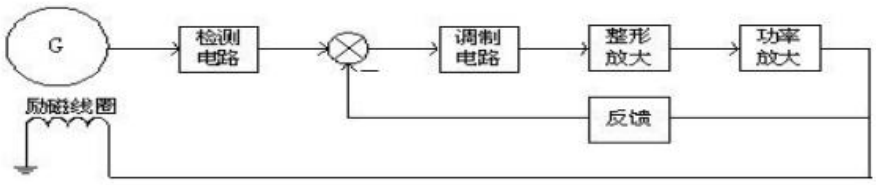


图16-27 PWM式调压器的原理框图

检测电路的功用是将发电机的输出电压进行降压和整流，并将整流后的脉动成分进行部分滤波而形成三角波，输入到调制电路。

调制电路的功用是将检测电路送来的三角波与基准电压进行比较，产生 PWM 波。发电机输出电压随 PWM 波的脉冲宽度改变而改变。

整形放大电路的功用是将调制电路输出的 PWM 波进行整形和放大，以便推动功率放大电路工作。

功率放大电路的功用是推动发电机励磁线圈工作，调节发电机的励磁电流，从而调节发电机的输出电压。

反馈电路的功用是增加调压器的调压稳定性，减少超调量和调节振荡次数。

16.4.4 交流电源的故障保护

直升机交流电源系统中设置的主要故障保护项目有以下几种：过压保护（OV）、欠压保护（UV）、欠频保护（UF）、过频保护（OF）、差动保护（DP）、过载（过流）保护（OC）、开相保护（Open Phase）、欠速保护（Under Speed）和逆相序保护（NPS）等。

下面简单介绍这几种保护的特性和电路原理。

16.4.4.1 过压保护（OV）

根据航空电源的国际标准 ISO1540，单相过压值为 122V，三相平均电压的过压值为 134V。产生过压的原因主要是调压器失效，导致发电机励磁电流过大造成的。为防止由于干扰而产生误动作，在保护电路中必须加故障延时。根据过压值越大危害也越严重的特点，过压保护采用反延时，即过压值越大，延时时间越短。设置过压保护是为了保护发电机本身及用电设备，因此，过压时应同时断开发电机励磁继电器 GCR 和发电机输出断路器 GCB，即断开发电机的励磁（灭磁）和发电机输出。

16.4.4.2 欠压保护（UV）

当相电压低于 94V 时，欠压保护电路发出信号，经固定延时 7 秒后，断开 GCB。欠压故障主要由调压器或发电机本身故障造成，但欠速（欠频）或发电机过载时也会造成发电机欠压。

16.4.4.3 欠频保护（UF）

当发电机输出频率低于 360Hz 时，欠频保护电路发出信号，经固定延时 7 秒后，断开 GCB。欠频和欠压故障往往同时发生。如果欠频发生在前，则欠压保护电路输出就会被锁定。如果欠压发生在前，则欠频保护电路输出就会被锁定。

16.4.4.4 过频保护（OF）

当发电机输出频率高于 440Hz 时，过频保护电路发出信号，经固定延时 1 秒后，断开 GCB。

16.4.4.5 差动保护（DP）

差动保护范围包括两个方面。一是发电机内部电枢绕组发生相与地、相与相之间的短路。故障产生的原因通常是因振动而断线搭地或相间绝缘破坏而造成。发生故障后将产生很大的短路电流，以致烧毁发电机，严重时可能引起火灾。二是发电机输出馈线短路故障。馈线是指发电机输出接头至汇流条的导线，由于振动等原因，容易造成搭铁（对地短路）或相与相短路故障。为了减小短路故障造成的危害，要求保护装置尽快切断发电机的激磁电路，并将发电机从电网上切除，即断开 GCR 和 GCB。

所谓差动保护，是指从发电机输出端流到汇流条的电流与回到发电机电枢绕组的电流不一致。在发生对地短路或相间短路时，这种情况才会发生。当电流相差 20～40A 时，保护电路发出保护信号。

在图 16-28 中，CT1 和 CT2 为两组电流互感器。CT1 装在发电机电枢绕组的中线侧，CT2 安装在 GCB 之后。每相的两个互感器副边按同名端首尾串联，组成差动检测环。当没有短路故障时，每相流出发电机电枢绕组的电流与流入电枢绕组的电流相等，CT1、CT2 副边感应出的电流也相同。在电阻 R4、R5、R6 中没有电流。运放 A“＋”端电位低于“－”端的参考电压，A 输出为低电平，这时说明电路没有短路故障。当发生短路故障时，如在 GCB 之前某一位置 A 相发生对地短路故障（相间短路同理），则 CT1 感应出的电流比 CT2 要大，使得在 R6 上产生的电压不为零。R6 上的电压经 D1 半波整流、C1 滤波后，经 R8 加到 A 的“＋”端。当差动电流达到 20～40A 时，A“＋”端电压大于 A“－”端电压，A 输出高电平，经控制电路断开 GCR 和 GCB。另外要注意的是，差动保护电路只有在 CT1 和 CT2 区间内发生短路时才能起到保护作用。其余两相对地短路时，则在 R4 或 R5 上产生电压，工作原理相同。

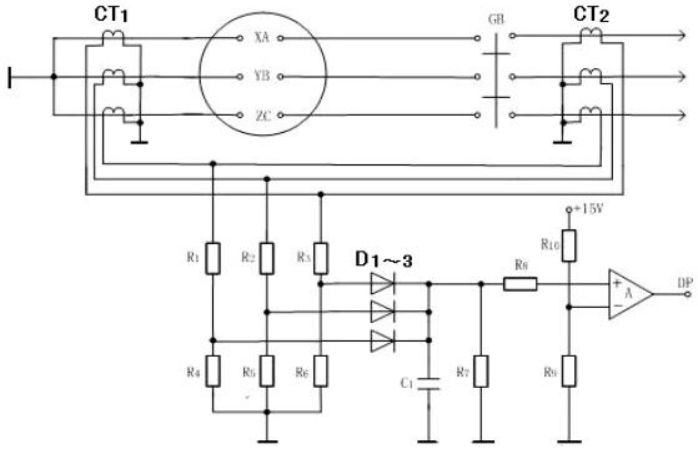


图 16-28 差动保护电路原理图

16.4.4.6 过载（过流）保护（OC）

利用上图中的电流互感器CT2的信号可以实现过载或过流保护，保护电路的工作原理与差动保护电路相同，不同的是仅用了CT2一组电流互感器。当发生过载或过流故障时，过载保护电路发出信号，断开发电机输出，以保护发电机因过载而烧坏。过载保护采用反延时。过载时，容易造成发电机欠压，此时禁止欠压信号输出。

过载故障主要是由于其中一台发电机损坏而不能向直升机正常供电，另一台发电机由于负载加大而产生过载。在有些直升机中，过载信号将引起自动卸载，切除一些不重要的或不影响飞行安全的用电设备，以保证发电机向重要负载正常供电。

16.4.4.7 开相保护（Open Phase）

利用上图中的电流互感器CT2的信号可以实现开相保护，所谓开相是指有一相电流输出为零而其他两相输出正常。在这种情况下，会使三相用电设备不能正常工作，如三相交流电动机等。保护电路的原理是比较CT2中各个互感器的输出，当输出相差达到一定值时，保护电路有信号输出，断开发电机输出，开相保护采用固定延时，一般为5秒。

造成开相的原因主要有：

（1）发电机内部的输出绕组开路；

（2）发电机外部馈线开路；

（3）发电机输出断路器有一相接触不良或损坏。

16.4.4.8 欠速保护（Under Speed）

由转速传感器敏感发电机的转速，欠速保护电路将转速传感器送来的电压或频率信号与设定值进行比较，当转速低于额定转速的90%时，欠速保护电路发出保护信号。

欠速一般不是系统故障，但欠速会导致欠频或欠压保护电路发出保护信号。欠速保护电路的功能是在发动机关断时，发出一个信号禁止欠频或欠压保护电路输出信号去断开发电机励磁继电器GCR，而仅断开GCB。

16.4.4.9 逆相序保护（NPS）

当发电机输出相序不正确时，不能合上GCB，否则在供电时会出现如电动机反转等严重故障；并联供电时，将烧毁发电机和供电线路。相序故障主要发生在更换发电机后或地面电源供电时。

逆相序保护电路如图16-29所示。

发电机输出A相经D1半波整流后经R1加到可控硅SCR的阳极上，B相经D2半波整流后经R2加到SCR的控制极。

A 相、B 相半波整流后的波形和 SCR 相序正确时的导通区间如图 16-30 所示。

相序正确时，A 相超前于 B 相 120°。根据可控硅的特点，只有当阳极有正向压，并在控制极加触发信号时才能导通。可控硅触发导通后，只有当满足下列条件时才能关断：（1）可控硅阳极电压为零或负；（2）通过可控硅的电流小于其维持电流。可见可控硅的关断与触发信号无关。由于 B 相加在控制极上，因此这时 SCR 的导通区间仅为 A 相波形的三分之一，如图 16-29 中的斜线部分，而在 A 相电压的负半周时截止。SCR 导通时向 C1 充电，由于充电时间短，且负半周时 SCR 截止，C1 通过 R3 放电，因此 C1 上的电压很低，比较器 A“－”端电压大于“＋”端电压，A 输出低电平，说明相序是正确的。

当相序不正确时，如 A 相和 B 相对调，则整流后的波形和 SCR 导通区间如图 16-31 所示。

A 相和 B 相对调后，触发信号提前 120°，即在 SCR 阳极电压到来前触发信号已准备好，在 A 相电压的正半周内，SCR 被触发导通后，就一直保持导通状态。因此，可控硅导通区间为 A 相电压的整个半波。这就使 C1 的充电时间变长，电压升高，使 A“＋”端电压高于“－”端电压，A1 输出高电平。输出信号送到 GCB 控制电路，使 GCB 不能接通。

同理可以分析，不管 A 相和 C 相对调或 B 相与 C 相对调，都可使逆相序保护电路工作。

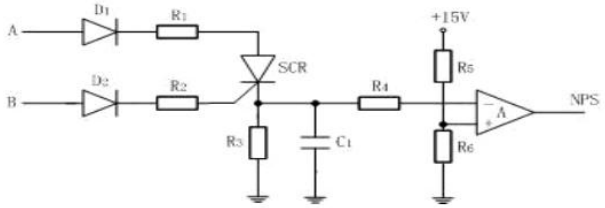


图 16-29 逆相序保护电路原理图

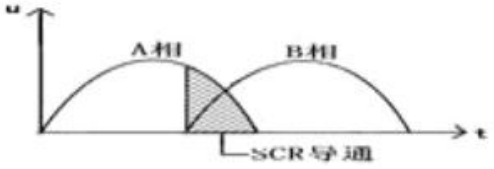


图 16-30 相序正确时 SCR 的导通区间

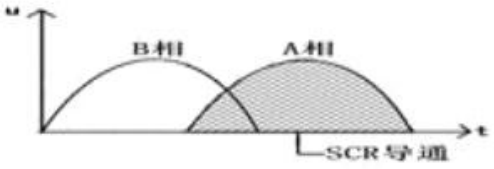


图 16-31 相序不正确时 SCR 的导通区间

16.5 二次电源

二次电源是将直升机主电源转换为不同等级或形式的电源，如用变压整流器（TRU）将 115/200V、400Hz 的恒频交流电或变频交流电转变为 28V 直流电，用变流机（器）（逆变器）将 28V 直流电转变为 115/200V、400Hz 的交流电。

16.5.1 变压整流器

在以交流电为主电源的系统中，变压整流器将交流电转变为直流电，为直升机的直流负载提供电源，如控制与保护设备、继电器和接触器的工作线圈、无线电通讯、雷达、自动驾驶仪及直流电动机等。

16.5.1.1 变压整流器的组成

变压整流器主要包括主变压器、整流元件、滤波器、冷却风扇等，如图16-32所示。变压器的作用是将115/200V、400Hz的三相交流电变换为适合整流电路的交流电压。整流器的作用是将主变压器输出的交流电变换为直流电。滤波器包括输入滤波器和输出滤波器。输入滤波器的作用是减小变压整流器对电网电压波形的影响，滤除高频干扰；输出滤波器的作用是滤除整流后的脉动成分，使直流输出更加平滑。滤波电路由电感和电容组成，其结构形式有Γ型和Π型滤波电路等。冷却风扇对变压整流器进行通风冷却。

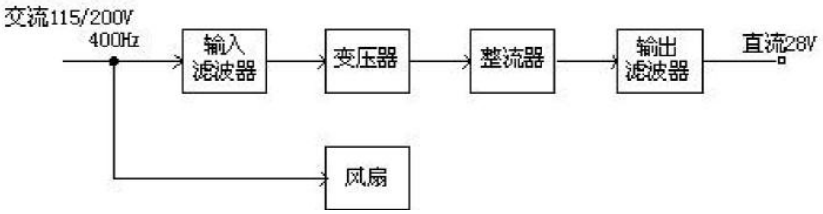


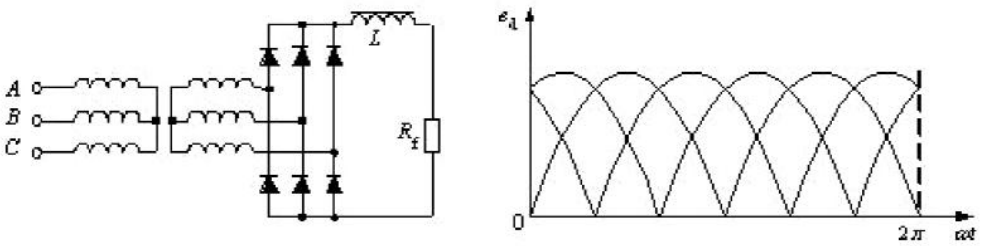
图16-32 变压整流器组成框图

16.5.1.2 变压器的连接方式

根据主变压器和整流电路接法的不同，变压整流器可以分成三相半波整流、三相全波整流、六相半波整流以及六相全波整流等基本类型。主变压器的原边绕组可以接成（Y）或三角形（△）。主变压器的副边绕组可以接成三相整流电路或六相整流电路。由于全波整流效率高，输出电压脉动小，直升机上的变压整流器大多采用全波整流。

1.主变压器按Y/Y连接的三相全波整流电路

这种电路又称为三相桥式整流电路，其电路及其输出电压波形如图16-33所示。

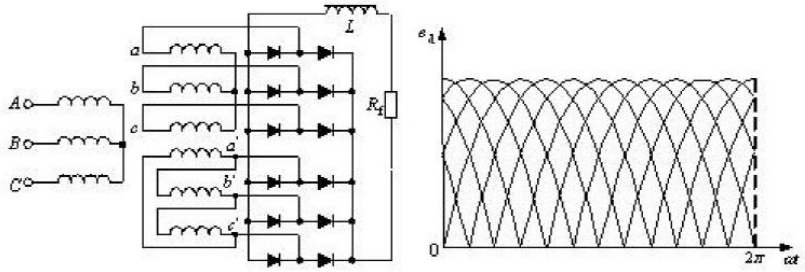


（a）电路 （b）输出电压波形

图16-33 主变压器按Y/Y连接的三相全波整流电路及其输出电压波形

2.主变压器按 Y/△Y 连接的六相全波整流电路

为了进一步减小整流后输出电压的脉动成分，采用六相全波整流电路，即主变压器的原边绕组为 Y 形接法，而其副边绕组由一个 Y 形绕组和一个△接法的绕组构成。电路结构及输出电压波形如图 16-34（a）所示。由图 16-34（b）所示波形可见，整流后输出电压的脉动频率提高一倍，脉动电压幅值减小，有助于减小滤波器的体积和重量。



（a）电路 （b）输出电压波形

图 16-34 主变压器按 Y/△Y 连接的六相全波整流电路及其输出电压波形

16.5.1.3 典型直升机变压整流器电路

图 16-35 所示是某直升机变压整流器电路。由变压整流器的连接方式可知，此电路属于主变压器按 Y/△Y 连接的六相全波整流电路，为增加输出功率，采用了两个△绕组和两个 Y 形绕组的并联。

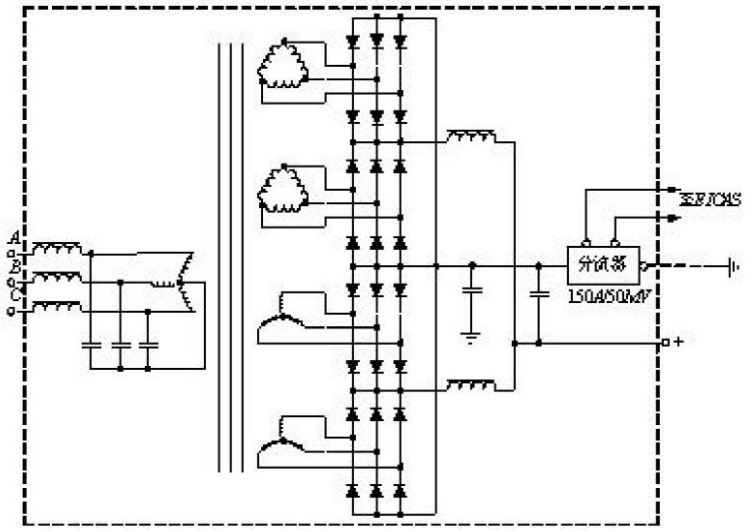


图 16-35 典型直升机变压整流器电路

在该电路中，主变压器的原边绕组是 Y 形连接，并带有一级Γ型 LC 滤波器。经整流后的直流电经过 LC 滤波后，送至直流汇流条，负端经分流器接地。分流器用于测量负载电流的大小，并送至发动机指示系统和机组警告系统显示。

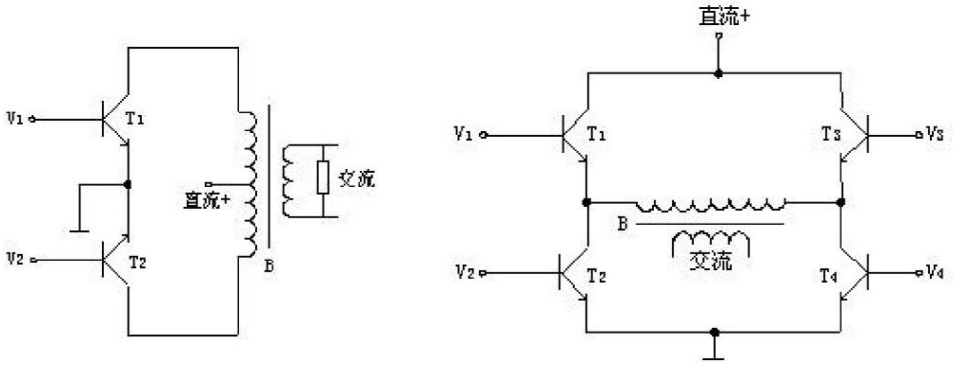
16.5.2 静变流器

直升机上的逆变器通常称为变流机（器），是将直流电变为交流电的设备。有旋转变流机和静止变流器两种。旋转变流机由直流电动机带动交流发电机发出交流电，这种变流机噪音大，效率低，维护工作量大，只在早期的直升机上采用。静止变流器（逆变器）采用电力电子技术，将直流电逆变为交流电。这种变流器没有运动部件，转换效率高，维护工作量小，在现代直升机上得到了广泛应用。本书仅讨论静止变流器。

静止变流器主要用于：在直流电为主电源的直升机上提供交流电源，即用作二次电源；在交流电为主电源的直升机上将蓄电池的直流电变成交流电，提供应急交流电源。

16.5.2.1 单相静止变流器

逆变器主电路主要有两种形式，一种是推挽式，如图16-36（a）所示；一种是桥式，如图16-36(b)。为了减小功率管的损耗，必须让功率管工作在开关状态。



（a） （b）

图16-36 逆变器主电路

逆变电路的工作原理很简单，只要让T1、T2（推挽式）或T1T4、T2T3（桥式）轮流导通，在变压器次级就能得到交流输出。以推挽式逆变电路为例，T1、T2的控制信号如图16-37所示。由于T1、T2的输出波形为方波，必须经过输出滤波器滤波后变成正弦波才能使用。将方波滤波成正弦波能量损失大，转换效率低，滤波器重量大，波形失真大（尤其负载为感性时）。为了提高效率，减轻滤波器重量，降低波形失真度，可采用图16-38所示的3种控制方法。图（a）为小于180°的方波，经计算，180°方波的总谐波含量为47%，而120°方波的总谐波含量为30%，但也不是越小越好；图（b）为开关点预置SPWM波，即按正弦规律调制的脉冲调制波，这种方法能有效降低低次谐波含量，提高转换效率，因此在地面电源和直升机上的静变流器中得到了广泛应用。从理论上说，一个周期内的脉冲越多，总谐波含量就越小。但脉冲越多，功率管的开关损耗也越大；图（c）为阶梯波，这种方法的优点与SPWM波相同，但控制复杂，需要多绕组变压器和多个功率管，应用不太普遍。

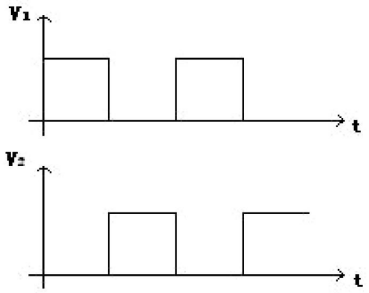
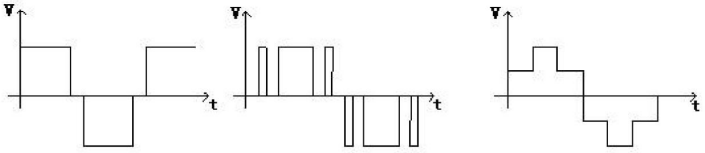


图 16-37 推挽式逆变电路控制波形



（a） （b） （c）

图 16-38 逆变主电路控制方法

16.5.2.2 三相静止变流器

三相静止变流器可由三个输出电压相位差为120°的单相静止变流器构成，也可由采用6只晶体管的三相桥式电路构成，其工作原理与单相静变流器相同。

16.5.3 应急照明电源

应急照明是在主电源断电、直升机处于应急状态时，为机组人员完成迫降以及直升机迫降后机上人员进行紧急撤离时为直升机提供内部和外部照明。因此，应急照明电源应独立于机上正常的照明系统，由独立于主电源的应急电源供电。在应急情况下，该电源是否正常工作，直接影响到航空器和人员的生命安全。应急照明电源通常使用自备小型电池。在一架直升机上，由安装在不同位置的几个应急照明电源组件供电，即使机体断成两段，也能提供应急照明。

当直升机发生事故时，应急电源直接影响到人员的生命安全，因此，必须定期在内场进行功能性检查和校验。在内场校验时，应采取静电保护措施，并按要求定期进行电池容量测试。如果电池容量达不到要求，应更换同型号新电池。

16.6 外部/地面电源

16.6.1 地面电源的功用

当直升机在地面进行维护、清洁、加油、装卸货物、发动机启动等作业时，一般由地面电源供电。

16.6.2 地面电源的种类

地面电源有直流和交流两种，以直流电为主电源的小型直升机用地面直流电源，大型直升机或以交流电源为主电源的直升机采用地面交流电源。

地面电源通常通过两种方法获得，一是用地面柴油发电机，产生与直升机上相同的交直流电源，俗称地面电源车；另一种是将地面220/380V、50Hz的工频交流电通过变压整流器整流成28V直流，为直升机提供直流电源，或通过逆变器变成115/200V、400Hz的交流电，而直流电源还可用地面蓄电池车供给。由于柴油发电机组噪音大、效率低、使用不方便等原因，现已很少采用。

16.6.3 地面电源的控制

直流电源插座有3个插钉，如图16-39所示。两个大插钉分别为直流电源的“＋”和“－”端，另一个细而短的插钉是控制插钉，也是直流电源的“＋”，主要控制外电源接触器的通断。由于控制插钉比较短，插上电源时，只有插紧后，外电源接触器才能吸合，而拔出时，保证先断开外电源接触器，防止拔出时产生火花。

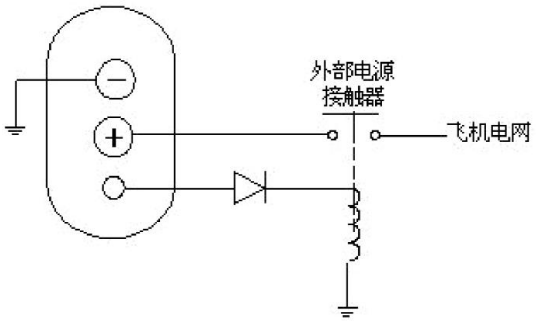


图16-39 地面直流电源控制示意图

交流电源插座有6个插钉，如图16-40所示。其中4个大插钉分别为三相四线制交流电源的ABC三相相线和零线N，两个小插钉E、F起控制作用。E、F插钉比主插钉细、短。

只有当插钉插紧后，E、F才能和外部电源插头形成通路，拔出时，先断开E、F插钉，保证主插钉拔出时先断开外部电源，以免产生火花。

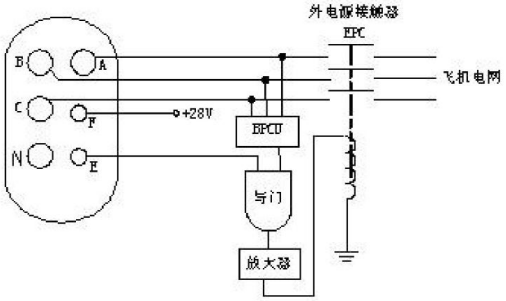


图16-40 外部交流电源控制示意图

直升机上装有外部电源控制组件 EPCU（External Power Control Unit），用于检测外部电源的相序、电压、电流及频率是否符合要求，如果符合要求，EPCU 发出信号。外部电源接触器 EPC 吸合必须要有两个条件：一是 E、F 插钉是否插好并形成通路，二是 EPCU 发出信号。当 EPC 吸合后，地面电源向直升机供电，此后 EPCU 监控地面电源质量，当发生过流、过压、欠压、过频、欠频等故障时，就会断开 EPC。当主发电机向直升机电网供电时，将自动断开外部电源。

16.7 直升机配电系统

16.7.1 直流电网

小型直升机、轻型单发或双发直升机通常采用直流主电源，其供电网络比较简单，大多采用单主汇流条供电，双发机型的两台直流发电机通常并联供电给主汇流条。发电机的输出经过发电机接触器送到主汇流条上。负载用电由主汇流条通过跳开关、控制开关或继电器送到负载或负载汇流条。跳开关起保护作用，控制开关或继电器完成通断控制，如图 16-41 所示。下面将以某采用直流起动发电机的单发轻型直升机为例，分析该类型直流电网的供配电情况。

如图 16-42 所示，该轻型直升机可接入主汇流条的电源有三个，分别是：起动发电机、主蓄电池和外部电源。正常供电的三种电源构型情况分别是：

（1）地面电源接入电网供电，此时发电机与蓄电池断开。

（2）蓄电池接入电网。此时地面电源断开、起动发电机输出接触器也断开。但是起动发电机的起动接触器可以接通用于发动机起动。

（3）起动发电机接入电网。此时地面电源不能接入电网，但是蓄电池接触器可接通，由发电机经由主汇流条为蓄电池充电。

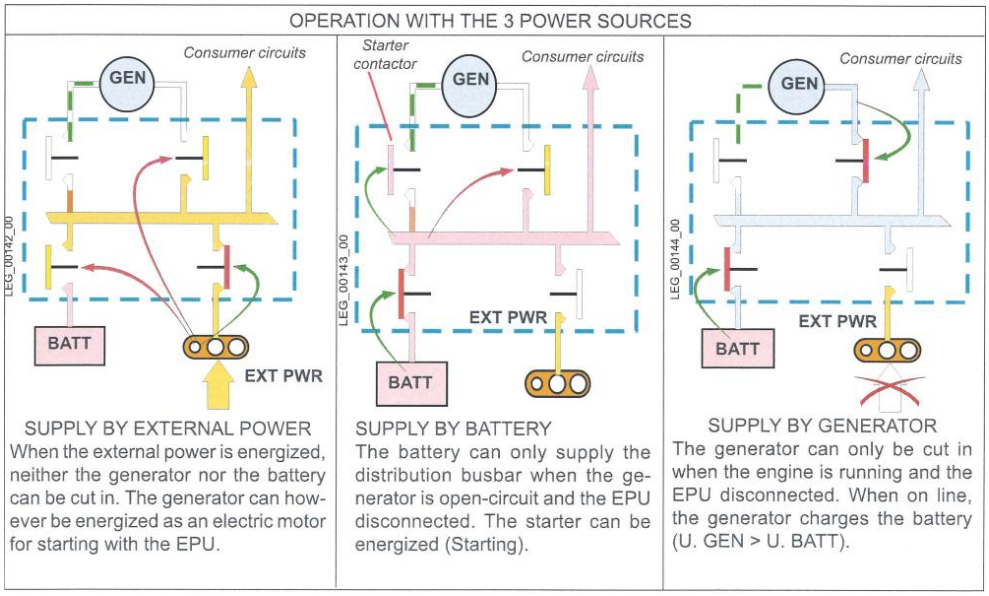


图 16-41 起动发电机、主蓄电池和外部电源向主汇流条供电的三种情况

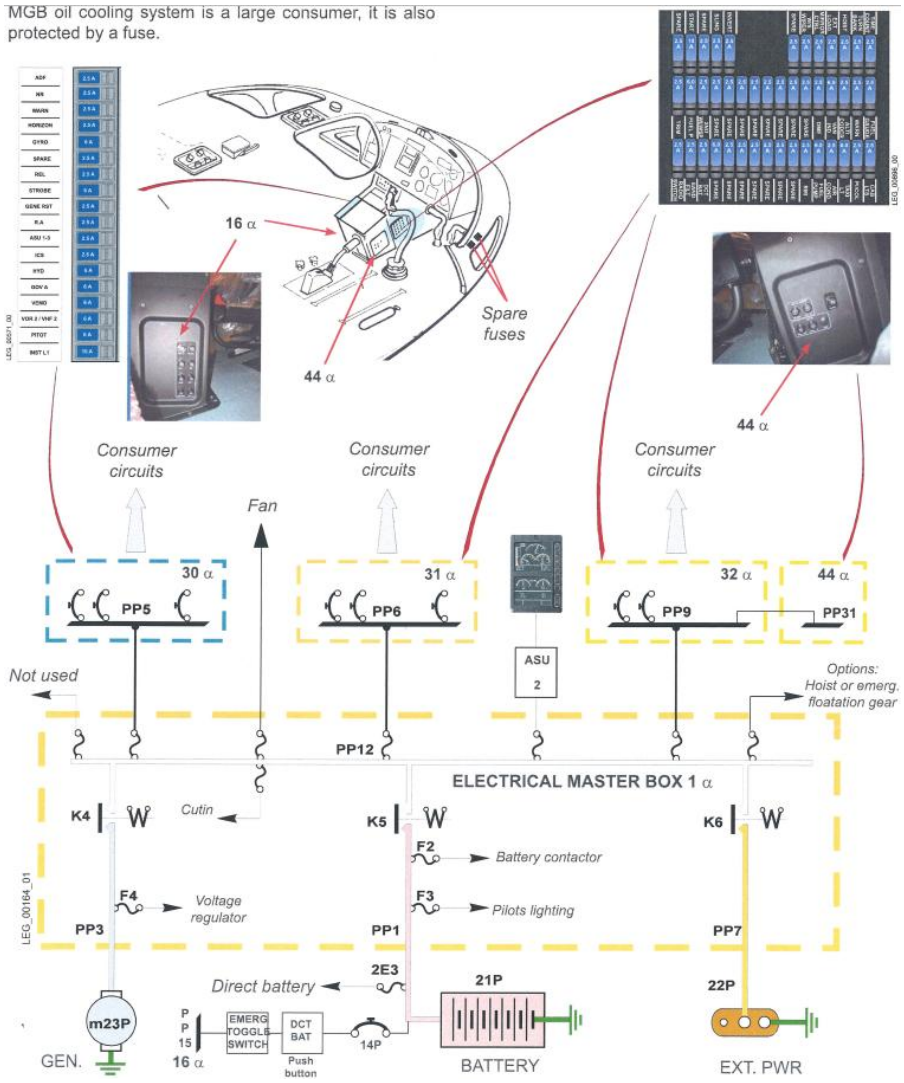


图 16-42 某采用直流起动发电机的单发轻型直升机配电简图

当接触器K4、K5、K6接通任意一个，主汇流条PP12得电，在断路器的保护下，分布在机舱内不同位置的多个负载（用电设备）汇流条PP5、PP6、PP9、PP31得电并经由对应的跳开关向一般用电设备供电。

应当注意到，机组灯光系统在熔断器F3的保护下，直接从蓄电池得电，与蓄电池是否接入电网连接到PP12没有关联，说明机组灯光系统是飞行安全的关键用电设备之一。同样情况的还有熔断器2E3线路，它是向发动机转速指示器等仪表及EECU控制器供电。

此类直流电网中，如果用电设备需要交流供电，则需要经由如静止变流器的二次电源进行电能变换，如图16-43所示，示例机型用负载汇流条PP9可为静止变流器（INV）供电产生400Hz，115/26V单相交流电，分别供给115V汇流条XP10和26V汇流条XP6用于交流仪表等用电设备供电。

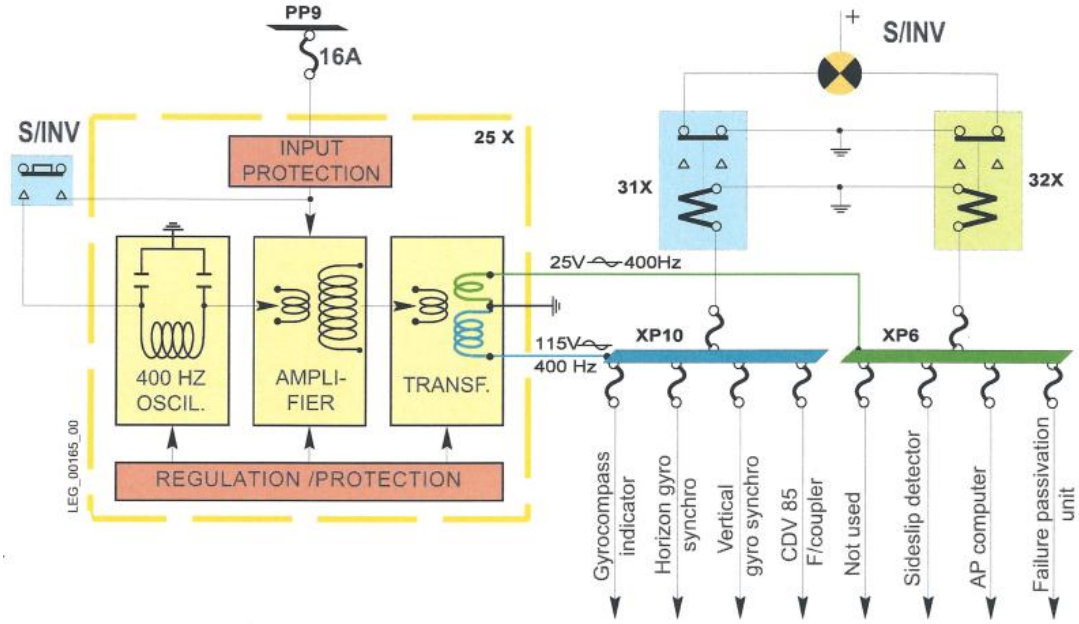


图16-43 直流电网中的二次电源与交流配电

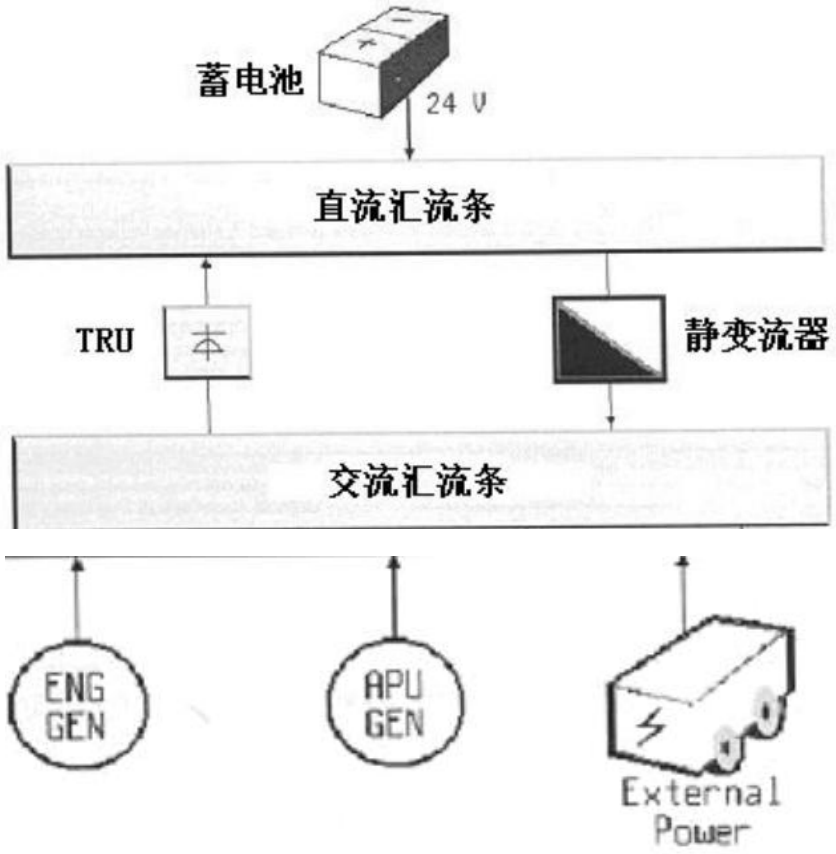


图 16-44 交直流混合电网基本构型

16.7.2 交直流混合电网

某些直升机的电网容量大，用电设备多，采用交流电源作为主电源。但根据适航要求，必须同时具有直流电源系统，因此，供电网络比较复杂。交、直流电网的关系如图 16-44 所示。交流电源系统由主发电机、APU 发电机和地面交流电源提供给交流电源配电网络，当交流电源正常供电时，通过变压整流器（TRU）提供直流电源给直流电源分配网络。当直升机上无交流电源时，由直升机蓄电池提供直流电源，并通过变流器提供应急交流电源。

根据供电设备的重要性，直升机上的汇流条分为正常汇流条（有些直升机称为发电机汇流条或主汇流条），重要汇流条（有些直升机称为转换汇流条）和应急汇流条（有些直升机称为备用汇流条）三个级别。一些不会对飞行安全造成影响的设备由正常汇流条供电，如自动驾驶仪、侧面风挡玻璃加温等。对飞行安全有重要影响的设备由重要汇流条（转换汇流条）供电，如发动机指示仪表、防撞灯、惯导平台等。直接关系到飞行安全的设备由应急汇流条供电，如广播、蓄电池指示仪、发动机火警、灭火设备、飞行警告计算机等。

根据功能的不同，有些直升机设有不同的汇流条，如地面服务汇流条、中央汇流条、综合汇流条、仪表汇流条等。

16.7.3 典型双发直升机电源分配

16.7.3.1 典型的双交流发电机独立供电电源分配原理图如图16-45所示。

直升机电源由交流供电网和直流供电网组成。

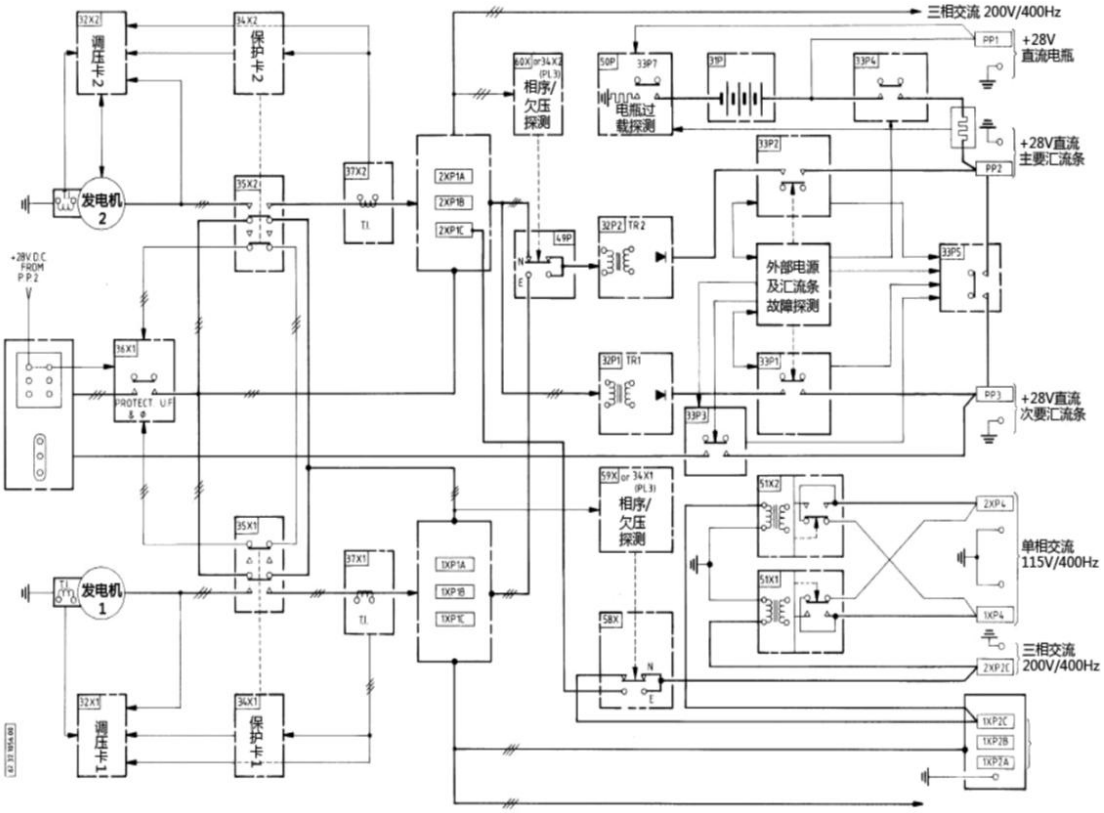


图16-45 典型的双交流发电机独立供电电源分配原理图

直升机有两个独立交流供电网，由飞机上的两台交流发电独立供电或者由地面外接的交流电源供电。

在正常工作状态下，两台200V/400Hz三相交流发电机独立连接各自的供电网或者整个飞机交流供电网由外接地面交流电源供电。当一台交流发电故障时，通过应急转换装置，整个飞机供电网可以由另一台交流发电机单独供电。

在正常情况下，2号交流电源系统通过变压整流器给直流系统供电，1号交流电源系统给115V/400Hz单向交流电源网络和115V/26V-400Hz变压器供电。

在应急情况下，通过转换线路1号交流电源系统可以给2号变压整流器提供电源，通过直流汇流条的耦合继电器，2号变压整流器可以给整个飞机直流电网供电。2号交流电源系统可以通过汇流条2XP2C给1号变压器供电，同样通过转换线路1号变压器可以给整个26V交流供电网供电。

直升机直流电源由以下三种方式供给：

飞机交流电源经变压整流后供电;机载蓄电池供电和外接地面直流电源供电。

当飞机两台变压整流器和地面直流电源都未接入时，飞机可以由机载空中蓄电池提供直流电。

备用蓄电池（没有在图中显示）给以下设备供电：应急出口照明；客舱信息灯；备用地平仪。

16.7.3.2 某新型带 APU 供电的双交流发电机供电电源分配

两台交流发电机，GPU 和 APU 可以给整个飞机的电源系统供电。自锁控制开关 ALT1 和 ALT2 控制着发电机输出连接器（GLC），当条件满足时使发电机供电。

在正常双发电机均供电的情况下，继电器 BTC1 和 BTC2 均断开，两发电机独立向各自网络供电。当由于某种原因导致其中一台发电机不供电时，该发电机的 GLC 连接器断开，BTC1 和 BTC2 吸合，这样整个飞机的供电由另一台发电机完成。

APU 供电:APU(辅助动力装置)运转后，当相应供电条件满足后按压 APU 控制开关,继电器 GLC3，BTC1 和 BTC2 吸合，APU 给整个交流网络供电。当 GPU（地面外接电源）和 APU 都接入时，APU 具有优先性。

当只有一台发电机供电时，通过 GLC3 和相应的 BTC，APU 给另外一台发电机的电网供电。

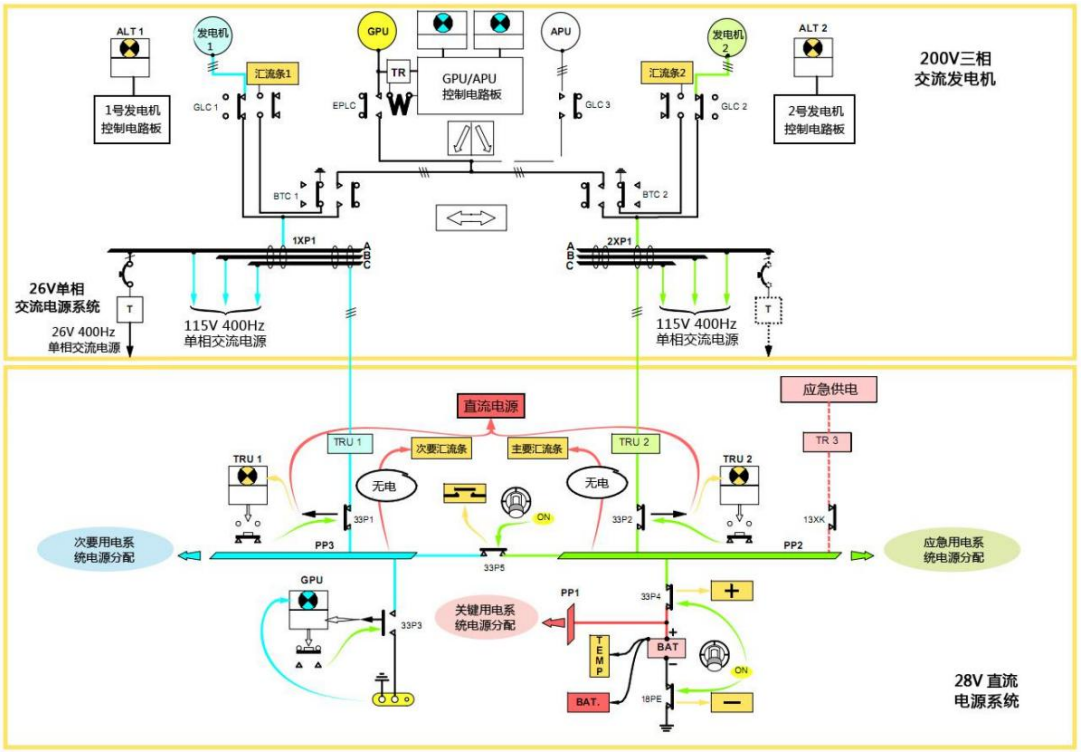


图 16-46 双交流发电机供电电源分配

16.7.3.3 典型的双直流启动发电机的供电

由直流发电机供电的直升机一般由三个供电网组成，蓄电池供电网，左系统供电网和右系统供电网，它们彼此由汇流条耦合继电器连接在一起。

蓄电池供电网包括一个 500A 的保险管，蓄电池供电控制组件盒 BMB 和保险电门配电箱 5α。

左系统供电网包括位于左发动机的启动发电机，左发电机供电控制组件盒 EMB1 和保险电门配电箱 3α。

右系统供电网包括位于右发动机的启动发电机，右发电机供电控制组件盒 EMB2 和保险电门配电箱 4α。

外部直流电源可以通过右发电机供电控制组件盒 EMB2 接入飞机电网。

系统控制开关位于驾驶舱的控制面板 12α。

系统的参数信息在警告提示显示器(CAD),飞机和发动机多功能显示器（VEMD）和警告面板 7α上显示。

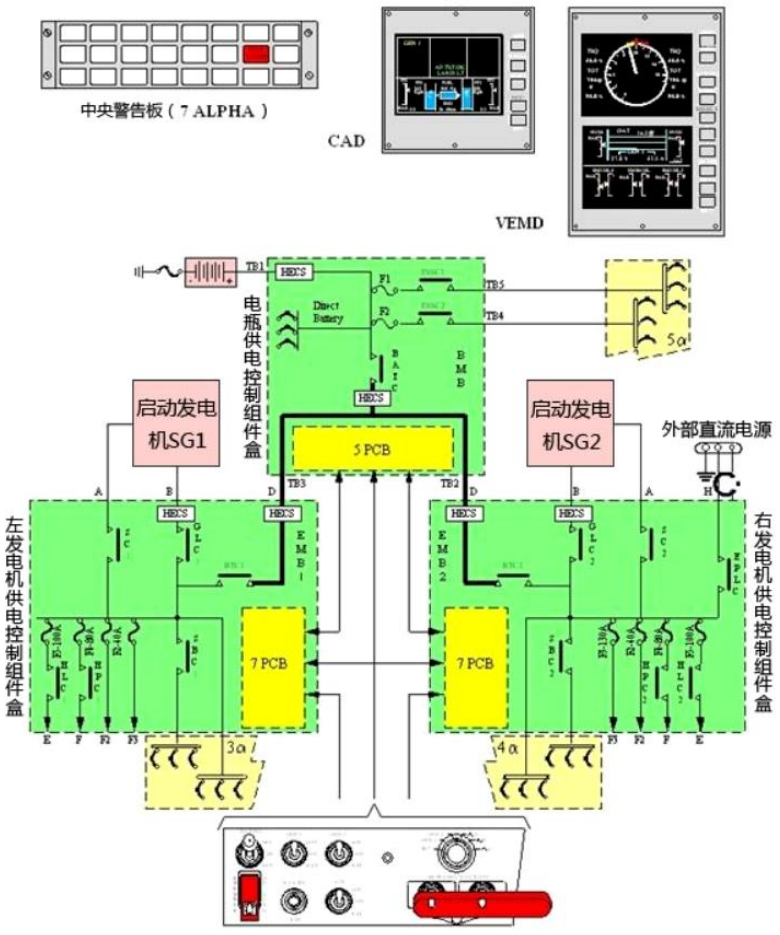


图 16-47 典型的双直流启动发电机供电

第 17 章 防火系统

17.1 概述

17.1.1 防火系统的功能和组成

直升机“火区”部位的确定是由制造厂根据适航相关规定设置的，大多数直升机主要防火区域有：驾驶舱、客舱、发动机舱及货舱（行李舱），不同类型的直升机，“火区”划分也有差异。即使相同的“火区”划分，其具体的防火系统配置也各有不同。

防火系统由火警探测系统和灭火系统两部分组成。火警探测系统对发动机和直升机机体潜在的“火区”的火警温度、过热温度、烟雾浓度和高压热空气泄漏等状况进行监控，一旦监控数据达到警告值，立即发出目视灯光警告和声响警告，并且显示需要采取措施的具体部位。根据火警警告部位，由驾驶员（或自动）控制启动灭火系统，迅速有效地实施灭火。防火区域如图 17-1 所示。

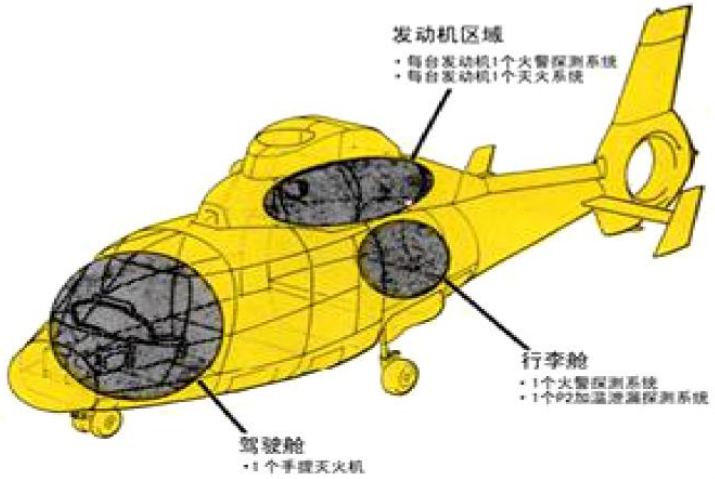


图 17-1 直升机的防火区域

17.1.2 警告信息描述

火警警告包括中央警告和局部警告。中央警告为红色的主警告灯和连续强烈的警铃，一旦火情发生，处于明显位置的两个红色主警告灯亮，并伴有连续强烈的火警警铃，以催促驾驶员立即查看处置，中央警告只告诉驾驶员有火警（或重要警告）出现，但不能指出具体的火警（或故障）部位。局部警告包括防火控制板上的红色警告灯，也包括 EICAS 或 ECAM 上的信息，驾驶员需要通过查看防火控制板上的火警指示，或通过查看 ECAM 或 EICAS 上的文字警告信息（如“LENGFIRE”左发火警等），以确定具体火警部位，还可以通过查看

警告灯牌及其他相关指示，进一步复核这些信息的一致性。

具体火警部位判明后，为避免主警告火警灯和连续强烈的火警警铃干扰驾驶员的工作，且确保若再有火警出现时，主警告能够再次警示驾驶员，因此可通过按压主火警灯或按压火警警铃切断按钮等方法取消主警告。取消主警告后，按照飞行操作手册规定的灭火程序以及ECAM或EICAS上的文字信息，实施灭火。下图17-2为某类型火警探测警告系统示意图：

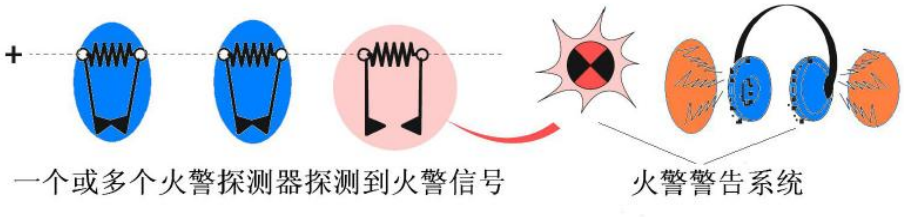


图17-2 火警探测警告系统示意图

17.2 火警探测系统

17.2.1 火警探测系统的组成

火警探测系统由火警探测器、火警监控组件和火警信号装置三个部分组成。

17.2.1.1 火警监控组件

火警监控组件用于监控火警探测器的参数变化，并输出一个表示火警存在的信号。现代航空器多采用微处理器监控，以鉴别和判断存在火警或探测系统故障的情况，提高了探测系统的准确性和可靠性，早期一部分航空器的监控组件是简单的继电器、晶体管式或插件板式装置。

17.2.1.2 火警信号装置

火警信号装置包括主警告ALARM（红色主警告灯和火警铃）、火警控制板上或ECAM或EICAS上的文字警告信息，警告信息指明具体的火警部位，以便飞行人员采取有效的灭火程序。火警信号装置将监控组件的输出信号转换为目视和声响警告信息。

17.2.1.3 火警探测器

直升机上的火警探测器是将表征火警条件的物理量转换为另一种物理量(探测到火警后产生的电压、电流等信号）的器件。火警探测器按其探测范围分为“连续型”和“单元型”两大类。“连续型”火警探测器的分布尽可能覆盖整个防火区域，“单元型”火警探测器安装在最有可能发生火警的部位。这两种类型的火警探测器可以单独使用，也可相互配合用于某些发动机的过热探测。通常在火警探测器元器件外壳体上标注表示报警温度的数值，安装

时注意确认该数值，防止人为差错。

为防止由于各种原因导致的虚假火警警告，大多数火警探测系统都是双系统，即在某个位置的火警探测系统中有两个完全独立的探测器和控制电路，只有在两个探测器同时探测到火警时，才触发火警警告。当测试到一个探测器出现故障时，允许另一个探测器直接触发火警警告。

火警探测器分为监测发动机的过热的温度敏感探测器和监测货舱的火警的烟雾探测器（和温度敏感器件）。直升机上常用的火警探测器类型主要有：

（1）热电偶式火警探测器；

（2）热敏电门式火警探测器；

（3）火焰式火警探测器；

（4）一氧化碳探测器；

（5）光电式烟雾探测器；

（6）离子型烟雾探测器。

（7）电阻型火警探测器（感温环线）；

（8）电容型火警探测器（感温环线）；

（9）气体型火警探测器（感温环线）。

17.2.2 火警探测原理

17.2.2.1 连续型火警探测器

现代航空器通常使用连续型火警探测器。连续型火警探测器通常也称为感温环线，是为了在较大的防火区有效地探测火警，避免使用大量的单元型探测器，连续型火警探测器比单元型更能对防火区形成完整的覆盖。

连续型火警探测器按工作原理和构成，分为电容型感温环线、电阻型感温环线和气体型感温环线三种。

1.电容型感温环线

电容型感温环线通半波交流电，感温环线可充电和存储电能，其存储的电荷随温度升高而增加，即电容值随周围温度升高而增大。感温环线由若干段感温元件连接而成，每个感温元件内装一根中心电极（导线），外管为不锈钢，外管与中心电极间的电介质为温度敏感的填充材料，构成圆筒形电容。当达到警告温度时，电容值增大到某一数值，其充电或放电电流可驱动警告信号装置报警。

2.气体型感温环线

气体型感温环线有多种结构，这里介绍比较常用的一种气体型火警探测器，如图17-3，主要由感温管和压力膜片电门组成。感温管内充满了氦气，在管子中心有一根钛金属线，壳体是不锈钢细管，可以在低温吸入、高温放出氢气。感温管一端联在膜盒上，膜盒带动两个微动电门，一个是监控电门，用于敏感感温管是否漏气，另一个微动电门在火警或过热时，接通火警铃和火警灯；感温管另一端封闭。气体型感温环线探测系统的工作原理如下。

（1）正常情况

当正常温度时，充满氦气的感温管内存在一定的压力，这个压力使监控电门闭合。这时按下测试电门时，警铃响，警告灯亮，表示火警探测器正常；如感温管泄漏，管内压力降低，监控电门打开，这时按下测试电门时，警铃不响，警告灯也不亮，说明系统有故障。

（2）局部过热

当局部小范围内温度急剧上升时，钛金属受热释放出大量氢气，管内压力上升，达到警告值时报警。

（3）平均过热

当大范围温度上升，使管内的氦气压力增大，膜盒膨胀，微动电门接通后报警。

（4）复位

当过热和火警消失后，感温管温度降低，钛金属线吸收氢气，感温管内部压力降低，微动电门复位。

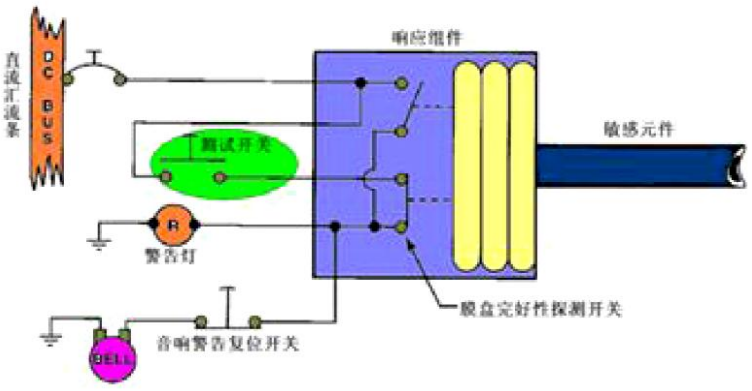


图17-3 气体型感温环线火警探测器原理图

3.电阻型感温环线

电阻型感温环线探测系统结构简单，探测范围大，但这种探测元件结构受损时容易产生虚假信号。电阻型感温环线敏感元件的构造是将在共晶盐中浸过的或特殊的陶瓷电阻芯子装在耐热腐蚀的合金管内，在芯子中嵌有一根导线（称为芬沃尔环线）或两根导线（称为基德

环线），如图 17-4 和图 17-5。在基德环线内其中一根导线的两端通过固定卡环接地并与管壁相接。

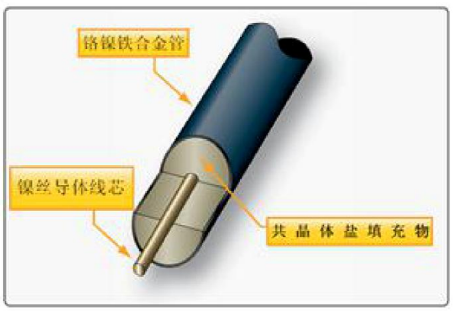


图 17-4 共晶盐陶瓷是具有随温度升高其电阻值降低特性的半导体材料

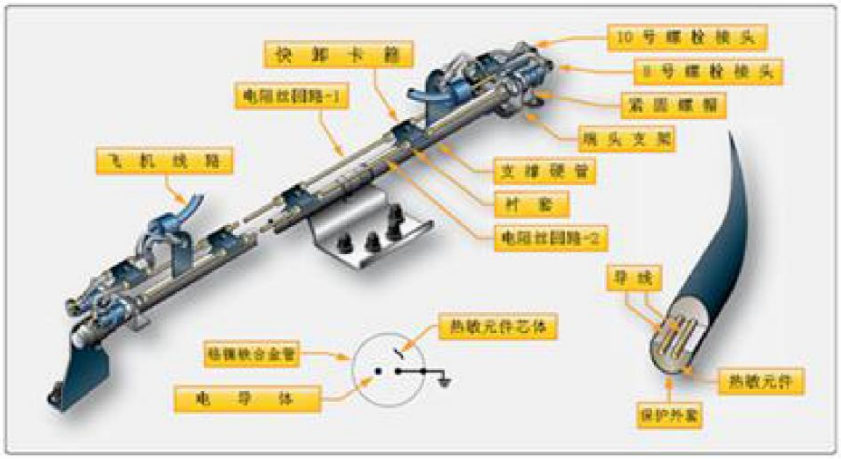


图 17-5 电阻型感温环线元件

由电阻型感温环线组成的探测系统如图 17-6 所示。在过热或着火情况下，芯体电阻值显著下降，有电流流动，火警控制组件敏感这个电流信号，其内部继电器工作，使火警信号装置报警。在正常温度时，芯内导线对地具有高电阻，因此没有电流流动，火警信号装置不产生报警信号。

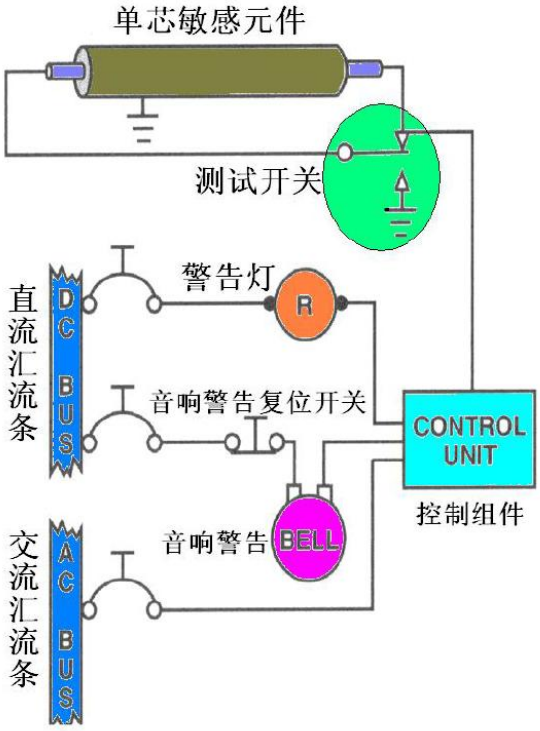


图 17-6 电阻型感温环线探测系统

17.2.2.2 单元型火警探测器

直升机上多采用热敏电门式火警探测器、热电偶式火警探测器和火焰式火警探测器等单元型火警探测器。

1.热敏电门式火警探测器

热敏电门式火警探测器探测系统结构简单，工作可靠。热敏电门是一个双金属热敏开关，当温度达到某一值时，靠双金属片变形使触点闭合或打开。早期直升机采用裸露的双金属片，但易受尘土污染，其可靠性较低。现多采用壳体封装反应快速的热敏电门。

下面以感受到不正常高温时，双金属片变形触点断开的热敏电门式火警探测器举例：

（1）探测器的工作原理，如图 17-7 所示

①温度逐渐升高：双金属片 2、7 以同样方式变形。当达到规定温度时，金属片 7 触到止动点 1。金属片 2 继续变形使触点 9 分开(线路断开)。

②温度快速升高:裸露金属片 2 比包有绝缘金属片 7 加热迅速，变形更快，当达到规定温度时触点 9 分开。

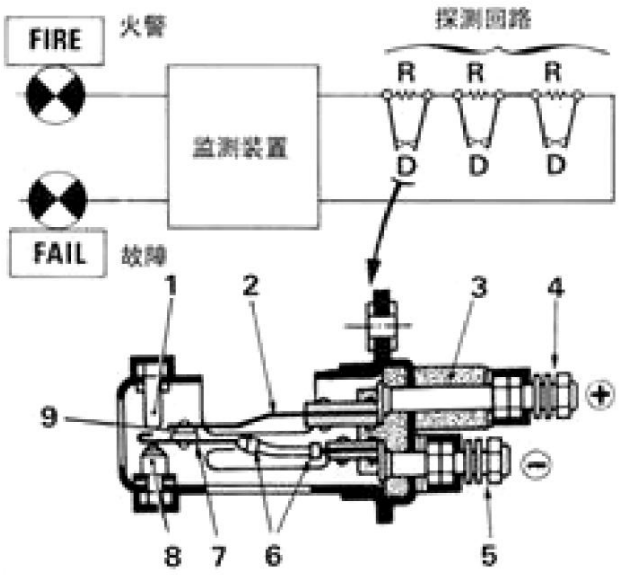


图 17-7 热敏电门示意图

1-探测器临界温度止动点 2-裸露的金属片 3-套管 4、5.接线柱

6-玻璃布 7-包有绝缘层金属片 8-下止动点 9-触点

（2）温度正常情况，如图 17-8 所示

所有的火警探测器闭合，探测回路有一个低电阻值，在电阻 R2 处的电压是相当大的，稳压二极管 Z1 达不到电压门限。

①给三极管 T1 基极加偏压，使三极 T3 不导电，继电器 K1 通电，“故障(FAIL)”指示灯熄灭。

②三极管 T3 的基极接正极，三极管 T3 不导电，三极管 T2 因无偏压也不导电，继电器 K2 不通电，“火警(FIRE)”警告灯熄灭。

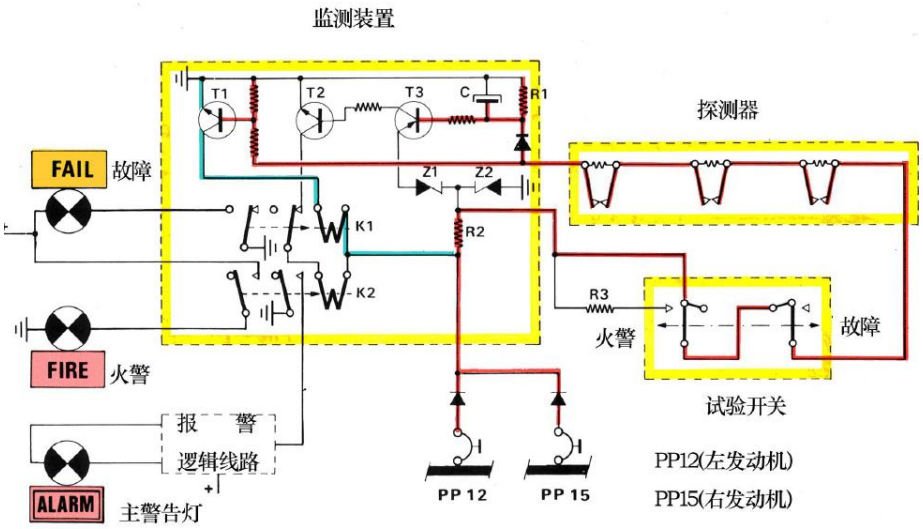


图 17-8 热敏电门火警探测系统正常温度

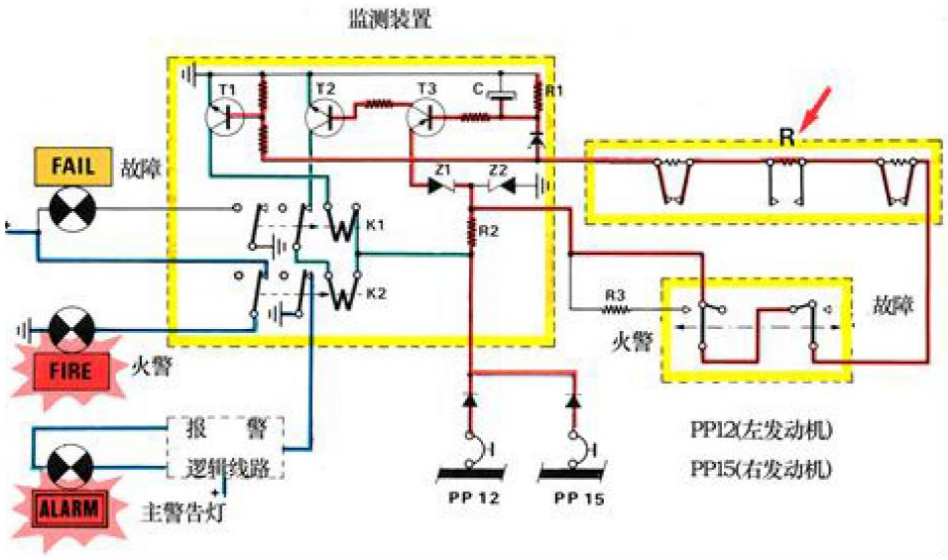


图 17-9 热敏电门火警探测系统报警状态

（3）温度不正常升高，如图 17-9 所示

一个或几个火警探测器接点分开时，并联在探测器接点上的电阻 R 与电路成串联，探测回路电阻值增加，电阻 R2 的电压降减少，稳压二极管 Z1 超过电压门限，稳压二极管 Z1 导电。当三极管 T3 的输出电压超出所加偏压(已降低)时，三极管 T3 导电并加偏压给三极管 T2，继电器 K2 接通，“火警(FIRE)”警告灯亮，主警告灯(ALARM)闪亮。

电容(C)的作用:当火警探测器接点分开时，电容 C 放电并推迟三极管 T3 工作状态的改变，也就是使警告灯的燃亮延迟。三极管 T3 的这种延时，可以防止由于振动造成的火警探测器接点的迅速接触和分开引起的“火警(FIRE)”警告灯闪亮假信号。

2.热电偶式火警探测器

热电偶式火警探测系统通常用于活塞式发动机的火警探测。热电偶元件是由两种不同的金属如铬镍合金和康铜接合（不能焊接）而成。其中一接合端点置于仅感受周围环境温度的地方，称为冷端；另一个接合端点置于可能着火的部位，感受高的温度，称为热端。着火时热端温度上升很快，而冷端温度基本不变，在热端与冷端之间产生温差电势。检测这个电势的大小即可用于火警报警。图 17-10 为热电偶火警探测系统电路。将几个热电偶串联起来安装在着火区域（根据着火区域大小不同而数量不等）作为热电偶的热端，而另一个热电偶安装在温度相对稳定的非着火区域，作为热电偶冷端。当着火时，热端温度急剧上升（即温升速率大），热端与冷端的温度差产生温差电势，当若干个热端元件串联起来，则合成电势产生的电流可以使热敏继电器触点闭合，从而接通警告电路报警。

为了测试热电偶火警探测电路的完好性，可以接通测试电门加热器给热电偶冷端加热，

这时热电偶原来的冷端变成了实际的热端，而原来的热端作为冷端。如果警告灯亮，则表明探测系统工作正常。

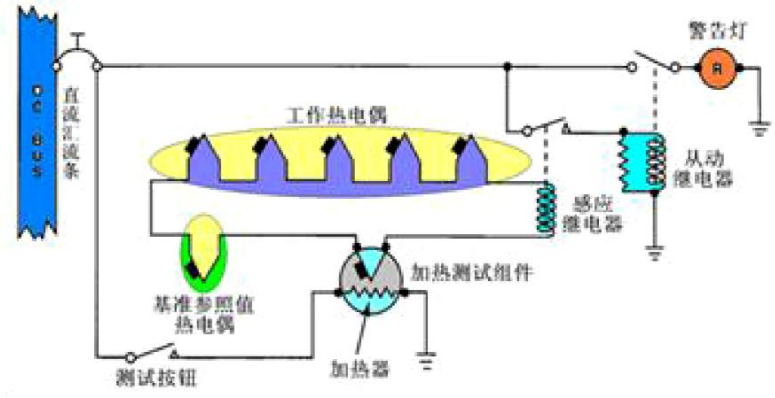


图 17-10 热电偶火警探测系统电路

3.火焰式火警探测器

火焰式火警探测器利用光敏元件（电阻）感受火焰产生的红外线的原理来探测火警。当探测器内的光敏元件感受到红外线时，电阻下降，该信号放大后驱动火警警告和音响警告电路。如图 17-11 所示。

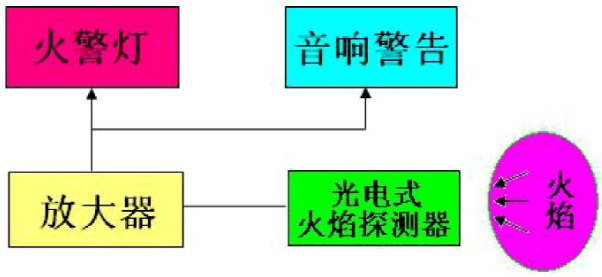


图 17-11 火焰式火警探测器原理框图

17.2.2.3 烟雾探测器原理

烟雾探测系统用来监测货舱和电子舱等处是否有着火征兆的烟雾存在，不同的部位所配备的烟雾探测器也不同。根据不同的探测原理，常见的烟雾探测器类型有：光电式烟雾探测器、一氧化碳探测器、离子型烟雾探测器和目测烟雾探测器等。

1.一氧化碳探测器

在正常时，空气中不含一氧化碳，只有在着火或有烟雾时才会出现一氧化碳。一氧化碳探测器用来探测空气中一氧化碳气体的浓度，常用于驾驶舱和客舱的火警探测。一氧化碳的测试主要有两种方法。

（1）棕黄色钮扣状指示盘

正常时为棕黄色，遇到一氧化碳后变为深灰色再变为黑色，其变化颜色的时间与一氧化

碳浓度有关。

（2）黄色硅胶指示管

它是一种装可更换黄色硅胶（复合钼硅酸盐化合物，并有硫酸钯作催化剂）的指示管。当空气中含有一氧化碳时，管内黄色硅胶变为绿色，绿色的深浅与一氧化碳浓度成正比。

2.光电式烟雾探测器

光电式烟雾探测器利用烟雾对光的折射（及吸收）原理制成，光电式烟雾探测器主要有两种形式：一种是折射式，如图17-12所示。一种是比较式，如图17-13所示。光电式烟雾探测器广泛用于货舱和电子设备舱。

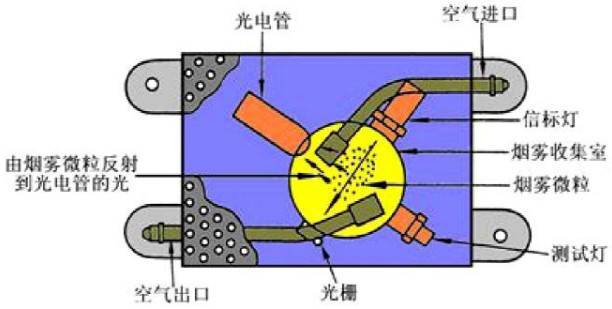


图17-12 折射式光电烟雾探测器原理图

（1）折射式光电烟雾探测器

折射式光电烟雾探测器装在一个密封容器中。密封容器内有一个烟雾集散室，集散室由空气进口管采集舱内空气，再通过一个空气出口管排到机外。烟雾集散室装有一个光敏电阻（或称光电管），与光敏电阻的正交方位（或90°）装有一个信标投射灯，在光敏电阻相对位置装有一个测试灯，用来进行烟雾探测器的测试。

系统通电后烟雾探测器开始工作。由于系统接通电源，探测器的信标灯点亮，风扇将采样空气通过空气进口管不断吸入烟雾集散室。正常时，信标灯的光束按光的直线传播原理经过采样空气照射到对面，不照射到光敏电阻，这时电阻值大；当有烟雾微粒存在时，光线由于微粒的折射作用照射到光敏电阻上，光敏电阻的阻值减少，当达到预定警告值时，监控组件输出信号报警。测试时，只要接通测试电门，测试灯亮，光束直接照射到对面的光敏电阻上，使光敏电阻值减小，发出火警信号报警。

（2）比较式光电烟雾探测器

比较式光电烟雾探测器有两个光敏元件，分别安装在两个集气室内。一个集气室与着火区相通，由风扇将着火区空气引入该集气室。另一个集气室不与着火区相通，是封闭的，里面没有烟雾，作为参考光敏元件。没有烟雾时，两个光敏元件电阻值相同，没有警告信号输

出。有烟雾存在时，测量集气室的光敏元件被烟雾遮住了光线，使电阻升高，当达到预定警告值时，差动放大器输出信号报警。

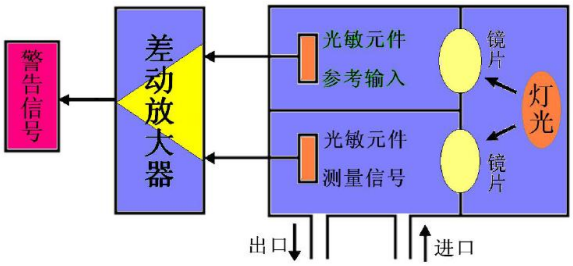


图 17-13 比较式光电烟雾探测器原理图

3.离子型烟雾探测器

离子型烟雾探测器采用少量的放射性材料，当两极加上电压后使探测器室内的空气电离，这样就会有一定的电流流过探测器。当有烟雾的空气通过探测器时，烟雾的微小粒子附着在离子上，使离子浓度降低，探测器的电流下降，当电流下降到预定警告值时，发出声光报警。图 17-14 为离子型烟雾探测器的原理图。

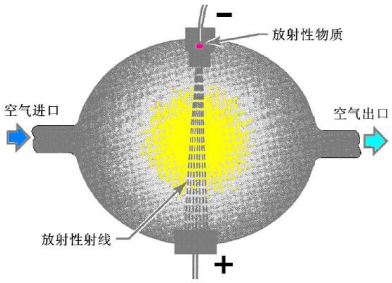


图 17-14 离子型烟雾探测器原理图

4.目测烟雾探测器

目测烟雾探测器，即通过灯的亮暗判断烟雾是否存在。早期直升机的驾驶舱内装有一个烟雾观察筒，观察货舱是否有烟雾存在，利用文氏管将货舱空气引入观察筒。在飞行中，需要时打开指示灯，如果有烟雾存在，光线的散射会使灯亮；否则观察筒看不到光亮。

17.2.3 典型的发动机火警探测系统的工作和说明

典型的发动机火警探测系统如图 17-15 所示，它包括以下部分：

（1）警告灯和语音警告系统；

（2）控制放大器和测试开关；

（3）每台发动机的前/后各有一个火警探测器。

火警探测系统的电源来自直流主汇流条的 28V 直流电，每个火警探测器的电气连接部

分在防火墙后面，探头（火焰型探测器）在火区。如果使用测试电路对前或后火警探测器进行功能测试，会在驾驶舱给出火警信息。

火警发生时，前或后火警探测器发出火警信号到控制放大器，经放大器放大后，使正副驾驶的#1ENG EMER OFF 或#2ENG EMER OFF 的警告灯点亮，同时警告铃响。按压正副驾驶任何一个 FIRE PRESS-TONE-OFF 警告灯来关闭语音警告。如果火熄灭，则电路恢复到正常工作状态，警告指示灯熄灭，系统仍然具有探测火警的能力。

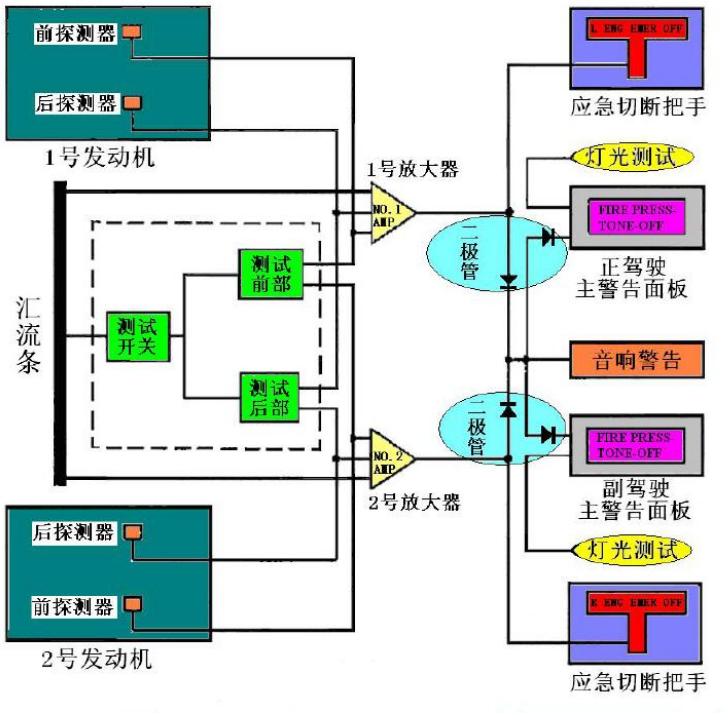


图 17-15 典型发动机火警探测系统图

17.3 灭火系统

17.3.1 火的种类和灭火方法

17.3.1.1 燃烧三要素

任何物质发生剧烈氧化反应同时发光、发热，则称为燃烧。燃烧的必要条件是：

（1）燃料——在常温或某一高温下，任何物质只要能与氧化合，产生大量的热，那么这种被消耗掉的物质称为燃料，例如木材、燃油和铝合金等。

（2）氧气——氧气通过氧化过程与其它可燃物质进行化合。

（3）热源——起始引火。热源能产生足够的热能将相关可燃物质加热到燃点温度，在此温度，燃烧可以进行得足够快而不需要再从外界获得热量，燃烧中可以使用催化剂，加速氧和燃料的化合，从而释放更多的热。

所以，燃烧的三个要素是燃料、氧气和热源。如图17-16所示。



图17-16 燃烧三要素

17.3.1.2 火的种类

根据燃烧物质的不同，我国最早将火划分为A、B、C、D四种：

A类火是一般可燃物的燃烧，如木头、布、纸等。

B类火是液体燃烧，如滑油、燃油等。

C类火是可燃气体燃烧。

D类火是易燃金属燃烧，例如镁和铝等。

随着火灾情况的变化，这种分类已不能满足消防要求，根据国际标准化组织对火灾分类的修订，并结合我国国情，新国标GB/T4968-2008火灾的分类增加了以下两种火的划分：

E类火是带电火灾，即物体带电燃烧的火灾。

F类火是烹调器具内的烹饪物（如动植物油脂）火灾。

17.3.1.3 灭火的基本途径

防火的手段是使燃烧三要素的必要条件和充分条件得不到满足，以避免火灾。灭火的方法是一旦着火时，迅速有效地使燃烧三要素中的一个或多个缺失或除去，使燃烧停止，将损坏最小化。灭火通常使用的器材为灭火剂，其灭火机理是：

（1）化学冷却，阻隔热量的传递，相当于使未燃物与已燃物隔开，使未燃物部分不满足燃烧的充分条件；

（2）物理冷却，使燃烧物温度降低到燃点以下；

（3）隔离氧气。

17.3.1.4 灭火剂

灭火剂要在常温下不会凝结，且可长期驻存，对系统附件或灭火剂的质量没有不良影响。根据不同的火源特性，常用的灭火剂主要有卤代烃、干粉、惰性冷却气体和水。

1.卤代烃（氟利昂）灭火剂

卤代烃是最有效的灭火剂化合物，由普通的烃基甲烷、乙烷由卤族原子置换形成，常用弗、氯、溴。卤代烃的灭火机理是：燃料燃烧生成的物质与卤代烃发生化学反应所成的新物质以及卤代烃本身，都具有阻止热量传递的作用，这称为“化学冷却”或“能量传递中断”。这种阻隔相当于起一种“化学阻碍物”作用，使灭火更为有效。

卤代烃（氟利昂）灭火剂优点是：它适用于灭A、B、C、E和F类火，低毒，灭火后无残留物。但氟利昂破坏地球的臭氧层，在航空器的灭火系统中可以使用直到有代替物为止，卤代烃（氟利昂）灭火剂是航空器和地面上广泛使用的灭火剂。

在飞机上主要使用两种类型的卤代烃灭火剂：Halon1211和Halon1301。Halon1211的化学名称是溴氟二氯甲烷（CBrClF2）简称BCF，灭火效果很好，在常温下有轻微毒性，灭火后无残留物。沸点大约是－4℃，以加压液态形式储存在灭火瓶内，用于手提式灭火瓶。Halon1301的化学名称是溴氟甲烷（CBrF3），简称BTM，灭火效果极好，在常温下无毒，无腐蚀作用，但成本较高。沸点大约是－60℃，以加压液态形式储存在强度较大的灭火瓶内，多用于固定式灭火瓶中。

2.干粉灭火剂

干粉灭火的原理是：粉末受热后释放CO_2气体，覆盖于火焰表面隔离氧气灭火，还可以分解吸热起冷却作用。干粉灭火采用干燥的化学粉末（如碳酸氢钠等）灭火剂进行灭火。从理论上讲，它适用于灭A、B、C、D、E和F各类火，特别适用于轮舱刹车片起火。干粉灭D类火后，有的干粉残留对铝等有腐蚀作用，应注意清除。

在航空器上由于清除残留物的难度很大，残留物会沉积在透明体和仪表表面，严重影响能见度，因此不能用于驾驶舱和客舱灭火；干粉灭火剂是非导电体，但残留物会使触点和开关工作不正常，因此也不用于电器设备的灭火。在实际使用中，航空器中干粉灭火剂只能用于货舱使用。

3.惰性冷却气体灭火剂

二氧化碳（CO_2）和氮气（N_2）是两种很有效的惰性冷却气体灭火剂。它适用于灭A、B、C、E和F类火。

常温下CO_2为气态，经加压（700～1000PSI）以液态形式储存在灭火瓶内。

（1）CO_2灭火原理：

①CO_2在气化过程中，吸收热量，起冷却作用，降低燃烧物表面温度。释放出的CO_2在转化为气态时体积膨胀约为500倍，可冲淡燃烧物表面的氧气；

②CO_2的比重比空气的比重大，可覆盖在燃烧物表面，使氧气隔绝，不能再助燃。

CO_2无毒性，不导电也不污染灭火区，主要用于电气设备的灭火。

（2）当使用CO_2灭火剂灭火时，必须注意：

①使用CO_2灭火器必须配有一个非金属的喷管，因为灭火瓶内释放出的CO_2在通过金属管时会产生静电，会重新点燃起火；同时如与带电体接触，金属导电会危及使用人员的安全；

②另过吸入过量CO_2可能引起窒息和死亡；

③因为CO_2灭火剂的释放温度大约为－70℃，因此不能把灭火器对准人以防伤害。

（3）氮气（N_2）灭火原理：

氮气（N_2）是一种很好的灭火剂，与CO_2一样，低毒性惰性气体，主要用于飞机燃油箱里，也可用于飞机着火控制或发动机灭火。通过冲淡氧气、隔离氧气灭火。

由于液态N_2提供的温度更低，N_2提供的冲淡氧气的容积几乎等于二氧化碳的两倍，因此N_2作为灭火剂更有效。N_2的缺点是必须以液态储存，需要特殊的真空瓶储存和管路设备，设备的特殊性和重量使得大型飞机才有可能使用N_2灭火。

4.水或泡沫水类灭火剂

水和泡沫水可以降低燃烧物温度，水或泡沫水类灭火剂只适用于灭A类火，水的主要缺点是具有导电性、比重大于油，现代航空器上很少采用。

17.3.1.5 火的种类与相应的灭火剂

火的种类不同，所采用的灭火剂也有所不同：

A类：可用卤代烃、干粉、惰性冷却气体、水；

B类：可用卤代烃、干粉、惰性冷却气体；禁止使用水灭火；

C类：可用卤代烃、干粉、惰性冷却气体；禁止使用水灭火；

D类：可用干粉；禁止使用水、CO_2灭火。

E类：可用卤代烃、干粉、惰性冷却气体；禁止使用水灭火；

F类：可用卤代烃、干粉、惰性冷却气体；禁止使用水灭火；

17.3.2 直升机灭火系统的类型

17.3.2.1 直升机灭火系统的分类和常用灭火方式

直升机灭火系统分为固定灭火系统和手提式灭火器。

固定灭火系统指固定安装的专用灭火系统，它包括灭火瓶、喷射导管和灭火控制组件，主要用于发动机灭火。某些直升机货舱也采用固定灭火系统灭火。直升机上也装有若干个手提灭火瓶，主要用于客舱或驾驶舱灭火。

直升机部位的不同，需要采用不同的灭火方式，通常采用以下几种灭火方法：

（1）自动报警自动灭火；

（2）自动报警人工灭火；

（3）人工手提灭火瓶灭火。

17.3.2.2 固定灭火

一般直升机在发动机安装有固定灭火系统，所有灭火系统有相同的操作方法和主要部件，某些型号直升机行李舱也有固定灭火系统。固定灭火系统的主要部件有灭火瓶、带爆炸帽的释放活门、双向通道灭火剂释放口、带喷嘴的管子、灭火系统控制和监测电路。

1.固定式灭火瓶

典型的固定式灭火瓶由瓶体、压力表、易熔安全塞（释压活门）、易碎片、释放爆管（爆炸帽）、滤网、电插头和排放活门等组成，如图17-17所示。

（1）灭火瓶体

灭火瓶是球型不锈钢容器，灭火瓶的大小和重量由使用区域的空间来决定，瓶内装有用N_2加压的液态灭火剂，用于保证提供足够的压力以完全释放灭火剂。

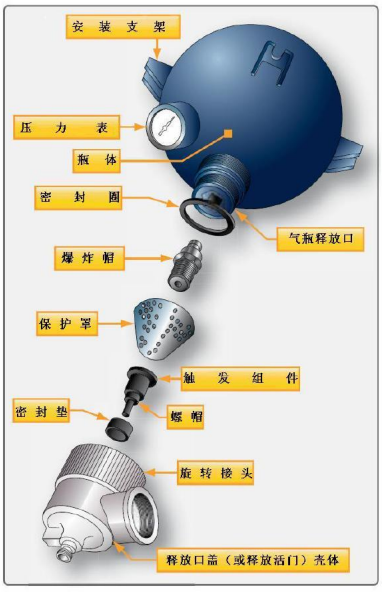


图17-17 固定式灭火瓶

为了防止灭火瓶超压而爆炸，所有灭火瓶都有超压释放功能：当灭火瓶附近有破裂的引气管道或高温时，灭火瓶内的压力会随温度的升高而增加，当灭火瓶内压力超过规定要求预定值时，超压释放膜片破裂（或超压释放活门打开），通过管路将灭火剂排除机外，保证直升机的安全。该管路的末端有一个红色的膜片（很薄的塑料片），当超压释放时，红色膜片被吹掉，表示灭火瓶已超压释放。见图17-18超压释放指示。

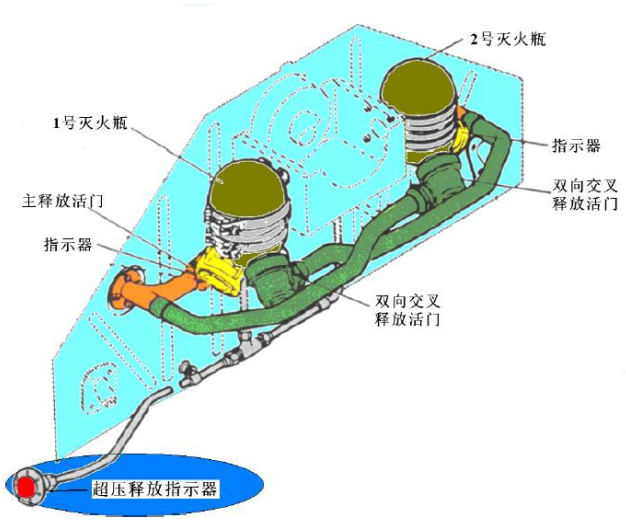


图 17-18 超压释放指示

（2）释放活门

灭火瓶上安装有释放活门及安装在释放活门内的一个爆炸帽，以便使用储存在灭火瓶内的灭火剂，通常一个灭火瓶上安装一个释放活门，有时为了满足一个灭火瓶可以给不同的区域实施灭火的要求，一个灭火瓶上也可能有 2 个或 3 个释放活门,如图 17-19 所示。所有释放活门都有同样的功能和组件，在释放活门中心有一个装有爆炸帽（内有约 400mg 炸药，属于 C 类爆炸物）的释放爆管。为使爆炸帽电路安全可靠，通常使用由主电瓶供电的热电瓶汇流条供电。当释放爆管通电爆炸时，释放活门内的易碎片破裂，释放活门内有滤网挡住破裂的易碎片，以防灭火剂被堵住，灭火剂通过破裂的易碎片离开灭火瓶释放。

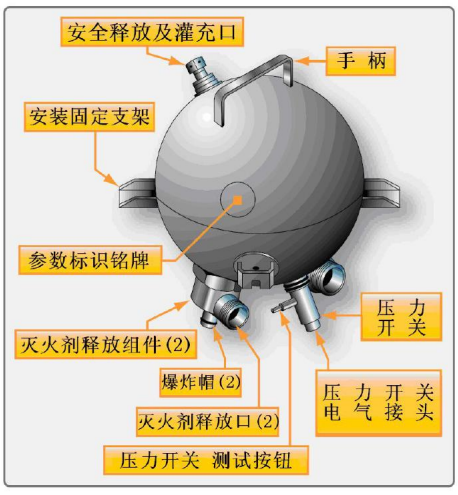


图 17-19 有 2 个释放活门的固定式灭火瓶

由于灭火瓶爆炸帽由电瓶供电，所以当按下灭火按钮或拉起灭火手柄，再按下灭火瓶释放按钮或旋转灭火手柄释放按钮后，灭火瓶将立即释放。只有断开爆炸帽线路跳开关，才能

防止这种情况的发生。为防止由于爆炸帽的电路断路导致灭火瓶不能正常工作，许多灭火瓶释放爆管有两个爆炸帽，且每个爆炸帽有独立的点火电路和跳开关。所有灭火系统都有爆炸帽测试电路，可以及早发现爆炸帽或点火电路是否失效。维护时必须断开可能安装在不同配电板上的两个跳开关。

2.发动机灭火系统

发动机采用固定灭火系统，多数发动机采用自动报警人工灭火方式，也有的发动机采用自动报警自动灭火和人工灭火两组装置。发动机灭火系统包括火警控制面板、灭火瓶和喷射导管组件。

通常在发动机平台(舱)上每台发动机只安装一个灭火瓶。但是灭火瓶有两个释放活门，用释放爆管控制其喷射。例如1发着火，先用1号灭火瓶灭火，如火没有熄灭，再用2号灭火瓶灭火，这样不需在每一台发动机配置两个灭火瓶。

这种发动机灭火系统配置为双喷射交叉灭火方案，也称为“二次作动”系统，即可以将两个灭火瓶内的灭火剂释放到一台发动机上，这种安装形式适用于发动机舱安装空间较小的情况。如图17-20所示。

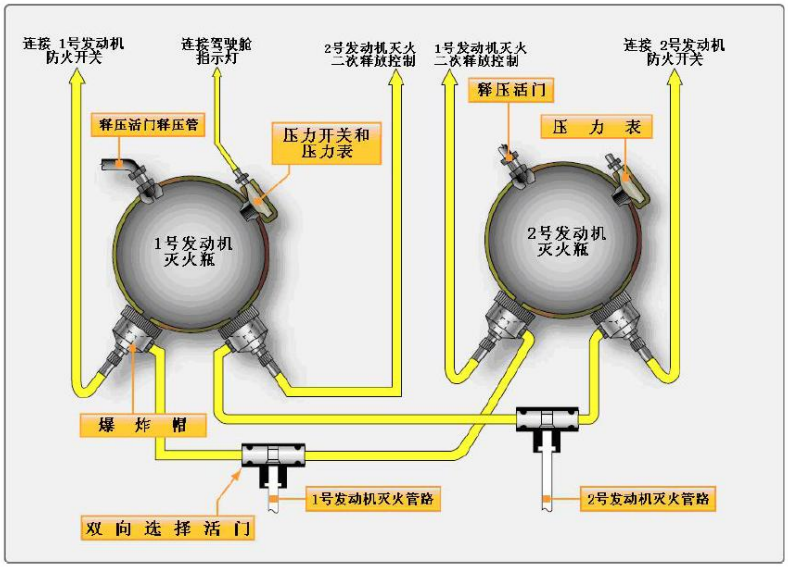


图17-20 双发直升机的发动机灭火系统

灭火一般都分两步实施：

（1）第一步：灭火准备(预位)

打开安全防护盖，灭火手柄提起（或按压灭火按钮）后，将完成下列灭火准备工作：关闭燃油关断活门，停止向发动机供油；关闭发动机引气活门；关闭液压油关断活门；断开发电机向外供电（GCR、GB均跳开）；灭火电路准备好（由两个爆炸帽的灯亮表示）；中央

警告系统得到一个信号并修改在火警面板或 ECAM/EICAS 上的显示。

（2）第二步：实施灭火

当向左(或向右)转动灭火手柄，或者按压灭火瓶释放按钮后，热电瓶汇流条上的 28VDC 经手柄电门（或按钮）的触点引爆爆炸帽，爆炸帽炸开易碎片，使灭火瓶喷射灭火剂，灭火控制板上的琥珀色灭火瓶释放灯亮。通常一个灭火瓶的释放可以熄灭一台发动机的火警，如果 30～60 秒后火警灯仍未熄灭，必须引爆另一个灭火瓶爆炸帽，再次进行灭火，完成交叉供灭火剂灭火的全部程序。

3.行李舱灭火系统

某些直升机行李舱也安装了灭火系统，当直升机上的烟雾探测系统探测到行李舱火警时，行李舱灭火瓶的灭火剂通过行李舱顶的喷嘴释放。

17.3.2.3 手提式灭火器

手提灭火瓶附件：压力表、喷嘴、手柄、触发器、保险销或环、瓶体。

1.手提式灭火器的使用

手提式灭火器用于直升机舱内灭火。按照直升机的承载能力，通常在直升机的客舱（驾驶舱、货舱）配备一定数量的手提式灭火器。平时手提式灭火器安装在托架上，使用时必须按压手柄释放灭火剂，灭火范围可达到 4 米，大约 6 秒钟后灭火瓶释放排空。手提式灭火器内的卤代烃灭火剂是 Halon1211（BCF），如图 17-21，气体压力大约为 100PSI，通过灭火器上的压力表可以检查正确的压力（应位于深色范围内）。



图 17-21 手提式 Halon1211 灭火器

2.手提式灭火器的检查

必须定期检查手提式灭火器：

（1）目视检查灭火器和支撑架有无损坏；

（2）检查应全面检修的日期；

（3）检查灭火器是否释放过。

在灭火瓶标签上标有有效期和其他附加信息，包括灭火剂类型、使用方法和瓶的重量。如果压力指示不正确或安全销安装不正确，必须更换灭火瓶。需强调的是，灭火瓶到期时一

切完好，但此时仍必须更换新灭火瓶。

17.3.3 灭火系统的维护

灭火系统的维护工作，要严格按照维护手册和厂家说明书进行，主要包括如下项目：

灭火瓶的检查和灌充、爆炸帽和排放活门的拆卸与安装、喷射管路渗漏和电气导线连续性测试等。

17.3.3.1 灭火瓶的维护

（1）定期检查灭火瓶的重量，称重时应拆下灭火瓶上的释放活门，如称得的灭火瓶重量与标签上范围相同，则说明灭火瓶没有泄露，如不同则说明灭火瓶已经释放（热释放或灭火释放）或泄漏，需要填充灭火剂。灭火瓶内的易碎片非常薄，大的震动和撞击都有可能使其破裂，导致灭火剂的不正常释放，因此在拆卸释放活门和搬动灭火瓶时必须非常小心；

（2）定期检查灭火瓶的压力，检查灭火瓶内压力时必须考虑到灭火瓶内的压力是随周围环境温度变化而变化的，根据厂家给出的温度压力图来确定灭火瓶的压力是否在制造厂所规定的最小极限压力和最大极限压力之间。如果压力不在曲线极限值内，这个灭火瓶就要更换；

（3）通过电路测试系统可以检查灭火瓶控制电路；

（4）灭火瓶释放爆管内的爆炸帽都有使用寿命，应当严格按照使用寿命时限要求及时更换到期的爆炸帽。更换爆炸帽和释放活门必须小心，要严格按维护手册程序进行。不论何种原因拆下爆炸帽后，不能错装，否则可能会造成触点接触不良。爆炸帽由于静电产生的火花可能产生意外爆炸，会使维护人员受到伤害。拆除爆炸帽的正确方法是在驾驶舱断开爆炸帽的跳开关，拧下电源插头，戴上合适的静电防护帽或将爆炸帽的电极用金属丝短接，小心拆下，最后要使用合格的容器储存和运输释放爆管。

17.3.3.2 灭火瓶爆炸帽导线连续性检查

爆炸帽电路连续性检查是直升机定检规定的必检项目，在防火控制板上进行。爆炸帽测试可以与火警测试使用同一个测试按钮，也可以使用一个独立的爆炸帽测试板。按住测试按钮，若测试灯亮说明测试合格，测试灯不亮说明爆炸帽线路断路。

为防止爆炸帽被误引爆,测试电流是非常弱的，爆炸帽测试灯也是由测试电流点亮的，因此在更换测试灯灯泡时一定要采用同型号灯泡，不同的灯泡有可能导致引爆爆炸帽。有些直升机的灭火瓶爆炸帽测试电路中，串接一个测试继电器线圈，其触点用来接通测试灯。当按下测试按钮时，测试电流使继电器吸合，灯亮说明工作正常。为防止引爆爆炸帽，在更换继电器时必须采用同型号的继电器。

17.3.3.3 典型防火系统常见维护及安全注意事项

典型发动机防火的维护包括对火警探测器和过热探测器的检查、灭火系统试验和检查、发动机灭火瓶爆炸帽引爆管的检查和火警测试、烟雾探测器测试。

1.火警探测器和过热探测器检查

以某机型火警探测器和过热探测器检查为例：

（1）外观检查

详细目视检查，探测器外观和暴露部分不应有锈蚀、划伤、裂纹、变形等异常现象。

（2）性能检查

在常温下，火警探测器触点闭合时，用三用表测试探测器触点间电阻，应不大于1Ω；在常温和标准气压下，分别给火警探测器和过热探测器施加500V直流电压，测试探测器接线柱与壳体间的绝缘电阻，应不小于300MΩ。

探测器2个接线柱，分别连接导线后，放入干燥炉内；导线另一端与三用表的红黑表笔连接，三用表调至欧姆档；加温炉加热，当三用表的电阻数值显示无穷大时，测试火警探测器触点断开温度应为手册规定温度；测试过热探测器触点断开温度应为手册规定温度。

2.发动机灭火系统试验和检查

（1）拆卸发动机后活动整流罩；

（2）拧下两个灭火瓶的引爆管电插头；

（3）从仪表板上拆下灭火按钮的保护罩（云母片）；

（4）接通直升机电源系统。

注：进行这些检查需要2位操作者：一个在座舱里，另一个进行试验。

（5）电压检查：

依次按住仪表板上灭火瓶的4个按钮，用三用表检查相应引爆管插头接线销间电压值应与当前机上电源正常工作电压值一致：

①左发动机第一个引爆按钮：左灭火瓶黄色引爆管插头（1和3，2和3）；

②左发动机第二个引爆按钮：右灭火瓶黄色引爆管插头（1和3，2和3）；

③右发动机第一个引爆按钮：右灭火瓶灰色引爆管插头（A和C，B和C）；

④右发动机第二个引爆按钮：左灭火瓶灰色引爆管插头（A和C，B和C）。

（6）状态检查：

①引爆管电插头固定牢靠，无锈蚀；

②低压压力开关电插头固定牢靠，无锈蚀；

③灭火瓶管路无裂纹、锈蚀、固定牢靠；

④后防火墙上的灭火喷嘴无裂纹、锈蚀、堵塞、固定牢靠；

⑤灭火瓶瓶体支架在拐角处不应有裂纹；

⑥当前环境温度下灭火瓶压力应手册规定表中温度对应的压力值。

3.发动机及行李舱火警测试

把仪表板上的发动机火警试验开关置于“火警（FIRE）”位置，检查“火警（FIRE）”警告灯应燃亮。把仪表板上的发动机火警试验开关置于“火警故障（FAIL）”位置，检查“火警故障（FAIL）”，黄色警告灯应燃亮。按下“伺服与货舱过热测试”按钮,检查 7α板上的“行李舱火警（CARGO.F）”和“过热(O/HEAT)”警告灯应燃亮。

第 18 章 防冰与排雨

18.1 防冰系统

18.1.1 防冰系统概述

直升机露天停放遇到低温雨雪天气，或者在大气中飞行遇到高湿度和低温两个条件，就可能结冰、结霜、起雾等。结冰对直升机性能及效率的影响是多方面的，因此航空规章要求从事运输类的直升机在可能结冰的气象条件下飞行须有探冰、防冰设备。

18.1.1.1 结冰对直升机的影响

（1）如果冰在旋翼上产生，就会改变旋翼的剖面形状，破坏气流流过旋翼前缘的流线，导致升力下降，阻力增加，降低了旋翼的性能；还可以破坏桨叶平衡，增加振动量，甚至抖振，损伤机身结构；另外从旋翼上脱落的冰可能会击伤机身结构；

（2）如果发动机进气道结冰，就会影响进气量，从进气道前缘脱落打坏发动机叶片；

（3）在水平安定面以及垂直安定面结冰，也会破坏翼型，增加阻力，降低升力。由于水平安定面和垂直安定面与直升机的操纵有关，因此结冰严重的话会使飞机难以操纵；

（4）风挡玻璃起雾或结冰，会降低透明度，影响机组视线，还会降低风挡玻璃抵抗冲击破坏的强度；

（5）如果是某些传感器或者空速管结冰，会造成探测数据失真，导致仪表不能正常工作；

（6）操纵系统的某些关节结冰会限制或阻碍操纵系统的移动，可能使操作失灵；

（7）粗糙的冰层附着在机体表面，增加了摩擦力，使整机阻力增加；另外还会导致直升机重量增加，使直升机无法保持高度；重量分配的改变也会改变直升机的平衡状态，使飞机失去稳定性。

18.1.1.2 结冰机理

大气的主要成分是氮气和氧气，除此以外，大气中还包含有一些固体、液体的微粒杂质和水汽。大气中的水汽并不多，最多时也只占大气总量的 4%。

当大气中的水汽遇冷时，大气中的水汽开始凝结为液态水，从空气中析出。析出后漂浮在空中的微小水滴称为云雾；而附着在固体表面上的称为露。水汽开始凝结为水的温度称为露点温度。空气中析出的水滴数量主要取决于水汽的饱和度，它与温度和气压的高低有关。

当空气中无数微小的水滴凝聚在一起，或遇到了微粒杂质并附着在其上时，它们便形成了体积更大的水滴。当水滴进一步降温至冰点并遇到了凝结核时，就可以进一步冻结为冰。而有的水滴虽然温度降至低于冰点，但仍然以液体的形式存在，这称为过冷却水或过冷水。在负温的云层或冰雹云中，含有大量的过冷水滴。过冷水滴一旦遇到凝结核，便立即凝结为冰。水汽在碰到足够冷的凝结核时，也可以直接凝华为冰晶，此时可称为霜或雪。

当冰、雪和霜加热至熔点时，便融化为水，或者当热源能够提供足够的热量时，它们也可以直接升华为水汽。水的三种状态转化示意图如图 18-1 所示。



图 18-1 水的三态转化示意图

18.1.1.3 直升机结冰及其形式

当直升机在寒冷地区或者一定高度内飞行时，外界温度足够低，直升机部件的边缘和外露部位便足够冷，成为水汽的凝结核。如果此时空气中有过冷水、水或水汽存在，当它们与直升机部件接触时，就可能立即冻结或凝华为冰晶。由过冷水或水触碰在直升机表面通过冻结形成滴状结冰。由水汽直接附着在飞机表面通过凝华形成凝华结冰。此外，还有第三种结冰形式—干结冰，它由冰晶体沉积到直升机表面上而使直升机结冰。直升机上常见的结冰形式是滴状结冰。

按照冰层表面的外形，飞机结冰可以分为毛冰、明冰和角状冰三种，如图 18-2 所示。三种结冰形式中，角状冰危害最大，因为它不但严重破坏了直升机的气动外形，而且与旋翼、安定面翼型表面结合牢固，难以脱落。

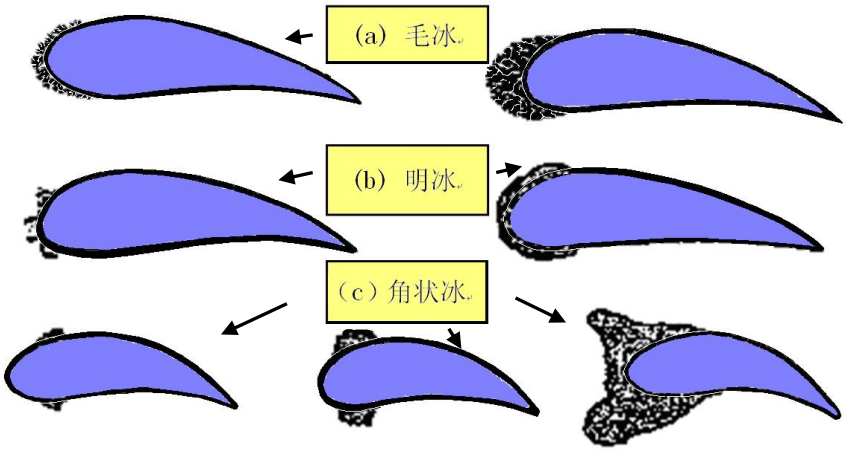


图 18-2 典型的结冰形态

18.1.1.4 直升机防冰系统的基本组成

典型的直升机防/除冰系统主要由空速管加温防冰、风挡加温防冰、发动机进气道加温防冰、水平安定面除冰、桨叶电加温防/除冰等分系统组成,本章将重点介绍其中几种常用的系统。根据直升机用途防/除冰系统属于可选装的设备,用户可根据不同飞行作业环境和条件为其直升机选择一个或多个防/除冰分系统。直升机选装防/除冰系统可以提升其在寒冷气候条件下的飞行作业能力,提高飞行安全品质。

直升机防/除冰系统工作原理一般是:在结冰探测器探测到直升机的结冰状况,或根据机型飞行手册的要求在气象条件达到或低于相关标准的情况下,接通直升机防/除冰系统除去已形成的冰或防止冰在机体和部件形成,目前大多数直升机采用的方法是使用发动机引气加温或电加温。

18.1.2 结冰探测器

结冰探测器有多种形式，一般可分为直观式和自动式结冰探测器两大类。

直观式结冰探测器如探冰棒,它一般安装在机头前方、风挡玻璃框架附近容易观察到的地方。当目视发现结冰后，飞行员人工接通除冰系统进行除冰。这种形式的探测器结构简单、成本较低、安装方便、使用直观，同时直升机飞行高度比较低，因此被广泛使用在许多早期直升机和在一般作业环境下飞行的直升机上。典型的直观式结冰探测器如图 18-3 所示。

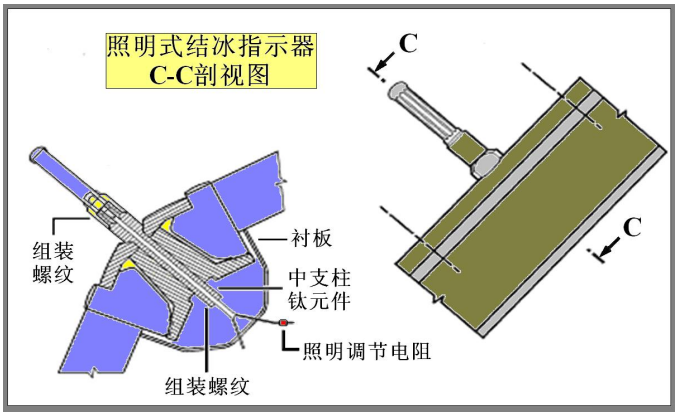


图 18-3 典型的直观式结冰探测器

自动式结冰探测器有振荡式、压差式、放射性同位素结冰探测器等。当达到结冰灵敏度时，自动结冰探测器既可向飞行人员发出结冰信号，又能自动接通防冰系统进行除冰。当结冰探测器发出结冰信号时所需的最小冰层厚度称为灵敏度。

在相对恶劣的飞行气候条件下，直升机通常会采用多种形式的结冰探测器作为防冰系统探测器。以下重点对几种自动式结冰探测器作简单介绍。

18.1.2.1 振荡式结冰探测器

振荡式结冰探测器是利用传感元件结冰之后振荡频率发生变化的原理工作的。它由结冰探头、支撑座、安装座、壳体、电子控制电路和电气接头等组成，如图 18-4 所示。其中探头和支撑座暴露在机外气流中，安装盘上有螺孔。

振荡式结冰探测器的中心部件是超声波轴向振荡探头，该探头在结冰之后，其振荡频率将发生变化，利用这一原理就可以探测到结冰状态的存在。振荡式结冰探测器的探头是一个镍合金管，一半安装在支撑座里，另一半（25.4mm）和支撑座一起暴露在机外气流中。支撑座里有磁偏置磁铁、驱动线圈、反馈线圈和加热器，驱动线圈环绕在镍合金管的下半部。电子控制电路包括磁致伸缩振荡器（MSO）电路、放大器和微处理器等。

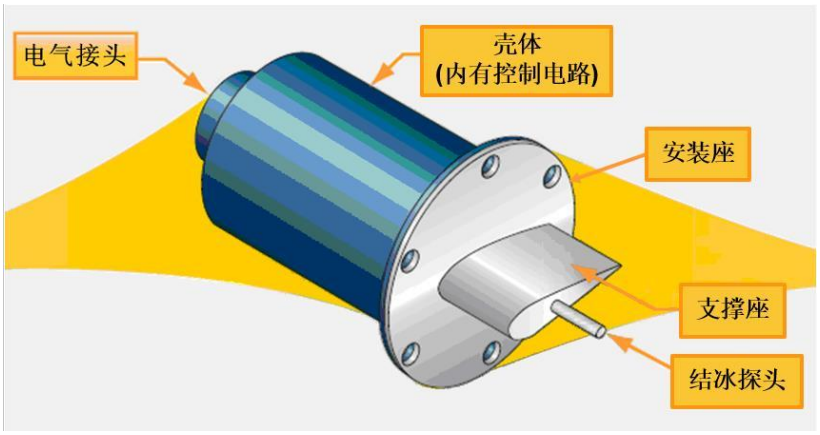


图 18-4 振荡式结冰探测器示意图

18.1.2.2 压差式结冰探测器

压差式结冰探测器又称冲压空气式结冰探测器，它利用测量迎面气流的动压（全压）与静压的差值的原理制成。图 18-5 为一种常用的压差式结冰探测器。

压差式结冰探测器的核心元件是膜片和电接触点。膜片将静压室与全压室隔离，膜片上装有活动触点，两室之间由泄压孔相通。全压室通过进气孔端面上的小孔接受进气道气流的冲压；而静压室通过探测器侧面的小孔感受空气的静压。该结冰探测器的进口和根部还有两组加温电阻，为探测器本身除冰加温，探测器通过电插头与外电路连接。

压差式结冰探测器经常安装在发动机进气道内，其头部一段伸向进气道内，进气口对准气流的方向。在发动机不工作、没有冲压空气时，接触点处于闭合状态；当发动机工作时，冲压空气进入全压室，由于全静压之差使膜片弯曲，触点断开。

在飞行中，当发动机进气道出现结冰情况时，结冰探测器端头进气口上的小孔被冰层部分或全部堵塞，这时全压室部分或完全失去冲压气流。膜片两侧的全压室和静压室的压力通过泄压孔达到一致时，膜片没有外力作用，恢复原状，膜片上的活动接触点与固定接触点触合，接通驾驶舱内的结冰信号灯，发出结冰信号，与此同时自动接通探测器本身的两个加温电路。加温后，除去了结冰探测器头部进气孔的冰层，足够的冲压空气又进入全压室，膜片两边腔室压力平衡打破，膜片弯曲再次断开触点，信号灯熄灭，同时探测器自备的加温电路自动断开，停止加温。这时如果直升机仍处于结冰区，将再次重复上述过程。因此直升机在较大面积的结冰区域内飞行时，结冰信号灯将周期性闪亮，提醒飞行员对发动机进气道除冰。

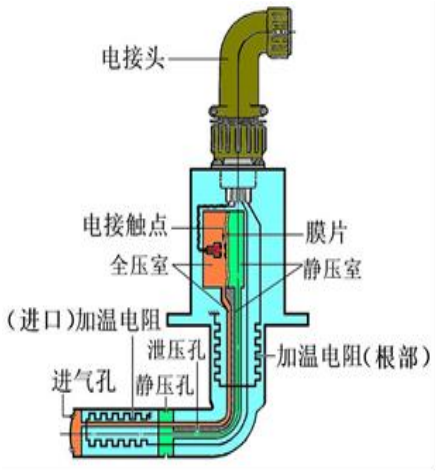


图 18-5 压差式结冰探测器

18.1.2.3 放射性同位素结冰探测器

放射性同位素结冰探测器是利用结冰之后从放射源发射的β粒子（电子）抵达计数器的数量会减少的原理实现探冰功能的。图 18-6 为一种常用于的放射性同位素结冰探测器。

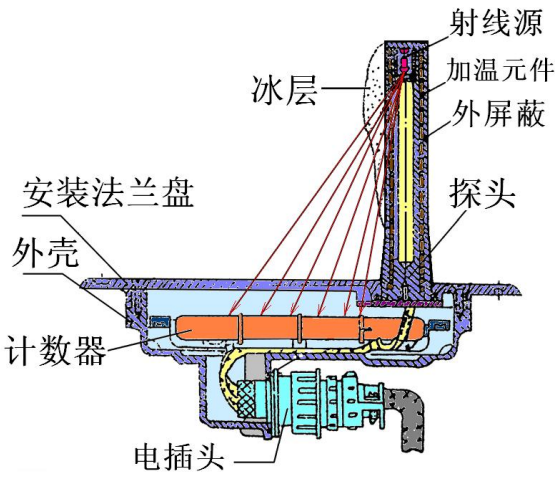


图 18-6 放射性同位素结冰探测器

放射性同位素结冰探测器的核心元件使带放射源的探头跟计数器，此外还有加温原件、外屏蔽、电插头、外壳、安装法兰盘等。在飞机上，探测器的安装盘沿着直升机纵轴方向，探头伸入到飞行气流中。

放射性同位素结冰探测器使用的放射性材料为钇（$_{39}Y^{90}$）或锶（$_{38}Sr^{90}$），它们都放射出β粒子。当探入气流中探头结冰后，冰层吸收部分β粒子，β粒子计数器接收到的β粒子数量减少，从而产生探测信号。若冰层厚度达到结冰灵敏度时，探测信号经放大器变换后发出结冰信号，推动执行元件接通本身的加温电路。与压差式结冰探测器工作状态一样，当直升机飞过较大面接结冰区域时，结冰信号灯会周期性闪亮。

该探测器含有放射性物质，长时间接触放射源或操作不当，会对人体产生伤害，因此必须遵守安全技术规范。

18.1.3 风挡加温防冰系统

现代直升机一般都采用较大的风挡窗户，来满足飞行员在飞行和作业中良好视野要求，方便机组成员飞行中观察周边环境。风挡玻璃使用加温防冰系统以防止在寒冷气候条件下，风挡玻璃容易结霜结冰影响飞行员视线。

现在新型大直升机上都采用电热能防冰除雾，只有一些中小型简单直升机上还使用发动机的高温引气。电加温的加温元件有两种，一种是电阻丝式，细小的加温电阻丝均匀的分布在玻璃内；另一种是导电膜式，将透明的加温导电膜安装在两层玻璃之间。当给电阻丝或者导电膜通电时，玻璃温度上升，即可起到防冰除雾的作用。电阻丝虽然工艺简单，但加温不太均匀，而且电阻丝容易阻碍视线；导电膜加热均匀，玻璃透明度好，但工艺会相对复杂。

用发动机 P2 引气给风挡玻璃防冰除雾时，P2 气流同周围的空气在文氏管内混合达到所需温度，即通过收敛喷嘴加速的 P2 热气，在文氏管喉部喷出，形成真空度，从而以引射周

围空气。混合后的所需空气，经过在地板下面的带有分配热气的一套管路及带有扩散器的管子（安装在风挡玻璃的下方）供给玻璃除雾。

用导电膜电加温时,除安装透明薄导电膜外,两层玻璃之间一般还安装有一个温度传感电阻和一个超温传感电阻。温度传感电阻将风挡玻璃的温度控制在规定的范围之内,当该电阻失效时,风挡玻璃的温度会持续升高。为防止玻璃超温，系统设置的超温电阻开始工作，使风挡玻璃的温度不会超过设定的最大值。温度传感电阻有的植入玻璃内有的通过一个鼠夹式的压力弹簧被紧贴在窗户上。典型的导电膜式风挡加温位置和风挡玻璃如图 18-7A 和图 18-7B 所示。

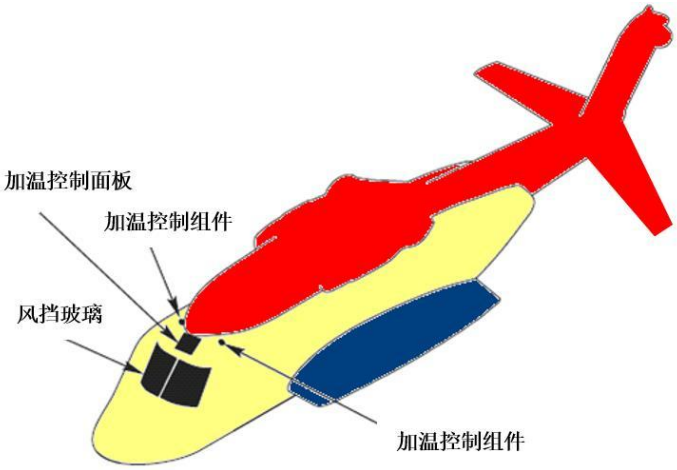


图 18-7A 典型风挡加温位置和风挡玻璃整体

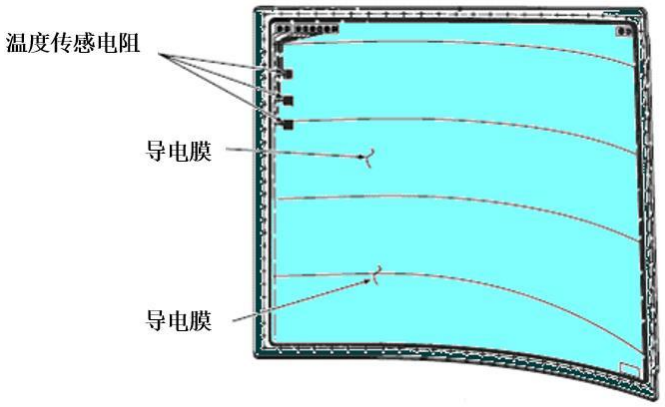


图 18-7B 典型风挡加温位置和风挡玻璃

图 18-8 为典型的风挡加温电路图，由加温控制开关、温度传感电阻、控制组件和控制线路组成。控制组件主要是一个电阻电桥、一个放大器和一个继电器。当控制开关接通，线路接通加温电源给风挡窗户加温。当玻璃温度开始增加时，传感电阻的阻值也随之增加，当温度升到设定值时，达到电阻电桥工作范围，控制组件的继电器切断加温电路。当温度下降后，传感电阻阻值下降，电桥不平衡，重新加温。风挡加温就是这样一个循环加温过程。

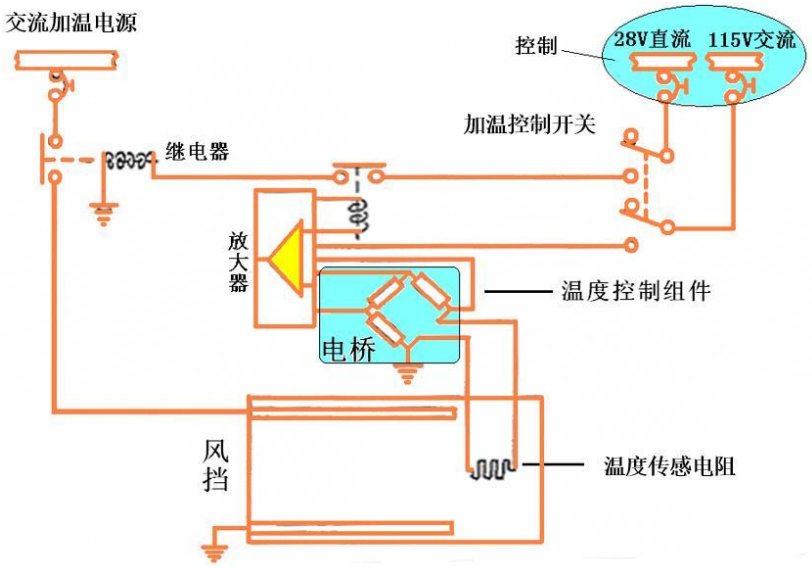


图 18-8 某型直升机风挡加温控制线路图

风挡加温系统在维护和定期检查时必须注意观察玻璃的分层、碎裂、擦伤、电弧等现象这些现象的产生通常是由于加温系统可能有故障使得玻璃受到损伤。出现这些现象还应重点检查加温系统是否能正常工作。其他的检查要求和注意事项需查看相关机型维修手册。



图 18-9 空速管操作按钮

18.1.4 发动机进气道防冰系统

直升机的发动机进气道防冰通常采用电加温和热空气两种防冰方式，另外有的发动机利用其自身滑油系统的热滑油循环流过进气道、整流锥和进气道支柱来防止冰的形成。

电加温层安装在发动机进口整流罩表面，用环氧树脂灌充，玻璃纤维作保护，使用特殊的聚亚氨酯底漆涂层防止雨水的侵蚀。电加温防冰系统通常使用交流电，系统工作时，115V

交流电给发动机进气道加温带加温，使用单独的汇流条供电实现上下加温带连续加温，一个汇流条故障时另一个仍能供应保证所需要加温要求。有的系统在加温带附近安装一个可设定温度的温度传感器，保证在低于该温度值时系统工作，高于该值则将电加温断开。典型的发动机进气道电加温区域如图 18-10 所示。

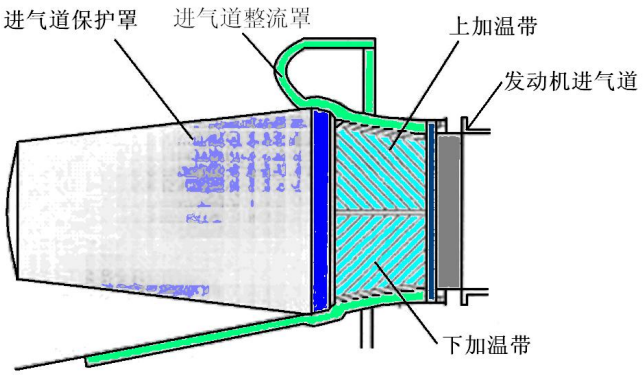


图 18-10 典型的发动机进气道电加温区域

热空气防冰系统使用的热空气来自发动机引气，一定流量的热空气经压力调节关断活门，被传送到发动机进口需要防冰的地方，最后排入压气机进口。通常需要防冰的地方有发动机进气道和前整流锥，有的发动机还会给第一级静子叶片加温。

18.1.5 水平安定面气动除冰系统

有些直升机采用气动除冰系统防止直升机水平安定面前缘结冰，始终保持其气动性能。气动除冰带使用柔软而有韧性的橡胶织物和氯丁(二烯)橡胶制造，外层使用聚氨基甲酸乙酯弹性纤维防止老化和磨损。气动除冰系统循环进行工作，将发动机 P2 引气至水平安定面前缘除冰带充气很短时间，使水平安定面翼型改变，使上面的结冰破碎并被吹除。在其余时间内，P2 引气用来使除冰带真空，保证了翼型的流线性。图 18-11 为典型的水平安定面气动除冰示意图。

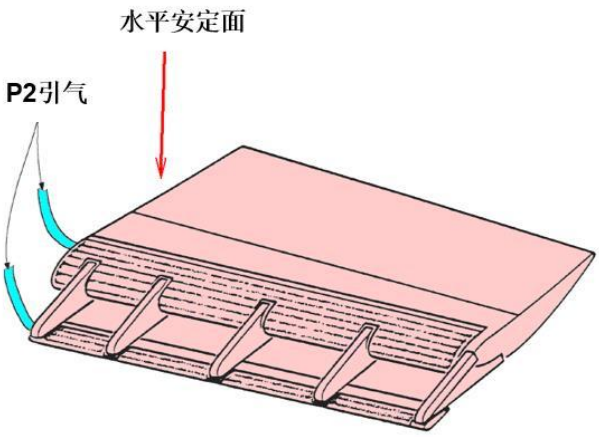


图 18-11 典型的水平安定面气动除冰示意图

滑油和燃油等石油溶剂会侵蚀橡胶，导致老化，应该定期使用中性肥皂液清除上面的污染物。正确的保养和维护可以延长除冰带的寿命，否则容易使除冰带刮伤而损坏，除冰带的维护和修理应按照相应机型维护手册的要求进行。

18.1.6 桨叶电加温防/除冰系统

在直升机主桨叶跟尾桨叶前缘都安装有加温带，不同点是主桨叶采取的是除冰系统，即允许叶片表面结冰，然后通过短时间通电加温，使冰松动被桨叶旋转离心力甩出；尾桨采用防冰系统，即加温带持续加温，杜绝冰的形成，防止冰层的脱落损害主旋翼和尾桨。加温电源使用三相交流电，由于这种防/除冰系统对电能的需求较大，因此直升机上必须安装大功率发电机。电流通过电刷或者集流环连接到转动的旋翼加温电阻上。图18-12为某典型机型的桨叶加温带示意图。

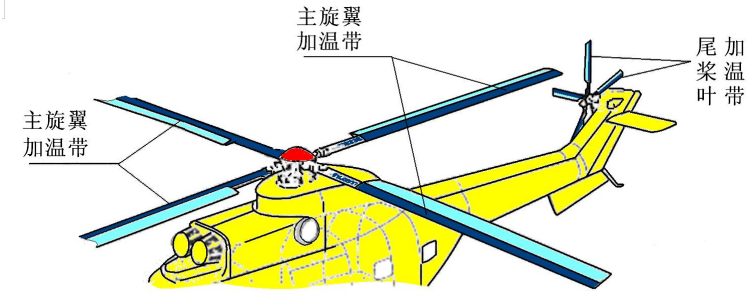


图18-12 典型机型桨叶加温带示意图

该机型主桨叶叶片由若干个加温带构成，加温带装在橡胶层内，外面由玻璃纤维布加强，整个部件的外面再由钛合金层保护，然后制造成特定的形状焊接在桨叶前缘。尾桨桨叶加温垫的结构和工作情况与主桨桨叶相似，区别只是加温时间，主桨叶是在出现结冰后系统开始工作加温除冰，而尾桨则根据天气状况采用连续加温防冰。



图18-13 结冰探测器和旋翼除冰

18.2 排雨系统

飞行中雨水落在风挡玻璃上会降低飞行员的视野，影响飞行安全，因此直升机必须配备风挡排雨系统，目前常用的是电动风挡雨刮系统。

电动风挡雨刮系统主要包括速度选择开关、电动马达、传动软轴、传动变换器、雨刮组件、控制组件等组成，如图 18-14 所示。风挡雨刷使用橡胶刮条紧贴风挡来擦除雨水和半融冰，电动马达由直升机电源系统操纵，通过柔性软轴传递运动至传动变换器，该变换器包含一组减速齿轮机构，该减速机构将圆周运动变换成雨刷臂的往复运动。速度选择开关可以改变控制组件的逻辑电路，改变传动变换器的输出速度，从而获得不同的雨刮速度。不工作时，雨刮停在能让飞行员保持清晰视野的位置。不同的机型需要参考相关机型维护手册。

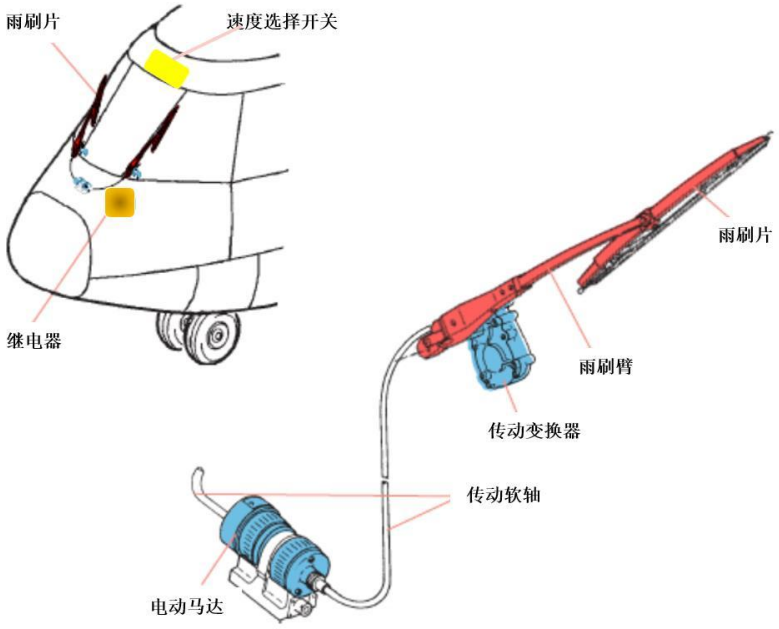


图 18-14 风挡雨刮系统部件位置示意图

许多直升机的风挡雨刮系统还配备有风挡清洗系统，由清洗液储存箱、清洗马达、管路和控制开关、控制电路组成。风挡清洗液储存通常为酒精和水的混合液，打开控制开关，电动马达和管路将混合液输送到风挡前的喷嘴。

清洗系统需要与风挡雨刷配合使用以到达清洗的效果。

某型直升机排雨系统部件如下：

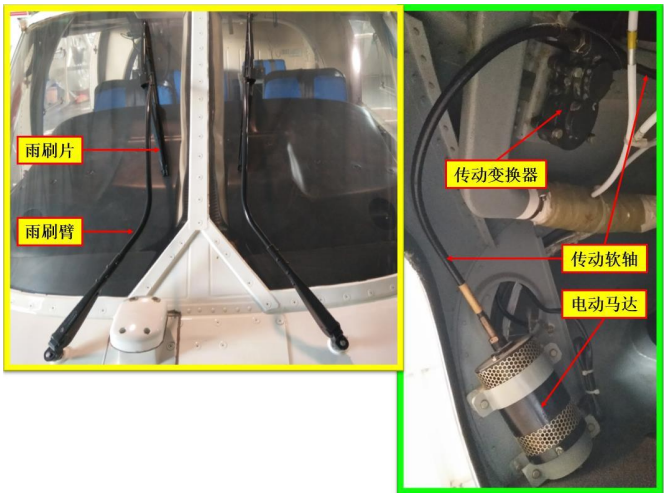


图 18-15 风挡雨刷

风挡雨刷系统的检查和试验

1.“停放”位置调整：

（1）检查两个雨刷刷片是否距舱盖中心柱 50mm（±10mm），如是则任务结束，如不是则执行以下步骤；

（2）拆卸风挡雨刷刷臂；

（3）调整刷臂在变换器花键短轴上的位置，使雨刷刷片距舱盖中心柱 50mm（±10mm）；

（4）风挡雨刷刷臂的安装。

2.雨刷刷臂压力检查：用弹簧秤钩在刷臂与刷片的连接点上，测量刷臂对风挡玻璃的压力不小于 1.5Kg。

3.雨刷工作试验：

（1）接通直升机电源，接通断路器板上的“风挡雨刷”断路器，浇湿直升机风挡玻璃；

（2）将电气开关板上的雨刷快慢开关置于“慢”位，雨刷通断开关置于“通”位，检查刷臂以每分钟不少于 40 次的摆动速度，平稳扫过 48±3°区域；

（3）雨刷快慢开关置于“快”位置，检查刷臂以每分钟不少于 60 次的摆动速度，平稳扫过 45°～52°区域；

（4）将雨刷快慢开关置于“慢”位后，将雨刷通断开关置于“断”位，雨刷应停止工作，停止后两个雨刷刷片应距舱盖中心柱 50mm（±10mm）；

（5）断开断路器板上的“风挡雨刷”断路器，断开直升机电源。

在日常维护风挡系统时，切勿在没有任何清洗液的情况下打开风挡雨刷，这会造成刷片与风挡玻璃的干磨，损伤玻璃。冬季寒冷天气应及时排空清洗液储存箱或更换成低温清洗液以防冻裂储存箱。

第19章 照明系统

直升机的照明，按照功用，主要分为外部照明、应急照明和内部照明。根据直升机生产厂家不同，或者直升机型号不同，照明系统的设计思路和灯光布局，各不相同，但其大致原理和功用是一致的。

下面分别对这两类照明分别进行阐述。

19.1 外部照明和应急照明

19.1.1 概述

外部照明主要有航行灯、防撞灯、着陆和滑行灯、搜索灯、应急照明灯

19.1.2 航行灯

航行灯又叫导航灯，它不仅表示航空器的位置，而且表明航空器的飞行方向。它的要求和特性是国际统一的。直升机上航行灯的颜色与固定翼飞机一样，同样必须是左侧红色、右侧绿色和尾部白色，但每个灯在机身上的具体安装位置则是根据不同机型会有所不同。尾部航行灯一般都安装在直升机垂尾顶部后侧，而左右两侧的航行灯有的装在机身两边的短翼头部，有的装在水平安定面两侧，还有的装在侧垂尾。

图19-1所示为某直升机航行灯位置示例图。

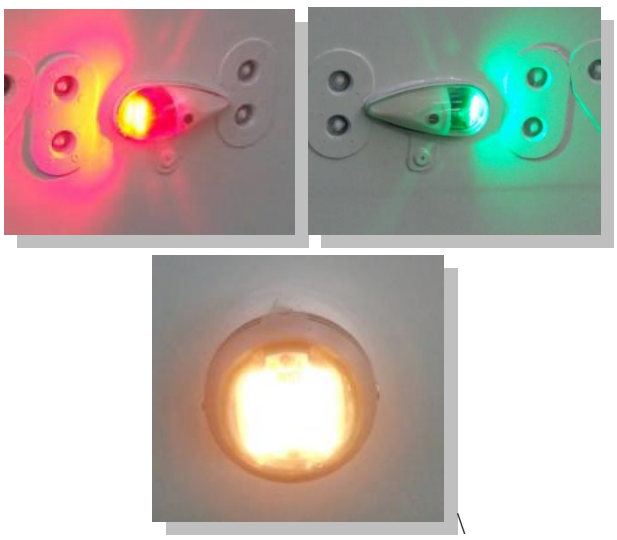


图19-1 导航灯

直升机航行灯的结构根据机型的不同而不同，但是主要由灯丝，带有颜色的透明罩和安装机构组成。航行灯的灯罩或滤光片必须耐高温、不会退色。通过特定的灯罩外型和灯丝的

安装位置可以获得特定的照明角度。灯光一般需要28V直流电。

目前，航行灯大多采用发光二极管，这种灯寿命长，故障率低。

19.1.3 防撞灯

防撞灯，用于提高航空器的辨识度，以防地面设备、车辆等与航空器或航空器之间发生相撞的设备。防撞灯为红色，通过由安装在驾驶舱控制板上的“防撞灯”开关控制工作，有的直升机安装一个防撞灯，安装在机身上部。有的安装两个，机身上下各安装一个。它有两种类型：闪烁型和旋转型。防撞灯如图19-2和图19-3所示。



图19-2 闪烁型防撞灯

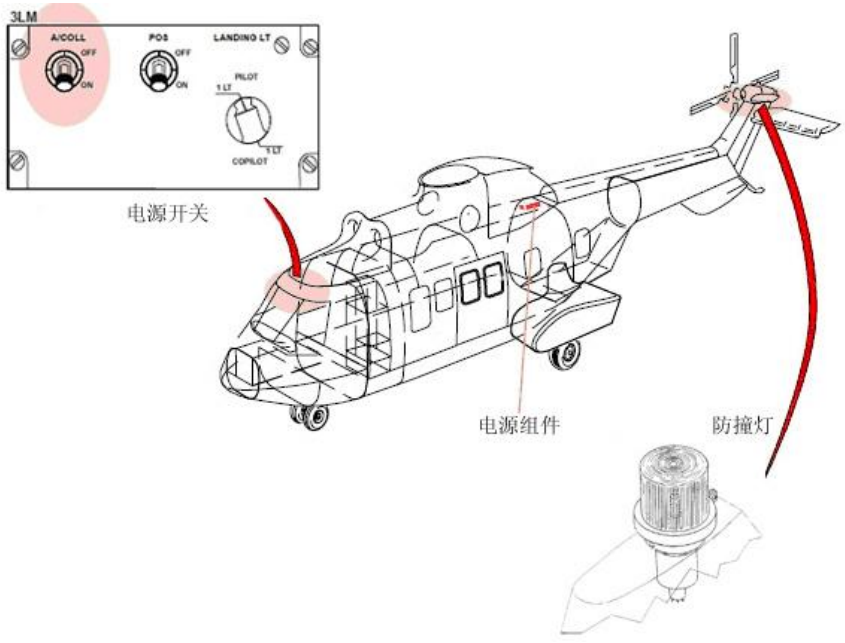


图19-3 旋转型防撞灯

旋转型防撞灯是由灯光组件和马达组成，马达驱动反光器或者灯光组件旋转，驱动机构一般是由有一定减速比的齿轮组件组成。所有的部件都装在一个红色透明罩子组件里。马达电源一般是28V直流电，但有些采用115VAC交流电。旋转装置使灯柱以固定的频率旋转，

典型的旋转速度是40-45转/分钟，这样就产生80-90转/分钟的灯光频率。（规章规定灯光频率不小于40不大于100转/分钟）。

对防撞灯的维护注意事项：

（1）保护眼睛，防止电击和烧伤。避免近距离和眼睛的直接接触（参照机型手册要求），因为在近距离范围里，灯发出的紫外线可造成眼睛的损伤；

（2）在拆卸闪烁灯前要确保电源断开。在拆卸灯泡、电源组件和电缆前，要断电5分钟以上，这是为了让电容能有足够的时间放完电。另外因为闪烁灯会产生高温，因此至少需要5分钟的时间进行冷却；

（3）在夜间或是光线不好的情况下，因闪光灯效应，要特别注意直升机的旋转部件如旋翼和尾桨等，防止因视线受影响发生碰撞等危险。

19.1.4 着陆和滑行灯

着陆和滑行灯是在夜间和能见度条件差的情况下，为直升机着陆和滑行阶段提供必要的照明。着陆和滑行灯可以照亮直升机的正前方，通常安装在机身前部。在某些直升机上，着陆灯可以收放。如果20-4所示为某直升机着陆灯。



图19-4 着陆灯

这些灯的通常功率是400W，电源可以是28V直流或交流电，通过驾驶舱里的开关来控制灯的照明和收放。可收放着陆灯一般安装在机头，在进近时，着陆灯的灯光必须是向前和向下的，在滑行时，只需向前的灯光，这可以通过两个方式来实现：一是在每个组件里装两组灯丝；二是改变灯的位置。

如图19-5是某机型着陆灯位置控制电路的示意图，注意图示的位置为着陆灯在收上位时的情况，此时作动筒是伸出的，收放电动机为串励式直流电动机。

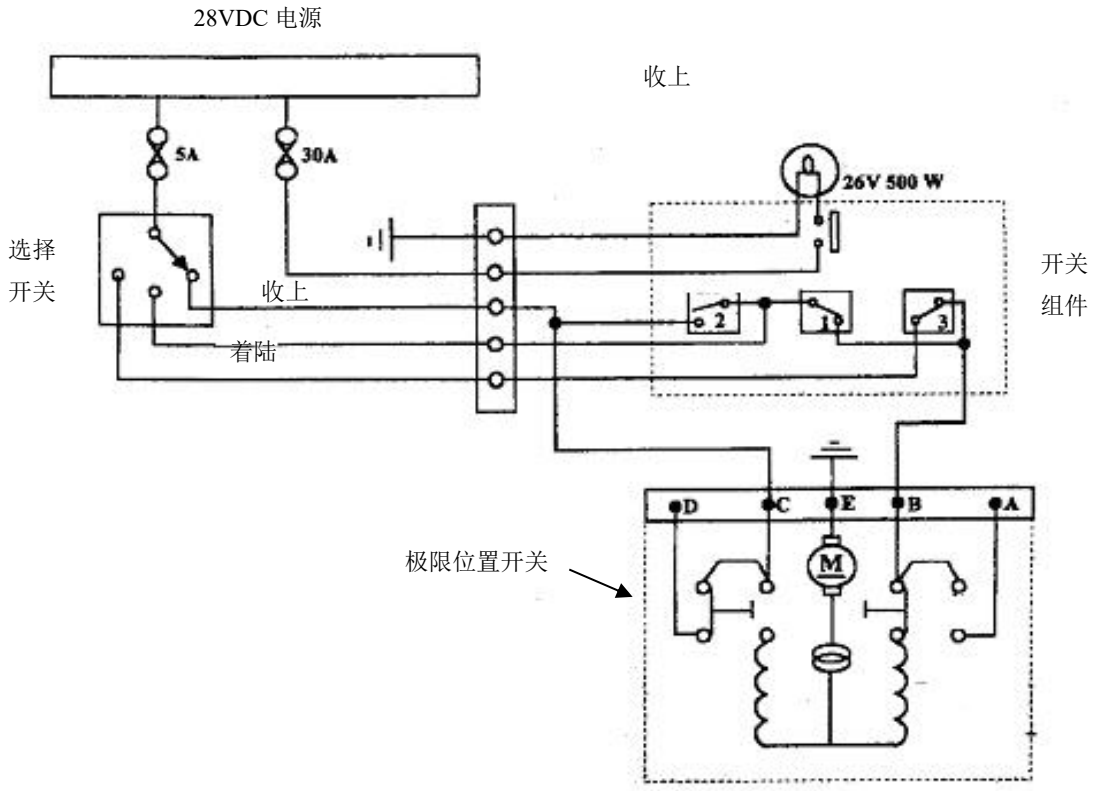


图 19-5 着陆灯控制电路图

当开关选择至“着陆”位时：电源通过选择开关“着陆”触点，经开关组件的#1 开关至作动机构 B 接点，再经“收上”线圈到 E 点接地，作动筒开始作动直到灯放出 45 度时#1 开关断开，灯亮。

当开关选择至“滑行”位时：电源通过选择开关“滑行”触点，经开关组件的#3 开关至作动机构 B 接点，再经“收上”线圈到 E 点接地，作动筒开始作动，灯进一步伸出到滑行角度，#3 开关断开，2 号开关闭合。

当开关从“滑行”位选择至“着陆”位时：电源通过选择开关“着陆”触点，经开关组件的#2 开关和作动机构的 C 接点，通过“放下”线圈至 E 点接地，作动筒作动，灯从完全放下位收起到 45 度位，2 号开关断开，3 号开关再次闭合。

当开关选择至“收上”位时：电源通过选择开关“收上”触点直接经作动机构的 C 接点和“收上”线圈至 E 点接地，作动筒收上，灯向上收起直到极限位置开关断开线路。

滑行灯一般位于直升机的前部，在某些机型装在前起落架附近或前起落架上，一般可以在垂直面上做 20 度的调节。它的功率小于着陆灯，一般为 250W，也可以是 28V 交流或者直流。

着陆灯和滑行灯在维护时，要注意保持灯和反光器的清洁，清洁时使用无线头的洁净抹

布；不要用手直接触摸灯；着陆灯使用和测试时不应长时间点亮；检查灯的安装及固定和电缆的固定是否合规；检查灯组件有无裂纹。

19.1.5 搜索灯

搜索灯可以在不改变直升机姿态的情况下搜索、跟踪目标，它是一个全方位的照明组件。搜索灯左右、上下转动搜索目标。四方位运动由一个四方向电门控制，该电门一般装在总距杆上，可使飞行员方便操作。如图19-6所示为某机型搜索灯图片。



图19-6 搜索灯

以某型直升机为例，灯光启闭由一个三位开关控制，三个位置分别为“开”、“关”和“收回”位，当开关置于“开”位时搜索灯亮，置于“关”位时搜索灯熄灭，开关置于“收回”位时无论此时搜索灯在什么位置，它都能自动回到完全收上位置。

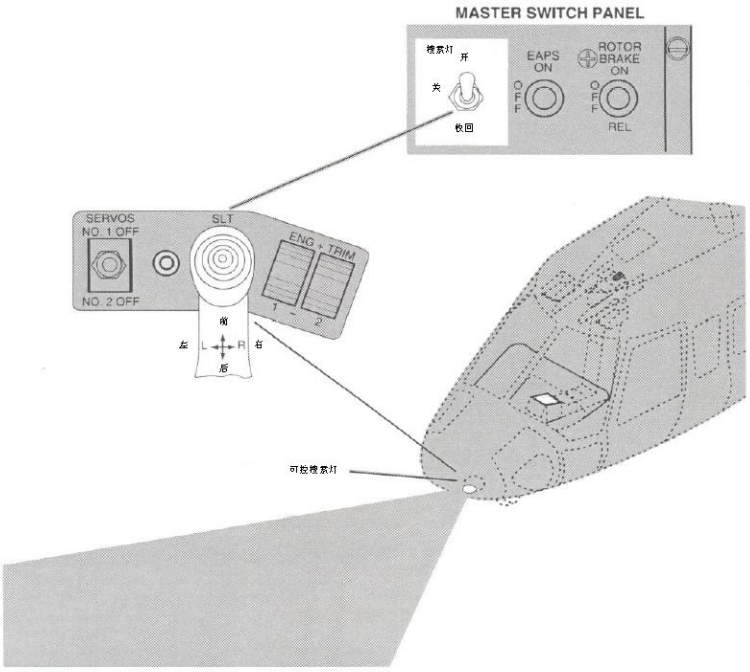


图19-7 S-76机型搜索灯示意图

19.1.6 应急照明简介

19.1.6.1 简介

在应急情况下，对照明的基本要求是要保证驾驶舱、客舱的各出口和应急出口有足够的照明，以方便应急快速、安全的撤离和疏散。

应急照明是在直升机处于应急状态主电源断电时，为机组人员完成迫降以及直升机迫降后机上人员进行紧急撤离时提供内部和外部照明。因此，应急照明电源应独立于机上正常的照明系统，由独立于主电源的应急电源供电。在应急情况下，该电源是否正常工作，直接影响到机上人员的安全。应急照明电源通常使用自备小型电池。

驾驶舱里的应急灯控制电门一般是三位置电门，包括“接通”（ON）位、“预位”位（ARM）和“关断”位（OFF）。当电门在“接通”位时，不管汇流条有无电压，应急灯会亮；在“关断”位时，应急灯灭，防止系统自动工作；在“预位”位时，系统设定为自动工作，只有当汇流条没有电流时，应急灯才亮。应急照明灯一旦点亮，无论控制电门处在什么位置都无法熄灭，直到应急电池完全耗尽。在正常飞行时控制电门应放在“预位”位，此时直流汇流条给应急照明电池充电。

19.1.6.2 外部应急和撤离灯

根据 CCAR 规章要求，直升机上必须装有应急出口，并有足够的照明标示，同时，直升机的驾驶舱门和客舱门同样可以作为紧急出口。应急出口有一定的尺寸要求，且容易打开，这样以确保直升机在应急情况下人员可以快速的撤离。应急出口照明灯要有清楚的标示，可以人工或是自动打开，也可以在应急通道上安装自发光的装置。这些灯由独立的电瓶供电，电瓶在正常飞行时保持着被充电状态。在紧急情况下这些灯应能至少供电 10 分钟。

19.2 内部照明

直升机的内部照明可以分为三个部分：

（1）驾驶舱照明；

（2）客舱照明；

（3）货舱、设备舱照明。

19.2.1 驾驶舱照明

驾驶舱照明是为了对所有的仪表，开关等部件进行照明。为此采取了以下的措施：①集成式照明：光源在仪表内；②泛光照明：灯装在驾驶舱，对特定或整个区域进行照明；③透光照明板：使蚀刻的各种开关、提示牌能在夜间或是光线不好的情况下可见。

19.2.1.1 集成式照明

如图19-8所示，集成式照明又叫楔形照明或前照明，它的原理是光线的反射角等于入射角。具体结构为两个楔形块反向安装在一起，中间有一条窄缝。从两个灯泡发出的光线先进入内楔形块，一部分光通过这个楔形块到达仪表盘，剩余的被抛光的表面反射至外楔形块，光线的入射角决定了反射光的量，角度越低反射光越多。

黑色遮光材料底座的作用是将两个楔形块上那部分不能反射回仪表盘的光线挡住，避免光线泄露出仪表外造成仪表内光线强度降低。

双重楔形块改变了部分光线的入射角和反射角，因此可以使光线在仪表盘里均匀的分布，并且限制了仪表盘发出的光的强度。

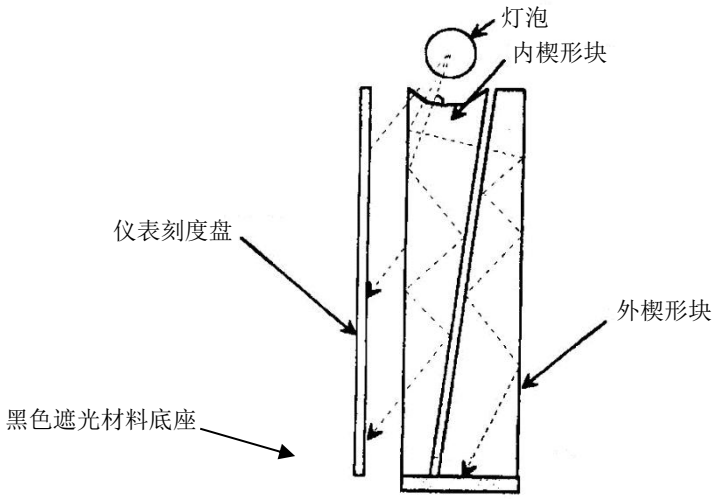


图19-8 集成式照明

19.2.1.2 泛光照明

泛光照明提供对仪表、控制板、操纵台和驾驶舱进行广泛的照明，一般采用白炽灯或日光灯。遮光板提供背景照明，仪表板采用集成照明。信号灯可以通过测试开关测试，通过亮暗开关调节灯光亮度。

19.2.1.3 电子发光灯

这种灯主要用于乘客信息牌，仪表刻度和一些活门开关的位置照明。它是将荧光层置于两个电极板之间，其中一个电极板是透明的。这种灯需有交流供电，通电后荧光层发光。

19.2.1.4 自发光照明

因为灯座的塑料壳体里充满了具有放射性的氚，使标记牌一直发着光，而氚对人体是非常有害的，因此这种灯有一定的危险性。一般情况下标记牌是很安全的，但如果标记牌出现破损，必须采取以下措施：撤离所有的人员；确保足够的通风；当拆下标记牌后要将它放入

金属容器里；按放射性材料的管理规定进行处理。

19.2.1.5 透光照明板

灯光从很多小灯泡里发出，穿过涂漆的塑料面板实现照明。灯泡是焊接到安装座上的，一般外场不能更换灯泡。一个区域有多个灯泡，因此一个灯泡的故障不会影响照明。

19.2.1.6 背景照明

通常使用日光灯组件，安装在操纵台的下面和遮光板上。顺时针旋转控制旋纽使电供到泛光照明亮度控制组件，电位计控制着电压，这样根据电位计的位置触发电路和电源开关就可以很快的使灯开或是关，背景照明灯控制电路如图 19-9 所示。

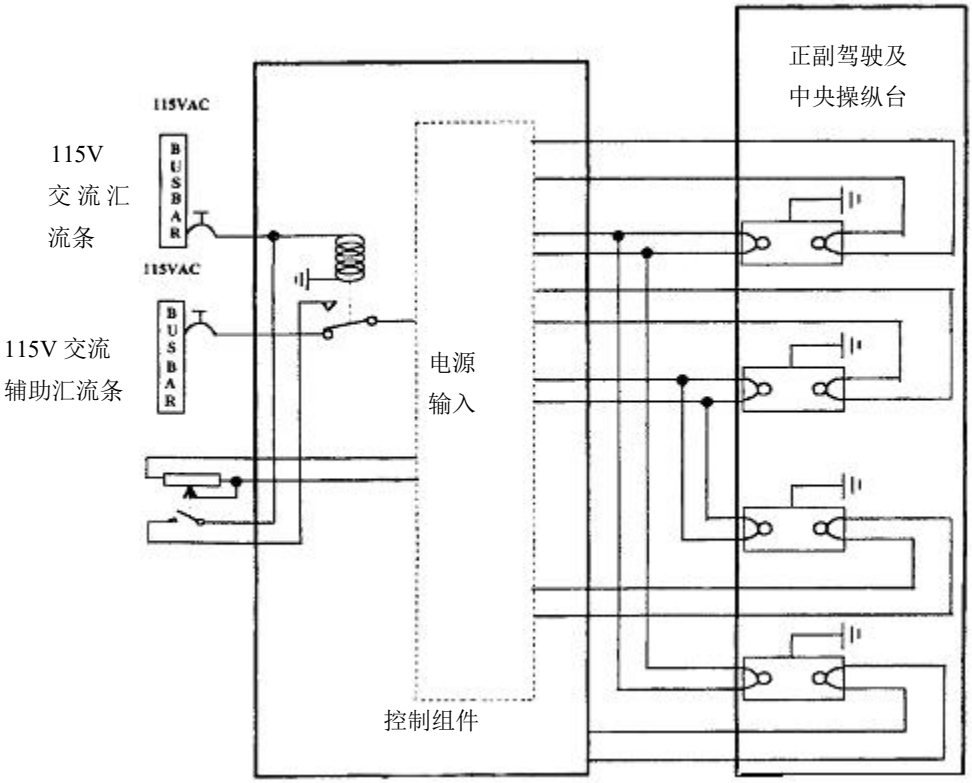


图 19-9 背景照明

19.2.1.7 备用电源仪表照明

当发电机正常工作时，继电器吸合工作，仪表照明灯由 5V 汇流条供电；当发电机故障时，继电器不工作，静变流机输出的 28V 交流电经变压器降压至 5V 后，向仪表照明供电，备用电源照明如图 19-10 所示。

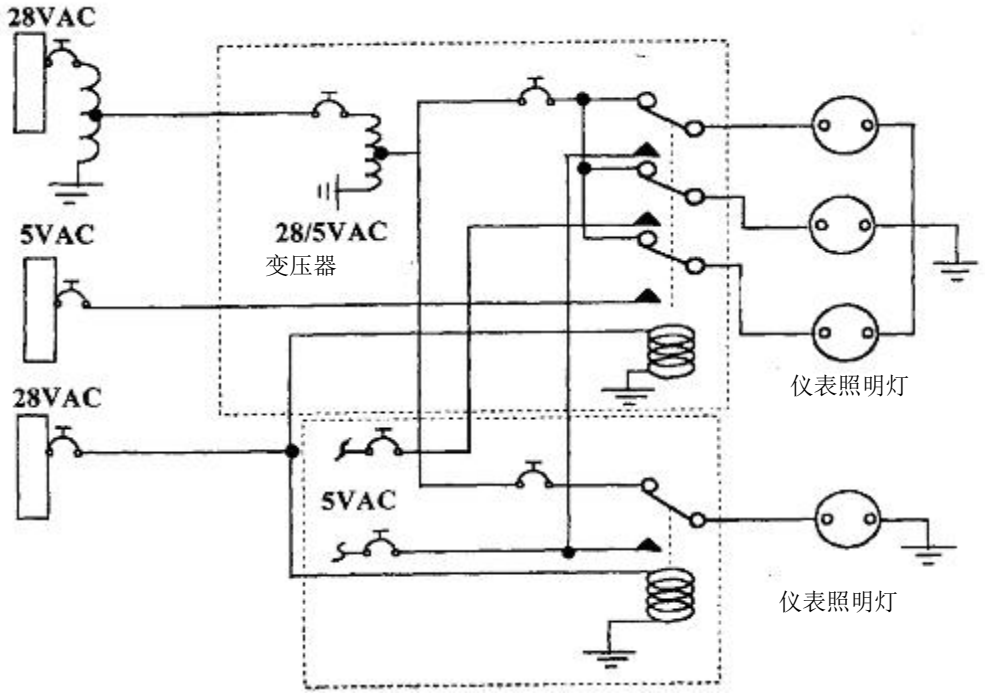


图 19-10 备用电源照明

19.2.2 客舱照明和货舱照明

客舱照明的类型取决于客舱的大小和布局，电源是直流或是交流，另外还有一些提示照明如系好安全带、禁止照明等，这些照明由驾驶员在驾驶舱控制。

19.2.2.1 灯光强度的控制

控制方式取决于对灯光的需求，基本原理如图 19-11 所示。

图 a，串联一个可变电阻来调节灯光的亮度，缺点是在电阻上会消耗功率而发热。

图 b，NPN 三极管的输出取决于可变电位计，由于三极管的导通电压很低，因此电位计可以很小，并且产生很少的热。直流电供给电位计和三极管的集电极 C，当电位计的电刷处在 A 点时，三极管的基极电压是零，没有电流从集电极流向发射极，灯不亮。从 A 点移动电刷，电位计的电阻变化，基极上加上了正电压，就有小电流从集电极流过发射极到灯，灯会有一定亮度，移动电刷会改变电流大小从而改变灯的亮度。

图 c，灯光亮度控制由变压器来实现，由于效率高而且产生的热量少，这种方法主要用于电源是交流电的大型航空器上。

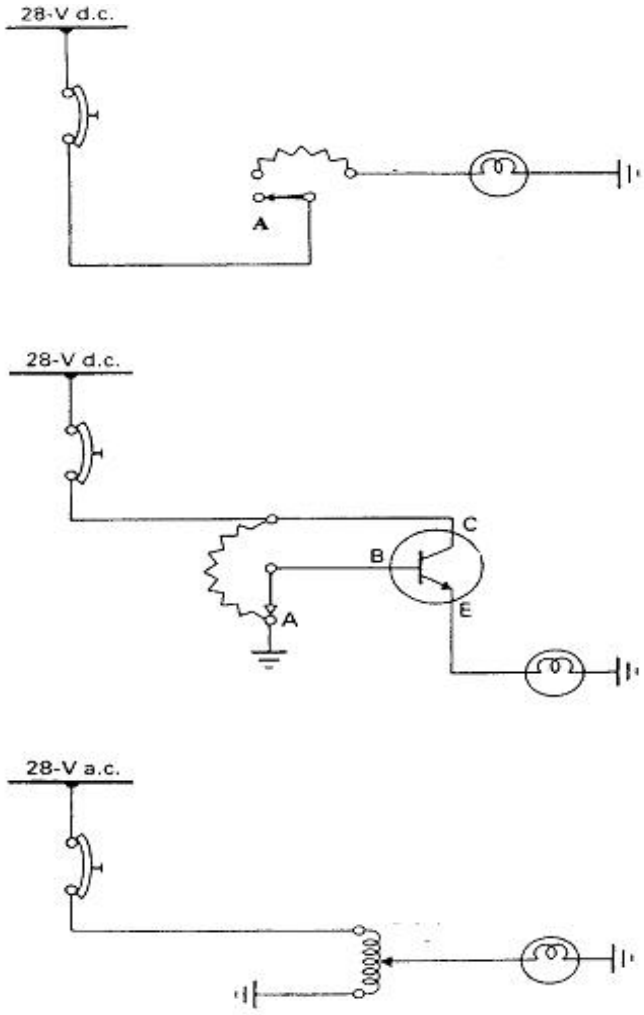


图 19-11 灯光强度的控制回路

19.2.2.2 客舱照明

客舱从天花板和窗户照明，有的直升机在舱门处也有照明。

19.2.2.3 提示灯

乘客信息提示灯包括：禁止吸烟、系好安全带，由飞行员直接控制。

19.2.2.4 阅读灯

有些直升机在客舱天花板上安装有阅读灯，每个灯都有按钮，这些灯的亮度是不可调的，只能更换和清洁灯泡。

19.2.2.5 货舱照明

有的直升机货舱也装有照明装置，货舱照明利用微动开关控制，微动开关一般位于货舱门附近，正常情况下，当舱门打开时，微动开关接通，电源通过货舱灯光继电器的闭合触点供电。当舱门关闭并锁好后，继电器就通过舱门控制线路而脱开，灯光熄灭。

第 20 章 设备和装饰

直升机上的设备和装饰，包括以下部分：

（1）提供给机组和乘客舒适和方便的设施；

（2）各种手柄和储存物品的设施；

（3）紧急情况下保护机组和乘客的设施。

20.1 直升机客舱设备

20.1.1 客舱及其设备布局

20.1.1.1 座椅

座椅提供给乘客和机组人员休息，座椅数量的安排和布局可根据客户的需求进行调整，有些时候为了运载货物可将部分或全部座椅拆除将货物固定在客舱内地板上。

1.机长和副驾驶座椅

驾驶员座椅选用的是抗坠毁吸能座椅，机长和副驾驶座椅是相同的，具有较好的舒适性和抗坠毁能力，如图 20-1 所示。每个座椅主要由座椅骨架（椅腿、吸能件）、座椅盆、前后调节机构、安全带、座椅垫等部分组成。

直升机应急坠地时，座椅通过吸能件吸收大部分的坠毁能量，使得驾驶员所承受的最大过载和作用时间不超过人体耐限，为驾驶员提供可靠的生命保障。座椅通过减振装置安装在直升机驾驶舱地板的纵向安装轨道上，座椅的调节机构可以调节座椅的高低和前后位置。安全带通过惯性轮进行调节，惯性轮的作用是允许驾驶员在座椅上做出正常前倾、靠后等姿势，同时惯性轮的预紧功能可自动收卷安全带。安全带左右肩带、左右侧腰带的锁舌可分别插入快卸锁对应孔位并锁住；通过各自的调节扣，可以分别调整肩带和腰带的长度，以适应身材的需要，可以实现惯性锁自动锁定。

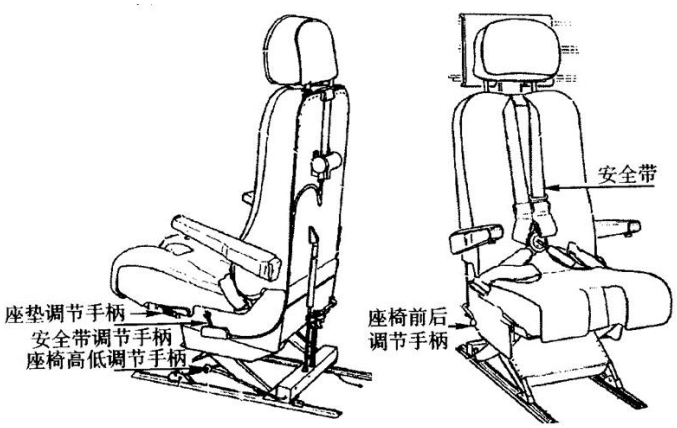


图 20-1 飞行员防坠毁座椅

2.乘客座椅

客舱布置了乘客座椅，每个乘员位置配备了一个安全带。座椅骨架采用铝合金结构制成，坐垫及靠垫由经民航批准的泡沫或海绵制成，座椅外部罩有符合民航批准材料的装饰罩，座椅一般通过快卸结构固定在客舱地板上。不同机型乘客座椅也是不一样的。座椅也可以根据布局的变化进行位置和数量上的调整。座椅的形式可以为单座，双座或是三座式的，大多数的座椅可以进行左右互换。乘客座椅将手动部分旋转 90º，座椅固定销就可以在轨道内前后移动实现座椅前后位置调节功能，如图 20-2 所示。移动的范围可根据客舱布局要求并应同时兼顾紧急撤离直升机的要求。

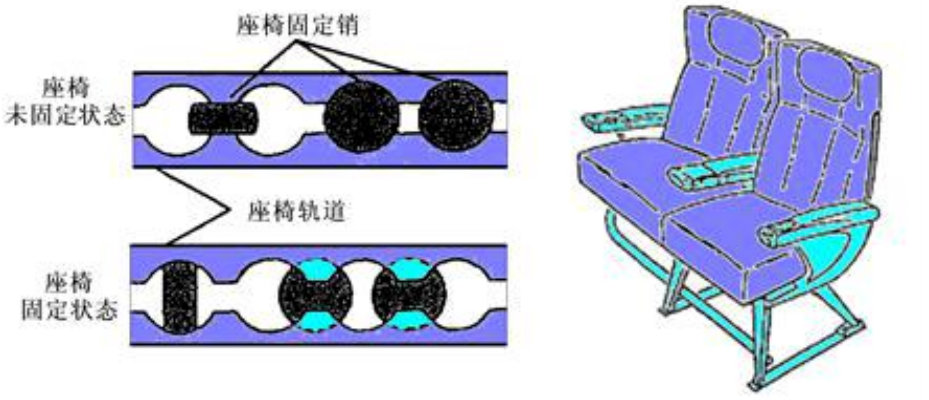


图 20-2 乘客双人座椅和轨道

3.随机机械师座椅

这类座椅固定在驾驶舱通往客舱的通道上，安装有安全带，其前后位置和高低通常是不可调节式的，当其不使用时，靠背可以折叠，节省空间。

4.客舱布局设计标准

直升机座椅的使用和设计必须获得民航当局的许可，必须符合 3 级和 5 级紧急撤离的要

求。座椅之间的空间形成呈线性的逃生路线，该路线必须是简单和快捷的，让乘客能迅速地离开座椅撤离直升机。安全须知说明书放置在前排座椅的背面方便快速获取和阅读，标明乘客逃生撤离的路线和安全提示。

20.1.1.2 灭火瓶

一般在驾驶舱地板靠驾驶员座椅边安装一个手提灭火瓶。灭火瓶包括：

（1）1 个安装支架；

（2）1 个低压拉伸的无缝钢瓶；

（3）1 个阀组件；

（4）1 个镀铬喷嘴；

（5）1 个装有安全销的起动扳手组件。

20.1.1.3 客舱装饰板及隔板

（1）客舱装饰板由可拆卸的板件组成，这些板件为安装在结构上的设备留有开口。根据部位的不同，它们由下列材料组成：

①复合材料层压板结构；

②复合材料纸蜂窝夹层结构；

③热成形的工程塑料板。

（2）直升机客舱内部的隔板用于将客舱和货舱隔开，是由轻合金板弯件或者复合材料制成，并且用螺栓固定在结构框上。隔板与结构框之间有密封条。

20.1.1.4 服务设备

有的直升机机型选装乘客个人服务设备为乘客提供服务，安装在乘客座椅的前上方，组成部分有阅读灯、通风调节阀门、禁止吸烟和系好安全带指示灯、扬声器等。

20.1.1.5 其他设备

部分重型商务型直升机还提供卫生间、餐车、登机梯等设备。

20.1.2 地板

直升机地板安装在客舱结构的横向框架上，这些框架用来承受压力载荷。如图 20-3 所示。

座舱地板是用螺钉装在结构框的下部结构上，这些地板由轻合金蜂窝和薄板制成，装有各种滑轨用以安装座椅。

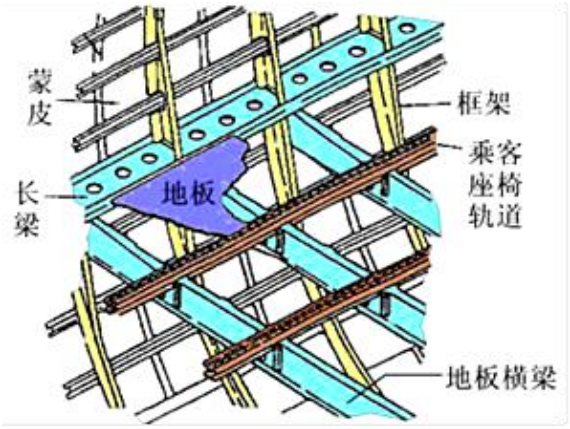


图 20-3 典型地板横梁

行李舱地板是通过螺钉装在结构框的下部结构上。某些直升机后中央地板能打开，以便装燃油转输泵检查口盖，中央地板装有为安装各种设备安装的嵌入件。

为了承受更大的载荷，有些直升机使用夹层结构的地板。通常会采用铝合金或蜂窝结构的构件，并同时使用铝合金或复合材料的蒙皮，或采用蜂窝式的复合铝合金材料。

20.1.3 内装饰和乘客服务设备

20.1.3.1 装饰

机身内的装饰材料采用的是隔音和密封性很强的由热成型加工的工程塑料板、玻璃纤维材质或复合材料层压板制成。

装饰材料通常通过按扣、卡环或螺钉与机身结构连接。有些机型机身内部的隔舱和舱门上使用了消音的材料以提高乘坐的舒适性。消音材料通常使用的是一种聚氯乙烯（Poly vinyl chloride,PVC）玻璃纤维，采用消音材料的部位包括有机身、舱门、窗口等。

内部装饰的面料大多采用玻璃纤维织物或人工合成的带有阻燃性的织布制成。直升机客舱所选用的装饰材料必须是防火型的，并在高温时不能释放有害气体。民航有关规章对直升机客舱、行李舱等部位的装饰材料都做出了相应的规定。材料必须符合规定的防火要求，在清洁和干洗等处理之后也要保持初始设计特性。装饰板保护电缆、操纵钢索和通风管，在装饰板上为操纵手柄等设备留有开口，提供旅客通风嘴和通告指示牌的安装位置及开口。

20.1.3.2 机内通话系统

直升机上机内通话系统是由音频控制板、混频器以及耳机话筒组成，飞行员可以将信息发布到客舱，允许机组成员之间和随机成员之间进行沟通。客舱广播喇叭位于乘客座位和乘客服务区的上方，需要时可以对音量进行调节。

如果一架直升机携带超过 19 位乘客，它必须装备有供机组成员和乘客之间进行联系的

机内通话系统。飞行员从通话系统的喇叭输入信号，客舱通话系统、自动语音和舱音记录仪均接受来自于飞行员的语音信号，当使用内部通话键时，客舱内部通话信息也将被记录。

20.1.3.3 乘客告警信号

乘客舱门处有应急抛放手柄，会以红色标识，以提示乘客正常飞行中切勿触碰。“禁止抽烟”和“系紧安全带”警告位于客舱前顶部。该提示信息由飞行中央操纵台进行操控，当使用该功能时，指示灯亮。某些直升机的“禁止抽烟”和“系紧安全带”警告为固定红色标识，无指示灯。

20.1.4 行李舱

20.1.4.1 行李舱

行李舱包括：顶棚装饰、尾梁隔板、侧面装饰、行李舱烟雾探测器、内部货物运输空间（根据型式）。行李舱使用密封的隔板与直升机其它部分分隔，舱内配备有供夜间作业用的灯光照明系统。行李舱地板一般都标明了可承受压强，必须依照规定进行装载。

1.顶棚装饰

顶棚装饰一般由可拆卸的层压板制成，在其上有设备开口。

2.尾梁隔板

把行李舱和尾梁隔开，有规定的强度要求。

3.侧面装饰

侧面装饰由金属板或层压板制成，并用密封材料进行密封。

4.内部货物运输空间

行李舱可提供一定体积的货物运输空间，根据地板可承受压强及容积运输相应货物，某些型号直升机行李舱地板上还安装了系留环方便货物固定。

20.1.4.2 行李舱烟雾探测器

行李舱内装有烟雾探测器，在产生的烟雾达到可以引起火警水平之前向机组提示。

20.1.4.3 行李舱的检查

（1）检查行李舱门合页：合页应状态完好、安装牢靠，无变形、裂纹、磨损、腐蚀；

（2）检查行李舱门锁机构：舱门锁应状态完好、安装牢靠，无变形、裂纹、磨损、腐蚀；

（3）检查行李舱门结构：复合材料舱门结构组件应状态完好，无分层、划伤、裂纹、穿孔；

（4）检查行李舱地板蒙皮：应无裂纹、变形、凹坑；

（5）检查行李舱货物系留座、接头和系留环：应无裂纹、变形和固定牢靠；

（5）检查连接螺钉和铆钉；

（7）检查密封状况：地板之间及结构板件之间应密封良好；

（8）确定行李舱烟雾探测器工作正常；

（9）确认行李舱舱内无其它无关物品，对于危险物品执行相关的检查；

（10）确认行李舱内灯光系统工作正常。

20.2 应急设备

20.2.1 应急漂浮装置

许多直升机要在水域上空飞行，如海上搜救、石油钻井平台作业等，这类直升机须具备在水面迫降、逃生的功能以应对各种突发事件，因此对其设备、结构都有特殊的要求。水域上空作业的直升机，必须要满足以下三个条件：

（1）防水结构要能产生足够的浮力；

（2）具有密封防水结构；

（3）要保持在水面漂浮足够长的时间。

机身的防水结构由多个相互独立单元组成，这样如其中的一个单元破损进水，剩余部分还能保持产生足够的浮力，最大限度地延缓直升机的沉没；要装备应急漂浮设备，以延长在水面的漂浮时间，使机组人员能够顺利的逃生。

根据构造不同一般分为以下三类：

（1）密封机体结构，使机体自身防水以产生浮力；

（2）在机身外侧加装密封容器，增加浮力；

（3）在机身外侧加装可充气的气囊，在需要时充气展开增加浮力。

20.2.1.1 密封舱体

类似水上飞机和船体底部的设计。如图 20-4。

优点：无需加装辅助设备。

缺点：为了能够达到密封的效果，整个舱体的接缝处都要做密封处理，包括舱门和盖板等，增加了对密封舱体的内部进行检查和维护的难度，同时造成机身重量的增加。而且当直升机迫降在水面时漂浮稳定性差，主要由于重心位置高于水平面，无动力时很容易倾覆。

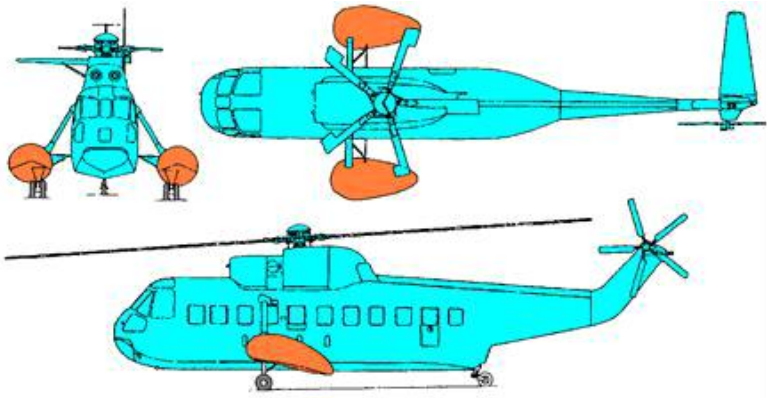


图 20-4 密封舱体

20.2.1.2 浮筒设备（不可折叠）

浮筒设备的结构与密封的舱体类似，一般安装在机身的两侧。如图 20-5。

优点：改善了由于重心过高而带来的不稳定性。

缺点：由于安装位置在机身外部，从而增加了机身迎风面的面积，增大了空气阻力，同时使机身的重量大幅增加，燃油消耗量增加，甚至需要安装更大功率的动力装置。

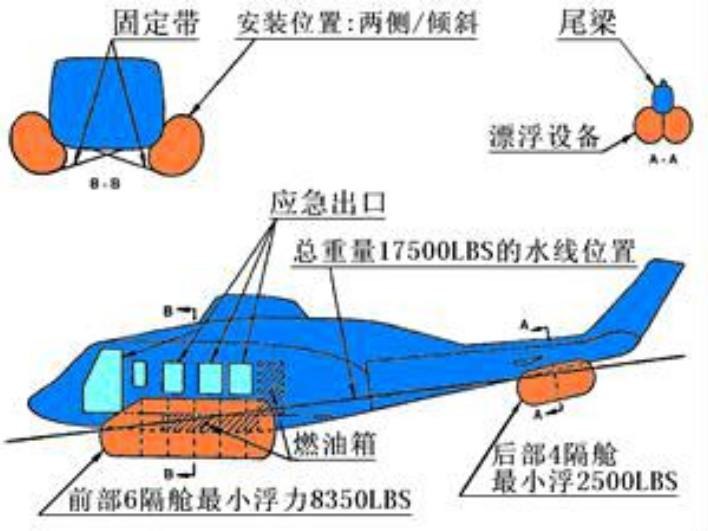


图 20-5 不可折叠式浮筒设备

20.2.1.3 浮筒设备（可折叠）

广泛应用于执行水上飞行任务的直升机，原理与上两种相同，不同的是在正常情况下设备可以折叠存放，和充气装置一起安装在机体内，外面用盖子保护。图 20-6 为某机型后浮筒装机照片；图 20-7 为前浮筒装机照片；图 20-8 为单个浮筒充气打开后照片。

优点：可以保持机身的气动外形，也不会破坏直升机的重心。

缺点：需要单独的充气设备。



图 20-6 典型的装在机身上的后浮筒（可折叠）



图 20-7 典型的装在机身上的前浮筒（可折叠）



图 20-8 典型的单个浮筒（可折叠）充气照片

20.2.2 可折叠浮筒的安装和使用

可折叠式浮筒在水上飞行应用最为广泛，可折叠式浮筒的设备由气囊、充气组件、控制/指示三部分组成：

20.2.2.1 气囊

每个浮筒折叠于舱体内，被保护盖盖住，保护盖由易断的尼龙线或简易的卡带固定，气

囊折叠存放。根据所选材料的不同，对气囊的充气压力有严格的限制，为了防止充压过高而破裂，每个气囊最少装有一个（通常两个）释压活门，当气囊内压力超过设定压力值时打开活门释压。

在对浮筒设备进行日常检查或修理后，要进行必要的充气、渗漏检查，由于充压气体价格昂贵，为避免浪费，每个气囊装备了至少一个充气活门，可以通过外部气源对气囊充气检查，同时还可以通过充气活门快速排空气囊内部的气体。

20.2.2.2 充气组件

充气组件包括高压气瓶、充气阀门组件、充气管路。充气阀门组件连接在气瓶上，不使用时使气瓶完全密闭，在启动时立刻将储存于气瓶内的气体加入充气系统。

高压气瓶一般使用氮气或氦气。

氦气优点：重量轻，充气速度快；氦气缺点：价格昂贵。

氮气优点：价格便宜；氮气缺点：重量大、充气速度慢。

充气过程：

正常情况下（不使用时），高压气瓶出口被封严，每个气瓶与充气阀门组件相配，由驾驶员操作电气设备控制开关，当电源对阀门组件的断开器施加任意电脉冲时阀门组件迅速打开，释放出气瓶内的高压气体，通过充气管路充给气囊，使气囊迅速膨胀，拉断固定保护盖的尼龙线或简易卡带，直到完全展开。某些机型充气气瓶可以同时由内联管路通向另一个气瓶的充气接头组件。当一个气瓶的电路失效时，通过相连气瓶的高压气体拉断保险顶开活塞，释放出高压气体。

20.2.2.3 浮筒的控制和监测

浮筒的控制和监测是由装在仪表板上的控制盒来实现的，控制盒装有：

（1）应急浮筒装置应急充气总控制开关；

（2）带有易碎防护罩的充气控制按钮；

（3）安装在充气控制按钮上的指示灯。

由于漂浮设备都是安装在机身的外侧，要承受飞行中产生的气动阻力和水面迫降时直升机的全部载荷，所以漂浮设备安装点附近的结构须做加强处理，以适应各种变化的载荷。

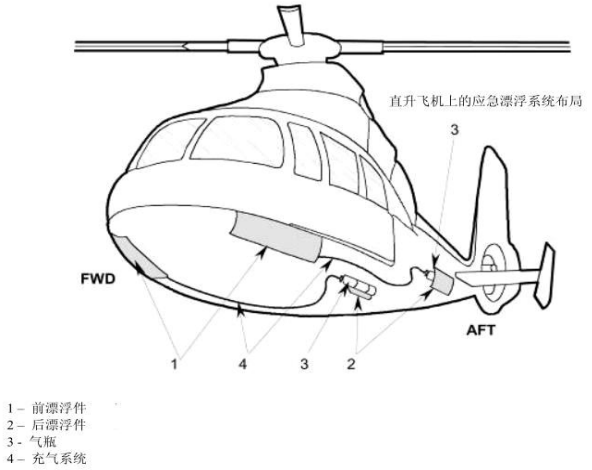


图 20-9　4 点式可折叠浮筒设备（未充气）



图 20-10　4 点式可折叠浮筒设备（已充气）

20.2.2.4 浮筒的维护

1.气瓶易熔帽电气测量

（1）确认断开直升机电源：将地面电源与直升机脱离，确保不向直升机供电；

（2）应急浮筒各电路断路器断开：将应急浮筒控制电路上的断路器断开，确保不向气瓶头部易熔帽供电；

（3）电气插头断开：将气瓶头部鼓形接头上的电气插头分解下来；

（4）易熔帽电阻测量：用手提式校验器检查每一个气瓶上的接线柱之间的电阻值；

（5）电气插头安装：将电气插头安装到气瓶头部鼓形接头上。

注意：该项检查之前，要确认断开直升机电源，同时断开应急浮筒装置各电路断路器。气瓶插座上的易熔帽测量的电阻值必须在手册要求范围内。

2.充气气瓶检查

（1）日常检查外露压力表，检查压力是否与相应温度对应的规定范围一致；

（2）根据手册日历要求，检查气瓶重量是否与规定范围一致；

（3）检查充气阀的外表面，特别注意擦伤和腐蚀迹象；

（4）目视检查气瓶瓶身；

（5）检查气瓶装置零件是否正确地安装并用锁线连接和铅封；

（6）确认锁线和警示旗都在适当的位置；

（7）确认安全销和旗标都在适当的位置。

3.浮筒气囊检查

（1）浮筒气囊外观检查

①松开尼龙搭扣，破断并拆下保险绳以打开舌片；

②打开并目视检查气囊组件。检查盖是否被割开、撕裂、刺破或磨伤。按需要更换；

③漂浮件稍微充气：根据浮筒型号手册要求，通过人工充气/放气阀门，按需进行；

④检查保护壁板和连接绳有否切口、撕裂、刺破、磨伤；

⑤特别要检查焊缝的脱胶情况(热胶接的、高频焊接和胶接缝)，检查焊缝上是否有磨损痕迹或者损伤，特别要注意分层情况(气泡情况)以及缝开裂情况，检查外面缝、阀门舌片、承载补片、固定带连接等；

⑥如果主管上固定件和盖板的绳索出现一些磨损，那么要拆下并更换绳索；

⑦检查至软管接头或者螺纹的充气软管有否裂纹。

（2）浮筒气囊渗漏试验检查

①漂浮件充气至压力达到手册规定的压力要求；

②检查供气接头和人工充气/放气阀门(肥皂水或者渗漏探查液)；

③继续充气达到手册规定的更高的压力要求，注意环境温度和大气压力表的压力；

④三小时以后，检查压力降低，该压力降低不得超过手册规定要求；

⑤如果压落在手册标注的可接受的压力降低范围内，所有的漂浮件（机械加工零件和纤维件）的微渗漏是可以接受的；

⑥如果渗漏超出可接受的公差，那么漂浮件必须从其连接零件拆下，以便找出渗漏并进行修理。

注意：漂浮件在进行渗漏试验前必须从浮筒舱中拆卸下来。在对每个漂浮件上进行渗漏试验时，应与地面隔离并在保护棚内以避免日晒和风吹。

20.2.3 救生筏

20.2.3.1 概述

救生筏是直升机水上迫降后乘员进行集体救生的装备。航空条例规定，直升机上携带的

救生衣和救生筏等设备必须足够供机上所有的成员使用。这一规定同样适用于携带超过 20 名乘客的海上飞行的直升机，乘员超过 20 名的直升机必须装备两个救生筏。乘员落入水中后，可登上救生筏漂浮在水面进行生存自救，等待救援。救生筏安装在直升机座舱内地板上，通过捆绑带和地板上的系留环固定，同时主缆绳与系留环连接。

救生筏包括船体、二氧化碳气瓶及充气系统、海洋锚、两个救生筏之间的连接绳索、划桨或一些其他在水上推进用的工具、防水的手电筒、维修工具包、人工充气设备、渗漏堵塞器、饮用水、食品、手提式无线电航空信标等。

救生筏上的主缆绳固定在机舱内，如图 20-11，主缆绳与救生筏气瓶充气系统拉手相连，救生筏被抛出机舱后，下降过程中在重力作用下，缆绳带动充气系统上的凸轮旋转，推动充气系统内的撞针向前运动，击穿气瓶上的密封帽，气瓶内的二氧化碳气体冲出，通过充气系统和救生筏上的空心安装螺柱，最后进入救生筏，使救生筏膨胀，产生浮力。

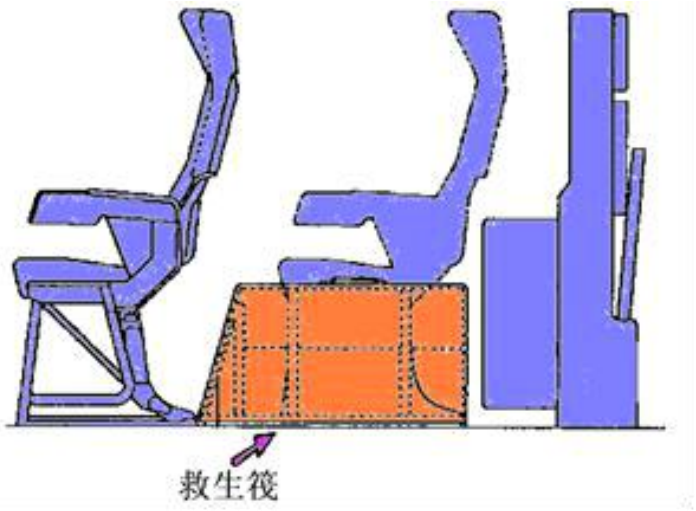


图 20-11 典型的救生筏装置安装

20.2.3.2 控制和工作

直升机迫降后，将固定救生筏的松紧绳打开，机上人员将救生筏抛出（某些型号直升机可将救生筏自动弹出），救生筏开始充气，如果救生筏未能自动开始充气，可用力拉拽主缆绳，直至救生筏开始充气。救生筏落入水中将会继续充气，待浮筒充满后，方可上船。上船后，用船上的水杓舀出船内积水；按照救生物品的使用说明开展生存求救。救生筏打开后如图 20-12 所示。

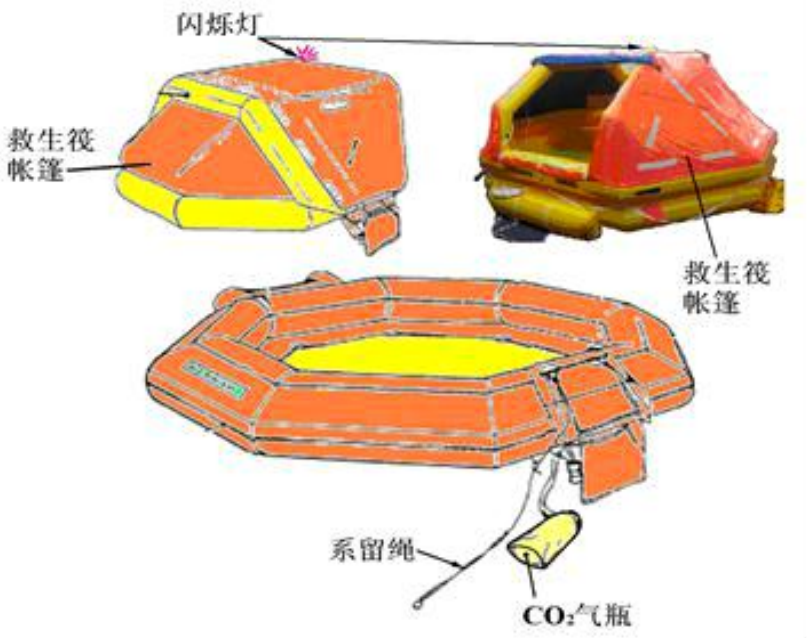


图 20-12 典型的救生筏装置

20.2.3.3 检查和修理

救生筏自身老化会危及到机上人员的安全，所以必须对其执行定期的检查和维护。

（1）救生筏外包装的检查：检查其有无受到划伤，裂纹和其它损伤；

（2）救生筏的充气测试：救生筏的充气检查必须在一个环境相对稳定的房间内进行，防止由于温度和其它因素对筏体压力的影响；

（3）气瓶容量检查：测量气瓶容量的方法是测量其重量。当救生筏出现撕裂，磨损或穿孔等情况时，必须依照厂家的维护手册进行修理。

20.2.3.4 储存

救生筏必须按照厂家规定的要求存放，如救生筏必须完全放气，每个救生筏表面最好铺洒滑石粉，放在防水纸中包装,小心避免损害筏体，工作时应在地板上铺设保护层。根据适航要求救生筏上应至少有以下一些标记，如：型号和序列号、充气测试和预计定期检查的日期、大修检查的日期，气瓶承压测试的日期。每次储藏期限一般为自上次检查后六个月，需要继续储存前则必须作相应的检查。

20.2.4 救生衣

航空条例规定，每个乘客座位均必须配备独立的救生设备，通常是以救生包的形式存放。海上飞行的直升机都必须为每个乘客配备救生衣，救生衣必须有口哨和灯光指示。有些救生衣还包含有应急定位发射器及信号弹。

救生衣的储存和救生筏要求一致。

20.2.5 ELT

应急定位发射机，即 Emergency Locator Transmitter，简称 ELT，用于在紧急情况下发射求救信号。在非紧急情况下不允许飞行员对 ELT 的遥控开关和主机开关进行任何操作。在直升机上有两种类型的 ELT。第一种是固定发射机，它一般安装于直升机后部；第二种是便携式发射机。

20.2.5.1 固定式 ELT

图 20-13 为某机型固定式 ELT 装置及其分解图，在 ELT 内部安装了一个可更换电池组。图 20-14 所示为固定式 ELT 的驾驶舱控制按钮，分为 ARM 位和 ON 位。

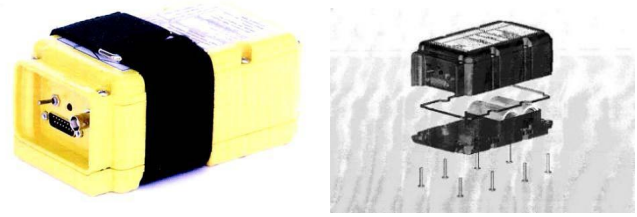


图 20-13 典型的固定式 ELT 装置



图 20-14 典型的 ELT 驾驶舱控制按钮

采用固定式 ELT 装置的应急定位发射机系统包括：应急定位发射机、天线、遥控开关等。

（1）应急定位发射机在紧急情况下发出求救信号；

（2）天线用于发射求救信号；

（3）遥控开关用于遥控操纵应急定位发射机。

应急定位发射机系统由飞机给遥控开关供电，从自带电池包给应急定位发射机供电，一般能独立维持至少几十小时发射时间。它通过机身后部的小天线向外发射 121.5MHz 和 243MHz 的信号。另外，它还发射一个 406MHz 的附加信号，该信号卫星可以收到，它可以在全球范围内确定直升机的位置。

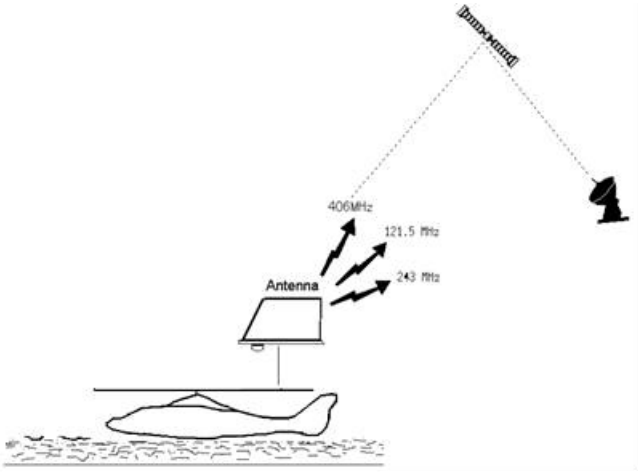


图 20-15 固定式紧急定位发射机的作用

固定式 ELT 的具体操作方法包括：

（1）应急定位发射机接上电源就可正常工作；

（2）如果飞行员想在应急情况下发送求救信号，把遥控开关打到“ON”位置，发射机开始发射求救信号；

（3）应急定位发射机处于正常连接状态时，当 G 开关感受超出限定的冲力时，发射机将自动工作，发出求救信号；

（4）在强迫着陆或飞行事故发生后，如果应急定位发射机没有自启动并且无法使用遥控开关启动，可以手动打开发射机主机开关。

20.2.5.2 便携式 ELT

便携式 ELT 如图 20-16 所示，用两个国际上规定的紧急频率发射无线电信号。一个信号是 VHF 频段的 121.5MHz，另一个信号是 UHF 频段的 243MHz。



图 20-16 便携式 ELT

20.2.5.3 ELT 部件维护

为防止 ELT 意外发射及失效，要严格按照维护手册要求定期对 ELT 进行维护检查。

1.外观检查

（1）确认已断开直升机电源；

（2）检查 ELT 主机的安装及电缆连接情况，确认电气连接和机械连接安全可靠；

（3）检查蜂鸣器的安装及电缆连接情况，确认电气连接和机械连接安全可靠；

（4）检查遥控开关的安装情况，确认机械连接安全可靠；

（5）检查天线的安装情况，确认机械连接安全可靠；

（6）检查天线与支架之间，支架与机身蒙皮之间密封情况，确认密封性良好、可靠；

（7）检查 ELT 主机上的标签，确认主机电池未超过有效期。

2.测试检查

ELT 要依据厂家手册规定进行定期测试检查，步骤如下：

（1）接通直升机电源；

（2）接通甚高频系统断路器，将频率设置为救生频率 121.5MHz；

（3）接通断路器板上的“应急定位”（或“ELT”）断路器；

（4）监听甚高频系统 121.5MHz 频点，保持观察遥控开关指示灯，监听 ELT 主机附近蜂鸣器；

（5）将遥控开关拨到“ON”位置，持续约 1 秒钟，然后将开关拨回“ARM”位置；

（6）在开关处于“ON”位置期间，应急定位发射机处于发射状态，蜂鸣器报警，在耳机中收听到音频告警信号，同时可以观察到遥控开关指示灯燃亮约 1 秒钟，然后熄灭；

（7）检查应急定位发射机主机开关和遥控开关应处于“ARM”位，指示灯处于熄灭状态，同时蜂鸣器应无告警音；

（8）关断甚高频系统断路器；

（9）关断音频控制系统断路器；

（10）断开直升机电源。

3.注意事项：

（1）在进行 ELT 测试检查时，当甚高频当频率设定为 121.5MHz 时，不允许使用甚高频系统发射信号，避免干扰救生频率；

（2）ELT 发射时间不可超过 5s，如果通电超过 5s，则应急定位发射机将发射灾难信号到卫星上，会引起全球相关搜救组织的注意，不允许在检查中出现这种情况；

（3）做 ELT 试验必须提前向当地民航无线电管理部门申请，经批准后，可在批准时间范围内的每个小时的前 5 分钟内做试验。

20.3 任务设备

直升机可以用于在特定区域执行特殊的运载飞行任务，这些区域和任务通常包括：只能垂直进入/退出的地形；沙漠、森林或其它野外区域；海洋巡查和执法、海上石油生产基地；救护/救援任务。

上述任务可以通过下列方式实现：绞车、外吊挂、吊舱、医疗救援设备。

20.3.1 绞车

20.3.1.1 绞车组成

当直升机悬停状态时，绞车装置用来在机上放下或提升人员和货物。绞车按其动力分电动马达、液压马达、气动马达三种操纵方式。

绞车装置包括：

（1）固定在直升机侧面的固定支架，有固定式和可收放式两种形式，可收放式的可通过铰链直接收回到机身里，并可自行放出，在飞行中如不使用绞车时可以收回；

（2）固定在上述支架上的绞车系统，有电动、气动和液压式，装有钢索；

（3）接线盒；

（4）带有连接带的绞车操作员安全带；

（5）绞车操作员控制手柄，通常手柄上有超温度、钢索收放速度、收放长度显示；

（6）绞车计数装置，记录绞车使用次数和时间；

（7）应急钢索切断装置；

（8）手动钢索切断装置；

（9）有些绞车还有抓取杆，以便将货物运进机舱内。如图 20-17 为典型电动绞车装置。

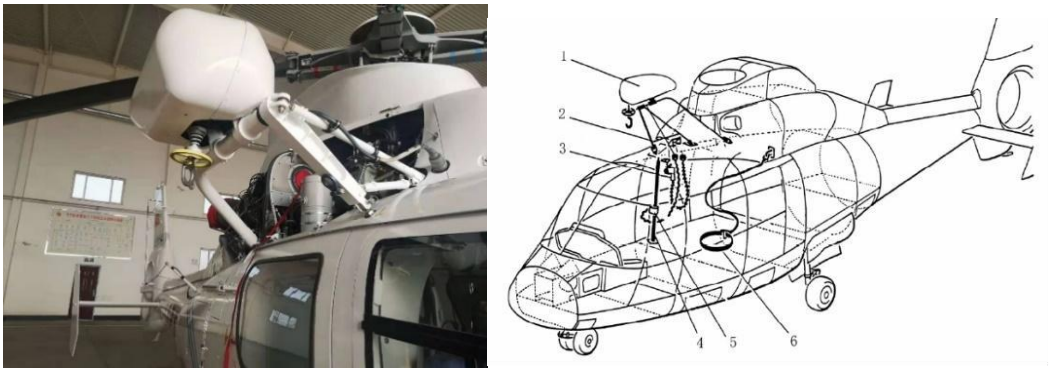


图 20-17 电动绞车装置

1.绞车；2.固定支架；3.操作员控制手柄；4.抓取杆；5.低速按钮；6.绞车员安全带



图 20-18 绞车支座



图 20-19 绞车钢索剪钳



图 20-20 绞车电气插头

20.3.1.2 绞车系统工作

1.绞车工作原理：绞车通过直升机电动、液压或气动系统实现驱动。在系统通电时，操作控制手柄上的拇指控制轮，操纵钢索向上或向下运动，电机的转速是由拇指控制轮离开中心位置（零转速位置）的位移来决定的，极限位置转速最大；绞车内部有装在绞车上的自动速度控制装置，控制提升和放下载荷的速度上限，以防止提升或放下载荷时超过规定限制速度。绞车由导线器实现钢索正确缠绕，当绞车处于无载荷状态时，钢索应力补偿器可使钢索正常缠绕。绞车通常有电动紧急钢索切断装置，通过爆炸安全帽切断钢索，当电动紧急切断装置无效时，也可通过人工剪钳来切断。

2.绞车限动：绞车系统内置了安全限制装置，如果钢索收上太多，“上限动器”会使其停止工作，防止损坏组件。同时“下限动器”开关也可在绞车放下时保护绞车机构和防止下放钢索过长。

3.绞车舱内挂点：用于绞车手和救生员连接安全带使用，便于绞车手和救生员在舱内活动。

4.绞车操作员安全带：在恶劣天气和执行救援任务时，绞车操作员处于十分危险的工作环境中，绞车操作员在机舱门边或机身外进行工作，容易失去身体的平衡和控制。为了确保绞车操作员的安全，必须有可靠的安全措施将其与机身安全连接。通常安全带的工作范围是允许绞车操纵员可以在机舱范围内自由活动。如果是执行机舱外作业，则必须是以可靠安全为主，并确保预留长度可以使其完成机舱外作业和自由进入机舱。

5.钢索切断：

如果发生下列情况：

（1）紧急着陆；

（2）在悬停状态时发动机发生故障；

（3）钢索缠绕或者卡死。

可以通过以下两种方式切断钢索：

①驾驶员可以使用驾驶舱内总距杆或其他安装位置的绞车钢索切断按钮触发钢索切断装置（爆炸帽），切断需抛弃的钢索和重物。但只有当任务选择开关位于“WINCH”位置时，这个按钮才是有效的。

②提供给绞车操作员的一个手动钢索剪断装置。

6.飞行前绞车检查

（1）检查手动钢索剪断装置，应在其位置上；

（2）检查绞车操纵员安全带，应在其位置上；

（3）检查绞车的“升”、“降”操作应正常；

（4）检查绞车操作载荷，应在允许的重心范围内。

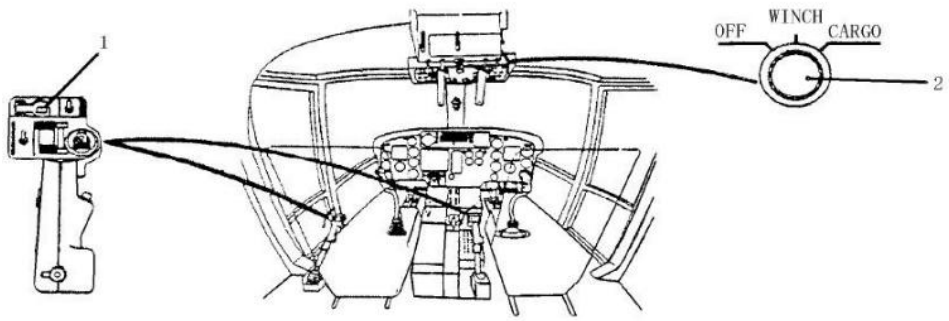


图 20-21 驾驶员的控制和指示

1.钢索切断按钮；2.驾驶员选择开关

20.3.1.3 绞车钢索常见故障及维护

1.绞车钢索常见故障

（1）过载：载荷超过钢索最大承载能力；

（2）疲劳：拉伸和弯曲循环载荷导致钢索疲劳，甚至发生断裂；

（3）腐蚀：暴露在高湿度、盐水或其他腐蚀性介质中，导致钢索锈蚀；

（4）摩擦、磨损：钢索与粗糙表面或尖锐凸起接触，产生摩擦、磨损；

（5）过热：长时间连续性使用导致钢索升温过热；

（6）缠绕：承载不平衡导致钢索缠绕，出现钢索“鸟笼”现象。

2.维护

（1）绞车固定机构的状况，有无裂纹、腐蚀等；

（2）绞车本身管路及电缆连接正常，无损伤、渗漏等；

（3）钢索依照手册进行检查，状况良好，有无开裂、松股、腐蚀等；

（4）在海洋气候条件下使用时，尤其注意对绞车钢索及其挂钩等部件进行防腐检查，使用清洁的水在每次飞行后进行清洁，并用干压缩空气将其吹干。

20.3.2 外吊挂装置

20.3.2.1 简述

吊挂运输飞行是直升机主要工作特点之一，直升机因其灵活的机动性、无需专用机场等优点，直升机吊挂运输在各个领域应用越来越广泛。外部吊挂设备（图 20-22）一般不可串用，均是为某一机型专门设计的。这些设备通常安装在机体底部结构或主减速器结构的下面，外吊挂设备都有紧急释放功能。大型直升机通常采用外部吊挂的方式实现载物功能，而小型直升机通过使用专门的设备也可以实现上述目的。



图 20-22 典型外吊挂设备

直升机外载荷载人作业已在国内成熟开展，有人外挂载重（Human External Cargo,HEC）挂钩如图 20-23 所示。



图 20-23 典型 HEC 挂钩（带简单弹簧式保险锁或者锁扣的挂钩）

20.3.2.2 载重物的固定

载重物固定的方式一般分两种：

一种是将重物直接固定在机身底部的承重点运输，此方式不能在直升机悬停时固定或释放重物。

另一种是使用外吊挂挂钩，可在悬停时人工将重物挂上或从挂钩上卸下重物，一般使用电操纵或机械操纵方式控制。当外吊挂机构安装在直升机上时，机构被锁定，地面操作人员将货物夹持在夹持爪钩外的臂中。仪表板上的信号灯显示吊挂带有载荷。根据所要执行的任务，调整挂钩转动制动销，控制摆动方向为前后摆动或 360 自由旋转等。例如吊桶作业时，为避免控制线缆被转断，摆动方向必须控制为前后摆动。

注意：为避位外吊挂装置的意外释放，注意检查控制装置控制钢索的进度和安装路径，避免因为不合理的安装导致挂钩摆动时意外开锁释放，有些机型外吊挂电动释放按钮和自驾断开按钮有混淆的风险。

20.3.2.3 外吊挂挂钩的释放

外吊挂挂钩的释放分为正常释放和应急释放两种。

通过操纵位于驾驶舱操纵台的电门或机械释放装置来实现正常释放操作。

1.通过电动控制：

系统一般使用 28V 直流电源。“货物”释放电门安装在总距或周期变距操纵杆上，警告/提示板上会出现“货钩准备好”和“脱钩”警告和提示。当准备电门置于“货物挂钩准

备”位时，“货钩准备好”警告灯会亮。此时当飞行员按下货物释放按钮，外吊挂挂钩会打开释放载荷，同时，“脱钩”灯亮。然后，安装在臂上的弹簧使臂回到初始位置，为以后的装载做好准备，指示灯熄灭，提示飞行员载荷已释放以及机构被锁定。

注意：释放后，如果指示灯仍然燃亮，则机构未被锁定。飞行员应再次按下控制键，并检查灯是否熄灭。

2.通过机械控制：

某些机型安装了机械释放装置，通过手动控制手柄进行机械控制，作用于触发器完成释放工作，通过弹簧拉回触发器，以此重新锁定系统。应急释放是操纵控制杆或驾驶员附近的选择开关，通过钢索将挂钩释放。

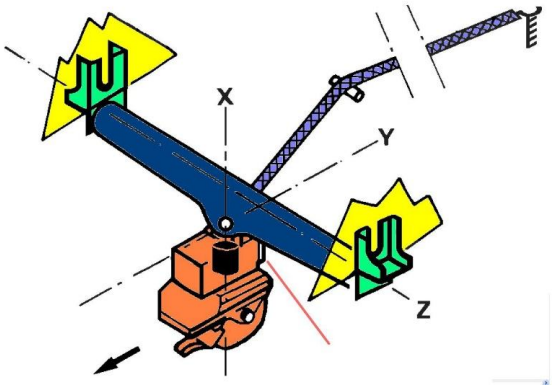


图 20-24 典型的吊挂设备

20.3.2.4 主减安装座

为了飞行的稳定和安全，任何一种吊挂方式，都尽可能地靠近直升机重心的位置，最接近重心的一种方式是在主减下方安装。某些型号直升机的外吊挂系统安装在一个支架上，该支架直接固定在直升机主减下方的结构上。需要时对直升机加装附加的加强结构，使得系统工作更加安全。

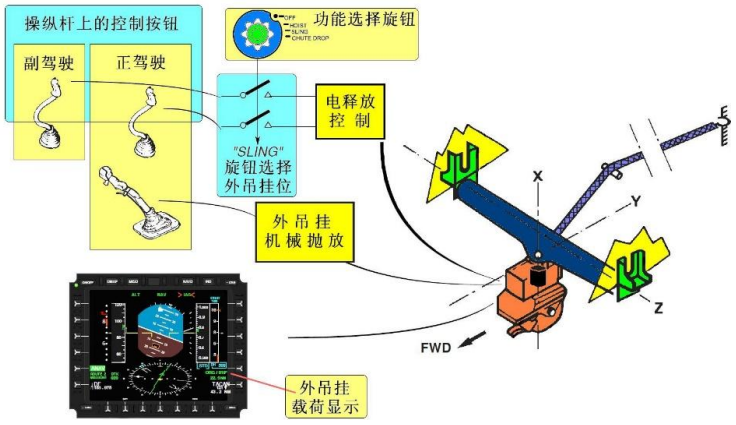


图 20-25 典型的支臂式外吊挂系统工作

20.3.2.5 监控系统

某些型号的外吊挂系统还装备有监视系统，典型形式是指示器和传感器。载荷指示器通过重量（压力传感）来感应载荷的重量，由传感器将重量信号输出，在指示器上显示，电阻式传感器通过感应位置及其变化来实现重量监控：

（1）吊挂无重量：电桥平衡；

（2）吊挂有重量：电桥不平衡，产生电压，输出信号和指示。

吊挂可采用数字式显示，可显示载荷的重量。

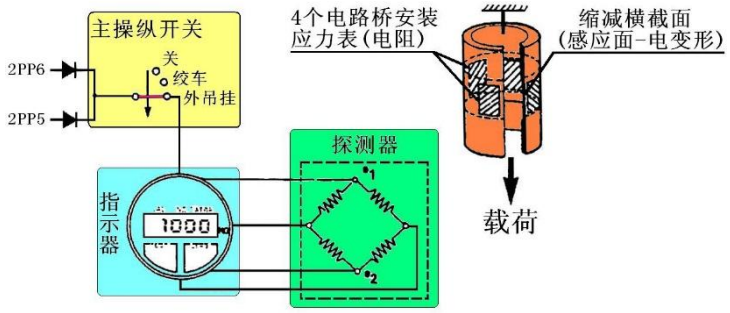


图 20-26 典型的数字指示器系统

20.3.2.6 紧急释放

使用外吊挂时不得超出其规定的重量范围，否则会引起结构性的损伤。恶劣天气或阵风等紧急外部因素，可能会引起载荷处于不稳定的状态，甚至可能危及直升机本身，因此要求外吊挂设备可以对载荷采用任何一种方式实现快速释放，即实现紧急释放。在电子系统失效时为了抛放载荷，一些机型装备了人工操纵的机械释放装置，具体操作参看相应机型选装设备的情况。

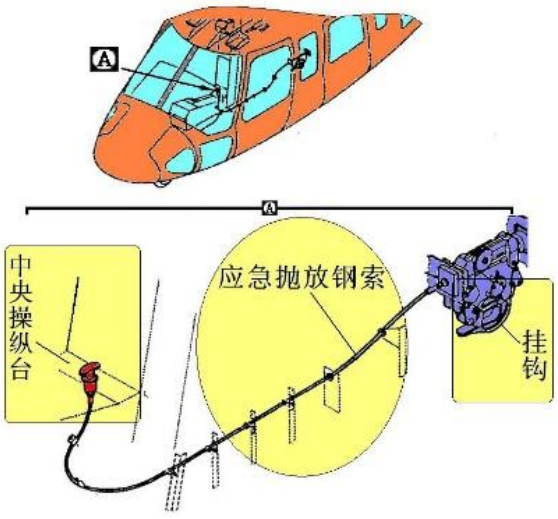


图 20-27 典型的紧急抛放系统

20.3.3 吊舱

吊舱是指安装有某机载设备，并吊挂在机身的流线型短舱段。加装吊舱可以使飞机拥有其本身所不具备的功能，加装吊舱通常需要考虑飞机的整体空气动力和机载电子设备的支持。

随着航空技术的发展，机载吊舱技术也有了很大进步。

20.3.3.1 光电吊舱

机载光电吊舱通常装有前视红外摄像机、电视摄像机和激光指示器/测距仪等光电传感器。



图 20-28 光电吊舱

20.3.3.2 加油吊舱

安装在加油机机外、具有独立加油功能的插头-锥管式空中加油装置。有流线型外罩并多具有自己的能源。

20.3.4 医疗救援

直升机由于具有垂直起降性能，经常用于医疗救援。在直升机上配备医疗设备，对医护、机组人员进行适应性训练后，就可以投入救援工作。

机舱内配备的常用医疗设备有呼吸机、吸引器、注射泵、除颤监护仪等急救设备。同时医疗救援直升机还可提供包括医疗转运、器官运输、医疗专家转运、特种医疗急救设备及药品运送等紧急医疗和应急救援等服务。

20.3.5 观察设备

观察设备主要包括鱼泡眼驾驶舱门、下视摄像头、反光镜等，可以为飞行员提供更清晰全面的环境图像，有助于减少视觉盲区、研判障碍物和锁定目标等。

参考文献

[1] 陈康，刘建新. 直升机结构与系统[M]. 北京：清华大学出版社，2016.

[2] 陈仁良，高正著. 直升机飞行动力学[M]. 北京：科学出版社，2019.

[3] 文裕武，温清澄. 现代直升机应用及发展[M]. 北京：航空工业出版社，2000.

[4] 史勇杰，徐国华，招启军. 直升机气动声学[M]. 北京：科学出版社，2019.

[5] 何庆芝. 航空航天概论[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，1997.

[6] 钱宇，刘小磊，陈曦光. 直升机飞行原理及性能[M]. 中国民航出版社，2018.

[7] 龙江，刘峰，张中波. 现代飞机结构与系统[M]. 西安：西北工业大学出版社. 2016.

[8] 高洁，朱如鹏，等. 直升机传动系统设计[M]. 北京：科学出版社，2022.

[9] 蒋新桐. 飞机设计手册 (第 19 册直升机设计)[J]. 2005.

[10] 张雅铭，张苇. 直升机基本原理[M]. 河南：河南科学技术出版社，2012.

[11] 贺天鹏，张俊，曾国奇,等. 无人直升机系统设计[M]. 北京：国防工业出版社，2016.