



民用航空器维修基础系列教材·共8册

(第5册)

航空涡轮发动机

Aviation Turbine Engine

中国民用航空维修协会推荐

内容简介

本书为民用航空器维修基础系列教材之一。全书分为三大部分，第一部分是涡轮发动机原理；内容分为2章：包括发动机概述、发动机特性，主要介绍了涡轮发动机的工作原理和特性。第二部分是涡轮发动机类型和结构；内容分为9章：包括进气道、压气机、燃烧室、涡轮、喷管、转子支承和附件传动、涡轴发动机、涡桨发动机、螺旋桨，主要介绍了涡轮发动机的类型和基本结构。第三部分是涡轮发动机系统和控制；内容分为9章：包括发动机燃油和控制系统、发动机起动和点火系统、发动机操纵系统、发动机空气系统、发动机指示系统、反推装置、发动机滑油系统、辅助动力装置和发动机监控与维护等，主要介绍了涡轮发动机各系统和主要部件。航空涡轮发动机是装备现代大中型民用航空飞机的动力装置，是飞机的心脏。飞机维修人员掌握航空涡轮发动机及其维修的相关知识，对正确快速维护飞机及其发动机起到至关重要的作用。

本书内容图文并茂通俗易懂，是民用航空器维修执照人员必须掌握的基本知识。通过学习、飞机维修人员不但易于掌握教材中的内容，而且能起到提高飞机维修人员的素质和业务水平的作用。适合在职飞机维修人员学习和相关院校专业做专业教材。

本教材的著作权归中国民用航空维修协会所有，任何单位和个人不得以营利为目的使用本教材，侵权必究。

民用航空器维修基础系列教材编写委员会

主任委员：吴溪浚

副主任委员：杨卫东、刘英俊、杨国余、徐建星、蒋陵平、罗亮生、刘韬然

编委：王会来、刘韬然、安辉、李珈、杨国余、何冠华、罗亮生、贺建坤、董红卫、蒋陵平、樊智勇（按姓氏笔画排名）

序 言

民用航空器维修基础系列教材是由中国民用航空维修协会民用航空器维修培训机构工作委员会依据中国民航局规章 CCAR-66R3《民用航空器维修人员执照管理规则》，并按照中国民航局咨询通告 AC-66-FS-002 R1《航空器维修基础知识和实作培训规范》组织民用航空器维修领域的工程师、专家、学者编写的系列教材。教材包括《航空概论》《航空器维修》《飞机结构和系统》《直升机结构和系统》《航空涡轮发动机》《活塞发动机及其维修》《航空器维修基本技能》《航空器维修实践》，共计 8 本教材。教材紧密围绕 AC-66-FS-002 R1《航空器维修基础知识和实作培训规范》维修基础知识和维修实作的培训模块内容，涵盖了飞机维修的基本知识、基础理论、飞机结构与系统、维修技能与维修实践等方面。在编写过程中，编者力求做到概念清楚、理论正确、知识点全面、突出维修实际应用，注重理论和实践相结合，力求深入浅出，图文并茂，通俗易懂，符合机务维修人员学习和使用习惯。本套教材是民用航空器维修执照人员必须掌握的基本知识和基本技能，主要作为 CCAR-66R3 执照考试和 CCAR-147 维修培训教材，也适合在职飞机维修人员学习和相关院校专业做专业教材。

本套教材是在中国民航局飞行标准司的直接领导下编写的，教材的编写得到了中国民航大学、中国民用航空飞行学院、中国南方航空股份有限公司、东方航空技术有限公司、广州民航职业技术学院、北京飞机维修工程有限公司 (Ameco)、广州飞机维修工程有限公司 (GAMECO)、海南海航汉莎技术培训有限公司、山东航空股份有限公司、厦门航空有限公司、东航江苏有限公司、海直通用航空有限责任公司、深圳航空有限责任公司、成都航空职业技术学院、北大荒通用航空有限公司、中航西飞民用飞机有限责任公司等单位以及航空器维修领域专家的大力支持，在此一并表示感谢！

本套教材由广州民航职业技术学院罗亮生教授负责统稿。

由于编写时间仓促和我们的水平有限，书中难免存在诸多不足，请各位专家和读者及时指出，以便再版时加以改进。

“民用航空器维修基础系列教材”编委会

2020 年 2 月 10 日

前言

本书是民用航空器维修人员执照系列教材之一，是按照中国民航局咨询通告 AC-66-FS-002 R1 《航空器维修基础知识和实作培训规范》维修基础知识培训模块 M5 模块航空涡轮发动机编写的。燃气涡轮发动机是装备现代大中型民用航空飞机的动力装置，是飞机的心脏。航空机电 维修人员掌握燃气涡轮发动机及其维修的相关知识，对正确快速维护飞机及其发动机起到至关重要的作用。

本书共计 20 章，介绍燃气涡轮发动机及其维修的内容，主要包括发动机概述、发动机特性、进气道、压气机、燃烧室、涡轮、喷管、转子支承和附件传动、涡轴发动机、涡桨发动机、螺旋桨、发动机燃油和控制系统、发动机起动和点火系统、发动机操纵系统、发动机空气系统、发动机指示系统、反推装置、发动机滑油系统、辅助动力装置和发动机监控与维护等。本书内容完全覆盖了中国民航规章 CCAR-147 培训大纲和 CCAR-66 考试大纲中 M5 模块的相应要求。

本书由罗亮生、杨国余、蒋陵平主编，罗亮生负责整理统稿。

本书第 1 章由罗亮生编写，第 2、4、6、7、12、13、14、19 章由刘熊编写，第 3、5 章由覃智勇编写，第 8、18 章由袁书生编写，第 9、15、16、17、20 章由蒋陵平、李平和谭燕编写，第 10 章由王红军编写，第 11 章由何艳斌编写。典型发动机部件及各系统的维护部分由中国南方航空的胡仲才、彭武明、梁积中、谢春海编写。此次改版由何冠华、付尧明、许晔和王洪涛对全书进行了审校，并提出了许多宝贵的修改意见，在此表示衷心的感谢！

本书可供航空公司、飞机维修公司、飞机发动机部件修理公司的维修技术人员培训和自学使用，也可作为大、中专院校飞机机电设备维修、飞行器动力工程相关专业的燃气涡轮发动机课程的教材。本书在编写过程中参考了很多中文教材、英文原版教材、各种飞机和发动机维护手册提供的技术资料等，同时得到了中国南方航空等民航企业和广州民航职业技术学院各级领导的大力支持和帮助，在此表示最诚挚的谢意。

由于编者能力和时间有限，书中错漏在所难免，恳请各位专家和读者批评指正。

编者

2020 年 2 月 10 日

目 录

前言.....	I
第一部分 发动机原理.....	1
第1章 发动机概述.....	2
1.1 发动机类型及基本组成.....	2
1.1.1 发动机类型.....	2
1.1.2 动力装置的组成.....	8
1.1.3 涡轮风扇发动机的站位.....	8
1.2 发动机原理.....	9
1.2.1 连续性定理.....	9
1.2.2 伯努利原理.....	10
1.2.3 布莱顿循环.....	10
1.2.4 涡轮喷气发动机推力产生的原理.....	11
1.2.5 飞行速度和飞行高度对推力的影响.....	11
1.3 发动机参数.....	11
1.3.1 推力及其相关参数.....	11
1.3.2 发动机效率参数.....	13
1.3.3 发动机其它主要参数.....	13
1.3.4 经济性能指标.....	14
第2章 发动机特性.....	15
2.1 发动机的工作状态.....	15
2.1.1 发动机的状态.....	15
2.1.2 额定平功率和排气温度裕度.....	16
2.2 压气机和涡轮的共同工作.....	17
2.2.1 发动机稳态下的共同工作.....	17
2.2.2 发动机过渡态下的共同工作.....	18
2.3 发动机特性.....	20
2.3.1 转速特性.....	20
2.3.2 高度特性.....	20

2.3.3 速度特性.....	21
第二部分 涡轮发动机类型和结构.....	22
第3章 进气道.....	23
3.1 进气道概述.....	23
3.1.1 亚音速进气道.....	23
3.1.2 超音速进气道.....	25
3.1.3 进气道防冰.....	26
3.2 典型发动机进气道维护介绍.....	27
3.2.1 典型发动机进气道的部件识别.....	27
3.2.2 典型发动机进气道的维护及安全注意事项.....	28
第4章 压气机.....	30
4.1 压气机的分类.....	30
4.2 轴流式压气机的结构.....	30
4.2.1 轴流式压气机的转子.....	31
4.2.2 轴流式压气机的静子.....	34
4.3 轴流式压气机的工作原理.....	36
4.3.1 基元级叶栅.....	36
4.3.2 基元级的速度三角形.....	37
4.3.3 基元级的增压原理.....	40
4.3.4 多级轴流式压气机.....	40
4.3.5 压气机的喘振.....	42
4.3.6 压气机的防喘措施和原理.....	44
4.4 离心式压气机.....	46
4.4.1 离心式压气机的组成和工作原理.....	46
4.4.2 离心式压气机的特点.....	48
4.5 典型发动机压气机的维护介绍.....	49
4.5.1 典型发动机压气机的部件识别.....	49
4.5.2 典型发动机压气机的维护及安全注意事项.....	51
第5章 燃烧室.....	53
5.1 燃烧室概述.....	53

5.1.1 燃烧室的作用.....	53
5.1.2 对燃烧室的基本要求.....	53
5.2 燃烧室的工作原理.....	55
5.2.1 燃烧室的工作特点.....	55
5.2.2 燃烧室的稳定燃烧.....	56
5.2.3 燃烧室的常见故障.....	58
5.3 燃烧室的类型和主要部件.....	60
5.3.1 燃烧室的主要部件.....	60
5.3.2 燃烧室的类型和特点.....	61
5.3.3 燃烧室的冷却和材料.....	65
5.4 典型发动机燃烧室维护介绍.....	65
5.4.1 典型发动机燃烧室的部件识别.....	65
5.4.2 典型发动机燃烧室的维护及安全注意事项.....	66
第6章 涡轮.....	68
6.1 涡轮的分类和工作原理.....	68
6.1.1 涡轮的分类.....	68
6.1.2 涡轮的工作特点.....	69
6.1.3 轴流式涡轮的工作原理.....	70
6.2 涡轮的结构和冷却.....	71
6.2.1 涡轮转子.....	72
6.2.2 涡轮静子.....	73
6.2.3 涡轮的材料.....	75
6.2.4 涡轮的冷却.....	76
6.3 典型发动机涡轮的维护介绍.....	78
6.3.1 典型发动机涡轮的部件识别.....	78
6.3.2 典型发动机涡轮的常见维护及安全注意事项.....	80
第7章 喷管.....	82
7.1 喷管概述.....	82
7.1.1 喷管的作用和类型.....	82
7.1.2 亚音速喷管.....	82

7.1.3 超音速喷管.....	83
7.1.4 涡扇发动机的排气方式.....	85
7.1.5 降噪方法.....	85
7.2 典型发动机喷管的维护介绍.....	88
7.2.1 典型发动机喷管的部件识别.....	88
7.2.2 典型发动机喷管的常见维护及安全注意事项.....	88
第8章 转子支承和附件传动.....	90
8.1 发动机转子支承.....	90
8.1.1 转子支承方案.....	90
8.1.2 联轴器.....	93
8.1.3 发动机主轴承.....	94
8.1.4 轴承腔的封严.....	96
8.2 附件传动装置.....	99
8.2.1 附件传动装置的组成与工作.....	99
8.2.2 齿轮箱结构.....	101
8.3 典型发动机附件传动维护介绍.....	102
8.3.1 典型发动机附件传动部件识别.....	102
8.3.2 典型发动机附件传动常见维护及安全注意事项.....	104
第9章 涡轮轴发动机.....	105
9.1 涡轴发动机的结构.....	105
9.2 涡轴发动机的工作.....	107
9.2.1 涡轴发动机的工作原理.....	107
9.2.2 涡轴发动机的工作特点.....	108
9.2.3 涡轴发动机的燃油及控制系统.....	108
9.3 典型涡轴发动机的维护.....	112
9.3.1 涡轴发动机的单元体结构.....	112
9.3.2 涡轴发动机的维护.....	113
第10章 涡轮螺旋桨发动机.....	115
10.1 涡桨发动机的特点.....	115
10.1.1 涡桨发动机的构造特点.....	115

10.1.2 涡桨发动机的工作特点.....	116
10.1.3 主要性能参数.....	116
10.2 典型减速齿轮箱.....	118
10.3 典型的涡桨发动机.....	120
10.3.1 特点.....	121
10.3.2 站位.....	121
10.3.3 安装边.....	122
10.3.4 轴承.....	122
10.3.5 涡桨发动机的操作.....	123
10.4 典型涡桨发动机单元体及维护介绍.....	125
10.4.1 典型涡桨发动机单元体及主要附件识别.....	125
10.4.2 定期检查 / 维修间隔.....	127
第 11 章 螺旋桨.....	131
11.1 名词术语.....	131
11.2 螺旋桨原理.....	135
11.2.1 作用在螺旋桨上的力和力矩.....	135
11.2.2 桨叶迎角及其影响因素.....	138
11.2.3 螺旋桨的静平衡、动平衡、气动平衡.....	139
11.2.4 螺旋桨的振动及测试.....	141
11.3 螺旋桨分类.....	141
11.3.1 木质、铝合金、复合材料螺旋桨.....	141
11.3.2 定距螺旋桨、变距螺旋桨.....	143
11.4 调速器.....	143
11.4.1 调速器作用、组成与工作原理.....	143
11.4.2 恒速控制及变距方法.....	145
11.5 顺桨、反桨和回桨装置及其原理.....	149
11.6 同步系统及防冰系统.....	150
11.6.1 同步系统功能、构成和工作原理.....	150
11.6.2 防冰系统功能、构成和工作原理.....	152
11.7 螺旋桨检查和维护.....	154

11.7.1 轨迹检查.....	154
11.7.2 桨叶损坏、腐蚀、疲劳裂纹检查.....	154
11.7.3 超转和冲击损坏评估.....	155
11.7.4 螺旋桨的安装和桨叶角检查.....	155
11.7.5 不同类型螺旋桨存放和检查要求.....	160
第三部分 涡轮发动机系统和控制.....	162
第 12 章 发动机燃油和控制系统.....	163
12.1 燃油分配系统.....	163
12.1.1 发动机燃油系统的功用.....	163
12.1.2 发动机燃油系统的主要部件.....	163
12.2 燃油控制系统.....	171
12.2.1 发动机控制的基本方面.....	171
12.2.2 液压机械式控制.....	172
12.2.3 监控型电子控制.....	174
12.2.4 全功能数字式发动机控制.....	175
12.2.5 减推力起飞.....	178
12.3 典型发动机燃油及控制系统维护介绍.....	180
12.3.1 典型发动机燃油及控制系统的部件识别.....	180
12.3.2 典型发动机燃油及控制系统的常见维护及安全注意事项.....	182
第 13 章 发动机起动和点火系统.....	184
13.1 起动系统.....	184
13.1.1 常见起动方法.....	184
13.1.2 起动程序.....	187
13.2 点火系统.....	188
13.2.1 点火系统的组成.....	189
13.2.2 点火激励器.....	189
13.2.3 点火导线.....	191
13.2.4 点火电嘴.....	191
13.3 典型发动机起动点火系统维护介绍.....	193
13.3.1 典型发动机起动点火系统的部件识别.....	193

13.3.2 典型发动机起动点火系统的常见维护及安全注意事项.....	194
13.3.3 发动机的起动、关车和冷转.....	195
13.3.4 起动常见故障.....	196
第14章 发动机操纵系统.....	198
14.1 操纵系统概述.....	198
14.2 操纵系统的类型.....	199
14.2.1 机械式操纵系统.....	199
14.2.2 电子式操纵系统.....	201
14.2.3 前推力和反推力的操纵.....	202
14.3 典型发动机操纵系统维护介绍.....	204
14.3.1 典型发动机操纵系统的部件识别.....	204
14.3.2 典型发动机操纵系统的常见维护及安全注意事项.....	205
第15章 发动机空气系统.....	206
15.1 发动机冷却系统.....	206
15.1.1 发动机内部冷却.....	206
15.1.2 发动机外部及附件冷却.....	207
15.2 压气机气流控制.....	208
15.2.1 目的和方法.....	208
15.2.2 可调静子叶片.....	209
15.2.3 可调放气活门.....	210
15.2.4 高压压气机放气活门.....	212
15.3 涡轮间隙控制.....	213
15.4 典型发动机空气系统维护介绍.....	215
15.4.1 典型发动机空气系统的部件识别.....	215
15.4.2 典型发动机空气系统的常见维护及安全注意事项.....	218
第16章 发动机指示系统.....	219
16.1 总体介绍.....	219
16.2 主要参数指示.....	220
16.2.1 推力/功率测量及指示.....	220
16.2.2 转速测量及指示.....	222

16.2.3 温度测量及指示.....	224
16.3 辅助参数指示.....	226
16.3.1 燃油流量测量及指示.....	226
16.3.2 振动测量及指示.....	227
16.3.3 滑油参数测量及指示.....	228
16.4 警告系统和指示组件.....	230
16.4.1 警告系统.....	230
16.4.2 指示组件.....	230
16.5 典型发动机指示系统维护介绍.....	232
16.5.1 典型发动机指示系统的部件识别.....	232
16.5.2 典型发动机指示系统的常见维护及安全注意事项.....	235
第 17 章 反推装置.....	236
17.1 反推装置概述.....	236
17.1.1 反推装置的作用.....	236
17.1.2 反推装置的工作原理.....	237
17.1.3 反推装置的类型.....	237
17.1.4 反推装置的子系统.....	240
17.2 典型发动机反推装置的维护介绍.....	242
17.2.1 典型发动机反推装置的部件识别.....	242
17.2.2 典型发动机反推装置的常见维护及安全注意事项.....	244
第 18 章 发动机滑油系统.....	245
18.1 概述.....	245
18.1.1 滑油.....	245
18.1.2 滑油系统的类型.....	246
18.2 滑油系统的工作.....	247
18.2.1 滑油系统部件.....	247
18.2.2 滑油系统的分系统.....	254
18.2.3 滑油系统的指示与监控.....	256
18.3 典型发动机滑油系统维护介绍.....	257
18.3.1 典型发动机滑油系统的部件识别.....	257

18.3.2 典型发动机滑油系统常见维护及安全注意事项.....	259
第 19 章 辅助动力装置.....	261
19.1 APU 概述.....	261
19.1.1 APU 的作用.....	261
19.1.2 APU 的组成及特点.....	261
19.1.3 APU 的部件和安装.....	262
19.1.4 APU 的进气.....	265
19.2 APU 的工作系统.....	266
19.2.1 APU 燃油系统.....	266
19.2.2 APU 空气系统.....	268
19.2.3 APU 滑油系统.....	272
19.2.4 APU 起动和点火系统.....	273
19.2.5 APU 的指示.....	275
19.2.6 APU 的控制.....	276
19.3 APU 的起动和关断.....	277
19.4 典型 APU 的维护介绍.....	279
19.4.1 典型 APU 的部件识别.....	279
19.4.2 典型 APU 的常见维护及安全注意事项.....	280
第 20 章 发动机监控与维护.....	282
20.1 发动机状态监控.....	282
20.1.1 性能趋势监控.....	282
20.1.2 发动机磁堵检查.....	283
20.1.3 发动机振动监控.....	285
20.2 发动机运转与配平.....	286
20.2.1 发动机地面运转.....	286
20.2.2 发动机振动与配平.....	288
20.3 典型发动机系统维护介绍.....	290
20.3.1 发动机气路清洗.....	290
20.3.2 发动机的拆卸和安装.....	291
20.3.3 无损检测和孔探检查.....	294

20.3.4 发动机干冷转和湿冷转.....	296
20.3.5 点火测试和反推测试.....	297
参考文献.....	299

第一部分 发动机原理

第 1 章 发动机概述

航空动力装置包括航空发动机以及为保证其正常工作所必需的系统 and 附件，如燃油系统、滑油系统、点火系统、起动系统和防火系统等。自 1939 年 9 月 27 日装有涡轮喷气发动机的飞机在德国首次试飞成功以来，航空燃气涡轮发动机有了飞速发展。燃气涡轮发动机是将转动的压气机和涡轮连接在同一根轴上，两者之间装有热源（燃烧室），空气连续不断地被吸入压气机，并在其中压缩增压后，进入燃烧室中喷油燃烧成为高温高压燃气，再进入涡轮中膨胀做功。因此，燃气涡轮发动机结构简单、重量轻、推力大、推进效率高，在很大的飞行速度范围内，发动机的推力随飞行速度的增加而增加。所以，目前除了一些小型飞机外，各种类型的燃气涡轮发动机已经取代了活塞式发动机，被广泛用在各种类型的飞机上。尤其在中型和大型的旅客机和运输机上大量使用以“高增压比、高涡轮前温度、高涵道比”为特征的民用涡扇发动机。

1.1 发动机类型及基本组成

燃气涡轮发动机的主要特点是：靠高温高速的燃气推动涡轮，涡轮带动压气机对空气进行压缩。

1.1.1 发动机类型

目前，航空燃气涡轮发动机有四种基本类型：涡轮喷气发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮风扇发动机、涡轮轴发动机。

1. 涡轮喷气发动机（简称涡喷）

涡轮喷气发动机是由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和喷管组成，如图 1-1 所示。

发动机工作时，空气经压气机压缩后，压力提高，随即进入燃烧室与燃料混合并燃烧，燃烧后形成的燃气流入涡轮，涡轮便在高温、高压燃气驱动下而旋转起来，从而带动压气机工作，燃气最后在喷管中膨胀加速，高速向外喷出而产生推力。其特点就是，涡轮只带动压气机压缩空气，发动机的全部推力来自喷出的燃气流所产生的反作用力。

涡轮喷气发动机迎风面积小，具有较好的速度性能，但亚音速经济性差，适宜作超音速战斗机的动力装置。

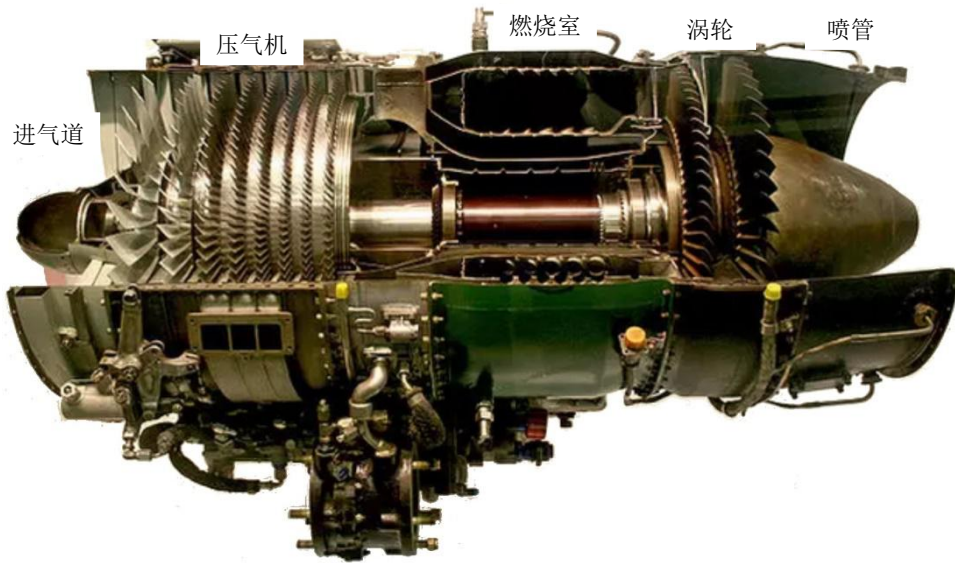


图 1-1 涡轮喷气发动机

2. 涡轮螺旋桨发动机（简称涡桨）

从结构上讲，涡轮螺旋桨发动机的基本组成与涡轮喷气发动机相同，包括压气机、燃烧室和涡轮，仅有的不同是，涡轮螺旋桨发动机还多一个部件——减速器，将发动机转速降低到适合螺旋桨的工作大小，如图 1-2 所示。

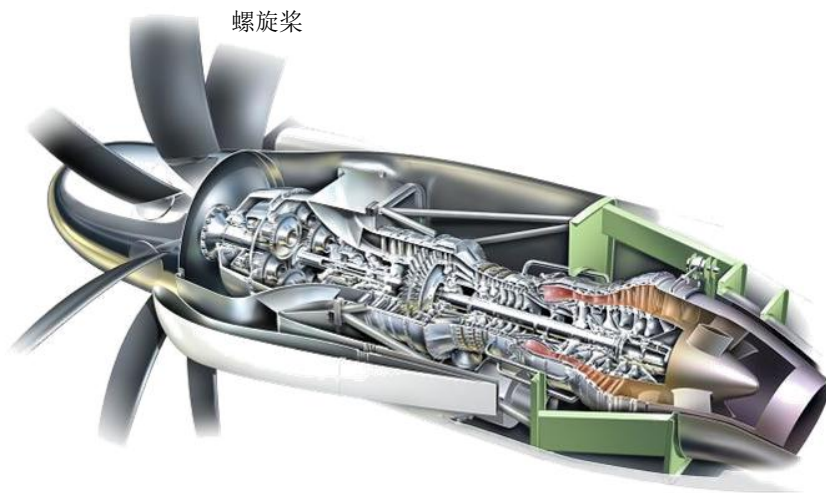


图 1-2 涡轮螺旋桨发动机

涡桨发动机工作时，螺旋桨后的部分空气从进气装置进入发动机，在压气机中受到压缩，压力、温度提高；然后在燃烧室中与燃油混合燃烧，形成高温、高压燃气，燃气在涡轮中充分膨胀，将大部分燃气的可用能量转换成涡轮机械功；涡轮带动压气机和（经减速器）螺旋桨转动，通过螺旋桨产生推进力，最后燃气从排气装置中排出，产生少量推力。螺旋桨可由单转子发动机的转轴驱动或由双转子或三转子发动机的自由涡轮（转轴与发动机内驱动压气机的轴不相连的动力涡轮）驱动。

涡桨发动机有如下一些特点：

1) 发动机推进力主要来自螺旋桨拉力。

涡桨发动机将绝大部分(90%左右)的燃气可用能量转变成涡轮机械功用以带动螺旋桨,以充分发挥螺旋桨中、低速飞行时推进效率高的优点;只有少量(10%左右)可用能量用来增加气体动能,从而大大降低了喷气速度,降低了离速损失,提高了发动机推进效率。

2) 发动机起飞推进力大,飞机起飞性能好。

当发动机传递给螺旋桨的功率一定时,随着飞行速度的降低,螺旋桨拉力增大。由于发动机推进力主要来自螺旋桨拉力,所以飞机起飞时涡桨发动机的推进力大,可有效缩短起飞滑跑距离,改善飞机的起飞性能。

3) 在一定条件下,螺旋桨可产生较大负拉力,改善飞机着陆和中止起飞性能。

当螺旋桨桨叶迎角为负迎角时(可通过减小桨叶角实现),螺旋桨将产生负拉力。所以当飞机着陆(或中止起飞)时,可使螺旋桨桨叶迎角变为负迎角,从而为飞机提供负拉力,有效缩短飞机滑跑距离,改善飞机着陆和中止起飞性能。

4) 发动机中、低速经济性好。

当飞机中、低速飞行时,由于螺旋桨的工作效率高,同时,喷气速度低,离速损失小,喷气推进效率高,所以涡桨发动机总的推进效率高,经济性好。当飞行速度过高时,螺旋桨将产生较大的激波阻力,导致螺旋桨效率急剧下降,发动机性能迅速变差。所以涡桨发动机只适宜做中、低速飞行飞机的动力装置。

5) 发动机功率的输出受到减速器负荷的限制。

涡桨发动机工作时,由于发动机绝大部分的推进力是由动力涡轮经减速器传递给螺旋桨,减速器的减速比可高达1:15,减速器齿轮承受巨大的扭矩,负荷较重。所以减速器传递的功率将受到减速器重量和尺寸的限制,进而使涡桨发动机的功率输出不可能无限制增加。事实上,目前涡桨发动机减速器的质量已相当于压气机和涡轮的总和,减速器的工作寿命直接影响到发动机的使用寿命。所以,涡桨发动机在使用中,应特别防止发动机超负荷使用(尤其在冬季飞行时)。

由此可见,涡桨发动机不仅中、低速经济性好,而且对起飞、着陆机场的要求不高,最适宜做中、低速支线民航机、运输机和轰炸机的动力装置。同时,因螺旋桨的噪音较大,对飞机的舒适性具有一定影响。随着螺旋桨性能的改进,涡桨发动机的应用前景将更广阔。

3. 涡轮风扇发动机(简称涡扇)

涡轮风扇发动机,又称内外涵发动机。它由两个同心圆筒的内涵道和外涵道组成,在内涵道中装有涡轮喷气发动机的部件——压气机,燃烧室和涡轮,在外涵道中装有由内涵转子带动的风扇,如图1-3所示。涡轮风扇发动机的风扇可由单独的涡轮驱动(如三转子发动机),也可是低压涡轮驱动的低压压气机的第1级(如双转子发动机)。空气流经风扇后分成两路,一路是内涵气流,空气继续经压气机压缩,在燃烧室和燃油混合燃烧,燃气经涡轮和喷管膨胀,燃气高速从尾喷口排出,产生推力;另一路是外涵气流,流经风扇后的空气直接通过管道排到机外(短外涵)(见图1-4)或者一直流到尾喷口同内涵气流分别或混合排出(长外涵)(见图1-3和图1-5),而产生部分推力。发动机的推力是内、外涵道气流反作用力的总和。外涵道空气流量与内涵道空气流量之比称为流量比,又称涵道比用B表示。

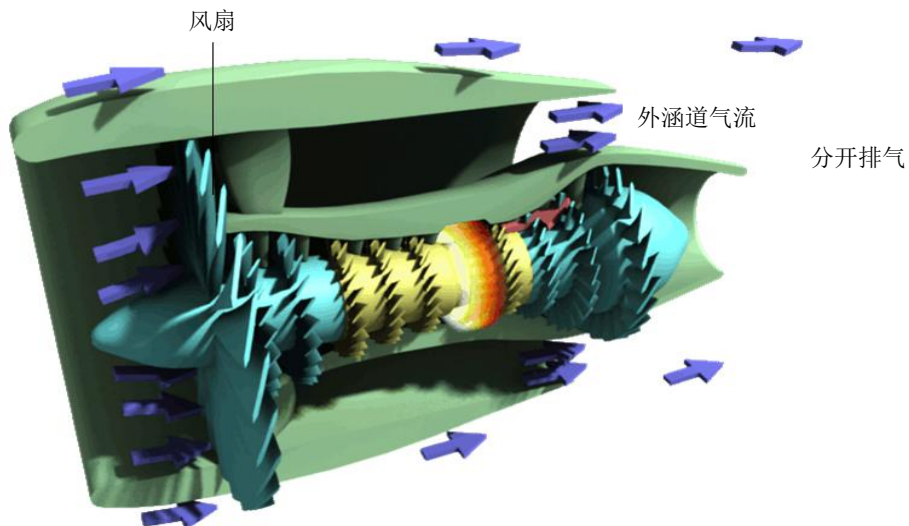


图 1-3 涡轮风扇发动机

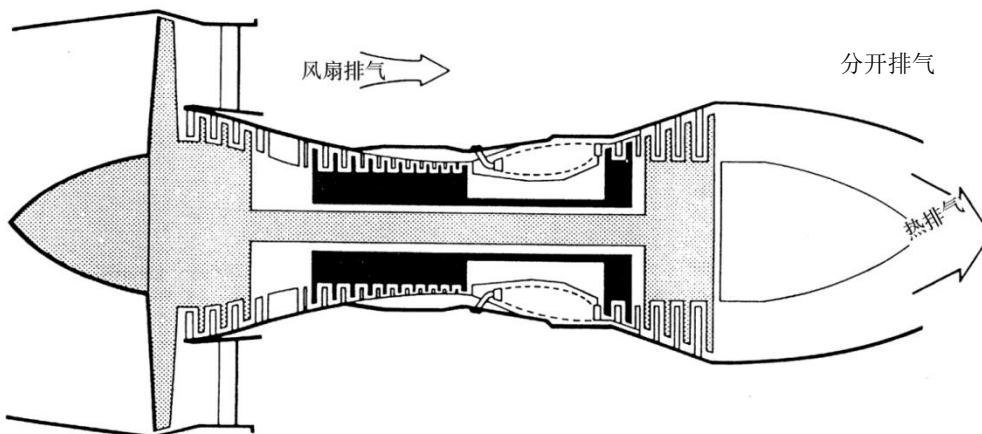


图 1-4 高涵道比短外涵涡轮风扇发动机

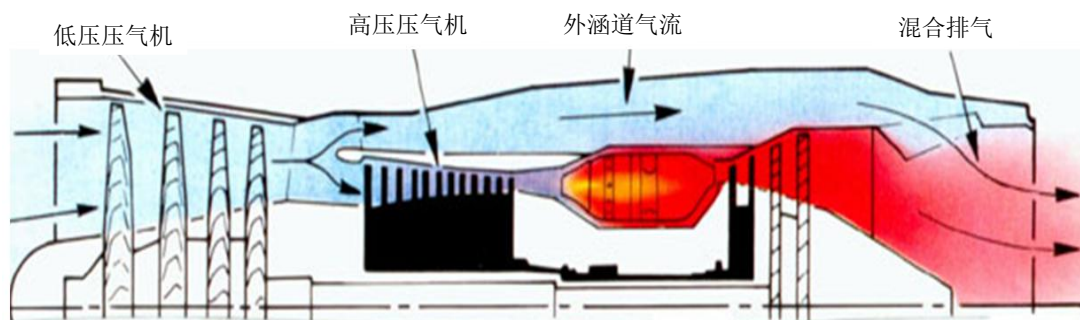


图 1-5 长外涵涡扇发动机

涡扇发动机的性能随涵道比的不同差异很大，总的说来，在亚音速段较之涡喷发动机具有更好的经济性，综合性能好。其中，高涵道比涡扇发动机（ $B=4-10$ ）适宜作高亚音速大、中型民航机，运输机的动力装置；低涵道比涡扇发动机（ $B=0.2-0.6$ ）适宜作超音速战斗机

的动力装置。

总体上讲，涡扇发动机主要有以下特点：

1) 参与产生推力的空气流量大，推力由内、外涵推力组成。

涡轮风扇发动机，由于内、外涵空气速度增加，都可产生推力。所以，参与产生推力的空气量较多，随着涵道比的增加，参与产生推力的空气量更多。

2) 发动机热效率高

涡扇发动机，尤其是混合排气的涡扇发动机的热效率较高。第一，由于涡扇发动机一般为双或三转子发动机，压气机防喘性能较好，所以压气机增压比设计较高，使热能的利用率提高，发动机热效率较高；第二，涡扇发动机由于压气机中间级防喘放气工作时，内涵高压空气可释放到发动机外涵，可继续产生推力，可部分补偿推力损失；第三，外涵空气可吸收内涵部件散热热量，提高了外涵空气温度，有助于提高外涵推力，减小了推力损失。

3) 发动机推进效率较高

涡扇发动机的部分燃气热能通过高效率的涡轮传递给风扇，由于风扇的工作效率高，有助于提高发动机推进效率；同时，内涵喷气速度降低，发动机离速损失减小，也有助于提高发动机推进效率。

高涵道涡扇发动机适宜作高亚音速飞机动力装置；对加力的低涵道涡扇发动机而言，不仅可明显提高亚音速飞行时发动机的推进效率，改善亚音速飞行时的经济性，而且在超音速段 ($Ma=2$ 左右) 涡扇发动机的性能与涡喷发动机相当。所以，超音速战斗机也广泛采用带加力的低涵道涡扇发动机。

4) 起飞、复飞推力大

涡扇发动机，尤其是高涵道涡扇，涡轮前温度设计较高，可有效提高发动机推力；同时由于发动机主要是通过提高外涵空气流量来提高发动机推力的，当低速飞行时，气体动能增量因飞行速度的减小而增加，所以发动机起飞推力较大。这正满足了大型、重型民航机起飞、复飞时对发动机高推力的需求，可有效缩短起飞滑跑距离及提高飞机中断/继续起飞性能，改善了飞机飞行性能及安全性。

5) 喷气噪音低

涡扇发动机，尤其是混合排气的高涵道涡扇，由于发动机内、外涵的喷气速度大大降低，而发动机喷气噪音强度与喷气速度的八次方成正比。所以发动机喷气噪音较低，发动机总的噪音水平也较低，减小了对环境的噪音污染。

涡扇发动机在具有上述优点的同时也有一些缺点，如结构较为复杂；随着涵道比的增加，发动机的迎面阻力也相应增大等。总之，涡扇发动机无论在民航机还是在军用机上都得到广泛应用，是目前燃气涡轮发动机中最具发展潜力的类型之一。

4. 涡轮轴发动机（简称涡轴）

涡轴发动机与涡桨发动机几乎没有多大区别，涡轮分为燃气发生器涡轮和自由涡轮，燃气发生器涡轮带动压气机，自由涡轮通过减速器带动外界负载（如：直升机旋翼和尾桨、发电机转子等），如图 1-6 所示。自由涡轮和燃气发生器涡轮只有气动联系，即流过燃气发生器涡轮的燃气再驱动自由涡轮，自由涡轮输出功率。此外，排气装置产生的喷气的反作用力几乎可以忽略不计。

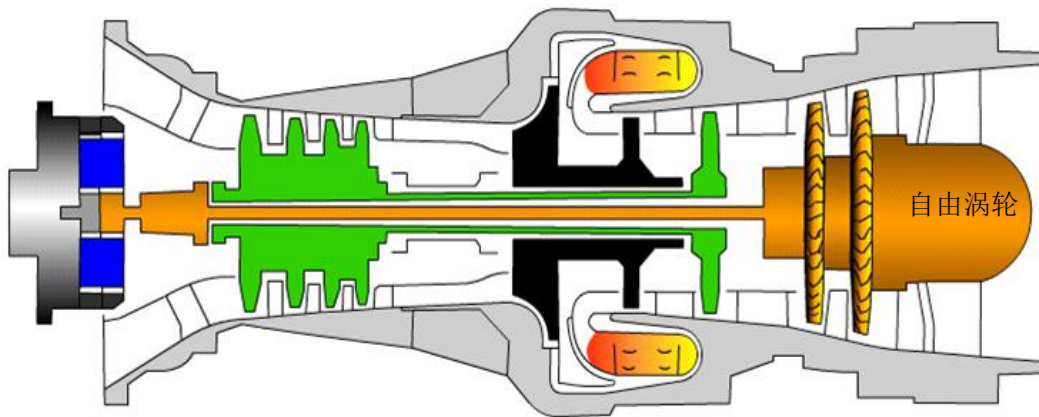


图 1-6 涡轮轴发动机

涡轮轴发动机的工作特点：

1) 发动机几乎将所有燃气可用能量通过动力涡轮输出功率

为了使发动机输出更大的功率，燃气在涡轮轴发动机涡轮中过度膨胀，将几乎全部的可用能量通过动力涡轮输出，经减速器带动旋翼和尾桨，喷气基本上不产生推力。所以，涡轮轴发动机基本上已演变成热机。

2) 发动机经济性好

由于直升机飞行速度一般都在低速范围($Ma < 0.3$)，同时因发动机排气速度较低，气体离速损失很小，所以推进效率高，经济性好。目前大功率的涡轮轴发动机的经济性已与航空活塞发动机相当。

3) 发动机的工作环境较为恶劣

直升机一般执行短程飞行任务，一方面是当直升机在起飞、爬高和悬停时，发动机经常处在大功率状态，且状态多变，使发动机热循环次数增加，机件容易疲劳损伤；另一方面是直升机经常在野外频繁起降，而且飞行高度较低，发动机容易受到外来物（如：鸟类、海水和砂石等）的侵袭。

4) 应用广泛

由于涡轮轴发动机基本上演变成了热机，通过动力涡轮轴输出的功率可以用来带动许多地面装置。较其他热机（如：汽油机、柴油机等），涡轮轴发动机（尤其是大功率的发动机）在功率质量比、转子振动、起动性和加速性、发动机噪声、使用寿命及维护性能等诸方面有明显的优势。所以除直升机外，涡轮轴发动机在非航空领域也得到广泛应用，如可作为舰船、坦克、机车的动力装置；可用于发电设备、石油及天然气输送设备等。

涡轮轴发动机也存在一些缺点：如制造成本较高；小功率的发动机经济性还不高等。但由于涡轮轴发动机在性能上的明显优势，已占直升机动力装置的统治地位，在非航空领域也得到广泛应用，发展前景广阔。

各种类型的燃气涡轮发动机都具有一个共同的特点就是首先将空气和燃油转变成高温高压燃气，发生燃气的部件，即：压气机，燃烧室和带动压气机的涡轮称为燃气发生器。因为燃气发生器产生的高温、高压燃气的能量或者在尾喷管内继续膨胀，高速喷出产生推力，或者在后续涡轮内继续膨胀获得机械功，带动风扇，螺旋桨或其它装置，形成了不同类型的

燃气涡轮发动机。通常将位于燃气涡轮发动机中心，工作在高温、高压和高转速状态的高压转子和燃烧室称为核心发动机。它是燃气涡轮发动机的关键部件，也是技术要求最高的部件，燃气涡轮发动机性能的好坏在很大程度上取决于它。有了一个好的核心机，加上其它部件，就可得到各种类型的燃气涡轮发动机。

1.1.2 动力装置的组成

双转子涡轮风扇发动机的主要组成部件包括：进气道、低压压气机（风扇和增压器）、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮和尾喷管。进入发动机的空气被分为两路，进入内涵道的气流称为主气流，进入外涵道的气流称为次气流。主气流流经低压压气机和高压压气机并被压缩，压力提高，进入环形燃烧室被加热，温度提高，气体快速膨胀并以极快的速度排出燃烧室去驱动高压涡轮和低压涡轮，并通过附件传动齿轮箱驱动发动机和飞机附件，附件传动齿轮箱是由高压转子驱动的。高速向后喷出的内涵气流和外涵气流产生了向前的推进力量，发动机的推力是内、外涵道气流反作用力的总和。

发动机的工作系统是确保发动机正常工作的有机组成部分，主要有：燃油系统、滑油系统、防冰系统、防火系统和起动系统等。

发动机燃油系统的作用是根据发动机油门和飞行条件的变化，计量适当的燃油量，确保发动机安全、稳定、可靠的工作。

发动机滑油系统的作用是不断将适当温度的压力滑油送到发动机各摩擦面，起到润滑和散热作用。

发动机防冰系统的作用是当预计存在发动机积冰的条件时，接通发动机防冰装置，防止发动机结冰，确保发动机正常工作。

发动机防火系统的作用是当发动机出现严重过热或火警时，接通发动机灭火装置，防止发动机严重损坏，危及飞行安全。

发动机起动系统的作用是将发动机从静止状态顺利加速到慢车状态，确保起动过程迅速、可靠。

1.1.3 涡轮风扇发动机的站位

发动机的站位（截面）是由发动机生产厂自己规定的，同发动机的转子数目相关。站位规定可以从发动机手册中查到。CFM56-7B 发动机的站位如图 1-7 所示。

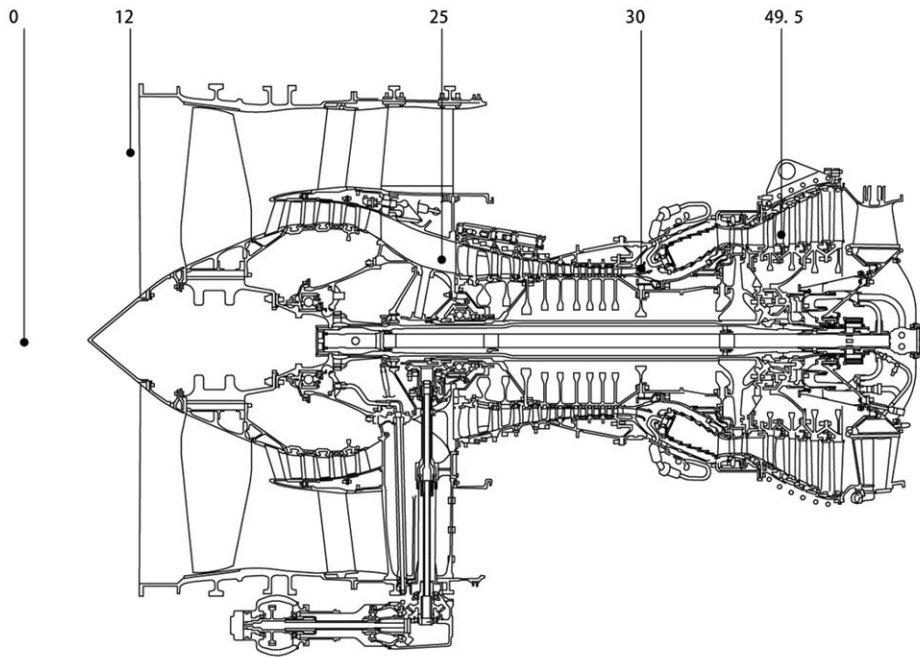


图 1-7 CFM56-7B 发动机站位

0 站位：环境大气；12 站位：风扇进气口；25 站位：高压压气机进口；30 站位：高压压气机排气口；49.5 站位：第 2 级低压涡轮进口导向器。

1.2 发动机原理

燃气涡轮发动机的功用是通过向后加速空气或燃气产生推进力，简称推力。因此燃气涡轮发动机工作的基本原理涉及到诸多理论。

1.2.1 连续性定理

气体在流动过程中遵守质量守恒定律、牛顿运动定律、能量守恒定律和转换定律。当气体稳定地流过管道时，单位时间内，流过任何横截面的气体质量相等，这就是气体的连续性定理，表达这个原理的数学方程称为连续方程。连续方程是质量守恒定律应用于流动气体的关系式。

一维定常流的连续方程为：

$$\rho_1 A_1 c_1 = \rho_2 A_2 c_2 = \text{常数} \quad (1-1)$$

式中： ρ —— 密度；

A —— 面积；

c —— 速度。

不可压缩流体在管道流动时，管道任一横截面处的流速与该截面积成反比。截面积增加、流速减少。

1.2.2 伯努利原理

在低速流动空气中，参与转换的能量有两种：动能和压力能。动能，气流一流动，就有动能产生，流动速度越大，动能越大。压力能，一定质量的空气，具有一定压力即静压，静压越大，压力能越大。根据能量守恒定律，气流稳定流过一个流管时，如果没有外界能量的加入，也就没有能量的损失，气流流动过程中的总能量始终是不变的。这就是伯努利原理。

伯努利方程是能量守恒与转换定律应用于运动流体所得到的数学关系式。对于不可压缩的理想气体，伯努利方程可表示为(忽略位能)：

$$p + \frac{\rho c^2}{2} = \text{常数} \quad (1-2)$$

式中： p ——静压；

$$\frac{\rho c^2}{2} \text{——动压。}$$

它说明在不可压流中任一点流体的静压与动压之和保持不变。定义不可压流的静压与动压之和为全压，也可以称为总压，用 P^* 表示。静压是气体或液体静止时的压力；动压是气体或液体运动引起的。在不可压流中，当流动管道横截面积缩小时，流体的流速增大，压力下降；当流动管道横截面积扩大时，流体的流速下降，压力增高。

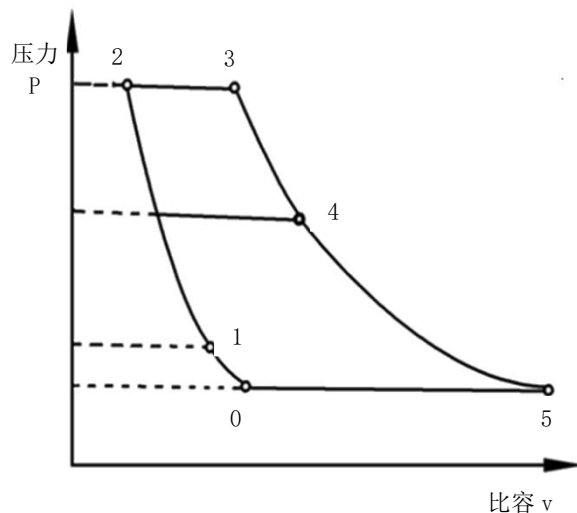


图 1-8 布莱顿循环

1.2.3 布莱顿循环

为了便于进行热力分析，通常假设工质完成的是一个封闭的热力循环。略去压缩与膨胀过程中工质与各部件之间的热量交换；忽略实际过程中的摩擦；假设在燃烧室中进行的燃油燃烧释放出热能的化学反应过程为外部热源对工质加热的过程，并且忽略由流动阻力和加热所引起的压力降低，从而用定压加热过程代替之；喷入的燃油的质量忽略不计，而且假定工质是定质量的定比热容的完全气体；喷入大气中的燃气与大气进行定压的放热过程。

根据上述假设得到的涡轮喷气发动机的理想循环，被称为布莱顿循环，也叫做等压加热循环，其 $p-v$ 图，如图 1-8 所示。

布莱顿循环由 4 个基本热力过程组成，分别是：绝热压缩过程，在进气道 (0-1) 和压气机 (1-2) 中进行；等压加热过程，在燃烧室 (2-3) 中进行；绝热膨胀过程，在涡轮 (3-4) 和喷管 (4-5) 中进行；等压放热过程，在外界大气 (5-0) 中进行。

布莱顿循环热效率的高低主要取决于发动机的增压比，而与加热量无关。发动机的增压比越大，循环的热效率越高。

1.2.4 涡轮喷气发动机推力产生的原理

涡轮喷气发动机不同于航空活塞式发动机，它既是热机，又是推进器。作为热机，它把热能转换为机械能，以进出口动能之差表示它的循环功；作为推进器，是因为进出口速度的变化，有动量差，因而产生了推力。

用牛顿第二、三定律说明推力的产生：空气以速度 C_0 流入发动机，而燃气以 C_5 流出发动机，如图 1-9 所示， C_5 大于 C_0 ，说明气体流过发动机时被加速，由牛顿第二定律知，有力作用于气体，由牛顿第三定律知，有作用力就有反作用力，反作用力是气体对壳体的作用力，也就是推力。

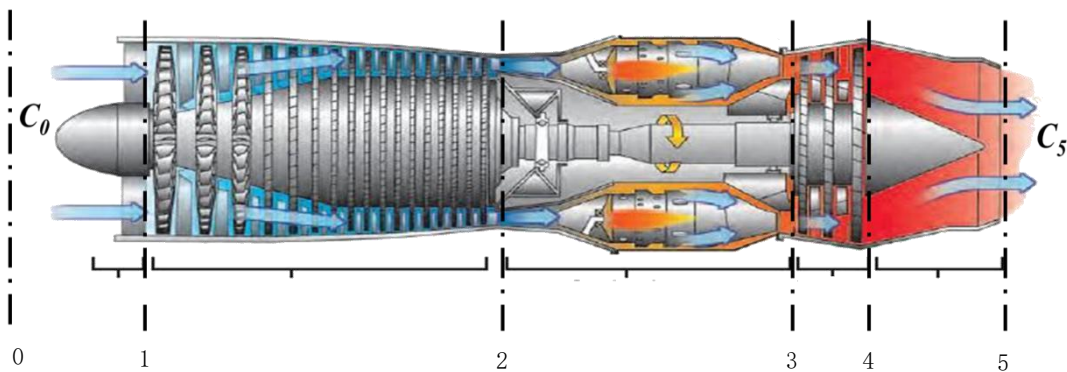


图 1-9 推力的产生

1.2.5 飞行速度和飞行高度对推力的影响

在实际飞行中，多种因素都会影响燃气涡轮发动机的性能。一般来说，如果发动机的燃油消耗率一定，发动机产生的推力受进入发动机入口的空气温度和压力影响。

1) 飞行速度的影响：在气体流过发动机的空气流量不变的情况下，气体速度增量越大，推力越大，气体速度增量越小，推力也越小，同时，气体速度增量增加会使发动机的耗油率增加，发动机经济性变差。

2) 飞行高度的影响：当飞行高度增加时，外界的大气压力和大气温度都会下降，大气压力降低，空气密度减小，空气流量减小，推力减小；大气温度降低，空气密度增大，空气流量增大，推力增大。总体来说，随着飞行高度增加，大气密度减小，空气流量减小，推力减小。

1.3 发动机参数

1.3.1 推力及其相关参数

对燃气涡轮发动机而言，发动机推力是发动机的最主要性能参数。发动机的推力只能在地面发动机试车台架上准确测出，对于给定的发动机实际使用时可以通过发动机的工作参数来间接表征发动机推力大小。一般用来表征发动机推力的基本参数有：转速 n 和压力比 EPR

等等。

1. 单位推力

发动机的推力与每秒钟流过发动机的空气质量流量之比，叫做发动机的单位推力。

单位推力是涡轮喷气发动机最重要的性能参数之一，它的意义是每秒一公斤空气质量流量能产生多少牛顿的推力。空气是取之不尽的，但因为流过发动机的空气流量，在一定程度上决定了发动机的尺寸和重量，所以，在给定飞行条件，发动机尺寸和重量的情况下，单位推力越大，发动机的推力也就越大。

2. 推重比

发动机的推力和发动机的净重之比，称为推重比。

推重比是一个综合性的性能指标，它不仅体现涡轮喷气发动机的气动热力循环方面的水平（如高的单位推力），也体现结构方面的水平。目前，涡轮喷气发动机在地面时的推重比为 $3.5 \sim 4$ ，涡轮风扇喷气发动机已达 10 以上。

3. 转速

当油门前推时，进入燃烧室的燃油量增加，涡轮前温度增加，涡轮功增加，发动机转速增加，压气机增压比增加，进入发动机的空气流量增加；同时，燃气的膨胀能力增加，有更多的能量在喷管中转换成气体的动能，从而排气速度增加。所以，发动机推力随着发动机转速的增加而增大，发动机转速是影响发动机推力的最主要参数。这样，就可以通过测量发动机转速的大小来反映此时推力的大小。

由于发动机转速容易测量，测量精度也较高；同时，发动机转速不仅是影响发动机推力的最主要参数，而且还可以较全面的反映发动机承受的机械负荷的大小，反映发动机的强度和发动机状态，所以，发动机转速可表征发动机推力大小，并作为推力设置的最基本参数。对于双转子涡轮风扇发动机，一般用 N_1 表示低压转子转速（即风扇转速）， N_2 表示高压转子转速。

高涵道比涡扇发动机，由于发动机推力主要由外涵风扇产生，所以常用发动机低压转子转速 N_1 来表征发动机推力大小。如：GE90 和 CFM56 涡扇发动机都是用风扇转速 N_1 来表征发动机推力大小的。

4. 发动机压力比

发动机压力比 EPR 一般是指涡轮出口总压与压气机进口总压之比。对于高涵道比涡轮风扇发动机，由于发动机的推力主要由外涵的风扇产生，因此，一些发动机压力比的测量的是风扇出口气体总压与风扇进口气体总压之比，也称为外涵 EPR。

发动机压力比 EPR 描述了气体在发动机内获得的总压增量。EPR 越高，气体在发动机内获得的机械能增量越大，气体在喷管内膨胀能力越强，排气速度越高，发动机推力越大。所以，发动机 EPR 值可以反映发动机推力的大小，并且当发动机转速一定时，其他因素的变化对推力的影响，也可以通过 EPR 值反映出来。因而发动机压力比 EPR 可以更为准确的反映发动机推力的变化。目前，部分涡扇发动机采用 EPR 来表征发动机推力大小，并作为推力设置的最基本参数。如：PW4000、V2500 涡扇发动机通过内涵 EPR 来表征发动机推力的大小，RB211 涡扇发动机通过外涵道 EPR 来表征发动机推力的大小。

1.3.2 发动机效率参数

发动机工作时,燃料燃烧后所放出的热能,并不能全部用来对飞机做功,推动飞机前进,还有很大一部分能量在转换成推进功的过程中损失掉了,能量损失的大小可通过发动机的效率来描述。

1. 热效率

从发动机的推力产生可以看出,燃料燃烧释放出的热能,通过发动机各部件的工作,部分能量转换成气体的动能,使气体在发动机中获得速度增量,从而产生推力。燃料的理论放热量,不可能全部转换成气体动能增量,其中损失的能量有:

- (1) 高温燃气自喷管喷出时所带走的热量;
- (2) 发动机表面的散热损失和滑油所带走的热量;
- (3) 燃烧室中不完全燃烧和燃烧产物的离解损失,因未释放出热能的燃料及中间燃烧产物的热量最终也随燃气排出发动机。

涡轮喷气发动机作为热机,将燃油的化学能转变为通过发动机气流的动能增量。发动机气流动能增量与燃油完全燃烧所放出的热量之比,称为涡轮喷气发动机的热效率,它表明了涡轮喷气发动机作为热机的经济性。目前燃气涡轮发动机的热效率为25%~40%。

2. 推进效率

涡轮喷气发动机作为推进器,将发动机气流的动能增量转变为发动机的推进功。发动机的推进功与发动机气流的动能增量之比,称为涡轮喷气发动机的推进效率,它描述了发动机由气体动能增量转变成飞机推进功过程中能量损失大小,表明了涡轮喷气发动机作为推进器的经济性。遗留在空中的动能损失越少,推进效率越大。目前燃气涡轮发动机的推进效率一般为50%~75%。

3. 总效率

涡轮喷气发动机的总效率表示加入燃烧室的燃油完全燃烧时放出的热量,有多少转变为推动飞机前进的推进功。发动机总效率等于其热效率与推进效率的乘积。总效率描述了发动机由热能转变成推进功过程中的能量损失大小,评定了燃气涡轮发动机作为产生推力的动力装置的经济性。目前,燃气涡轮发动机总效率约为20%~32%。

1.3.3 发动机其它主要参数

1. 涡轮前燃气总温

最重要、最关键的一个参数,也是受限制的一个参数,对于单转子涡轮喷气发动机,如图1-9所示,涡轮前燃气总温可以用符号 T_3^* 来表示。涡轮前燃气总温的高低表示了发动机性能的高低,在使用过程中它不应超过允许的最高值,否则会烧坏涡轮等高温部件。因为,涡轮前燃气总温分布不均,测量很困难,在实际使用中不进行测量。

2. 发动机排气温度

发动机排气温度常用符号EGT表示,一般它是低压涡轮后燃气的总温,它是燃气发动机实际使用中的重要监控参数,现代飞机上通常采用多点并列的镍铬-镍铝材料热电偶测量EGT,EGT的高低反映了发动机涡轮前总温的高低,每台发动机都有不应超过允许的最高值,

即红线 EGT。

3. 燃油流量

发动机燃油流量常用符号 FF 表示，虽然在同一类别的不同发动机之间，在一次规定的飞行中所消耗的燃油量会略有不同，但是对于发动机顺利工作和测定飞行中正在消耗的燃油量来说，燃油流量可以提供一种很有用的指示。

4. 振动值

发动机振动值常用符号 VIB 表示，燃气涡轮发动机具有极低的振动幅度，由于潜在的或内部故障所引气的振动可能不会被发觉而忽视。因此，燃气涡轮发动机上装有振动指示器，它连续地监视发动机的振动水平。

1.3.4 经济性能指标

1. 燃油消耗量

发动机单位时间内消耗的燃油量称为燃油消耗量。每秒钟燃油消耗量的单位为 kg/s；每小时的燃油消耗量单位为 kg/h。

推力相等的发动机，可以用燃油消耗量来比较它们的经济性，燃油消耗量小表示经济性好；但是，推力不相等的发动机，它不能表明发动机的经济性。因此，必须引入单位燃油消耗率，才便于比较发动机经济性能的好坏。

2. 耗油率

产生一牛顿（或十牛顿）推力每小时所消耗的燃油量，称为单位燃油消耗率。它是在一定飞行速度下的经济性指标。

在一定的飞行马赫数下，单位燃油消耗率和总效率成反比。由此可见，单位燃油消耗率在一定的飞行速度下，表示了发动机的经济性。只有在同一飞行速度下来比较两个发动机的经济性时，使用单位燃油消耗率才是合理的。

第2章 发动机特性

2.1 发动机的工作状态

2.1.1 发动机的状态

飞行中不同的飞行阶段对发动机的推力（功率）有不同要求，因而发动机对应有不同的工作状态。实际飞行中，油门杆在不同的位置，对应了发动机不同的转速，给定了不同的发动机状态，由发动机推力和燃油消耗率随发动机转速变化曲线，可以得到常见的以下几种发动机状态。

1. 起飞状态

飞机起飞时，发动机在最大转速和最高涡轮前温度时的状态，此时发动机可发出最大推力（功率），也叫最大状态。

发动机在起飞状态下工作时，由于转速和涡轮前温度最高，发动机各部件承受的负荷最大，因此，发动机在起飞状态连续工作时间一般不超过5min。使用中，要防止发动机超温、超转、超时。

飞机在紧急起飞，短跑道起飞，高温、高原机场起飞时，为了尽可能缩短起飞滑跑距离，可使用发动机最大状态。飞机复飞时，为了获得最大上升率，也可使用最大状态。

2. 最大连续状态

最大连续状态是发动机可长时间连续工作时批准使用的工作状态。

最大连续工作状态下，发动机能连续工作，没有工作时间限制。但是为了延长发动机的在翼寿命，正常情况下不使用该状态，只有特殊情况下才使用。如双发飞机单发飞行时，为满足推力需求，可以使用最大连续推力。

3. 爬升状态

爬升状态是飞机爬升时，发动机所允许使用的最大推力状态。

4. 巡航状态

飞机作巡航飞行时所使用的发动机状态，该状态下，发动机的转速和涡轮前燃气总温离最大限制值较远，在该状态下，发动机的工作时间不受限制，巡航状态用于飞机长时间和远距离飞行。

5. 慢车状态

慢车状态是发动机稳定、连续工作的最小转速工作状态。慢车状态用于飞机着陆，快速

下降、地面滑行和发动机冷转等，由于在这一状态下涡轮前总温较高，所以，在这一状态下发动机的使用时间也受限制。

慢车转速较低，慢车推力较小，可以改善飞机的着陆及滑行性能。但慢车转速过小，会影响在空中飞行的飞机及发动机的一些性能，如：大雨中飞行，发动机容易熄火；发动机引气量不足，影响飞机和发动机防冰的可靠性等。所以，有些发动机的慢车状态分为进近慢车（或高慢车）状态和地面慢车（或低慢车）状态。当飞机在空中，油门收到最后时，保持飞行慢车状态；当飞机主轮着地后，自动转换成地面慢车状态，从而满足飞机和发动机性能的需要。

需要说明的是，发动机状态及使用特点，随具体的飞机和发动机性能而有所不同，实际使用中应根据各具体飞机手册的要求使用。

2.1.2 额定平功率和排气温度裕度

1. 额定平功率

为了保证发动机工作时，转速、温度和压力都不要超过发动机结构所允许的极限值，发动机规定了其额定起飞推力（功率）。工作过程中，发动机控制系统不会让发动机超过此额定推力。发动机所产生的推力是随外界温度变化而变化的。当大气温度升高后，发动机的进气量会下降，而引起发动机推力下降。为了不使发动机推力下降，就必须多给发动机供油，提高发动机转速，相应的发动机排气温度就会升高。但发动机排气温度是受热端部件限制的，排气温度最高只能到允许的最大值，当排气温度达到最大值后，大气温度再升高，发动机控制系统只能通过控制供油量来使排气温度保持在允许的最大值，但由于进气量的下降，发动机的推力也就只能下降了。一般把发动机额定起飞功率（推力）开始下降的温度，叫做拐点温度。为了使发动机能在较广的外界大气温度范围内，都能产生额定起飞推力，现代民用涡扇发动机设计时都给出了这一拐点温度（也叫平功率温度），拐点之前发动机总能产生额定起飞推力，即在拐点温度前，大气温度升高，发动机额定功率保持不变，这也叫额定平功率（见图 2-1）。对于大多数民用涡扇发动机来说，拐点温度一般在 30℃ 左右。

2. 排气温度裕度

排气温度裕度 EGTM (Exhaust Gas Temperature Margin, 也称 EGT 裕度) (见图 2-1) 定义为：海平面标准大气压下，发动机在拐点温度时，额定平功率状态时的实际燃气温度与有关技术文件规定的限制值（红线值）之间的差值，它的大小是发动机性能衰退的一个重要标志。随着发动机性能衰退，EGTM 降低，当 EGTM 为零或负值时，在使用额定平功率起飞时排气温度可能超过最大允许极限值，从而损坏发动机，因此发动机 EGTM 大小通常作为航空公司执飞航线选择和性能换发依据，对于执飞高原航线或双发延程飞行航线 ETOPS (Extended-range Twin-Engine Operations) 要求的发动机，EGTM 具有更高的要求。

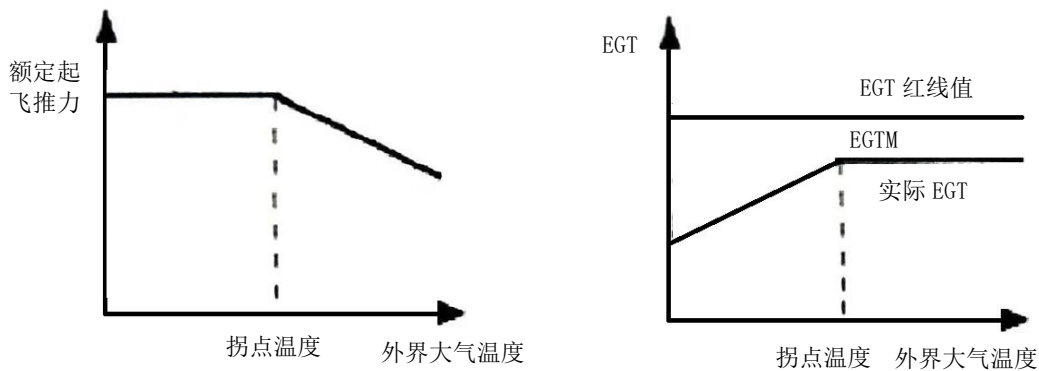


图 2-1 额定平均率和 EGT

2.2 压气机和涡轮的共同工作

单轴涡轮喷气发动机压气机和涡轮用一根轴相连接，在压气机和涡轮之间装有燃烧室，这就组成了一个燃气发生器，燃气发生器加上进气道和喷管组成单轴涡轮喷气发动机。尽管目前很少用单轴涡轮喷气发动机作为航空动力装置，但是，它是分析其它类型燃气涡轮发动机的基础，同时，单轴涡轮喷气发动机的燃气发生器是其它各种类型燃气涡轮发动机的核心机。通过学习单轴涡轮喷气发动机，可以由浅入深建立各主要部件之间的相互制约关系和相互匹配要求，为学习其它各种类型燃气涡轮发动机打下良好基础。

通常把燃气发生器的共同工作，称为压气机和涡轮的共同工作，当发动机某一部件工作情况发生变化时，往往通过压气机和涡轮的共同工作来影响发动机的总体性能。

发动机工作时，压气机与涡轮组成的转子不停地转动，按转子转动的情况，可以把发动机的工作分为稳定和过渡两种状态。

2.2.1 发动机稳态下的共同工作

发动机工作时，压气机与涡轮组成的转子是在不停的转动着，按照转子转动的具体情况，可以把发动机的工作分为稳定和过渡两种状态。稳定工作状态是指发动机在某一转速连续工作，即转速恒定不变的状态。

1. 稳定工作的条件

单转子涡轮喷气发动机稳态下的共同工作条件有：

1) 转速一致

单轴涡轮喷气发动机压气机和涡轮用一根轴相连接，压气机和涡轮转速一致。

2) 流量连续

对于压气机设有放气装置的发动机来说, 流过涡轮的燃气流量等于流过压气机的空气流量与在燃烧室内加入的燃料流量之和, 再扣除由压气机引往其他部分(如对涡轮进行冷却)的空气量。一般认为加入的燃料流量与扣除的空气流量近似相等。所以, 可以认为流过涡轮的燃气流量与流过压气机的空气流量相等。

3) 压力平衡

涡轮进口总压等于压气机总压乘以燃烧室总压恢复系数。

4) 功率平衡

在涡轮喷气发动机中, 涡轮发出功率用来转动压气机和其它附件, 因为附件消耗的功率很小(一般为压气机功率的1.5~2.0%), 可以忽略不计, 所以, 发动机转速取决于涡轮功率和压气机功率。要保持发动机转速不变, 必须保证发动机转子功率的供需平衡, 使涡轮功率等于压气机功率。

2. 如何保持稳定工作状态的共同工作

当发动机工作时外界条件变化或发动机某一部件的几何参数变化时, 由于涡轮与压气机功率的变化不完全相同, 涡轮功率不能始终等于压气机功率, 破坏了涡轮功率与压气机的平衡, 发动机转速便发生变化。

例如, 飞行高度升高时, 由于大气密度减小, 发动机的空气流量减小, 压气机功率和涡轮功率都要减小。但是, 如果此时供油量保持不变, 涡轮前燃气温度就会升高, 涡轮功率就会比压气机功率小得少一些, 使涡轮功率大于压气机功率, 发动机转速就会增大, 发动机便不能继续在原来的转速成稳定地工作。因此, 随着飞行高度的升高, 应该适当地减小供油量来控制涡轮前燃气温度使涡轮功率等于压气机功率。

由此可见, 为了保持发动机在某一转速稳定工作, 必须随着发动机工作条件的变化, 调节供油量来控制涡轮前燃气温度, 使涡轮功率等于压气机功率。

2.2.2 发动机过渡态下的共同工作

在实际使用中, 发动机不但会处于某一个稳定工作状态(即稳态), 而且会根据实际使用的需要, 从一个稳定工作状态过渡到另一个稳定工作状态, 这时发动机的转速在变化着。转速在变化着的工作状态, 叫做过渡工作状态(即动态)。不考虑发动机转速和它的工作过程参数与性能参数随时间的变化, 称为稳态过程; 考虑它们随时间的变化, 称为动态过程。动态过程包括: 转速增大的工作过程叫做加速过程; 转速减小的工作过程叫做减速过程; 转速从0加速到慢车转速的工作过程叫起动过程。另外, 由于发动机起动过程的特殊性, 在有的教材中发动机起动过程也是一种过渡工作状态。

1. 加速状态下压气机与涡轮的共同工作

要使发动机从某一转速增加到另一转速，涡轮功率必须大于压气机功率。通常把涡轮功率与压气机功率之差叫做剩余功率。所以也可以说发动机加速的必要条件是要有剩余功率。

改变发动机转速的最好方法是，改变涡轮前燃气温度以改变涡轮功率。而涡轮前燃气温度的改变，可以借操纵供油量来实现。当快推油门时，发动机转速快速上升的能力叫做加速性。通常以慢车转速上升到最大转速的时间来表示加速性的好坏。加速时间越短，加速性越好。这一加速性对飞机的安全着陆具有非常重要的意义。

发动机处于稳定工作状态时，涡轮功率等于压气机功率，打破平衡工作的因素是加油，油门杆前推，使涡轮前燃气温度高于在同一转速下稳态工作时的涡轮前燃气总温。涡轮功率增加，涡轮功率大于压气机功率，出现了剩余功率；发动机转速增加。

供油量增加得多，涡轮前燃气温度就高，剩余功率就大，发动机的加速性就好。但是，供油量不能增加得过多。限制供油量增加的主要原因有如下三方面：

1) 涡轮前燃气总温不能超温

涡轮前燃气总温不能超温，否则，就有烧坏涡轮叶片的危险。

2) 不能引起压气机喘振

过高的涡轮前燃气总温会使曲线穿过压气机的喘振边界曲线，这是不允许的。

3) 不能引起富油熄火

在低转速范围内，本来就处于富油情况下工作，在加速时，加油过急，就有可能造成富油熄火，此外，在飞行高度较高时，也容易在加速时出现富油熄火。

大气温度降低、大气压力升高或飞行速度增大时，引起空气流量增大，剩余功率随之增大，发动机加速过程经历的时间缩短，加速性变好，反之，大气温度升高，大气压力降低或飞行速度减小时，加速性变差。

飞行高度升高时，除了因空气流量减小、加速性变差外，还由于高空燃烧条件变差，稳定燃烧范围缩小，加速时供油量的增加受到限制，所以，加速时涡轮前燃气温度可能提高的数值比地面的小，使涡轮功增大得比地面的少，以致剩余功率减小，加速性变差。发动机加速性，高空比低空差，低速飞行比高速飞行差，夏天比冬天差。

2. 减速状态下压气机与涡轮的共同工作

涡轮功率小于压气机功率时，发动机便处于减速状态。就是说，要减小发动机转速，就要收油门手柄，减小供油量，降低涡轮前燃气温度，使涡轮功率小于压气机功率。

减速过程中，在任何一个转速下的供油量，都要比用同一个转速稳定工作时的小；空气流量却因为涡轮前燃气温度低而比稳定工作时的大。因此，减速状态下的混合气，比相应的稳定工作状态下要贫油，即余气系数比稳定工作时大。如果供油量减小得过多时，因为余气系数过大，会超过贫油极限而熄火停车，因此，减速时收油门不能过快。飞行高度越高，燃烧条件越差，稳定燃烧范围越小，供油量越不能过多地减小，否则会超过该高度的贫油极限而停车，所以减速收油门，在高空更要注意。

2.3 发动机特性

发动机的推力和燃油消耗率随着发动机转速、飞行速度和飞行高度的变化规律叫做发动机特性。发动机特性包括：转速特性、高度特性和速度特性。

2.3.1 转速特性

保持飞行高度和飞行速度不变的情况下，发动机推力和燃油消耗率随发动机转速的变化规律叫发动机转速特性，如图 2-2 所示。

由图 2-2 可以看出：推力随转速的增大一直增大，而且转速越大，推力随转速增大而增长的越快。燃油消耗率随转速的增大而减小，到接近最大转速时，又略有增大。

大气温度上升，空气密度减小，在同样的转速下，流过发动机的空气流量减小，压气机增压比下降，使发动机推力减小，使燃油消耗率增加。大气压力上升，使总压上升，造成流量和沿流程各截面上的总压增加，推力增加，但燃油消耗率不受影响。

大气湿度上升，空气密度下降，空气流量下降，发动机推力将下降。大气湿度上升，空气的定压比热增大，要达到原来的燃烧室出口温度，就必须多喷油，所以发动机的燃油消耗率上升。

2.3.2 高度特性

在给定的调节规律下，保持发动机的转速和飞行速度不变时，发动机的推力和燃油消耗率随飞行高度的变化规律叫高度特性，如图 2-3 所示。

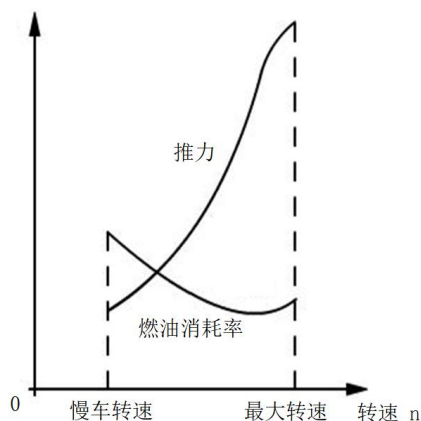


图 2-2 转速特性

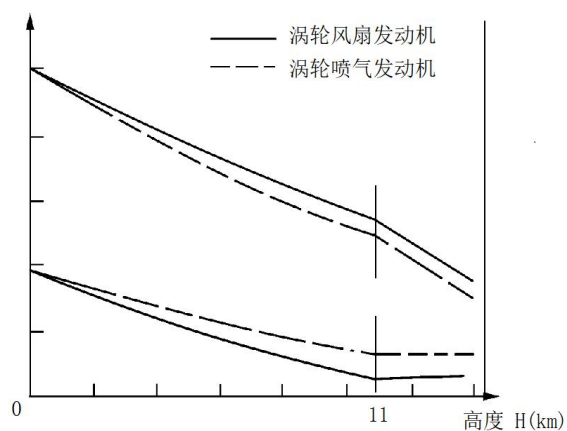


图 2-3 高度特性

飞行高度改变时，大气压力、大气温度和密度都随之变化。在 11,000m 以下，随着高度的增加，大气压力、大气温度和密度都下降；在 11,000m 以上的同温层，大气温度不随高度而变化，大气压力和密度随高度的增加而继续下降。

由图 2-3 可以看出：

- 1) 在对流层 $H \leq 11,000$ 米时，随着飞行高度的增加，发动机推力下降，燃油消耗率下降；
- 2) 在同温层 $H > 11,000$ 米时，随着飞行高度的增加，发动机的推力随高度的增加而继续下降，而且下降得更快一些，而燃油消耗率保持不变。

2.3.3 速度特性

在给定的调节规律下，保持发动机的转速和飞行高度不变时，发动机的推力和燃油消耗率随飞行速度（或马赫数）的变化规律叫速度特性，如图 2-4 所示。

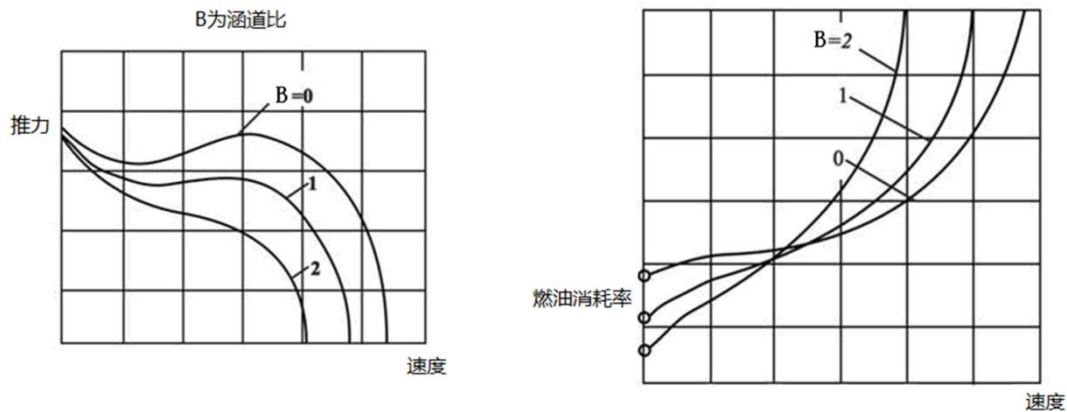


图 2-4 速度特性

由图 2-4 可以看出：随着飞行马赫数的增大，发动机的推力开始略有下降或缓慢增加，而在超音速范围内增加较快，当马赫数继续增加时，推力转为下降，直至推力为零。燃油消耗率随着马赫数的增大而增大，且在高马赫数范围增加得更为急剧。

涡轮风扇发动机的推力随飞行速度的变化规律，与涵道比的大小密切相关。涵道比小的涡轮风扇发动机，它的推力随飞行速度的变化情形与涡轮喷气发动机的相同，随着飞行速度增大，起初推力减小，而后推力增大，也是呈“马鞍形”。

第二部分 涡轮发动机类型和结构

第 3 章 进气道

3.1 进气道概述

发动机安装在飞机的机身里或单独的发动机短舱里，必须要有空气进口管管道系统向发动机提供它所需要的空气。从飞机发动机进口到发动机压气机进口这一段管道，称为进气道。压气机进口处的气流 M 数，通常不大于 0.6~0.7。因此，在飞行中，当飞行 M 数大于压气机进口的气流 M 数时，进气道还起着把气流速度滞止下来的作用，把气流的速度动能转变为压力的升高。所以，有时也把进气道称为进口扩压器。

进气道的主要作用是：

- 1) 在各种状态下，将足够量的空气，以最小的流动损失，顺利地引入压气机。
- 2) 当压气机进口处的气流马赫数小于飞行马赫数时，通过冲压压缩空气，提高空气的压力。

进气道可分为亚音速进气道和超音速进气道两大类。而超音速进气道又可分为内压式、外压式及混合式三种。由于民用飞机主要使用亚音速飞行，其采用的进气道几乎全是亚音速进气道。

3.1.1 亚音速进气道

1. 亚音速进气道的组成和工作原理

亚音速进气道由壳体和整流锥组成，整流锥有的分为前整流锥和后整流锥。它的进口部分为圆形唇口，进气道内部通道为扩张通道，使气流在进气道内减速增压，如图 3-1 所示。

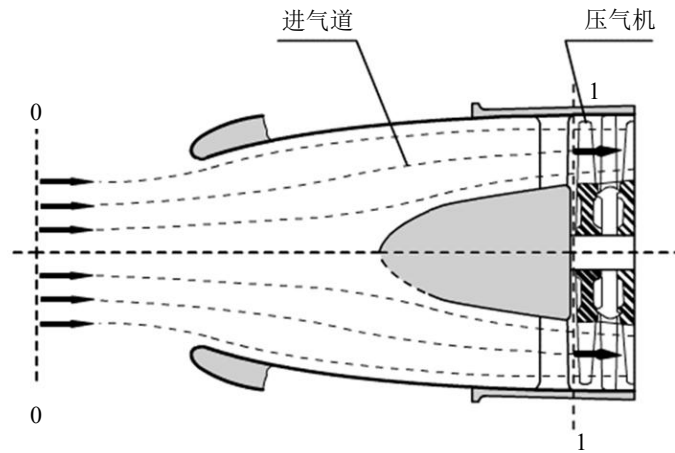


图 3-1 亚音速进气道

由于进气道前是一段扩张形的管道，流通面积逐渐变大，而前整流锥与壳体所构成的环形通道稍有收敛。所以在前一段气流参数的变化规律是：速度下降，压力和温度升高，也就是空气受到压缩，由于空气本身速度降低而受到的压缩叫做冲压压缩；整流锥后气流速度稍有上升，压力和温度稍有下降，这样可以使气流比较均匀地进入压气机保证压气机的正常工作。进气道内所进行的能量转换是动能转变为压力位能和热能。

进气道前气流未受扰动处的截面为 0-0 截面，气流速度与飞行速度大小相等，方向相反，进气道的进口和出口截面分别为 01-01 和 1-1 截面。

一定的进气道，它的进口流动模型取决于发动机的工作状态和飞行的 M 数。我们定义：进气道远前方截面的面积 A_0 与进气道唇口处的面积 A_{01} 的比值为流量系数 ϕ 。

飞机的飞行速度不断地变化，发动机工作状态也由驾驶员操作不断变化。进气道前方可以出现各种流态，其流量系数也不断变化，如图 3-2 所示。

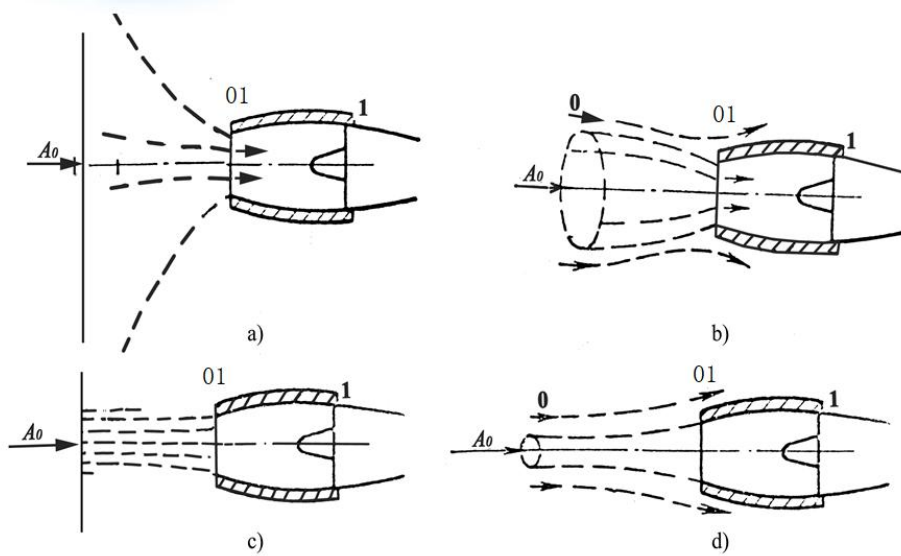


图 3-2 流量系数和流线谱

- (a) $M_0 = 0, \phi = \infty$; (b) $M_{01} > M_0, \phi > 1$;
(c) $M_{01} = M_0, \phi = 1$; (d) $M_{01} < M_0, \phi < 1$ 。

2. 亚音速进气道的主要参数

1) 总压恢复系数 σ_i^*

它是进气道出口气流总压和未受扰动截面的气流总压之比。

它用来衡量进气流动过程中损失的多少。总压恢复系数是小于 1 的一个数字，飞行中亚音速进气道的总压恢复系数通常为 0.94~0.98。

2) 冲压比 π_i^*

它是进气道出口处的总压与远方气流静压的比值。

冲压比越大，说明空气在压气机前的冲压压缩越大。大气温度不变，飞行速度增加时，冲压比增大。飞行速度不变，大气温度降低时，空气越易压缩，冲压比增大；反之，大气温度升高时，冲压比减小。飞行高度变化时，在 11,000 米高度以下，飞行高度升高时，大气温度降低，冲压比增大；在 11,000 米高度以上，飞行高度改变时，大气温度保持不变。冲压比也保持不变。空气在进气道中的流动损失增大，气体总压减小，冲压作用减弱，冲压比减小。

3.1.2 超音速进气道

由于发动机的压气机进口处的气流都是亚音速，超音速飞机上的进气道必须使进来的气流减速成亚音速气流。

超音速进气道分为：内压式、外压式和混合式三种类型，如图 3-3 所示。

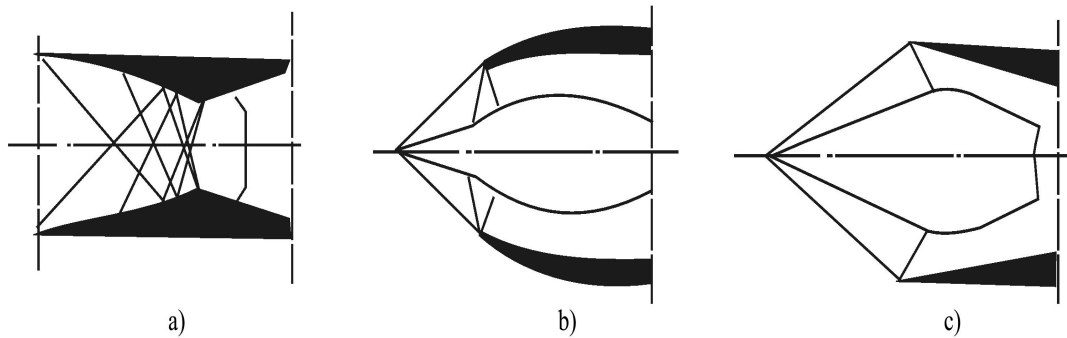


图 3-3 超音速进气道

a) 内压式; b) 外压式; c) 混合式

内压式: 内压式超音速进气道是一个先收敛后扩张形的管道。气流从超音速到亚音速完全在进气道之内完成, 使超音速气流变为亚音速利用扩压降速原理。内压式进气道存在着所谓“起动”问题, 妨碍着它的实际应用。

外压式: 外压式超音速进气道由外罩和中心体组成, 超音速气流流过中心体产生一道或多道斜激波加上最后一道正激波使超音速气流变为亚音速, 然后在扩张的通道内继续减速。外压式超音速进气道一般限于飞行马赫数为 2.0 以下时使用。

混合式: 混合式超音速进气道也是由外罩和中心体组成, 但是, 其进气道内通道与内压式超音速进气道相似的先收敛后扩张形的管道, 即由外压式和内压式组成。超音速气流在进气道外中心体产生一道或多道斜激波压缩后, 仍然是超音速, 再进入进气道以内继续压缩, 通过喉部或扩张段中的正激波转变为亚音速。

由于混合式超音速进气道兼有外压式和内压式进气道的优点, 飞行马赫数大于 2.0 的飞机上很多采用混合式进气道。

3.1.3 进气道防冰

当飞机穿越含有过冷水珠的云层或在有冷雾的地面工作时, 发动机和进气道前缘处会结冰。在这些位置结冰会大大影响通过发动机的空气流量, 引起发动机性能损失并可能会使发动机发生故障。而且, 由于工作时发动机振动, 因振动而脱落下来的冰块一旦被吸入发动机或撞击进气道吸音材料衬层, 也可能导致发动机损坏, 因此必须采取措施来防止结冰。

有两种基本的防冰方法: 涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机一般采用热空气防冰(见图 3-4), 涡轮螺旋桨发动机采用电加温或热空气与电加温混合的方式来防冰。防冰可通过热滑油沿进气道周围循环来补充热量。热空气系统在可能会结冰的地方为发动机提供表面加温。某型发动机采用组合防冰的方式。

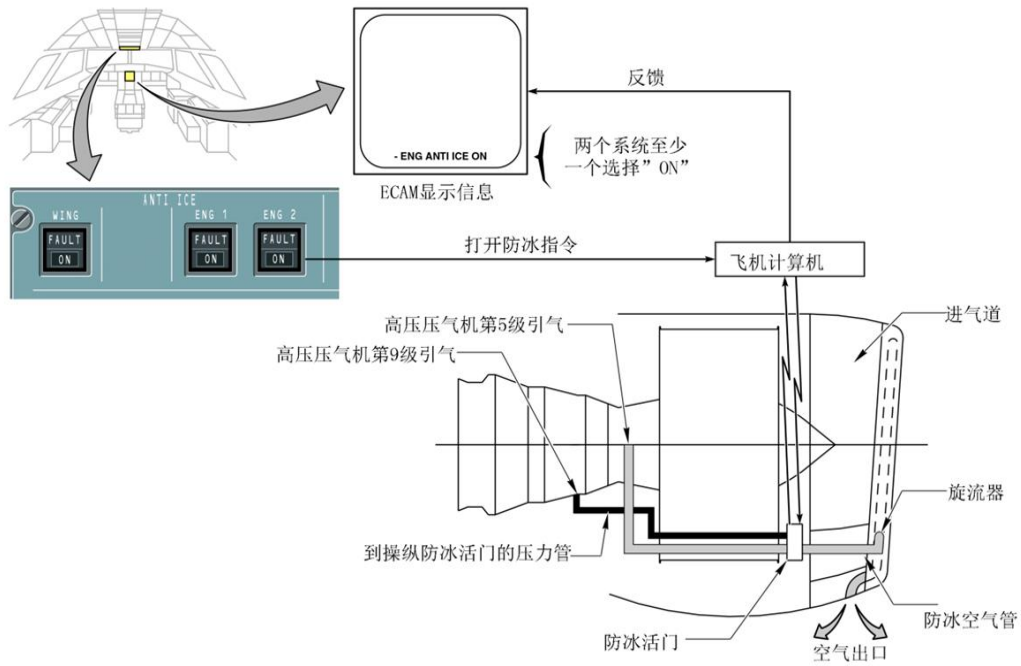


图 3-4 典型发动机的热空气防冰

防冰系统必须在该飞机使用要求范围内有效地防止冰的生成。防冰系统必须可靠，易于维护，不会过分增加重量，且在工作中不会引起发动机严重的性能损失。

3.2 典型发动机进气道维护介绍

3.2.1 典型发动机进气道的部件识别

1) 典型发动机进气道，如图 3-5 所示。



图 3-5 发动机进气道

2) 典型发动机的防冰空气管, 如图 3-6 所示。

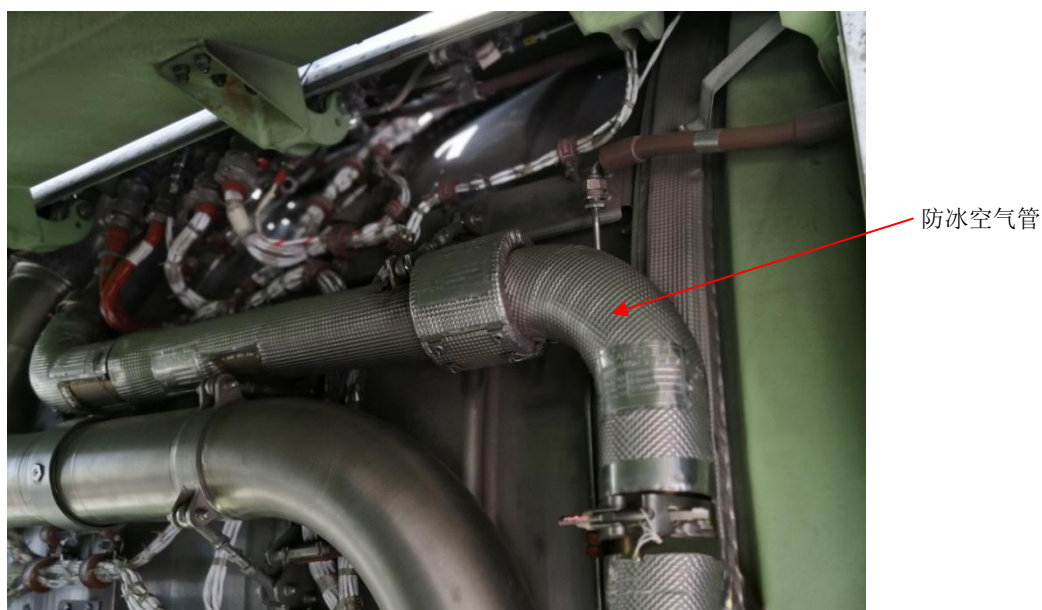


图 3-6 发动机的防冰空气管

3.2.2 典型发动机进气道的维护及安全注意事项

1. 进气道的常见维护工作

进气道在运行中容易发生鸟击等外来物损伤, 需仔细检查进气道前缘唇部等区域是否有凹坑、裂纹等损伤。

日常检查中也需仔细检查进气道前缘铆钉等紧固件是否有松动情况, 发现有松动的铆钉

及时处理，防止脱落打伤发动机。

进气道消音板在长期使用中可能会发生腐蚀，分层，严重情况下会脱落打伤发动机，造成严重后果，需严格按照维修方案要求执行检查工作。

2. 安全注意事项

发动机工作时，会吸入大量空气，排出高温、高速燃气，并产生很大噪声。为避免人员受伤和设备损坏，在飞机前、后都规定了危险区域，其大小随发动机的大小、位置、推力和风速的不同而不同。若进入进气危险区，会被吸入发动机。进入排气危险区，会被吹跑，并且高温排气也会造成伤害。危险区域的范围大小与发动机的功率状态有关，功率越大，范围就越大。不同的发动机，在其飞机维护手册中，对这些区域都有具体的规定。具体内容将在发动机监控与维护中详细介绍。

第4章 压气机

4.1 压气机的分类

压气机是燃气涡轮发动机中的一个重要组成部分，它接受涡轮的功对空气进行压缩，提高空气压力。

压气机的主要作用是：提高流过它的空气的压力，为燃气膨胀做功创造条件，从而提高热效率，改善发动机的经济性，增加发动机的推力。此外压气机还可用来引气，即从压气机某一级处引出具有一定压力和温度的空气，用于座舱增压、座舱空调、驱动有关装置以及调节一些部件和附件的温度等以满足发动机和飞机的不同需要。

压气机提高空气压力的方法，是利用高速旋转的叶轮，连续不断地对空气做功。通常按照气流沿着压气机转子流动和增压方式，如图4-1所示，可分为离心式压气机、轴流式压气机以及由轴流式压气机和离心式压气机组合在一起的混合式压气机。气流沿离开叶轮中心方向流动的叫离心式压气机；气流沿与叶轮轴平行方向流动的叫轴流式压气机。此外还有轴流式与离心式压气机混合而成的混合式压气机。目前，使用最广泛的是轴流式压气机，本章将做主要介绍。

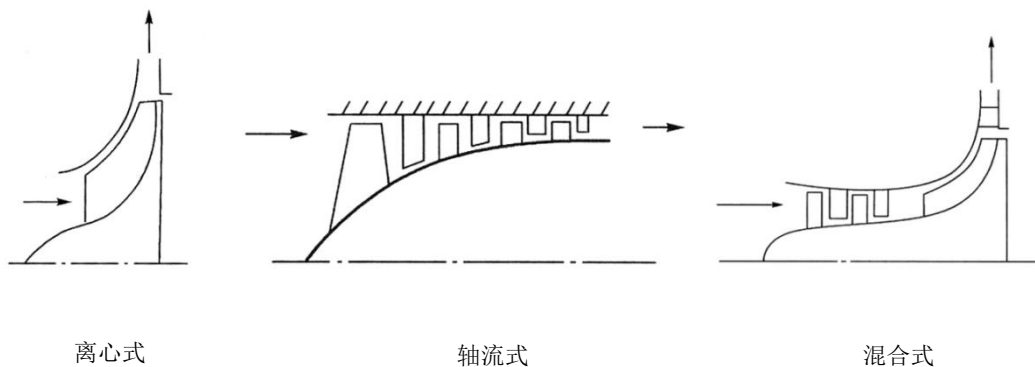


图4-1 压气机的分类

4.2 轴流式压气机的结构

轴流式压气机主要由两个基本部件组成，一个是旋转部件，即转子；一个是固定部件，即静子，如图4-2所示。转子的功用是对空气做功，压缩空气，提高空气的压力；静子使空

气扩压，继续提高空气的压力。

转子由多级工作叶轮组成而每级工作叶轮又由一排工作叶片、轮盘和轴组成，被支承在前后轴承上，并由涡轮带动高速旋转，对气流做功。在双转子涡轮喷气发动机中，压气机转子又分为低压转子和高压转子；在双转子涡扇发动机中，低压转子就是风扇转子或者是风扇转子和低压压气机转子的组合，两个转子没有机械上的固定联系，各自以不同的转速旋转。压气机转子一般是简支的，也有些是悬臂支承，或部分轮盘外伸。

静子是静止组合件的总称，由整流器和机匣组成，每个整流器都包括一排整流叶片和内外环组成的圆环，所以又称整流环。各级整流器都固定在机匣上。在单转子涡喷发动机中，压气机机匣由进气装置，整流器机匣和扩压器机匣组成。在双转子涡扇发动机中，在风扇与压气机之间还有一分流机匣，将内外涵道的气流分开；在高低压压气机之间有一中间机匣，将气流由低压压气机顺利地引入高压压气机。

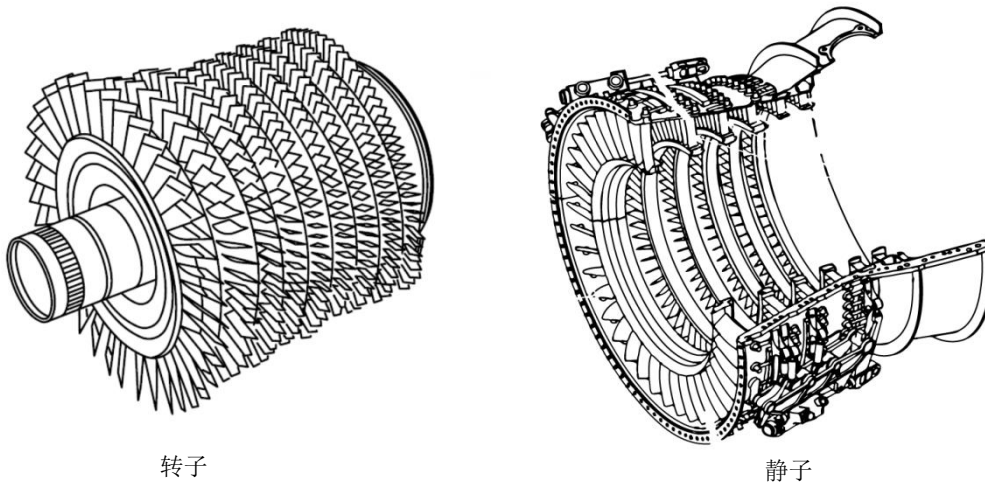


图 4-2 轴流式压气机的组成

4.2.1 轴流式压气机的转子

1. 转子的基本形式

压气机转子的基本形式有三种，鼓式、盘式和鼓盘式。如图 4-3 所示。

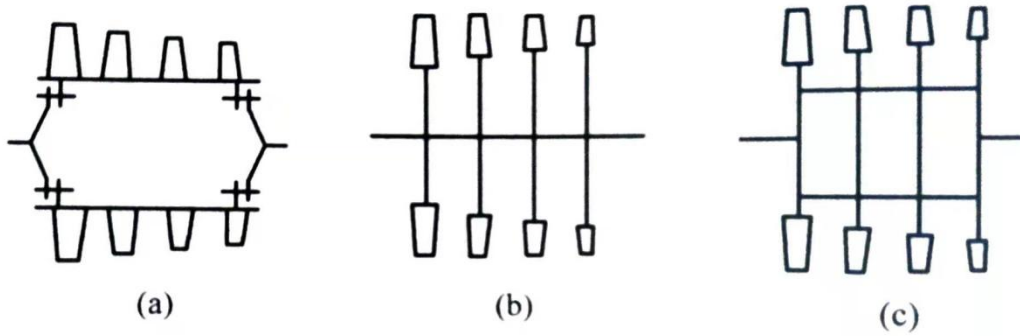


图 4-3 压气机转子的基本形式

1) 鼓式转子的基本构件是一圆柱形或圆锥形鼓筒，借安装边和螺栓与前、后半轴连接。鼓筒外表面加工有环槽或纵槽，用来安装转子叶片。作用在转子上的主要负荷（叶片和鼓筒的离心力，弯矩和扭矩）由鼓筒承受和传递。鼓式转子结构简单，零件数目少，加工方便，具有较高的抗弯刚性，但是承受离心载荷能力差，只能在圆周速度较低的条件使用。CFM56 发动机低压压气机的转子采用的就是鼓式转子，如图 4-4 所示。

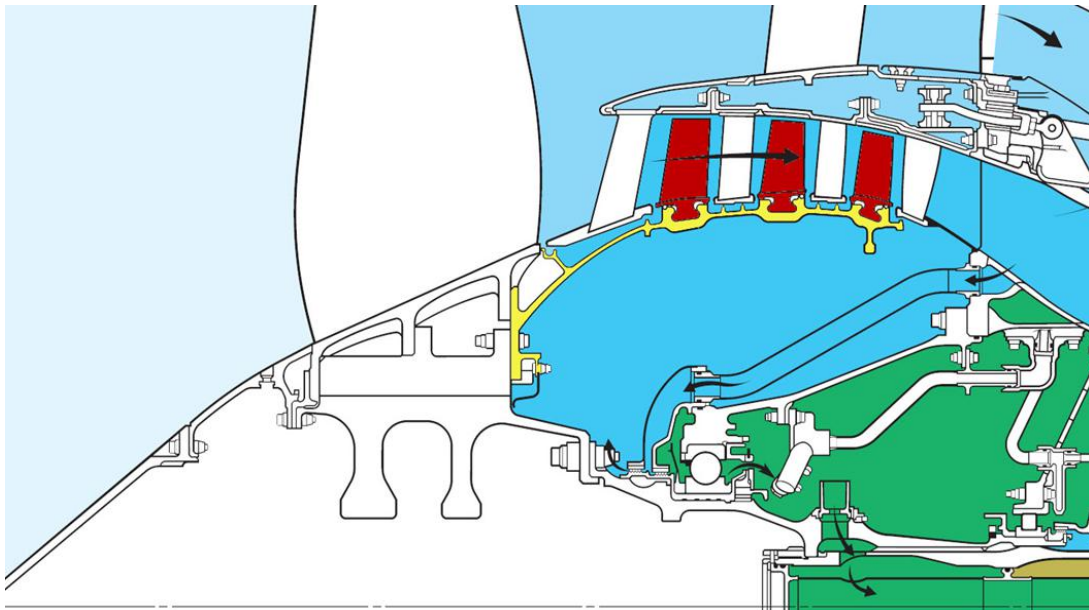


图 4-4 CFM56 发动机低压压气机的转子

2) 盘式转子由一根轴和若干个轮盘组成，用轴将各级轮盘连成一体。盘缘有不同形式的榫槽用来安装转子叶片。盘心加工成不同形式，即用不同的方法在共同的轴上定心和传扭。盘式转子的优点是承受离心载荷能力强，但是抗弯刚性差。

3) 鼓盘式转子由若干个轮盘，鼓筒和前、后半轴组成。盘级有各种形式的榫槽用来安装转子叶片。级间连接可采用焊接，径向销钉，轴向螺栓或拉杆，转子叶片，轮盘和鼓筒的离心力由轮盘和鼓筒共同承受，扭矩经鼓筒逐级传给轮盘和转子叶片，转子的横向刚性由鼓

筒和连接件保证。鼓盘式转子兼有鼓式转子抗弯性好和盘式转子的强度高的优点，得到了广泛的应用。CFM56 发动机高压压气机的转子采用的就是鼓盘式转子，如图 4-5 所示。

由于转子是一个高速旋转的承力件，若转子零组件的定心不妥，转子装配不当，平衡不好，横向刚性不足，当压气机高速工作时，转子就会剧烈振动而影响发动机正常工作。目前，发动机上常采用以下几种形式的转子：用径向销钉联接的鼓盘式转子；用若干根拉杆或螺栓联接的鼓盘式转子和焊接的整体式转子。

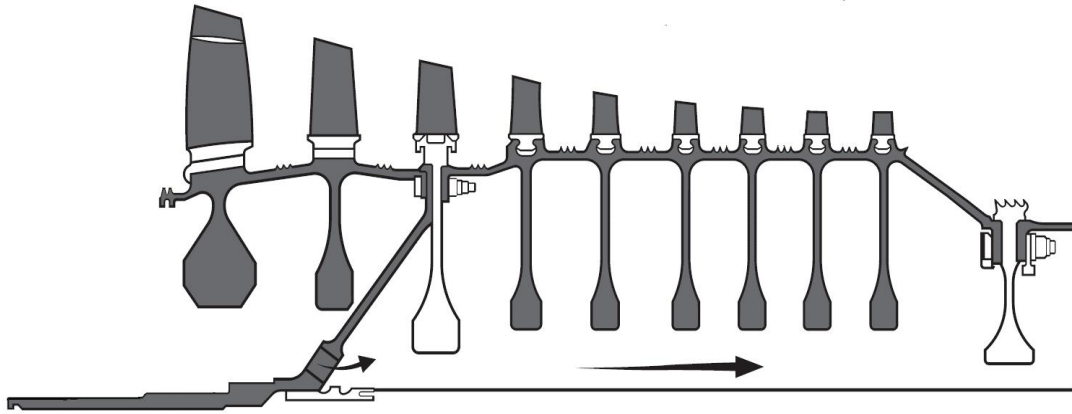


图 4-5 CFM56 发动机高压压气机的转子

2. 转子叶片

转子叶片是轴流式压气机最重要的零件之一，它主要由叶身和榫头组成。老式的发动机风扇叶片叶身中部带有减振凸台（见图 4-6）或加强筋，以避免发生共振，损伤叶片。现代发动机采用宽弦风扇叶片，无减振凸台或加强筋，为了减轻重量采用了带蜂窝夹层结构的钛合金叶片。

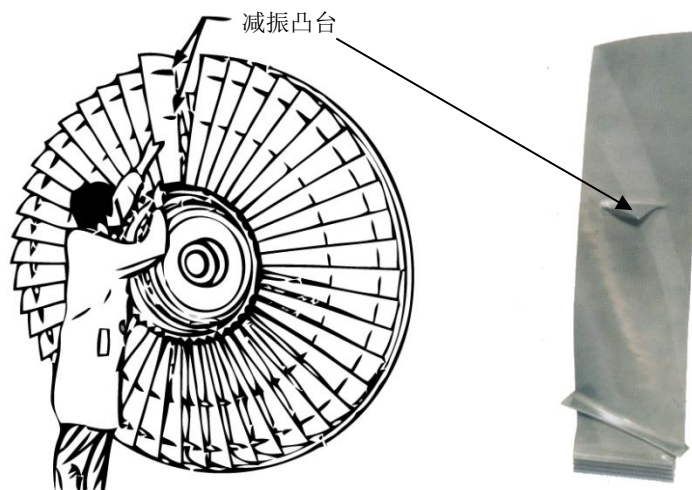


图 4-6 风扇叶片

轴流式压气机转子叶片榫头的形式有销钉式、燕尾形和枞树形。如图 4-7 所示。在轴流

压气机上广泛采用燕尾形榫头，榫头尺寸较小，重量较轻，并能承受较大的负荷；榫槽采用拉削加工，生产率高，加工方便。叶片榫头必须槽向固定，防止叶片在气体力和离心力的槽向分力作用下在槽内移动，保证压气机可靠工作，保持整个转子的平衡。

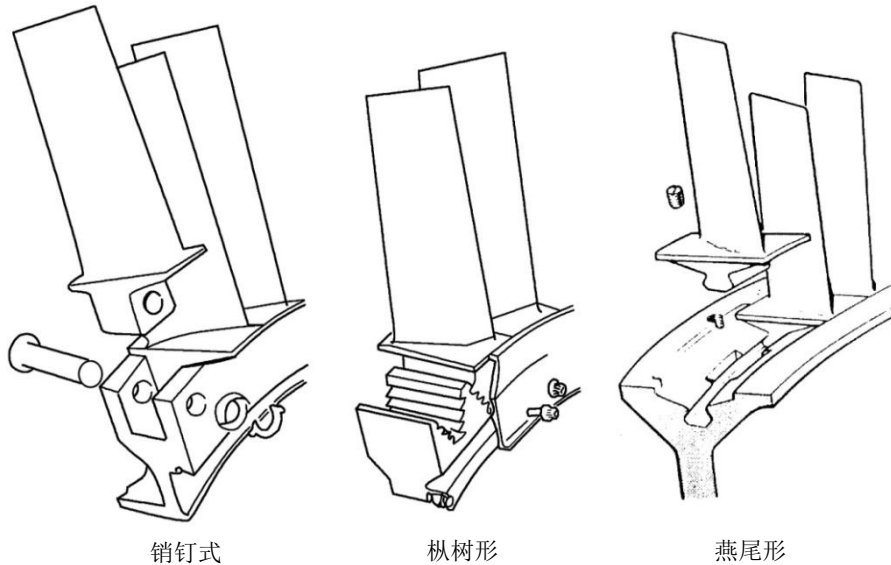


图 4-7 榫头的形式

4.2.2 轴流式压气机的静子

1. 压气机机匣

压气机机匣是一个圆柱形或圆锥形（视气流通道开头而定）的薄壁圆筒，工作时，机匣承受着静子的重量和惯性力、内外空气压差、整流器上的扭矩和轴向力，以及相邻组合件传来的弯矩、扭矩、轴向力等。因此，对机匣结构的基本要求是：在重量轻的条件下，强度和刚性好，能保持精确的转子叶片尖部间隙，以保证尽可能高的效率。为了达到这些要求，前部可使用铝合金，后部可使用合金钢，也可能需要用镍基合金。钛合金的刚性密度比较高使其比铝合金和钢更受欢迎。

压气机机匣的基本形式有三种，整体式、分半式和分段式。典型的涡轮风扇发动机的高压压气机机匣分成前机匣和后机匣。前机匣通常做成两半，如图 4-8 所示，由螺栓在中心线连接。它支持前面级的静子叶片。后压气机机匣有做成两半的，也有做成轴向分段的。前压气机机匣支持结构载荷，比如弯曲和扭转，使后压气机机匣不因载荷变形。

压气机静子机匣上有开口供应引气空气。引气空气取自不同的级满足使用要求。引气空气通过空心的静子叶片或通过静子叶片外平台的孔。引气孔围绕整个压气机机匣布局。引气总管收集从引气孔来的空气，供给各个需要用气的地方。

2. 静子叶片

静子叶片通常用钢或镍基合金制造，钛合金可用于低压区的静子叶片。静子叶片安装在机匣内，位于两级转子之间，所以静子叶片的安装方案与转子和机匣的方案有着密切的联系。

在铸造的分半机匣内，由于机匣壁较厚，静子叶片可用 T 形、燕尾形榫头直接固定在机匣内壁特制的环形槽内。这种方案结构简单，连接可靠，并且叶片可以拆装。静子叶片也可以用径向螺钉固定在压气机机匣中，或者固定到静子叶片保持环中，再将这些环本身固定到机匣上。有的静子组件由多级静子环组成，静子环包括静子叶片和内、外环，静子叶片通常焊接到外环上，静子环之间通过螺栓连接（见图 4-9）。

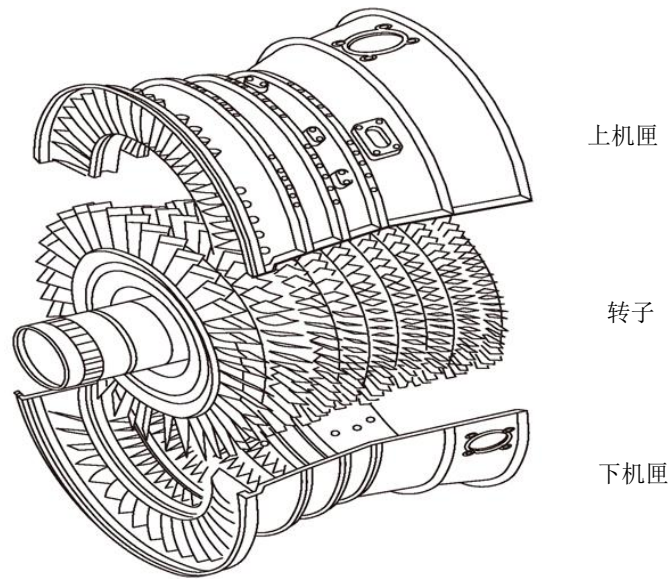


图 4-8 典型发动机高压压气机前机匣（分半式）

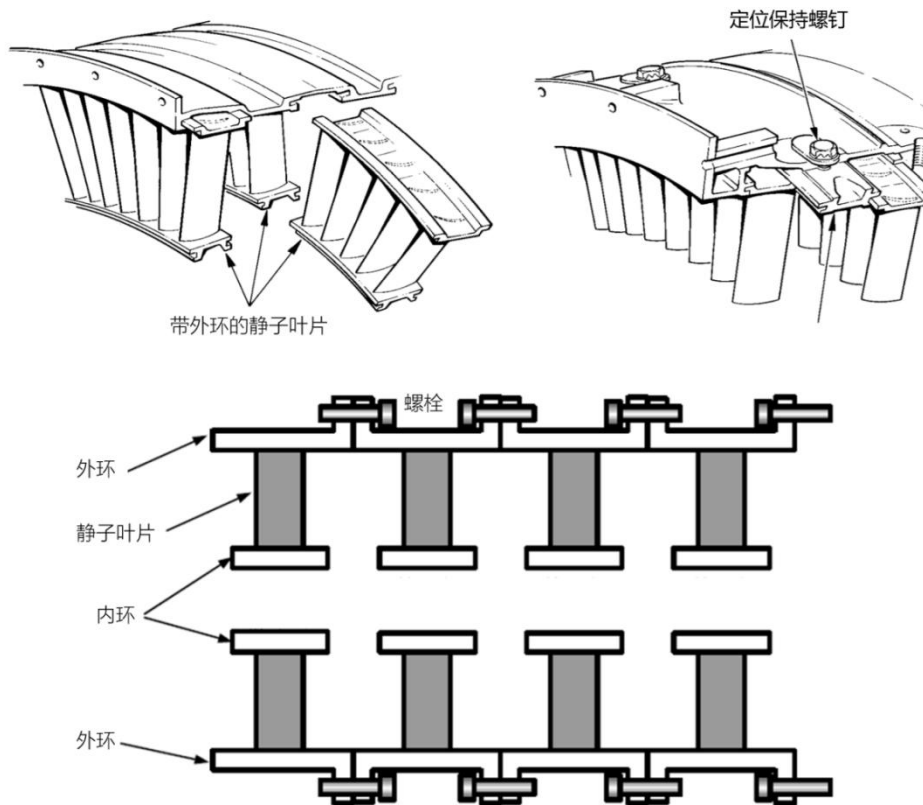


图 4-9 静子叶片在机匣上的固定方法

4.3 轴流式压气机的工作原理

轴流式压气机的总增压比高、效率高、单位空气流量大。目前在燃气涡轮发动机上特别是在大、中推力的发动机上几乎普遍地采用轴流式压气机。轴流式压气机的叶轮和整流器是交错排列的，一个叶轮和一个整流器组成一个单级的轴流式压气机，它是多级轴流式压气机的基本单元。由于每级的增压能力不大，故都采用多级组成。

4.3.1 基元级叶栅

压气机内空气的流动，是在叶轮和整流器的叶片通道内进行的，因此，在流动过程中气流参数的变化，主要由叶片通道的几何参数决定。实际表明，在每一级中，流线基本上都在一个圆柱面上，沿叶片高度不同半径处原理相仿，其中，尤以平均半径处的流动情况最具有代表性。为了弄清空气在级中的流动过程，现在我们设想用与轴同心的、半径分别为压气机平均半径 r 和 $r + dr$ 的两个圆柱面，与级的叶片环相截，则得出某级的环形叶栅，如图 4-10 所示。

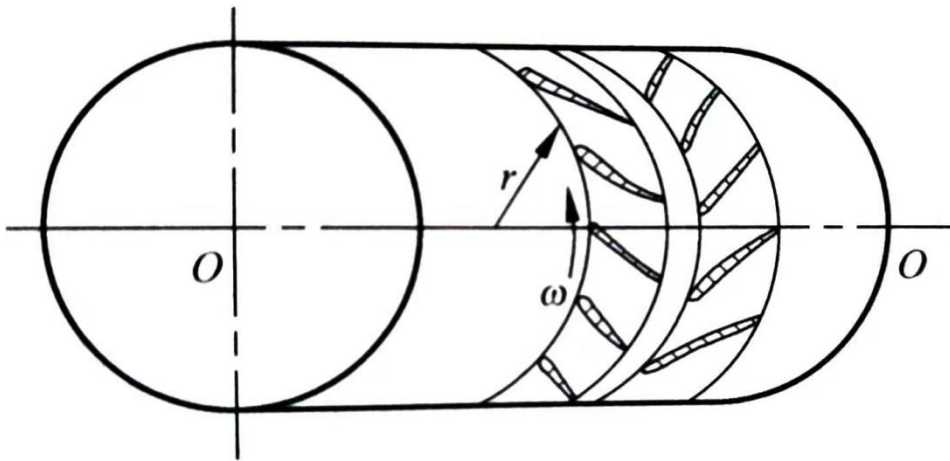


图 4-10 环形叶栅

为了研究方便,可将环形基元级展开成平面,在展成平面的级基元中包括两排平面叶栅,一排是动叶平面叶栅(工作叶栅),另一排是静叶平面叶栅(整流器叶栅),如图 4-11 所示,实践表明,用平面叶栅中的流动来近似地代替环形叶栅内的流动与实际情况是十分接近的。

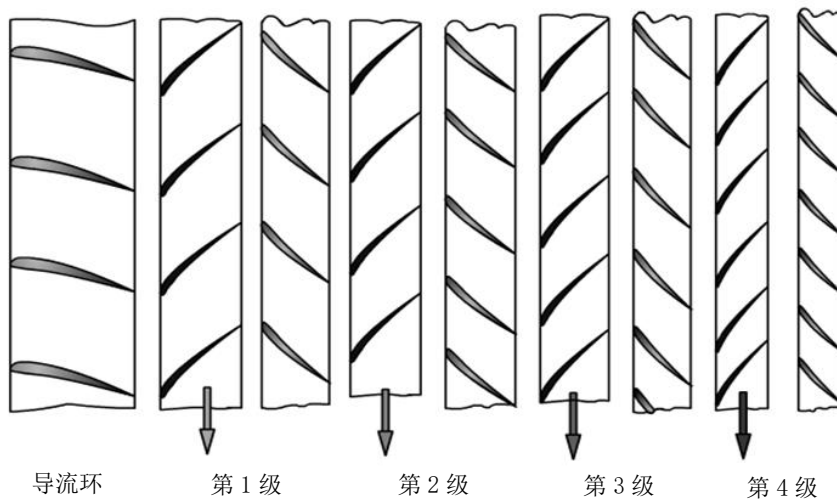


图 4-11 平面叶栅

4.3.2 基元级的速度三角形

在压气机中,一般用 c 表示气流的绝对速度, w 表示气流的相对速度, u 表示叶轮的圆周速度即力学中的牵连速度,从力学中知道绝对速度、相对速度和牵连速度三者可以构成一个封闭的速度三角形,三个速度向量之间的关系是:

$$\vec{c} = \vec{w} + \vec{u}$$

下面说明空气在基元级内的流动情形。

1) 空气在动叶叶栅内的流动

空气相对于机匣以绝对速度 c_1 流向叶轮，由于叶轮在转动叶轮进口处的圆周速度为 u (u 与 c_1 的夹角为 α_1 ，其大小由进气导向器或前一级整流器的静叶出口方向所决定)，则空气相对于叶轮进口处的相对速度 w_1 应为绝对速度 c_1 与牵连速度 u 的矢量差，它与叶轮旋转面所成的夹角为 β_1 ，如图 4-12 所示。

空气流入叶轮叶栅后由于工作叶片的叶型是弯曲的，所以空气的流动方向逐渐改变，最后顺着弯曲的叶片通道流出，空气相对于旋转着的叶轮以相对速度 w_2 流出叶栅，同时它又被叶轮带动以圆周速度 u 旋转，这样空气相对于静止的整流器的绝对速度 c_2 ，应是 w_2 与 u 的矢量和，图 4-12 所示的相对速度与叶轮旋转面的夹角 β_2 称为相对气流出气角，它要大于相对气流进气角 β_1 。叶轮叶栅出口处气流绝对速度与圆周速度的夹角为 α_2 。

2) 空气在整流器叶栅内的流动

空气以绝对速度 c_2 流入整流器，然后顺着弯曲的通道向后流动。流出时的速度 c_3 大致等于叶轮进口气流绝对速度，它们的方向也大致相同，如图 4-12 所示。

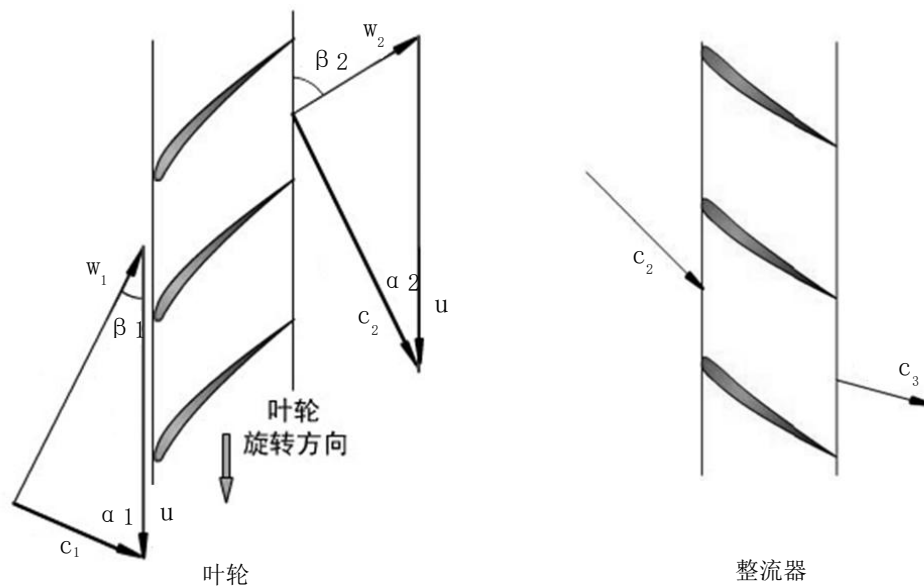


图 4-12 气流在基元级叶栅中的流动

从空气流过叶轮叶栅的情形可知，由 c_1 、 w_1 、 u 组成了叶轮进口处的速度三角形， c_2 、 w_2 、 u 组成了叶轮出口处的速度三角形，为了研究方便起见常将进出口速度三角形叠加在一起这就叫基元级速度三角形，如图 4-13 所示。

基元级中气流速度的向量和都可以分解成轴向和切向两个方向的分速度并分别加以注脚 a 和 u 表示。

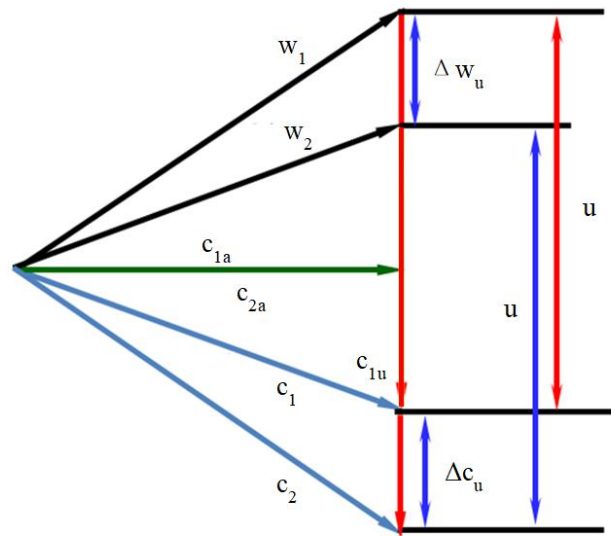


图 4-13 基元级速度三角形

构成速度三角形的因素很多，但是，决定速度三角形并对压气机工作有密切关系的主要参数如下：

1) 叶轮进口处空气绝对速度的轴向分速度 C_{1a}

这个速度与流入的空气量有关，根据连续方程，当压气机进口面积和进口空气状态一定时， C_{1a} 增大，空气流量增大，发动机的推力和功率也增大；若空气流量一定，则 C_{1a} 增大，压气机横截面积就可缩小，有利于减小整台发动机的迎风面积。所以， C_{1a} 的大小，直接影响发动机的功率和迎风面积的大小。

2) 叶轮进口处空气绝对速度的切向分速度 C_{1u}

空气进入叶轮之前，在圆周 u 方向有分速度时，就说明它有了预先的旋转，预先的旋转的多少以它的切向分速度 C_{1u} 代表，因此，就叫预旋；反之，就称为反预旋。

对于高压压气机，通常在第 1 级叶轮之前，有一排不动的叶片，叫进口导向叶片，也叫导流环，如图 4-11 所示。空气流过导流环，将产生预旋，用来防止压气机喘振。

有了 C_{1a} 和 C_{1u} ，就可以确定叶轮进口处空气的绝对速度 C_1 。

3) 圆周速度（即轮缘速度） u

圆周速度直接影响做功量的大小，在叶轮前后空气的切向速度的变化量相同的情况下， u 越大，则对空气加入的轮缘功越多。

有了 C_1 和 u ，就决定了空气的相对速度 w_1 。从而可以确定进口的速度三角形。

4) 叶轮前后空气的相对速度（或绝对速度）在切向的变化量 ΔW_u （或 ΔC_u ）

这个标志气流在周向的扭转量，又叫做扭速。 $\Delta W_u = \Delta C_u$ 。

由 w_1 和 ΔW_u 就决定了空气的相对速度 w_2 ，由 w_2 和 u 则可以确定 c_2 ，从而确定了出口的速度三角形。因此，有了这四个参数后，基元级的速度三角形便完全确定了。

4.3.3 基元级的增压原理

轴流式压气机主要是利用扩散增压的原理来提高空气压力的。亚音速气流流过扩张形通道时，速度降低，压力升高。

基元级由工作叶栅和整流器叶栅通道组成，叶栅通道均是扩张形的，如图4-14所示。

当空气流过工作叶栅通道时，由于叶片间的通道是扩张形的，则使气流的相对速度降低，相对运动动能转变为压力能和内能，使气流的压力和温度上升，由于高速旋转的叶片对空气做功，使气流的绝对速度增大，还使气流的总压和总温都提高。

当气流流过整流器叶栅通道后，由于叶片间的通道也是扩张形的，使气流的绝对速度降低，绝对运动动能转变为压力能和内能，使气流压力进一步提高，温度也继续上升，由于在整流器叶栅通道内是绝能流动，故气流总压略有下降，而总温保持不变。基元级内气流参数变化的情况如图4-14所示。

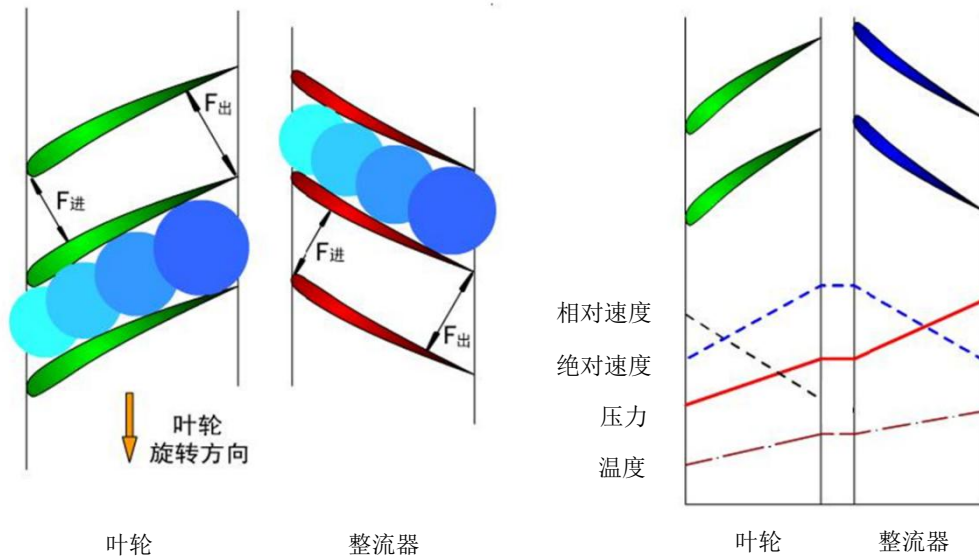


图4-14 叶轮和整流器的叶片通道及气流的参数变化

由此可见，空气在流过基元级时，不仅在工作叶轮内受到压缩，而且在整流器内也受到压缩。在工作叶轮内，空气压力的提高，是相对运动动能减小的结果；在整流器内，是绝对运动动能减小的结果。但是，不论是工作叶轮还是整流器，空气增压都是高速旋转的叶片对空气做功的结果。这是因为，如果叶轮不转动，则叶轮进口气流相对速度就得不到提高，同样，如果叶轮不对空气做功，叶轮出口气流绝对速度也得不到提高。

4.3.4 多级轴流式压气机

多级轴流式压气机是由各个单级组成的，所以多级轴流式压气机的任何一级，其工作原理是完全相同的。但是，由许多单级按一定的次序组成多级压气机后，由于各个级在流程中

的位置不同，它们的几何尺寸和进口参数是各不相同的，而形成了多级压气机中各个级的特殊性。空气流过轴流式压气机时不断受到压缩，密度增加，因而从进口到出口，轴流式压气机的环形通道面积逐渐减小，叶片高度逐渐减小，叶片数目逐渐增加。由于轴流式压气机通道截面积逐渐减小，气流通道有等外径、等内径和等中径结构形式。

空气在压气机内的流动参数变化如图 4-15 所示。可以看出压气机出口气流速度稍低于压气机进口气流速度。

轴流式压气机的增压比是压气机出口处的总压 p_2^* 与压气机进口处的总压 p_1^* 之比，用 π_c^* 表示。级的增压比是各级出口处的总压与各级进口处的总压之比，因此，压气机的总增压比等于各个级的增压比的乘积。

压气机效率为理想绝热压缩功与实际压气机功之比，用来反映压气机内流动损失的大小。

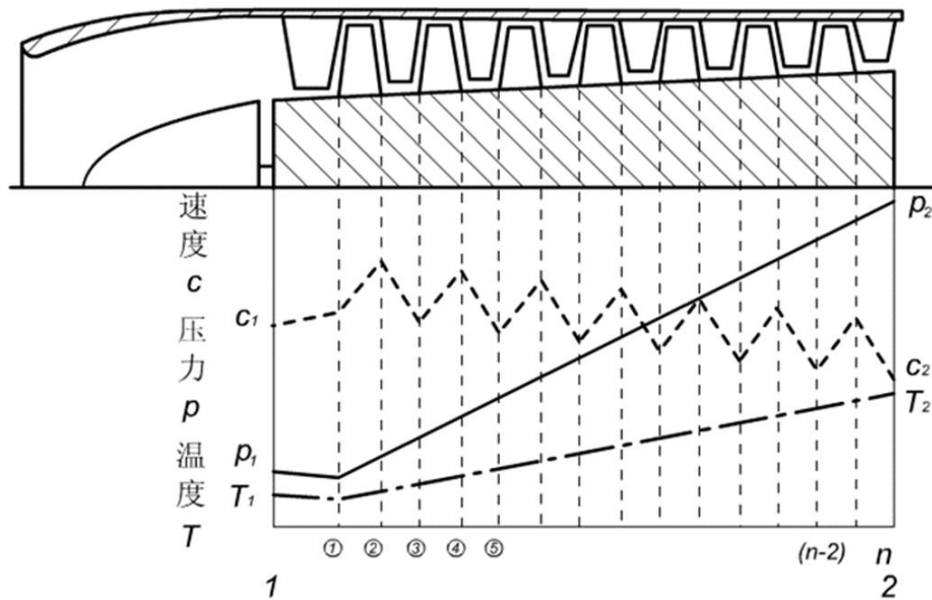


图 4-15 多级轴流式压气机内气流参数变化

压气机内的流动损失有：

1) 在叶片表面附面层内气体的摩擦损失

由于气体的黏性，叶片表面总有附面层存在。

2) 在逆压梯度作用下可能出现的附面层气流分离损失

在叶盆上由于逆压梯度不大，所以附面层不太厚，带来的损失也不严重；叶背上逆压梯度较大，又有激波，使附面层加厚，甚至分离，造成严重的损失。

3) 尾迹损失

当气流分别由叶盆和叶背流到叶型尾缘时，两边的附面层就汇合而成为叶片的尾流；由于叶背附面层厚，而叶盆附面层薄，所以尾流是不对称的。

4) 尾迹和主流区的掺混损失

在尾流区中的总压比主流区的总压低得多，这是损失的主要部分；而尾迹和主流的掺混过程中也会有损失。

5) 激波损失

在叶片的前缘或背部可能出现超音速而造成的。

6) 环壁附面层及其叶形附面层的相互作用引起的损失

7) 径向间隙存在引起的损失

经过增压的气流会通过径向间隙轴向倒流至前方；叶盆的高静压气流也会经过径向间隙潜流至叶背；倒流和潜流都会使叶栅的增压能力和效率下降。

4.3.5 压气机的喘振

1. 攻角和流量系数

叶片进口气流的相对速度 w_1 和方向 β_1 ，不一定与叶片的几何进口角 β_{1k} 一致，它们的差值，称为攻角 i (见图 4-16)。影响攻角的因素有两个：一个是转速，另一个是工作叶轮进口处的绝对速度 (包括大小和方向)。

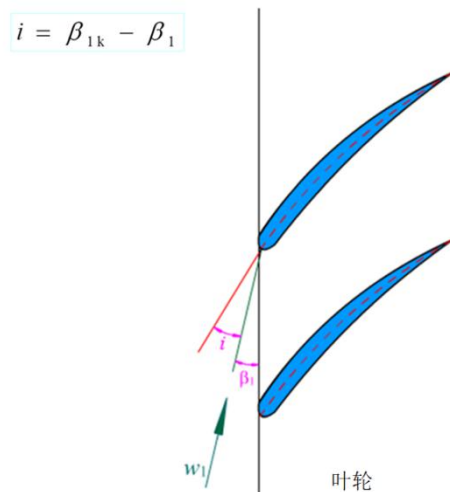


图 4-16 攻角

压气机的流量系数是工作叶轮进口处的绝对速度在发动机轴线上的分量和工作叶轮旋转的切向速度之比。流量系数过小，导致正攻角过大，会使气流在叶背处分离；流量系数过大，导致负攻角过大，会使气流在叶盆处发生分离。

2. 失速和堵塞

当压气机的转速一定时，如果由于某种原因使进入发动机的空气流量减少，导致工作叶轮进口处绝对速度在发动机轴线方向上的分量下降，使攻角上升，到一定情况，攻角过大，气流在叶背处分离，这种现象叫失速 (见图 4-17)。

当发动转速一定时，由于某种原因使工作叶轮进口处绝对速度在发动机轴线方向上的分量上升，使攻角下降，到一定情况，负攻角过大，气流在叶盆处分离，使叶片通道变小，甚至出现喉道而发生堵塞(见图 4-17)。

3. 喘振

喘振是气流沿压气机轴线方向发生的低频率、高振幅的振荡现象。这种低频率高振幅的气流振荡是一种很大的激振力来源，它会导致发动机机件的强烈机械振动和热端超温，并在很短的时间内造成机件的严重损坏，所以在任何状态下都不允许压气机进入喘振区工作。

喘振时的现象是：发动机的声音由尖哨转变为低沉；发动机的振动加大；压气机出口总压和流量大幅度的波动；转速不稳定，推力突然下降并且有大幅度的波动；发动机的排气温升高，造成超温；严重时会发生放炮，气流中断而发生熄火停车。因此，一旦发生上述现象必须立即采取措施，使压气机退出喘振工作状态。

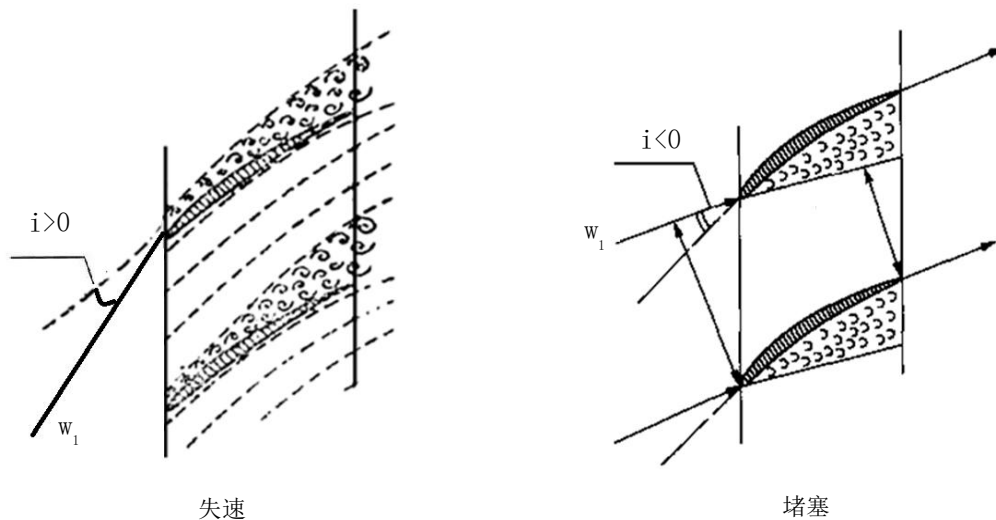


图 4-17 失速和堵塞

喘振的根本原因是由于气流攻角过大，在叶背处发生分离而且这种气流分离扩展到整个叶栅通道。此时，压气机叶栅完全失去扩压能力，不能克服后面较强的反压，将气流推向后方，于是流量急剧下降。不仅如此，由于动叶叶栅失去扩压能力，后面的高压气体还可能通过分离的叶栅通道倒流至压气机的前方。这样，压气机后面的反压降得很低，整个压气机流路在这一瞬间变得“通畅”，而且由于压气机仍保持原来的转速，大量的气流被重新吸入压气机，压气机恢复“正常”流动和工作。然而，发生喘振的流动条件并没有改变，因此，气流就又分离，分离区再扩展至整个叶栅通道，叶栅再次失去扩压能力，压气机后面的高压气体再次向前倒流或瞬时中断，如此周而复始地进行下去，形成喘振。喘振的物理过程可用图 4-18 来表示。



图 4-18 压气机喘振的物理过程

如果压气机的工作状态偏离设计状态过多，就会发生气流分离和空气动力诱导的振动。这些现象通常是由下述两种形式之一引起的。转子叶片可能因为空气流相对叶片的迎角太大或者太小而出现失速。前者是压气机前面级在低转速下发生的问题，而后者通常是高转速下压气机后面级容易出现的问题，每一种都可以导致叶片振动。如果失速的叶片过多，则会引起气流通道堵塞，使发动机出现喘振。压气机的设计要留有足够的喘振裕度，即压气机工作线与喘振边界线之间有一定的距离，以避免进入喘振区。

4.3.6 压气机的防喘措施和原理

轴流式压气机的结构是根据设计点的气动参数进行设计的，当工作状态偏离设计点时，各级的三角形也和设计点不同，也就是非设计点的参数与压气机的几何形状不协调，从而造成了攻角过大或过小，于是就产生了喘振或堵塞。所以，防止喘振所采取措施的实质，是如何使多级压气机在非设计状态下，都能保持与压气机几何形状相适应的速度三角形，也就是攻角不要过大或过小。

从速度三角形的图上可以看出，使气流攻角 i （即相对速度 W_1 方向）的改变，有三种速度： C_{1a} 、 C_{1u} 和 u 。所以防止喘振的方法，可以通过改变这三种速度来入手，改变攻角。具体的说，通过改变进入压气机的空气量，改变 C_{1a} ；通过改变预旋量的大小，改变 C_{1u} ；通过改变转速，改变圆周速度 u ，保持与压气机几何形状相适应的速度三角形。目前，燃气涡轮发动机防止喘振的措施，除从气动设计的改善着手外，主要是增设可调机构来改变上述三种速度。与之相对应的防喘措施有三种：压气机中间级放气；可调静子叶片；双转子或三转子。

1. 压气机中间级放气

压气机中间级放气是通过改变气流流量即改变工作叶轮进口处绝对速度轴向分量 C_{1a} 的大小来改变其相对速度的大小和方向，改变攻角，进行防喘。这是通过放气活门或放气带实现的(见图 4-19)。

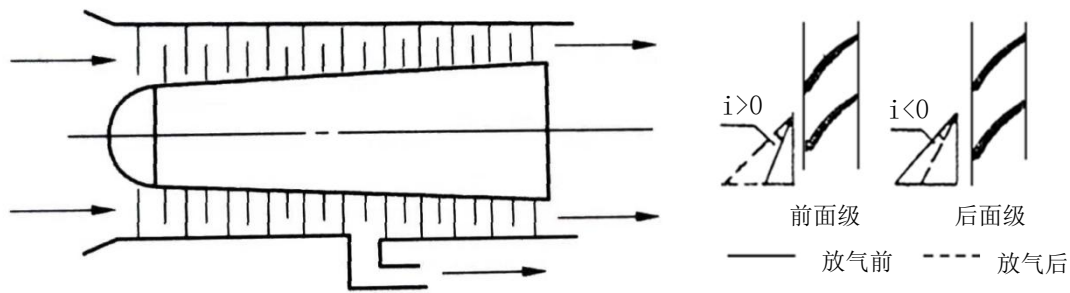


图 4-19 压气机中间级放气防喘

当打开放气系统时，由于减少了空气流路的阻力，所以位于放气系统之间的压气机级的空气流量就增加了。因而前面级的轴向速度就增大，气流攻角减小，从而避免了发生喘振而保持稳定工作。放气系统后面的各级空气流量却由于放气而减少，于是气流攻角增加，使其脱离堵塞状态，因此，放气的结果是使前后各级都朝着有利的工作状态变化，使工作协调，保证了发动机安全可靠地工作。但中间级放气会使压气机的增压比下降，减少功率输出。

2. 可调静子叶片

静子叶片角度做成可调节的，即通过改变静子叶片的安装角，改变工作叶轮进口处绝对速度的切向分量 C_{1u} ，即预旋量的大小，从而改变进口处相对速度的方向，减小攻角进行防喘（见图 4-20）。

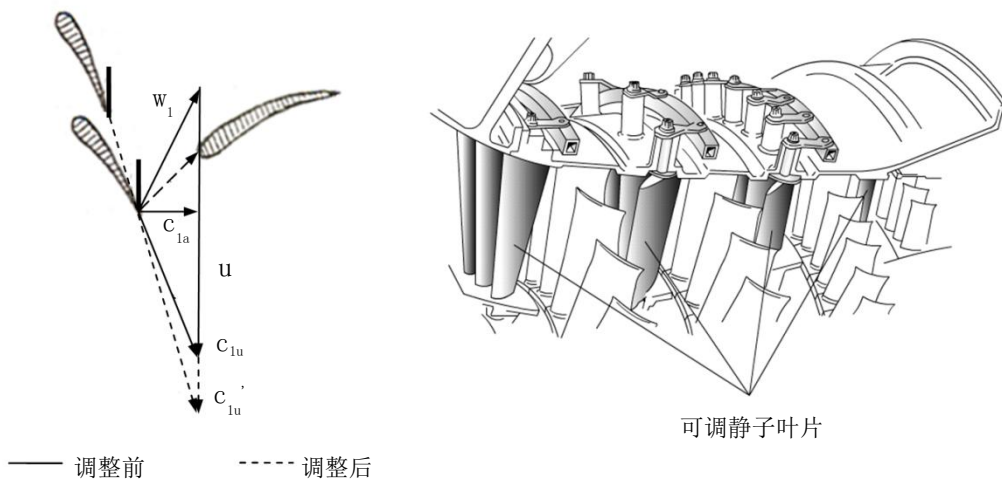


图 4-20 可调静子叶片防喘

3. 双转子或多转子

这是一种改变圆周速度 u 的防喘方法。在一个大的多级轴流式压气机，对于发动机全部转速匹配所有的级是困难的。将压气机转子分开成多个转子是防喘的好办法。双转子或三转子防喘是通过改变转子转速，即改变压气机动叶的切线速度 u ，来改变工作叶轮进口处气流相对速度的方向，以减小攻角，进行防喘（见图 4-21）。

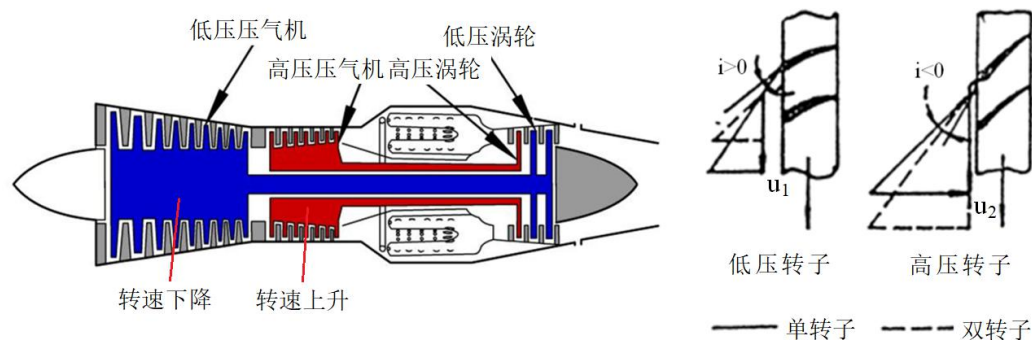


图 4-21 双转子防喘

4.4 离心式压气机

4.4.1 离心式压气机的组成和工作原理

离心式压气机又称径向外流压气机，由进气系统、叶轮、扩压器和集气管等部分组成，如图 4-22 所示。压气机通过中间联轴节与涡轮轴相接。叶轮叶片的进口部分为迎合气流相对运动的速度方向，做成向旋转方向前弯。叶轮上叶片间的通道是扩张形的，叶轮高速旋转，空气流过它时，对空气做功，加速空气的流速，同时提高空气压力。

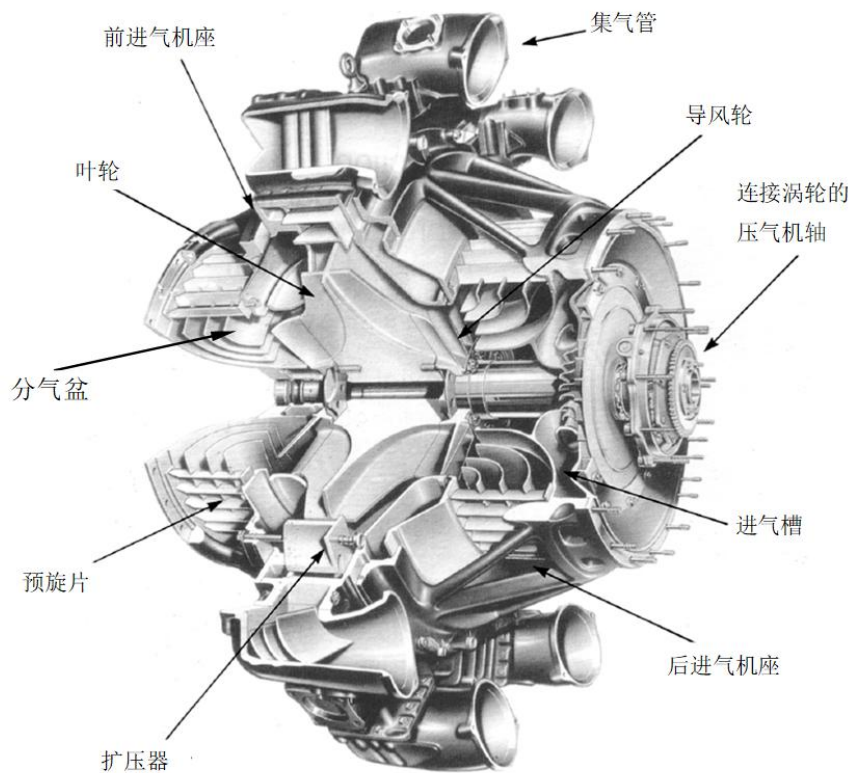


图 4-22 离心式压气机

工作叶轮由涡轮驱动高速旋转，空气连续地吸入叶轮的圆心。离心力的作用使空气径向外流向叶轮尖部，使空气加速并造成压力升高。叶轮分单面叶轮和双面叶轮两种，双面叶轮从两面进气，可以增大进气量，而且对于平衡作用在轴承上的轴向力也有好处。气流从工作叶轮流出后进入扩压器。扩压器（见图 4-23）位于叶轮的出口处，是一个环形室，装有一定数量的整流叶片，相邻叶片间的通道是扩张形的，空气流过时，将大部分动能转化成压力能，速度下降，压力和温度上升。集气管的主要功用是使气流变为轴向，将空气引入燃烧室。

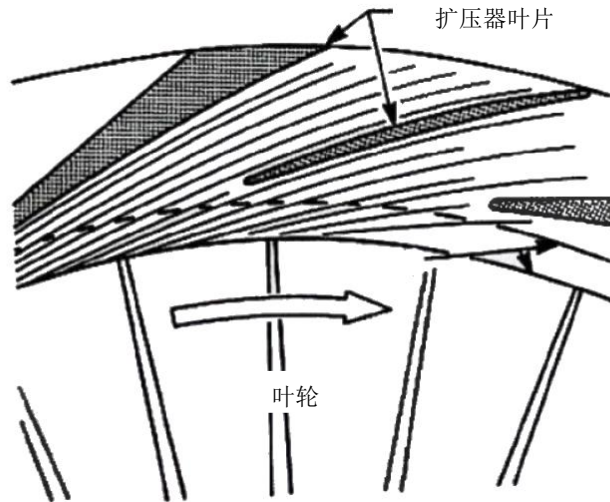


图 4-23 离心式压气机的扩压器

4.4.2 离心式压气机的特点

离心式压气机的优点突出，如结构简单，性能稳定，安全可靠，成本低，维护方便，单级增压比较大，可达 12 以上，但是它的效率比较低，迎风面积比较大。

如果离心式与轴流式配合使用，采用混合压气机，如图 4-24 所示。在离心压气机的基础上增加轴流级的级数来增大空气流量和增压比，以提高功率，扩大使用范围和降低油耗，改善经济性。

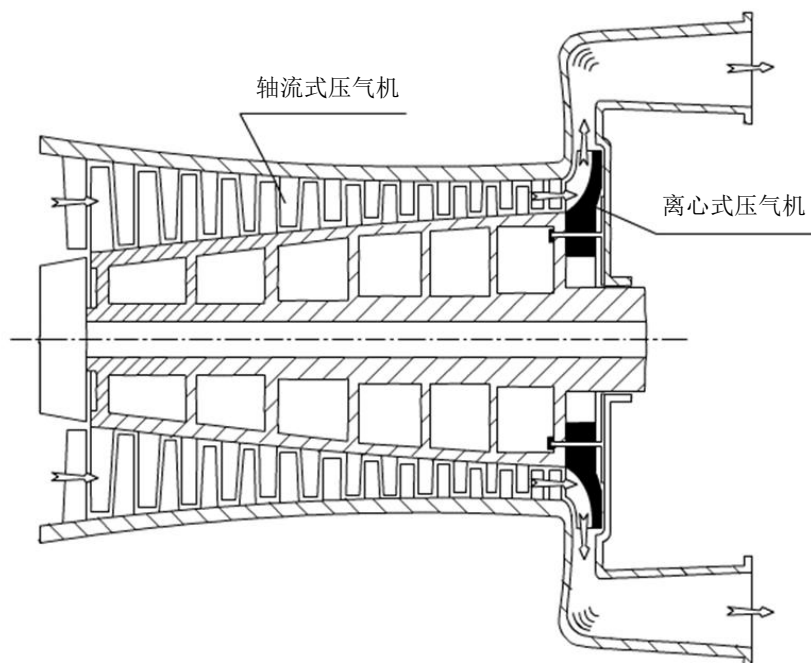


图 4-24 混合式压气机

离心式压气机在航空上，主要用于小型涡轴、涡桨发动机和大型飞机的辅助动力装置，例如，各种直升机，支线客机，初、中级教练机上的动力装置。在小型动力装置上使用它，可以充分地发挥其优点，并能促使它原来一些缺点的转化，如效率问题，就不比小型轴流式压气机差。

4.5 典型发动机压气机的维护介绍

4.5.1 典型发动机压气机的部件识别

1. 压气机转子

- 1) 典型发动机的压气机转子，如图 4-25 所示；
- 2) 典型发动机的风扇叶片，如图 4-26 所示；
- 3) 典型发动机压气机的转子叶片，如图 4-27 所示。

2. 压气机静子

- 1) 典型发动机的压气机静子，如图 4-28 所示；
- 2) 典型发动机的高压压气机进口导向叶片，如图 4-29 所示。

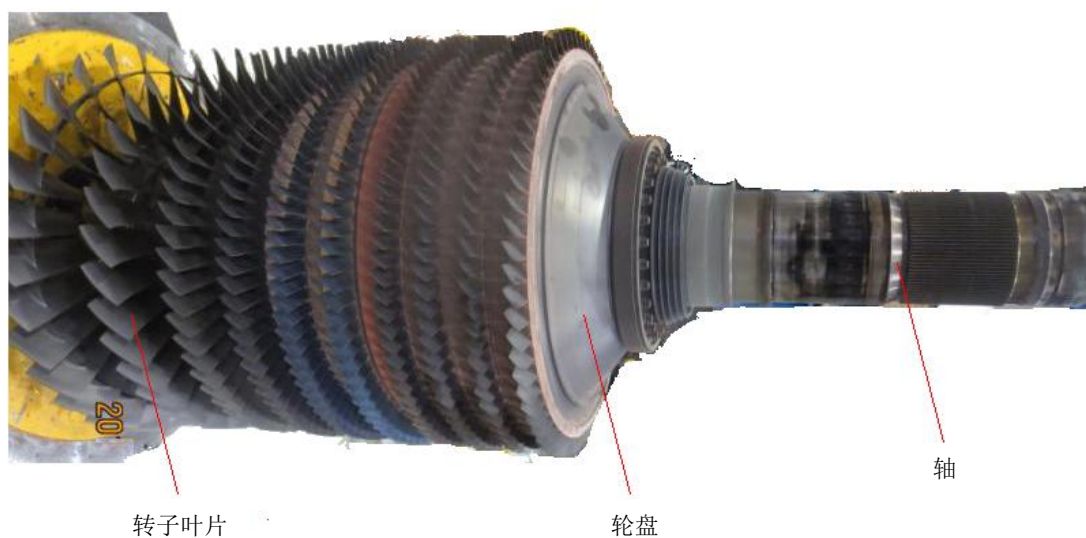


图 4-25 压气机转子



图 4-26 风扇叶片



图 4-27 压气机转子叶片

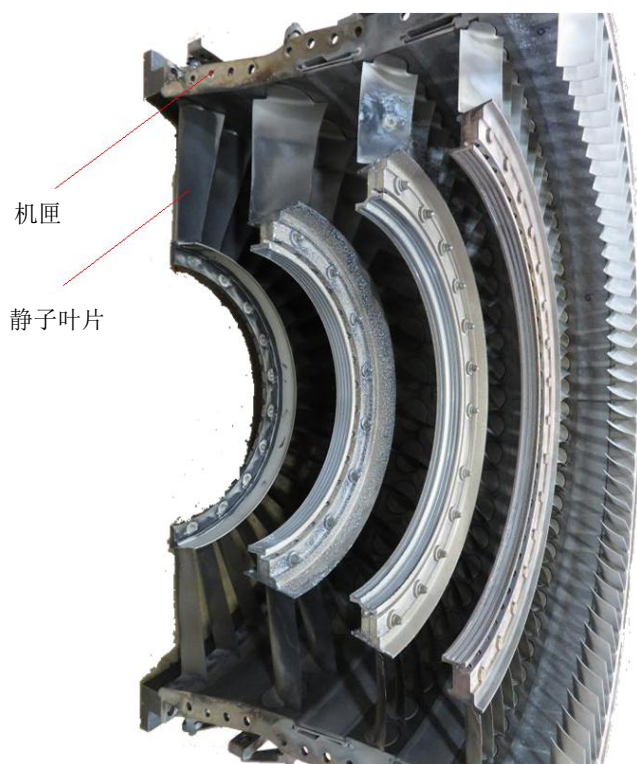


图 4-28 压气机静子



图 4-29 压气机进口导向叶片

4.5.2 典型发动机压气机的维护及安全注意事项

1. 风扇叶片的维护及安全注意事项

风扇叶片在日常运营中容易遭受鸟击等外来物损伤，产生凹痕，刻痕，缺口，裂纹，撕裂，叶片变形擦伤等损伤，同时在长时间在翼使用可能由于疲劳发生断裂。对金属材料的风扇叶片，其榫头和风扇盘榫槽需要定期润滑以保持发动机振动值在合理水平。

对在发动机厂家手册标准内的损伤，可以正常放行，对不允许的损伤，必须打磨修理风扇叶片甚至更换叶片才能放行。更换风扇叶片时一般成对更换，如果单片更换，由于叶片的重量矩不一定匹配，可能需要重排叶片。

另外，为预防风扇叶片疲劳断裂，需要定期对风扇叶片进行无损检测，提前发现有和更换缺陷的叶片。保持停机坪和跑道的干净，严格管理工具和零件，防止杂物吸入发动机或掉入打坏叶片。准确了解掌握风扇叶片的损伤形式和特征，在进行检查时准确测量各缺陷的尺寸，严格按手册标准放行发动机。

2. 压气机的维护及安全注意事项

压气机是航空发动机中的重要部件，在高温、高压、振动以及巨大的离心力等恶劣的工作环境下，易产生腐蚀、疲劳裂纹甚至断裂等故障。压气机因各种原因发生喘振时，也会造成压气机叶片的损伤。如果不能及时发现这些损伤，会造成发动机空中停车，危及飞行安全。

为避免压气机喘振，在维修工作中应注意经常按规定进行检查，如防喘机构的工作状况，作动机构的校装。操作油门杆动作不要过急过猛，一旦发生喘振，应收油门从喘振中退出。发动机试车前应检查进气道以及停机坪周围清洁，避免发动机工作时吸入外来物；航前、航

后和定检工作完成后，清点好工具等物品，严禁遗留在进气道和发动机舱内。进行发动机内窥孔探检查和发动机附件拆装时防止有异物进入发动机内部，在发动机运转时打伤发动机。

某航空公司曾经发生过地面试车时发动机吸入十字头工具打伤压气机叶片导致发动机送修的案例。由于鸟击导致压气机叶片损伤超标的案例也不少见，在发生鸟击等外来物损伤时严格按厂家手册要求检查特定各级压气机叶片并按需扩大检查范围，准确测量各缺陷的尺寸。严格按手册标准执行，在标准以内的可以放行发动机，否则必须返厂大修后方能重新装机使用。

发动机工作时进气道区域会产生较大吸力，人员或工具设备接近运转的发动机必须采取相关措施防止人员或工具设备被吸入，人员被吸入会产生严重后果危及生命，工具设备被吸入则会严重损害发动机甚至报废。发动机工作期间接近发动机人员应注意遵守的安全通道，同时建议系上安全带、佩戴防护耳罩，地面维护人员必须与驾驶舱试车人员保持密切沟通，同时极力避免工具设备从进气道接近运转期间的发动机。发动机长期使用叶片及压气机转子叶尖处较为尖锐，实际工作中拆换叶片时应做好保护措施避免人员受伤。

第5章 燃烧室

5.1 燃烧室概述

5.1.1 燃烧室的作用

燃烧室位于压气机和涡轮之间，是燃气涡轮发动机的主要部件。燃烧室的作用是将燃油喷嘴喷出的燃油和来自压气机的空气混合并进行燃烧，释放热量，气体温度升高，燃气膨胀和加速，在发动机的所有工作状态下，高温高压的燃气流过涡轮和喷管时，对涡轮做功并使燃气加速，从而使涡轮带动压气机高速转动，并使发动机产生推力。

5.1.2 对燃烧室的基本要求

燃烧室工作的好坏，直接影响发动机的性能，燃烧室的主要功用是混合气的燃烧，为了更有效地完成此任务，燃烧室必须符合以下的基本要求：

1. 点火可靠

点火可靠是指在规定的点火工作范围内，地面起动时能迅速点燃，空中熄火后能可靠地再次点燃。影响点火可靠性的主要因素是燃油和空气的比例，而说明燃油和空气比例的参数有油气比、余气系数等。

1) 油气比 f

油气比是进入燃烧室的燃油质量流量与进入燃烧室的空气质量流量的比值，表示相对燃油消耗量，它是指燃油和空气组成的混合气中二者的质量之比。

用这个参数十分直观地表明燃料和空气的比例，可判明混合气中燃料含量的多寡。

2) 余气系数 α

这是从另外一个角度表示混合气中燃油和空气比例的参数，它是指进入燃烧室的空气流量与进入燃烧室的燃油流量完全燃烧所需要的理论空气量之比。

对于航空煤油，理论空气量为：14.7 公斤空气 / 公斤燃油。

余气系数用来表示混合气贫油和富油的程度。 $\alpha > 1$ 时为贫油； $\alpha < 1$ 时为富油。航空发动机的余气系数一般为：3.5~4.5。在燃烧室的燃烧区和点火区，余气系数总是略小于 1，因为这时对燃烧最有利。

点火可靠是燃烧室正常工作的最起码的保证。一般来说，飞机在地面时，由于压力和温

度都较高，进气速度不大，点火起动并不困难。困难的是，在高空熄火后，压力和温度都很低，而且发动机处于“风车”状态（此时飞机靠惯性仍在飞行，气流进入发动机内吹动压气机旋转），压气机出口气流速度也较高，点火处于很不利的条件，这时只能采取降低飞行高度达到点火起动的目的。

2. 燃烧要稳定

要求在燃烧室的混合气被点燃后，在发动机的所有工作状态下，燃烧室能稳定燃烧，不会熄火，特别是在飞机作机动飞行和改变发动机工作状态时，燃烧室不熄火。

稳定燃烧的条件是：燃烧时的气流速度等于火焰的传播速度。燃烧稳定性通常是用在一定的进气条件下，能维护稳定燃烧的贫油、富油极限之间的余气系数范围来表示，稳定燃烧范围越宽，表示燃烧稳定性越好。

3. 燃烧完全

燃油燃烧时，绝大部分的燃油通过燃烧将化学能转变为热能，但也有一部分来不及燃烧就随着燃气流出生燃烧室。为了衡量燃烧完全的程度，常用燃烧效率来表示。

燃烧效率是 1kg 燃油燃烧后工质实际吸收的热量与 1kg 燃油燃烧理论上释放出的热量之比。燃烧室中燃料燃烧得越完全，放出热量就越大，在保证发动机推力一定时，燃料消耗就越小，经济性也越好。

4. 燃烧室出口温度场应符合要求

考虑到高速旋转的涡轮叶片承受应力很大，再加上高温气流的冲击，工作条件十分恶劣。于是要求燃烧室出口气流温度场符合涡轮叶片高温强度的要求，不要有局部过热点，以保证涡轮的正常工作和寿命。因此要求：

(1) 火焰除点火过程的短暂时间外，不得伸出燃烧室。

(2) 在燃烧室出口环形通道上，温度分布尽可能均匀，在整个出口环腔内最高温度与平均温度之差不得超过 100—120℃。

(3) 沿叶高（径向上）：靠近涡轮叶片叶尖和叶根处的温度应低一些，而在距叶尖大约三分之一处温度最高。

涡轮叶片的叶根、叶尖两头温度低些，这是因为叶根承受的应力最大，温度过高将严重影响它们的强度；叶尖厚度最薄，散热条件差，很容易被烧坏。

5. 总压损失小

气流流经燃烧室会产生压力损失。它主要包括：摩擦损失、扩压损失、穿过火烟筒的众多大小孔产生的进气损失、掺混损失以及燃烧加热引起的热阻等等。这些损失是不可避免的，但是希望它小一些。因为压力的任何损失都会降低燃气在涡轮和喷管内的膨胀作功能力，从而使得发动机的推力及经济性下降。

燃烧室的总压恢复系数是：燃烧室出口处的总压与燃烧室进口处的总压之比，对于燃气涡轮喷气发动机，燃烧室的总压恢复系数一般在 0.92~0.96 范围内。

6. 尺寸小, 重量轻

通常燃烧室的外径是发动机的最大直径。若减小燃烧室径向尺寸, 可缩小发动机径向尺寸, 减小飞机发动机的迎风面积。燃烧室短一些, 将缩短发动机总长, 而且也使涡轮至压气机的转动轴变短, 从而可以减轻机匣和转子的重量。

衡量燃烧室容积的利用程度, 往往用容热强度这个参数, 其定义为: 在单位压力和单位燃烧室容积中, 一个小时之内, 进入燃烧室的燃油燃烧实际所释放出的热量。容热强度大, 表示燃烧室的尺寸小; 容热强度小, 表示燃烧室的尺寸大。

7. 寿命长

在航空发动机的部件中, 因燃烧室是在高温情况下工作, 条件十分恶劣, 往往需要经常检修或更换零件, 因此合理地组织燃烧和冷却, 改善它的工作条件, 或者采用高性能的耐热材料等, 以提高燃烧室的寿命。燃油喷嘴的维护对燃烧室使用寿命的长短是至为关键的。

8. 燃烧产物对大气的污染要小

有4种主要污染物是受法规控制的。它们是未燃烧的碳氢化合物(未燃烧的燃油)、烟(碳粒子)、一氧化碳和氮的氧化物 NO_x 。航空发动机的排气是大气污染源之一, 应尽量减少有害成分的排放。

5.2 燃烧室的工作原理

5.2.1 燃烧室的工作特点

1. 燃烧室工作的基本情形

发动机工作时, 被压气机压缩后的空气进入燃烧室, 一边向后流动, 一边与燃油喷嘴喷出的燃油混合, 组成混合气。燃烧室工作原理的简图如图5-1所示。

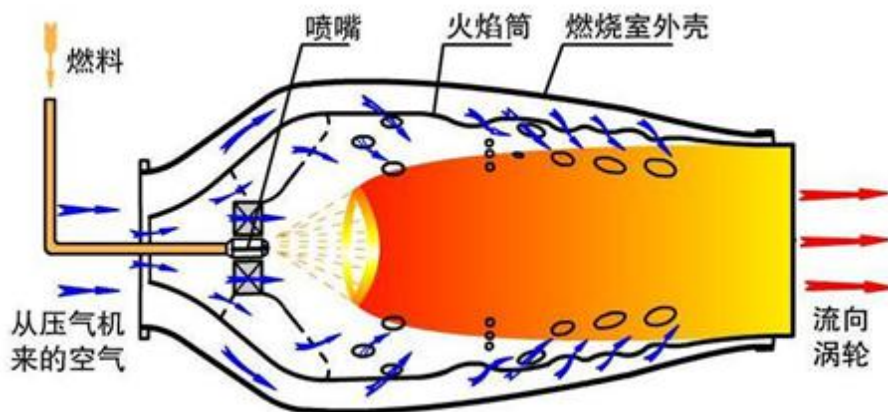


图 5-1 燃烧室的工作原理

当发动机起动时，混合气被火花塞点燃，起动后火花塞不再跳火花，新鲜混合气靠燃气的火焰引燃而燃烧，混合气燃烧后，温度升高，高温、高压的燃气流入涡轮和喷管，膨胀并做功。

气体流入燃烧室后，在头部扩散形通道内，速度下降，压力、温度升高。在燃烧区内，混合气进行燃烧，使气体的温度迅速上升到约 2200K 左右。由于气体受热膨胀，气体的速度又逐渐增大。在冷却区内，虽然还有一部分燃料还在进行补充燃烧，但是，由于大量的第二股冷却空气的渗入，气体的温度逐渐降低到 1150~1700K，因为燃烧室横截面积不断减小，气体的速度继续增加，压力、温度也相应地不断下降。

2. 燃烧室的工作特点

1) 燃料是在高速气流中进行燃烧的。

高速飞机要求发动机推力大，飞行阻力小，这就必须增大空气流量和减小燃烧室的横截面积，从而使并燃烧室进口气流速度达到很大的数值，燃烧室进口气流速度甚至高达 100 米/秒以上，燃烧室扩散段出口气流的平均速度为 40 米/秒左右，而自然界十二级台风的速度为 30 米/秒，由此可见，混合气在燃烧室内的燃烧是在高速气流中进行的。

2) 燃烧室出口燃气温度要受到涡轮叶片材料强度的限制。

由于涡轮是在高温燃气推动下高速旋转的，涡轮叶片不仅承受着极大的离心力，而且在高温条件下工作。金属材料的强度随着温度的升高而降低，为了保证涡轮安全可靠地工作，就必须把燃烧室出口燃气温度限制在一定范围内，目前，一般限制在 1150~1700K，温度不能过高，否则就会损坏涡轮叶片或缩短涡轮的寿命，所以，燃烧室出口燃气温度要受到涡轮叶片强度的限制。

5.2.2 燃烧室的稳定燃烧

从燃烧室的工作特点可知，在组织燃烧的过程中必须解决稳定燃烧和涡轮等燃气部件工作安全问题，即在保证工作安全的前提下，实现稳定燃烧。

燃料在高速气流中进行燃烧时，一方面，流动着的气体要把火焰带走，另一方面，火焰又要逆气流向前传播，以点燃新鲜混合气。如果火焰传播速度小于气流速度，则火焰的位置逐渐后移，最终会被吹出燃烧室，以致发动机熄火停车。在高速气流中保证稳定燃烧的条件，就是在燃烧室前端局部区域，使火焰传播速度等于气流速度，以形成一个点火源，不断点燃新鲜混合气，使之稳定燃烧。在组织燃烧过程中，必须降低燃烧室前部局部的气流速度，保证混合气的稳定燃烧；又要限制燃烧的温度，确保燃烧室和涡轮的安全工作。

1. 降低气流速度，保证混合气的稳定燃烧

从压气机出来的空气流速在 100 米/秒以上，而燃烧室内最大截面的气流平均速度一般为 20-30 米/秒，可见燃烧是在高速气流中进行的。所以必须想法降低空气的流速，提高火焰

的传播速度，以保证能达到稳定燃烧的条件。

燃烧室前部的通道是扩散形的，亚音速气流在扩散形的管道内，速度下降，这样就可以将速度由 100 米/秒以上降到 40-60 米/秒左右。旋流器是由若干旋流片按一定角度沿周向排列成的，安装在火焰筒的前部。当空气流过旋流器时，产生旋转运动，气流被惯性离心力甩向四周，使燃烧室中心部分空气稀薄，形成一个低压区。于是火焰筒四周的空气及后部一部分高温燃气便向火焰筒前部中心的低压区倒流，形成回流，如图 5-2 所示。在燃烧室中有回流的地方叫回流区，回流区的外边叫主流区。由于气流在火焰筒内形成回流，加之主流区与回流区之间的黏性作用，使火焰筒内同一个截面上的气流速度是不相等的，如图 5-3 所示。轴向速度等于零的地方，叫回流边界。主流区靠近回流边界的地方，气流轴向速度比较小，为形成点火源提供了有利条件。

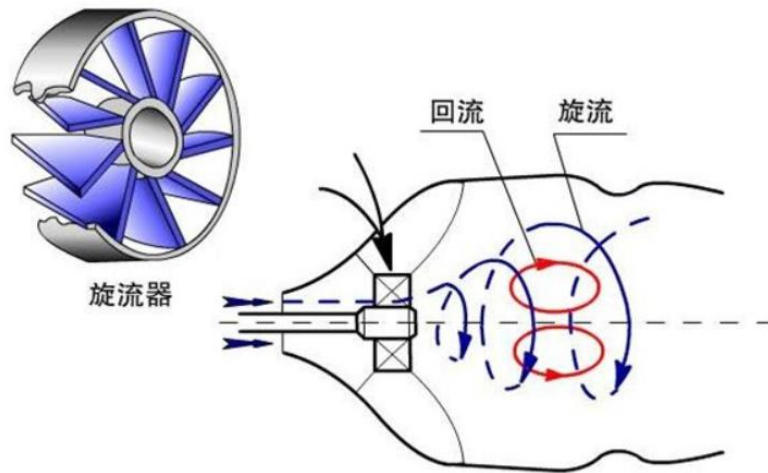


图 5-2 空气流过旋流器后的情形

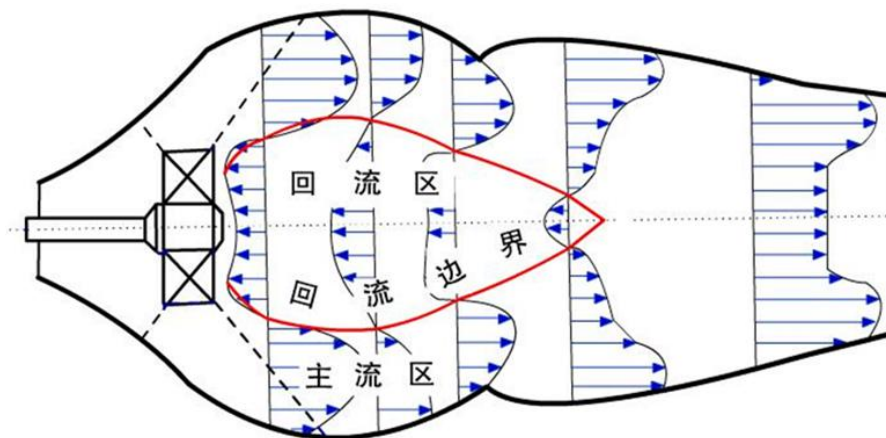


图 5-3 火焰筒内气流速度分布

2. 限制燃烧的温度，确保燃烧室和涡轮的安全工作

由压气机来的空气分成两股进入燃烧室：第一股由燃烧室的头部经过旋流器进入，约占

总进气量的 25% 左右。其功用是与燃油混合，组成余气系数稍小于 1 的混合气进行燃烧。第二股气流由火焰筒侧壁上开的小孔及缝隙进入燃烧室，占总进气量的 75% 左右。其功用是用于降低空气速度，补充燃烧，与燃气掺混，稀释并降低燃气温度，控制燃烧室出口处的温度分布，满足涡轮对温度的限制要求；冷却火焰筒的外壁，同时冷空气在火焰筒的内壁形成一个气膜，将高温燃气与火焰筒的内壁分开而不直接接触，来冷却保护火焰筒。如图 5-4 所示。

从旋流器流进来的空气和从二股气流孔进来的空气互相作用，形成低速回流区，起稳定和系留火焰的作用。设计中应当使从燃油喷嘴呈锥形喷出的燃油与回旋涡流的中心相交，这样和主燃区的总体湍流一起，极大地帮助雾化燃油并使之与空气混合，如图 5-5 所示。

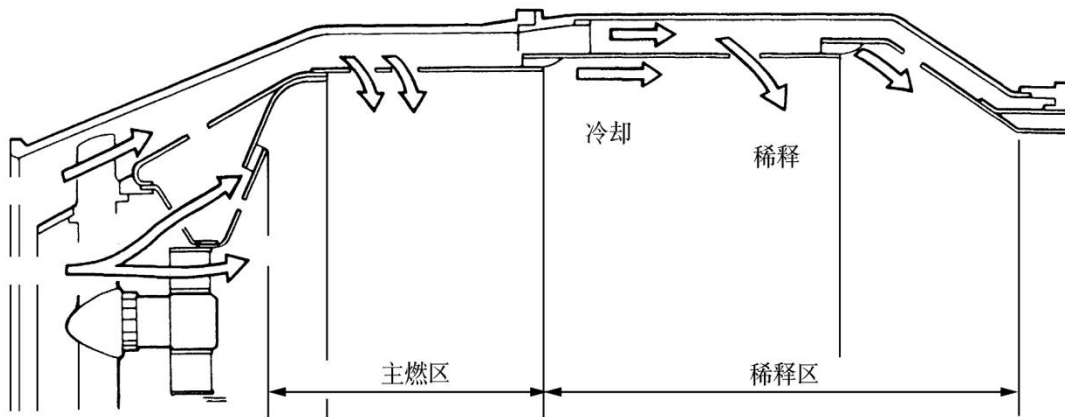


图 5-4 空气流的分配

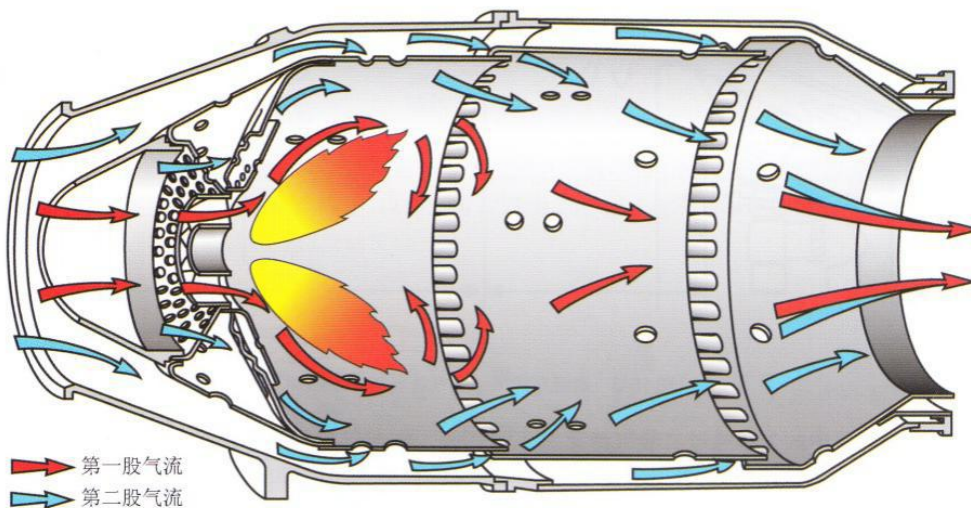


图 5-5 燃烧室的气流和火焰稳定

5.2.3 燃烧室的常见故障

燃烧室是发动机的重要部件，燃烧室的不正常工作，将导致发动机不能正常工作，因此

在日常的使用和维护中，应做好预防措施，防止燃烧室产生故障。

燃烧室的常见故障有局部过热和燃烧室熄火。

1. 局部过热

发动机在正常工作时，火焰筒是存在着温度差的，也就是说存在着一定的热应力，正常工作时的热应力是材料强度所允许的，火焰筒并不至于损坏。而当燃烧室局部温度过高，火焰筒各处的温度差增大到一定程度时，就会引起火焰筒变形或产生裂纹，缩短燃烧室的使用寿命。这种使火焰筒的某些部分过度受热的现象，叫做燃烧室局部过热，其原因有燃油分布不均匀和空气流动遭到破坏。在使用和维护中，应该防止这种故障的发生。

2. 燃烧室熄火

在飞行中，发动机因燃烧室熄火而造成空中停车，是一种严重的事故征候，如果处理不当，还可能造成严重事故。当燃烧室熄火时，将出现下列现象：飞机发生抖动，飞机发出不正常的声音，转速和排气温度突然下降，油门操纵失灵，飞机失去推力，飞行速度不断减小。

燃烧室熄火分为贫油熄火和富油熄火，其根本原因是混合气的余气系数超出了稳定燃烧的范围。从燃烧室的工作过程可知，燃烧室进口处气流速度越大，则稳定燃烧的余气系数的范围越小，而当气流速度超过一定数值后，无论用多大的余气系数，都无法维持稳定燃烧，如图 5-6 所示。根据熄火的原因，防止燃烧室熄火主要在于增大稳定燃烧范围，把混合气余气系数保持在稳定燃烧范围内。

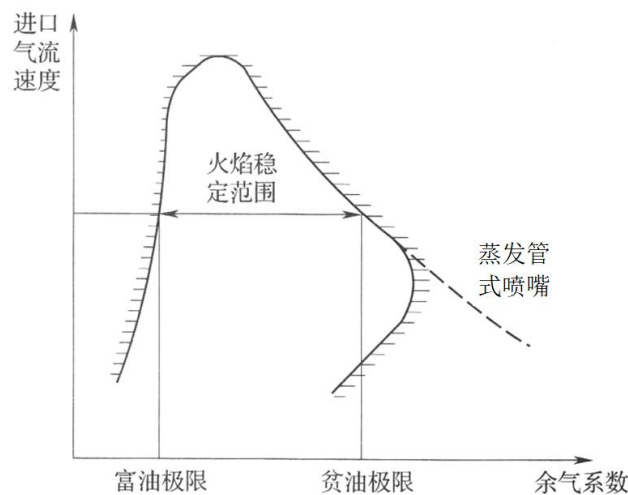


图 5-6 燃烧室熄火特性

在飞机起飞、进近、着陆阶段，为了防止燃烧室熄火，确保飞行安全，需要接通发动机点火电门加强发动机点火。飞行中，在复杂的气象条件下（如颠簸气流、严重积冰区、大雨等），也需接通发动机点火电门，实施点火，同时还需要维持发动机一定的转速，以提高稳定的燃烧范围。

在发动机的维护工作中，应加强对压气机防喘系统的检查和维护，使之处于良好的状态，

防止因防喘系统有故障而发生喘振，导致燃烧室熄火停车。应定期对燃油喷嘴进行检查，以保证燃油喷嘴的工作性能处于良好的状态。

5.3 燃烧室的类型和主要部件

5.3.1 燃烧室的主要部件

图 5-7 是典型的单管燃烧室。它基本上是由机匣、扩压器、火焰筒、燃油喷嘴、点火装置等组件组成的。在单管燃烧室中，联焰管起着传播火焰，点燃没有点火装置的火焰筒内的燃油，并起着均衡压力的作用。

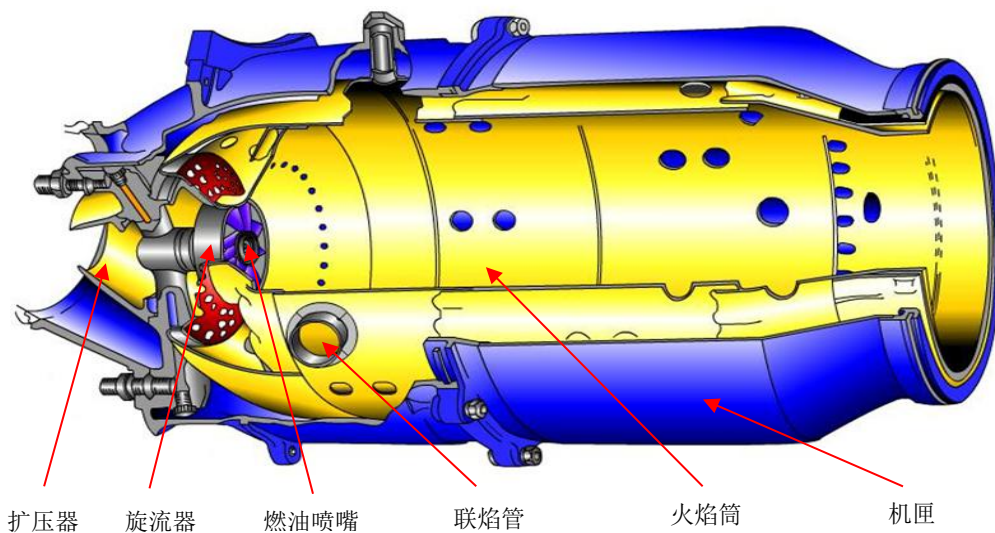


图 5-7 单管燃烧室

1. 机匣

燃烧室机匣用来构成二股气流的通道。

在环管形和环形燃烧室中，燃烧室机匣由内、外机匣组成，内、外机匣直径很大，厚度很薄，又都需要承受负荷，是发动机的主要承力构件，因此内、外机匣必须具有足够的强度和刚度。

2. 扩压器

壳体和火焰筒头部之间构成扩散通道，用来降低流速，提高压力，保证燃烧顺利进行和减少压力损失。

扩压器构造合理对改善燃烧条件，改善燃烧室性能、减小燃烧室尺寸和减轻重量具有重要意义。此外，在目前环形燃烧室中，还广泛采用将燃烧室进口扩压段并入压气机出口扩压

段内的措施，以缩短燃烧室的长度。

3. 火焰筒

火焰筒是燃烧室的主要组成，它由旋流器和火焰筒筒体等部分组成。

火焰筒筒体是一个在侧壁面上开有多排直径大小不同形状各异的孔及缝的薄壁金属结构，燃烧在其内部进行，保证燃烧充分、掺混均匀并使壁面得到冷却。

目前，火焰筒采用现有的最好的耐热材料、耐高温涂层。为了改善筒体受热不均匀的情况，在筒壁上孔稀少且孔径大的部位或在大孔之间开若干小孔，筒壁的冷却以气膜冷却为主，空气冷却火焰筒的内壁作为它与火焰的隔离层，这样可以使燃烧室主燃烧区承受很高的燃气温度。

旋流器的中央安装燃油喷嘴，气流经过旋流器叶片后，围绕着旋流器轴线产生强烈的切向旋转气流，在燃油喷嘴前方不远处产生回流区，保证火焰稳定。

4. 燃油喷嘴

燃油喷嘴可分为雾化型和汽化型。燃油喷嘴的基本功能是使燃油雾化或汽化，以保证燃油快速燃烧。目前发动机在各种飞行条件和工作状态下，需油量的变化范围较大，所以在航空发动机上广泛采用双油路离心喷嘴。具体内容将在发动机燃油和控制系统中详细介绍。

5. 点火装置

点火装置是发动机在地面起动或高空再起动机用来点火的装置，一般一台发动机有两个点火器。点火装置产生高能火花，点燃燃油。随着高能电嘴的发展，使电嘴能在低压下，放电量大大增加，因此，直接点火装置已经得到广泛的应用。

5.3.2 燃烧室的类型和特点

用于燃气涡轮发动机的燃烧室主要有三种类型，即多个单管燃烧室、环管形燃烧室、环形燃烧室。

1. 多个单管燃烧室

图 5-8 为多个单管燃烧室。

该型燃烧室在内，外壳体之间有 8-16 个单管燃烧室，每个单管燃烧室有它自己单独的火焰筒和外套（空气机匣），火焰筒前安装有旋流器、喷油嘴，通常在两个单管燃烧室上装有点火装置，各个单管燃烧室之间有联焰管相连。

该型燃烧室的优点是设计简单，结构强度好，能够单个的拆卸和更换。它的缺点是它们较重和需要更多的空间，还需要复杂的来自压气机的空气供应管路，导致气动损失非常高。多管燃烧室的另一个缺点是从一个室到其他室点火困难。多个单管燃烧室用于离心式压气机发动机和早期型别的轴流式压气机发动机中。单管燃烧室也用在 APU 中。

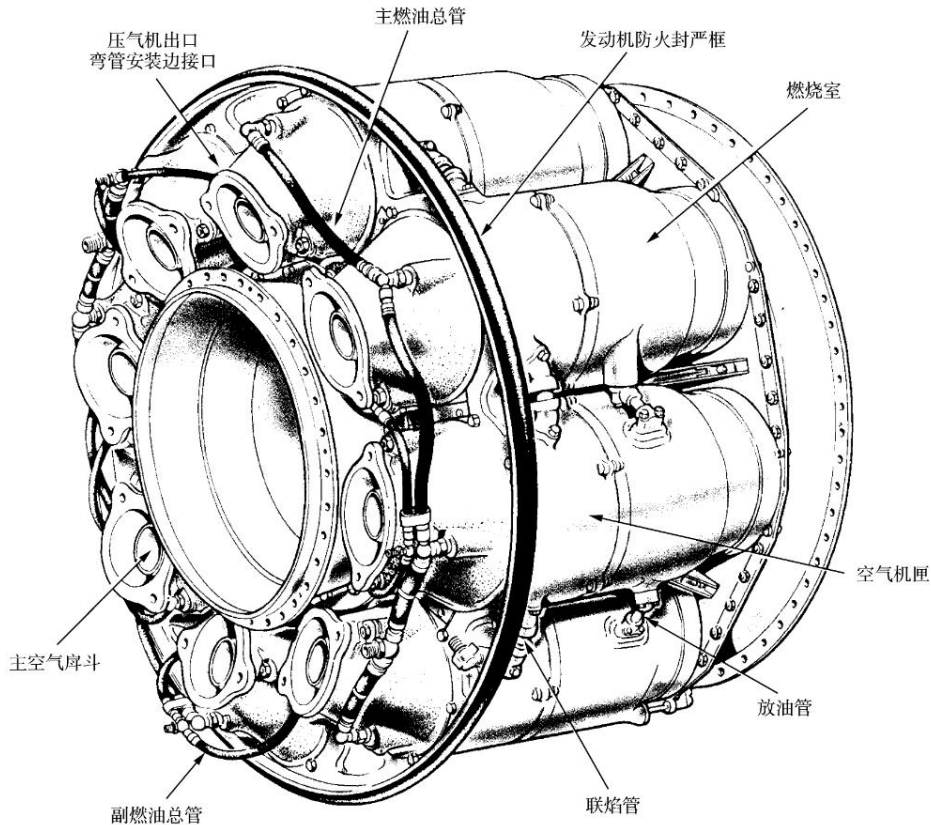


图 5-8 多个单管燃烧室

2. 环管形燃烧室

环管形燃烧室是由若干个管式火焰筒，沿圆周均匀安装在同一个内、外壳体间的环形空腔内，相邻火焰筒燃烧区之间用联焰管联通，它由内壳、外壳、若干个火焰筒和喷嘴等组成，如图 5-9 所示。

环管形燃烧室兼有多个单管燃烧室易于翻修和试验以及环形系统紧凑的优点；比类似的多管燃烧室尺寸较小，重量较轻；外壳体可以传递扭矩，从而改善发动机整体刚性，有利于减轻发动机的结构重量。它的缺点是气动损失相当高，以及从一个火焰筒到另一个火焰筒点火困难。环管形燃烧室多用于轴流式压气机的发动机上。

3. 环形燃烧室

图 5-10 所示是环形燃烧室。环形燃烧室由四个同心圆筒组成，最内、最外的两个圆筒为燃烧室的内、外机匣，中间两个圆筒构成环形火焰筒，在火焰筒的头部装有一圈旋流器和喷油嘴。

环形燃烧室的主要优点是火焰筒结构简单，环形面积利用率高，迎风面积小、重量小，点火性能好，总压损失较小，以及出口温度分布均匀。环形燃烧室的缺点是制造费用高，拆卸困难和耗费时间。

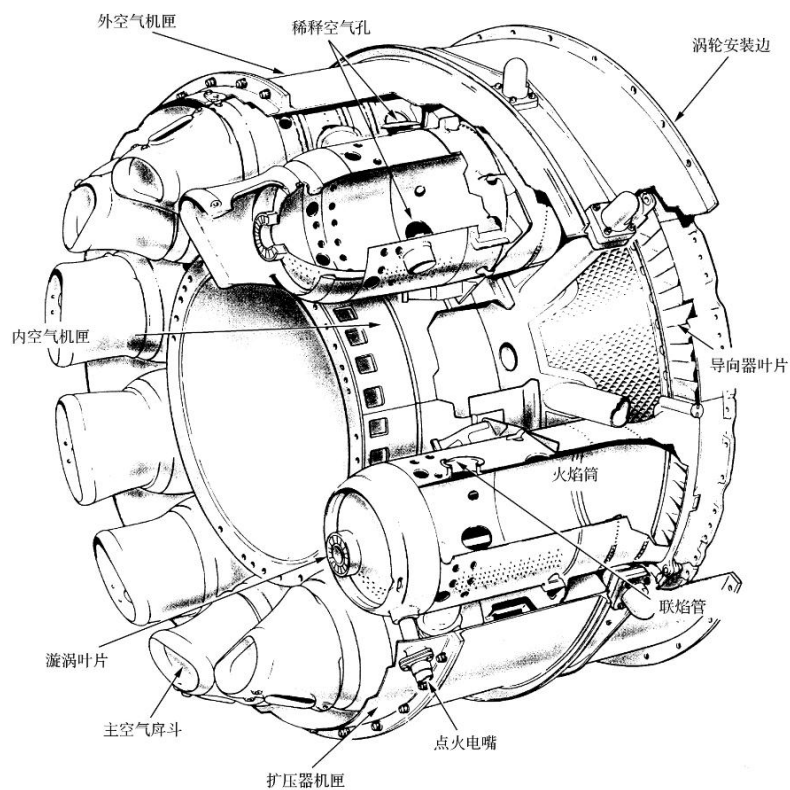


图 5-9 环管形燃烧室

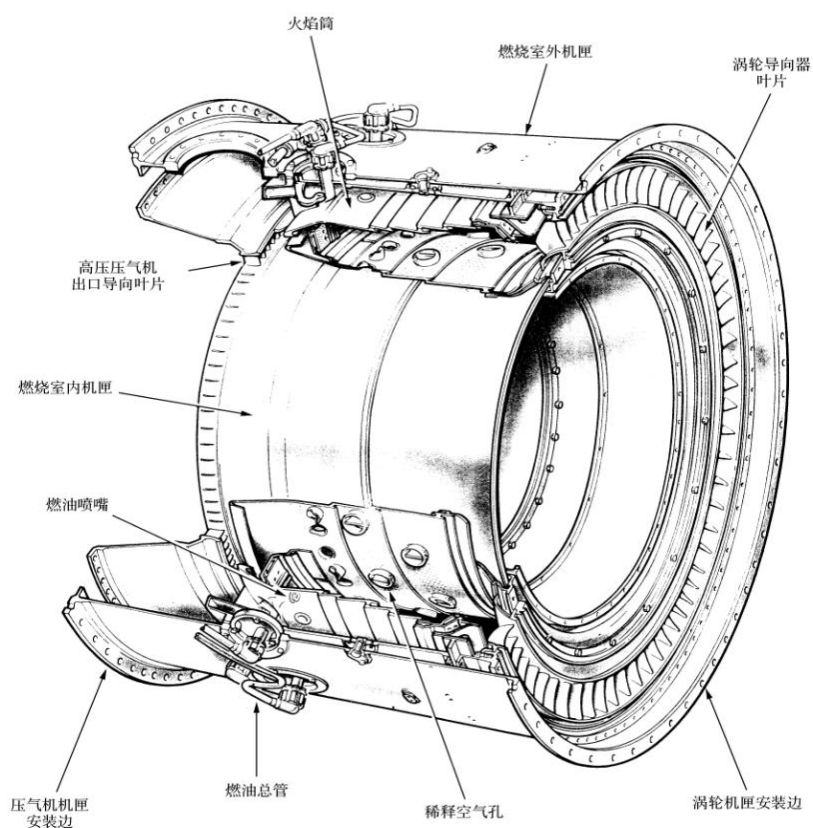


图 5-10 环形燃烧室

环形燃烧室多用于轴流式压气机的发动机，民用飞机上所用的 JT9D，CFM56，PW4000，GE90 等发动机都是这种燃烧室。某些小型机上采用环形回流燃烧室(见图 5-11)，燃烧室围在涡轮外面。这样大大减少了发动机的轴向长度，特别适合于尺寸受限制的发动机，但涡轮的孔探检查困难。

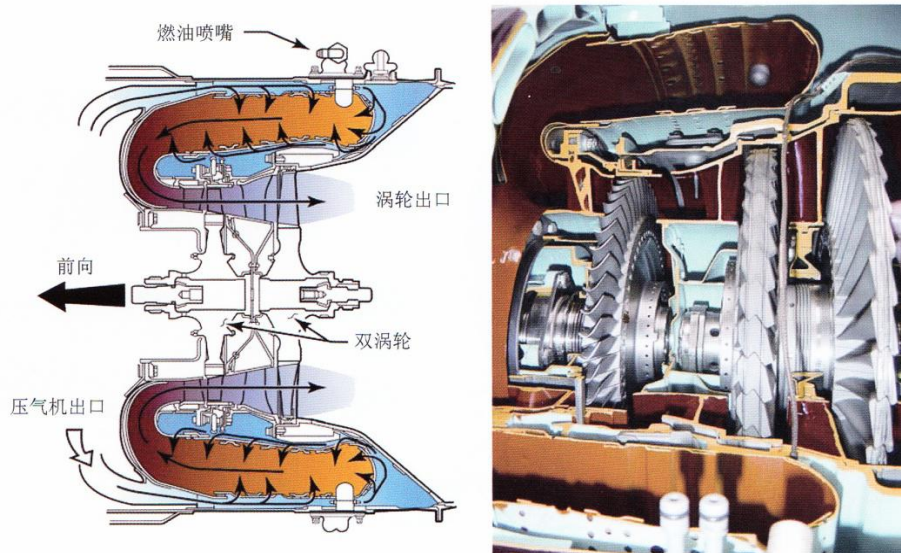


图 5-11 环形回流燃烧室

减少燃烧排放污染物的一个方法是使用双环形燃烧室(见图 5-12)。一个燃烧区称为先导级，空气和燃油经主预混室燃烧，总在工作；另一个称为主级，空气和燃油经副预混室燃烧，仅在高功率状态工作。对于每一级，空气燃油比控制比标准燃烧室更好，减少了一氧化碳和碳氢物的排放。双环形燃烧室比标准燃烧室更短，减少了排气在热区的时间，由此减少了氮氧化物的生成。

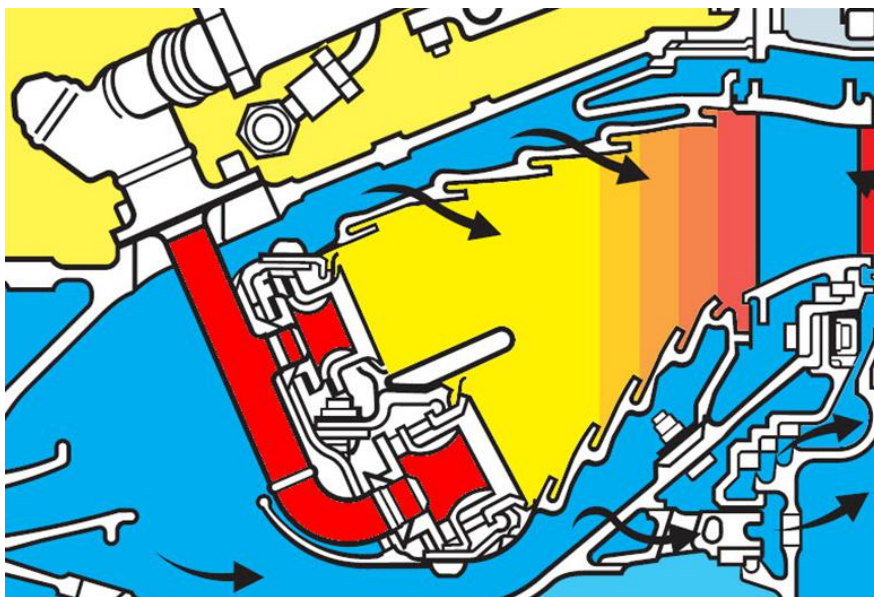


图 5-12 双环形燃烧室

5.3.3 燃烧室的冷却和材料

目前民航用的涡轮风扇发动机大多采用全环形燃烧室，通常由镍基耐热合金制成，燃烧室的内壁涂覆有耐热等离子喷涂层。

燃烧生成的燃气温度高达 $1800\sim 2000^{\circ}\text{C}$ ，由于燃气温度太高，若直接流入涡轮会烧坏涡轮叶片。因此，进入燃烧室内大约 25% 的空气从火焰筒头部流入，流经旋流器并与燃油混合后在燃烧区被点燃，其他大约 75% 的空气用于与燃气混合冷却，从而降低进入涡轮的燃气的温度。用于冷却的气体一部分通过火焰筒上径向孔进入稀释区，而其余的空气则通过火焰筒壁面的切向孔进入火焰筒，对火焰筒进行冷却，同时可大大降低进入涡轮的燃气温度。由切向孔流入火焰筒的空气沿火焰筒壁内表面流动，从而在燃气与火焰筒之间形成一层隔热空气膜，将火焰筒壁面与高温燃气隔开，这种冷却方式被称为气膜冷却（见图 5-13）。该冷却方式结构简单、重量轻，消耗的空气少。目前的气膜冷却技术可使冷却壁面所需的空气流量比对流冷却方式所需的量减少多达 50%。

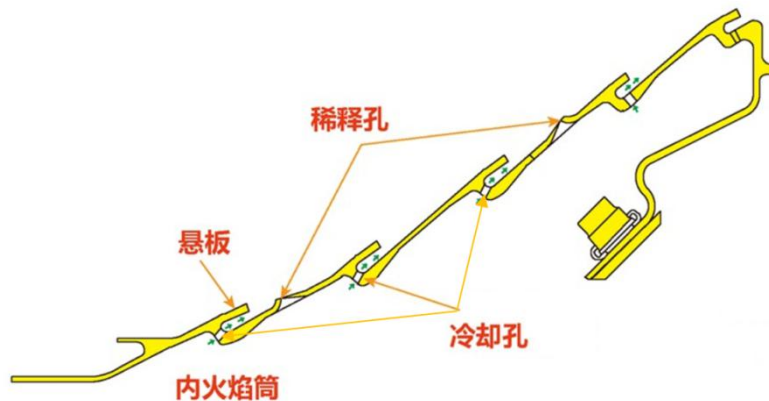


图 5-13 气膜冷却

5.4 典型发动机燃烧室维护介绍

5.4.1 典型发动机燃烧室的部件识别

- 1) 典型发动机环形燃烧室，如图 5-14 所示；
- 2) 典型发动机的燃烧室机匣，如图 5-15 所示。



图 5-14 发动机环形燃烧室



图 5-15 发动机的燃烧室机匣

5.4.2 典型发动机燃烧室的维护及安全注意事项

1) 燃烧室是油气混合气燃烧的区域，长期承受高温烧蚀。在日常孔探检查中，如发现局部烧蚀严重，需考虑该区域燃油喷嘴雾化是否均匀，导致燃烧室衬板局部过热；

2) 在发动机湿冷转时, 在燃烧室内积聚有较多的燃油, 可能会从燃烧室机匣安装边流出, 这是正常现象。在发动机正常起动前, 要按手册要求执行干冷转吹出燃油, 防止烧坏发动机;

3) 燃烧室的孔探检查

燃烧室的孔探检查(见图 5-16)只限于可见区域的检查, 可通过孔探孔和点火嘴安装座, 使用刚性的或柔性的内窥镜进行检查。燃烧室孔探检查区域包括: 火焰筒头部区域、内火焰筒和外火焰筒区域。



图 5-16 燃烧室的孔探检查

第6章 涡轮

6.1 涡轮的分类和工作原理

燃气涡轮是燃气涡轮发动机的重要部件之一，它的主要作用是：把高温、高压燃气的热能和压力能转变成旋转的机械功，从而带动压气机及其它附件工作。在涡扇发动机中，涡轮还带动风扇；在涡桨发动机中，它带动螺旋桨；在涡轴发动机中，它输出轴功带动旋翼。

6.1.1 涡轮的分类

和压气机一样，按燃气流动方向是否和涡轮旋转轴轴线方向大体一致，涡轮可分为轴流式涡轮和径向式涡轮两类，如图6-1所示。径向式涡轮总是单级，常用于小型涡轮发动机如APU上。除了少数小功率的涡轮外，现代航空燃气涡轮发动机大多采用轴流式涡轮。在轴流式涡轮中，按照转子的数目可分为单转子、双转子和三转子涡轮。

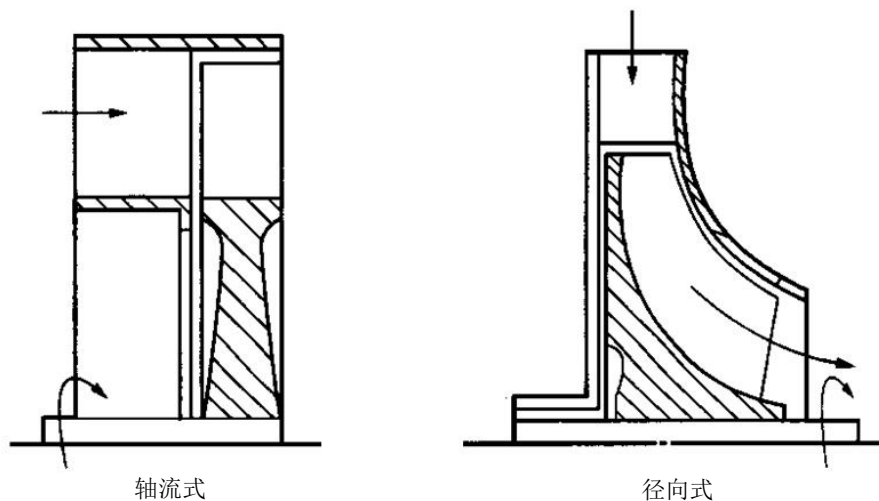


图6-1 涡轮的分类

轴流式涡轮还可以分为：冲击式、反力式、冲击—反力式涡轮三种类型（见图6-2）。

冲击式涡轮中，推动涡轮旋转的扭矩是由于气流方向的改变而产生的。涡轮导向器内叶片的流动通道是收敛形的，燃气在导向器内速度增加，压力下降；而在工作叶片通道内，相对速度的大小不变，只改变气流的流动方向。冲击式涡轮的工作叶片的前缘和后缘较薄，中间较厚。

反力式涡轮中，推动涡轮旋转的扭矩是由于气流速度大小和方向的改变而产生的。燃气

在涡轮导向器中只改变流动方向，涡轮工作叶片间的通道是收敛形的，承受燃气膨胀和加速产生的反作用力。燃气的相对速度增加，流动方向改变，压力下降。反力式涡轮工作叶片的前缘较厚，后缘较薄。

燃气涡轮发动机大多采用冲击—反力式涡轮。涡轮设计中每一种方式的比例大体取决于装此涡轮的发动机型别。一般来说，大约冲击式占 50%，反力式占 50%。

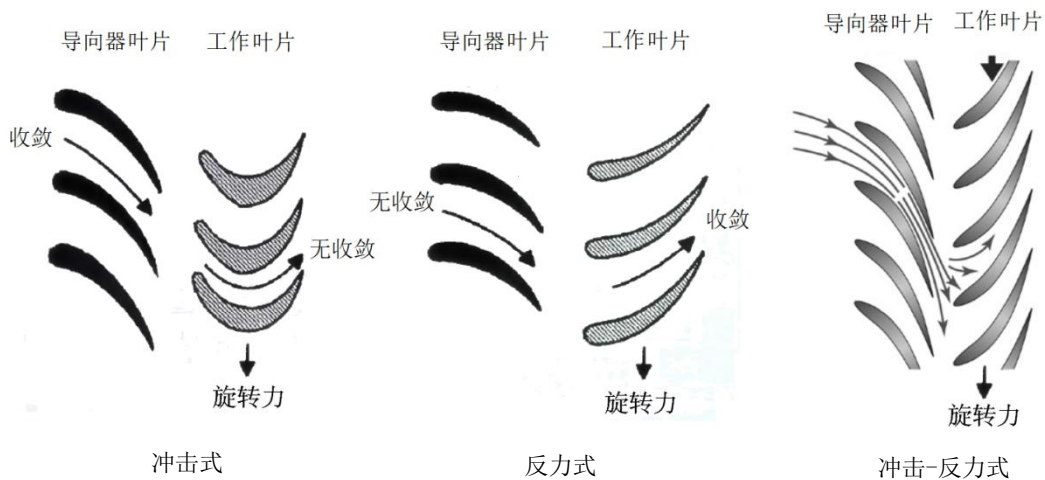


图 6-2 轴流式涡轮的类型

6.1.2 涡轮的工作特点

由于涡轮部件的性能与压气机部件性能的差异，导致涡轮部件与压气机部件的差别表现为以下几个方面：

1) 涡轮叶片比压气机叶片要厚。其原因有两个：

一个是工作气体的温度高，涡轮叶片受热严重，金属材料的强度随着温度的升高而降低，为了保证叶片的强度，所以涡轮叶片较厚。另一个原因是涡轮叶片需要冷却，所以有的涡轮叶片是空心的，以便通冷却空气。

2) 涡轮叶片比压气机叶片弯曲的程度要大。其原因是单级功率大，气动力矩大。

3) 涡轮部件的材料必须能适应高温下可靠工作的要求，要有足够的高温强度，良好的热安定性以及耐腐蚀性，涡轮叶片材料已成为提高涡轮前燃气温度的决定因素之一。

4) 涡轮部件要求具有均匀的热惯性与良好的热补偿结构。在发动机工作过程中，燃气温度又经常发生变化，由于其内部温度的不均匀或不能自由膨胀而产生热应力与热变形，过大则会影响发动机的正常工作。短时间内热应力的剧增，可能导致部件产生裂纹；反复作用的热应力与变形可能导致部件的破坏(称为热疲劳)。

6.1.3 轴流式涡轮的工作原理

1. 燃气在涡轮中的流动

每个单级涡轮，是由导向器和工作叶轮组成。基元级由导向器叶栅和工作叶轮叶栅通道组成，叶栅通道均是收敛形的，如图 6-3 所示。

气流经过导向器：燃气速度增加，压力下降，并改变流动方向，将压力位能和热能转变为动能，总压下降，总温不变。气流经过工作叶轮：燃气相对速度增大，方向改变，压力降低，温度降低，推动工作叶轮高速旋转，向外输出功，使绝对速度减小，将热能转变为功，总压、总温都下降。气流经过涡轮基元级的参数变化如图 6-3 所示。

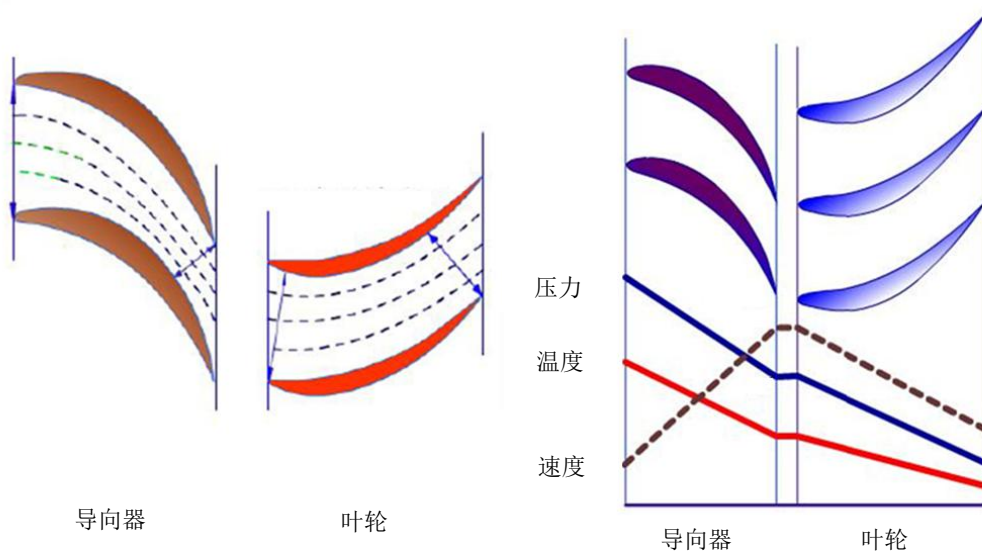


图 6-3 导向器和叶轮的叶片通道及气流的参数变化

2. 涡轮的主要参数

涡轮的主要参数有：涡轮前燃气总温、涡轮落压比、涡轮功、涡轮效率和涡轮功率。

1) 涡轮前燃气总温

涡轮前燃气总温越高，燃气所具有的膨胀能力越强，同时涡轮叶片所承受的热负荷越大。所以，涡轮前燃气总温描述了燃气的膨胀能力，对涡轮的安全工作具有直接影响。

2) 涡轮落压比

涡轮落压比是指涡轮前燃气总压与涡轮后燃气总压之比，用 π_T^* 表示，其大小表示燃气在涡轮中的膨胀降压能力。

3) 涡轮功

涡轮功分为理想涡轮功和实际涡轮功。

1kg 燃气通过理想的过程（绝热、无流动损失和漏气损失情况下）从膨胀涡轮前燃气总

压到涡轮后燃气总压所输出的功称为理想涡轮功。

1kg 燃气从涡轮前燃气总压膨胀到涡轮后燃气总压实际所输出的功称为实际涡轮功。

4) 涡轮效率

涡轮效率为实际涡轮功与理想涡轮功之比，涡轮效率能够反映涡轮内流动损失的大小。燃气流过涡轮时，具有类似于压气机中所存在的各项流动损失。但是，燃气在涡轮里是加速流动，损失要比压气机里少，效率要比压气机稍高些。在涡轮的损失中，漏气损失较大，因为涡轮的压降高，容易漏气。

5) 涡轮功率

涡轮功率是指单位时间内涡轮轴实际输出的功，用符号 N_T 表示。影响涡轮功率的因素有：涡轮前燃气总温、燃气流量、涡轮落压比和涡轮效率。当涡轮前燃气总温一定时，随着转速的增大，涡轮功率增大。当转速一定时，随着涡轮前燃气总温上升，涡轮功率也增大。

6.2 涡轮的结构和冷却

涡轮由转子和静子两个组件组成，如图 6-4 所示。静子通常也叫导向器或喷嘴环，每个单级涡轮，是由导向器和工作叶轮组成，导向器在前、工作叶轮在后。导向器在前有利于燃气的膨胀加速，实现动能的转换，又便于采取冷却措施，提高涡轮可靠性。

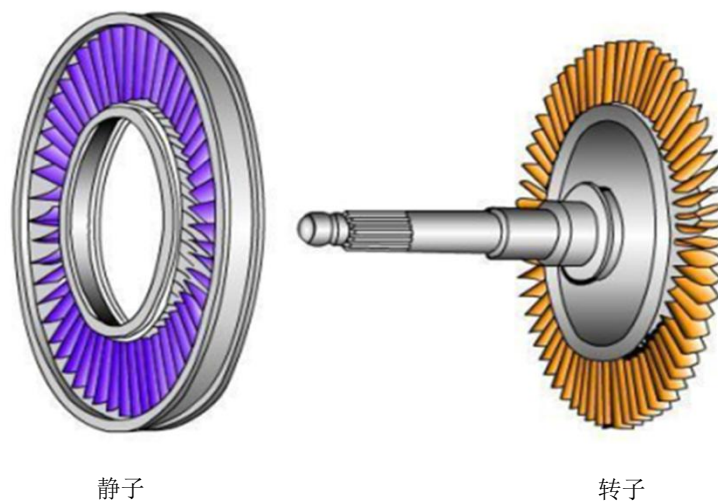


图 6-4 轴流式涡轮的组成

双转子涡轮风扇发动机的涡轮包括高压涡轮和低压涡轮，如图 6-5 所示。高涵道比的涡轮风扇发动机，外涵喷气产生的推力大约占整个发动机推力的 80%。高压涡轮通常采用一级或者两级涡轮，高压涡轮带动高压压气机和其他附件工作；低压涡轮通常采用多级涡轮，低压涡轮带动风扇和低压压气机转动。高、低压转子在机械上是互相独立的，它们之间只有气动联系没有机械联系。在同一台发动机中，压气机的级数比涡轮级数多，因此，一级涡轮的

功要比一级压气机功大，一般来说一级涡轮可以带动多级压气机。

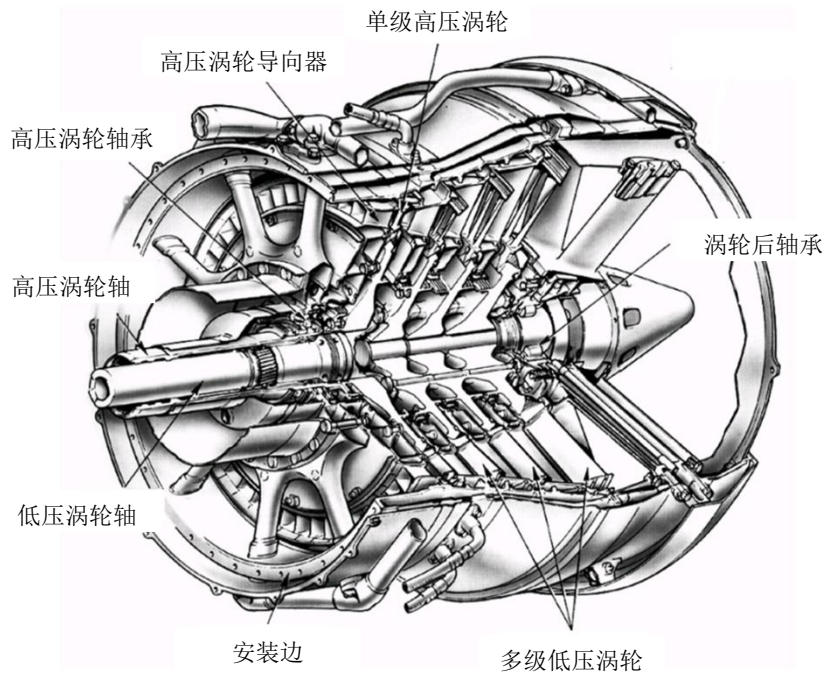


图 6-5 典型涡扇发动机的涡轮

6.2.1 涡轮转子

涡轮转子是涡轮转动部分的总称，它是由转子叶片、涡轮盘、涡轮轴和装在轴上的其它转动部件组成的一个整体，如图 6-6 所示。涡轮转子是在高温、高转速下工作，并要传递大功率，所以工作条件比较恶劣。在多级涡轮中，还有盘间连接部件。

1. 涡轮转子叶片

高温燃气不仅会使叶片材料的强度极限下降，而且还会使叶片材料产生蠕变和侵蚀。涡轮叶片蠕变是涡轮叶片的持久伸长。叶片蠕变是由热负荷和离心负荷长时间作用引起的，它是由于负荷的长期作用结果产生的塑性变形，与时间和温度相关。涡轮叶片由耐热的高强度合金钢制成。涡轮转子叶片由叶身和榫头两个基本部分组成。

转子叶片的叶身结构原则上与压气机叶片的要求相类似，由于涡轮单级转换能量大，即气流速度高，折转角大，从而气动力大，所以涡轮叶片的叶型剖面弯曲度大，叶身较厚，并且沿叶高的截面变化也较明显。涡轮转子叶片设计成翼型截面，高压涡轮的工作叶片也做成空心的，由压气机引气进行冷却。

涡轮叶片榫头承受的负荷较大，而且榫头处于高温下工作，材料的机械性能降低。现代燃气涡轮发动机中的涡轮，广泛使用枞树形榫头，这种榫头在轮缘所占的周向尺寸较小；这种榫头可以有间隙地插入榫槽，允许榫头与轮缘受热后自由膨胀；可以利用榫头的装配间隙，通入冷却空气，对榫头和轮缘进行冷却。

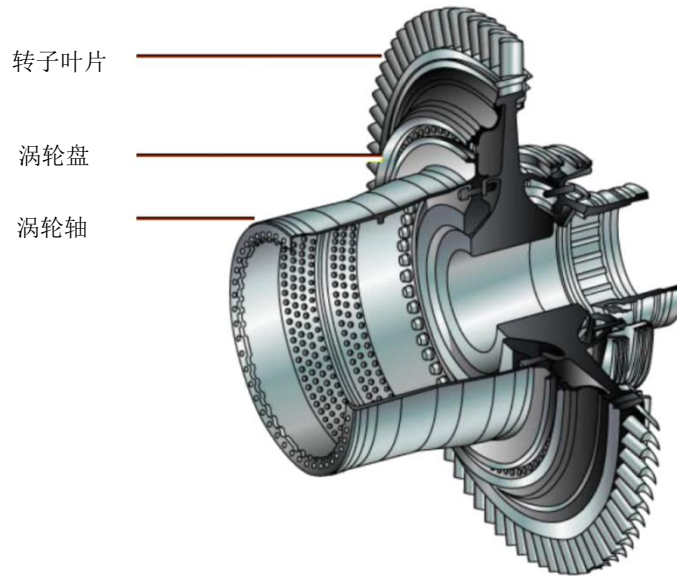


图 6-6 涡轮转子的组成

2. 涡轮盘

涡轮盘通常由机械加工的锻件制成。它可以和轴制成一个整体，也可以带安装边由螺栓连接涡轮轴。涡轮盘的外缘还有涡轮工作叶片安装用的榫槽。

3. 涡轮轴

涡轮轴主要是传递扭矩，要有足够的强度。但必须注意到轴和轴承还受到不平衡惯性力交变负荷的作用，轴的临界转速问题也是不可忽视的，因而要有足够的刚性。

6.2.2 涡轮静子

涡轮静子组件主要包括涡轮机匣、涡轮导向器、涡轮框架和间隙控制装置等，如图 6-7 所示。

1. 涡轮机匣

涡轮机匣通常是圆柱形或圆锥形的薄壁壳体，除固定导向器外，还借前后安装边分别与燃烧室及喷管连接，用于传递相邻部件的负荷，因此涡轮机匣是发动机承力系统的重要构件。

涡轮机匣与涡轮转子在工作时应保持良好的同心度。有的发动机在装配时，在涡轮的某几片叶片尖部附着一层类似砂轮的磨削材料，然后旋转涡轮转子，用这些叶片将涡轮机匣内壁附着的易磨结构或涂层磨掉，以便使涡轮机匣的内壁与转子同心。经过磨削后，这些叶片的附着材料也被磨掉。上述使叶尖间隙均匀的措施都是在装配时获得的，由于机匣是传递负荷的承力构件，特别是传递不对称负荷，长期使用可能会产生较大的变形，从而不能保持均匀的叶尖间隙，使涡轮效率下降，形成发动机性能的衰退现象。对于大型民用航空发动机，要求工作寿命不断延长，除了提高结构的可靠性外，性能的衰退已成为一个突出的问题。双

层结构机匣是改善衰退现象的措施之一。它将构成气流通道外壁的内层机匣与传递负荷的外层机匣分开，这样，在较长使用时间内作为承力构件的外层机匣的变形，不会影响到内层机匣，因此保持了较均匀的叶尖间隙。

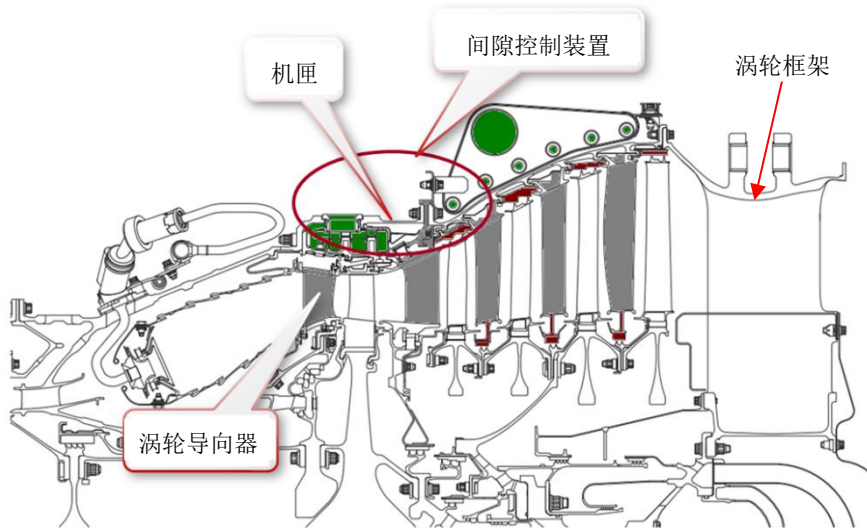


图 6-7 涡轮静子的组成

2. 涡轮导向器

涡轮导向器是由内、外环和一组导向叶片组成的环形静止叶栅。

导向叶片的材料采用高温合金，精密铸造而成，做成实心的或空心的。实心叶片铸造方便，但因叶型厚薄不均，受热速度不同，叶片内热应力较大。空心叶片叶型部分壁厚明显减薄，并趋于均匀，还可以通冷空气，这样，降低了叶片的工作温度，减小了热应力。

3. 涡轮框架

涡轮框架是发动机的主要结构件，位于低压涡轮后面，将低压涡轮后端的轴承负荷传递到涡轮框架上发动机后安装节，并支持发动机排气部件像喷管和排气锥。典型的涡轮框架由框架毂同轴承支撑、外框架机匣和一组连接毂同外机匣的支柱组成。

4. 间隙控制装置

涡轮机匣与转子叶片叶尖之间的距离叫涡轮径向间隙。由于材料、尺寸的不同，状态变化时收缩膨胀率的不同，涡轮径向间隙是变化的。材料膨胀需要的时间取决于材料的厚度，薄的材料比厚的材料膨胀得较快。如果冷态的装配间隙为 Δ_1 ；起动时，薄壁涡轮机匣的热惯性较小，受热后温度升高比轮盘快，因而膨胀也快，涡轮间隙增大为 Δ_2 ；随着转子转速增高，工作叶片和盘都得到加热，再加离心力的影响，使正常工作时涡轮间隙减小为 Δ_3 ；当发动机停车时，热惯性较小的机匣冷却得比转子快，因此涡轮间隙减小，这时的涡轮间隙为 Δ_4 最小（见图 6-8）。

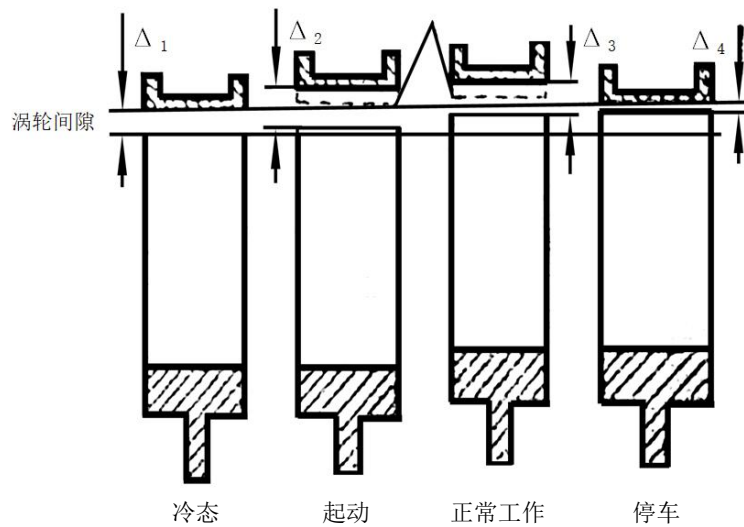


图 6-8 涡轮间隙及其随发动机状态的变化

发动机工作期间，涡轮径向间隙太大将减少涡轮效率，因为大量燃气通过涡轮叶片和机匣间隙流走没有做功。如果涡轮径向间隙太小，转子叶片同涡轮机匣的摩擦，引起涡轮材料的磨损或涡轮损坏。例如某型发动机的试验说明，如果涡轮径向间隙增加 0.25cm，燃油消耗将增加 1%。间隙控制装置可以减小涡轮径向间隙，实质上是指停车时不允许出现机匣与叶片相碰的条件下，要求在其它各种状态下，尽量减小涡轮径向间隙，提高发动机的效率。关于间隙控制的具体内容将在空气系统中讨论。

6.2.3 涡轮的材料

涡轮工作在极端的条件下，这是因为：由于转速高，涡轮材料承受非常高的离心力；同时，涡轮部件还承受多次功率循环引起的材料疲劳及硫化物引起的腐蚀。所以涡轮的制造需要采用先进的材料和制造工艺。

涡轮的常见故障是裂纹，其原因是热应力。整台发动机受热最严重的部件是第一级涡轮导向器。超温可能导致叶片出现裂纹，裂纹常出现在或横穿过叶片的前缘与后缘，而且裂纹的方向与叶片的长度相“垂直”。在维护过程中使用强光源和放大镜对涡轮叶片进行仔细地检查（即孔探检查）。

涡轮导向叶片除受有较大的气动力与不稳定的脉动负荷外，还处于高温燃气的包围之中，温度高，冷热变化大、温度不均匀严重。对于导向叶片，耐热是最主要的性能要求，虽然采用冷却技术，仍使用耐高温的镍合金和加强热阻特性的热障涂层。

涡轮盘承受很大的旋转应力，影响涡轮盘使用寿命的限制因素是其抗疲劳裂纹的能力。目前，涡轮盘用镍基合金制造。增加合金中镍元素的含量可增大抗疲劳特性，延长轮盘寿命。另一途径是采用粉末冶金盘，它可提高强度，允许更高的转速。

涡轮工作叶片材料采用铸造镍基合金，它有更好的抗蠕变和疲劳特性。研究发现，通过将晶粒沿叶片长度方向排成柱状即“定向凝固”比普通铸造的等轴晶体结构可以改善使用寿命。军民用的燃气涡轮发动机采用单晶体叶片，具有优异的高温强度，良好的抗氧化和抗热腐蚀性能，良好的疲劳性能、断裂韧性等综合性能。

6.2.4 涡轮的冷却

涡轮是发动机中承受热负荷和机械负荷最大的部件，要保证涡轮在高温下可靠地工作，除了采用热强度高的耐热合金或合金钢来制造涡轮部件外，还必须采用先进的冷却技术，针对部件温度的分布情况，有效地组织冷却系统，以改善部件的工作条件，增加其使用寿命，提高涡轮效率。对高压涡轮导向叶片和工作叶片，采用来自发动机高压压气机的空气冷却。目前广泛使用的冷却方式，有对流冷却、冲击冷却、气膜冷却三种方式。

为了加强冷却效果，在大多数现代燃气涡轮发动机上往往同时采用对流冷却、冲击冷却及气膜冷却三种组合的冷却方法，如图6-9所示。

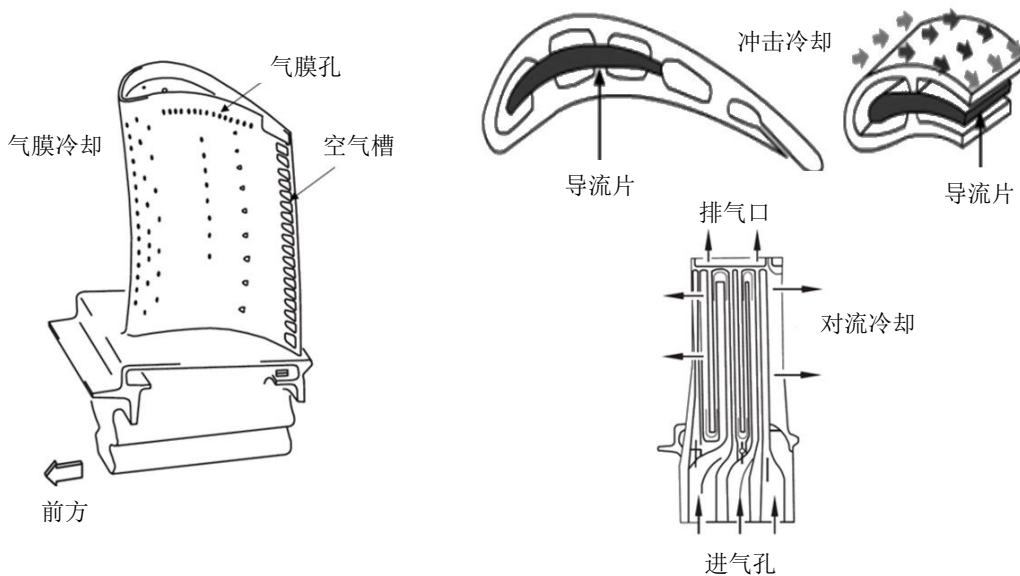


图6-9 涡轮叶片的组合冷却

对流冷却(见图6-9)是最简单的冷却方法，冷却空气流通过空心的叶片。冷却空气从叶片底部和顶部的孔进入，流经叶片的内部通路，通过与壁面的热交换，将热量带走，再从叶片前后缘流出，同热的燃气流汇合。

冲击冷却(见图6-9)对于涡轮导向叶片和转子叶片是较好的冷却方法。冷却空气首先流入叶型内空心的导流片，导流片上有许多小孔或缝隙作为喷嘴，冷却空气通过这些喷嘴冲击叶型的内壁。这样强化了局部的换热能力，增强了冷却效果。随后冷却空气顺着叶片内壁面进行对流冷却，最后从叶片后缘流出同热燃气流汇合。

气膜冷却(见图 6-9)进一步改善冷却效果。冷却空气由叶片端部进入叶片内腔, 通过叶片壁面上开的大量小孔流出, 在叶片表面形成一层气膜, 将叶片与高温燃气隔开, 达到冷却叶片的目的。但这种叶片表面开的小孔太多, 制造工艺复杂, 叶片强度受到一定的影响。

涡轮导向叶片和涡轮工作叶片的寿命不仅取决于它们的结构形式, 而且还与冷却方式有关, 因此内部流道的气流设计对涡轮叶片的使用寿命非常重要, 发动机制造商通过不断改进涡轮叶片的内部冷却通道以及结构来提高涡轮叶片的寿命。

冷却涡轮盘的空气进入涡轮盘内部的空腔, 并向外流过轮盘表面, 然后沿级间封严与轮盘之间的通道进入涡轮叶片的叶根, 对涡轮叶片的根部进行冷却, 在完成对涡轮转子的冷却之后, 重新加入到主燃气流中。涡轮轴也需要低压压气机空气冷却, 然后排出机外。图 6-10 为高压涡轮盘和涡轮叶片的冷却。

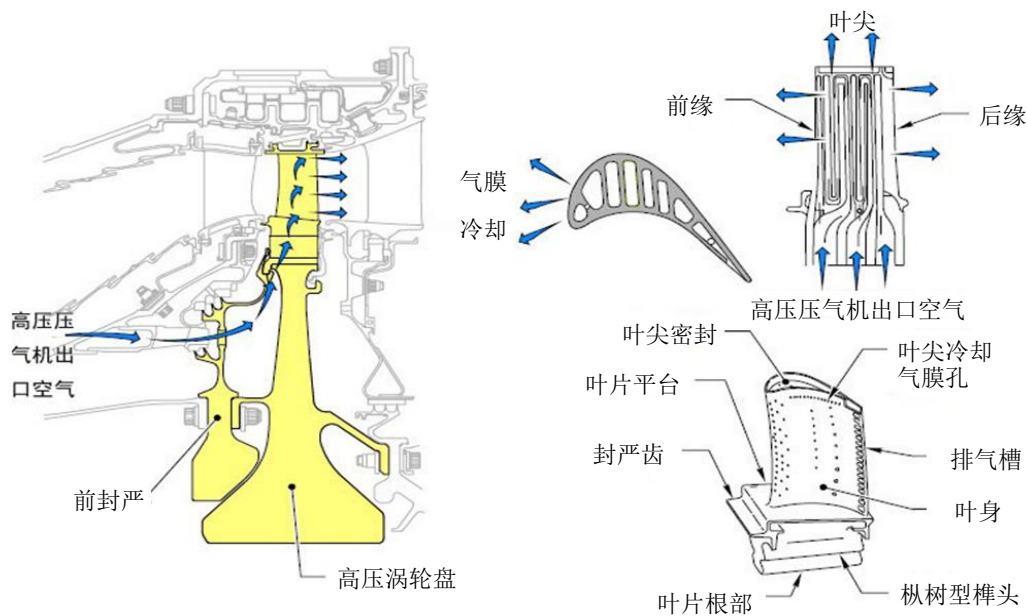


图 6-10 高压涡轮转子的冷却

另外一个与涡轮叶片冷却有关的因素是环境条件, 如果大气中含有的悬浮颗粒或其他化学污染物多, 则可能引起内部冷却通道的堵塞或内部腐蚀, 使涡轮叶片的寿命大大缩短, 因此在发动机设计和改进中需要全面考虑叶片冷却效果与预防颗粒物堵塞冷却通道和内部腐蚀问题。高压涡轮导向器的冷却情形如图 6-11 所示。

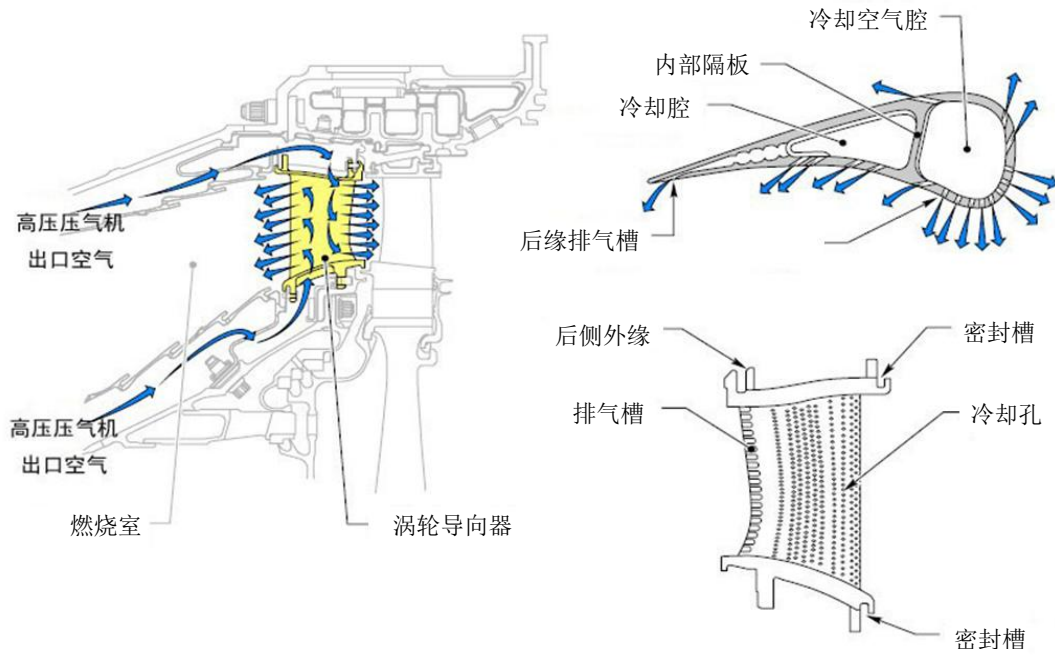


图 6-11 高压涡轮导向器的冷却

6.3 典型发动机涡轮的维护介绍

6.3.1 典型发动机涡轮的部件识别

1. 涡轮转子

1) 典型发动机的涡轮转子叶片，如图 6-12 所示。

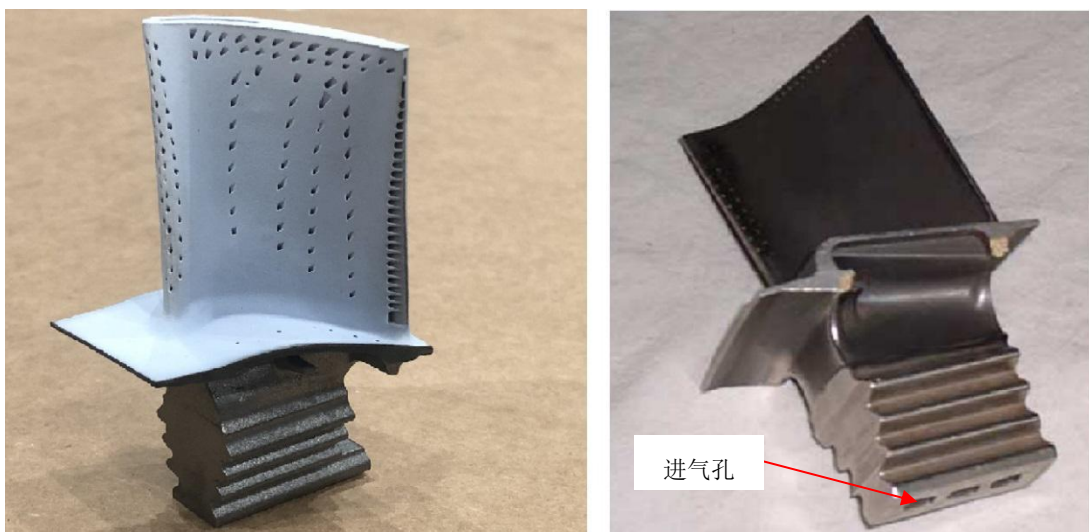


图 6-12 涡轮转子叶片

2) 典型发动机的高压涡轮转子, 如图 6-13 所示。



图 6-13 高压涡轮转子

2. 涡轮静子

1) 典型发动机的涡轮机匣, 如图 6-14 所示。

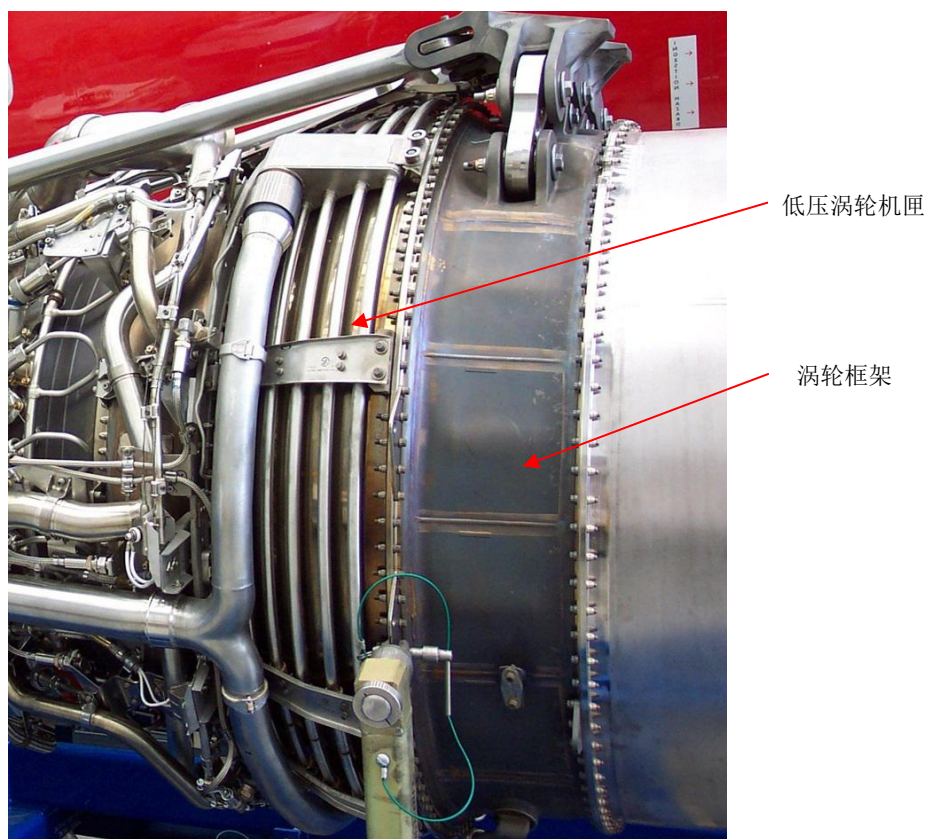


图 6-14 涡轮机匣

2) 典型发动机的涡轮导向器, 如图 6-15 所示。

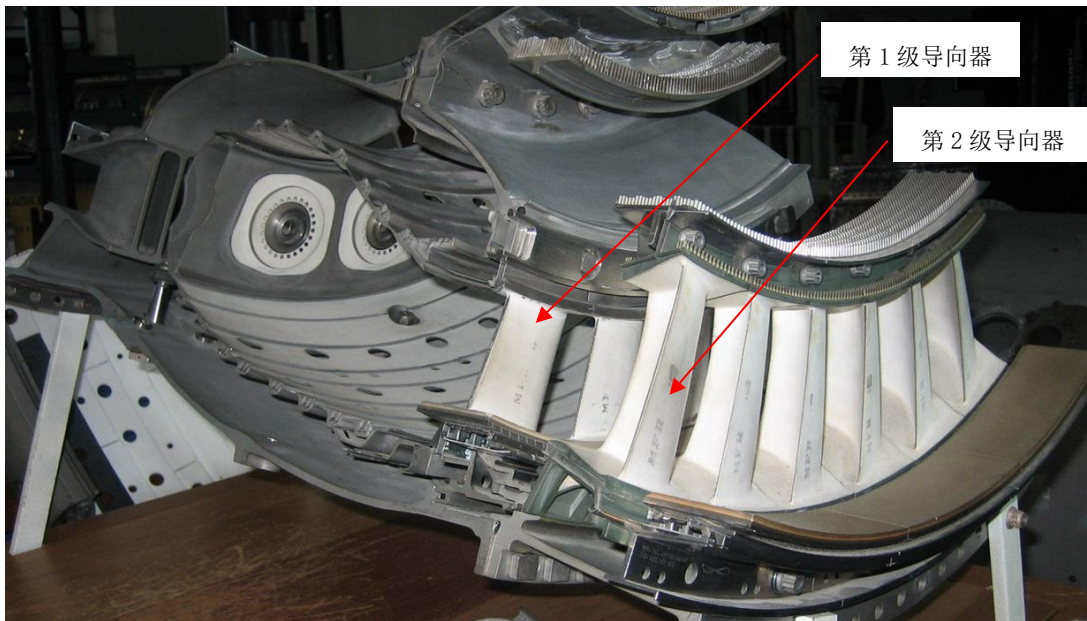


图 6-15 涡轮导向器

6.3.2 典型发动机涡轮的常见维护及安全注意事项

1) 发动机在工作时, 由于涡轮温度最高, 发动机各部件承受的负荷最大, 因此, 使用中应防止发动机超温、超转、超时。发生超温超转时要严格按手册进行相关检查。

2) 风沙环境中使用的发动机由于叶片内部冷却气路容易堵塞, 导致涡轮转静子叶片容易出现烧蚀, 断裂等损伤, 严重影响发动机的使用寿命。

3) 高压涡轮进口导向叶片的检查(见图 6-16)

高压涡轮进口导向叶片检查区域包括: 叶片的前缘, 凹面, 凸面, 后缘, 内外平台等。主要损伤检查项目包括: 烧蚀, 裂纹, 材料缺损等。

4) 高压涡轮转子叶片的检查(见图 6-17)

涡轮转子叶片的叶尖一般设计有磨损指示槽, 可以用来判断叶片和环罩的磨损情况。高压涡轮转子叶片的检查区域包括: 叶片的前缘, 后缘, 叶尖等。

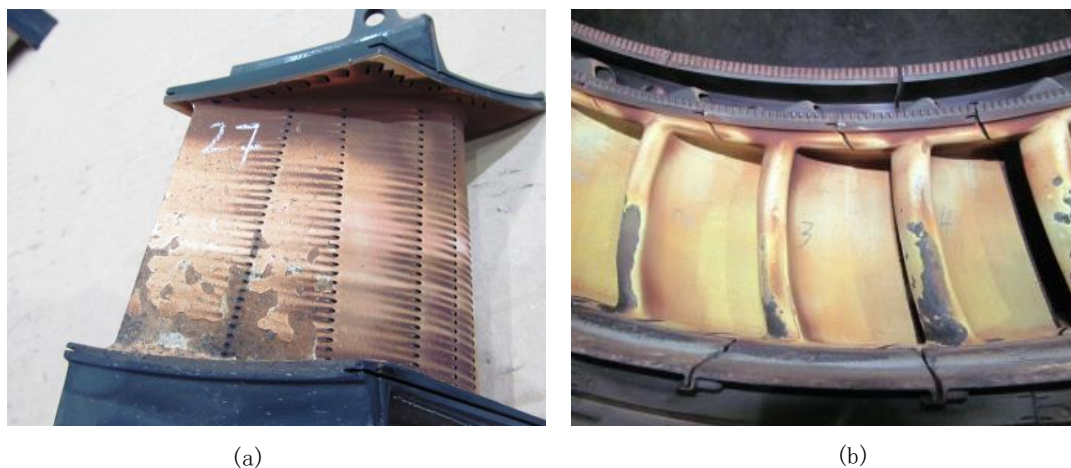


图 6-16 高压涡轮导向叶片的检查

(a) 1级高压涡轮导向叶片，腐蚀，涂层丢失

(b) 1级高压涡轮罩环，刮磨痕迹，剥落；2级高压涡轮导向叶片腐蚀，涂层丢失和烧蚀痕迹

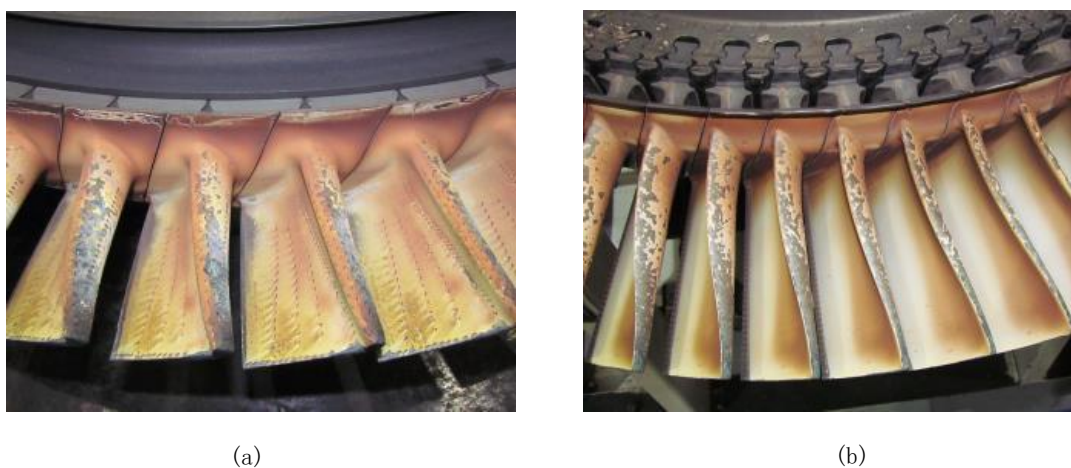


图 6-17 高压涡轮转子叶片的检查

(a) 1级高压涡轮叶片，腐蚀，涂层丢失和烧蚀痕迹

(b) 2级高压涡轮叶片，腐蚀，涂层丢失

第7章 喷管

7.1 喷管概述

7.1.1 喷管的作用和类型

喷管的主要作用是：使从涡轮(或加力燃烧室)流出的燃气，在喷管中继续膨胀，燃气中的一部分热能转变为动能，以很大的速度沿一定的方向喷出，增大出口动量，使发动机产生反作用推力；其次是通过反推力装置改变喷气方向，将向后排出的喷气折转向斜前方排出，产生反推力，以迅速降低飞机落地后的滑跑速度，缩短飞机的滑跑距离；第三是采用消音喷管降低发动机的排气噪声；最后是通过调节喷管的临界面积来改变发动机的工作状态。

喷管分为亚音速喷管和超音速喷管两种类型。亚音速喷管是收敛形的管道，而超音速喷管是先收敛后扩张形的管道。

7.1.2 亚音速喷管

1. 亚音速喷管的组成和工作原理

目前，大型民航机的飞行速度大多为高亚音速，所以其动力装置都采用固定收敛形的亚音速喷管。亚音速喷管由排气管(中介管)和喷口组成。排气管包括壳体、后整流锥和支板三个部分，如图7-1所示。

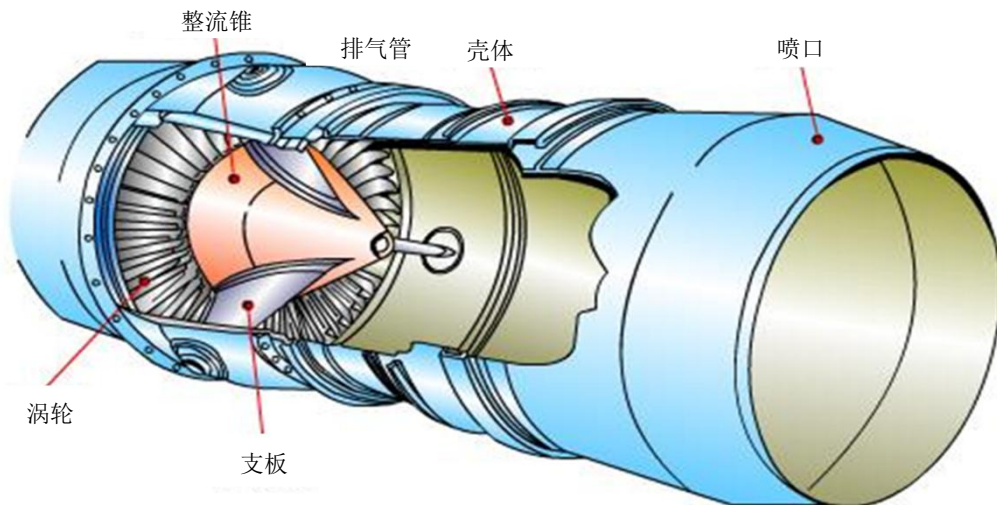


图7-1 亚音速喷管

排气管安装在涡轮的后面，其作用是使燃气提供一个扩张的流动通道并使燃气减速，以减少摩擦损失。后整流锥把环形的燃气通路逐渐过渡成圆形的，以减少涡流损失。支板是迫使方向偏斜的气流变为轴向流动，以减少流动损失。喷口是收敛形的管道，使燃气加速，以获得较大的推力。因此，在排气管内燃气减速增压，在喷口内燃气加速降压。

2. 亚音速喷管的性能参数

1) 可用落压比

喷管进口处的总压与喷管出口外的反压（外界环境压力）的比值称为可用落压比。

2) 实际落压比

喷管进口处的总压与喷管出口处静压的比值称为实际落压比。

实际落压比和可用落压比之间的关系是：实际落压比可以等于或小于可用落压比，但是实际落压比不能大于可用落压比，这是因为：收敛喷管出口处的静压可以大于或者等于反压。

3) 喷管的总压恢复系数

燃气在流过喷管时不可避免地存在流动损失，而使气流的总压有所下降，一般用总压恢复系数来描述总压损失的多少，所谓总压恢复系数是指：喷管出口处的总压与喷管进口处的总压之比。

4) 喷气速度

影响喷气速度的因素有：喷管进口总温，喷管实际落压比和流动损失。

当喷管落压比和流动损失保持不变时，喷管进口总温越高，则喷气速度越高。

当喷管进口总温和流动损失保持不变时，喷管落压比越高，则喷气速度越高。

当喷管落压比和喷管进口总温保持不变时，流动损失越小，则喷气速度越高。

3. 收敛喷管的三种工作状态

收敛喷管有三种工作状态：亚临界工作状态，临界工作状态和超临界工作状态。

当可用落压比小于 1.85 时，喷管处于亚临界状态。这时喷管出口气流马赫数小于 1，出口静压等于反压，实际落压比等于可用落压比，是完全膨胀。

当可用落压比等于 1.85 时，喷管处于临界状态。这时喷管出口气流马赫数等于 1，出口静压等于反压，实际落压比等于可用落压比，都等于临界压比，是完全膨胀。

当可用落压比大于 1.85 时，喷管处于超临界状态。这时喷管出口气流马赫数等于 1，出口静压等于临界压力而大于反压，实际落压比小于可用落压比，是不完全膨胀。

7.1.3 超音速喷管

1. 超音速喷管的组成和工作原理

超音速喷管是一个先收敛后扩张形的管道(见图 7-2)。

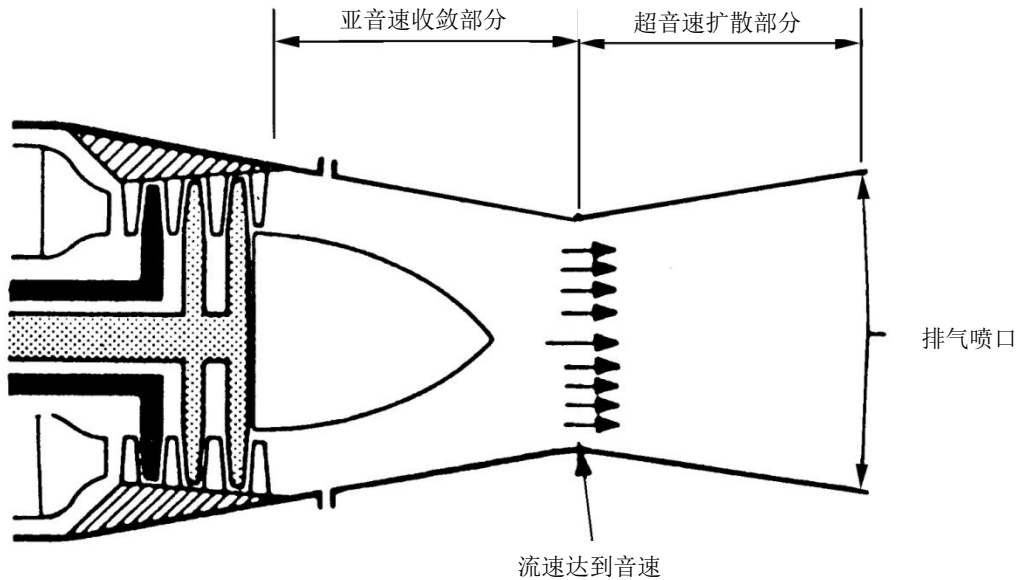


图 7-2 超音速喷管

收敛段的出口现在已成为喉部，而出口则在喇叭形扩散段的末端。当燃气进入喷管的收敛段时，燃气速度增加，静压相应降低。在可用落压比足够大的情况下，燃气到达喉部时速度可增加至当地音速，燃气离开喉部流入扩散段时，速度仍不断增加，加速到超音速。

2. 超音速喷管的气流流动状态

要建立一定马赫数的超音速流动，就必须有一定的管道面积比。但这仅仅是一个必要条件，具备该条件后，能否实现超音速流动，还要由气流本身的总压和一定的反压条件来决定。如果总压保持不变，看反压的变化对收敛-扩张形喷管流动的影响有以下几种情况：

反压等于总压时，各截面上的压力均相等，喷管的气体没有流动。

反压小于总压时，在上下游压差的作用下，喷管内气体流动，但流速较低，质量流量较小。

反压不断下降，到喷管喉部的压比达到临界压比时，喉部气流达到音速，由于反压值大于喉部压力，气流在扩散段压力重新回升。到出口截面，气流压力等于反压，扩张段仍为亚音速流动。

继续降低反压，喉部以后，气流达到超音速，在扩张段的某个截面形成一道正激波。

继续降低反压，扩张段内激波位置后移，正激波到喷管出口处时，喷管扩张段全部为超音速流动。

反压继续降低，激波移出喷口变成斜激波系，喷管内流动不再随反压变化。

反压降到某一数值时，出口截面气流压力恰好等于反压，出口不产生激波。

再降低反压，出口截面处气流压力大于反压，喷管外产生膨胀波。

因此，收敛-扩张形喷管气流流动状态可划为 4 种类型：

1) 亚音速流态；

- 2) 管内产生激波的流态;
- 3) 管外产生斜激波的流态;
- 4) 管外产生膨胀波的流态。

7.1.4 涡扇发动机的排气方式

涡轮风扇发动机的排气有两股气流：低温的外涵空气流和高温的内涵燃气流，如图 7-3 所示，其排气方式主要有分开排气和混合排气两种。

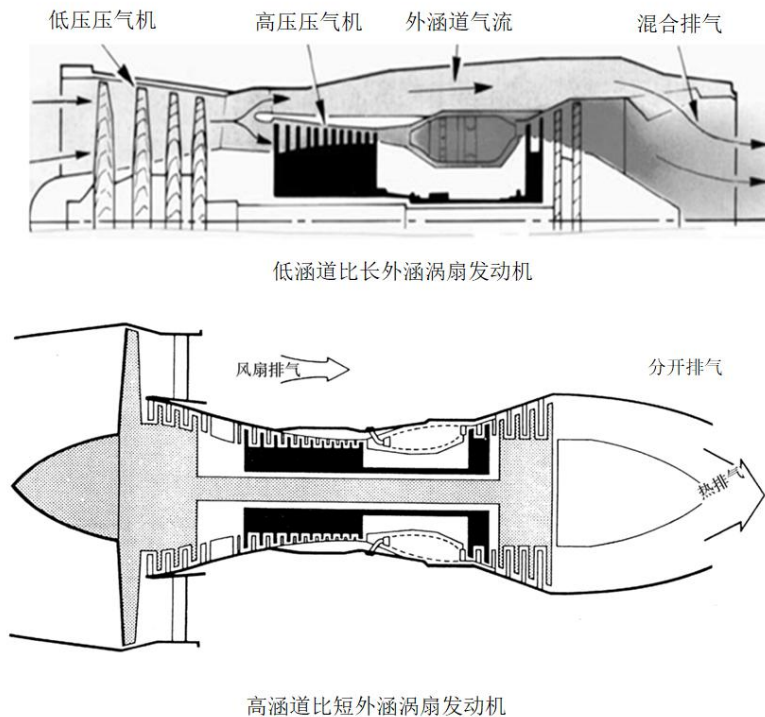


图 7-3 涡扇发动机的排气

在低涵道比发动机中，两股气流由混合器掺混，混合器能使外涵的空气流入涡轮排气流之中，保证两股气流充分混合。

在高涵道比发动机中，两股气流通常分别排出，也可以将两股气流结合到一个公用的即整体式喷管组件之中。这种喷管使气流在喷入大气之前先部分地混合。

7.1.5 降噪方法

1. 降噪概述

现代燃气涡轮发动机工作时的噪声高达 110~130 分贝，而人的听觉所允许的极限响度是 120 分贝，超过或接近此数值的音响会严重损害人的听力。机场条例和飞机噪声取证要求都

约束着允许飞机产生的最大噪声水平，因此，对于燃气涡轮发动机，尤其对旅客机、运输机用的发动机采用降低噪声的措施是十分必要的。

飞机机体自身产生的噪声是飞机整个噪声特性的一个因素，但主要的噪声源是发动机。当发动机工作时，高速排出的气流与周围空气的混合，压气机和涡轮的旋转，燃烧室内燃烧不稳定，发动机及其零部件的振动，传动附件的齿轮和各种泵的转动等因素，都是产生噪声的根源(见图 7-4)。这些噪声源具有不同的规律，产生的机理也不尽相同，但是，随着相对气流速度的加大，所有噪声在不同程度上都提高。

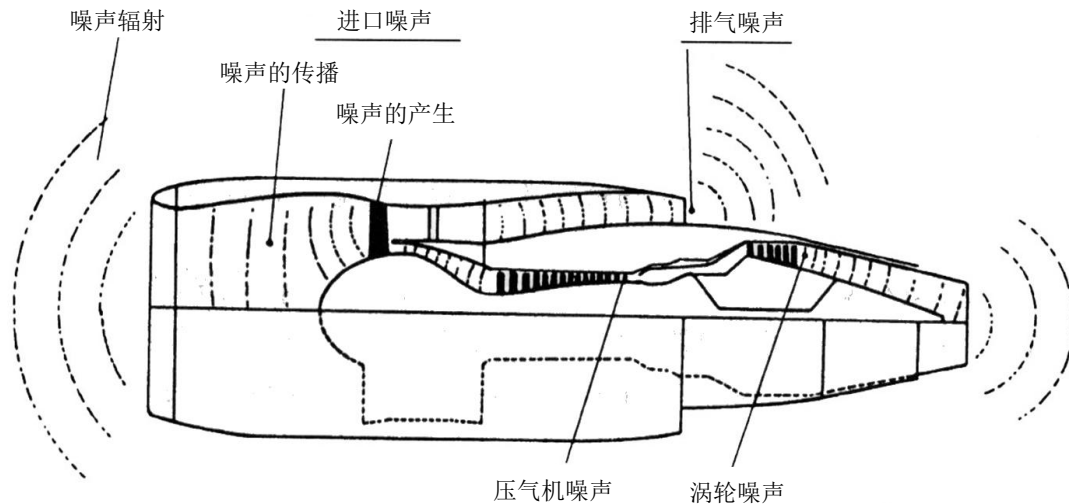


图 7-4 发动机的噪声来源

纯喷气发动机和低涵道比涡轮风扇发动机中，噪声的主要来源是尾喷气流。涡轮和压气机的噪声相比之下微不足道。

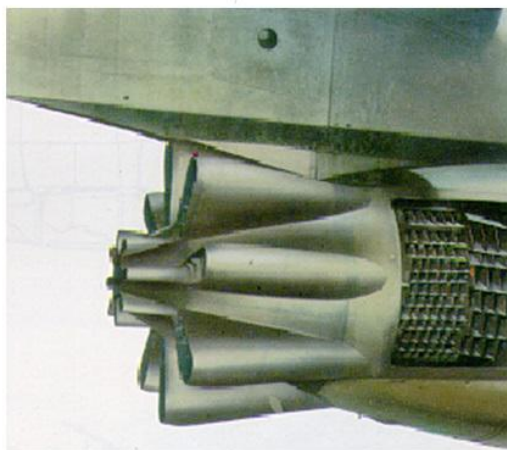
对于高涵道比涡轮风扇发动机而言，由于排气速度减小，排气流噪声下降，但是由于发动机内部处理的功率较大，使风扇和涡轮噪声加大。在高涵道比涡轮风扇发动机中，控制整个噪声水平的主要噪声源是风扇和涡轮。

2. 降低噪声的方法

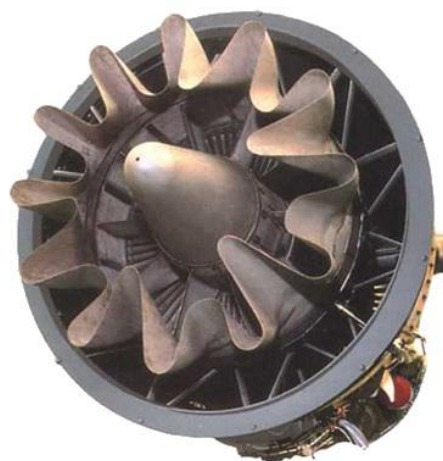
降低燃气涡轮发动机噪声的主要方法有：使用消音喷管、利用吸音材料和改进发动机的内部设计。对于涡轮风扇发动机，消音的部位主要包括：进气整流罩内壁面、风扇机匣内壁面、喷管内壁面。

1) 使用消音喷管

如前所述，在纯喷气发动机和低涵道比涡轮风扇发动机中，噪声的主要来源是尾喷气流，在推进喷管上，采用一瓣形或波纹形的消声器（见图 7-5），可以增大大气与排气流的接触面积来降低发动机噪声。此外噪声的传播与振动的频率有关，高频振动很容易被大气所吸收，所以高频振动传播的距离不远；而低频振动不容易被大气所吸收，传播的距离较远。利用这个原理，使用消音喷管，变低频振动为高频振动，可以缩小噪声的影响范围。



瓣形喷管



波纹形喷管

图 7-5 消音喷管

2) 利用吸音材料

通过减少发动机内部向外传播的噪声能量，可以降低外部感受到的发动机噪声水平。现代民用涡扇发动机通常在发动机内壁面中的进气整流罩内壁面、风扇机匣内壁面和尾喷管内壁面安装吸音材料，将声能转变成热，来降低发动机噪声，如图 7-6 所示。

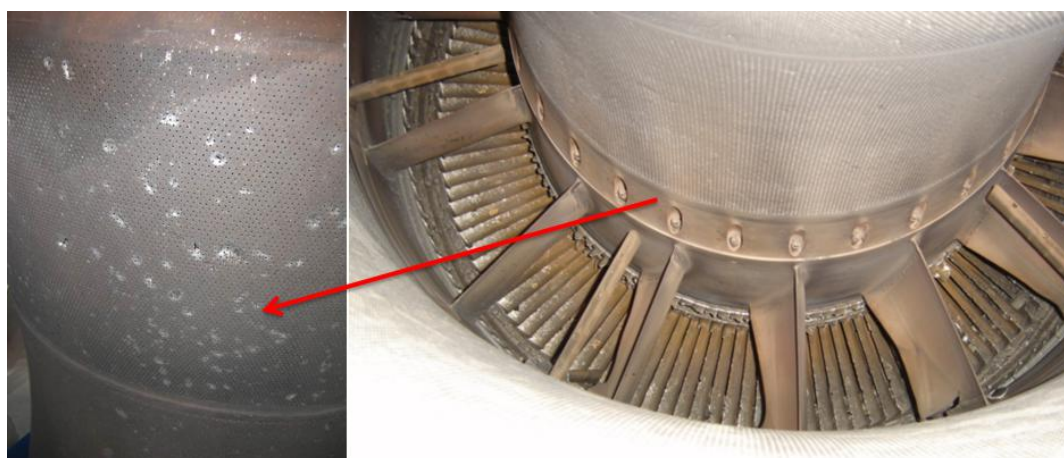


图 7-6 吸音材料

3) 改进发动机内部设计

对于降低发动机的内部噪声，可以应用声学处理对发动机内部进行设计。主要措施有：采用无进口导流叶片的单级风扇；加大风扇转子叶片与出口整流叶片之间的距离；合理选择转子叶片与静子叶片数目。

7.2 典型发动机喷管的维护介绍

7.2.1 典型发动机喷管的部件识别

典型发动机的喷管组件，如图 7-7 所示。

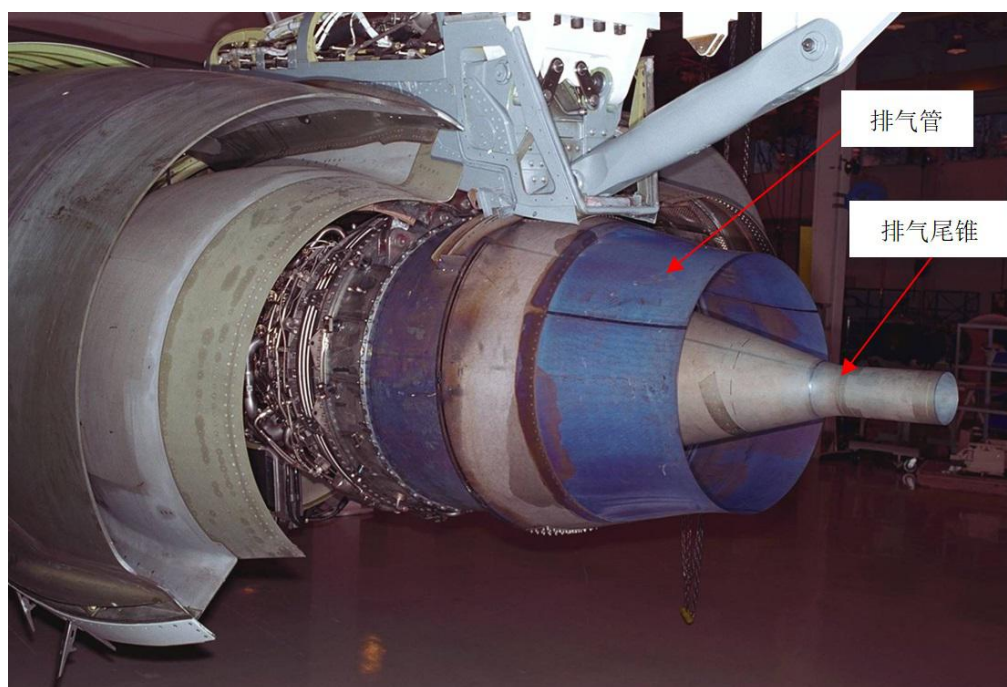


图 7-7 喷管组件

7.2.2 典型发动机喷管的常见维护及安全注意事项

1. 喷管的目视检查

对喷管进行目视检查时，需要检查喷管有无裂纹、变形等损伤。喷管裂纹损伤，如图 7-8 所示。



图 7-8 喷管的目视检查

2. 安全注意事项

发动机工作时，会吸入大量空气，排出高温、高速燃气，并产生很大噪声。为避免人员受伤和设备损坏，在飞机前、后都规定了危险区域，其大小随发动机的大小、位置、推力和风速的不同而不同。若进入进气危险区，会被吸入发动机。进入排气危险区，会被吹跑，并且高温排气也会造成伤害。危险区域的范围大小与发动机的功率状态有关，功率越大，范围就越大。不同的发动机，在其飞机维护手册中，对这些区域都有具体的规定。具体内容将在发动机监控与维护中详细介绍。

第8章 转子支承和附件传动

8.1 发动机转子支承

8.1.1 转子支承方案

1. 概念及表示方法

发动机转子是由压气机转子（或风扇）、涡轮转子和连接这些转子的零件所组成，根据转子数目，可以分成单转子、双转子（高压转子和低压转子）以及三转子（高压、中压以及低压转子）。发动机转子上的各种负荷，如气体轴向力、重力、惯性力及惯性力矩等均由支点承受，并经过发动机的机匣传递到发动机的安装节。

一般来说，一根转轴至少要在两处有轴承支承（2个支点），这样才能保持平衡。当有轴向载荷时，通常在两个支点中一处装滚棒轴承，另一处装滚珠轴承。发动机转子的支承也是这样，滚珠轴承限制转子轴向移动，滚棒轴承允许转子轴向自由移动。当然，当发动机转子比较长时，支点的个数可能会更多。单个转子只在一处设置滚珠轴承，其他各处都是滚棒轴承，以保证转子即可轴向定位，又能轴向自由移动。

在发动机中，转子采用几个支承结构（支点），安排于何处，称为转子支承方案。在转子支承方案的设计中，应保证转子的横向刚性和可靠地承受转子的负荷，又应使发动机的结构轻巧，拆装方便。

在分析发动机转子支承方案时，为了表示转子支点的位置与数目，通常以两条前后排列的横线分别代表压气机转子和涡轮转子，两条横线前、后及中间的数字表示相应位置的支点数。例如1-3-0的转子支承方案，表示压气机转子前有1个支点，涡轮转子后无支点，压气机与涡轮转子间有3个支点，整个转子共支承于4个支点上。

2. 单转子支承方案

在大多数单转子发动机中，采用如图8-1所示的1-2-0三支点支承方案，这种支承方案中，在压气机前、后各用一个支点，涡轮盘前有一个支点，涡轮轴前端通过联轴器与压气机连接。

此时，联轴器不但传递扭矩、轴向力，而且也作为涡轮转子的前支点，当涡轮转子与压气机转子不共轴时，涡轮轴也能通过联轴器正常地工作。因此，要求联轴器做成铰接形式，使压气机前支点与中支点在一条直线上，中支点与后支点也在一条直线上，两轴线间允许有

一个偏斜角。这种支承方案不仅只有一个承受轴向负荷的支点，支点所承受的轴向负荷也很小，而且每个转子均支承于两个支点上，相对刚性较好，所以得到广泛应用。

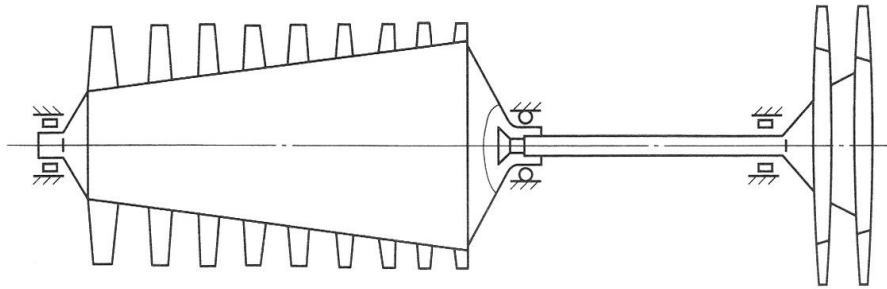


图 8-1 1-2-0 三支点支承方案

3. 双转子和三转子支承方案

目前民航发动机多为双转子或三转子发动机，转子数目多，支承数目多，而且低压转子轴要从高压转子轴中心穿过，使结构复杂，但原则上可以将发动机的各转子（低、中、高压转子）分割开来，每个转子按单转子进行分别分析。与单转子发动机不同的另一点是，多转子发动机有些支点不直接安装在承力机匣上，而是装在另外一个转子上，通过另一转子的支点将负荷外传。由于这个支点是介于两个转子之间的，所以称为中介支点（或称轴间支点）。中介支点的轴承，则称中介轴承或轴间轴承。采用中介支点，可使发动机长度缩小，承力机匣数减少。但是轴间轴承的润滑、冷却和封严要复杂些，轴承的工作条件也较差，如果中介轴承为滚珠轴承，装拆也比较困难。

图 8-2 为 PW4000 发动机支承方案，低压转子为 0-2-1 方案，高压转子为 1-1-0 方案，5 个支点支承于 3 个承力机匣上，无中介支点。与 JT9D 发动机相比，在低压转子上增加了一个支点，即在风扇主轴后面，增加一个滚棒轴承，这种设计方案很好地解决了低压转子刚度不足的问题。高压转子采用的二支点支承方案将涡轮后支点放在涡轮前缩短了高压轴的长度，有利于控制轴的变形，具有良好的振动特性，同时给低压转子提供了一定的设计裕度，但由于轴承径向尺寸的限制，涡轮轴刚性较小。

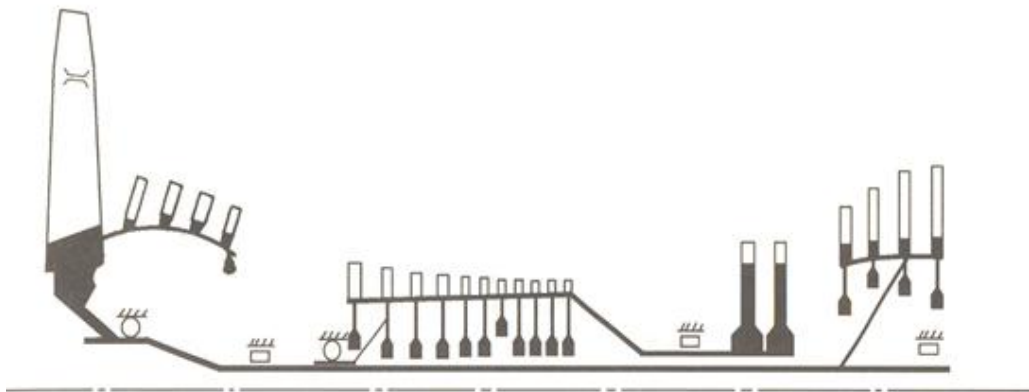


图 8-2 PW4000 发动机转子支承方案

图 8-3 为 CFM56 发动机的支承方案。CFM56 发动机为高涵道比的涡扇发动机。它的两个转子支承于 5 个支点上，通过两个承力构件将轴承负荷外传，它的低压转子为 0-2-1 支承方案，高压转子为 1-0-1 支承方案，高压涡轮后轴通过 4 号中介支点支承于低压涡轮轴上。这种将高压转子支承于低压转子的结构，能够取消高压涡轮前后的承力结构，使发动机结构简单，重量轻，因而为许多发动机采用。

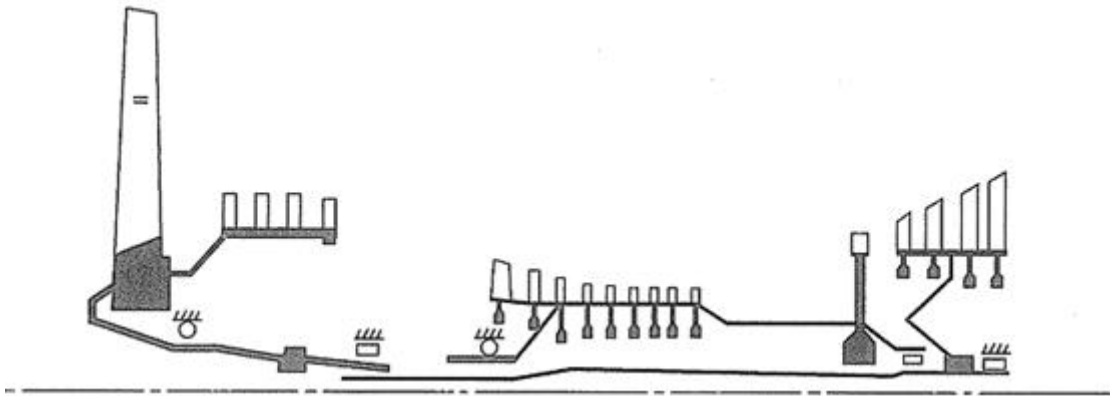


图 8-3 CFM56 发动机转子支承结构简图

图 8-4 为 RB211 发动机三转子的支承方案。它的 3 个转子共有 8 个支点，通过 4 个承力构件外传。低压转子为 0-2-1 支承方案，中压转子为 1-2-0 支承方案，高压转子为 1-0-1 支承方案。

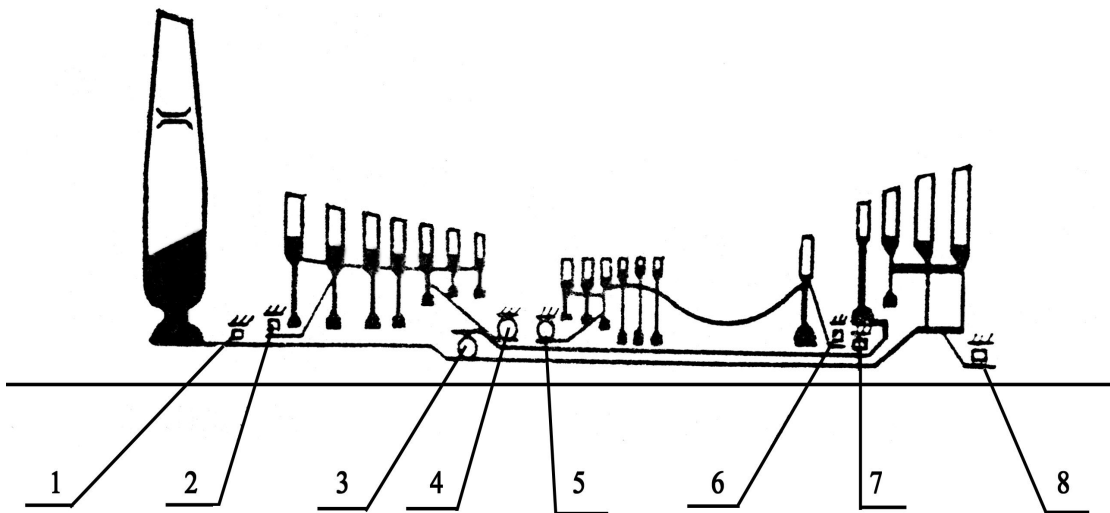


图 8-4 RB211 发动机三转子的支承方案

其中低压转子的止推支点（即 3 号止推轴承）为中介支点，将低压轴支承于中压压气机后轴内。在整体布局中，将 3 个转子的止推支点集中在一个承力机匣上，使传力路线好。由于转子数目多，只得在涡轮中采用了涡轮级间（高压与中压级间）的承力构件，支承 6 号和 7 号轴承。这种涡轮级间承力构件不仅使发动机长度加大，而且也影响涡轮效率。

8.1.2 联轴器

联轴器是将压气机转子和涡轮转子连成一体的组合件。联轴器传递的负荷取决于转子支承方案，在不同的转子支撑方案中，有的联轴器仅传递扭矩，有的联轴器传递扭矩和轴向力，还有的联轴器需要传递扭矩、轴向力和径向力。联轴器结构设计应满足传递负荷的要求，并能保证在不共轴条件下可靠地工作以及拆装方便。联轴器可分为刚性联轴器和柔性联轴器两大类。

1. 刚性联轴器

刚性联轴器能将涡轮轴和压气机轴刚性地连成一体，传递扭矩、轴向力。刚性联轴器常见形式有套齿式和短螺栓连接式。

PW4000 发动机低压转子采用的是三支点支承方案，连接低压涡轮轴与风扇轴的低压联轴器为套齿式刚性联轴器，如图 8-5 所示，联轴器由 A、B 两个圆柱面定心，套齿传递扭矩，大螺母轴向拉紧传递涡轮轴与风扇轴的轴向力。

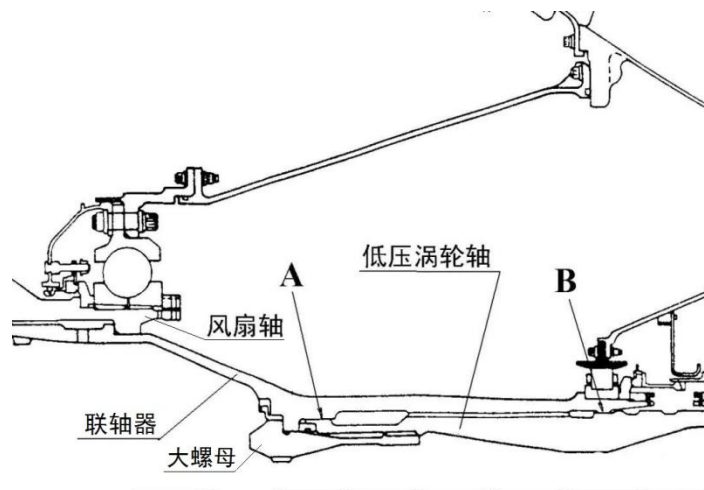


图 8-5 PW4000 低压转子联轴器

在现代涡轮风扇发动机中，当高压转子后端通过中介轴承支承于低压转子上时，为避免低压转子工作不稳定对高压转子造成的影响，在低压转子三支点的支承方案中，低压涡轮转子和风扇转子间普遍采取套齿式刚性联轴器，如 CFM56 系列发动机。

在 RB211、CFM56 等发动机的高压转子上，压气机后轴与涡轮轴间，采用了圆柱面定心，短螺栓连接的刚性联轴器。图 8-6 为 CFM56 发动机高压转子的刚性联轴器结构图。压气机后轴与涡轮轴分别与封严盘的前后端面接触，以轴的外圆柱面与封严盘的凸缘配合定心，三者之间用短螺栓连接。为便于安装，螺栓先固定于压气机后轴上，当涡轮转子装上后，由涡轮盘孔心处用工具将自锁螺母拧紧到各螺栓上即可。

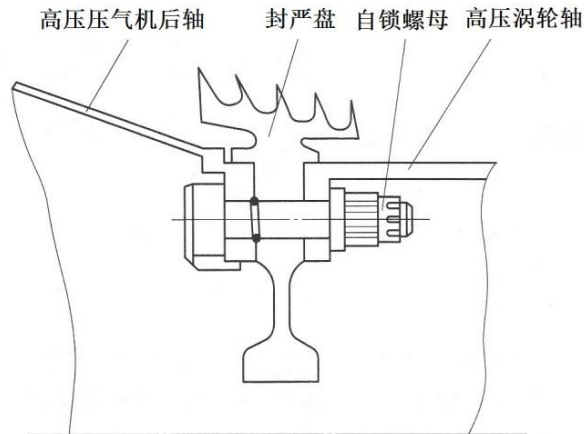


图 8-6 CFM56 发动机高压转子的刚性联轴器

2. 柔性联轴器

在发动机工作时，允许涡轮转子相对压气机转子轴线有一定的偏斜角，这种结构的联轴器称为柔性联轴器，如图 8-7 所示。柔性联轴器能够传递扭矩、轴向力和径向力，并且在压气机与涡轮两个转子的轴线不同心时，仍能保证良好的工作。柔性联轴器种类繁多，一般有带有球形接头的套齿联轴器、带半球形接头的套齿联轴器、浮动套齿联轴器和带浮动球形垫圈的套齿联轴器等。

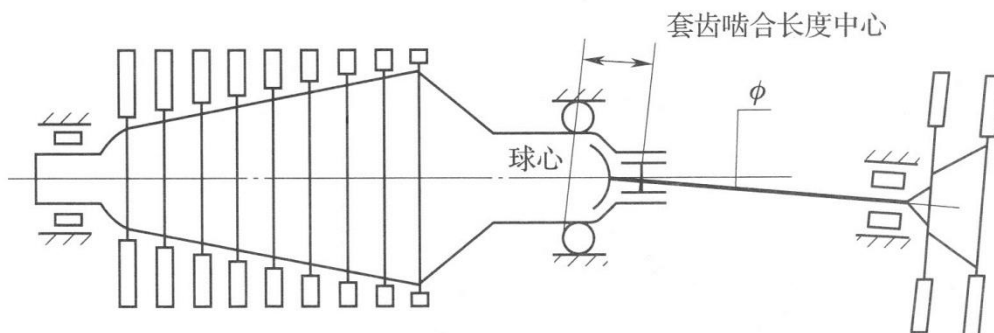


图 8-7 发动机柔性联轴器

8.1.3 发动机主轴承

1. 轴承的类型

根据摩擦力的性质，轴承可以分为滑动轴承和滚动轴承，滚动轴承按滚动体种类不同，又可分为滚珠轴承和滚棒轴承，滚棒轴承也可再细分为圆柱滚棒轴承和圆锥滚棒轴承等，如图 8-8 所示。航空发动机中使用轴承将发动机转子和静子部件连接到一起。装于发动机转子上的轴承，一般称为发动机主轴承，以与附件传动中采用的轴承相区别。滚动轴承摩擦系数小，轴向尺寸小，需要用的滑油量小，低温下易于起动，且能在短时间内无滑油的条件下工作，因此航空燃气涡轮发动机主轴承广泛使用滚动轴承。

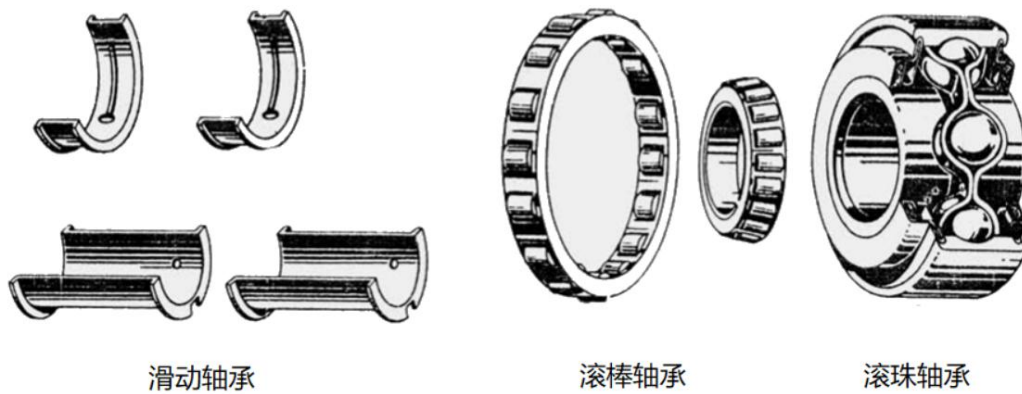


图 8-8 各种轴承

滚动轴承是基于滚动接触原理而设计的，一般由内圈、外圈、一组滚动体（滚珠或滚棒）和保持架组成。内圈通常装在轴上与轴紧配合，并与轴一起旋转。内套圈外表面上有供滚珠或滚棒滚动的沟槽，称内沟或内滚道。外圈通常在轴承座或机械壳体上，与轴承座孔成过渡配合，起支撑滚珠和滚棒的作用。有些轴承是外圈旋转，内圈固定起支撑作用。外圈内表面上也有供滚珠或滚棒滚动的沟槽，称外沟或外滚道。滚动体在内圈和外圈的滚道之间滚动，在旋转的过程中允许其发生相对运动，滚动体的大小和数量决定着轴承的承载能力，保持架把轴承的一组滚动体均匀相互隔开，以避免碰撞和摩擦，并使每个滚动体均匀和轮流地承受相等的载荷。

按照承受载荷的方向不同，轴承又可分为径向轴承、止推轴承和径向止推轴承三大类。径向轴承又称向心轴承，只能承受径向载荷；止推轴承又称推力轴承，只能承受轴向载荷；径向止推轴承又称向心推力轴承，同时承受径向载荷和轴向载荷。图 8-9 为径向轴承 (a)、止推轴承 (b) 和径向止推轴承 (c) 的结构示意图。发动机主轴承采用径向轴承（滚棒轴承）与径向止推的滚珠轴承，前者仅承受径向载荷，后者可承受径向载荷与轴向载荷。

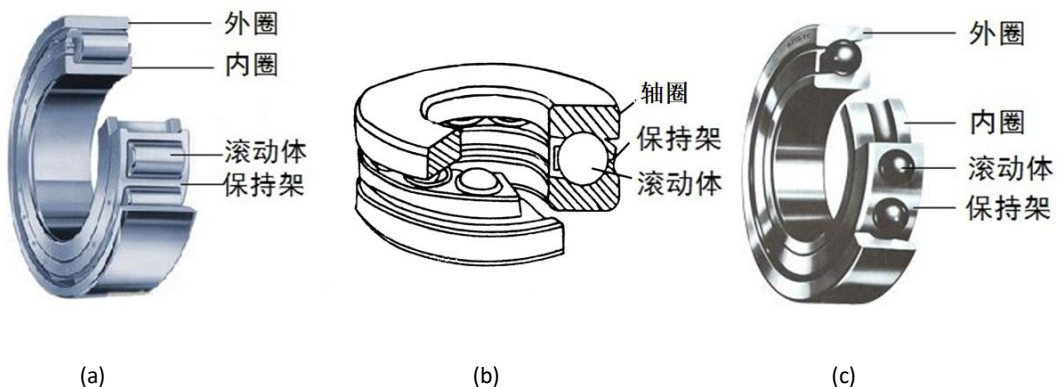


图 8-9 径向轴承、止推轴承和径向止推轴承

2. 轴承的润滑

发动机主轴承工作在高负荷、高转速和高温下，工作条件比较恶劣，要很好地解决轴承材料的强度、冷却润滑等问题。对轴承工作时产生的热量，均采用供入滑油的方法来带走热量，使轴承在能承受的温度下工作。供入的滑油也对轴承进行润滑，防止轴承表面的摩擦磨损与锈蚀。滑油供入轴承的方法有两种：直接润滑法和间接润滑法。直接润滑法通过一个标定孔供应一定温度和压力的滑油，孔的尺寸确定在各种工况下的流量。间接润滑是滚道下润滑方法，滑油喷雾在空心转子轴的内壁，由于离心力滑油滞留在壁上，然后滑油通过轴和轴承内滚道上的孔向外流动，在保持架离开轴承。这种方法比直接润滑带走较多热量。工作过的滑油应及时由回油泵抽回油箱，冷却、过滤后再重新供给轴承。

3. 挤压油膜轴承

在某些发动机上，为了尽量减少从旋转组件传向轴承座的动力负荷的影响，采用了“挤压油膜”结构。在轴承外圈和轴承座之间留有很小的间隙，该间隙中充满了滑油，该油膜阻尼了旋转组件的径向运动及传向轴承座的动力载荷，因此减小了发动机的振动及疲劳损坏的可能性。图 8-10 为一种挤压油膜结构的轴承。

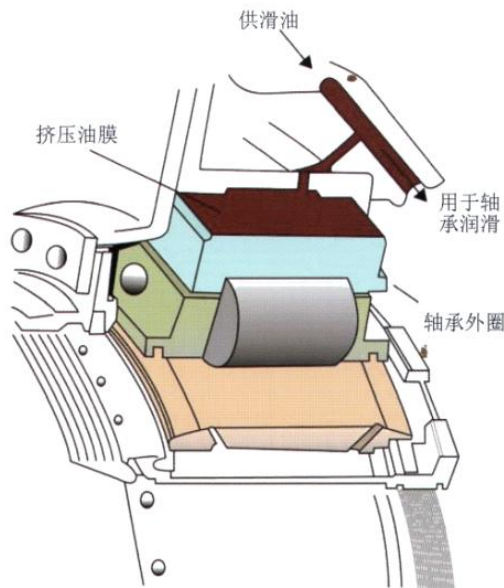


图 8-10 一种挤压油膜结构的轴承

8.1.4 轴承腔的封严

1. 轴承腔的封严结构

轴承在工作过程中需要大量滑油来冷却、润滑，但要防止滑油漏入气流通道。另外，涡轮燃气通道中的高温燃气也不能向轴承腔泄漏，否则会对滑油有一定的影响。为此，应对轴承腔采取一定的封严措施，即把轴承的工作腔与外界的气流通道之间用封严装置隔开，这个

靠封严装置与外界气流通道隔开的轴承工作腔就叫做轴承腔，也叫油槽。一个轴承腔内可以有一个或多个轴承。图 8-11 为轴承腔的封严结构示意图。

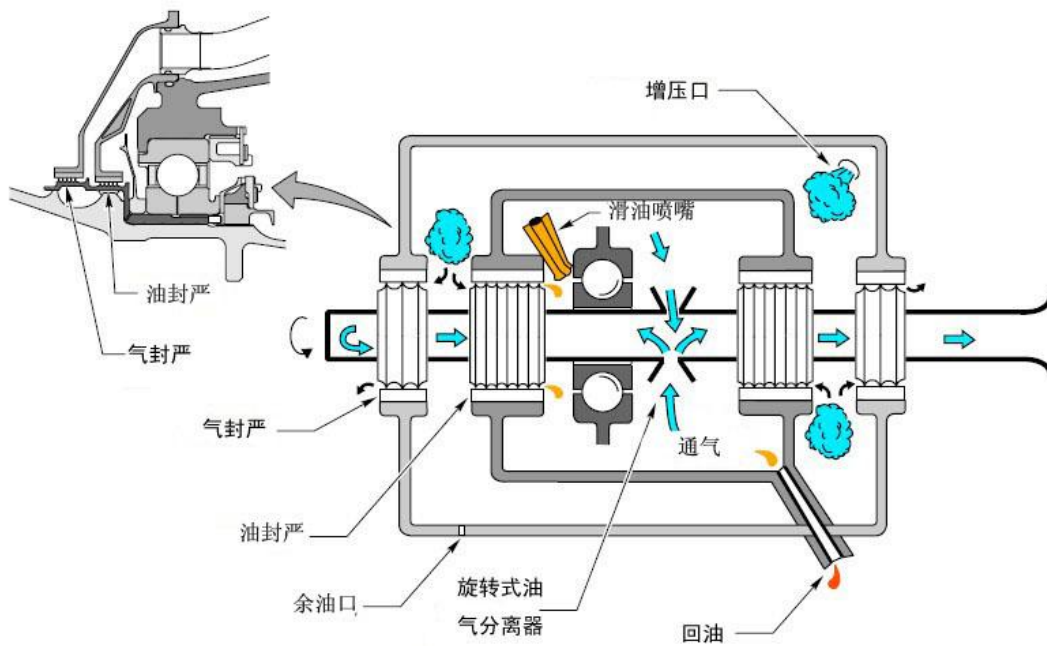


图 8-11 轴承腔的封严结构示意图

轴承腔是一个封闭的增压空间，有供油、回油和通风管路与它相连。封严空气可穿过封严装置而进入轴承腔的内部，给轴承腔增压，轴承腔增压有利于轴承腔回油。为了保持轴承腔内有合适的压力，腔内的气体还得排出腔外，否则，若腔内压力太高，就会影响轴承腔的供油。为了保持轴承腔内外有一定的压差，轴承腔一般都有一个通风系统，负责把轴承腔内的气体排出腔外。设计通风能力时，既要保持有足够的封严空气进入轴承腔，以保证封严的效果，同时还应该保证用尽可能少的封严空气，以减少对发动机性能的影响。通风系统排出的气体中含有滑油，所以，这些气体要经过油气分离后，才能最终排到发动机机体外。

2. 封严装置

封严装置的作用是防止滑油从发动机轴承腔漏出，控制冷却气流和防止主气流的燃气进入封严腔。

在燃气涡轮发动机上使用了多种封严方法，常用的有篦齿式、涨圈式、浮动环式、液压式、石墨式(碳封严)、刷式。选择何种封严方法取决于周围的温度和压力、可磨蚀性、发热量、重量、可用的空间、易于制造、安装及拆卸。几种常见的封严设计如图 8-12 所示。

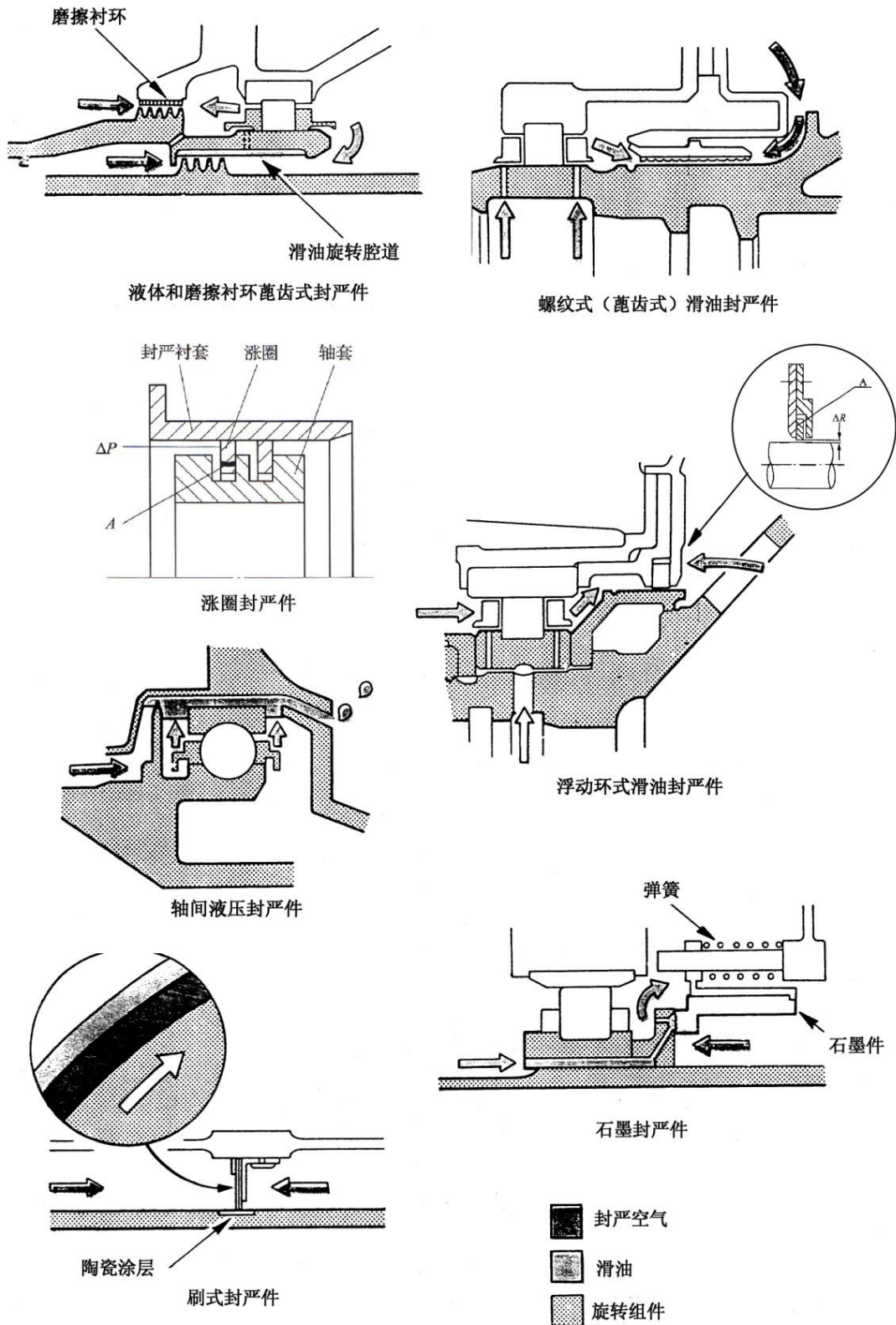


图 8-12 几种典型的封严结构

1) 萼齿封严件：它属于非接触式的封严装置, 这种封严件广泛用来挡住轴承腔中的滑油, 它还用作控制内部空气流的限流装置。萼齿封严件包括一个带萼齿的旋转件和一个静止的座孔, 座孔嵌衬有一层柔软的可磨材料衬带或装上一个耐高温的蜂窝结构。在发动机开始运转

时，封严齿轻轻地摩擦并切入这个衬带，使他们之间的间隙成为最小。当它用于轴承腔的封严时，要求轴承腔的压力低于腔外压力，外腔中压力较高的空气通过篦齿与封严环间的间隙向内逸流，阻止了滑油的外泄。

2) 涨圈式封严装置：它属于接触式封严，封严效果比篦齿式的要好，轴向尺寸也短，但过高的温度与切向速度会使金属涨圈丧失弹力，磨损过快，影响封严效果。

3) 浮动环封严装置：它有一个金属环，安置在静止机匣紧密结合的槽中。在油腔的内外压差的作用下，浮动环紧贴在槽座的端面A上，形成了径向间隙式和端面接触式的混合封严装置。该环和旋转轴之间的正常运转间隙比篦齿式封严件所能达到的间隙要小。但这种环形封严件不适用于高温区，由于高温会使滑油结焦，导致环形件卡在机匣中。

4) 液压封严件：这种方法常常用于两个旋转件之间来封严轴承腔。它与篦齿式或环形封严件不同之处在于它不允许受控的空气流穿过封严件。液压封严件由一个封严齿浸在一个滑油环带中形成，这个滑油环带是由离心力造成的。轴承腔内外的任何空气压差由齿两侧的滑油油面差补偿。

5) 石墨封严件：它含有一个静止的石墨环构件，不断地与旋转轴的套环相摩擦，利用弹簧的弹性力或者磁铁的磁性力使石墨与套环保持接触。依靠接触的良好程度，不允许任何滑油或空气漏过。

6) 刷式封严件：它有一个由许多细钢丝制成的刷组成的静止环，不断与旋转轴相接触，与硬的陶瓷涂层相摩擦，其优点是可以承受径向摩擦而不增加渗漏。

8.2 附件传动装置

8.2.1 附件传动装置的组成与工作

1. 作用与组成

为了保证飞机和发动机正常工作，有许多有一定功率、转速和转向要求的附件需要由发动机来带转，这些附件分为发动机附件和飞机附件。前者属于保证发动机正常工作的附件，如滑油泵、油气分离装置、燃油泵和燃油控制装置等；后者属于向飞机提供动力的装置，如液压泵、发电机。

将发动机转子的功率、转速传输到附件并驱动附件以一定的转速和转向工作的齿轮轮系及传动轴的组合体，称为附件传动装置。附件传动装置由内部传动装置和外部传动装置（附件齿轮箱和转换齿轮箱）组成。需要发动机带转的附件都安装在附件齿轮箱上，齿轮箱内有一系列相互啮合的齿轮，发动机驱动齿轮箱，这些齿轮再传动装在其上的所有附件。

2. 传动关系与安装

附件传动装置简图如图 8-13 所示。内部传动装置位于发动机核心，主要包括两个伞齿轮 1 和 2。伞齿轮 1 由发动机转子 8 驱动，伞齿轮 2 把发动机转子的转动转换为与转子轴垂直或成一定角度的转动，并经径向驱动轴 5 传到发动机外部。外部传动装置包括两部分：转换齿轮箱（或叫角齿轮箱）和附件齿轮箱。转换齿轮箱主要由两个伞齿轮 3 和 4 组成。其作用是当径向驱动轴 5 不能直接驱动附件齿轮箱 7 时，转换齿轮箱起中介作用，负责改变径向轴的传动方向，并通过水平传动轴 6 输出给附件齿轮箱。若径向驱动轴能直接驱动附件齿轮箱时，则可省去转换齿轮箱。

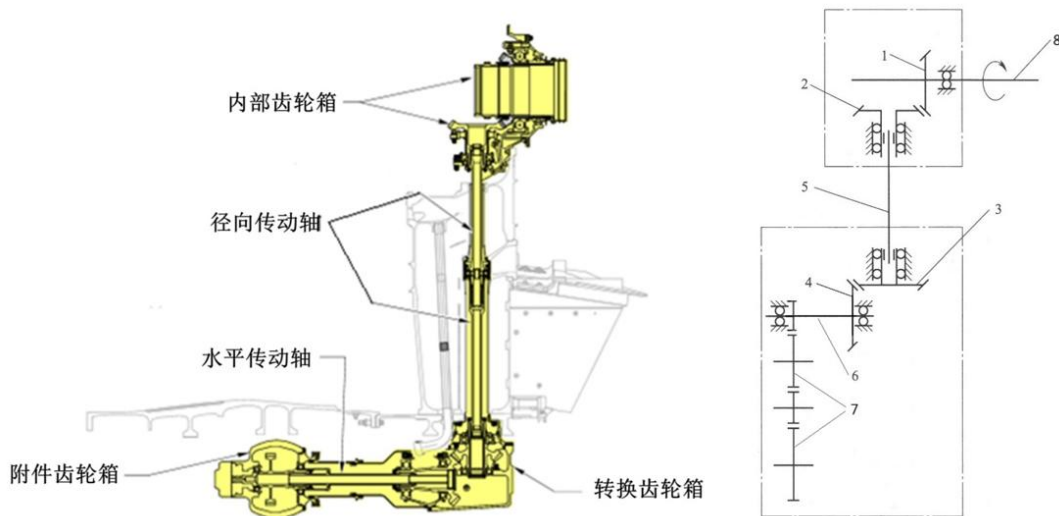


图 8-13 附件传动装置

在单转子发动机中，附件传动装置由压气机轴驱动。有的由压气机前部传动，有的由压气机后部传动。在多转子发动机上，由哪个轴传动内部齿轮箱主要取决于发动机是否易于起动。实际上，高压压气机转动后才能使空气流过发动机，高压转子相对较轻。因此，选定起动机带动高压转子，高压压气机与内部齿轮箱相连接。

有的发动机上有两个齿轮箱：高速齿轮箱连到高压压气机转子上，低速齿轮箱连到低压压气机转子上。两个齿轮箱可以改善发动机起动能力，但增加了发动机重量，所以不常使用。

附件传动装置在发动机上的安装位置，应考虑环境温度影响，不要位于高温区，还应使维修人员方便接近，具有较好的可达性。在新型高涵道比发动机中，附件齿轮箱一般都处于发动机下部或者下侧。它沿发动机轴线的位置如下：在 CFM56、RB211-535E4、PW2037 等风扇直径较小的发动机中，装在风扇机匣上；在 CF6-80C2、PW4000 等大风扇发动机中，装在核心机部位。前一种情况，附件处于温度较低的工作环境，但是发动机短舱的外廓尺寸有所增大；后一种情况附件将在较高温度的环境下工作，因而在发动机机匣和附件机匣之间装有隔热护套，并有冷却空气进行冷却。RB211-535E4 发动机附件传动装置布局如图 8-14 所示。

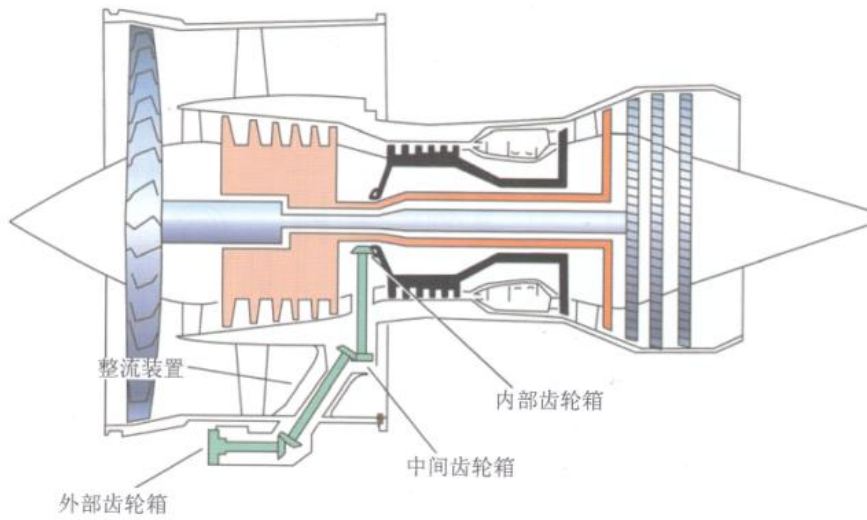
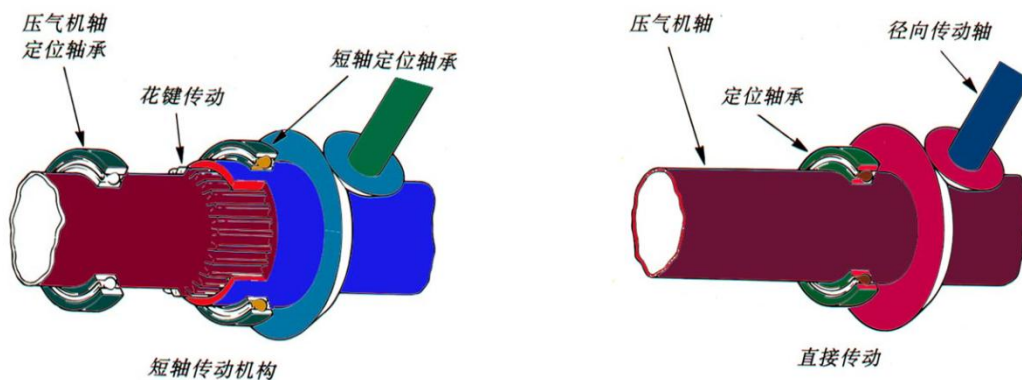


图 8-14 RB211-535E4 发动机附件传动装置布局

8.2.2 齿轮箱结构

1. 内部齿轮箱

内部齿轮箱的功用是把发动机转子的转动传给径向驱动轴。发动机转子与内部齿轮箱间的传动方案一定要考虑到发动机工作时，转子会发生轴向移动，从而影响内部齿轮箱的传动效果。在布局内部齿轮箱的两个伞齿轮时，主要采用短轴传动和直接传动两种传动方案，如 8-15 所示。



(a) 短轴传动 (b) 直接传动

图 8-15 内部齿轮箱的传动方案

2. 外部齿轮箱

外部齿轮箱包括转换齿轮箱和附件齿轮箱。

转换齿轮箱用于连接内部齿轮箱和附件齿轮箱，把径向驱动轴的转动传给附件齿轮箱，

或把附件齿轮箱的转动传给内部齿轮箱，并根据需要对转速进行调整（增加或减小）。

附件齿轮箱包括各附件的传动装置，为各个附件提供安装座。在它的前面和后面装有燃油泵、滑油泵、液压泵、起动机、整体驱动交流发电机、专用发电机以及孔探检查用的手摇传动座等，如图8-16所示。附件安装在附件齿轮箱上有三种方式：用螺栓连接、通过V型夹连接或快卸环（QAD）连接。V型夹和快卸环可以方便、快速地拆卸和安装附件。

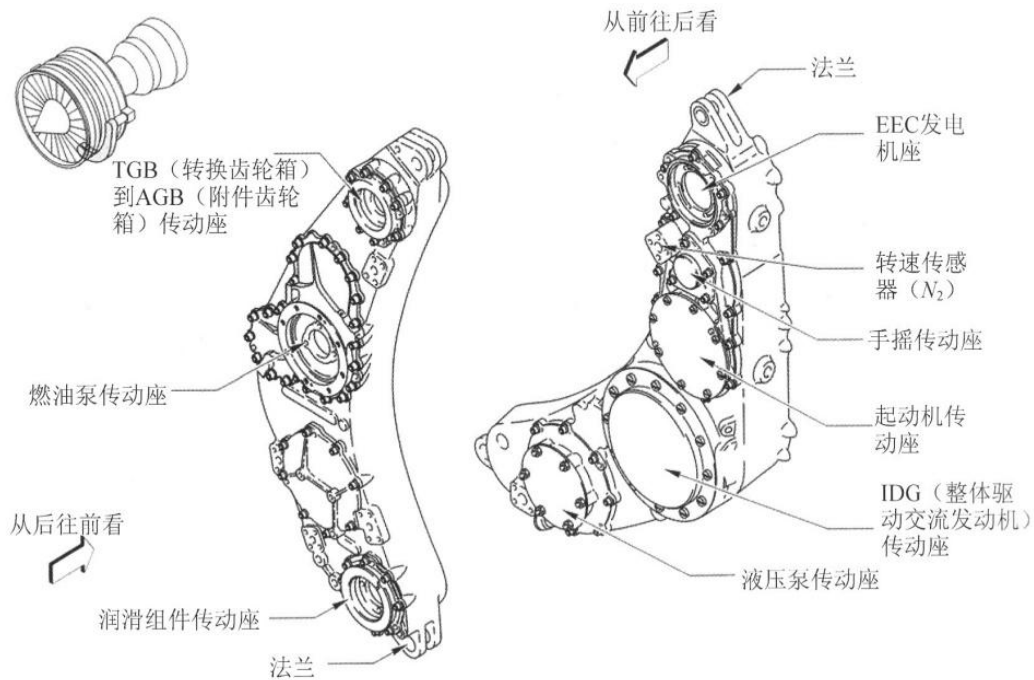


图8-16 发动机附件齿轮箱

8.3 典型发动机附件传动维护介绍

8.3.1 典型发动机附件传动部件识别

- 1) 典型的内部齿轮箱如图8-17所示。
- 2) 典型的转换齿轮箱如图8-18所示。
- 3) 典型的径向传动轴如图8-19所示。
- 4) 典型的附件齿轮箱如图8-20所示。

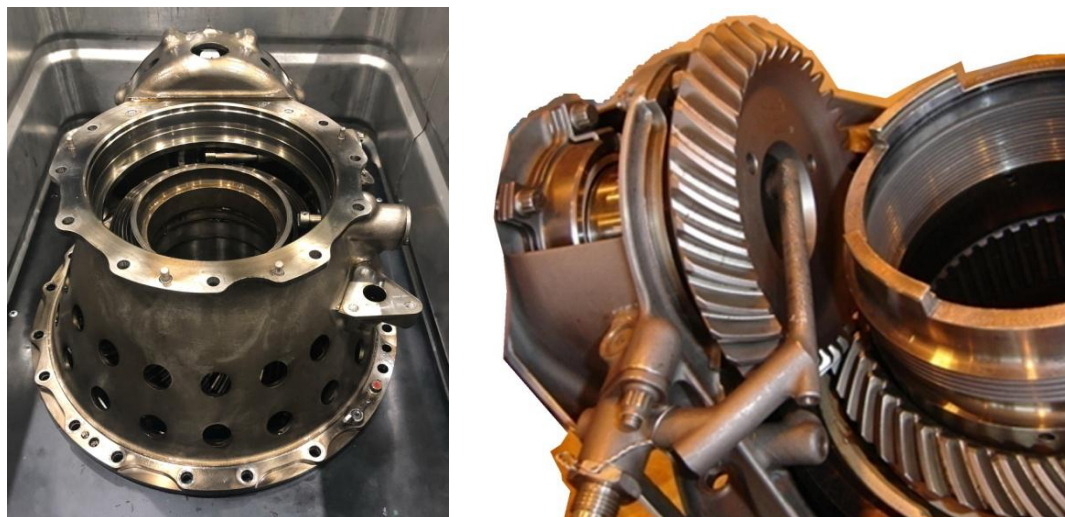


图 8-17 内部齿轮箱

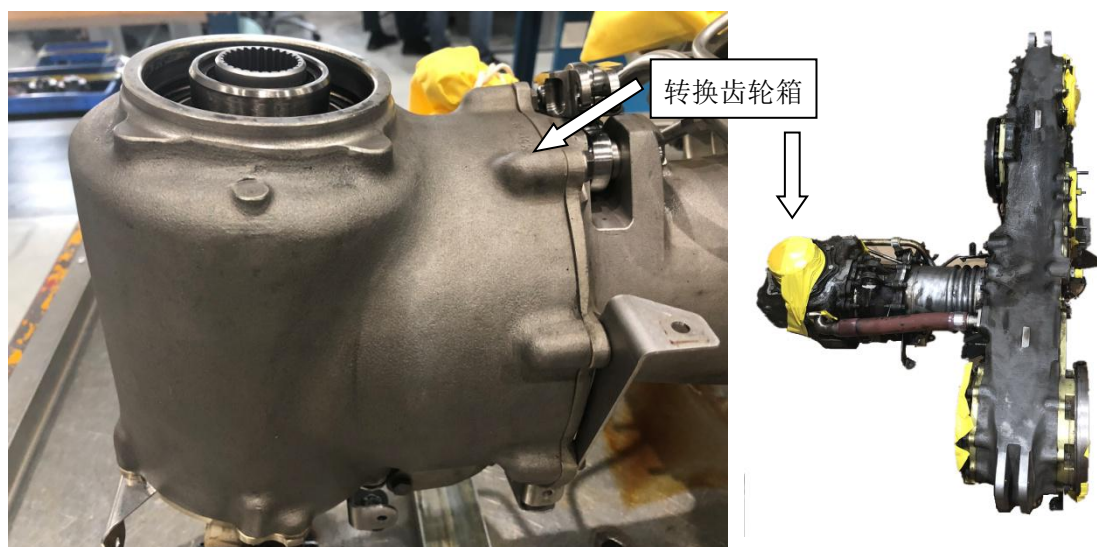


图 8-18 转换齿轮箱



图 8-19 径向传动轴



图 8-20 附件齿轮箱

8.3.2 典型发动机附件传动常见维护及安全注意事项

1. 金属屑的检查与附件安装

附件传动装置内齿轮和轴承较多，在日常发动机磁堵金属屑检查中，注意是否有关键部件的轴承齿轮材料碎屑，采取合适的监控措施。

在附件传动装置安装各附件时注意安装到位，检查碳封严安装状况良好，避免发生滑油渗漏事件。

2. 人工驱动发动机转子操作

手摇曲柄传动座的功用是转动发动机高压转子，用于孔探检查高压压气机叶片和高压涡轮叶片。执行孔探工作时，先拆卸手摇曲柄传动座堵盖，然后两个人配合，一人用专用工具驱动高压转子，另一人操作孔探仪执行孔探检查。当一个人进行孔探检查时，也可以使用电动马达驱动高压转子完成检查工作。

安全注意事项：无论是人工驱动还是使用电动马达驱动高压转子，在使用前都必须明确手摇曲柄传动座驱动轴转动的圈数和高压转子转动圈数的关系，保证所要检查的高压转子叶片能够全部覆盖，避免部分叶片漏检。完成检查工作后，按手册要求更换相应密封圈，安装手摇曲柄传动座堵盖，并按需试车进行渗漏检查，确保没有滑油渗漏。

第9章 涡轮轴发动机

早期的直升机装备的是航空活塞动力装置。燃气涡轮发动机问世以后，由于其推力/功率大，推重比/功重比大的优点，涡喷和涡桨发动机得到快速发展。由于燃气涡轮发动机的涡轮具有强大的功率输出，20世纪50年代在涡喷和涡桨发动机的基础上，成功研制出了用于直升机的涡轮轴发动机（简称涡轴发动机）。

涡轴发动机相对于其它类型的燃气涡轮发动机，在低速飞行时有更好的经济性好；而相对于活塞发动机，由于输出功率大且功重比大，因此涡轴发动机除了被广泛应用于直升机外，还用作舰船、机车、坦克等的动力装置，以及地面发电设备。

目前涡轴发动机通常通过动力涡轮（自由涡轮）轴输出功率，以带动外界负荷。

发动机在直升机上的安装。一般地，发动机安装在飞机主减速器（MGB: Main Gearbox）后面，如图9-1所示。发动机通过离合器（也称自由轮）驱动主减速器。

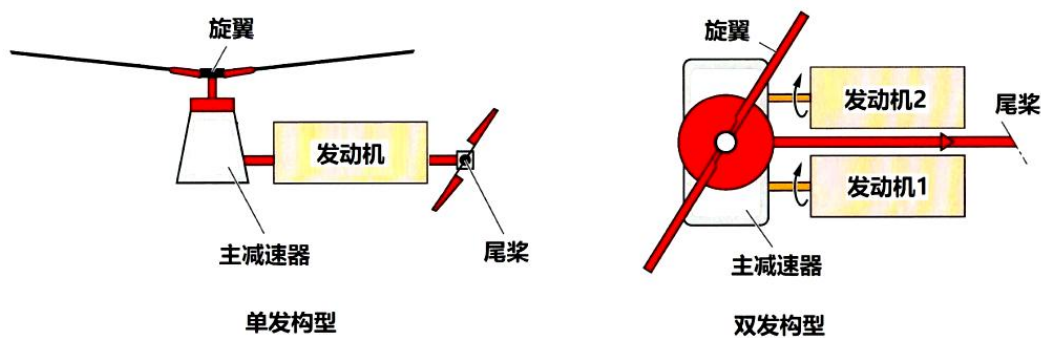


图9-1 涡轮轴发动机在飞机上的安装

9.1 涡轴发动机的结构

目前使用中的涡轴发动机通常为自由涡轮式，即自由涡轮与燃气发生器没有机械联系，它们之间只有气动联系。工作中，发动机的输出功率大小是由燃气发生器的工作状态所决定，自由涡轮（即旋翼）转速保持不变。组成涡轴发动机的主要部件有：进气装置、燃气发生器、动力涡轮、排气装置和减速器，如图9-2所示。涡轴发动机还有各种相关的系统以保证发动机的正常工作，它们是燃油及控制系统、滑油系统、空气系统、测量与指示系统、起动与点火系统、电气系统等。

进气装置的作用是确保将清洁的空气顺利引入发动机，进气装置中有防尘、防冰装置：

燃气发生器是涡轴发动机的核心部件，其功用是产生高温、高压燃气，并使燃气在燃气发生器涡轮（也称高压涡轮）中膨胀，将一部分可用的燃气热能转换为机械功，用于带动压气机及发动机附件。此外，向动力涡轮提供能量，因此燃气发生器决定了发动机功率输出的大小。燃气发生器的主要部件有：压气机、燃烧室和高压涡轮。由于离心式压气机具有单级

增压比高的特点，因此涡轴发动机设计中，对增压比不高的压气机多采用单级离心式压气机（见图 9-2），而对增压比要求更高的压气机，在设计中会采用轴流-离心混合式压气机结构（见图 9-3）。燃烧室常用的结构有环形折流式（见图 9-2）以及环形回流式（见图 9-3）等。主供油喷嘴有甩油盘（见图 9-2）和蒸发管式。

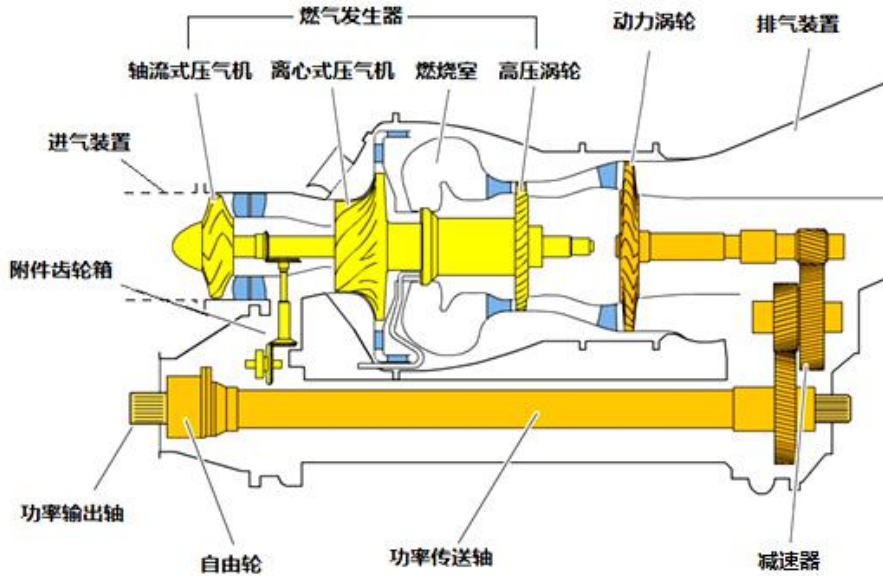


图 9-2 涡轴发动机结构示意图 1

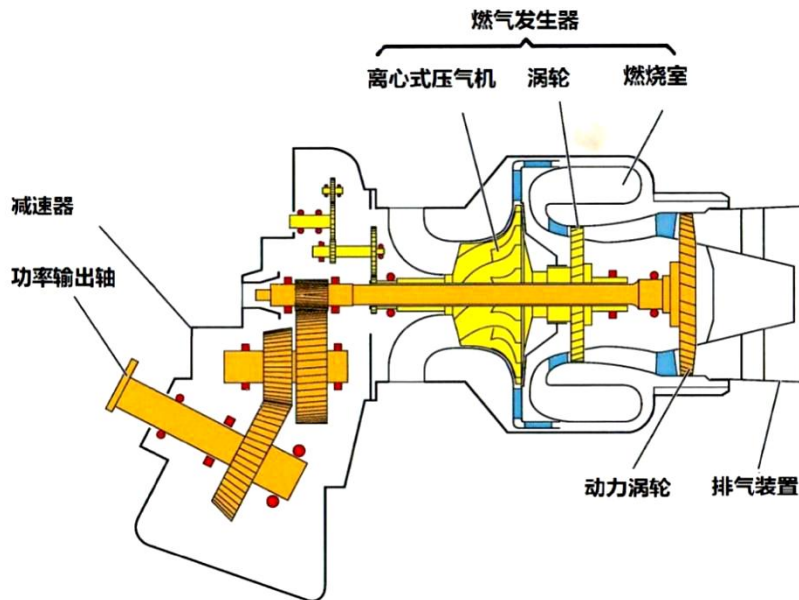


图 9-3 涡轴发动机结构示意图 2

动力涡轮（或自由涡轮）的功用是使燃气在动力涡轮中进一步膨胀，将燃气的全部的可用热能转换成机械功，用于带动旋翼、尾桨和飞机附件。

为了使涡轴发动机输出较大功率，动力涡轮的设计转速很高（可达近 40000 RPM），而

直升机的旋翼转速很低（一般最高只有 400 RPM 左右），所以需经多级减速才能实现功率的传递和旋翼的工作要求，如艾利森 250-C20B 涡轴发动机总的减速比高达 1: 84.5。通常分为体内减速器（简称体减）（也称为机内减速器）和主减速器（简称主减）。其中，体减是发动机内的一个部件；主减作为直升机的一个部件，它将发动机与旋翼连接起来。因此结构上动力涡轮（自由涡轮）经减速器、功率输出轴与主减相连。

减速器（体减）的功用是使功率输出轴转速降低，使功率输出轴转速满足飞机的要求。即便于旋翼和尾桨的工作。

排气装置是使膨胀后的燃气顺利地排出发动机，它几乎不产生推力。有的发动机排气装置中还装有热交换器和消音器，提高热利用率和降低噪音。

9.2 涡轴发动机的工作

9.2.1 涡轴发动机的工作原理

涡轴发动机的工作时，外界的空气从进气装置进入发动机；在压气机中受到压缩，空气的压力提高、温度升高；然后在燃烧室中与燃油混合、燃烧，形成高温、高压的燃气；燃气在燃气发生器涡轮和动力涡轮中膨胀，将全部的可用燃气热量转换成机械功，燃气发生器涡轮带动压气机和发动机附件，而动力涡轮输出机械功给飞机负载。

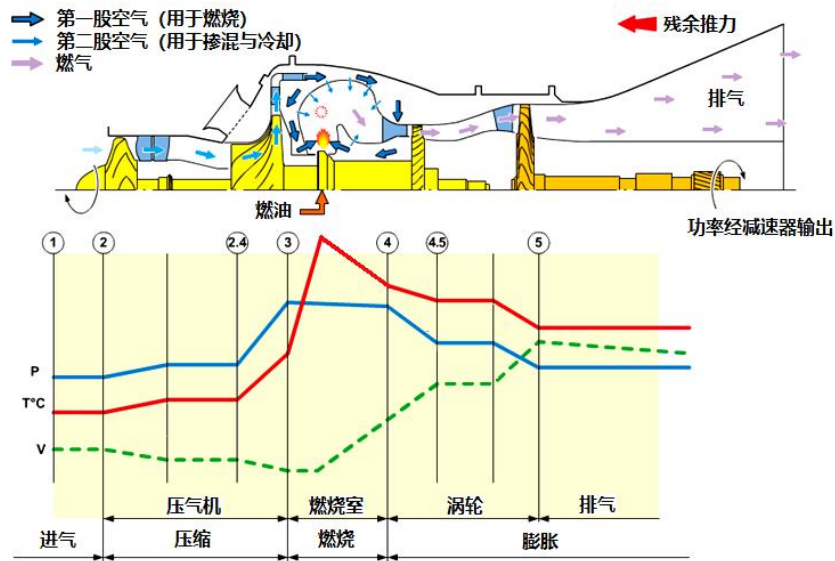


图 9-4 涡轴发动机工作时气流参数的变化

事实上，为了提高发动机的热效率，设计上燃气在涡轮中已膨胀充分，涡轮出口燃气静压已接近或低于大气压力，所以涡轴发动机的排气管道通常设计为扩散状。燃气在排气管中减速扩压，使燃气在排气装置出口处静压等于外界大气压力，以使做功后的燃气能够顺利地排出发动机。燃气排出发动机的速度较低，它几乎不产生推力，因而涡轴发动机的排气管口可以按照飞机的整体要求确定其位置和排气方向。

9.2.2 涡轴发动机的工作特点

1. 发动机几乎将所有燃气可用能量通过动力涡轮输出机械功

为了使发动机输出更大的功率，燃气在涡轴发动机涡轮中过度膨胀，将几乎全部的可用能量通过动力涡轮输出，再经减速器带动旋翼和尾桨，发动机排气基本上不产生推力。所以，涡轴发动机基本上已演变成热机。

2. 发动机经济性好

由于直升机飞行速度一般都在低速范围($Ma < 0.3$)，同时设计上发动机的排气速度较低，气体离速损失很小，所以推进效率高，经济性好。目前大功率的涡轴发动机的经济性已与航空活塞发动机相当。

3. 发动机的工作环境较为恶劣

直升机一般执行低空、短程飞行任务。一方面是当直升机在起飞、爬高和悬停时，发动机经常处在大功率状态，且状态多变，使发动机热循环次数增加，机件寿命消耗快；另一方面是直升机经常在野外频繁起降，而且飞行高度较低，发动机容易受到外来物（如：鸟类、海水和砂石等）的侵袭。

为了确保涡轴发动机工作的可靠性，涡轴发动机对机件的设计寿命有更高要求，另外要求压气机有较强的抗外来物和抗侵蚀能力。

4. 应用广泛

由于涡轴发动机基本上已演变成了热机，因此动力涡轮轴输出的功率可以用来带动其它载运工具或地面装置的动力。较其他热机（如：汽油机、柴油机等），涡轴发动机（尤其是大功率的发动机）在功率质量比、转子振动、起动性和加速性、发动机噪声、使用寿命及维护性能等诸方面有明显的优势。所以除直升机外，涡轴发动机在非航空领域也得到广泛应用，如可作为舰船、坦克、机车的动力装置；可用于发电设备、石油及天然气输送设备等。

涡轴发动机相对于活塞发动机而言也存在一些缺点：如制造成本较高；小功率的发动机经济性不好等。但由于涡轴发动机在性能上的明显优势，已占直升机动力装置的统治地位，同时非航空领域也得到广泛应用，发展前景广阔。

9.2.3 涡轴发动机的燃油及控制系统

1. 控制的基本原则

直升机对发动机的基本要求：在所有工作状况下保持旋翼的转速 N_R 不变，并对发动机和直升机提供安全保护，如最大扭矩限制，最大、最小燃气发生器转速限制，涡轮前温度 TET 限制，多发构型的发动机还设计有动力涡轮超转保护和负载匹配等等。

为了实现保持旋翼（即动力涡轮）转速不变这一目标，控制系统通过计量供入燃烧室的燃油流量来控制燃气发生器的转速，从而使发动机提供飞机所要求的功率，同时使发动机工作在安全限制范围内。如图 9-5 所示。

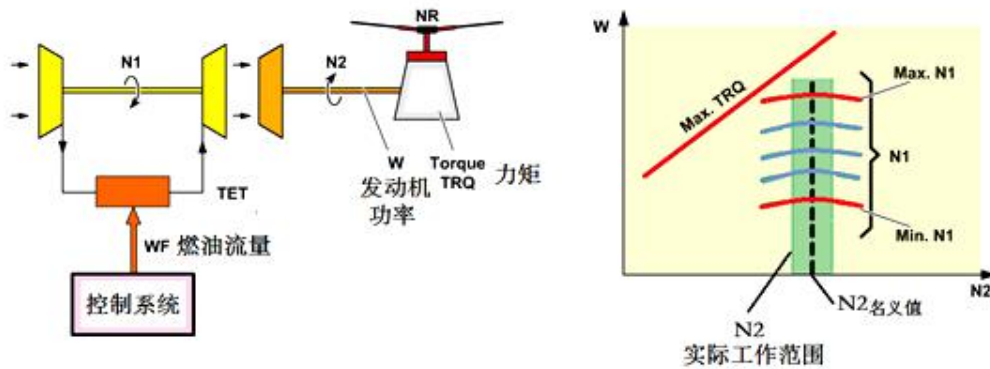


图 9-5 发动机控制规律

2. 涡轴发动机控制系统

直升机驾驶舱中对发动机操纵与运输机的有所不同。例如对于小松鼠 AS350 B3e 直升机来说，它有总距杆、飞行/慢车选择转动环（位于总距杆上）、起动/停车选择开关。总距杆给出飞机的功率要求；飞行/慢车选择转动环进行发动机飞行状态或慢车状态转换；起动/停车选择开关实施发动机起动或停车。总距杆给出发动机的功率要求。发动机实际发出的功率由控制系统自动地确定。发动机操纵杆/开关如图 9-6 所示。

控制系统工作原理如图 9-7 所示。系统包含有 N2 转速控制器、N1 预置器、N1 转速控制器、N1 限制器、燃油流量 WF 限制器、计量活门、对多发飞机系统还设有功率匹配。

1) 旋翼恒速

N2 控制器接受要求的 N2*值和实际的 N2 转速值（即旋翼转速 NR），N2 控制器将实际的 N2 与要求的 N2*比较，当实际 N2 转速与要求的 N2*转速不一致时，N2 控制器输出要求的 N1*值。例如，飞行过程中当上提总距杆，旋翼的总距增大，由于发动机工作状态没有改变，此时发动机的输出功率小于飞机要求的功率，旋翼的转速 NR(即 N2)会下降，即 N2 小于 N2*，N2 控制器给出要求的 N1*，比原来的 N1*更大,以来增大实际的 N1，来提高发动机输出功率从而满足飞机的要求。若总距杆下放，过程则完全相反。

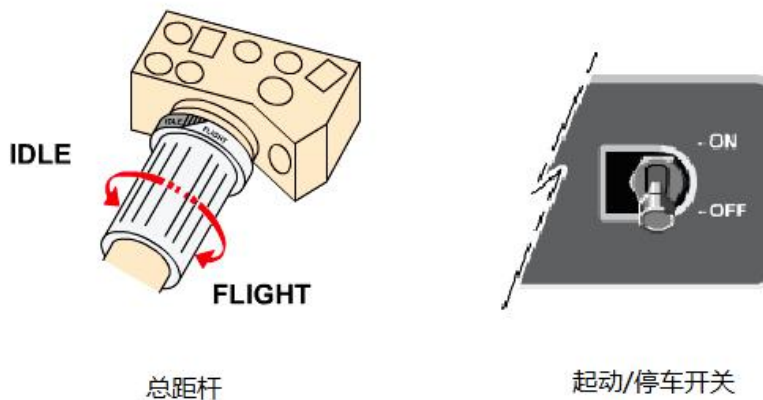


图 9-6 发动机的操纵

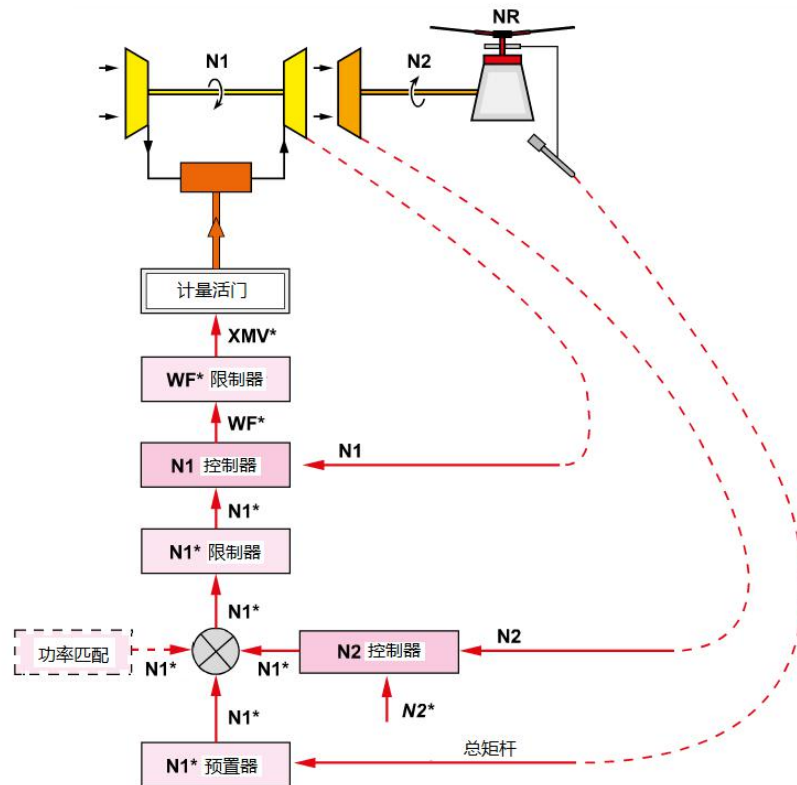


图 9-7 控制系统工作原理图

$N1^*$ 限制器判断要求的 $N1^*$ 是否在安全限制范围内，以保证 $N1^*$ 在规定的最大和最小值之间。 $N1$ 控制器将实际的 $N1$ 与要求的 $N1^*$ 进行比较，计算确定要求的供入燃烧室的燃油流量要求值 WF^* 。例如，若实际的 $N1$ 小于要求的 $N1^*$ ， $N1$ 控制器给出更大的燃油流量要求 WF^* 。反之减少燃油流量。

WF^* 限制器保证要求的燃油流量 WF^* 是否在规定的范围内，以确保发动机的安全。然后控制器根据要求的 WF^* 通过计量活门向燃烧室供油（通过改变计量活门的位置）。

$N1$ 预置器感受总距杆的位置，当移动总距杆时，快速地给出一个粗略的 $N1^*$ 要求值，以缩短系统调节的过渡过程时间，以确保发动机功率的快速反应，使 NR 的波动范围更小，而更平稳。

2) 功率匹配/负载分配

对于多发飞机，由多台发动机共同驱动旋翼，例如图 9-8 所示的 Bell 214 双发直升机，如果每台发动机的功率输出不等，这对输出功率大的发动机的强度与寿命消耗是不利的，为此希望每台发动机的输出功率相同，这就是所谓的功率匹配。功率匹配的原理：为了使每台发动机输出相同的功率，由发动机控制系统比较多台发动机功率输出，当它们输出功率不一致时，通过增大功率输出小的发动机的功率输出，最后使每台发动机的功率输出相同，这也称为匹配最大原理。以双发直升机为例，功率匹配的实施是：控制系统将两台发动机的输出扭矩做比较。输出扭矩大的发动机不做改变，增加输出扭矩小的发动机的燃油流量，增大其输出扭矩直到与输出扭矩大的发动机输出扭矩相等。

图 9-7 所示中，当功率匹配模块感受到发动机的功率输出不一致时，会使功率输出小的

发动机给出增大 $N1^*$ 值指令。

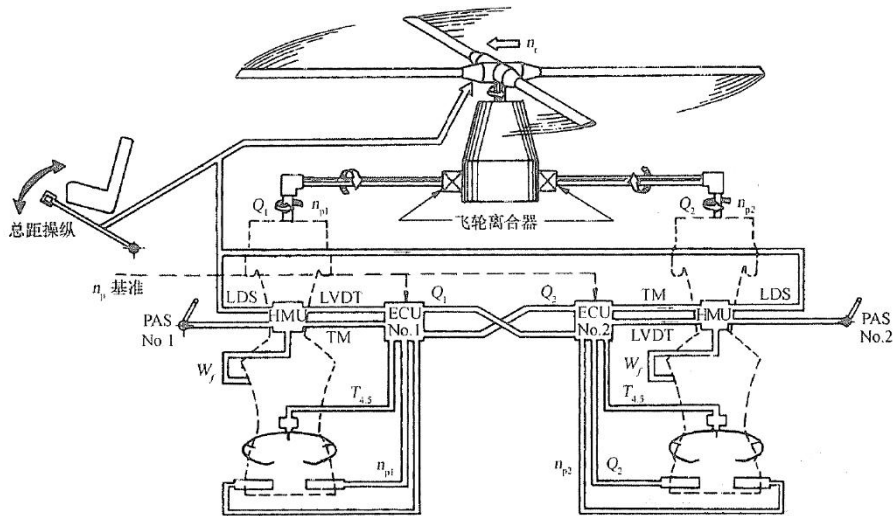


图 9-8 贝尔 214 双发直升机控制系统简图

3) 发动机的安全保护装置

控制系统除了保持旋翼恒速不变外，还提供发动机安全保护，如：超温保护、超扭保护和超转保护等功能。一旦发动机临近超限或出现超限，控制系统发出减少供油量指令，以防止发动机超限或从超限状态退出。

超扭保护：为保护直升机功率传送机构，每台发动机都设计有扭矩限制功能，以防止超扭而损坏飞机功率传送机构。如果扭矩超限，将同时减少发动机的燃油流量以减少输出扭矩。

对于多发直升机，发动机控制系统还具有自由涡轮（动力涡轮）超转保护器，防止自由涡轮轴断裂而导致自由涡轮超转。一旦出现自由涡轮转速超过规定值，控制系统将使发动机自动停车。

超温保护：限制排气温度（或燃气发生器出口温度），以保持涡轮温度不超限。

3. 涡轮轴发动机燃油与控制系统

直升机发动机燃油与控制系统的发展经历了从早期的机械液压控制器到目前的全权限数字电子控制（FADEC: Full Authority Digital Electronic Control），技术在不断地进步。FADEC 控制实现的功能越来越多，控制的精度也越来越高，使得发动机的性能得到了充分地发挥，同时控制系统的可靠性也不断提高。图 9-9 给出了一种带电子自动备份的全权限数字电子控制系统的组成示意图。系统由电子控制器（ECU: Engine Electronic Control Unit）、泵和计量装置组件（也称为液压机械装置 HMU: Hydro-Mechanical Unit）、油箱（含起动油泵）、传感器、燃油活门组件、燃油喷油系统和自动备份装置所组成。

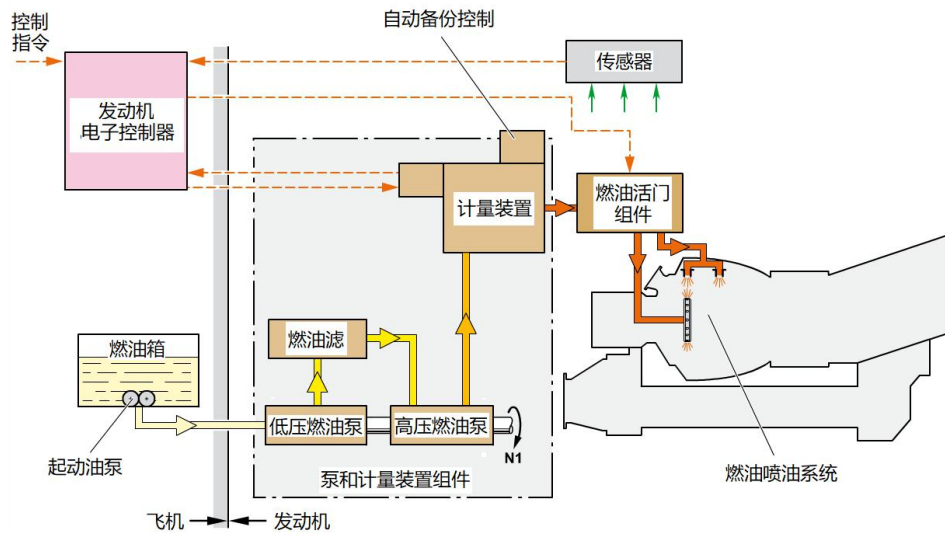


图 9-9 发动机燃油与控制系统基本组成

电子控制器设计目前采用双通道结构，大大地提高了控制器的可靠性。电子控制器包含输入模块、计算模块、输出模块、存储模块等。电子控制器接受控制指令（即：飞行员指令）和传感器信号，完成发动机的起动/停车控制、稳态控制、加/减速控制、安全保护、发动机状态监视与故障诊断，并提供维护信息等功能。

泵和计量装置组件包含低压油泵、油滤、高压油泵和计量装置。计量装置响应电子控制器的指令，确定计量活门的开度，向发动机提供适量的燃油。

燃油活门组件实现起动喷嘴和主供油之间的燃油分配。

传感器向电子控制器提供有关的测量参数信号。燃油活门组件实现燃油分配，保证发动机起动供油和正常工作供油。

自动备份装置是一模拟电子装置，它独立于电子控制器（EEC）。当自动控制功能失效时，电子控制器将计量活门“冻结”在故障前位置，并启动自动备份装置。自动备份装置感受旋翼转速（即动力涡轮转速）来改变供油量以保持旋翼转速不变，从而实现对发动机的控制。备份控制模式下，发动机没有自动保护功能，飞行员应监视发动机的工作，避免发动机超转、超扭和超温。

9.3 典型涡轴发动机的维护

9.3.1 涡轴发动机的单元体结构

目前涡轴发动机设计上采用模块化（也称单元体）设计，单元体设计的发动机在外场不需要复杂的工具就可更换单元体，并且更换后也不需要调试发动机（例如法国赛峰直升机发动机公司生产的阿赫耶 2 发动机）就可以保证发动机的性能。这大大提高了发动机的可维护

性和使用率。

图 9-10 所示为某型涡轮轴发动机的单元体构成示意图。

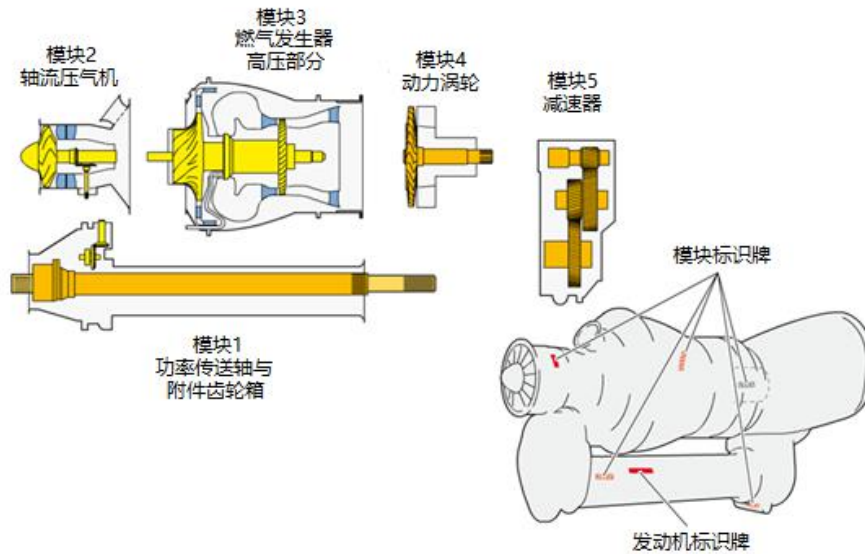


图 9-10 某型涡轮轴发动机单元体结构示意图

该发动机分为 5 个单元体。它们分别是：功率传送轴和附件齿轮箱（模块 1）、轴流压气机（模块 2）、燃气发生器高压部分（模块 3）、动力涡轮（模块 4）和减速器（模块 5）。每个模块及发动机均有自己的标识牌。

9.3.2 涡轮轴发动机的维护

现代航空发动机维护采用了以可靠性为中心的维修。目前涡轮轴发动机的设计融入了现代维护理念，如模块化设计、附件的良好可达性、快速拆装结构、视情维护等等，因而使发动机具有良好的可维护性。

尽管与大型航空发动机维护类似的，直升机的涡轮轴发动机维护也分为四个等级，但具体的工作内容却与大型航空发动机不相一致，它有其自身的特点。例如赛峰直升机发动机公司将其生产的涡轮轴发动机的维护分为：一级航线维护（1st line maintenance）、二级航线维护（2nd line maintenance）、三级航线维护（3rd line maintenance）和四级航线维护（4th line maintenance）四个等级。

一级航线维护指发动机安装在飞机上所进行的所有维护工作。其主要工作内容有：预防性维护（preventive maintenance）和修复性维护（也称为排故）。预防性维护目的是预防故障的发生。它包括勤务检查（servicing inspection）和定检（scheduled inspection）

勤务检查的主要工作内容有航前检查，两次飞行之间检查和每 15 个飞行小时或 7 天（以先到者为准）检查。主要项目有滑油箱油量检查与补充，滑油系统、燃油系统泄漏目视检查、发动机外部及附件的目视检查等。

定检按发动机维护手册规定的时间间隔（如每 25 飞行小时，300 飞行小时或 600 飞行小时等等）完成发动机维护手册中规定的检查内容，如：点火系统检查、发动机燃烧室及涡

轮的孔探检查、燃油油滤更换、滑油油滤更换，滑油磁堵检查、压气机磨蚀检查、为滑油光谱分析进行滑油采样、发动机功率检查、发动机试车检查等等。

二级航线维护是发动机从飞机上卸下来在车间里进行的维护工作，它是修复性维护。主要工作内容有：查找故障，更换模块和更换故障零/部件。

修复性维护的主要工作内容有：查找故障原因（部位）（可参考发动机排故手册 Troubleshooting Book），更换故障零/部件（航线可更换件 LRU: Line Replaceable Unit 或车间可更换件 SRU: Shop Replaceable Unit），或送大修厂修修理。

一级和二级航线维护所使用的主要技术文件有：维护手册、服务通告（SB: Service Bulletin）、服务信函（SL: Service Letter）、备件目录（SPC: Spare Part Catalogue）、工具目录（TC: Tools Catalogue）等。

一级和二级航线维护可在外场实施，营运人的维护人员经相应等级的培训并合格就可从事相应维护工作。

三级航线维护也称深度维护。由厂家授权的专门维修中心实施。主要工作内容是更换模块内零件。所用的技术文件主要是维修技术指令。

四级航线维护称为大修。在大修厂或厂家授权的修理中心实施大修、修理或修复性维护。所使用的技术文件主要为大修手册。

一级和二级航线维护的工作内容还包括：发动机时寿件管理、发动机或模块送修管理。发动机时寿件管理，需要记录发动机时寿件的寿命消耗，计算其剩余寿命，并记录在发动机履历本中，在剩余寿命消耗完以前更换所属模块，送维修中心或大修厂更换。发动机/模块大修计划管理，在发动机履历本中记录发动机/模块的工作小时数，当发动机/模块达到其规定大修间隔时间（TBO: Time Between Overhaul），将其送到大修厂或专门的修理中心进行大修。

第10章 涡轮螺旋桨发动机

涡轮螺旋桨发动机，简称涡桨发动机，由螺旋桨和燃气发生器组成，普遍应用于支线飞机及通用飞机领域（ATR、庞巴迪、新舟系列等）。涡轮螺旋桨发动机和活塞式发动机相比，具有重量轻、振动小等优点；与涡轮喷气和涡轮风扇发动机相比，则具有油耗低和起飞推力大的优点。受螺旋桨性能的限制，涡桨发动机飞机飞行速度一般不超过900km/h。因此，在大型远程运输机上，涡轮螺旋桨发动机已为涡轮风扇发动机所取代，但在中、小型运输机和通用飞机上仍有广泛应用。涡轮螺旋桨发动机靠动力涡轮把燃气发生器出口燃气中的大部分可用能量转变为轴功率，用以驱动螺旋桨，燃气中剩下小部分可用能量（约10%）在喷管中转为气流动能，直接产生推力。由于螺旋桨转速较低，动力涡轮与螺旋桨之间设有减速器。

10.1 涡桨发动机的特点

10.1.1 涡桨发动机的构造特点

典型涡桨发动机包括螺旋桨、减速器、进气装置、燃气发生器、动力（自由）涡轮和排气装置。

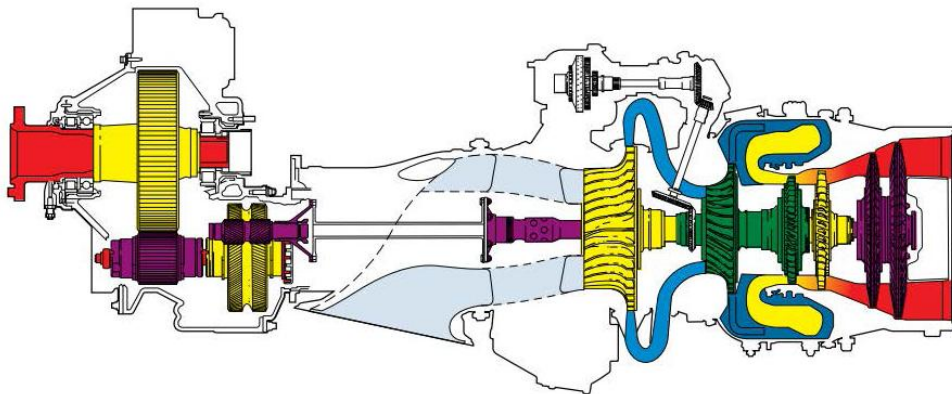


图 10-1 典型 PW100 发动机截面图

由于涡桨发动机进、排气速度不高，进气道和喷管已退化为进气装置和排气装置。进气装置的主要作用是确保空气顺利进入发动机，有的发动机进气装置中还有防尘、防冰装置；排气装置的目的是使燃气顺利喷出发动机，同时也产生少量推力，有的发动机排气装置中还装有热交换器和消音器。减速器位于螺旋桨与发动机功率输出轴之间，作用是使螺旋桨转速低于涡轮功率输出轴转速，从而确保在发动机输出较大功率的同时，螺旋桨的效率较高；燃气发生器是涡桨发动机的核心部件，作用是产生高温、高压燃气，便于在涡轮中膨胀。为了将燃气绝大部分的可用能量通过涡轮传递给螺旋桨，涡桨发动机的涡轮都为多级涡轮，以确保燃气在涡轮中充分膨胀，最后通过涡轮轴输出扭矩并经减速器减速后带动螺旋桨，产生推

力。

涡桨发动机工作系统除一般燃气涡轮发动机的系统外,还必须包括螺旋桨转速调节器系统和顺桨、回桨、反桨等控制装置,以确保螺旋桨的工作效率和飞机的飞行性能及飞行安全。

10.1.2 涡桨发动机的工作特点

1. 发动机推力主要来自螺旋桨拉力

涡桨发动机的螺旋桨的驱动力来自燃气发生器,将燃气发生器获得的机械能的85%~90%用来带动螺旋桨,只有少量10%左右可用能量用来增加气体动能。

2. 发动机起飞推进力大,飞机起飞性能好

当发动机传递给螺旋桨的功率一定时,随着飞行速度的降低,螺旋桨拉力增加。

3. 在一定条件下,螺旋桨可产生较大负拉力,改善飞机着陆和中断起飞性能

当螺旋桨桨叶迎角为负迎角时,螺旋桨将产生负拉力。所以当飞机着陆时,可使螺旋桨桨叶迎角变为负迎角,从而为飞机提供负拉力,有效缩短飞机滑跑距离,改善飞机着陆和中断起飞性能。

4. 发动机中、低速经济性好

当飞机中、低速飞行时,由于螺旋桨的工作效率高,同时,喷气速度低,离速损失小,喷气推进效率高。当飞行速度过高(>373mile/h)时,螺旋桨将产生较大的激波阻力,导致螺旋桨效率急剧下降,发动机性能迅速变差。

5. 发动机功率的输出受到减速器负荷的限制

涡桨发动机工作时,由于发动机绝大部分的推进力是由动力涡轮经减速器传递给螺旋桨,减速器的减速比可高达1:15,减速器齿轮承受巨大的扭矩,负荷较重。所以减速器传递的功率将受到减速器重量和尺寸的限制,进而使涡桨发动机的功率输出不可能无限制增加。事实上,目前涡桨发动机减速器的质量已相当于压气机和涡轮的总和,减速器的工作寿命直接影响到发动机的使用寿命。所以,涡桨发动机在使用中,应特别防止发动机超负荷使用(尤其在冬季飞行时)。

由此可见,涡桨发动机不仅中、低速经济性好,而且对起飞、着陆机场的要求不高,最适宜做中、低速支线运输飞机的动力装置。同时,因螺旋桨的噪声较大,对飞机的舒适性具有一定影响。随着螺旋桨性能的改进,涡桨发动机的应用前景将更加广阔。

10.1.3 主要性能参数

涡桨发动机的主要性能参数较多,这里只介绍当量轴功率和当量燃油消耗率。

1. 当量轴功率(ESHP) N_{equ}

在介绍当量轴功率前,先介绍以下几个基本概念:

1) 发动机有效功率 N_e

发动机用来带动螺旋桨的功率。

2) 螺旋桨轴功率 N_S

发动机经减速器传递给螺旋桨的功率。它与发动机有效功率的关系为

$$N_S = N_e \eta_m \quad (10-1)$$

式中 η_m ——减速器的机械效率，一般为 0.97~0.98。

涡桨发动机螺旋桨轴功率还可以通过下面的公式来计算

$$N_S = KMn_B \quad (10-2)$$

式中 K ——发动机结构常数；

M ——减速器传递的扭矩；

n_B ——螺旋桨转速。

所以，当螺旋桨轴功率一定时，螺旋桨转速越低，减速器传递的扭矩越高。对具体的发动机，为了防止减速器齿轮的过度磨损，确保发动机使用寿命，必须对发动机扭矩进行限制，飞行中不允许超过扭矩的限制值。如 PT6A-61 发动机，发动机最大扭矩限制在 2230 lb·ft 以下。

3) 螺旋桨的推进功率 N_B

螺旋桨的拉力推动飞机前进所做的功率，即

$$N_B = pV_{fly} \quad (10-3)$$

式中 p ——螺旋桨拉力；

V_{fly} ——飞行速度（与发动机零站位处的气流速度 c_0 大小相等，方向相反， $V_{fly}=c_0$ ）。

4) 螺旋桨效率 η_B

螺旋桨推进功率与螺旋桨轴功率之比，即

$$\eta_B = \frac{N_B}{N_S} \quad (10-4)$$

所以，发动机提供给螺旋桨的轴功率并不能全部用来产生推进功率，存在的损失有桨叶的摩擦损失、激波损失（一定条件下存在）和离速损失。在飞行使用中，螺旋桨效率主要随桨叶迎角和飞行速度变化。

由于涡桨发动机的推进力来自螺旋桨拉力和少量的喷气推力，为了全面描述涡桨发动机输出的功率，假设喷气的推进功率是由螺旋桨产生的，并且折合为螺旋桨轴功率，此折合轴功率与螺旋桨自身轴功率之和就定义为当量轴功率，用公式表示为

$$N_{equ} = N_S + \frac{FV_{fly}}{75\eta_B} \quad (10-5)$$

式中 N_{equ} ——当量轴功率 (hp);
 N_S ——螺旋桨自身轴功率 (hp);
 η_B ——螺旋桨效率;
 F ——喷气推力(daN);
 V_{fly} ——飞行速度(m/s)。

例 某涡桨发动机, 飞行速度为 300 kn, 螺旋桨轴功率为 720 hp, 同时产生 130 lb 的推力, 若螺旋桨效率为 0.8, 求此时发动机的当量轴功率。

解 已知: $V_{fly}=300 \text{ kn}=154.3 \text{ m/s}$; $N_S=720 \text{ hp}$; $F=130 \text{ lb}=59 \text{ daN}$; $\eta_B=0.8$ 。

$$\text{当量轴功率: } N_{equ}=N_S+\frac{FV_{fly}}{75\eta_B}=720+\frac{59\times 154.3}{75\times 0.8}=872(\text{hp})$$

当发动机在地面工作时, 飞行速度为零, 发动机推进功率为零, 所以, 此时无法利用式 (10-5) 来计算发动机当量轴功率大小。由实验得知, 发动机在地面工作时, 螺旋桨要产生 1 kgf 的拉力, 螺旋桨需要 0.83~0.91 hp 的轴功率, 利用此换算系数, 就可以得出发动机当量轴功率, 用公式表示为

$$N_{equ,0}=N_{S,0}+KF_0 \quad (10-6)$$

式中 $N_{equ,0}$ ——飞行速度为零时的当量轴功率;
 $N_{S,0}$ ——飞行速度为零时, 螺旋桨的轴功率;
 F_0 ——飞行速度为零时, 发动机的喷气推力。
 K ——取值 0.83~0.91, 称为马力折合系数, 单位为 hp/daN, 其值随螺旋桨的型别不同而变化。

例 在试车台上试验某涡桨发动机时, 测得螺旋桨轴功率为 2 655 hp, 喷气推力 $F_0=271 \text{ daN}$, 取马力折合系数为 0.90, 求此时发动机当量轴功率。

解 当量轴功率

$$N_{equ,0}=N_{S,0}+KF_0=2655+0.90\times 271=2899(\text{hp})$$

2. 当量燃油消耗率 sfc_{equ}

发动机每产生 1 hp 的当量轴功率, 在 1h 内所消耗的燃油量, 称当量燃油消耗率。它在一定条件下描述了涡桨发动机的经济性。

涡桨发动机起飞当量燃油消耗率为: 0.20~0.28 kg/(hp·h), 可以看出已接近航空活塞发动机的经济性。

10.2 典型减速齿轮箱

齿轮减速器是航空发动机驱动螺旋桨必不可少的部件, 它是涡桨发动机传动系统的重要

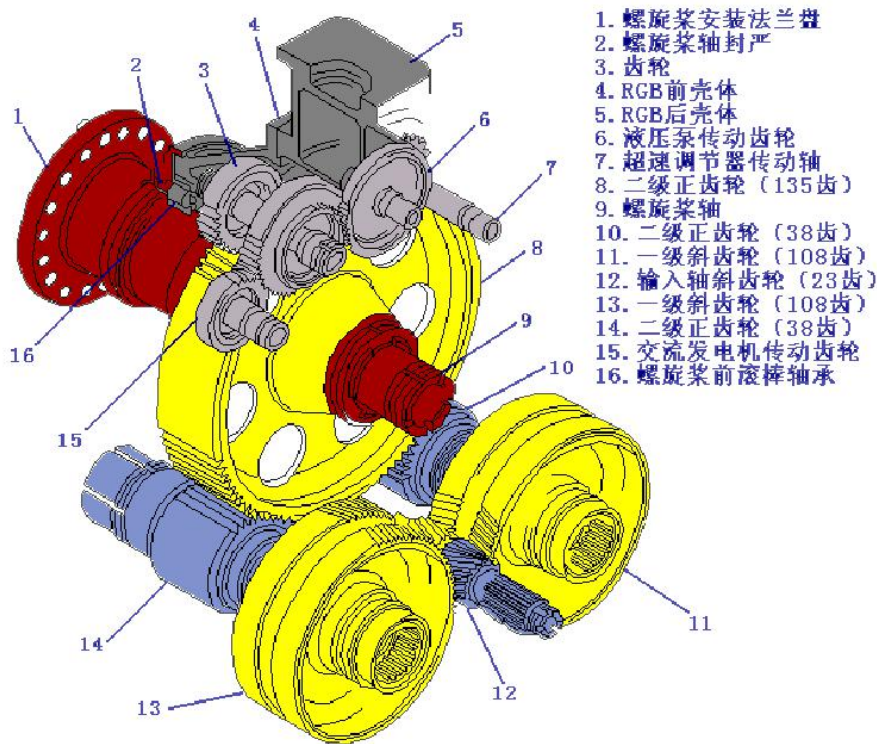
组成部分。它的一端与发动机转子或动力涡轮相连，另一端与螺旋桨相接（见图 10-1）。为了使涡轮的工作效率高，外廓尺寸小，转速必须很高，一般在 6000r/min~18000 r/min。而螺旋桨的最有利转速则比较低，一般螺旋桨的转速为 800r/min~1200 r/min。航空发动机减速器的作用是使两个转速不同的部件相互匹配，分别在各自的最佳转速工作，并能高效率地传递功率。（图 10-2）所示是 PW127J 发动机减速齿轮箱，为二级偏置式减速齿轮箱，总减速比为 16.67:1。

1. 目的

将动力涡轮的转速（NPT20000rpm）减至适合螺旋桨工作的转速（NP1200rpm），驱动相应附件。

2. 描述

二级偏置式减速齿轮箱，经第二级减速后有 4 个附件驱动输出轴。位于第一级和第二级减速之间，设有电子扭矩测量系统。



1. 螺旋桨安装法兰盘
2. 螺旋桨轴封严
3. 齿轮
4. RGB前壳体
5. RGB后壳体
6. 液压泵传动齿轮
7. 超速调节器传动轴
8. 二级正齿轮（135齿）
9. 螺旋桨轴
10. 二级正齿轮（38齿）
11. 一级斜齿轮（108齿）
12. 输入轴斜齿轮（23齿）
13. 一级斜齿轮（108齿）
14. 二级正齿轮（38齿）
15. 交流发电机传动齿轮
16. 螺旋桨前滚棒轴承

图 10-2 PW127J 减速齿轮箱

3. 部件安装

减速齿轮箱上安装的外部附件以及在 100%NP 时附件的传动转速，见表 10-1。

表 10-1 外部附件及其转速

序号	附件名称	转速 (rpm)	转向	备注
1	交流发电机	14634	顺时针	从驱动端看
2	超速调节器	5446	逆时针	共用一个传动轴
3	PCU 泵	5446	逆时针	

4	PCU	1200	顺时针	
5	液压泵	6020	顺时针	
6	螺旋桨转速传感 器			
7	扭矩传感器			两件
8	电动顺桨泵			
9	金属屑探测器			两件
10	螺旋桨	1200	顺时针	

10.3 典型的涡桨发动机

涡桨发动机十分适合于起飞重量大，要求经济性，同时对最大速度要求不高的大型固定翼飞机使用。比如国内的运-8、运-9 运输机、MA60 和 MA600 飞机，欧洲的 AM400 中型运输机，俄罗斯的图-95 轰炸机和安-12 飞机用的都是涡桨发动机。PW127J 发动机是自由涡轮式双转子涡轮螺旋桨发动机（见图 10-3），是我国国产支线 MA60 和 MA600 飞机的动力装置。PW127J 发动机由 2 级离心式压气机、有 14 个气动喷嘴的环形回流式燃烧室、2 级轴流式动力涡轮、2 级轴流式自由涡轮、减速器等五大部件组成。减速器为 2 级减速，输出转速 1200 r/min。发动机的主要特点是采用 2 级双转子离心式压气机、分别由各自的涡轮驱动，高压涡轮和低压涡轮均为单级轴流式。



图 10-3 PW127J 发动机剖面图

PW127J 发动机的主要性能参数为：起飞功率为 2750 SHP，正常起飞功率为 2475 SHP，最大连续功率为 2750 SHP，最大爬升功率为 2192 SHP，最大巡航功率为 2132 SHP。

10.3.1 特点

PW127J 发动机的主要特点如下:

- 1) 2750 轴马力
 - 2) 单元体: 涡轮机、减速齿轮箱
 - 3) 双转子压气机(低压叶轮和高压叶轮)
 - 4) 自由涡轮(动力涡轮与高、低压转子分离, 起动容易; 可变的螺旋桨速度)
 - 5) 三轴(高压转子轴、低压转子轴和动力涡轮轴)
 - 6) 直流式(前端进气, 后端排气)
 - 7) 回流式燃烧室(使发动机变得更短、更轻)
 - 8) 用功率杆 PLA 位置来控制功率
 - 9) 装有机安全备用装置的数字式电子燃油调节系统
 - 10) 具有功率储备(有 10%功率储备)
 - 11) 自动顺桨系统(在飞机起飞时, 如果有一台发动机失效, 可以使失效发动机螺旋桨自动顺桨, 从而减轻飞行员工作量)
 - 12) 电子式扭矩测量系统
 - 13) 发动机转向(从尾喷管向前看):
- | | |
|----------|-----|
| 螺旋桨和动力涡轮 | 顺时针 |
| 高压转子 | 顺时针 |
| 低压转子 | 逆时针 |

10.3.2 站位

发动机主通道各特征截面编号称为站位(见图 10-4), 以便于参数记录和叙述, 现列表如下(以 PW124B 为例):

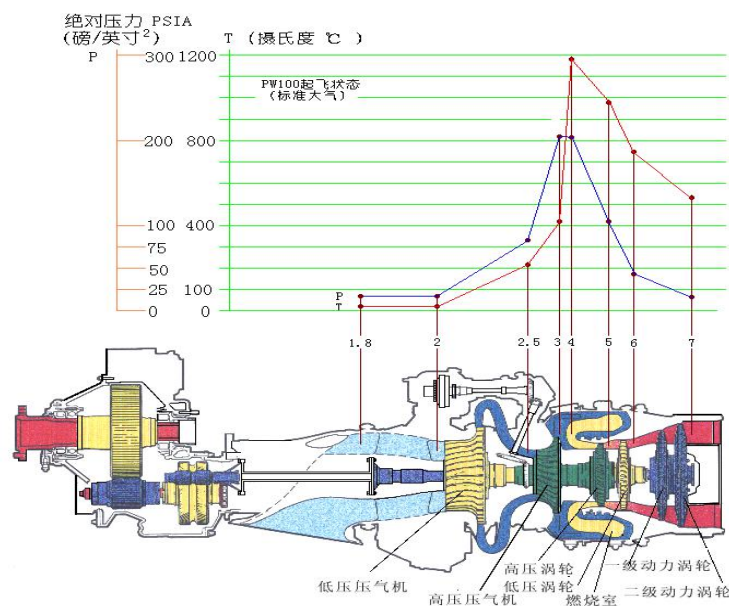


图 10-4 PW127J 发动机站位

表 10-2 PW124B 发动机在国际标准大气海平面状态 2400SHP 时的参数

站 位	温 度 (°C)	压 力 psiA (Kgf/cm ²)	名 称
1. 8	15	14. 7/1. 033	后进气机匣入口
2	15	14. 7/1. 033	低压压气机前
2. 5	236	77/5. 39	高压压气机前
3	429	216/15. 12	高压压气机出口
4	1185	211/14. 83	燃烧室出口
5	979	103/7. 24	高压涡轮出口
6	742	45/3. 16	低压涡轮出口
7	531	15. 6/1. 097	自由涡轮出口

10.3.3 安装边

PW127J 发动机安装边如图 10-5 所示:

现场级分离

B - 减速齿轮箱至前进气机匣;

C - 前进气机匣至后进气机匣;

仅在大修时分离

D - 后进气机匣至低压扩压机匣;

E - 低压扩压机匣至压气机中介机匣;

F - 压气机中介机匣至燃气发生器机匣;

热段检查时分离

K - 燃气发生器机匣至涡轮支撑机匣。

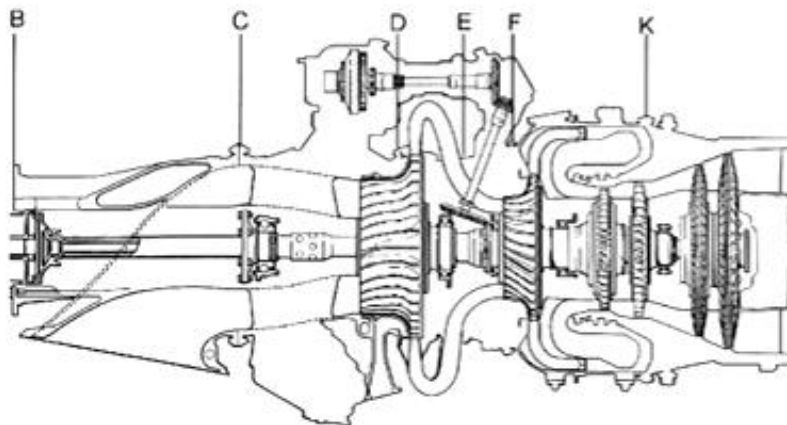


图 10-5 PW127J 发动机安装边

10.3.4 轴承

轴承, 支撑主要旋转部件如图 10-6 所示。

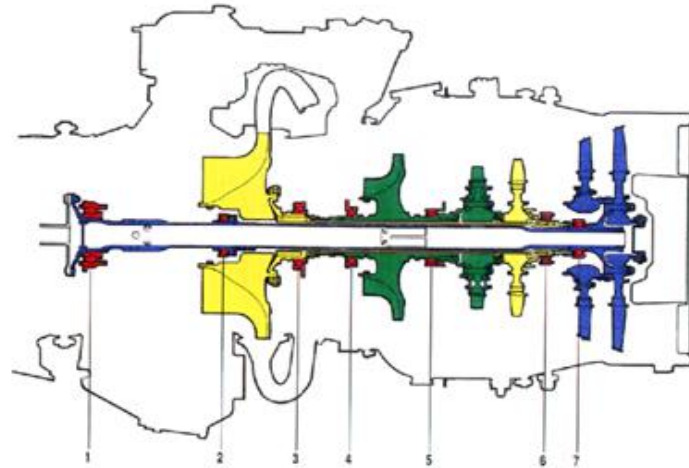


图 10-6 PW127J 发动机轴承

滚珠轴承：吸收轴向和径向载荷。

滚棒轴承：仅吸收径向载荷且允许轴向膨胀延伸。

表 10-3 转子支撑方案

旋转部件	高压转子	低压转子	动力涡轮轴
轴承	4 号滚珠 5 号滚棒	3 号滚珠 6 号滚棒	1 号滚珠 2 号滚棒 7 号滚棒
旋转	顺时针	逆时针	顺时针
轴载荷	向前	向前	向后

10.3.5 涡桨发动机的操作

PW127J 发动机是一个通过两级减速齿轮箱驱动螺旋桨的涡轮发动机。三个主要旋转部件组成发动机的核心，分别为低压压气机和低压涡轮，高压压气机和高压涡轮，两级动力涡轮和动力涡轮轴。三个旋转部件未连接在一起，以不同的速度和相反的方向进行旋转。这种设计被称之为“自由涡轮发动机”。这种结构允许飞行员独立于压气机的速度来变换螺旋桨的速度。起动时仅需起动高压转子，起动力矩小，由安装在附件齿轮箱上的起动机来起动。机械式燃油控制器安装在附件齿轮箱上，根据动力要求和飞行条件调节流向燃油喷嘴的燃油流量。机械式燃油控制器（MFCU）由电气、油压、气动和机械活门等组成，它在发动机整个工作包线范围内调节燃油流量，该控制器为保证发动机电子控制器（EEC）和人工工作模式的基础。通过功率杆角度（PLA）、状态杆角度（CLA）、螺旋桨控制器（PCU）和座舱操纵系统相连。

机械式燃油控制器上装有两个摇臂，一个功率摇臂和一个状态摇臂分别用连杆与螺旋桨控制器上的功率摇臂和状态摇臂相连。驾驶舱中的功率杆和状态杆通过钢索和软轴分别与功率摇臂和状态摇臂相连。功率杆用于在最大负拉力和最大拉力之间调节发动机的功率，状态

杆用于在最大转速和最小转速之间调节螺旋桨转速，使螺旋桨顺桨，使发动机断油停车。与功率杆相连的还有一个功率杆角度传感器(RVDT)，将功率杆角度输入发动机电子控制器(EEC)中。在正常和手动方式，MFCU 计量供给发动机的燃油流量，同时向燃油引射泵提供动流(见图10-7)。

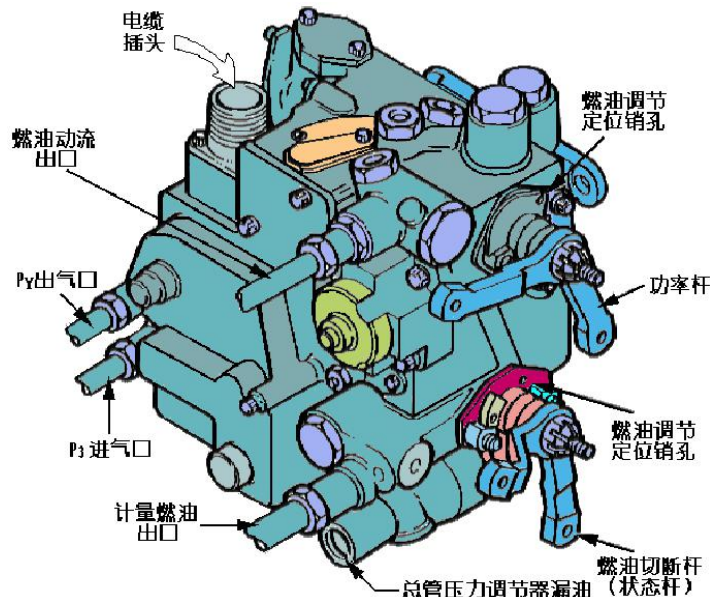


图10-7 机械式燃油控制器

安装在减速齿轮箱上的螺旋桨控制器(PCU)根据功率需求、飞行员的速度选择和飞行条件，通过改变桨叶角度来控制螺旋桨的速度。螺旋桨的几种常见工作状态。

调速状态——即状态杆在调速范围内任一位置，螺旋桨就在其对应转速下恒速转动。当发动机功率不变，状态杆从最小转速位置推至最大转速位置。螺旋桨控制器的调速器将改变桨叶角使之减小，使螺旋桨加速。当螺旋桨转速增加到最大转速时，达到稳定状态。状态杆收至最小转速位置，将导致与上述相反的作用，这将使桨叶角增加。螺旋桨转速减小直到最小转速，达到稳定状态。当状态杆位置不变，发动机功率变化时，螺旋桨控制器的调速器将改变桨叶角以维持螺旋桨转速不变。功率增加—NP 上升—桨距增加—桨叶角变大，NP 下降。功率减小，工作情况相反，使桨叶角变小。

进场着陆状态——为了使拉力减至最小而使飞机顺利着陆，当螺旋桨处于欠速状态，螺旋桨的实际转速较低，这种方式用于进场、着陆全过程。

飞机着陆滑跑状态——飞机着陆接地后，功率杆立即越过飞行慢车止动卡槽，置于飞行慢车与最大反桨之间。螺旋桨的桨叶角直接由功率杆凸轮来控制。拉力和负拉力的大小也是由功率杆从地面慢车位置后拉，负拉力增大，直到最大反桨，负拉力最大。

顺桨状态——在空中或地面使螺旋桨处于顺桨状态，空中使失效发动机的螺旋桨阻力最小，地面用于发动机停车状态。

超速状态——作为螺旋桨转速的超速保护系统，防止螺旋桨超速。螺旋桨超速调节器由发动机制造厂提供，安装在发动机减速齿轮箱上，对螺旋桨控制系统是一个附加的安全装置，仅作为备份系统，防止发动机和螺旋桨严重超速。

10.4 典型涡桨发动机单元体及维护介绍

10.4.1 典型涡桨发动机单元体及主要附件识别

1. 冷段

目的：提供正确的空气流量，并进行必要的增压以满足不同的需要（见图 10-8）。

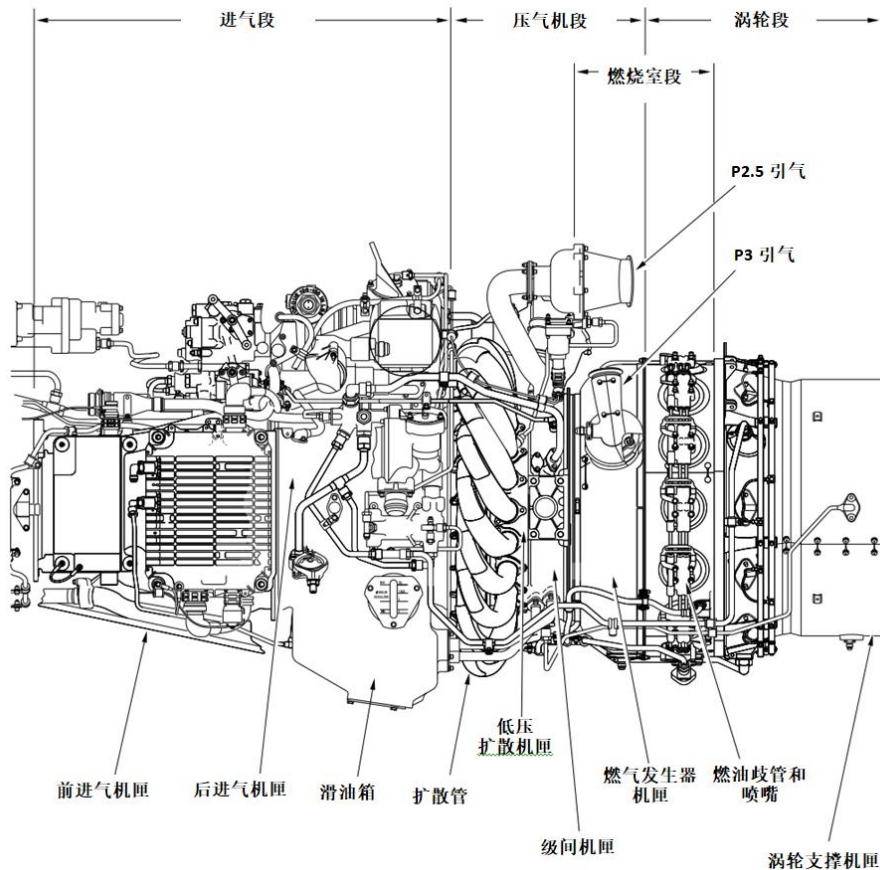


图 10-8 PW127J 进气和压气机段

组成：

- 前进气机匣；
- 压气机中介机匣；
- 后进气机匣；
- 附件齿轮箱；
- 滑油箱放气活门；
- 低压叶轮；
- P2.5 单向活门；
- 低压叶轮罩；
- 高压叶轮罩；
- 低压扩压器机匣；

- 高压叶轮；
- 低压扩压管；
- 燃气发生器机匣。

(1) 增压比

低压压气机 5.65:1

高压压气机 2.6:1

总增压比 $5.65 \times 2.6 = 14.7$

(2) 前进气机匣

将涡轮机与减速齿轮箱连接；

用减速齿轮箱滑油回油防冰。

(3) 后进气机匣

为附件齿轮箱、滑油箱及滑油泵提供安装位置通过 1 号和 2 号轴承支撑动力涡轮轴。

在左侧有孔探仪检查口和压气机清洗口；P1.8（进气道总压）感压通道；叶轮罩放气口。

安装在机匣上的有：

- 1 个 T1.8 总温探头；
- 2 个高压转速传感器（NH1、NH2）；
- 接线盒；
- 微调电阻。

(4) 低压压气机

由 3 号轴承支撑；

单独平衡；

在 3 号轴承螺帽上测量低压转速（NL）；

逆时针旋转（顺航向）。

操作：空气通过进气机匣进入涡轮机，低压叶轮使空气加速。空气由低压扩散机匣进入低压扩散管，低压扩散管增加气体的压力并将压缩空气导入中介机匣。高压叶轮再次使空气加速，空气通过内部高压扩散管时，气体压力增加，并引导压缩空气进入燃气发生器机匣。

2. 热段

目的：通过点燃压缩空气和燃油产生燃烧能量，将燃烧能量转化为旋转力，驱动压气机和螺旋桨（见图 10-9、10-10）。

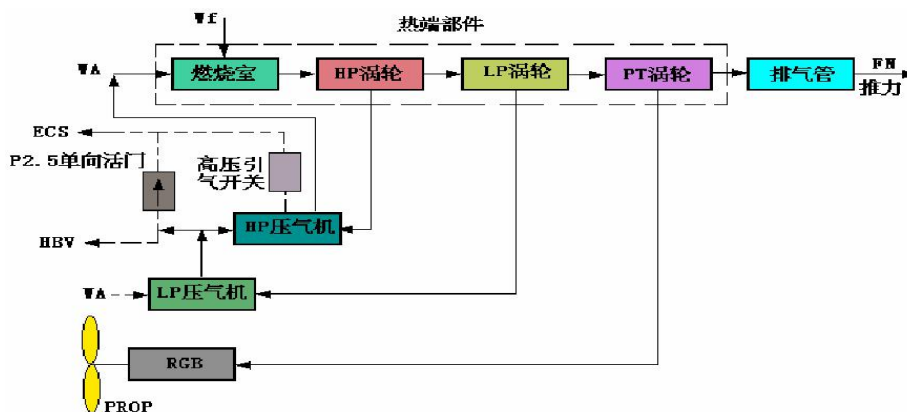


图 10-9 PW127J 热端部件工作流程

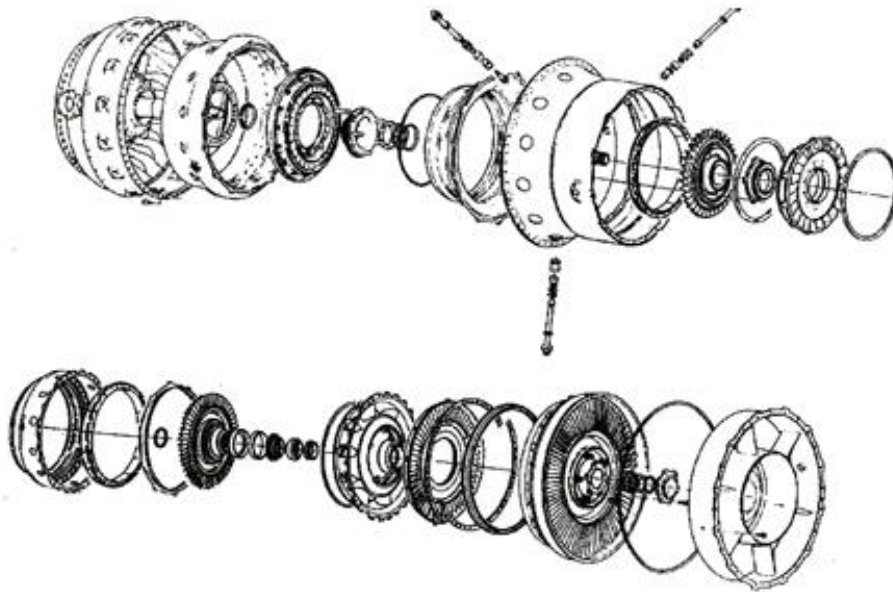


图 10-10 PW127J 燃烧室和涡轮段

组成:

- 燃烧室
- 高压涡轮
- 低压涡轮
- 动力涡轮。

操作: 发动机热段部件有燃气发生器的部件。离开燃烧室的热膨胀气体由高压涡轮叶片环导向高压涡轮叶片, 由低压涡轮叶片环导向低压涡轮叶片。这些气体穿过动力涡轮叶片环, 撞击动力涡轮叶片。涡轮机通过动力涡轮轴和减速齿轮箱转动螺旋桨。

排气管道将动力涡轮中的气体排到大气中。

10.4.2 定期检查 / 维修间隔

1. 概述

定期检查 / 维修间隔包括发动机内部和外部零件的目视检查和孔探仪检查、特定维修检查、任务和大修寿命限制。这是一个飞机的非指定方案。

2. 定期检查 / 维修间隔

发动机由两个组件组成: 减速齿轮箱和涡轮机。他们有着不同的序列号。操作者可在分离检查 / 恢复间隔上选择维护整个发动机或单个组件。无论哪一个在最后出现, 初始间隔是指从出厂、大修或组件翻修后的累计时间。

A. 发动机维修方法:

注: 门限周期是进行组件检查的规定时间, 它必须考虑飞行周期、飞行时间等, 并只提供给固定门限检查周期(硬时限)程序。

(1) 利用率较高飞机(每年超过 1200 h)的发动机定时维修

(a) 发动机可按照 P&WC 公司推荐的维修方案在固定的门限检查周期进行检查。

(b) 使用者可根据 P&WC 公司推荐的大纲, 编制属于自己的专用方案, 并在固定的门限检查周期, 对发动机进行维修。使用者应对其专用方案负责, 该方案可以包括进一步的大修和 HSI (热段部件检查)时限, 并由当地适航当局批准。

(c) 发动机附件应该被监控, 撤消门限取决于使用者的经验。

(2) 利用率较低飞机(每年少于 1200 h)的发动机定时维修

(a) 利用率低的飞机必须符合定期检查、维修任务、次数和大修寿命限制。

(b) 发动机附件应该被监控, 撤消门限取决于使用者的经验。

(3) 视情维修方案

(a) 对于 PW127J (BS1018)发动机:

1 发动机可按相应的视情维修方案维修, 该方案由使用者依据 P&WC 公司的建议编制出来的。使用者应该拥有一个由他们当地适航当局批准的专用大纲;

2 视情维修方案(OCP)由 P&WC 公司推荐, 它包括定期检查、维修任务和次数。如果一台发动机是新的或者大修后运转时间为零小时, 那么这台发动机适用视情维修方案, 该方案也适用服役中的发动机, 在确认服役中的发动机适用视情维修方案之前, 在第 B. 节中列出了专用的检查和必须要进行的检查。在到达使用者正常定时门限检查间隔(TBO)之前, 如果还不到 500 h , 那么发动机就不改变维修大纲。

(4) 发动机附件应该被监控, 撤消门限取决于使用者的经验。

(5) 发动机 / 组件软时限和硬时限的定义如下:

(a) 软时限

1 发动机 / 组件的软时限定义为推荐那些按照经过批准的视情维修方案进行发动机维护的用户, 在发动机 / 组件完全恢复之前所执行的经济最小检查间隔。当一个组件到达所规定的软时限, 不需要从飞机上拆下发动机。

2 当发动机从飞机上拆下, 且发动机 / 组件已超过软时限, 恢复发动机 / 组件则认为经济实惠的。

(b) 硬时限

1 发动机 / 组件的硬时限定义为对于未执行下列工作的用户, 在发动机 / 组件进行大修之间执行的由加拿大交通部批准的最大检查间隔:

- 按照经过批准的视情维修方案维护发动机;

或者

- 由当地权威机构给用户的机群批准改进的维护方案。

B. 服役中发动机的视情维修方案符合性要求

(1) 需要的特殊检验和检查

(a) 新发动机或大修以后最多 500 h 。

1 不需要特殊检验或检查。

(b) 在 500 h 与批准的发动机大修寿命一半之间。

1 低压(LP)转子的孔探仪检查。

2 金属屑探测器功能检查。

3 滑油滤检验和滤纸检查。

4 当执行步骤 2 和 3 时, 发现一些碎屑时进行光谱分析。

5 燃油滤检验 / 清洗。

6 T6 系统检查。

7 功率保证。如果发动机已经不用发动机状态趋势监控(ECTM[®]), 那么要求涡轮间温度(ITT) / T6 有 10 °C (20 °F) 的最小裕度。如果新发动机或经过翻修的发动机处于 ECTM[®]之下, 那么只能在功率保证限制之内, 如果超过限制值或者裕度(如果适用)少于最小值。

8 发动机外部检查包括:

- 减速齿轮箱和前、后进气机匣的腐蚀情况;
- 滑油—燃油加热器的涂敷层、滑油和燃油导管、低压扩散段导管和引气管的状态。
- 所有附件包括 EEC (发动机电子控制)、 AFU (自动顺桨装置)、点火和导线线束等的状态和定位。

9 燃油喷嘴的详细检查

注: 如果燃油喷嘴已经被更换, 或者在以前的一个 1000 FH 之内已经进行了检查, 那么现在就不需要检查了。

10 点火塞的详细检查。

(c) 超过批准的发动机大修寿命一半, 并且距离被批准的发动机大修寿命最少还有 500 h 。

1 对于工作在 500 h 和批准的发动机大修寿命一半之间的发动机要进行全面的检验和检查。

2 热段部件检查(HSI)。除非发动机状态趋势监控(ECTM[®])能够准确地工作, 同时没有观察到不可接受的性能变坏情况, 或者自从进行热段部件检查以后的时间少于批准的发动机大修寿命的一半。

- 3 附件齿轮箱的孔探仪检查，塔式传动轴伞齿轮的目视或孔探仪检查。
- 4 高压涡轮导向叶片，叶片和燃烧室的孔探仪检查。
 - (d) 距批准的发动机大修寿命的余留时间少于 500 h 。
- 1 发动机完成大修之后，该发动机才能使用视情维修方案。

第11章 螺旋桨

螺旋桨安装在活塞发动机或者涡桨发动机上。螺旋桨由桨毂组件、桨叶组成。桨叶安装在桨毂上,桨毂前面安装具有整流功能的毂帽。桨毂安装在发动机输出轴上,将发动机输出的机械能转化成飞机向前飞行的动力(图11-1)。有的飞机落地后还可以利用桨叶反桨产生较大的负拉力,起到制动的作用,以缩短飞机着陆后的滑跑距离。



图 11-1 螺旋桨实物

11.1 名词术语

螺旋桨至少包括2个桨叶,桨叶通过叶根安装到桨毂上。叶根又叫桨叶轴,安装于桨毂内。桨叶最接近桨毂的比较厚的部分称为叶柄。离桨毂最远的部分称为叶尖,一般定义为最外侧6英寸桨叶。桨叶旋转迎风面叫做前缘,旋转背风面叫做后缘。桨毂组件将螺旋桨安装在发动机减速器输出轴上(图11-2)。

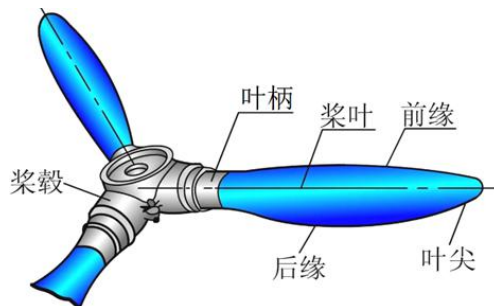


图 11-2 桨毂和桨叶

每个桨叶作为旋转的翼型产生前向的拉力或推力。桨叶突起弧度较大的一面称为叶背,类似于机翼的上表面;突起弧度较小的一面称为叶面,类似于机翼的下表面。桨叶任一剖面

前缘和后缘之间的连线称为弦线。

螺旋桨旋转平面和任一桨叶剖面弦线构成的夹角称为桨叶角 ϕ (图11-3)。桨叶角随半径增大逐渐减小，在叶尖处最小，其变化规律是影响桨工作性能最主要的因素，通常以特定站位桨叶角值代表该桨桨叶角。桨叶角的大小将影响螺旋桨旋转一周所排出的空气量的多少，桨叶角大，螺旋桨旋转一周排出的空气量多，使螺旋桨的负荷变大；桨叶角小，螺旋桨旋转一周排出的空气量少，使螺旋桨的负荷变小。变距螺旋桨中，增大桨叶角叫变大距，减小桨叶角叫变小距。

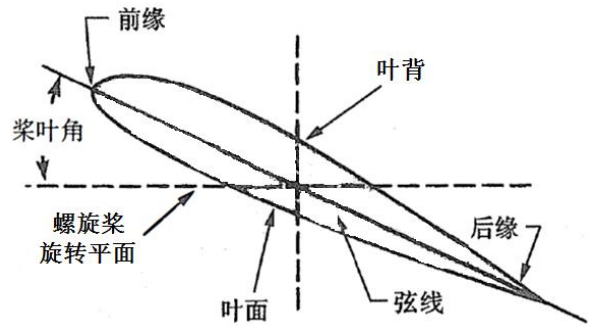


图 11-3 螺旋桨桨叶

为识别沿螺旋桨桨叶长度方向特定的部位，螺旋桨以桨毂中心作为参照点（0站位）、以英寸为单位定义桨叶站位，作为离桨毂中心的指定距离的参考位置（图11-4）。

螺旋桨由发动机输出轴驱动，不同站位的角速度相同，但是切线速度与站位成正比。为补偿沿螺旋桨桨叶的速度差，桨叶每小段给定不同的角度。桨叶角从桨毂到叶尖逐渐减小称为桨距分配，因此螺旋桨桨叶形成扭转的三维形状。桨叶的扭转沿桨叶长度的大部分提供基本不变的迎角。除叶片扭转外，大多数螺旋桨接近桨毂用较厚的低速翼型，接近翼尖用较薄的高速翼型。这样同叶片扭转组合，允许螺旋桨沿着桨叶整个长度产生相对不变的拉力。

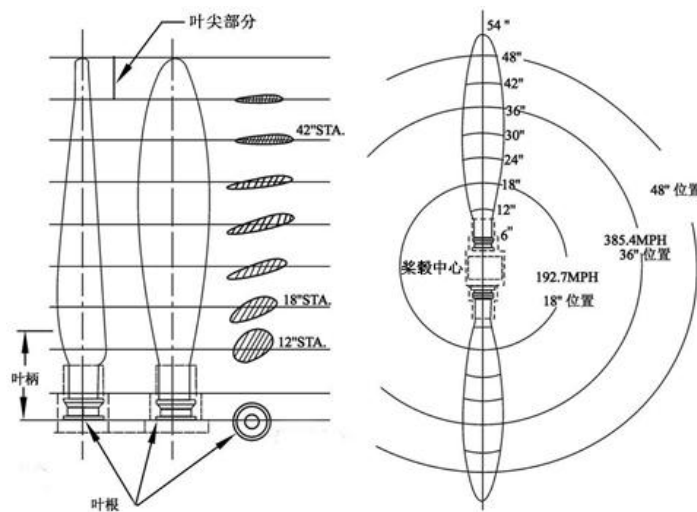


图11-4 螺旋桨站位

严格的意义上，螺旋桨桨距是指螺旋桨转动一圈纵向前进的理论距离。桨距和桨叶角描述两个不同的概念，然而它们是密切相关的。说一个螺旋桨有固定的桨距，实际上意味螺旋桨桨叶给定在固定的桨叶角上。桨距和桨叶角存在下述关系，即（11-1）式中：

H ——桨距；

R ——螺旋桨特征截面半径；

φ ——特征截面的桨叶角。

几何桨距定义为螺旋桨通过不可压缩介质转一圈前进的距离，没有任何效率损失。所以，桨叶角大，则几何桨距大。几何桨距是从距离桨毂中心至叶尖长度的75%站点点测量的。有效桨距是指螺旋桨转一圈实际前进的距离。飞机在地面静止时，有效桨距为0；巡航状态时，有效桨距最大。几何桨距和有效桨距之间的差值称为滑流（滑距）。飞行速度的大小则取决于螺旋桨的有效桨距和转速。

例如：螺旋桨的几何桨距为50英寸，理论上转一圈它应向前运动50英寸。然而，如果飞机实际向前运动仅35英寸，有效桨距是35英寸和螺旋桨效率是70%。在这种情况下，滑流代表15英寸或30%的效率损失。实际上，大多数螺旋桨效率是50%~87%。

滑流的大小说明了螺旋桨在工作过程中，对流过它的介质的压缩程度，即螺旋桨对流过它的介质的作用力(气动力)的大小，当然，也是介质对螺旋桨的反作用力的大小，该反作用力在发动机轴向方向的分力就是螺旋桨产生的拉力，所以拉力的大小取决于滑流的大小（图11-5）。

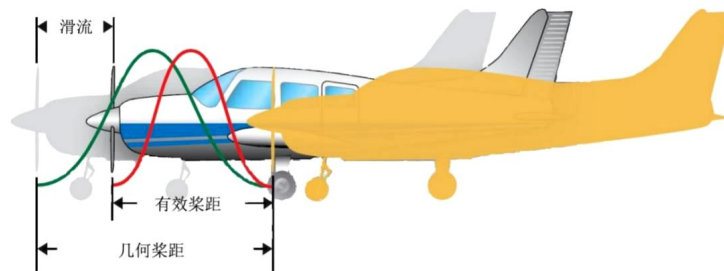


图 11-5 几何桨距和有效桨距

螺旋桨产生拉力或者推力的原理类似于机翼产生升力原理，主要是气动拉力和叶型拉力。气动拉力是当空气以相对速度流过桨叶时，将空气压缩，使发动机一侧叶面的气动压力大于叶背压力产生拉力；叶形拉力是空气流过桨叶的叶背时，流速增大，压力降低；空气流过桨叶的叶面时，流速降低，压力升高，在桨叶的前后桨面形成压力差。综上所述，螺旋桨旋转时，在桨叶的叶背（螺旋桨桨叶前面）将会产生低压区，在桨叶的叶面（螺旋桨桨叶后面）将会产生高压区。低压区同高压区间的压力差使螺旋桨产生了气动合力，气动合力轴线分量

为拉力或者推力。同时，空气经过桨叶前缘时，气流受阻，流速减慢，压力提高；空气流近后缘时，气流分离，形成涡流，压力下降，最终形成桨叶旋转阻力（图11-6）。

从宏观方面可以认为流过螺旋桨的空气对螺旋桨的作用力在发动机轴线方向的分力称为螺旋桨的拉力。螺旋桨产生的拉力与螺旋桨在单位时间内的排气质量，排气速度和飞行速度有关。当排气速度和飞行速度保持不变时，螺旋桨产生的拉力随着螺旋桨单位时间排气质量的增大而增大。螺旋桨在单位时间内排气量的多少，取决于桨叶角和转速的大小。当螺旋桨的转速保持不变时，桨叶角大，螺旋桨旋转一周排出的空气量多，则螺旋桨单位时间内排气量多，拉力就大。当桨叶角保持不变时，螺旋桨的转速高，则螺旋桨单位时间内排气量多，拉力就大。当螺旋桨单位时间排气质量和飞行速度保持不变时，螺旋桨产生的拉力随着排气速度的增大而增大。

综上所述，螺旋桨产生拉力的大小取决于几个因素：桨叶迎角，螺旋桨转速和螺旋桨桨叶翼型的形状。

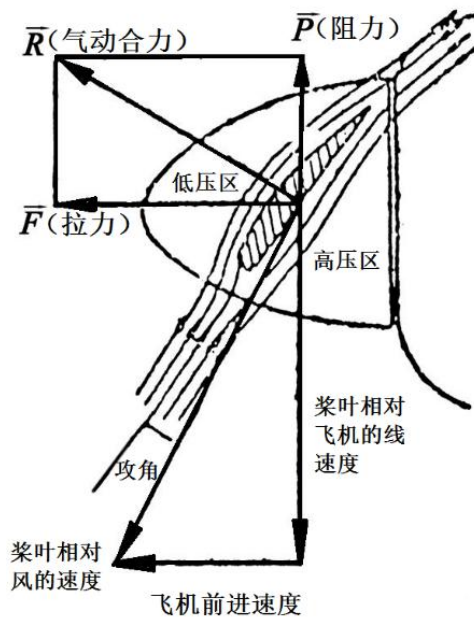


图 11-6 空气流过螺旋桨综合示意图

螺旋桨的功率包括轴功率和推进功率。轴功率(SHP)是指输送到螺旋桨的功率。当量轴功率(ESHP)仅适用于涡桨飞机，是在计算总的功率输出时，轴功率加上喷气推力的影响。由于涡桨发动机通过旋转轴输出功率，在试车台上依据轴的转速和扭矩测量发动机产生的功率(马力)。在静态条件下，输送到螺旋桨上1轴马力假定产生2.5磅推力。则此时：

$$ESHP = SHP + R_{n(jet)} / 2.5 \quad (11-2)$$

其中 $R_{n(jet)}$ 表示喷气产生的推力。

螺旋桨的推进功率是拉力和速度的乘积。它由发动机的有效功率转变而来，但是由于涡流、摩擦、滑流等因素的存在，必然要损失部分功率，影响推进效率。

$$N_B = F \cdot v_{\text{飞}} \quad (11-3)$$

螺旋桨的效率是螺旋桨的推进功率和提供给螺旋桨的轴功率之比，如其它条件不变，螺旋桨效率最佳的攻角是在 $2^\circ \sim 4^\circ$ 之间（图11-7）。攻角过大，桨叶将发生失速，推进效率急剧下降。螺旋桨在原地工作时，速度为零，效率等于零。

$$\eta_B = \frac{N_B}{N_S} = \frac{F \cdot v_{\text{飞}}}{N_S} \quad (11-4)$$

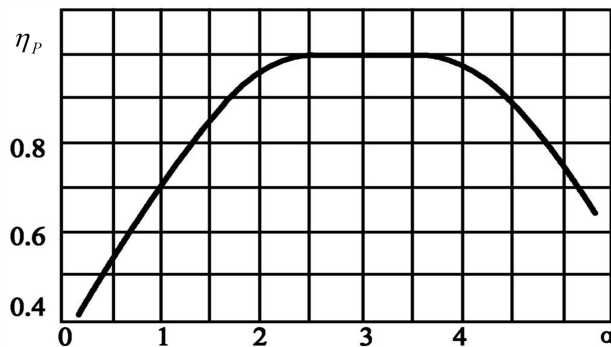


图 11-7 螺旋桨效率与攻角的关系

11.2 螺旋桨原理

11.2.1 作用在螺旋桨上的力和力矩

螺旋桨会受到离心力、拉力、扭力、气动扭转力、离心力扭转力以及振动力等。

1. 离心力

作用在螺旋桨的力中，离心力引起最大的应力。离心力可以描述为拉桨叶离开桨毂的力（图11-8）。离心力的大小与转速的平方、半径、质量成正比，桨叶尖部分受到的离心力最大。为了减少离心力，叶尖部分一般都采用薄翼型，最新的螺旋桨采用复合材料减小离心力。桨叶根部需要承受整个桨叶的离心力的合力。

2. 拉力弯曲力

拉力弯曲力试图将桨叶叶尖向前弯（图11-9）。螺旋桨桨叶产生的轴向拉力沿桨叶分布，会产生一个弯曲力，使得桨叶在旋转产生拉力时会略微向前弯曲。

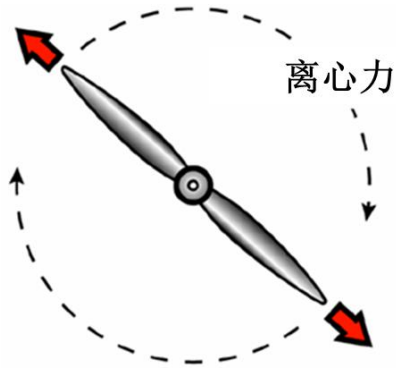


图 11-8 螺旋桨离心力

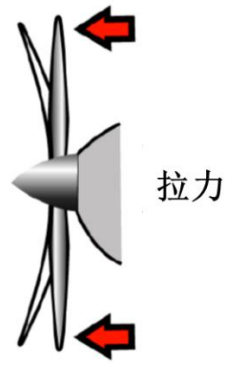


图 11-9 拉力弯曲力

3. 阻力弯曲力

螺旋桨旋转时会产生与旋转方向相反的空气阻力(图11-10)，这个力试图使螺旋桨沿旋转相反方向弯曲。

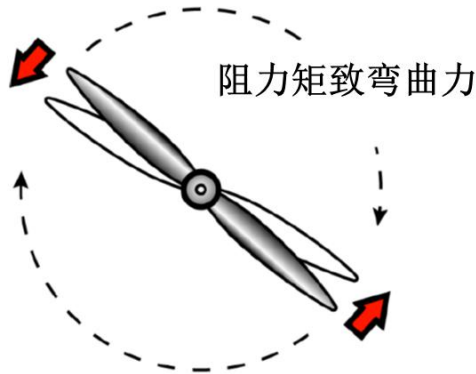


图 11-10 阻力弯曲力

4. 气动扭转力

当螺旋桨桨叶产生拉力时，当气动合力位于螺旋桨转轴前部时气动力将产生变大距的力矩，桨叶角有增大的趋势（图11-11）。当气动合力位于螺旋桨转轴的后部时则相反，桨叶角有减小的趋势（图11-12）。因此，气动扭转力可被设计用于增加或减小螺旋桨的桨叶角。

5. 桨叶离心扭转力

桨叶旋转时，各部分都要产生离心力。如图11-12所示，因螺旋桨是扭转的，以前缘微元体为例，其位于桨叶弦线的左侧，螺旋桨前缘微元体产生的离心力 N 在水平方向会有一个指向左侧的分力，该力有使桨叶向旋转平面转动的趋势，而垂直方向分力因与螺旋桨旋转轴线垂直，无法转动；后缘微元体可作类似分析，该处微元体也有使桨叶向旋转平面转动的趋势。因此离心扭转力试图减小螺旋桨的桨叶角。桨叶离心扭转力大于起动扭转力，所以旋转桨叶始终有变小距的趋势。

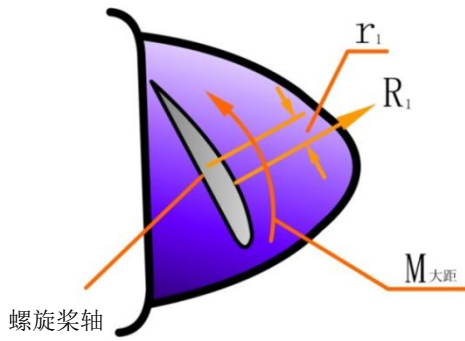


图 11-11 气动扭转力（变大距）

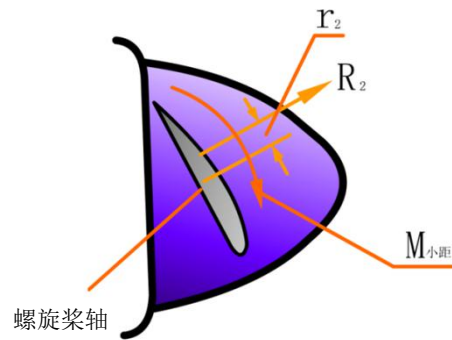


图11-12 气动扭转力（变小距）

6. 配重离心扭转力

有的变距螺旋桨在桨叶根部固定有配重，当螺旋桨旋转时，类比于桨叶离心力的分析方法，配重产生的离心力将使螺旋桨变大距（图11-13）。配重离心力大于桨叶离心力，所以装有配重的旋转桨叶有变大距的趋势。

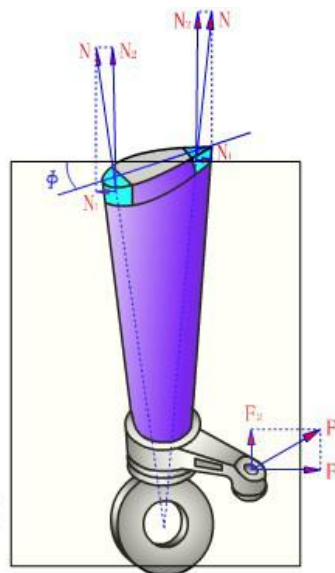


图 11-13 离心扭转力

7. 振动力

当螺旋桨产生拉力时，由于存在气动和机械力，叶片发生振动。某些发动机螺旋桨组合有能够发生严重的螺旋桨振动的临界范围。在这种情况下，临界范围在转速表上用红色的弧指示。螺旋桨设计允许一定程度的振动力。

8. 力矩

发动机轴传输力矩驱动螺旋桨旋转。螺旋桨旋转时产生与旋转方向相反的阻力矩。当发动机输出力矩大于阻力矩时，螺旋桨转速会增加；当发动机输出力矩小于阻力矩时，螺旋桨转速会减小；当发动机输出力矩等于阻力矩时，螺旋桨转速会维持恒定不变。

11.2.2 桨叶迎角及其影响因素

桨叶迎角 α (又称桨叶攻角) 是桨叶弦线和合成速度的夹角, 通常以特定站位桨叶迎角的角值代表该桨叶迎角。相对气流的大小、方向取决于飞机的相对气流前进速度和螺旋桨的旋转速度 (图11-14)。

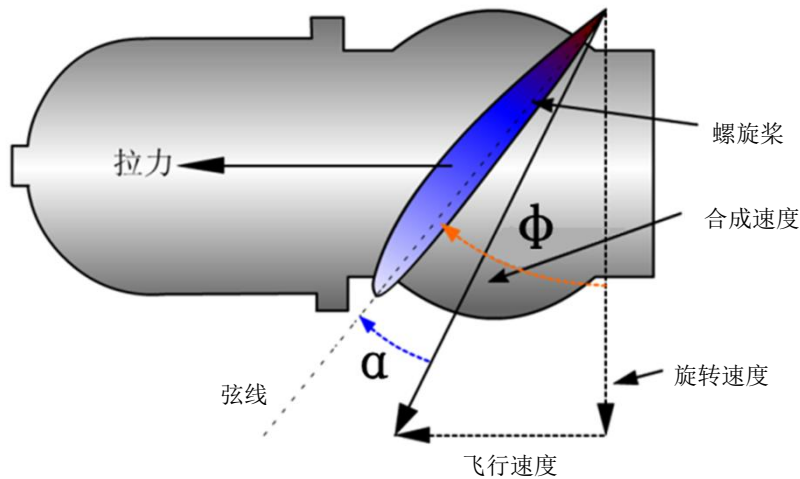


图11-14 桨叶攻角与桨叶角

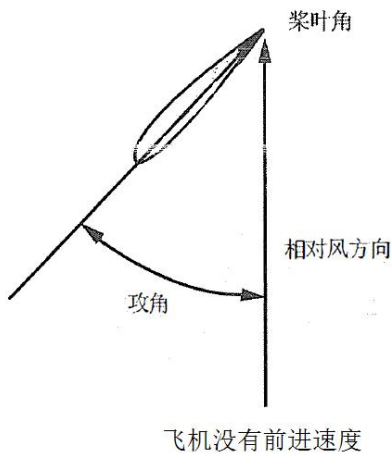


图 11-15 飞机静止时相对风方向

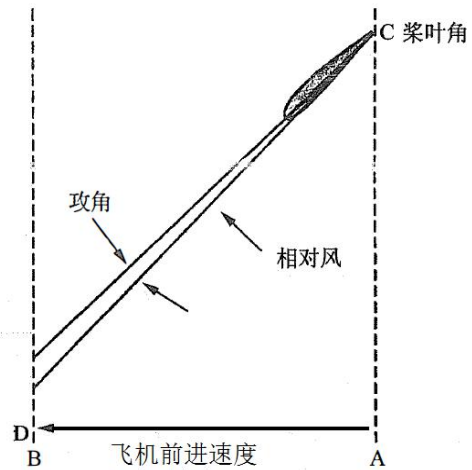


图 11-16 飞机运动时相对风方向

当螺旋桨在静止的飞机上旋转, 相对气流的方向与螺旋桨的旋转运动相反, 桨叶迎角和桨叶角是一样的 (图11-15)。当飞机开始向前运动时, 相对气流改变方向, 因为除旋转运动外, 螺旋桨也向前运动。旋转和向前运动的组合产生相对气流不直接对着螺旋桨桨叶运动。在这种情况下, 桨叶迎角总是低于桨叶角 (图11-16)。

影响桨叶迎角的因素有: 桨叶角、飞机的飞行速度和螺旋桨的转速。当飞行速度和螺旋

桨的转速保持不变时,随着桨叶角的增大,桨叶迎角也增大。当桨叶角和螺旋桨的转速保持不变时,随着飞行速度的增大,桨叶迎角减小。当桨叶角和飞行速度保持不变时,随着螺旋桨的转速的增大,切向速度变大,所以桨叶迎角也变大。

11.2.3 螺旋桨的静平衡、动平衡、气动平衡

若要正确地发挥发动机和螺旋桨的性能,螺旋桨的平衡是关键。螺旋桨的平衡分为静平衡、动平衡和气动平衡。

1. 静平衡

当螺旋桨的重心同它的转轴一致时,螺旋桨是静平衡的。

检查螺旋桨静平衡用刀刃法或悬挂法。两种静平衡方法中刀刃法较简单和更精确。检查螺旋桨平衡前首先保证桨叶角全一样。螺旋桨应做水平和垂直平衡检查。对于两个桨叶的螺旋桨组件,1号桨叶在垂直位置,然后重复另一桨叶在垂直位置。如果螺旋桨是垂直平衡的,它将保持在垂直位置。如果存在垂直不平衡,螺旋桨将有静止在水平位置的趋势(图11-17)。

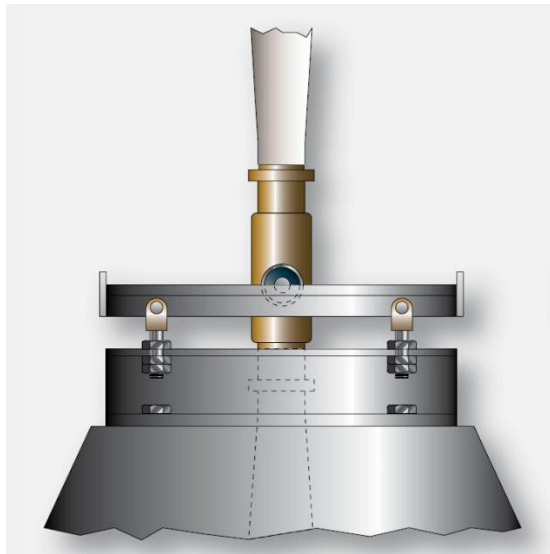


图11-17 垂直平衡检查

对两个桨叶的螺旋桨组件进行水平平衡检查时,如果是平衡的,它将保持在水平位置。如果存在水平不平衡,一个桨叶将趋于向下移动,引起螺旋桨静止在垂直位置(图11-18)。三叶螺旋桨的平衡要求放置螺旋桨在3个基本的试验位置。正确平衡的三桨叶螺旋桨应当是每个桨叶在6点钟位置时都没有转动的趋势(图11-19)。如果发现桨叶静不平衡,需要根据螺旋桨厂家规定的步骤在规定的位置增加配重。

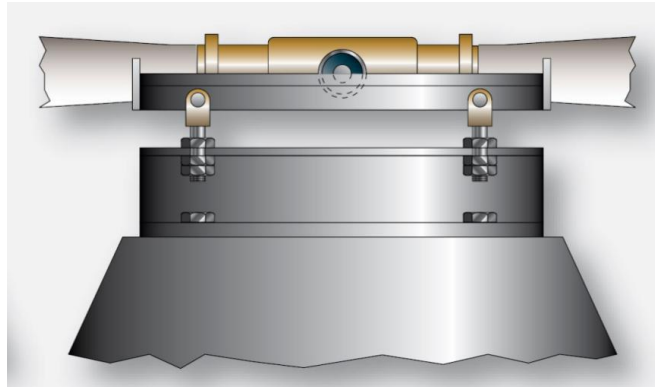


图11-18 水平平衡检查

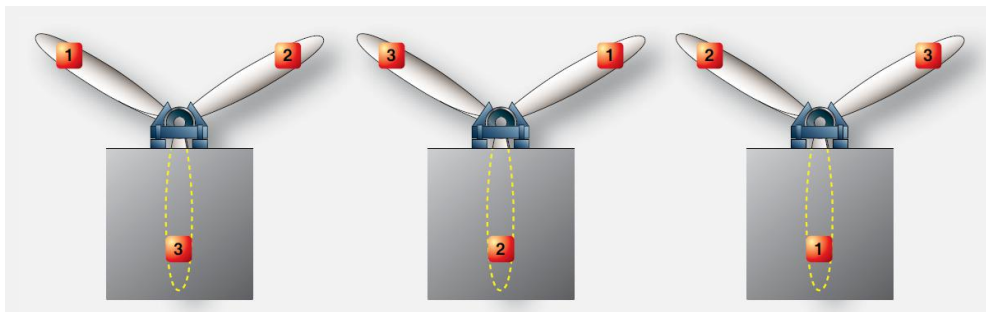


图11-19 三桨叶螺旋桨静平衡

2. 动平衡

螺旋桨旋转轴线与惯性主轴重合即为动平衡。

当桨叶重心不在同一平面旋转时，螺旋桨是动不平衡的。换句话说，当转子部件的质量分布在较长轴上时，虽然静平衡保障了总体质量中心在旋转轴上，但旋转轴线很可能不与惯性主轴重合，即垂直于旋转轴线的各个截面质量中心不都在旋转轴上，这时会有振动力矩产生，这时发动机出现动不平衡，超过一定的限度，也就会出现发动机抖动的现象。

3. 气动平衡

螺旋桨旋转轴线与桨叶拉力合力重合即为气动平衡。

螺旋桨的拉力合力取决于每一个桨叶的桨叶角、桨叶旋转轨迹和气动外形。如果每一个桨叶的桨叶角、桨叶旋转轨迹和气动外形都一样，桨叶拉力合力与旋转轴线重合。当桨叶的桨叶角不一致时，各桨叶所产生的拉力不一致，会产生动不平衡。桨叶旋转轨迹不在一个平面时，各桨叶所产生的拉力不一致，会产生气动不平衡。桨叶气动外形不一样时，各桨叶所产生的拉力不一致，也会产生气动不平衡。

11.2.4 螺旋桨的振动及测试

无论是对涡桨发动机还是活塞螺旋桨发动机，螺旋桨振动都将会使发动机的主要承力部件产生疲劳裂纹的可能性加大。虽然发动机设计时允许一定程度的振动，但是基于安全性考虑，螺旋桨振动一直是发动机使用和维护过程中的重点关注项目。螺旋桨振动可能由于不平衡、桨叶角不合适或者螺旋桨的轨迹检查不合格等，不管是哪种原因，螺旋桨都会在整个转速范围内振动，只是振动的强度可能会随着转速的变化而有所变化。如果发动机的振动集中于某一个特定的较小的转速范围内（例如：2200-2350转/分），那么这类振动一般不是螺旋桨的问题，而是发动机与螺旋桨的匹配不良所致。

如果怀疑螺旋桨的振动值过大，但是又不能明确断定故障的原因，那么如果条件允许，理想的排故方法是更换另一副已知适航的螺旋桨，然后进行地面振动测试和试飞验证。一般来说桨叶的抖动不是振动的主要来源。一旦发动机正常工作，强大的离心力会将桨叶牢牢地拉紧固定于桨毂上，形成一个刚性的整体，使得桨叶振动的强度与幅度都很小。

螺旋桨振动超限的原因也有可能是螺旋桨的整流锥安装不当造成的。当发动机转动时，可以明显看得出来整流锥的晃动。这种情况通常是由于整流锥前部支撑点垫片厚度不足或者是整流锥有裂纹或者变形等情况造成的。

螺旋桨振动测试的方法是现场动平衡，要求螺旋桨、整流锥和相关设备装在飞机上进行检测与配平。发动机运转在特定的一个或者几个转速时，动平衡测试仪通过安装在发动机指定位置的加速度计和光学转速传感器分别测得发动机振动的即时加速度值和位置信息，综合测定后给出不平衡的大小和位置。现代新型动平衡测试仪会给出螺旋桨配重调整量的参考信息。

11.3 螺旋桨分类

11.3.1 木质、铝合金、复合材料螺旋桨

根据螺旋桨材料不同，可分为木质螺旋桨、铝合金螺旋桨和复合材料螺旋桨。

1. 木质螺旋桨

木质螺旋桨由许多经过精心挑选的硬木薄片叠加起来的，通常使用5~9层单独薄片，每层厚度大约3/4英寸，并用防水树脂胶粘合在一起。桨叶材料干燥之后进行加工，使用型板和台式分度器，以获得所有站位上正确的外形和桨叶角（图11-20）。加工成型的桨叶外表面还要包上用蒙布做成的保护层。为了提高桨叶的抗击打能力，还在桨叶前缘和尖部包上金属蒙皮（图11-21）。金属蒙皮通常是镀铅锡钢板、锰钛合金等，靠埋头木螺钉或铆钉固定到桨叶上。螺钉的头部被焊固到金属蒙皮上，以防止松动，并且焊料被锉平到加工平滑的翼面。在

桨叶端部附近开有排水孔，以及时排出积聚在金属蒙皮和木料之间的水分。

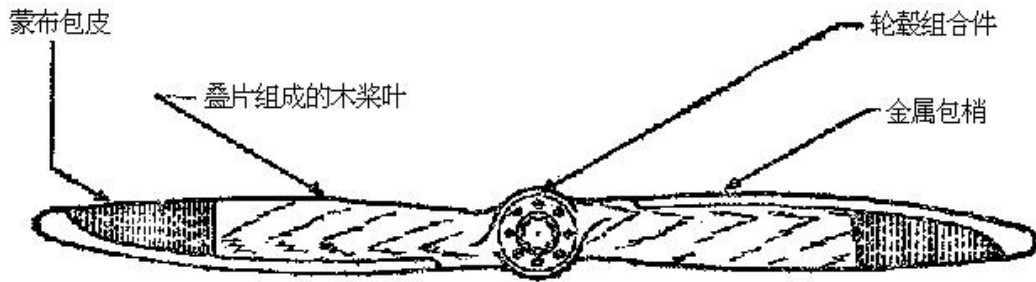


图11-20 木质的定距螺旋桨组合件

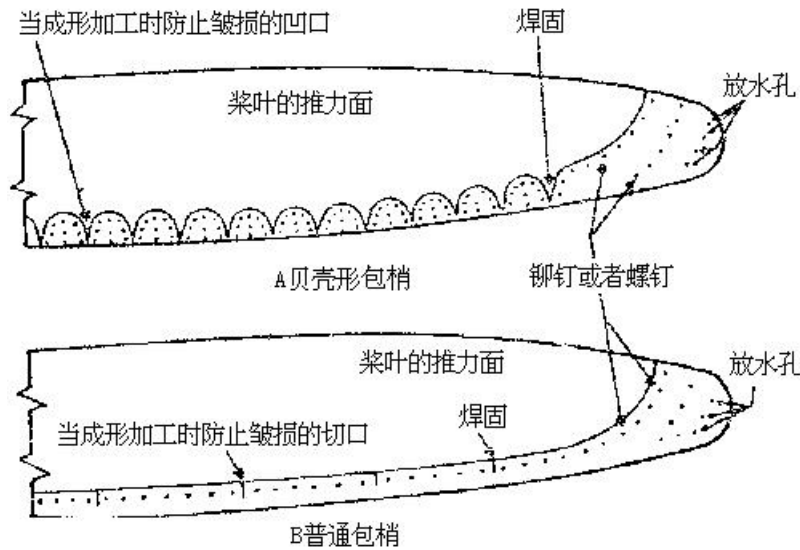


图11-21 木质螺旋桨桨叶的金属包梢

2. 铝合金螺旋桨

铝合金螺旋桨的外形和木质螺旋桨相似，只是其截面比较薄。早期许多金属螺旋桨是由硬铝的锻件制造的，目前通常用铝合金铸造成型，并在表面进行阳极化处理。和木质定距螺旋桨比较，铝合金定距螺旋桨具有重量轻，维修费用低的特点，并且很容易做成桨叶安装角可在地面调整的形式（图11-22）。

3. 复合材料螺旋桨

复合材料结构因重量轻、结构强度高、刚度大、稳定性好、抗疲劳、减振、可设计等优点，在螺旋桨制造中逐渐普及。复合材料主要有树脂基复合材料、金属基复合材料、金属间化合物基复合材料和陶瓷基复合材料等四大类，螺旋桨主要采用树脂基复合材料。复合材料螺旋桨桨叶多采用蒙皮+芯材+纵梁”的剖面结构形式，梁的存在能够提高桨叶的弯曲、扭转刚度（图11-23）。



图11-22 金属螺旋桨



图11-23 复合材料螺旋桨

11.3.2 定距螺旋桨、变距螺旋桨

按照桨距可分为固定桨距螺旋桨、地面可调桨距螺旋桨、恒速螺旋桨。

固定桨距螺旋桨。有低桨叶角的固定桨距螺旋桨常常称为爬升螺旋桨，为起飞和爬升提供最好的性能；有高桨叶角的固定桨距螺旋桨常常称为巡航螺旋桨，更适宜高速巡航和高空飞行。这种类型螺旋桨，最佳转速或空速的任何改变都会减少螺旋桨的效率。

可调桨距螺旋桨。地面可调桨距螺旋桨在飞行中桨叶角不能改变，在地面桨叶角可以改变。可控桨距螺旋桨在螺旋桨旋转时桨叶角可被改变。这使桨叶角为特定的飞行状态提供最好的性能。桨距位置的数目可被限制，如双位可控螺旋桨，或桨距的最小和最大给定之间几何角度调节。

恒速螺旋桨。恒速螺旋桨有时称为自动螺旋桨，一旦驾驶员选择工作转速后，螺旋桨自动调节桨叶角以保持选择的转速。用这种螺旋桨，桨距改变是由螺旋桨调速器控制的。典型的调速器利用滑油压力控制桨距。恒速螺旋桨提供最大的效率。

11.4 调速器

11.4.1 调速器作用、组成与工作原理

恒速螺旋桨系统中螺旋桨桨叶角由调速器控制保持螺旋桨转速不变。调速器通过改变桨叶角来改变旋转阻力矩。多数中、高性能飞机都使用恒速螺旋桨。螺旋桨调速器是一个转速敏感部件，根据转速变化，通过滑油制进变距油路改变桨叶角，使螺旋桨的旋转力矩与阻力矩平衡，控制螺旋桨转速。调速器分成3部分：头部、本体和基座。调速器头部包含飞重、转速计弹簧、控制滑轮和转速计架等。调速器包含螺旋桨滑油流动控制机构：分油活门、滑油

油路、释压活门。基座包含增压泵，泵的安装面，引导发动机滑油到泵和滑油从螺旋桨返回发动机集油槽的油路（图11-24）。

分油活门的位置由连到传动轴端部的飞重作用力决定。当转速增加时，飞重向外张开，分油活门抬高（图11-25）；当转速减小时，飞重向内收，分油活门降低（图11-26）。分油活门的移动响应转速的改变，引导滑油流动调节桨叶角保持选定的转速。当转速向调速器给定值一样时，调速器处于在目标转速状态(图11-27)。飞重的作用力由位于飞重上面的转速计弹簧力克服。弹簧力由驾驶员通过变距杆调节。当希望高转速时，前推驾驶舱变距杆，向下压缩转速计弹簧。增加的弹簧力使飞重向内，分油活门降低，引起桨叶角减小，螺旋桨负载减轻，即变轻桨，发动机轴功率大于螺旋桨阻力功率，转速增加，直到飞重离心力克服转速计弹簧力，分油活门回到中立位置，变距过程结束。

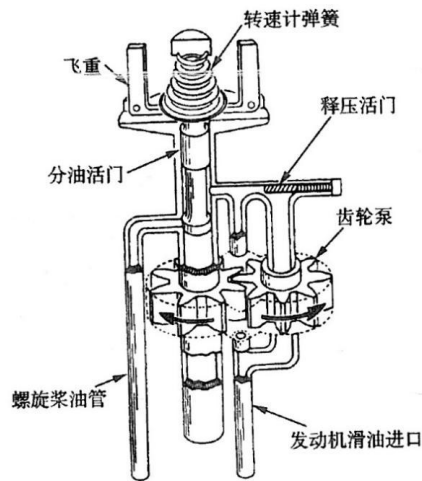


图 11-24 典型调速器的基本结构

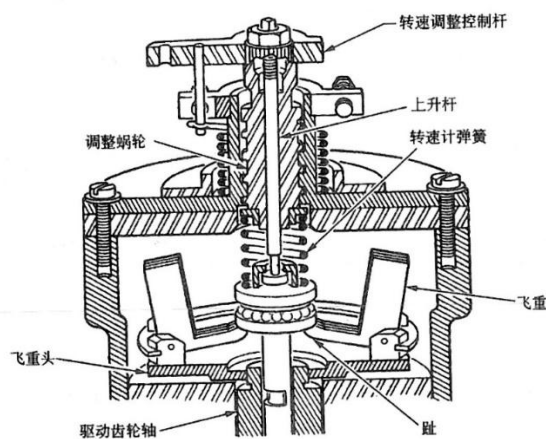


图 11-25 调速器在超速状态

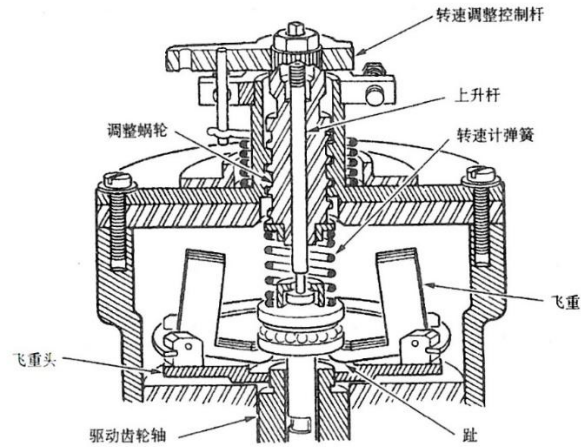


图 11-26 调速器在低速状态

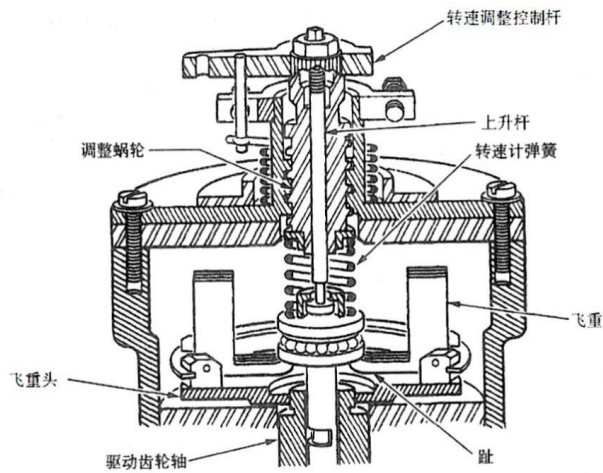


图 11-27 调速器在目标转速状态

11.4.2 恒速控制及变距方法

桨叶角增大叫变大距，桨叶角减小叫变小距。螺旋桨从高桨叶角返回低桨叶角叫回桨。螺旋桨调速器变距又可分为双向变距、正向变距、反向变距和电动变距四种形式。

1. 双向变距

变大距和变小距都是靠液体压力进行的，这种螺旋桨调速器称为双向液压式调速器（图 11-28）。

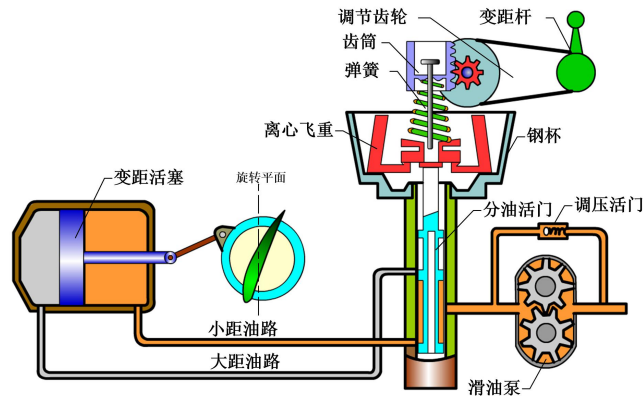


图 11-28 双向变距

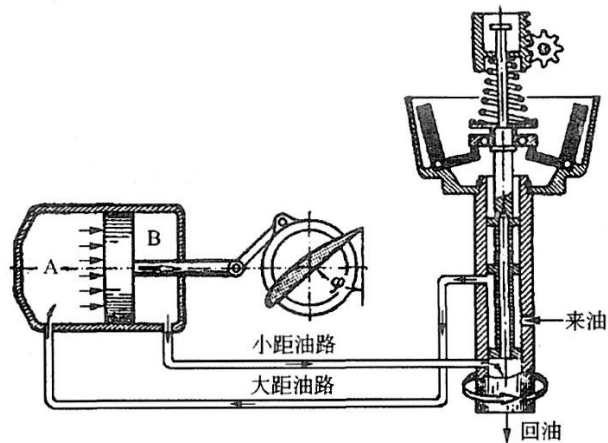


图11-29 转速增大时变大距工作情形

驾驶舱内的变距杆固定在某一位置，即调速器弹簧力一定时，调速器自动保持某一相应的发动机转速。这时离心力与弹簧力平衡，分油活门处于中立位置，螺旋桨桨叶角不发生变化。如果由于某种原因引起发动机转速增大，例如飞行高度上升，造成阻力矩变小，或者飞机在下降高度过程阻力矩变小等等，则离心飞重抬起分油活门的力量增大，分油活门上移。从滑油泵来的滑油进入大距油路，流入变距活塞左边的A室，变距活塞右移，螺旋桨变大距。同时，变距活塞右边B室的滑油顺着小距油路回油。随着螺旋桨桨叶角的增大，螺旋桨的阻力矩增加，发动机转速减小。随着转速的减小，离心飞重抬起分油活门的力量也随之减小，分油活门又向下移，直到转速减小到原来的数值，分油活门回到中立位置，堵住变距油路，螺旋桨桨叶角不再变大，转速不再减小，调速器保持原来的转速不变(图11-29)。

转速减小时调速器的工作与转速增大时的相反(图11-30)。

前推变距杆，调速器弹簧力增大，发动机转速增大；后拉变距杆，发动机转速减小。

2. 反向变距

用液体压力变大距，用螺旋桨桨叶旋转时所产生的离心力变小距叫反向变距(图11-31)。

这种形式的变距，当油压损失时会自动变小距，因此，反向变距螺旋桨有定距机构。

3. 正向变距

螺旋桨由液体压力变小距，用螺旋桨上装置的配重所产生的离心力变大距叫正向变距(图11-32)。

如果需要改变装有以上两种调速器的发动机转速，同双向变距的情况一样，应通过操纵变距杆来实现。前推变距杆，调速器弹簧力增大，发动机转速增大；后拉变距杆，发动机转速减小。

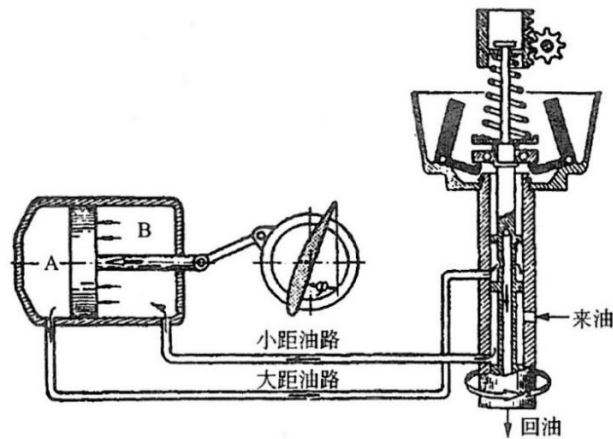


图11-30 转速减小时变小距工作情形

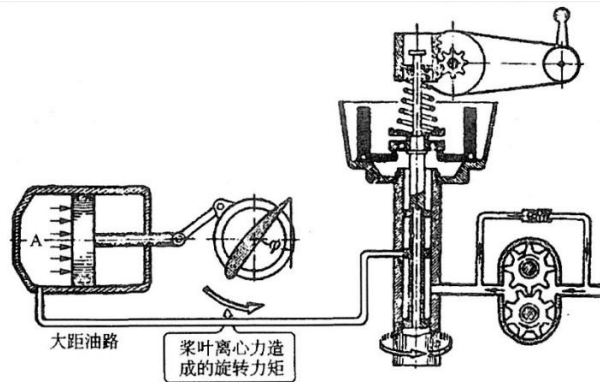


图11-31 反向变距工作原理

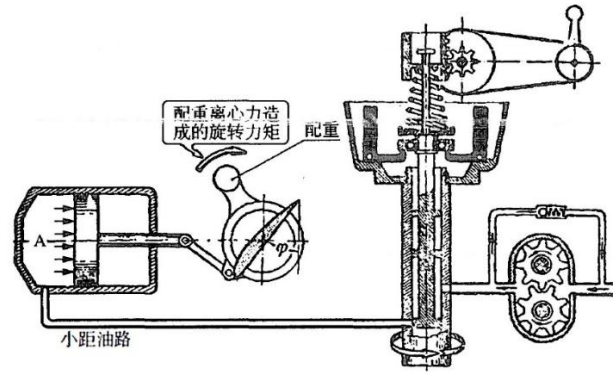


图11-32 正向变距工作原理

4. 电动调速器

有的机型上用的是电动式调速器，主要由离心飞重、弹簧、双向电动机、接触装置和继电器组成(图11-33)。

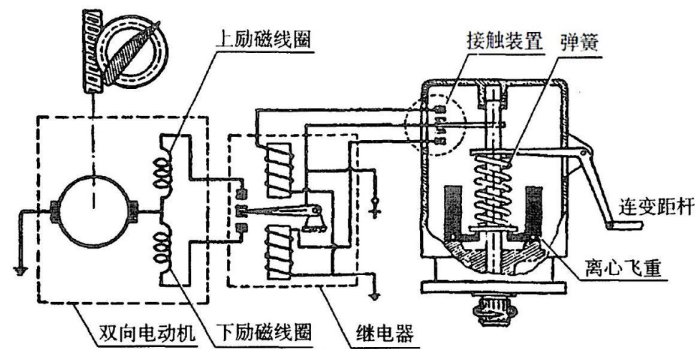


图11-33 电动式调速器工作原理

驾驶舱变距杆固定在某一位置时，调速器弹簧力不变，自动保证发动机在某一转速工作。接触装置的中间触点恰好停留在中间位置，与上、下接触点均不接触。电动机不转动，螺旋桨桨叶角不发生变化。如果由于某种原因引起发动机转速增大，则离心飞重向上抬起中间触点的力量也增大，中间触点上移，与上面的接触点接触，电动机随即转动，使螺旋桨变大距，发动机转速减小，直到转速回到原来的数值为止。中间触点又回到中间位置，电路断开，电动机停止转动，桨叶角不再增大，发动机又回到原来的转速。发动机转速减小，调速器的工作情形与上面所述完全相反。如果需要改变发动机转速，应通过操纵变距杆来实现。

飞行速度、高度改变会引起发动机转速的变化，适当地改变桨叶角，使阻力力矩始终等于旋转力矩，转速就可以保持不变。例如，飞行速度增大时，桨叶迎角 α 减小，螺旋桨变“轻”，发动机转速会因阻力力矩减小而增大。这种情况下，如果增大桨叶角 ϕ ，发动机转速就不会随飞行速度增大而增大(图11-34)。发动机起动时螺旋桨应在低桨叶角位置，因为此时螺旋桨的阻力矩最小。

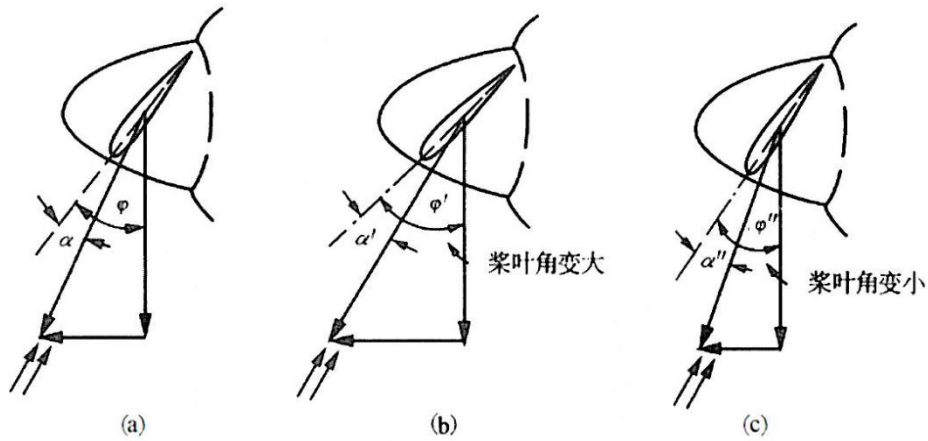


图11-34 飞行速度变化时桨叶角的调节

11.5 顺桨、反桨和回桨装置及其原理

顺桨是指将螺旋桨变大距到最大桨叶角位置。如果发动机发生故障，驾驶员选择顺桨位置，或者发动机在自动顺桨系统的控制下顺桨。这时每个桨叶前缘直着对向风，桨叶角接近 90° ，顺桨位置可消除大部分阻力（图 11-35）。对双发及以上的飞机，当在空中出现一台发动机停车时，机组应迅速对停车发动机实施顺桨，将螺旋桨桨叶角变到最大桨叶角位置（例如，西门诺尔（PA44-180）飞机顺桨角度为 $80^\circ \pm 1^\circ$ ），从而使螺旋桨飞行阻力最小，确保飞机的操纵性及飞行安全。顺桨操作的方法是将变距杆拉至最后，越过低转速限制区进入顺桨位。现代不少飞机设计有自动顺桨装置，在单发失效时可以及时顺桨以减少飞机航向无法操控的风险。

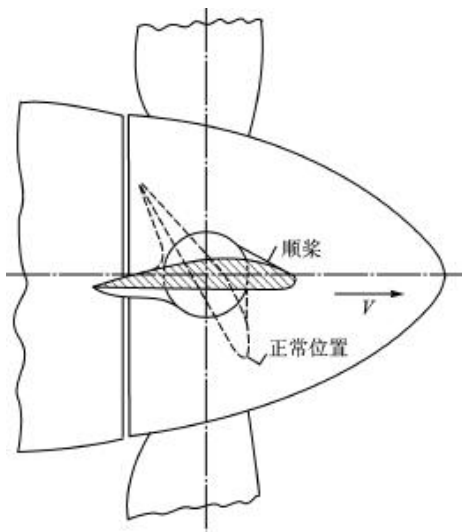


图 11-35 顺桨

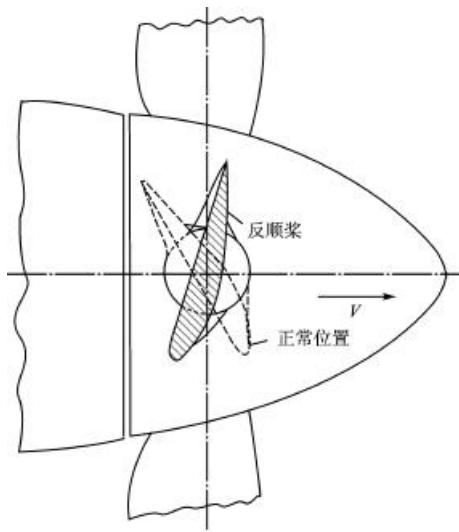


图 11-36 反桨

在装有可反桨螺旋桨的飞机上，螺旋桨的桨叶角能够转到负值，产生负拉力（图 11-36）。这可减短着陆滑跑距离和改善地面机动能力。反桨的一般的操纵方式为：在变距杆位于最前端时将油门杆跨过慢车位后进入 β 范围，经过地面滑行操纵区再向后拉就到达反桨操纵区间，此时燃油调节装置会通过一个特殊联动装置（例如 C90Gti 飞机中称为凸轮箱）将使用油门杆控制螺旋桨增加反桨角度的同时增加供油量。

回桨是指对已顺桨的发动机螺旋桨变小距，使之退出顺桨位置，便于发动机空中起动。回桨时由于发动机已经停车，该动作必须消耗发动机以外的能量。例如，西门诺尔（PA44-180）飞机回桨操作时将变距杆推到最前，释放回桨储压器中的高压氮气进入桨毂，完成回桨动作。

11.6 同步系统及防冰系统

螺旋桨辅助系统能改进螺旋桨性能和增强飞机全天候飞行能力。例如飞机降低螺旋桨同步系统用于减小噪音与振动，防冰系统可用于螺旋桨桨叶除冰，同步系统和防冰系统保障安全性以及提高螺旋桨性能。

11.6.1 同步系统功能、构成和工作原理

多发螺旋桨飞机上可能存在过大的振动和噪声。造成这个问题的原因是由于各个螺旋桨之间转速不一致，噪声相互干扰与叠加。基于这点，减少产生噪声和振动值的方法是匹配或同步发动机给定转速。现在通常的有三种同步系统用在多发飞机上：主马达同步系统；一发主控制系统；相位同步系统。同步系统通过将所有螺旋桨精确控制在同一转速工作，减少振动。

主马达同步，它用在早期型号飞机上。主同步器装置包括马达，它机械地驱动4个接触器装置，接触器装置电连接到发电机上。发电机由发动机的附件传动。因此，发电机产生电压的频率直接同发动机转速成正比。当系统工作时，要求的发动机转速由手动调节转速控制杆进行，直到仪表板上主转速表指示要求的转速。要求的转速给定后，发动机和主马达之间的任何转速差将引起相应的接触器装置操作螺旋桨变距机构，直到发动机转速匹配。

一发主控制系统。典型的同步系统包括有比较电路的控制盒、左发上专门的主调节器、右发上从动调节器和在右发动机舱的作动器。两个调节器包括频率发生器，产生与发动机转速成比例的频率（图11-37）。

用这种系统，控制盒的比较电路比较从动发动机和主动发动机的转速信号，如果存在转速差，控制盒送出相应的信号到作动器以调节从动调节器，直到发动机转速匹配（图11-38）。

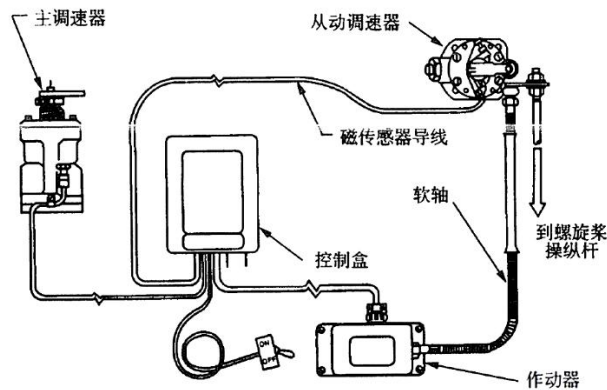


图11-37 双螺旋桨同步系统

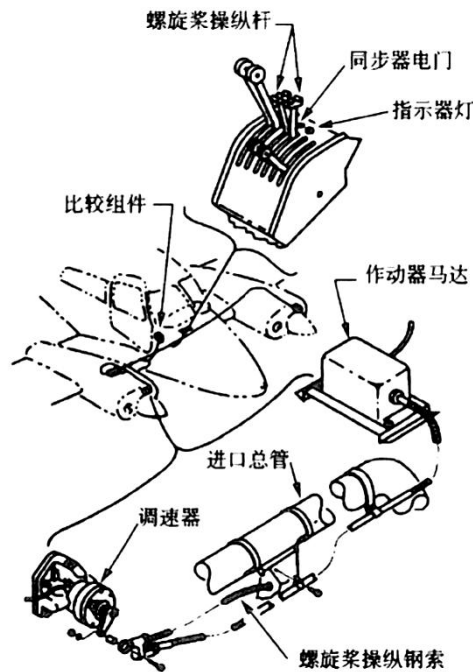


图11-38 螺旋桨同步系统部件位置

在大多数安装中比较电路有有限的工作范围，因此，为进行同步，从动发动机转速必须与主发动机转速差大约在100RPM(转/分)之内。

相位同步。螺旋桨相位同步系统允许驾驶员控制螺旋桨桨叶之间旋转面的角度差(见图11-38)。该角度差称为相角，由驾驶员调节相角达到最低的噪音和振动值。例如某型号飞机的螺旋桨相位同步系统可使发动机的噪音降低3~6分贝。

典型的相位同步系统在每个发动机装有脉冲发生器。用于比较目的，每个发动机的脉冲发生器键入各自螺旋桨的指定桨叶。随着每个螺旋桨指定的桨叶通过脉冲发生器，电信号送到相位控制电路。例如，双发飞机脉冲发生器键入1号桨叶，基于从每个脉冲发生器的电脉冲，相位控制装置决定每个螺旋桨1号桨叶的相对位置。驾驶舱中螺旋桨手动相位控制允许驾驶员

手动选择产生最低振动和噪音的相角。向每个发动机产生的脉冲做比较，如果存在差值，相位控制组件将驱动从动调节器在螺旋桨之间建立选择的相位角(图11-40)。

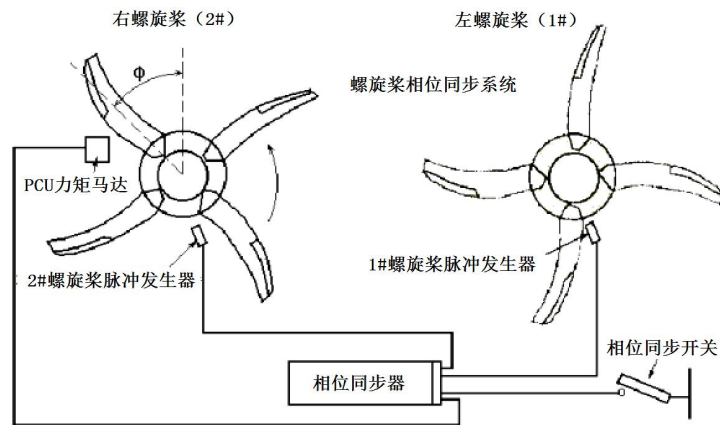


图11-39 相位同步

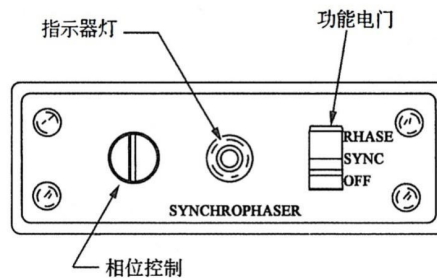


图11-40 相位同步控制板

11.6.2 防冰系统功能、构成和工作原理

螺旋桨对结冰敏感，必须装有除冰系统。如果存在结冰现象，会改变螺旋桨桨叶翼型形状引起螺旋桨效率和拉力的损失。螺旋桨桨叶上形成的冰由于分布不均匀，会造成螺旋桨不平衡和破坏性的振动。螺旋桨容易结冰的部位有桨叶前缘和桨毂（桨帽）。螺旋桨可使用防冰或除冰系统。两者之间差别在于防冰系统的作用是阻止冰的形成，除冰系统是在冰形成后除掉冰。

液体防冰。典型的流体防冰系统包括控制组件、防冰液箱和输送流体到螺旋桨和喷嘴的泵。控制组件可以调节泵的输出。防冰液从防冰箱经泵送到装在发动机前机匣上的螺旋桨后面的喷嘴。随着流体通过喷嘴，进入称为甩液环的U形通道，离心力将防冰液通过输送管送到每个叶柄（图11-41）。

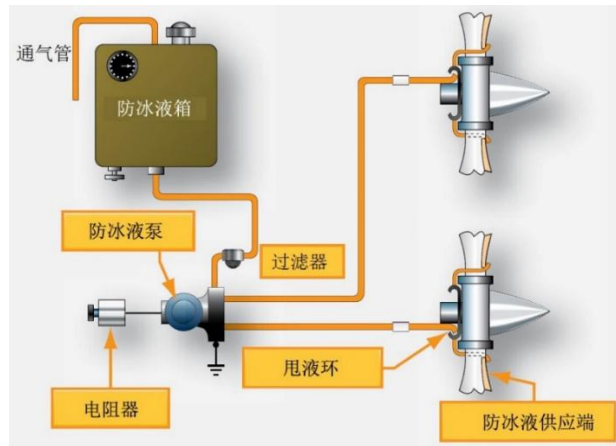


图11-41 螺旋桨流体防冰系统

最通常使用的防冰液是异丙基酒精。因为它容易买到，而且成本低。其他一些防冰液体是用磷酸盐化合物制成的，在防冰性能上同异丙基酒精相当。用磷酸盐化合物制成的防冰液还具有可燃性低的优点，但价格相对比较贵。

电除冰。螺旋桨电除冰系统包括电源、电源继电器、电阻加热元件、系统控制和定时器。电阻加热元件可装在每个螺旋桨桨叶内部或外部。外部安装的加热元件是除冰靴，并用批准的粘结剂连到每个桨叶。系统控制包括通/断电门、负载表和元件，如电流限制器或电路断路器。负载表是电流表，允许监视个别电路电流和目视证实定时器是否正常工作(图11-42)。

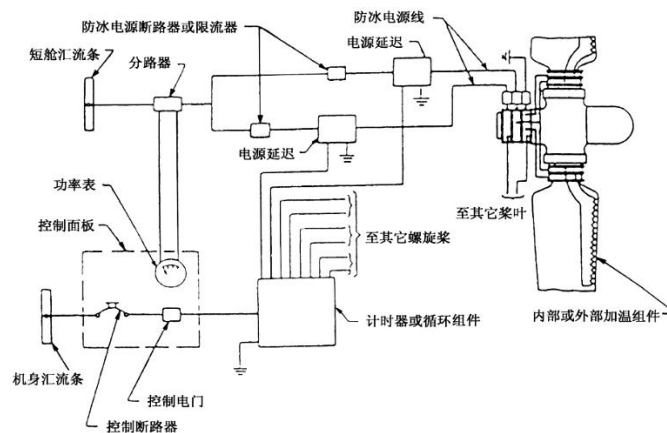


图11-42 电除冰系统

飞机电源通过电刷和滑环供给桨毂。电刷装在发动机机匣螺旋桨的后面，滑环装在螺旋桨桨毂组件的背面。桨毂上柔性接头通过滑环将电输送到每个加热元件。通过触摸螺旋桨电热防冰套的方法可以检验其是否被加热。电除冰系统通常设计成断续供电到加热元件，除掉积冰。如果冰积得过多，除冰有效性则减少。正确地控制加热间隔是关键。这需要使用时电路，按预定程序循环供电加热元件。循环定时器供电加热元件周期是15~30s，整个循环时间2分钟。

11.7 螺旋桨检查和维护

11.7.1 轨迹检查

检查螺旋桨桨叶轨迹指的是检查每个桨叶叶尖随着它通过旋转弧时的轨迹，通过检查螺旋桨的轨迹，比较桨叶叶尖彼此的相对位置。该程序是在查找振动问题或作为螺旋桨平衡和再安装的最后检查。在轻型飞机上，金属螺旋桨直到6ft(英尺)直径其叶片相互轨迹在1/16in(英寸)之内。木制螺旋桨轨迹不应大于1/8in(英寸)。螺旋桨做轨迹检查之前，飞机必须锁定在静止位置，一般情况下是通过在各机轮放置轮挡防止飞机移动的。在地面放置固定的基准，离螺旋桨弧1/4in(英寸)之内。转动螺旋桨桨叶，标记每个叶片的轨迹，所有叶片轨迹最大差值不应超过上述限制值(图11-43)。检查轨迹也可在飞机前缘上安装一根粗的金属丝或较细的杆子，稍微接触螺旋桨桨叶尖部，用手转动螺旋桨，观察下一片桨叶，测量杆子和桨叶之间的距离。继续这一过程，直到检查所有桨叶。

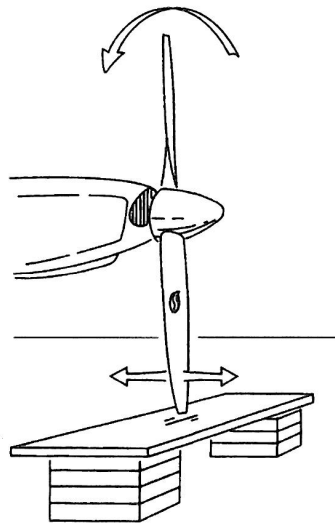


图 11-43 螺旋桨轨迹检查

11.7.2 桨叶损坏、腐蚀、疲劳裂纹检查

目视检查整个桨叶是否有凹坑、磕伤、材料松动、腐蚀、裂纹或脱胶；复合材料桨叶的

适航类损伤限度；目视检查桨叶是否受过雷击；预定检查期间发现的缺陷或损伤，以确定继续飞行前是否需要修理；检查整流罩和可见的桨叶固定件是否有损伤或裂纹，根据实际情况修理或更换这些部件；检查紧固件是否松动/缺失，必要时重新拧紧或重新安装；检查有无油脂和滑油渗漏，并确定渗漏源头；检查桨叶的径向间隙或叶尖移动（里外或前后）；检查除冰套（如果已安装）是否损伤；利用飞机的“飞行员操作手册”（POH）规定的程序，检查螺旋桨转速控制以及从反桨距或低桨距到高桨距的操作。

目视检查复合材料桨叶有无裂纹。检查桨毂，特别注意每个桨叶根部上有没有裂纹；使用涡流设备检查桨毂，因为裂纹通常都不明显。

11.7.3 超转和冲击损坏评估

螺旋桨超转是指螺旋桨转速超过最大转速限制。螺旋桨超转时，桨叶根部承受很大的离心力，而且若是桨叶尖部的速度超过或接近音速时，会产生激波阻力，使螺旋桨的效率急剧下降。此外，螺旋桨超转还会引起发动机的曲轴超转，使发动机的活塞、连杆和曲轴等机件受力增加，极易损坏。

引起螺旋桨超转的原因，一是调速器没有调整好，二是调速器的分油活门卡阻在下位，使螺旋桨始终处于最小距的工作状态。在这种情况下，随着飞行速度的增加，桨叶迎角迅速减小，而螺旋桨又不能变大距，因而造成超转。冬季飞行时，特别是在长时间下降的过程中，如果螺旋桨长期未变距，变距缸筒内的滑油冻结，也可能造成超转。

飞行中，如果出现超转，应该迅速收油门减小进气压力。如果是由于滑油冻结导致的超速，螺旋桨转速会随之减小，此时应活动几下变距杆，促使分油活门恢复正常工作，并使变距缸筒内的滑油循环加温。如果转速不变，说明滑油没有冻结，则应适度后收变距杆减小螺旋桨转速。如果以上措施不能恢复正常转速，则应就近着陆。此外，飞行中若出现转速不稳或转速下降，可能是变距机构出现故障或是分油活门卡阻在中立位置或中立以上位置，此时应适当调整油门控制转速，同时活动几下变距使转速恢复正常；若无效则应就近着陆。

11.7.4 螺旋桨的安装和桨叶角检查

1. 螺旋桨的安装

将螺旋桨连接到发动机曲轴上的方法因曲轴的类型不同而不尽相同。现代有3种类型飞机发动机曲轴：带安装边的轴、锥形轴和套尺轴。安装螺旋桨应考虑定心、传扭和固定，以

使螺旋桨工作可靠和不产生振动。

带安装边的轴有定位销孔，用螺栓和螺帽将螺旋桨固定在轴上。定位销孔让螺旋桨安装在一个位置。有的是预先将带螺纹的圈压入螺栓孔，不再需要螺帽（图11-44）。安装螺旋桨前，先要检查凸缘有无锈蚀、缺口、毛刺和其它表面缺陷，带螺栓的孔和带螺纹的圈必须清洁并处于良好的状态；将螺旋桨安装到已准备好的发动机曲轴上，定位销应准确地落入定位孔内；安装螺栓、垫圈和螺帽，先轻轻地上紧所有的螺帽；用工具按规定的交错次序扭转螺帽到所要求的扭矩值；安装整流罩；进行轨迹调整；加上保险装置。

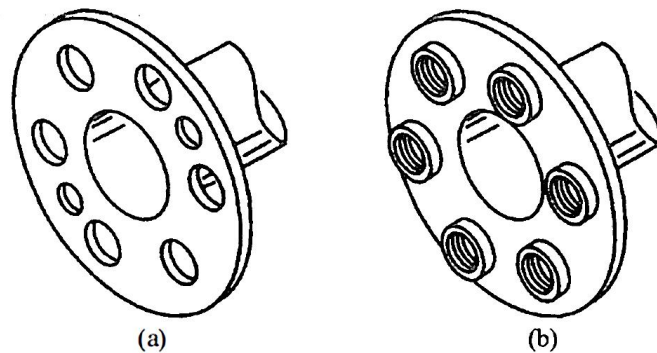


图 11-44 带安装边的轴

(a) 带有定位销孔的安装边； (b) 有螺套的安装边

安装螺旋桨时，遵守螺旋桨制造厂建议的紧周次序是重要的，以避免在螺旋桨桨毂中导致应力（图11-45），多轮次按照规定顺序，交叉按力矩要求值拧紧螺栓后必须再依次检验各螺栓力矩值。

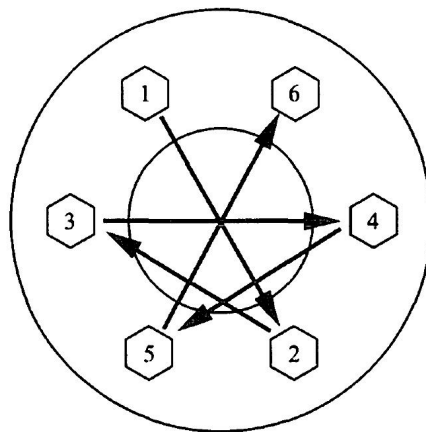


图11-45 紧固顺序

在某些低马力发动机上，曲轴是锥形的，螺旋桨安装端带螺纹。为防止螺旋桨在轴上转动，在轴上装有一个大键槽，键保持螺旋桨在位（图11-46）。在安装螺旋桨之前，注意检查锥形轴上是否有锈蚀、裂纹和磨损等缺陷。要特别注意对键槽的检查，因为裂纹可以从键槽的拐

角处发展开来，结果会造成轴的破坏，可以用染色渗透法检查键槽部位有无缺陷。检查桨毂部件和安装部件有无磨损、裂纹、锈蚀和翘曲，用染色渗透法或磁粉法检查桨毂和螺栓，并纠正所发现的缺陷。安装前需要进行试装配，将带有染色的液体，如普鲁士兰的液体涂到锥形轴上，装上键，再装上桨毂并将固定螺帽拧紧到规定的扭矩；拆下桨毂，观察染料从曲轴移到桨毂上的数量，要求染料接触转移的面积，最小应达到70%；如果接触面积低于70%，必须检查桨毂和曲轴表面的不平整度，如污物、磨损和锈蚀等，可以用研磨的方法修整表面，使其配合的更好，直到满足要求为止。最后将桨毂和锥形轴表面上的染料和研磨剂清洗掉。

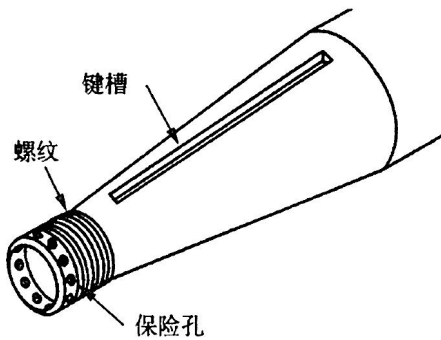


图11-46 锥形轴

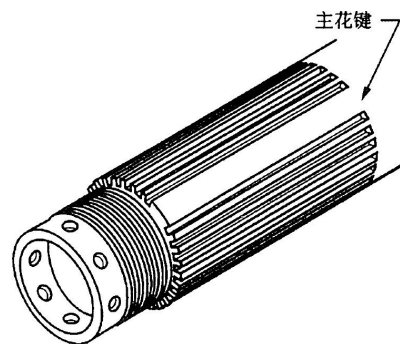


图11-47 套尺轴

大多数发动机采用套尺轴，其中一个两倍宽度的主键保证桨毂仅装在一个位置上（图11-47）。

用过规/不过规检查花键磨损，它的尺寸比花键间允许最大尺寸大0.002in（英寸）。量规在两个键槽之间测量，如有超过20%的键槽插不进去，则说明轴和键均可使用，如有20%以上键槽能插进去，说明曲轴已有过量磨损，必须更换。为确保螺旋桨桨毂在曲轴的中心，前锥和后锥应装在螺旋桨毂的每一侧（图11-48）。另外，可使用普鲁士蓝检查前、后锥的安装是否正确。方法是初装扭紧后拆下，前、后锥转移到毂上的普鲁士蓝面积不小于70%。

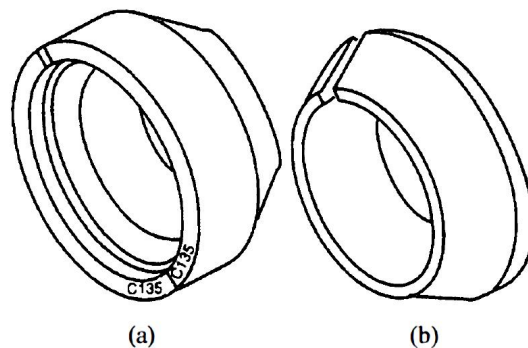


图11-48 前锥和后锥

(a) 前锥（示出序列号）； (b) 后锥

一旦螺旋桨正确地扭紧，还必须打保险。由于安装的方法不同，保险的方法也不同。例如，如果用螺栓将螺旋桨固定在带安装边的轮毂上，每对螺栓的保险丝必须在拉紧的方向(图11-49)。如果安装螺旋桨使用的是槽顶螺母，则用开口销保险(图11-50)。

一旦恒速螺旋桨已装好并保险后，应进行全面工作复查。必须遵守该型飞机地面运转程序和保证飞机处于安全状态。所有变距螺旋桨飞机的安装、操纵要求均相同，即螺旋桨变距杆必须校装，使得变距杆前移，转速增加，变距杆后移转速减少。发动机油门必须设置成前移增加拉力，油门后移减少拉力。发动机暖机和试验新安装的液压螺旋桨时，由调速器运动它经过整个行程几次。地面检查和调整成功完成后，进行飞行试验。飞行试验后，检查滑油是否泄漏和部件的牢固性。

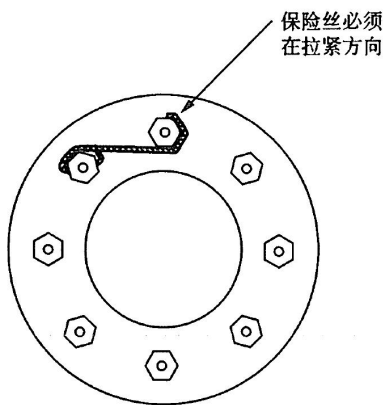


图11-49 螺栓保险

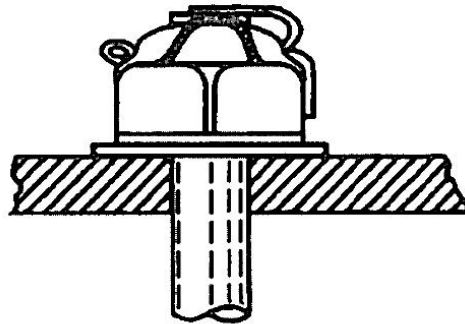


图11-50 螺帽保险

2. 桨叶角的检测

检测指定的桨叶站位检查桨叶角需要使用螺旋桨通用分度仪(图11-51)。测量螺旋桨桨叶角之前，分度仪必须归零，或者调整到基准位置，通用的基准是螺旋桨毂(图11-52)。测量桨叶角时，将分度仪靠住叶面，转动圆盘调节器直到气泡位于水准仪中心(图11-53)；转动螺旋桨，直到要检查的第一片桨叶，使桨叶的前缘处于水平位置；找出桨叶叶面的基准标记位置，将分度仪的边放在桨叶面的基准位置上；转动圆盘调整钮，直到中心酒精水平仪水平为止；以圆上的零线为标志，从游标尺上零刻度所对应的数值便是桨叶角的度数。

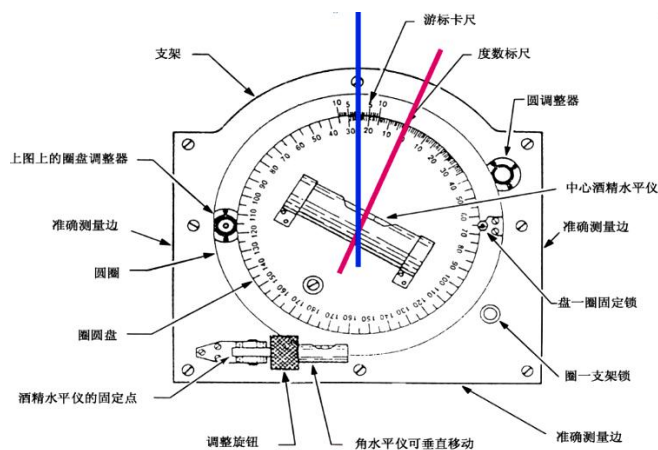


图11-51 螺旋桨通用分度仪

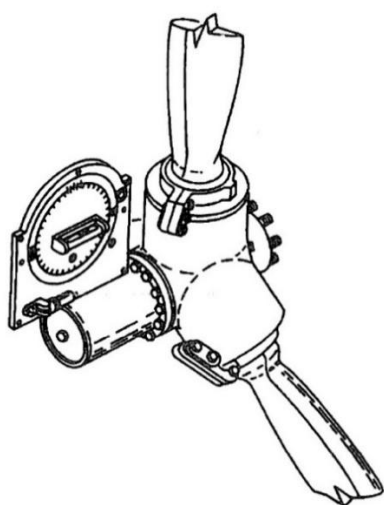


图11-52 桨叶角测量基准

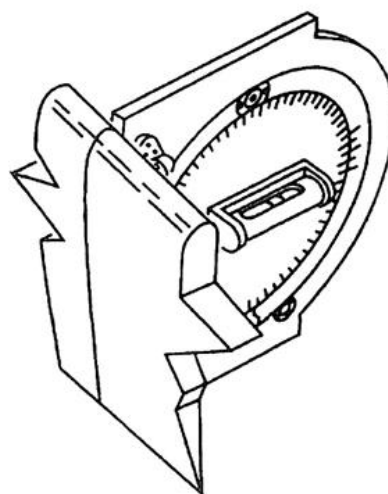


图11-53 桨叶角测量

如果桨叶叶面弯曲，在离前缘和后缘 $1/2$ in(英寸)的地方用 $1/8$ in(英寸)直径的圆棒连接，固定到螺旋桨叶片，为分度仪提供平面(图11-54)。

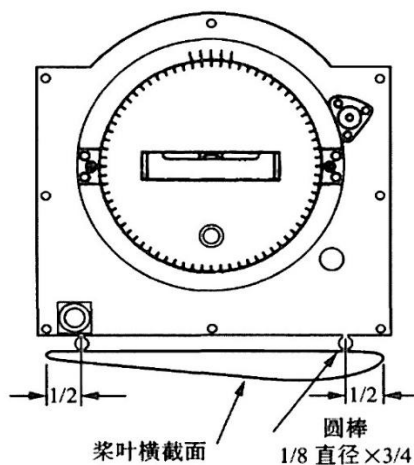


图11-54 桨叶弯度补偿

11.7.5 不同类型螺旋桨存放和检查要求

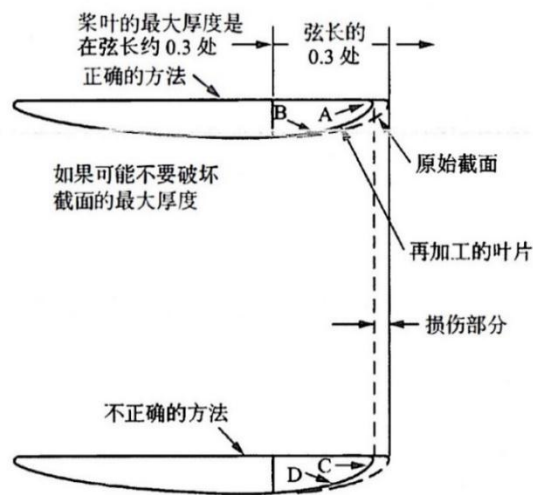
1. 木质螺旋桨的存放和检查要求

木制螺旋桨通常发现的缺陷包括分层、表面上压坑和伤痕。其他可能的损伤包括叶背或叶面裂纹或伤疤、断裂、扭曲、中心孔和螺栓孔磨损或尺寸过大。当对木制螺旋桨修理之后，必须再施加保护涂层。然而，保护涂层的恢复改变了桨叶的平衡。因此，桨叶检修后必须检查螺旋桨的平衡。木制螺旋桨存放时应水平放置，保持湿气均匀分布。此外，存放处应该保持冷、暗、干燥和通风良好。

2. 铝合金螺旋桨的存放和检查要求

铝合金螺旋桨耐用和维护相对便宜，但是抗击外来物损伤能力一般，外形损伤就会引起桨叶失效和振动，因此，铝合金螺旋桨必须定期仔细检查。年检和 100h（小时）检查要求包括：是否有裂纹、压坑，螺栓扭矩是否正确。一旦清洗之后，检查铝合金桨叶上是否有点蚀、压坑、刻痕、裂纹和腐蚀。损坏敏感的区域包括前缘和叶面。为帮助检查，可用 4 倍的放大镜。怀疑有裂纹应做着色渗透检查。铝合金桨叶表面缺陷的修理必须在平行于长度进行。螺旋桨边缘典型修理最大允许的尺寸深度为 1/8in（英寸），长度不大于 1.5in（英寸）（图 11-55）。如果一个桨叶叶尖修短，则其余桨叶必须修短到一样尺寸。叶背和叶面修理后用非常细的砂纸抛光，表面施加阿罗丁、漆和其他批准的保护涂层。

所有可调桨距螺旋桨系统都要在一定间隔时间内进行检查和勤务工作。在很多情况下，润滑是勤务工作之一。用于润滑螺旋桨的油脂必须有正确的防磨和塑性。换句话说，批准的油脂减少运动零件的摩擦阻力和在压力下容易成任何形状。存放螺旋桨桨叶时要对其防锈处理，腊纸包装，定期检查。



A—最大原始半径； B—再加工轮廓到最大厚度点； C—半径太大； D—轮廓太钝

图 11-55 桨叶修理尺寸限制

3. 复合材料螺旋桨的存放和检查要求

随着科学技术水平的进步，由于复合材料螺旋桨在重量、结构阻尼性、破损安全和维修

性上具有一定的优势，目前已经出现了许多的基于复合材料的螺旋桨。由于复合材料螺旋桨使用多种类型材料并且加工工艺也有一定的差别，检查、修理和存放要求可能会有比较大的差别，具体要求应参考原始部件厂家的有效维修资料。

钻石 DA42NG 飞机装配的变距螺旋桨产自德国 MT 公司，其型号为 MTV-6-R-C-F/CF187-129，其桨叶材料为木质基体外包玻璃纤维增强塑料（GFRP）最后外部使用丙烯酸清漆，桨叶前缘使用金属包边以增强抗撞击能力，其翻修间隔为 2400 飞行小时，平时维护时随定检完成相应检查即可，在存放时也没有特别的要求，只要按普通航材包装保管即可。

新舟 60/600 飞机装配的变距螺旋桨产自美国 Hamilton 公司，其型号为 247F-3，其桨叶材料为全复合材料，包括石墨纤维梁、卡维龙增强复材外壳和聚氨脂发泡轻质充填物，而桨叶梁和结构与钢件结合，前缘有一层镍质金属保护套，桨叶表面涂一层聚氨基甲酸漆。在桨壳设计中还考虑了防闪电、雷击的保护。由于复合材料优异的性能，该螺旋桨使用寿命高达 31500 飞行小时，平时维护时随定检完成相应检查即可，在存放时也没有特别的要求，只要按普通航材包装保管即可。

第三部分 涡轮发动机系统和控制

第12章 发动机燃油和控制系统

12.1 燃油分配系统

12.1.1 发动机燃油系统的功用

发动机燃油系统的功用是：在各工作状态下，将清洁的、无蒸汽的、增压的、计量好的燃油供给发动机，同时向发动机附件系统提供伺服压力燃油来操纵发动机附件。飞机的不同飞行阶段，需要不同的推力，对应着发动机不同的工作状态，也就是供给发动机不同的燃油量。发动机控制应避免发动机在工作中出现超温、超转、喘振、熄火和超扭。

发动机燃油的供油过程，一般如图 12-1 所示。飞机燃油系统将燃油供到发动机的燃油泵开始，中间经过燃油加热器、燃油滤、燃油控制器、燃油流量计、燃油总管，一直到燃油从燃油喷嘴喷向燃烧室为止。

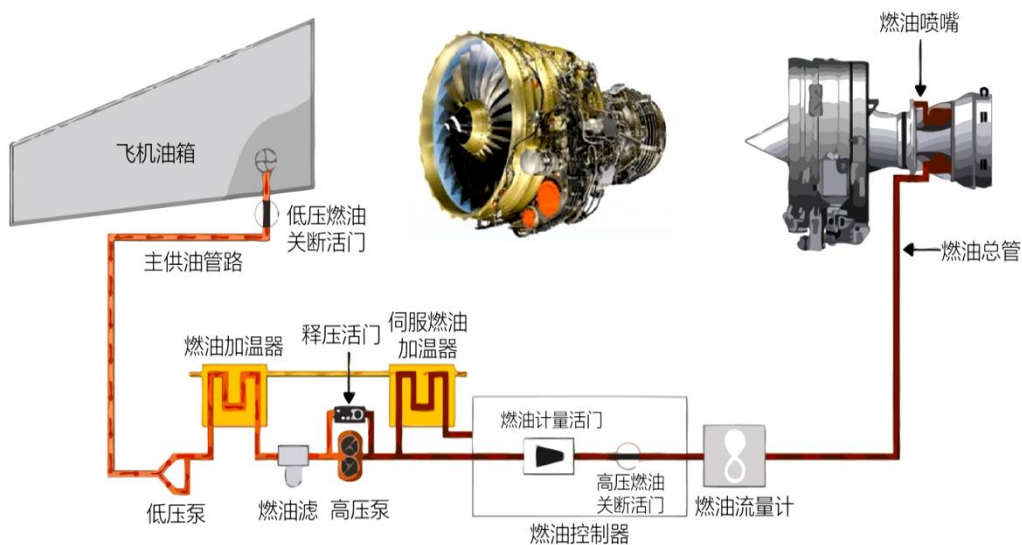


图 12-1 发动机燃油的供油过程

12.1.2 发动机燃油系统的主要部件

1. 燃油泵

燃油泵的主要功用是：供油和增压。送到发动机燃油系统的燃油压力取决于飞机燃油系统，一般来说，如果飞机的增压泵有故障，发动机的燃油系统应该能照常工作，所以，一般

发动机燃油系统串联有两个油泵，即低压泵和高压泵。低压泵，又叫增压级，其主要作用是给高压泵进口提供所需流量和压力的燃油，防止高压泵出现气蚀。高压泵，又叫主级，其主要作用是在各种工作状态和发动机的转速下，保证向发动机的燃油系统提供所需的最终压力的燃油。低压泵和高压泵通常组装在一个壳体内，通过一根传动轴传动，燃油从进口先进入低压离心泵，然后进入高压齿轮泵；当泵后压力达到设定值后，释压活门打开，用来防止泵后压力过高，损坏下游部件和造成漏油。图 12-2 为某型发动机燃油泵组件。

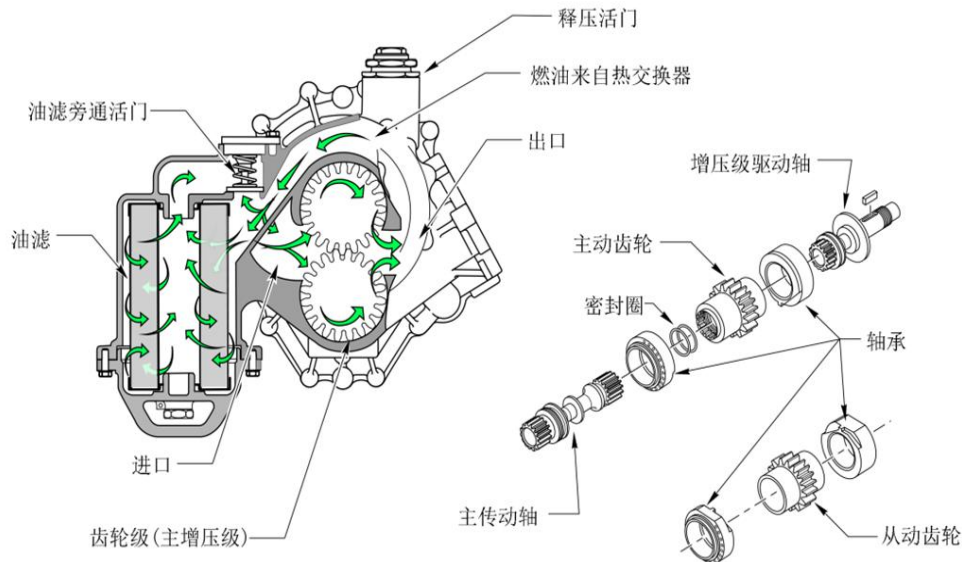


图 12-2 燃油泵组件

油泵是一种将机械能转变为压力能的机械。根据供油增压原理，油泵可以分为两大类：容积式泵和叶轮式泵（非容积式泵）。

容积式泵：依靠泵的抽吸元件作相对运动，交替改变元件间的自由容积进行吸油、排油的。供油量取决于元件一次循环运动中自由容积变化的大小。在一定的供油量下，泵根据出口处的液体流动阻力来建立压力。这类泵在航空发动机上应用较广，如齿轮泵、柱塞泵和旋板泵（叶片泵）。

叶轮式泵，也叫非容积式泵，它依靠叶轮作旋转运动，使经过叶轮的液体增加动能和压力能，在叶轮后的扩压器中再将液体的动能部分滞止，转化为压力能。这类泵有离心泵、汽心泵等。

目前民航发动机上用得最多的是渐开线直齿外啮合齿轮泵、轴向倾斜式变量柱塞泵、旋板泵和离心泵。

齿轮泵的基本组成：一对尺寸相同的外啮合齿轮、壳体、端盖和传动轴等。如图 12-3 所示，齿轮泵的工作原理如下所述：**吸油过程：**轮齿脱开啮合→容积变大→压力下降→实现吸油；**排油过程：**轮齿进入啮合→容积变小→压力上升→实现排油。

齿轮泵是定量泵，流量和转速有一一对应关系。当转速不变时，供油量通过旁通回油调

节，即齿轮泵的供油量始终高于需油量，超出需要的油量返回油泵进口。

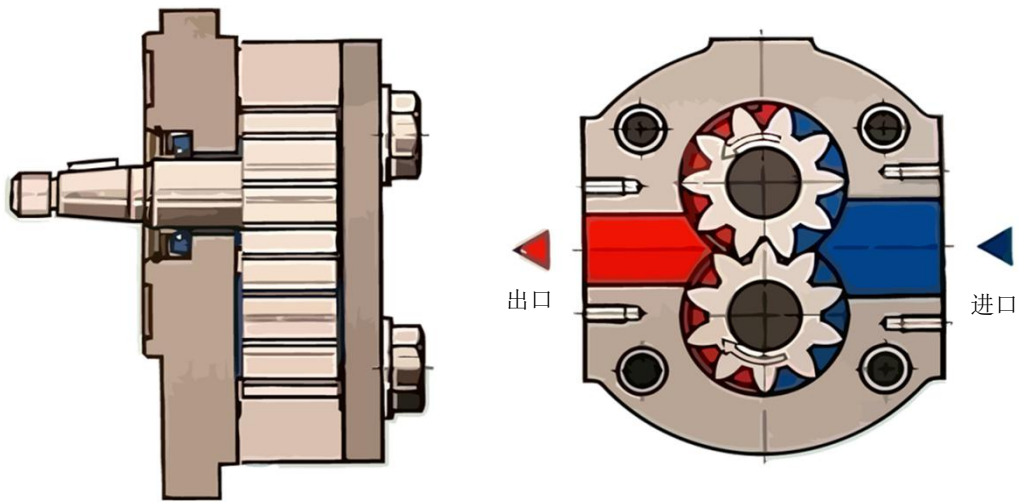


图 12-3 齿轮泵

柱塞泵的基本组成为：1-柱塞；2-斜盘；3-转子；4-分油盘，如图 12-4 所示。转子内沿周向均匀分布有若干个柱塞孔腔，柱塞就安装在这些腔内，柱塞靠弹簧和油压始终顶紧在斜盘的工作面上，转轴带动转子旋转，而转子的小端面始终与分油盘贴合在一起。

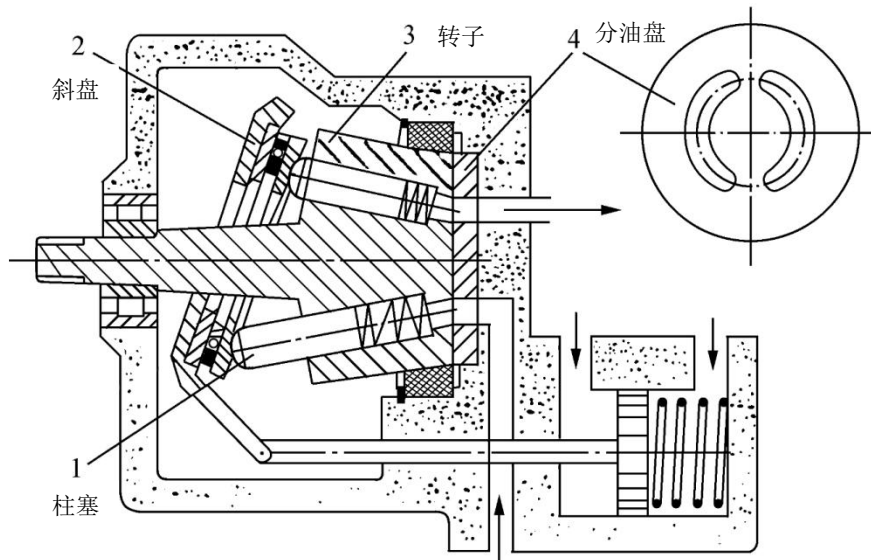


图 12-4 柱塞泵

柱塞泵可以做成变量泵，柱塞泵的供油量不仅取决于转速还取决于斜盘角度，转速不变时，供油量通过改变斜盘角度调节。柱塞泵的工作原理如下所述：吸油过程：柱塞伸出→容积变大→压力下降→实现吸油；排油过程：柱塞缩回→容积变小→压力上升→实现排油。

2. 燃油滤

燃油滤的主要功用是：过滤燃油，保持燃油的清洁。

燃油滤通常有粗油滤和细油滤之分。粗油滤一般在燃油进入喷嘴之前，主要过滤主燃油，

防止喷嘴堵塞，起保护作用；细油滤一般是一次性油滤，在油滤堵塞后进行更换。通常用微米或者目，来表示油滤的过滤度。目是指每平方英寸过滤面积上的孔数。

燃油滤组件一般由滤芯和旁通活门组成，如图 12-5 所示。

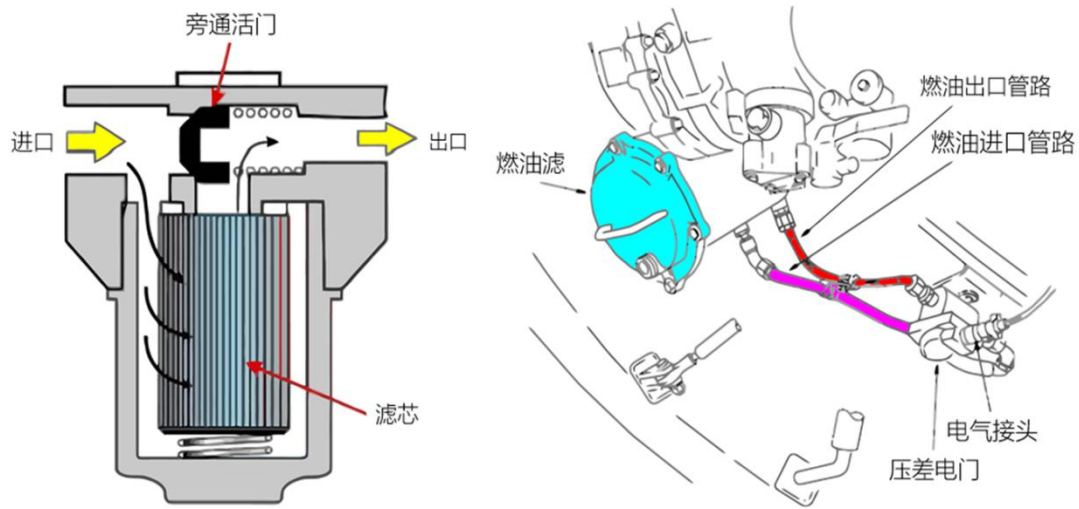


图 12-5 燃油滤

当油滤堵塞后，旁通活门打开，保证在供油的过程中，燃油不会中断。某些油滤还包括堵塞指示器或压差电门，向维修人员或驾驶舱提供油滤是否堵塞的警告指示信息。

3. 燃油加热器

燃油加热器的主要功用是：加温燃油，防止结冰堵塞油路。加温的方法可以用发动机热滑油或者从压气机引气。

燃油/滑油热交换器，如图 12-6 所示。

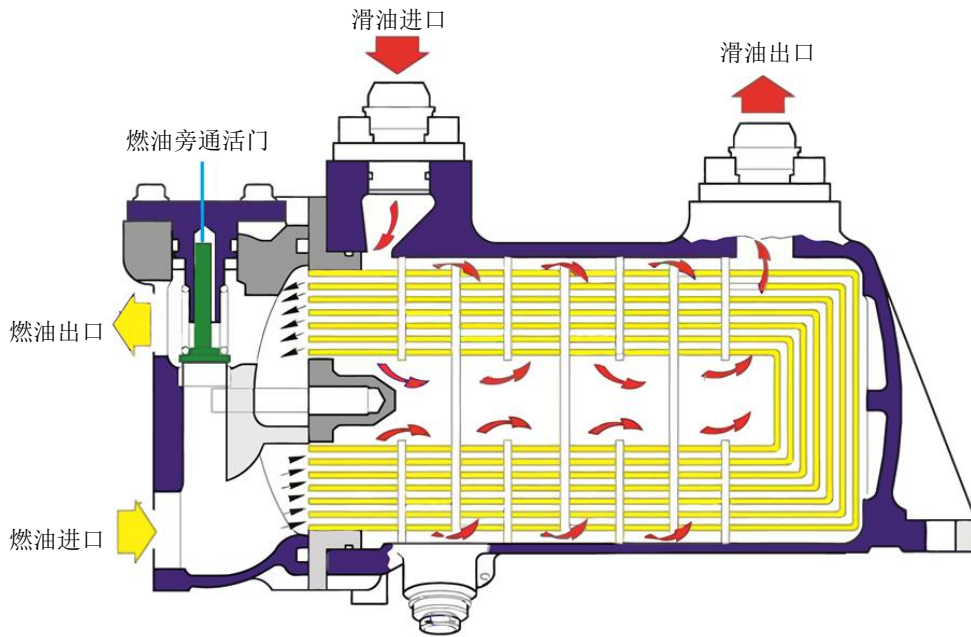


图 12-6 燃油/滑油热交换器

在热交换器内，有两种不同的油液流动，燃油和滑油。热交换器内有 7 根铝合金燃油管（U 型）和 7 块隔板。燃油在铝合金管内流动；而滑油围绕着 7 根燃油管的外部流动，7 块隔板形成了滑油在热交换器内的迂回流动路径。如果燃油管路进出口压力差达到一定值时，燃油管路旁通活门打开，燃油不进行热交换，直接流出热交换器。

4. 其他燃油部件

燃油控制器的主要功用是：负责计量燃油，并供应动力油控制一些作动器和活门，将在下一节中具体介绍。

经过高压泵增压后的燃油进入燃油控制器，计量好的燃油离开燃油控制器到燃油流量传感器，它测量实际供给喷嘴的燃油质量流量。

目前测量燃油流量最常采用的装置是涡轮流量传感器（如图 12-7），这种流量传感器是通过测量传感器中涡轮转速来间接测量流体流量。

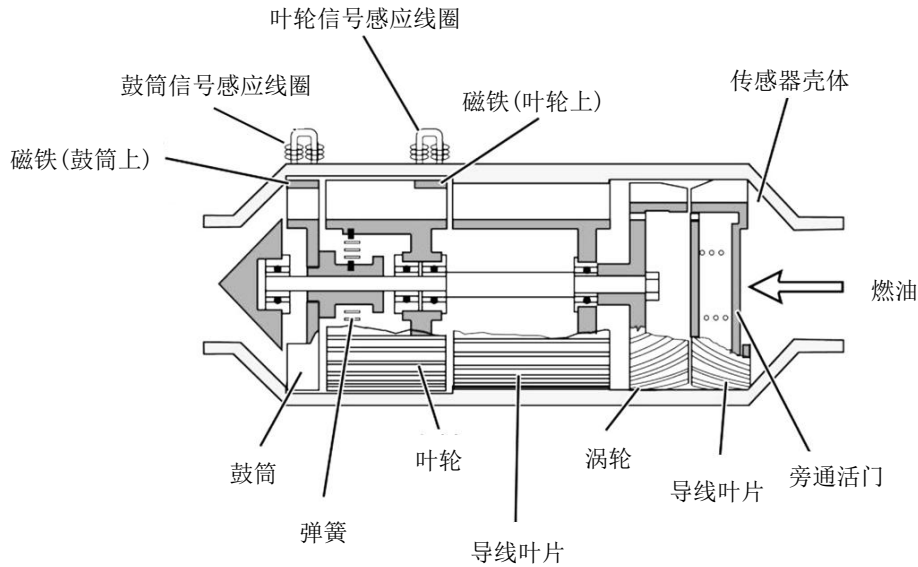


图 12-7 燃油流量传感器

当燃油流过传感器时，驱动传感器中的涡轮，涡轮通过传动轴直接驱动一个鼓筒，传感器中的叶轮则通过弹簧与传动轴相连。在鼓筒与叶轮上均安装有磁铁，在传感器壳体上则安装有感应线圈。当磁铁转至感应线圈处时则会在线圈中产生电脉冲信号，由于弹簧的延迟效应，叶轮上的磁铁晚于鼓筒上的磁铁转到线圈处，因此两个感应线圈产生的电脉冲存在相位差，该相位差的大小与涡轮转速成正比，而涡轮转速又与燃油得质量流量成正比，所以通过测量脉冲电信号的相位差则可测量燃油流量。

燃油流到燃油分配活门，经燃油总管将计量好的燃油分送到各个燃油喷嘴。燃油喷嘴是发动机燃油系统的终点。为保证各流量下喷嘴都有良好的雾化，有的发动机在低流量下，仅部分喷嘴工作；在高流量下所有喷嘴全部喷油。

燃油喷嘴可分为雾化型和汽化型。燃油喷嘴的基本功能是使燃油雾化或汽化，以保证燃油快速燃烧。燃油喷嘴的另一种空气喷雾原理，使用高速的空气取代高速的燃油来进行雾化，它可以在低的燃油流量下使燃油雾化。

雾化型喷嘴已发展成 5 个不同的品种，即单油路喷嘴，可调进口喷嘴，双油路喷嘴，溢流式和空气雾化式喷嘴。

单油路喷嘴，首先在早期喷气发动机上使用，如图 12-8 所示。单油路喷嘴有一个内腔，使燃油产生漩涡，还有一个固定面积的雾化孔。这种燃油喷嘴，在较高的燃油流量，即在较高的燃油压力时，能提供良好的雾化质量。但是，在低的发动机转速和在高空，要求的油压较低，这种喷嘴就不适合了。

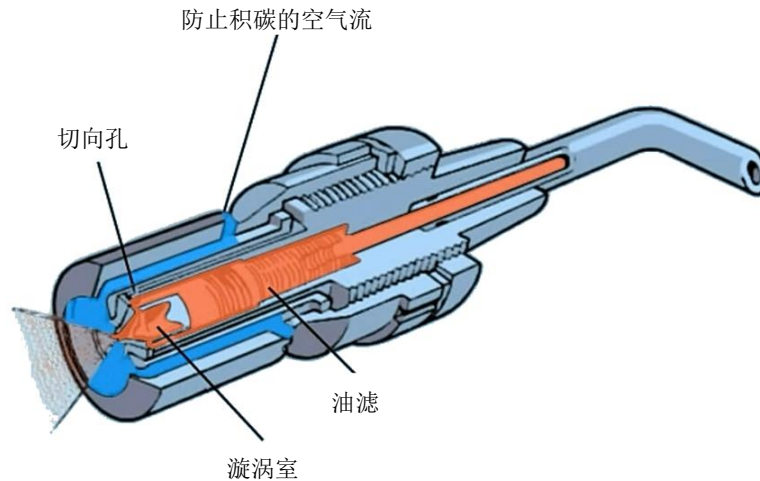


图 12-8 单油路喷嘴

双油路喷嘴，如图 12-9 所示，有初级和主燃油总管和有两个独立的孔，一个孔比另一个孔小很多。较小的孔处理较低燃油流量，较大的孔随着燃油压力的增加供应较高的燃油流量。这种类型喷嘴采用增压活门将燃油分配到不同的总管。随燃油流量和压力增加，增压活门移动，逐渐使燃油进入主燃油总管和主油孔。这给出组合的两个总管供油。与单油路相比，在相同的最大燃油压力下，双油路喷嘴能够在较宽的流量范围内实现有效雾化。而且在高空条件下如果要求低燃油流量时，也可获得有效的雾化。

空气雾化喷嘴，如图 12-10 所示。空气雾化喷嘴喷出的是油气混合气，它的优点是：油气混合得比较均匀，避免了局部富油，减少了积碳的形成，减少了排气冒烟，不要求很高的供油压力，可以在较宽的工作转速范围内，使燃烧室出口温度分布比较均匀。它的缺点是：在发动机起动时，气流速度较低，压力较小，造成雾化不良。

蒸发管式喷嘴是指燃油在蒸发管内汽化并与空气混合，燃烧稳定，如图 12-11 所示，但是使用蒸发管喷嘴，在发动机起动时仍然需要雾化喷嘴。

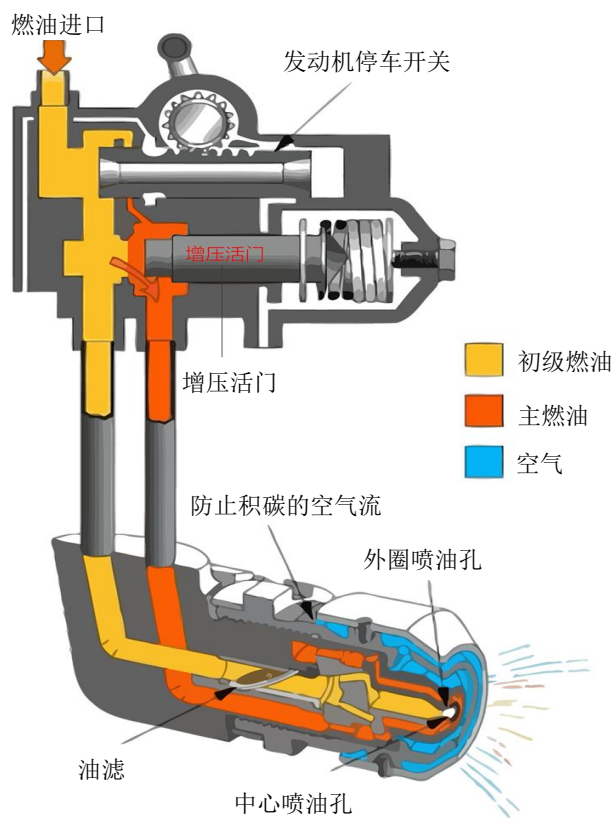


图 12-9 双油路喷嘴

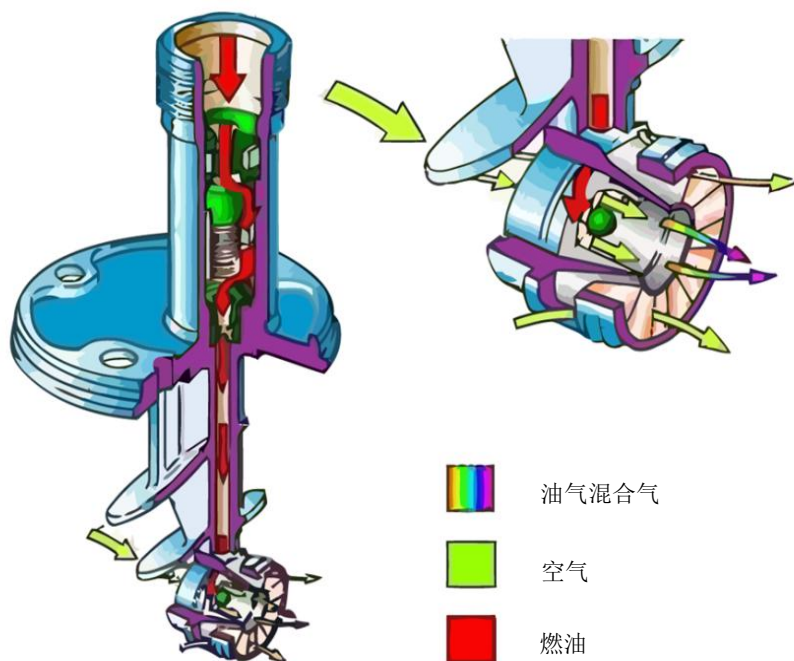


图 12-10 空气雾化喷嘴

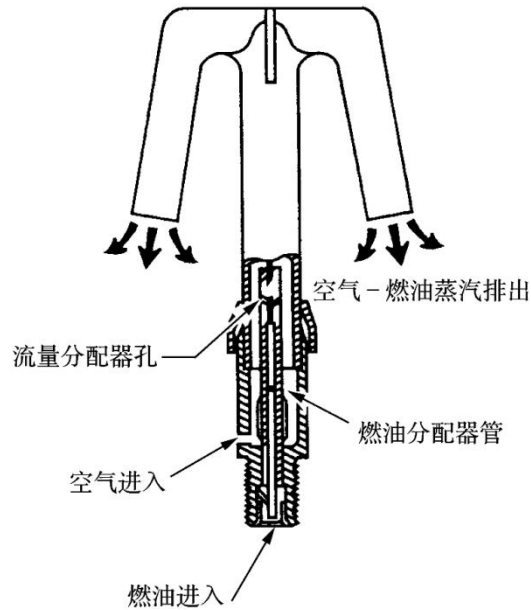


图 12-11 蒸发管式喷嘴

此外，还包括一些传感部件提供燃油流量的自动控制响应发动机要求。为防止停车后，燃油在重力作用下从喷嘴滴出并形成积炭，在喷嘴内通常有单向活门，在停车关断燃油后，总管压力降低，单向活门关闭。

12.2 燃油控制系统

12.2.1 发动机控制的基本方面

发动机控制按照控制功能可以分为：稳态控制、过渡控制和安全限制。

稳态控制：是指在人工指令不变的情况下，对外界干扰引起的发动机状态变化，能消除干扰的影响，保持既定的发动机稳定工作点不变的控制功能，如恒速控制。

过渡控制：是指在人工指令改变的情况下，控制发动机从原有工作状态，平稳、快速、准确地过渡到所选定的新的工作状态，如加速控制。

安全限制：是指在各种工作状态和全部的飞行条件下，保证发动机主要参数不超出安全范围，如燃油控制器确保发动机转速改变期间没有超温、超转、压气机失速、燃烧室熄火等。

发动机在工作过程中，向燃烧室供油量的多少要满足当时进入发动机的空气量和气流速度，否则发动机将不能正常工作。供油太多，燃烧后的温度太高容易烧坏涡轮，或者出现富油熄火；而供油太少，又会出现贫油熄火。从早期的发动机到现代先进的发动机，发动机燃油控制系统的发展经历了三个阶段，传统的液压机械式控制，监控型电子控制，现代的全功能数字式发动机控制 FADEC (Full Authority Digital Engine Control)。

12.2.2 液压机械式控制

液压机械式控制器(见图 12-12)曾是航空发动机上使用最多的控制器,它有良好的使用经验和较高的可靠性。液压机械式燃油控制器的主要功用:感受各种参数,按照驾驶员的要求,向燃烧室供应足够的燃油,使发动机产生需要的推力。它除了控制供往燃烧室的燃油外,还操纵控制发动机的可变几何形状,例如可调静子叶片、可调放气活门等,保证发动机稳定工作和提高发动机的性能。液压机械式控制器,计算是由凸轮、杠杆、滚轮、弹簧、活门等机械元件组合实现的,用压力油作为伺服介质。气动机械式控制器,计算则是由薄膜、膜盒、连杆等气动、机械元件组合进行的,用压气机空气作为伺服介质。

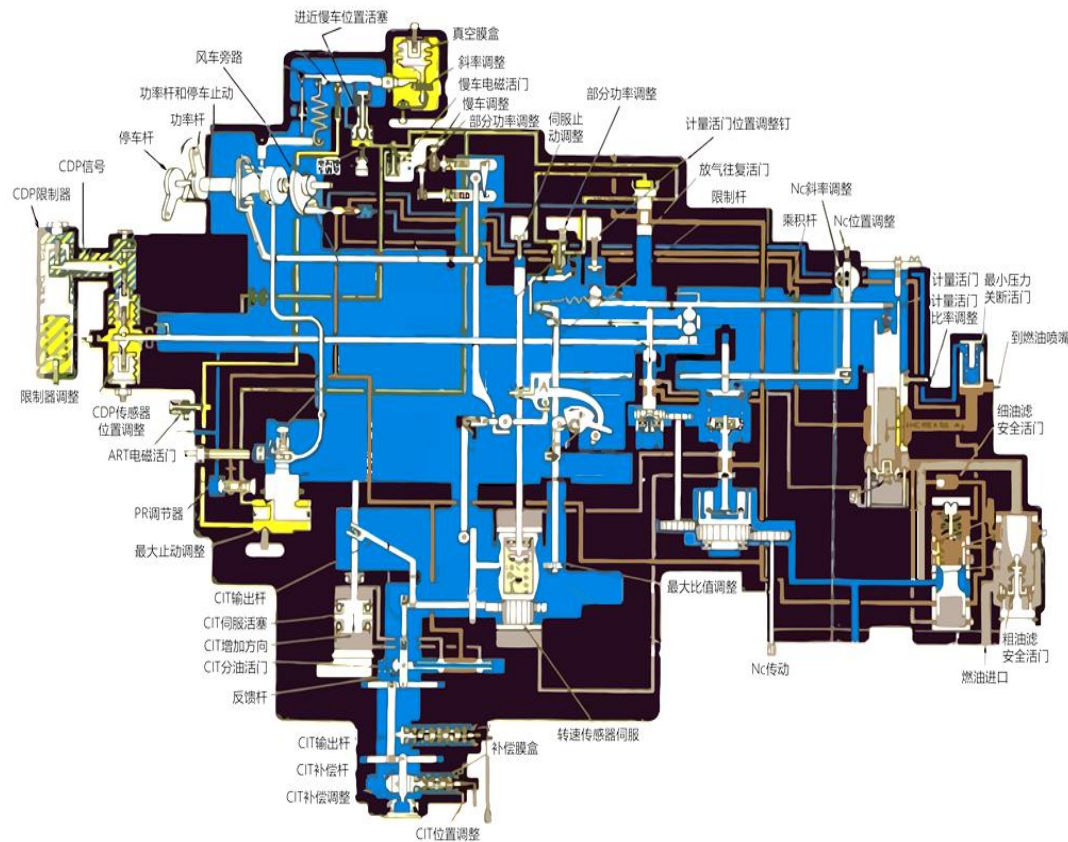


图12-12 液压机械式控制器

液压机械式控制器主要由计算系统和计量系统两个部分组成。计算系统的主要功用:感受各种参数,在发动机所有工作阶段控制计量部分的输出;计量系统的主要功用:按照驾驶员要求的推力,根据发动机的工作状态和飞机的飞行状态,在发动机的工作限制之内,依据计算系统计算的流量向燃烧室供应燃油。

燃油流量取决于计量活门的节流面积和前后压差。燃油流量与面积成正比,与压差的平方根成正比。用压力调节活门感受计量活门进出口的压力,保持压差不变,使得供油量只与计量活门的流通面积有关(见图 12-13)。在压力调节活门中,通常使用双金属式的温度敏感

元件，作为温度补偿器，补偿燃油温度变化对供油量的影响。

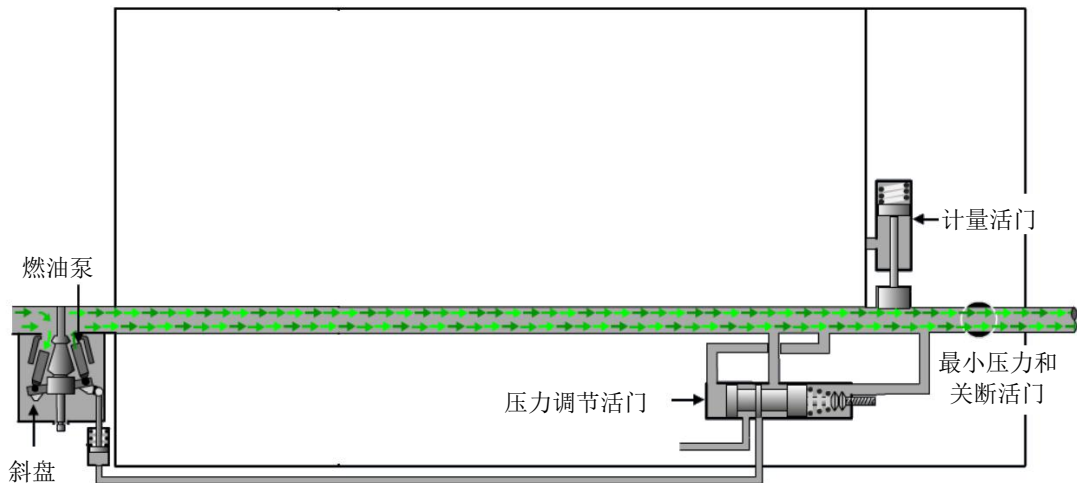


图 12-13 燃油计量原理

民航发动机常用燃油控制器的共同特点如下：

1) 同燃油控制器联用的燃油泵通常有齿轮泵（包括增压级和主级）、柱塞泵和叶片泵。柱塞泵可按需油量向燃烧室供油；齿轮泵、叶片泵则要求燃油控制器将超出需要的燃油返回油泵进口；

2) 控制器一般分为计算部分和计量部分。计算部分感受各种参数，在发动机的所有工作阶段控制计量部分的输出。计量部分按照驾驶员要求的推力，在发动机工作限制之内，依据计算系统计划的燃油流量供往发动机喷嘴；

3) 改变燃油流量一般通过改变计量活门的流通面积和计量活门前、后压差实现（见图 12-14）。相当多的燃油控制器，利用压力调节活门（压差活门）保持计量活门前、后压差不变，通过改变计量活门的通油面积来改变供油量。为了补偿燃油温度的影响，常在压力调节活门内装有温度补偿器；

4) 转速调节器通常实施闭环转速控制；

5) 一些燃油控制器采用三维凸轮作为计算元件，由凸轮型面给出加速的供油计划。三维凸轮感受一个参数移动，感受另一个参数转动。凸轮型面上每一点即代表该组参数下，不发生喘振、超温、熄火的允许值；

6) 最小压力和关断活门（见图 12-14）：发动机工作时，起增压活门作用，即控制离开控制器的最低计量燃油压力，使喷嘴雾化模型良好并保证控制器内伺服机构正常工作所需的最低压力；发动机停车时，活门关闭，切断供油；

7) 风车旁路活门及油泵卸荷活门：发动机工作时，风车旁路活门关闭（不卸荷），油泵后燃油压力上升，打开最小压力活门向燃油总管供油；在发动机停车时，该活门打开，使油泵卸荷活门处于卸荷状态，给处于风转状态下的发动机所驱动的油泵卸荷；

8) 进入燃油控制器的高压油, 先经燃油滤过滤。粗油滤过滤后的燃油作为主燃油; 另一部分再经细油滤过滤后作为伺服油。

12.2.3 监控型电子控制

随着飞机、发动机的发展, 对发动机控制也提出了更高的要求。需要监视和控制的参数越来越多, 控制回路不断增加。为了提高飞机、发动机的性能, 对发动机控制的精度要求也越来越高。而且, 随着发动机控制和飞机系统之间联系的增加以及状态监视、故障诊断等功能的扩充, 飞机和发动机一体化控制的水平要求不断提高。而传统的液压机械式控制器所采用的各种计算元件, 所能综合计算的参数是很有限的, 如果要增加控制参数, 势必带来控制器的重量、体积、成本等的增加, 并且还难以实现。因此, 在现代燃气涡轮发动机控制中, 传统的控制器的发展受到了限制, 而采用电子控制的要求愈加迫切。现代飞机的发动机电子控制系统大体可分为监控型控制和全功能数字电子控制, 从研制试验到实际应用, 已经取得了巨大的成功, 在民用飞机、军用飞机、直升机等控制领域都得到了广泛的应用和发展。

监控型电子控制器: 液压机械式控制器再增加一个发动机电子控制器 EEC (Electronic Engine Controller), 两者共同实施对发动机的控制。例如, 用于 B737-300 型飞机上的 CFM56-3 发动机, 发动机主控制器 MEC(Main Engine Controller)和功率管理控制器 PMC(Power Management Controller) 共同工作; 用于 B757 飞机上的 RB211-535 发动机, 燃油流量调节器 FFG (Fuel Flow Governor) 与发动机电子控制器 EEC 共同工作。

在这种类型的发动机控制中, 液压机械式控制器作为主控制器, 负责发动机的完全控制, 包括起动、加速、减速控制, 转速控制。发动机电子控制器具有监督能力, 对推力进行精确控制, 并对发动机重要工作参数进行安全限制。由于电子控制便于同飞机接口, 易于推力管理, 状态监视, 以及信号显示和数据储存。

监控型电子控制器的特点如下:

- 1) 液压机械式燃油控制器是主控制器, 电子控制器是辅助控制器;
- 2) 如果发现 EEC 有故障, 可以冻结调准在当时位置, 同时通知驾驶员。驾驶员可以使 EEC 退出工作, 即回到不能下调位置, 由液压机械式控制器恢复全部控制;
- 3) EEC 通过力矩马达与液压机械控制器联系, 实现电/液转换;
- 4) 在该型控制中, 多数的液压机械控制器的供油计划高于 EEC 的供油计划, EEC 通过减少液压机械控制器的供油达到目标值, 即称下调;
- 5) EEC 参与工作时, 对于外界条件的变化, 它可以精确保证选定的目标值。EEC 可以精确保证 EPR 或 N1 的实际值等于要求值;
- 6) EEC 有自检功能, 可检测故障, 为飞行人员和地面维护人员提供方便;
- 7) EEC 一般装在风扇机匣外侧, 这里是发动机上环境相对较好的地方, 安装有减震座,

采用环境空气冷却；

8) EEC 由专用发电机供电，飞机电源也供给 EEC 作为备用电源及地面试验电源。

12.2.4 全功能数字式发动机控制

FADEC 全称为：Full Authority Digital Engine Control，是全功能数字式发动机控制。目前，国际上新型的民用航空发动机大多采用 FADEC 系统。

1. FADEC 的组成及作用

FADEC 系统，如图 12-14 所示，是管理发动机控制的所有控制装置的总称。发动机电子控制器 EEC 是它的核心，所有控制计算由计算机进行，通过电液伺服机构输出控制液压机械装置及各个活门、作动器等，因此液压机械装置 HMU (Hydro-Mechanical Unit) 是它的执行机构。

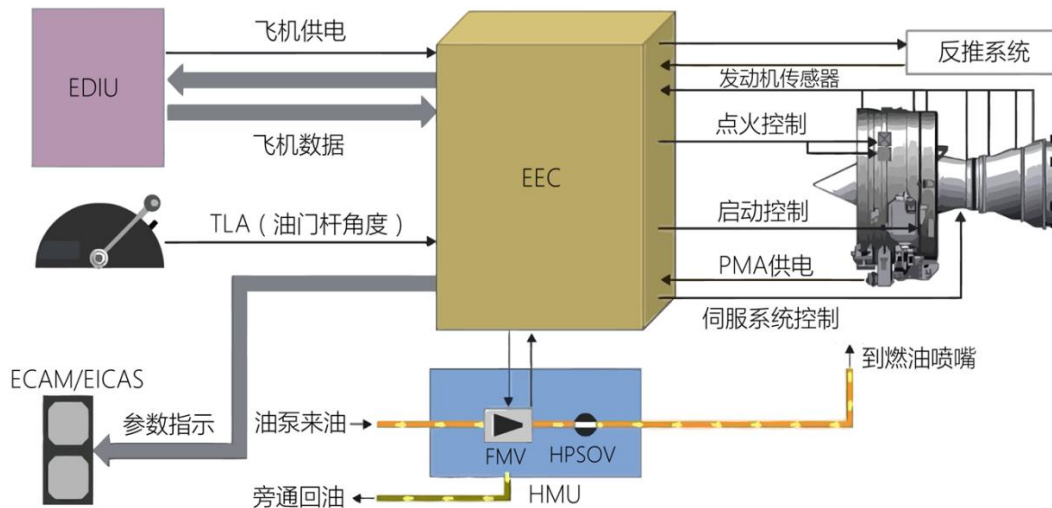


图 12-14 FADEC 系统的组成

在 FADEC 系统中，液压机械装置 HMU 已不再具有计算功能，控制计算全部由中央处理机进行，但燃油计量功能以及操纵可变几何形状作动器以及活门的伺服油、动力油仍由它提供，即成为 EEC 的执行机构。HMU 也有称为燃油计量装置 FMU (Fuel Metering Unit)，保留了除计算功能以外的原有功能。典型 HMU 的具体功能：计量燃油流量；限制最大、最小供油量；保证最低燃油压力；停车时切断燃油；发动机风转状态下给油泵卸荷；发动机超转保护；提供高压油、伺服油到发动机控制附件等。

在数据通信方面，EEC 可以把输入的模拟信号转换为数字信号，同时 EEC 也可以把数字信号转换为模拟信号操纵电动液压伺服机构、电磁活门以及供给驾驶舱显示。FADEC 系统大多采用 ARINC429 数据总线或 ARINC629 数据总线经发动机数据接口组件 EDIU (Engine Data Interface Unit) 将飞机数据传输给 EEC。发动机控制数据、状态、故障信息亦由数据总线传输给飞机。

1) 发动机电子控制器 EEC

EEC 是整个 FADEC 控制系统的核心, 如图 12-15 所示。它是一台双通道计算机, 封装在一个铝制外壳内, 通常固定在风扇机匣右侧 2 点钟位置 (从后向前看)。

为保证正常工作, EEC 需要冷却以保持内部温度在允许的极限范围内。一个冲压空气进气口可以提供冷却空气, 对 EEC 进行冷却。外界环境空气从风扇进口整流罩右侧的进气斗进入。冷却空气流过 EEC 内部腔室, 然后从冷却空气出口排出。

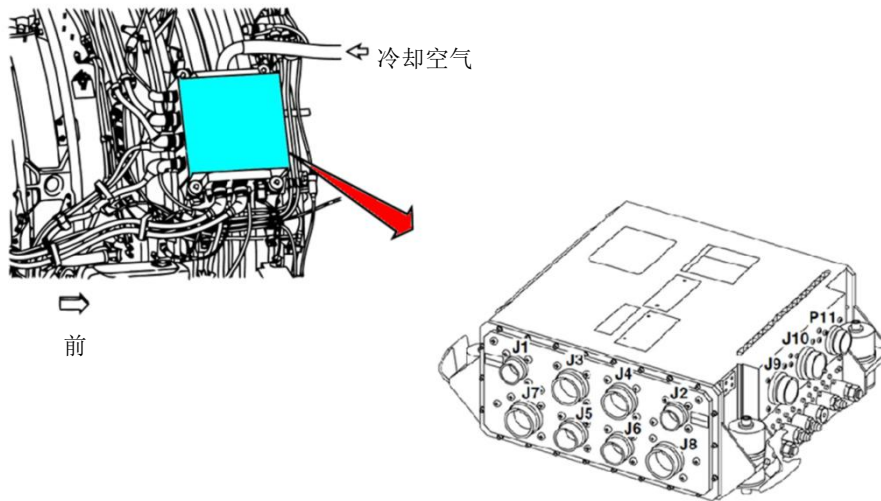


图 12-15 典型发动机的 EEC

2) 液压机械装置 HMU

液压机械装置 HMU 是 FADEC 系统中另一个非常重要的部件, 它用于把 EEC 输出的电信号转换成液压信号并对其进行液压放大。HMU 由于型号不同, 配置的发动机不同, 安装位置也略有不同。HMU 执行 EEC 命令计量供给发动机的燃油流量, 执行驾驶员指令供供应燃油和切断供油, 并向发动机相关部件提供伺服油。

以 CFM56-7B 发动机的 HMU (见图 12-16) 为例, EEC 发送控制数据到 HMU, EEC 控制 HMU 中的力矩马达以决定 FMV 位置。FMV 解算器将 FMV 位置信号返回到 EEC, 燃油流过打开的 FMV 使得 HPSOV 打开。FMV 控制到发动机的燃油流量, 多余的燃油通过旁通活门返回到热交换器的进口。

EEC 发送控制信号到 HMU 中的伺服系统, 伺服燃油用于以下部件的作动:

- 燃油计量活门 FMV (Fuel Metering Valve);
- 瞬时放气活门 TBV (Transient Bleed Valve);
- 高压涡轮主动间隙控制活门 HPTACCV (High Pressure Turbine Active Clearance Control Valve);
- 低压涡轮主动间隙控制活门 LPTACCV (Low Pressure Turbine Active Clearance Control Valve);
- 可调放气活门 VBV;

—可调静子叶片 VSV。

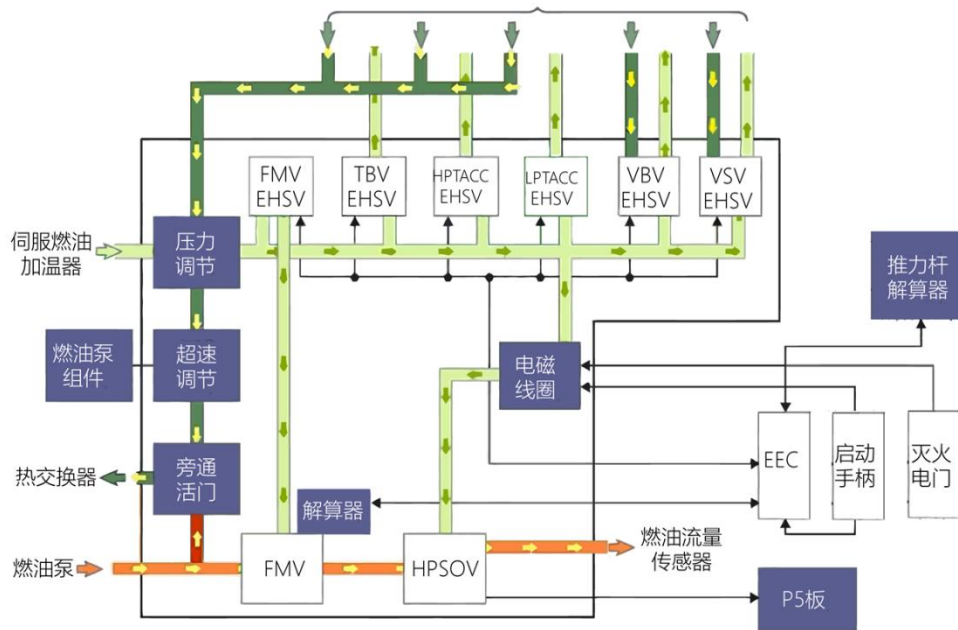


图 12-16 典型发动机 HMU 的功能

当将起动手柄移动到停车位置时，控制电磁活门导通，伺服燃油压力关闭 HPSOV。灭火手柄电门也能接通控制电磁活门。HPSOV 关闭时，燃油停止流向燃油喷嘴。

2. FADEC 的工作特点

FADEC 是容错系统，余度控制。对于不重要的故障，它仍可继续工作。

EEC 都是双通道设计，一个被称为通道 A，另一个为通道 B。通道之间可以相互通信，如图 12-17 所示。

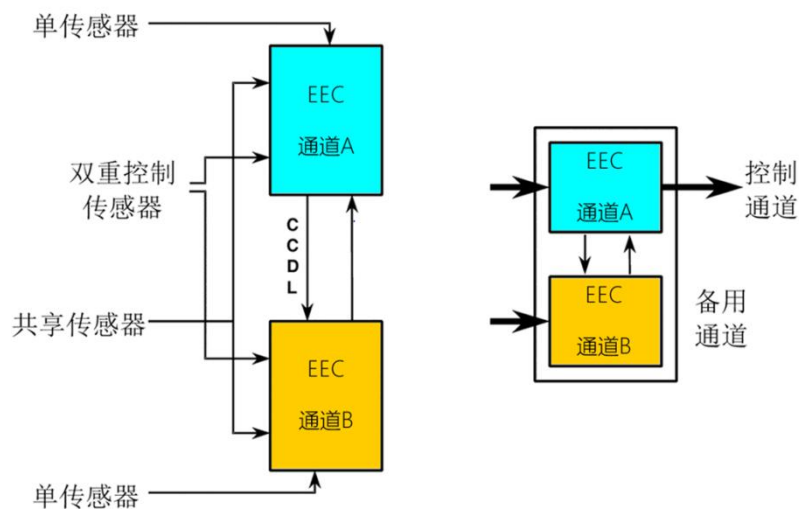


图 12-17 FADEC 的系统设计

两个通道完全相同并持久工作的，但两个通道之间相互独立。两个通道持续接收输入信

号并对其进行处理，但只有一个通道处于控制状态。为了增加系统工作可靠性，到一个通道的所有输入经过跨通道数据链 CCDL (Cross Channel Data Link)，可给另外一个通道使用。这使得其中的一个通道的一些重要输入信号有故障，两个通道仍然保持正常工作；跨通道数据链也可以使 EEC 比较输入信号，平均误差。

当处于控制状态的计算机系统出现故障后，控制器自动切换到备用系统；当控制器两套系统都不能控制发动机某一系统时，该系统的控制自动转换为失效—安全模式，从而保证飞机或发动机处于最安全状态。

EEC 通常实施闭环控制，EEC 同 HMU 接口使用力矩马达或电磁活门，如图 12-18 所示。HMU 中的电液伺服活门 EHSV (Electro-Hydraulic Servo Valve) 将依据输入信号改变挡板活门开度，然后通过改变计量活门一个油腔或两个油腔的油压控制计量活门开度。一些 HMU 采用压力调节活门保持计量活门前、后压差恒定，通过改变计量活门的流通面积从而改变发动机的供油量。

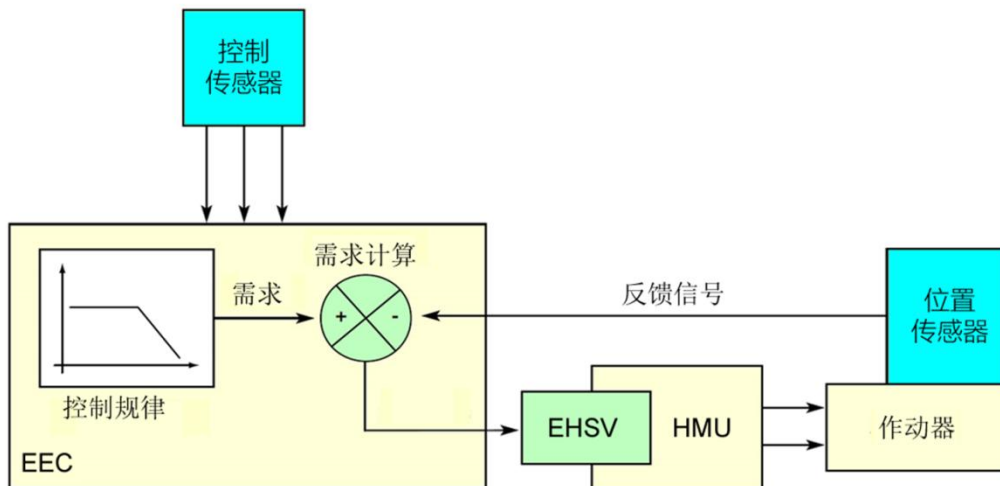


图 12-18 EEC 的闭环控制

3. FADEC 的优点

FADEC 提高了发动机性能；降低了燃油消耗；减轻了驾驶员负担；提高了可靠性；改善了维护性；为发动机控制的进一步发展提供很大的潜力。由于感受的参数不受限制，可以进行复杂的计算，它能够实现各个部件的最佳控制。

12.2.5 减推力起飞

额定起飞推力是指发动机在不超过型号审定中的工作限制条件下，批准的起飞推力。减额定起飞推力是把起飞推力额定比最大起飞推力低的级别，它是该发动机减额定后，起飞时所能产生的最大推力。减起飞推力是指起飞推力低于减额定起飞推力的推力。

针对减额定起飞推力，在飞行手册中有规定的起飞限制和性能数据；而减起飞推力的设

置是通过批准的方法来设定比起飞推力或减额定起飞推力低的推力。飞机在以减起飞推力起飞的过程中，飞行员可以随时取消减推力而选择起飞推力。

现代大型民用航空发动机的设计起飞推力都很大，通常一个型号的发动机可以满足不同飞机对起飞推力的需求，当把它装在不同飞机上时，是通过把该发动机的起飞推力额定到对应机型的起飞推力值来适应相应的飞机。额定起飞推力的具体值是通过发动机识别塞输给 EEC 的，EEC 即按照该额定值来控制发动机的最大起飞推力。

在飞机实际起飞时，若飞机是非全载起飞，且跑道长度合适，则飞机可以以低于额定起飞推力的推力起飞，飞机上减起飞推力的使用有两种方式：第一种就是定减推力，即发动机控制系统已经规定好了减推力的多少，只需操作人员根据需要来选择。第二种方式是通过输入假想温度的方法来选择起飞推力，即基于额定起飞推力和环境温度，通过给发动机控制系统输入一个假想的、比实际大气温度高且高于拐点温度的温度来选择发动机起飞推力的方法。不同的飞机，假想温度的输入方式不同，比如在空客 A320 系列飞机上通过多功能控制显示组件 MCDU (Multifunction Control Display Unit) 来输入假想温度，从而得到所希望的减推力，在空客飞机上又叫做灵活起飞推力。假想温度输入后，当控制系统按照额定平功率控制曲线控制发动机起飞推力时，就只能得到如图 12-19 所示的减起飞推力，此推力比额定起飞推力低。当控制系统按照此推力控制发动机供油时，由于实际大气温度没有这样高，相应的排气温度就会下降。

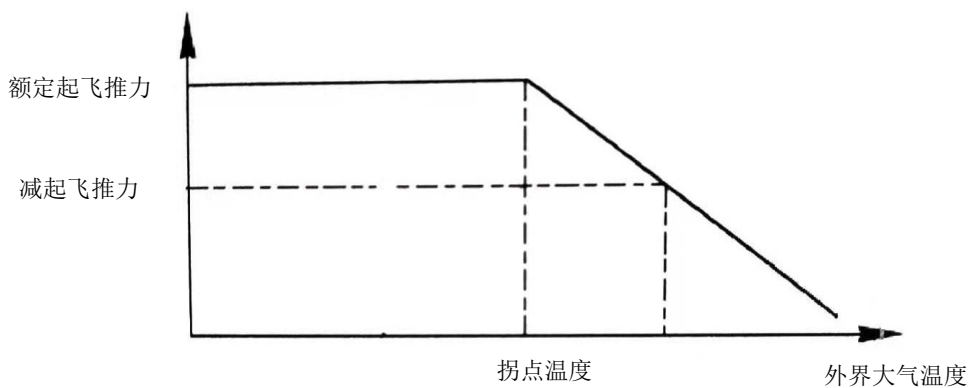


图 12-19 额定起飞推力和减起飞推力

飞机减推力起飞，这样发动机就可以在相对较低的转速和排气温度下运转，从而降低发动机的工作温度和负载，延缓发动机部件的性能衰退，延长发动机部件尤其是热端部件的在翼寿命。减推力起飞的使用可以带来两个好处：一是延缓发动机性能衰退和延长热端部件的在翼寿命，从而降低发动机的维修成本；二是节约燃油。当然，减推力的大小是有限制的，最多减少推力到额定推力的 75%，以确保飞行安全。另外，适航部门要求应定期检查发动机的全功率起飞能力，以保证飞机在需要时能全功率起飞。

12.3 典型发动机燃油及控制系统维护介绍

12.3.1 典型发动机燃油及控制系统的部件识别

- 1) 典型发动机的电子控制器，如图 12-20 所示。
- 2) 典型发动机的燃油计量组件，如图 12-21 所示。
- 3) 典型发动机的燃油泵组件和液压机械装置，如图 12-22 所示。
- 4) 典型发动机的燃油滤，如图 12-23 所示。
- 5) 典型发动机的燃油流量传感器，如图 12-24 所示。
- 6) 典型发动机的燃油喷嘴，如图 12-25 所示。



图 12-20 电子控制器

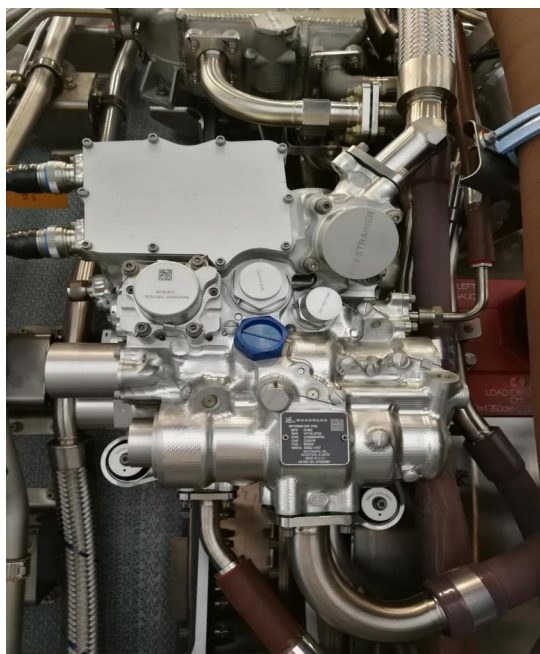


图 12-21 燃油计量组件

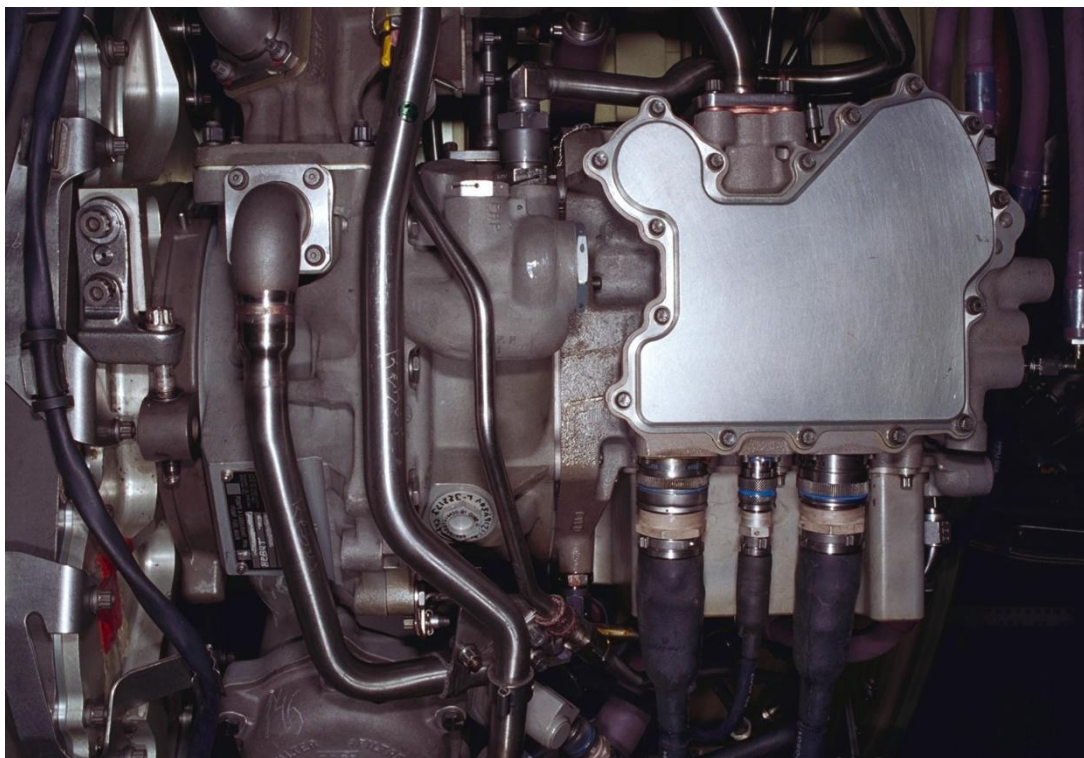


图 12-22 燃油泵组件和液压机械装置



图 12-23 燃油滤

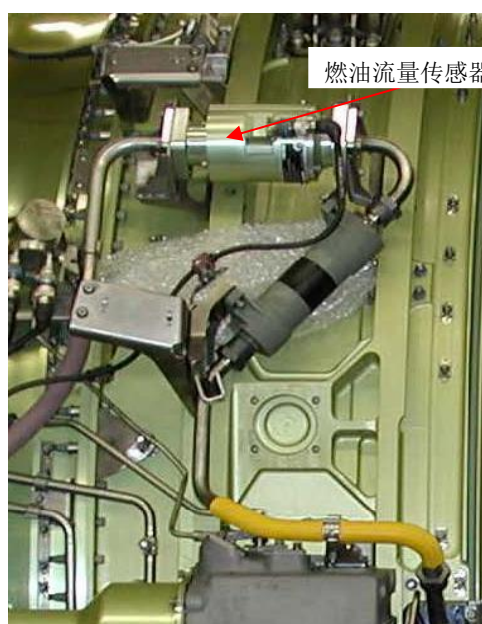


图 12-24 燃油流量传感器



图 12-25 燃油喷嘴

12.3.2 典型发动机燃油及控制系统的常见维护及安全注意事项

发动机燃油系统的维护工作主要有：燃油渗漏检查、燃油部件的更换、定期更换燃油滤芯等。一般在发动机运转时执行发动机燃油系统渗漏检查工作，有时还需要在发动机运转时打开发动机风扇整流罩检查来判断具体渗漏的部位，所以要严格遵守发动机安全通道及打开发动机风扇整流罩的限制，以免造成人员受伤或设备损坏。发动机燃油具有毒性，不慎燃油溅入眼睛立即用大量清水冲洗并视情就医，拆换燃油系统部件时应带橡胶手套，皮肤长时间直接接触燃油可能会造成皮肤伤害。发动机运转时燃油温度很高，进行燃油部件拆换时应等待发动机关车后冷却下来，以免造成人员烫伤。

1. 燃油渗漏检查

发动机燃油系统部件和安装接口比较多，燃油经燃油泵增压后压力大，所以燃油渗漏是常见的故障。当发现发动机燃油系统渗漏时，首先要判断渗漏部位，然后测量单位时间内的渗漏量。不同机型的发动机，其燃油渗漏放行标准不同，但一般会存在一个门槛值，不超过门槛值时可以放行。需要注意的是燃油系统安装时会用到橡胶密封圈，橡胶密封圈受温度影响较大。寒冷天气里或长时间停场后，发动机起动时可能会有渗漏发生，这是由于温度低导致橡胶密封圈收缩或硬化，一般可以让发动机慢车 5 分钟以上，燃油温度上升，橡胶密封圈受热膨胀后再观察渗漏情况，如果渗漏停止，则可正常放行发动机。

2. 燃油部件更换

因故障或其他原因更换发动机燃油系统部件时，需严格按照手册程序和紧固件的规定力

矩值安装。国内机队已出现多起在拆换燃油计量组件和燃油/滑油热交换器的过程中，因操作不当而造成空中燃油大量泄漏的事件，为此各民航地区管理局和航空公司都颁发过加强发动机燃油系统部件拆换维护工作的通知或维护提示。安装结束后，一般需要进行慢车测试或更高功率测试渗漏情况。

3. 定期更换燃油滤滤芯

发动机燃油系统主燃油滤滤芯一般需要定期更换，但是当驾驶舱的燃油面板或相关位置出现燃油滤旁通指示时，也要检查燃油滤是否真被污染物堵塞。在更换燃油滤滤芯时，必须严格按照飞机维护手册相关程序来进行。以下是某型发动机燃油滤滤芯拆卸的一般步骤：

- 1) 将一个 5 加仑的容器放于燃油滤组件下方。
- 2) 拆下燃油滤排放堵头的保险。
- 3) 将燃油滤盖上的堵头拆下，并使燃油排放至容器中。
- 4) 为堵头更换一个新的封圈。
- 5) 拆下油滤盖上的 5 个螺母和垫片，并检查损伤情况。
- 6) 拆下螺栓和垫片，并检查损伤情况。
- 7) 从燃油滤壳体上拆下杯盖。
- 8) 拆下并报废盖子上的封圈。
- 9) 从盖子上拆下燃油滤滤芯。

第 13 章 发动机起动和点火系统

起动系统的主要功用是以外部动力设备（起动机）带转发动机转子从静止状态加速，使进入燃烧室的气流达到一定流量；帮助点火后的发动机迅速加速到自加速状态。点火系统的主要功用是产生火花，点燃混合气。燃气涡轮发动机装备有起动系统和点火系统，这两套系统是相互协调工作的，确保发动机顺利起动。

13.1 起动系统

典型发动机的起动系统主要由以下部件组成：起动机、起动电门或起动手柄、起动操纵及控制装置等，如图 13-1 所示。

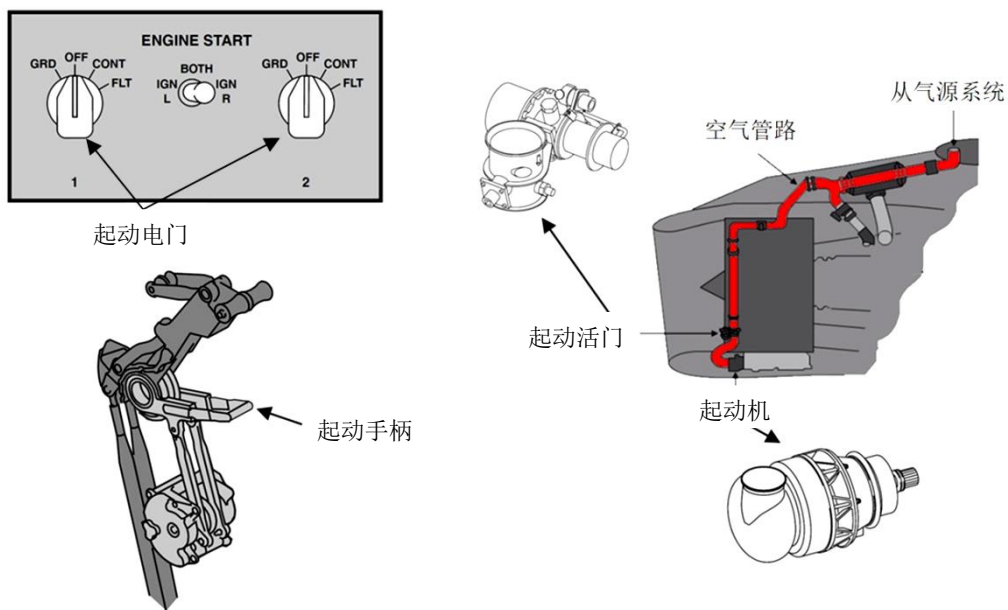


图 13-1 典型发动机起动系统的部件

13.1.1 常见起动方法

发动机的起动程序基本相同，但实施的方法可以使各式各样的。根据飞机和发动机的不同要求，起动机的种类和功率来源也不同。起动机必须产生高扭矩并传递给发动机转子，以提供一种平缓的方式从静止状态加速转子，供应足够的空气到燃烧室和燃油混合燃烧，直到

涡轮能提供足够的功率取代起动机的功率才脱开。

起动机有以下几种类型：

1. 空气涡轮起动机

目前，民用航空发动机上广泛采用空气涡轮起动机。空气涡轮起动机重量相对轻、扭矩大、结构简单和使用经济。

空气涡轮起动机包括单级涡轮、减速器、离合器和传动轴等组成，如图 13-2 所示。它将涡轮产生的功率通过减速器和离合器传递给起动机输出轴。单级涡轮：将气源压力能转换成机械能。减速器：将涡轮输出的高转速、低扭矩转换成带转发动机转子所需要的低转速、高扭矩。离合器：控制起动机与发动机的脱开与接合，并防止扭矩过载损伤传动部件。起动机传动轴：传递扭矩。

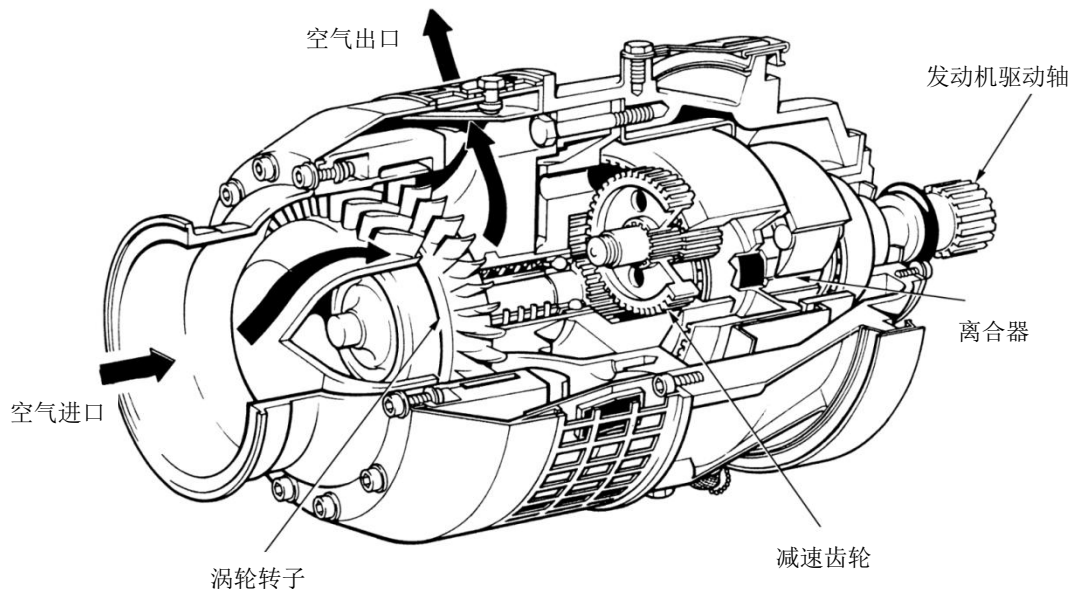


图 13-2 空气涡轮起动机

空气涡轮起动机需要有气源，它的可用气源有：地面气源，机上辅助动力装置（APU）的引气和已经工作的发动机的引气，如图 13-3 所示。

2. 电动起动机

电动起动机使用方便，主要用在涡轮螺旋桨发动机、小型涡轮喷气发动机和辅助动力装置上。电动起动机由直流电源、直流电动机、减速器、离合器等组成，如图 13-4 所示。电动起动机可以由高压电或低压电供电，通过一个由继电器和电阻构成的系统，允许全部电压随着起动机的加速逐步积累起来。它还点火系统的工作提供功率。当发动机已良好起动或者起动时间循环已经完成而起动机的负荷减小之后，供电自动停止。

3. 燃气涡轮起动机

燃气涡轮起动机的结构，如图 13-5 所示。燃气涡轮起动机含有一台小而紧凑的燃气涡轮发动机，一般采用涡轮驱动的离心压气机、回流式燃烧室和一个机械上独立的自由动力涡轮。

它具有自己的燃油和点火系统、起动系统（通常是电的或液压的），以及自备的滑油系统。通常它的转速高、成本高、操控困难，通常用于某些战斗机上。

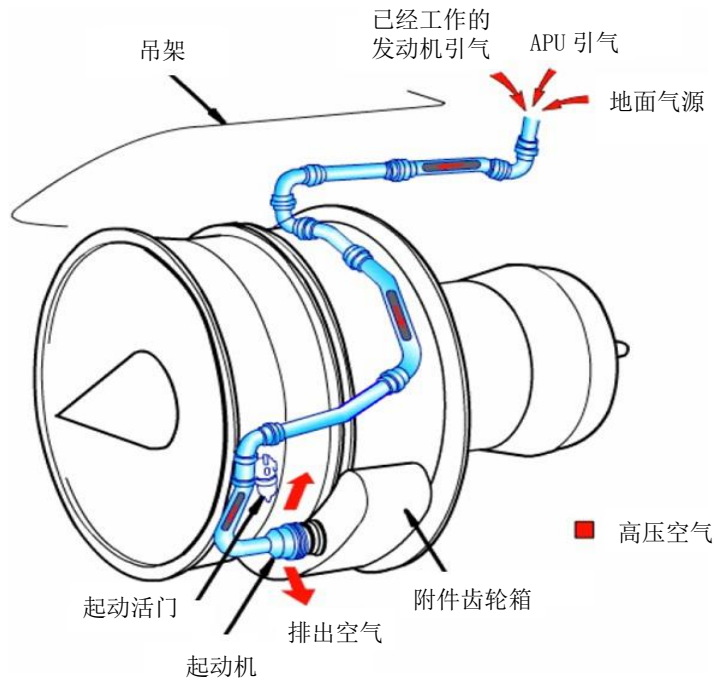


图 13-3 空气起动系统

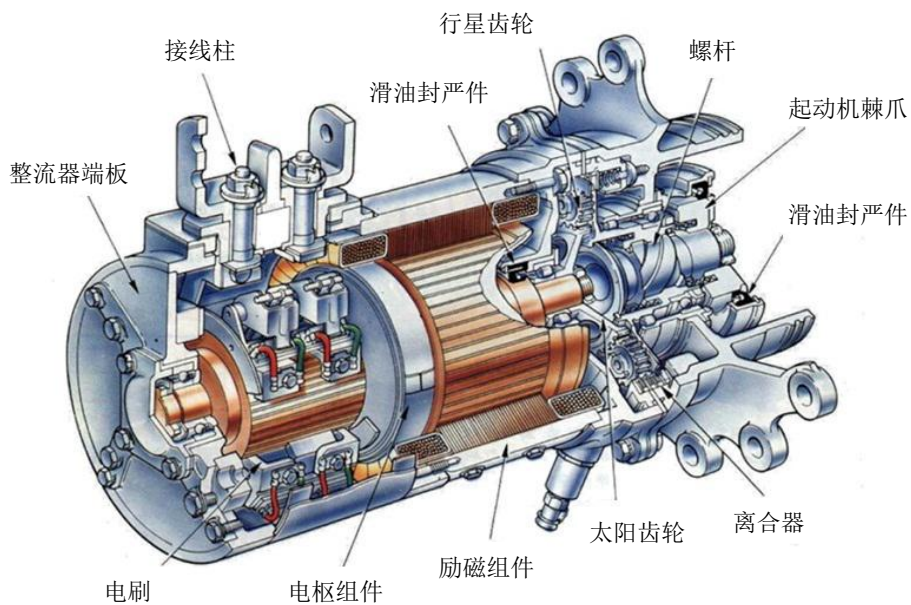


图 13-4 电动起动机

4. 空气冲击式起动

冲击式起动是指某些涡轮发动机不装起动机，但使用空气冲击涡轮叶片作为起动发动机的手段，如图 13-6 所示。空气冲击起动比通常的起动系统方法简单，并可以大大节省重量。连接外部的高压空气供给到发动机直接地冲击发动机涡轮以转动它直到自维持转速。

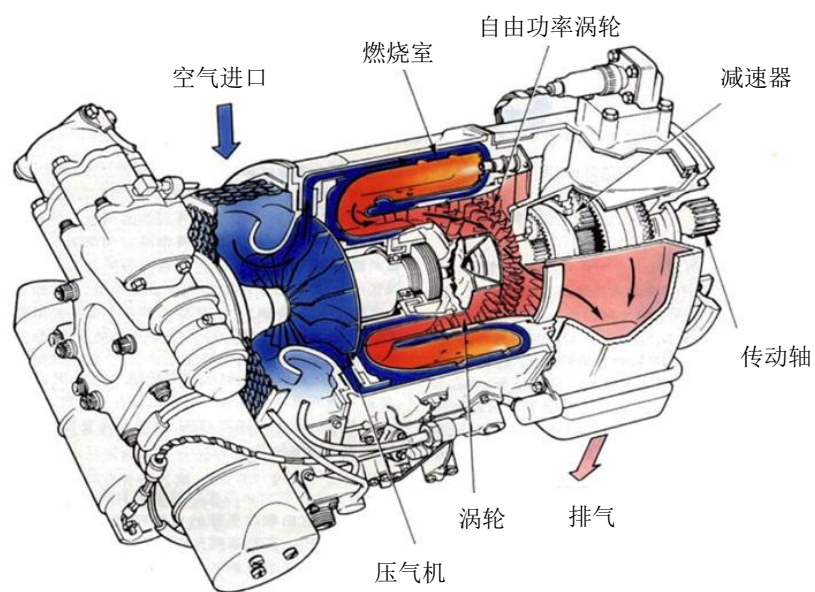


图 13-5 燃气涡轮起动机

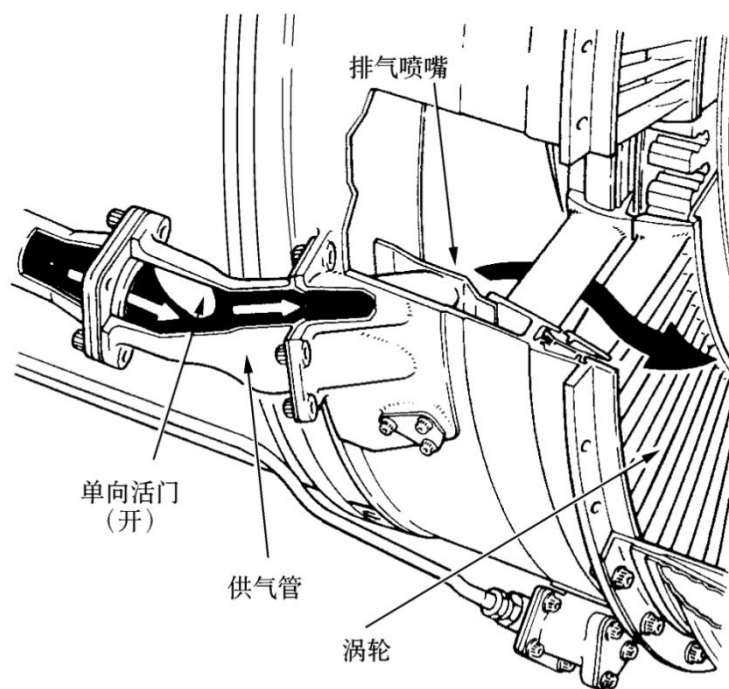


图 13-6 空气冲击式起动

13.1.2 起动程序

起动过程：发动机从静止状态到慢车转速的过程称为起动过程，双转子涡轮风扇发动机的起动过程，如图 13-7 所示。

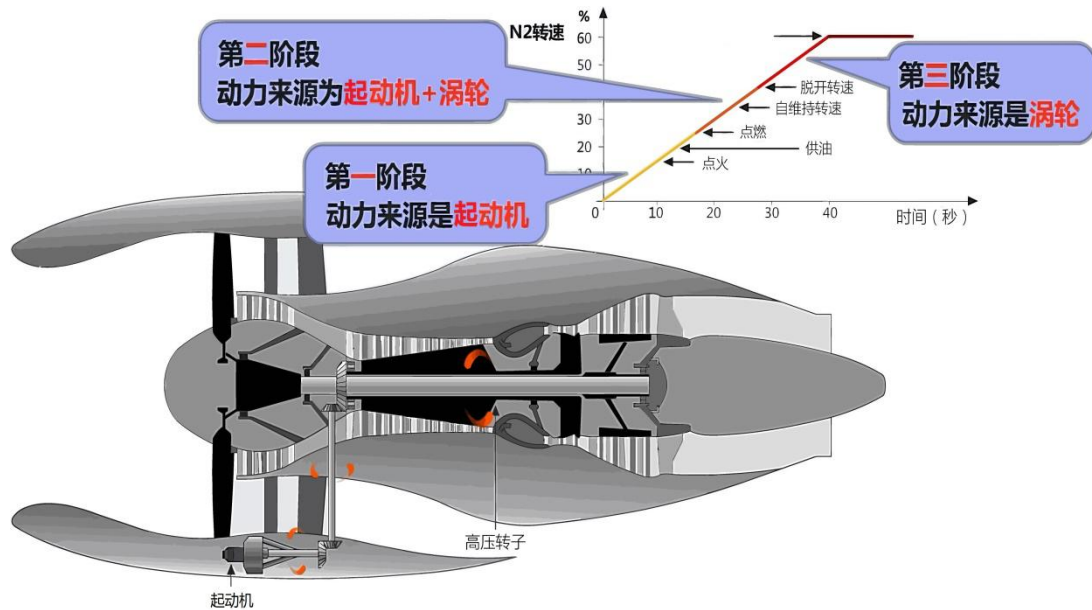


图 13-7 涡扇发动机的起动

根据起动过程中带转发动机转子加速的动力来源不同，起动过程可分为三个阶段：

1. 从起动机工作到燃烧室点火喷油

（起动电门接通），驱动力来自起动机，由起动机单独带动发动机转子加速。发动机转子的转速变化为：从 0 到点火转速 n_1 。当 n 等于点火转速时，（停车/起动手柄移动到起动位），系统点火，供油燃烧，涡轮开始发出功率。

2. 从燃烧室点燃到起动机脱离

驱动力来自起动机和涡轮转子，起动机和涡轮转子共同带动发动机转子加速。发动机转子的转速变化为：从点火转速 n_1 到脱离转速 n_3 。自维持转速 n_2 ：涡轮转子力矩等于发动机阻力力矩时的转速叫自维持转速。

3. 从起动机脱离自行加速到慢车转速

驱动力来自涡轮转子，由涡轮转子单独带动发动机转子加速。发动机转子的转速变化为：从脱离转速 n_3 到慢车转速。这一阶段，起动机和点火电嘴都停止工作。慢车转速：发动机能稳定工作的最低转速叫慢车转速。

13.2 点火系统

燃气涡轮发动机的点火系统，在发动机起动过程中，只工作很短一段时间。点火系统除了在地面起动，空中再起动时工作外，在起飞，着陆以及恶劣天气时也要工作，而且当探测到压气机喘振，为防止熄火，能自动提供高能高值的能量到两个点火电嘴。

13.2.1 点火系统的组成

燃气涡轮发动机的点火系统是双套的，由电源、点火激励器、高能导线、点火电嘴以及相应的冷却系统组成，如图 13-8 所示。

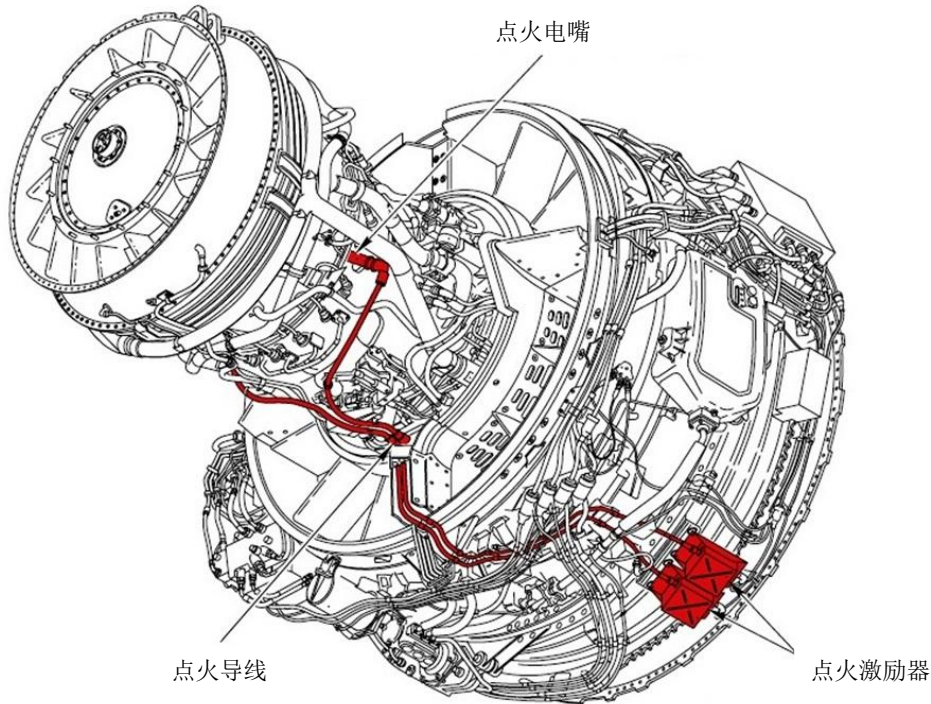


图 13-8 典型发动机点火系统的组成

13.2.2 点火激励器

点火激励器分为高能和低能两种，点火能量以焦耳(J)计算，设计中可以按实际需要选择。高能点火激励器输出能量较高(如 12J)，它能够保证发动机获得满意的再点火能力。然而，在某些飞行条件下，譬如结冰或在大雨和雪中条件下起飞，需要点火系统连续工作，以预防发动机燃烧室熄火，这时选择低能(如 3~6J)点火激励器较为有利，因为它可以延长点火电嘴和点火激励器的寿命。因此，为了适应发动机所有工作条件，有的发动机上的点火激励器使用高能、低能组合方式。

点火激励器的输入电源有直流电和交流电两种。

1. 直流点火装置

直流点火装置分为断续器式的点火装置和晶体管式点火装置。直流点火装置使用 24V~28V 的直流电源。

典型的直流断续器操作装置的工作原理，如图 13-9 所示。

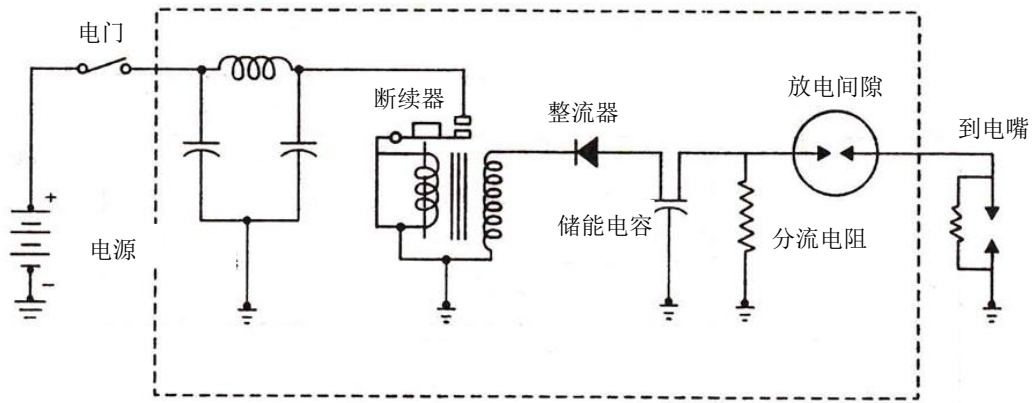


图 13-9 断续器式点火装置

它有一个感应线圈，由断续器机构操作，通过高压整流器给储能电容器充电。当电容器中的电压等于封严放电间隙的击穿值时，能量通过点火电嘴端面释放。装置中扼流圈以延长放电时间，还装有一个放电电阻用以保证在系统断开 1 分钟内把电容器贮存的能量释放掉。点火装置中安全电阻使装置安全工作，即使当高压导线断开和绝缘时也能安全工作。

晶体管式点火装置，如图 13-10 所示，由晶体管取代断续器。它的优点：因为没有运动部件，所以寿命长，尺寸减少，重量减轻。

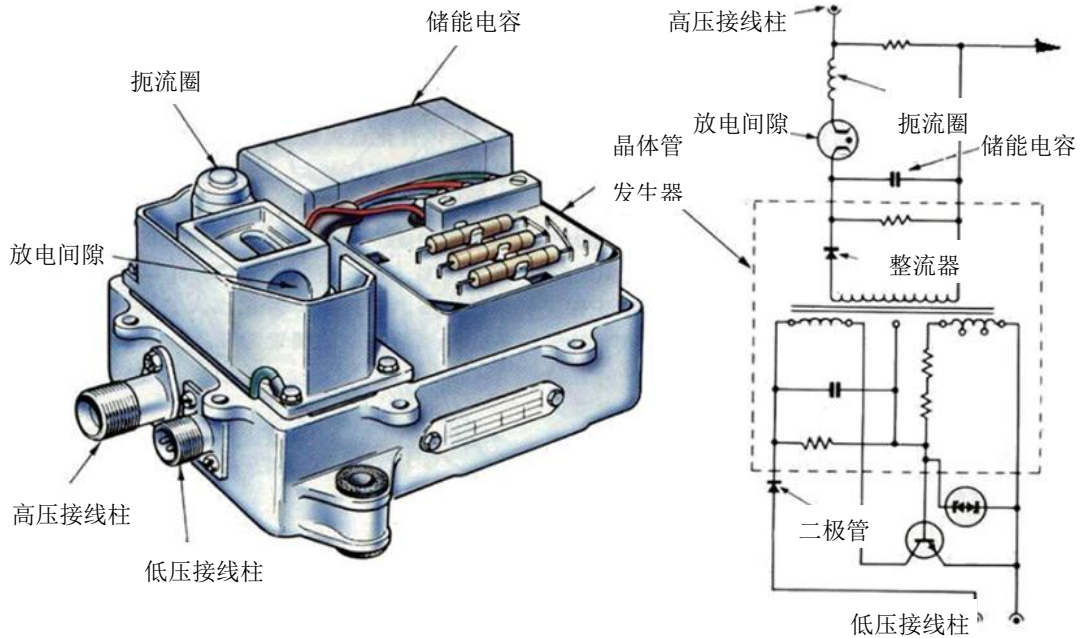


图 13-10 晶体管式点火装置

2. 交流点火装置

高压交流点火系统，如图 13-11 所示，该系统由交流电源提供 115 伏，400 赫兹交流电，

由变压器、整流器、储能电容、放电间隙、扼流圈、放电电阻、安全电阻和点火电嘴组成。

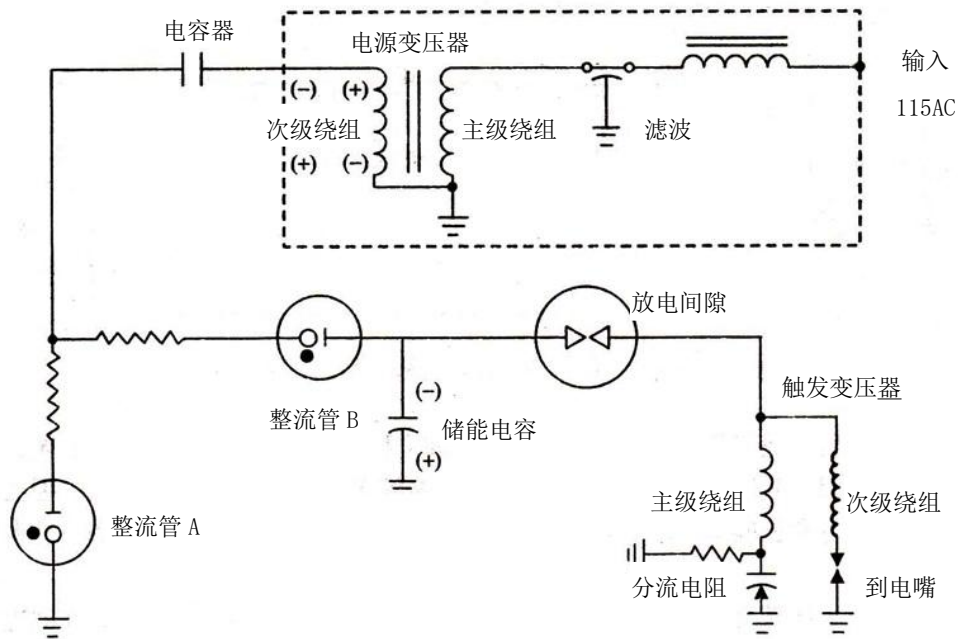


图 13-11 交流点火装置

它的工作情形如下：通电→经变压器产生高压交流电→整流器整流→储能电容充电→能击穿放电间隙→储能电容器储存的能量→向点火电嘴供电→在点火电嘴放电表面上发生强烈的闪光放电→产生火花→点燃混合气。

13.2.3 点火导线

高能点火导线用于携带断续的高压输出从点火激励器到相应的点火电嘴。一个绝缘芯装在软金属屏蔽内和终止在每端的弹簧作用的触点。端接头通常包括自锁连接螺帽。

有些点火导线从初始端到末端都采用同样的结构，而有些点火导线设计时被分为两段：一段位于温度较低的区域，被称为冷段；另一段则位于环境温度相对较高的区域，被称为热段。冷段和热段分别有不同的结构。为延长点火导线的寿命并提高点火可靠性，热段点火导线周围通有冷却空气，用于冷却。某些发动机点火导线的冷却空气从低压压机出口引出，然后沿着导线内的流道流向点火电嘴，最终从点火导线与点火电嘴连接处流出，从而对点火电嘴也进行了冷却，如图 13-12 所示。

13.2.4 点火电嘴

点火电嘴有两种基本类型：即收缩或约束空气间隙式以及分路表面放电式，如图 13-13 所示。(a) 为分路表面放电式，点火电嘴有一个绝缘的端头，它由半导体雷管构成，允许自

中央的高压电极向壳体漏电，使得雷管表面电离，为储存在电容器中的电能提供一条低电阻通路。放电采取从电极到壳体高电压跳火的形式。(b)为收缩或约束空气间隙式，其火花要击穿电极和壳体之间间隙处的空气，所需的电压高，高的电压要求整个线路具有非常好的绝缘。为了减少点火电嘴头部的温度，有的电嘴采用冷却空气冷却，以增加使用寿命。

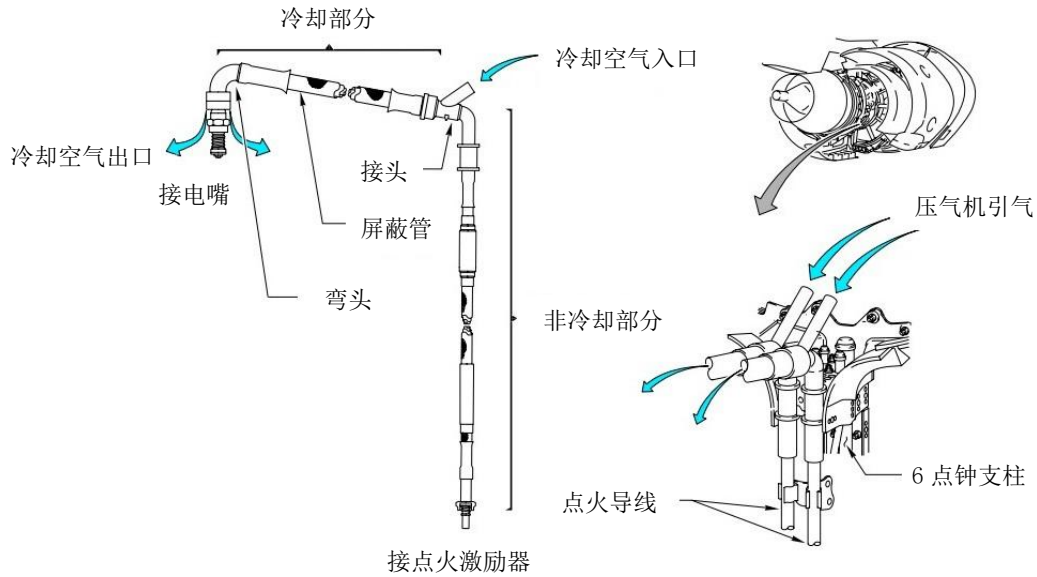


图 13-12 点火导线的冷却

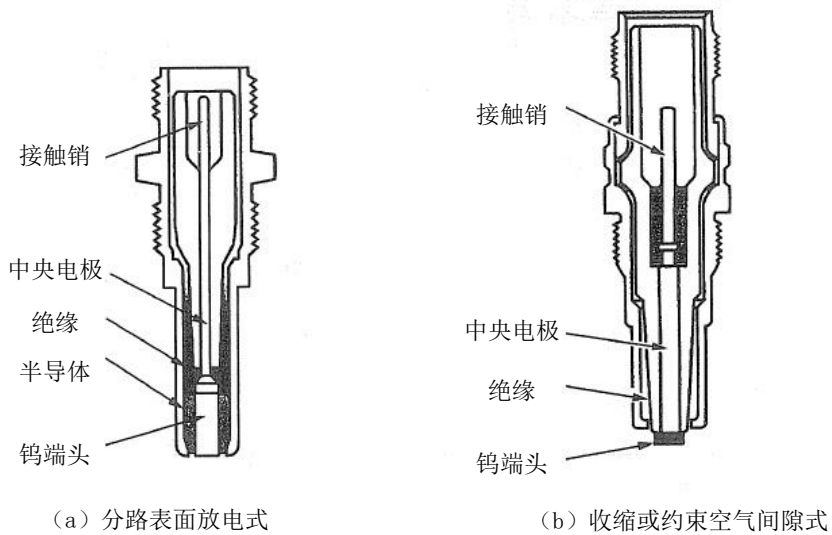


图 13-13 典型的点火电嘴

13.3 典型发动机起动点火系统维护介绍

13.3.1 典型发动机起动点火系统的部件识别

1. 典型发动机起动系统部件

典型发动机的起动机和起动活门如图 13-14 所示。

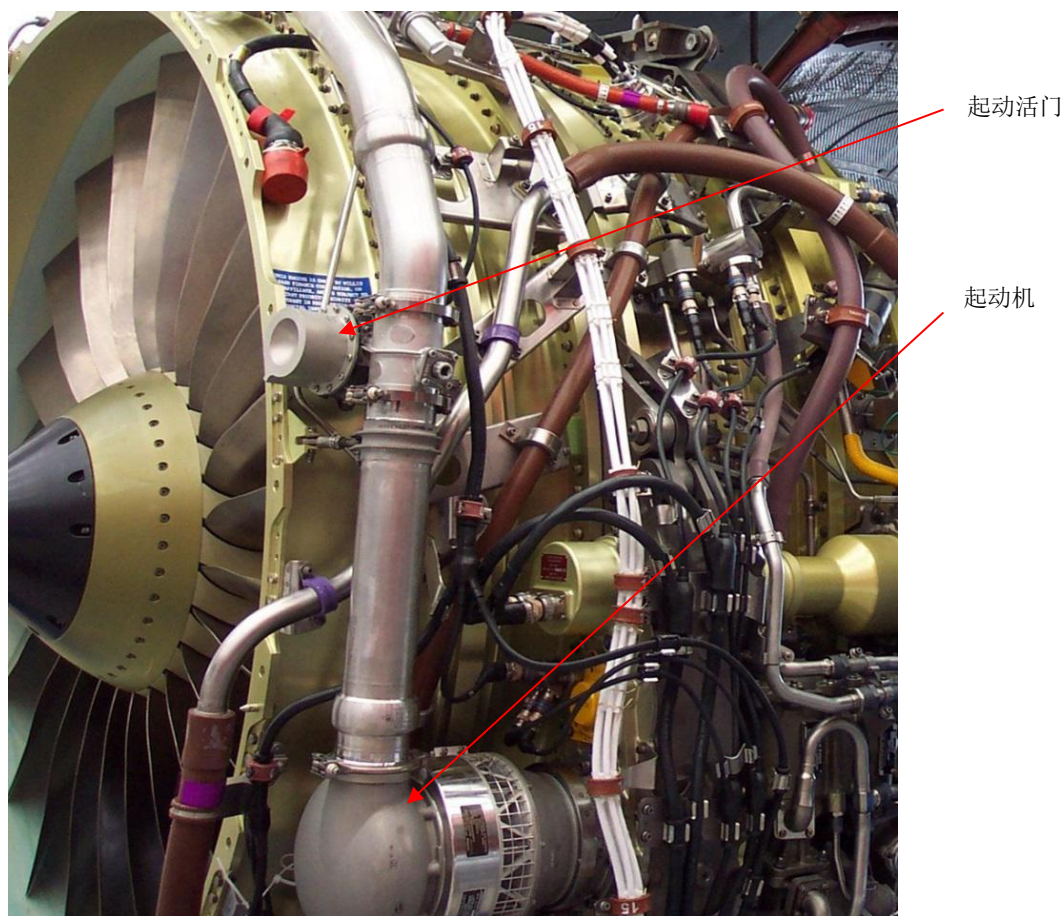


图 13-14 起动机和起动活门

2. 典型发动机点火系统部件

典型发动机的点火激励器、点火导线和点火电嘴如图 13-15 所示。

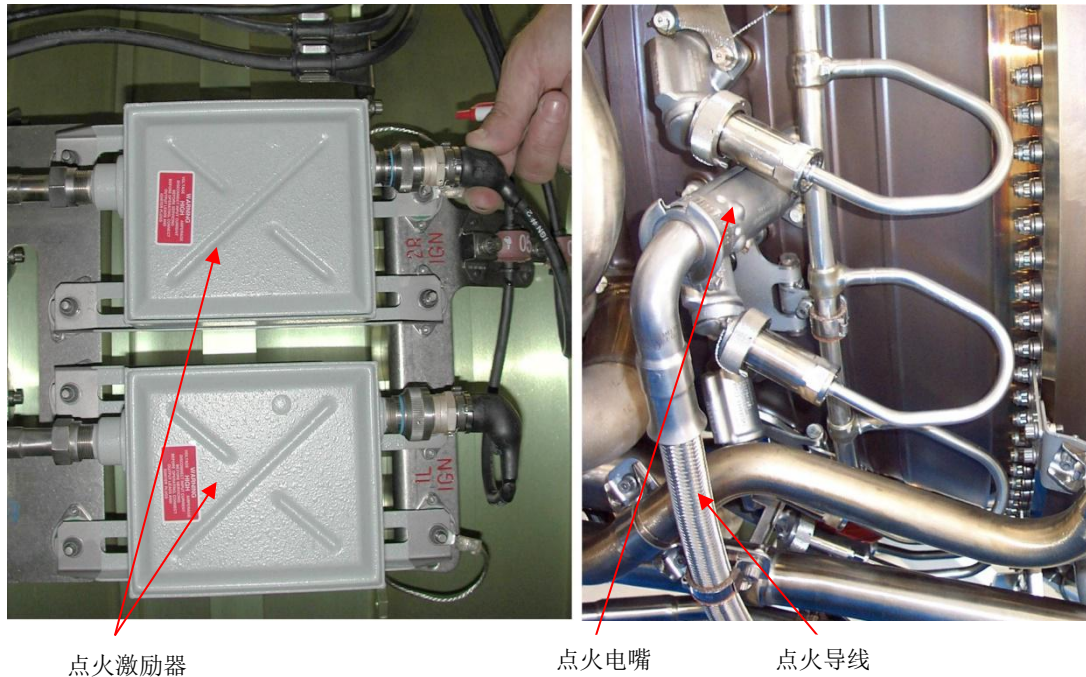


图 13-15 点火激励器、点火导线和点火电嘴

13.3.2 典型发动机起动点火系统的常见维护及安全注意事项

1. 系统维护安全注意事项

1) 起动系统维护的注意事项

在对起动和维护时必须严格按照飞机维护手册相关程序来进行。在起动活门上下游没有足够气压差的情况下禁止强行超控以避免损坏活门。在安装起动机时，要注意起动机内部的润滑。对于与发动机采用同一润滑系统的起动机，初次安装后需在起动发动机之前向起动机加一定量的滑油，以保证起动发动机时起动机具有良好的润滑。

在使用起动机对发动机进行多次冷转时需注意起动机的使用限制，同时还需注意啮合起动机允许的最大发动机转速。

2) 点火系统维护的注意事项

由于发动机点火系统具有较高的电压，为保证安全，对点火系统的维护需在发动机停车一定时间之后才能进行。

在安装点火导线前，应检查导线是否有擦伤，陶瓷绝缘衬套是否有裂纹或其它损伤，同时需检查导线上的硅胶封严避免水气进入触点导致短路。为了让电火导线与点火电嘴可靠接触，可采用专门的工具对二者的接触部位进行打磨。

在安装点火电嘴时，必须严格按照安装程序来进行，在安装螺纹上需涂抹一定量的防咬剂，避免下次拆卸困难。需要注意的是与点火导线相联接的螺纹上不能涂抹。在有些发动机上安装完后还要求检查点火电嘴的安装深度，这对于保证可靠点火以及点火电嘴的寿命都是

非常重要的。点火电嘴需定期检查，有些厂家还建议定期更换点火电嘴。

2. 发动机起动的注意事项

1) 起动发动机前，必须确保地面危险区域无人员和设备，以防止发动机工作时对人员造成伤害和对设备造成损坏。飞机的机型不同，但发动机起动前的检查基本是一致的。

2) 发动机的外部检查是飞机飞行前检查项目的一部分，有关发动机的检查内容有：发动机进气道有无异物，风扇叶片有无裂纹，发动机有无任何渗油痕迹，发动机喷管内有无异物，发动机前方区域是否清洁等。

3) 驾驶舱的准备：机长和副驾驶按照规定完成驾驶舱的准备项目，完成飞机各系统的测试及状态设置，完成好飞机的导航、通信参数设置，在机组收到塔台离场许可后，完成发动机起动前项目，检查气源压力，打开飞机防撞灯电门，最后完成发动机起动前检查单的内容。

13.3.3 发动机的起动、关车和冷转

1. 发动机的起动和关车操纵

飞机的机型不同，发动机的起动和关车操纵会有所差别。下面以空客 A320 飞机发动机的起动（见图 13-16）为例，说明发动机起动和关车操纵。

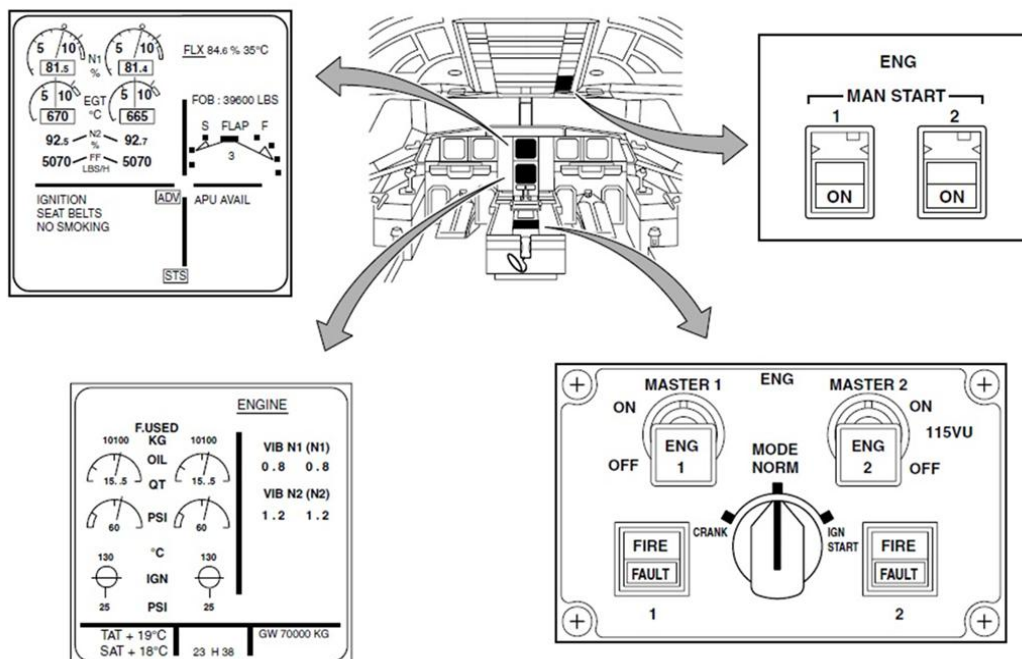


图 13-16 A320 飞机发动机起动

空客 A320 飞机发动机的起动可以分为自动起动和人工起动两种模式。

1) 在自动起动时：

—模式选择为 IGN START 位；

-- 起动电门置于 ON 位, ECS 引气关断, 起动活门和燃油低压活门打开, N2 值开始上升;
-- 当 N2 上升到 16% 时, 电子控制组件控制点火激励器 A 开始点火;
-- 当 N2 上升到 22% 时, 燃油计量活门和燃油高压关断活门打开, 此时燃油喷嘴给燃烧室供油;

-- 当 N2 上升到 50% 后, 起动活门关闭, 点火激励器停止工作, 起动完成 30 秒后, ECS 引气接通。

2) 发动机人工起动, 人工起动过程的控制和自动起动过程不大相同:

-- 方式选择在 IGN START 位;

-- 人工起动按钮接通, MAN START ON, 起动活门打开, N2 开始上升;

-- 当 N2 上升到 20% 以上后, 起动电门置于 ON 位, 燃油低压活门和燃油高压关断活门同时打开, 点火激励器开始点火;

-- N2 上升到 50% 后, 起动活门关闭, 点火激励器停止工作, 起动完成 30 秒后, ECS 引气接通。

3) 关车操纵时, 将发动机起动电门置于 OFF 即可。

2. 发动机冷转

发动机冷转是指不点燃发动机内的油气混合气, 由起动机带动发动机转子转动的过程。在整个冷转过程中, 点火系统被切断, 燃烧室处于“冷状态”。发动机冷转有干冷转和湿冷转两种形式。

1) 干冷转是在冷转过程中不向燃烧室输送燃油。干冷转常用于排除积油、积液、冷却发动机, 以保证发动机能正常起动。

2) 湿冷转是在 N2 至少达到 20% 时短时间向燃烧室输送燃油。湿冷转常用于检查燃油系统的工作, 以下情况要进行湿冷转: 更换燃油调节器后; 排除燃油调节器的故障后; 燃油系统放气后; 新的发动机启封后。

13.3.4 起动常见故障

发动机起动过程中要密切注意防止不能正常点火、热起动或起动超温、起动转速悬挂、起动机不能自动脱开以及发动机的参数摆动、喘振、振动过大等故障。其中不能正常点火、起动过热与起动转速悬挂是最为常见的故障。

1) 不能正常点火是在向发动机燃烧室供给燃油后, 油气混合气没有被正常点燃, 直接表现为发动机排气温度或者转速指示不增加, 表明发动机未点燃, 应该终止起动。而某些发动机则通过冷转排出燃烧室的残留燃油后, 可接通该发动机的点火电门, 检查点火电嘴的点火情况, 如果点火正常, 可再次起动。否则, 应该排除点火故障后再起动。

2) 热起动: 在起动过程中, 发动机排气温度 EGT 上升较快有超温的趋势。起动超温: 在

起动过程中，EGT 上升很快，而且超过了规定的最大允许限制值。这时应立即停车，检查故障原因并排除。热起动和起动超温一般是由于油气比过富而造成的。燃油调节器故障、结冰或压气机前部有障碍物都可能造成油气比不正常。

3) 起动转速悬挂是起动过程中转速停滞在某一较低转速而不能进一步加速到慢车转速。起动悬挂分为冷悬挂和冷悬挂。大气温度较低时，大气密度较高，发动机空气流量增大，压气机消耗功率也较大，同时大气温度低会使滑油变稠，摩擦力矩也随之增大。在起动机功率不变的条件下，起动过程第一、二阶段的剩余功率将会减少，起动的可靠程度变差，有时会出现现在起动过程的某个转速下，剩余功率等于零而停止加速从而造成“冷悬挂”。大气温度过高或在高原机场的情况下，空气密度低，发动机空气质量流量较小，起动过程中容易形成混合气富油，涡轮前温度较高，可能引起压气机进入气动不稳定状态，结果出现涡轮前温度高而转速停止增加，该现象则被称为“热悬挂”。

第14章 发动机操纵系统

14.1 操纵系统概述

发动机操纵系统，用于发动机的起动操纵、前向推力和反向推力的操纵。典型发动机的操纵系统分成三个子系统：起动操纵系统、前推力操纵系统和反推力操纵系统，如图14-1所示。

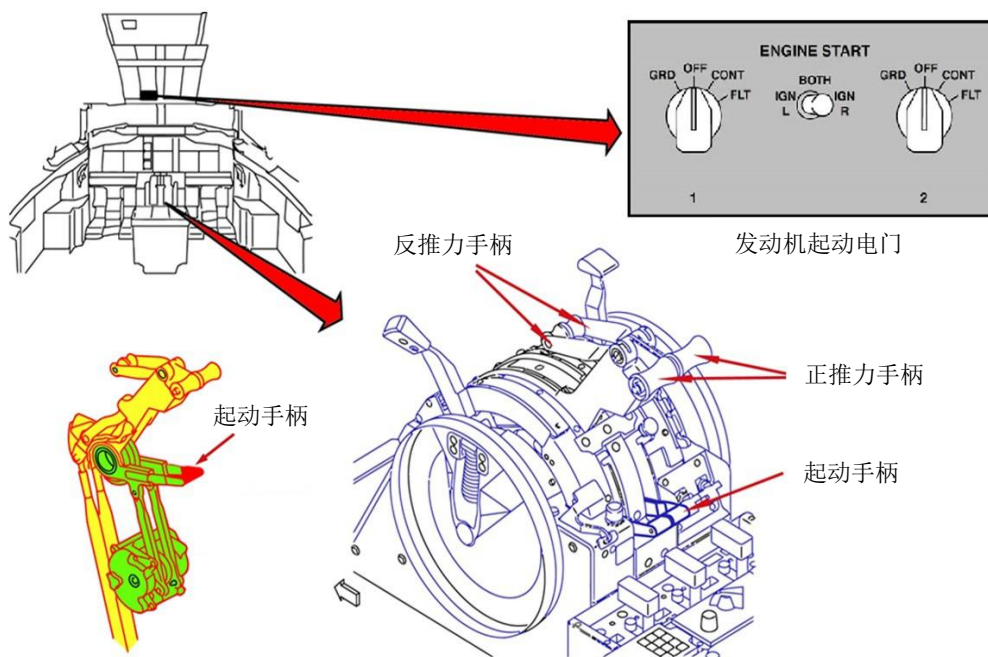


图14-1 典型发动机操纵系统

起动手柄：通过电门控制发动机燃油系统、点火系统工作。**正推力手柄：**控制发动机慢车到最大状态之间的推力。使用反推时，操纵反推力手柄。反推力手柄拉起，给出信号使反推装置展开。反推力手柄推下，反推装置收起，恢复前向推力。正推力手柄和反推力手柄是绞接在一起的，一个锁定机构防止正推力手柄和反推力手柄的同时作动。每个杆能够运动的能力取决于另一个杆的位置。如果正推力手柄在慢车位，反推力手柄离开 OFF 位的话，推力手柄不能向前推来增加前推力；如果反推力手柄在 OFF 位，正推力手柄离开慢车位，那么，反推力手柄提不起来。当反推力手柄拉起时，发动机的转速将增加。

严格说来，飞机驾驶员并不直接操纵发动机，而是通过一个中介—燃油控制器实行。驾驶舱推力手柄的位置不同，燃油控制器控制发动机产生相应的推力。燃油控制器感受一些变量并供给足够的燃油流量到燃烧室，使发动机产生飞机所需要的推力。当然，供给的燃油流

量不允许超出发动机的工作限制。涡轮喷气、涡轮风扇和涡轮螺桨发动机在燃油控制器上有控制杆（功率杆）连到飞机驾驶舱的油门杆或推力手柄。

14.2 操纵系统的类型

驾驶员起动运转发动机和停车的命令，正向推力和反推力的要求，从驾驶舱通过操纵系统传到位于发动机附件齿轮箱上的燃油控制器。发动机的操纵可由机械式或者电子式实现。

14.2.1 机械式操纵系统

机械信号的传送：各控制杆→操纵台下的各自的鼓轮→传动钢索→钢索保险→机翼前缘的推力控制鼓轮、起动控制鼓轮→推拉钢索→燃油控制器上相应的杆。

1. 起动操纵系统

起动操纵系统包括起动手柄组件、起动操纵鼓轮及操纵钢索、推拉钢索。在中央操纵台上有二个起动手柄，分别用于两台发动机的起动。起动操纵系统可在发动机起动过程中接通点火系统并打开燃油关断活门。起动手柄有两个位置：“停车”位和“慢车”位。手柄内部有弹簧加载的定位装置，拉出起动手柄扳动到“慢车”或“停车”位，弹簧加载的定位装置可使手柄保持在相应的位置，如图 14-2 所示。

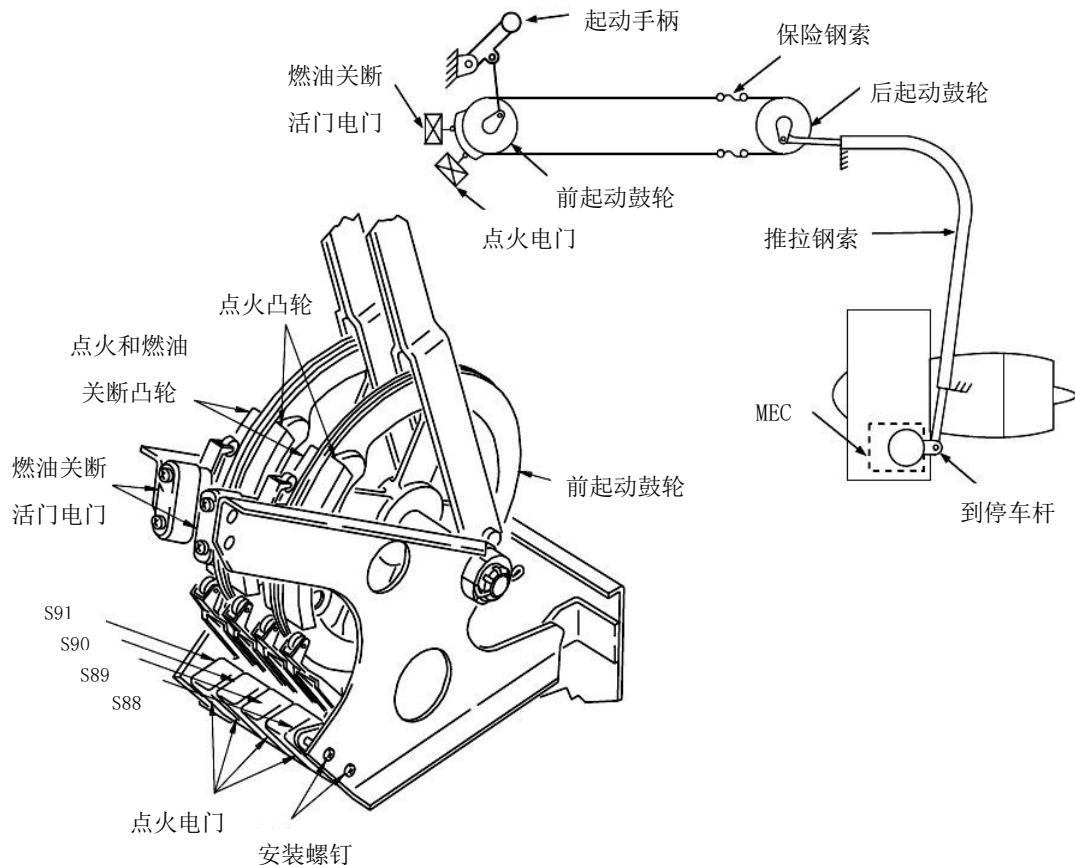


图 14-2 机械式起动操纵系统

在发动机起动过程中，扳动起动手柄从“停车”位到“慢车”位，导致中央操纵台上起动手柄带动起动手柄的机械信号→前起动鼓轮→钢索→后起动鼓轮→推拉钢索→发动机主控制器 MEC（Main Engine Controller）上的“停车杆”。MEC 上的“停车杆”带动 MEC 内部的停车活门到达“运转”位，打开增压活门，此时燃油供往发动机。

在发动机停车时，将正推力手柄收回到“慢车”位，操纵起动手柄到“停车”位，点火系统断电，并关闭了大翼上的燃油关断活门和 MEC 内的燃油关断活门，切断了供往发动机的燃油。

2. 推力操纵系统

前推力操纵系统包括：①正推力手柄；②推力操纵鼓轮；③推拉钢索。前推力操纵系统通过调节发动机燃油流量以控制前推力。

反推力操纵系统包括：①反推力手柄；②推力操纵鼓轮；③推拉钢索。反推力操纵系统通过调节发动机燃油流量以控制反推力的大小，但与前推力操纵系统不同的是，反推力操纵系统还要操纵反推装置（移动套筒）。

推力手柄机械传动路径是：推力手柄→前推力鼓轮→1/32 英寸钢索→1/16 英寸保险钢索→后推力鼓轮→齿轮齿条机构→推力操纵推拉钢索→齿轮齿条机构→MEC 功率杆，如图 14-3

所示。

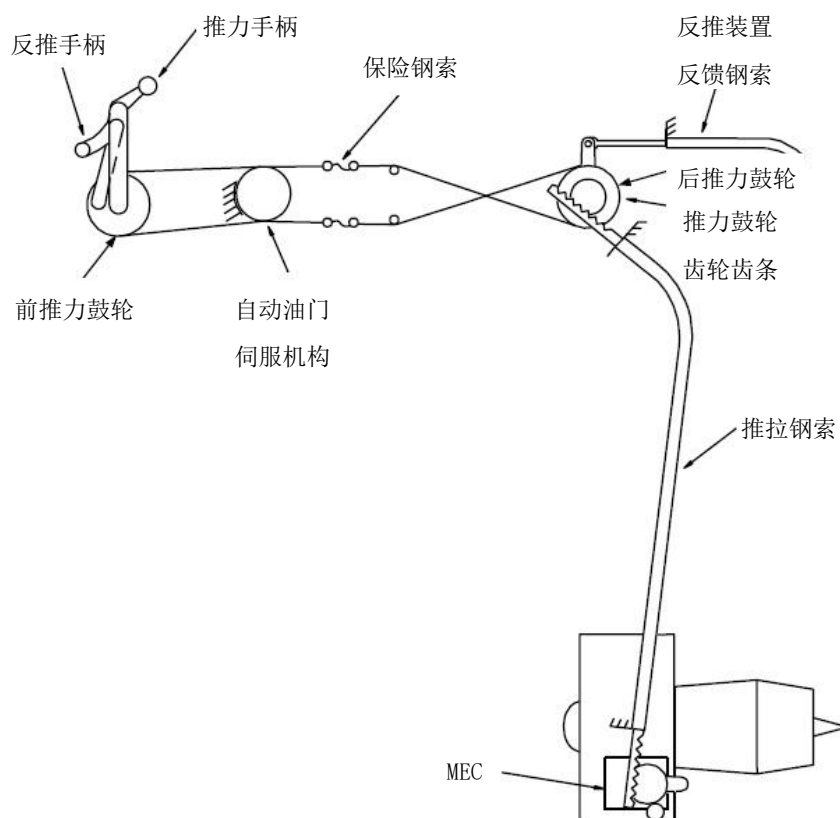


图 14-3 机械式推力操纵系统

14.2.2 电子式操纵系统

电子式操纵系统一般由推力手柄组件、推力手柄角度解算器、发动机起动电门或起动手柄等部件组成（见图 14-1 和图 14-4）。

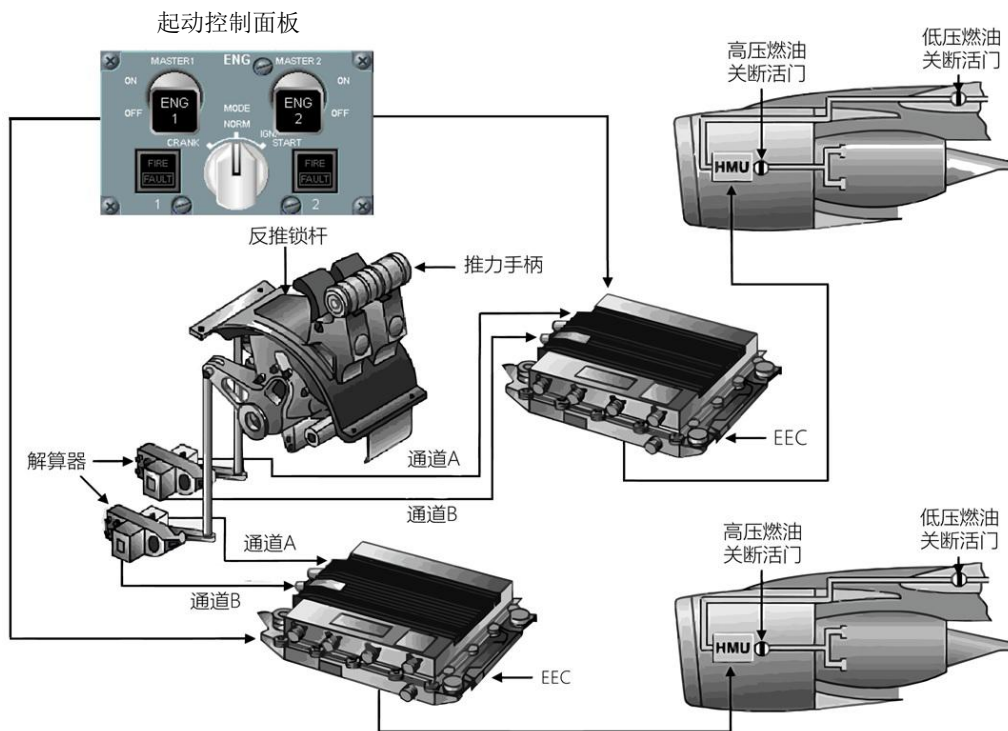


图 14-4 电子式发动机操纵系统

在使用电子控制的发动机上，驾驶员移动推力手柄的位置，首先通过位于驾驶舱地板下面的解算器，解算器将推力手柄角度转换成电信号，送到电子控制器 EEC (Electronic Engine Controller)。EEC 再根据驾驶员的推力要求及其他参数计算并发出控制指令，送到燃油计量装置。通过燃油计量活门控制供给发动机的燃油流量，保证飞机需要的推力。

14.2.3 前推力和反推力的操纵

驾驶舱内有两个正推力手柄，每台发动机对应一个正推力手柄。正推力手柄位于驾驶舱内中央操纵台上。推力手柄提供输入信号到 MEC 的功率杆，通过控制供给发动机的燃油流量，控制发动机推力。正推力手柄可在“慢车”和“最大前推力”之间扳动。前推正推力手柄（推油门），供往发动机的燃油流量增加，发动机转速增加；后拉正推力手柄（收油门），供往发动机的燃油流量减小，发动机转速减小。

反推力操纵系统采用与前推力操纵系统相同的传动机构和传递路径，只有在正推力手柄收回到“慢车”位时才能作动反推力手柄。以左发为例，推力手柄和反推力手柄的工作过程（见图 14-5）如下：

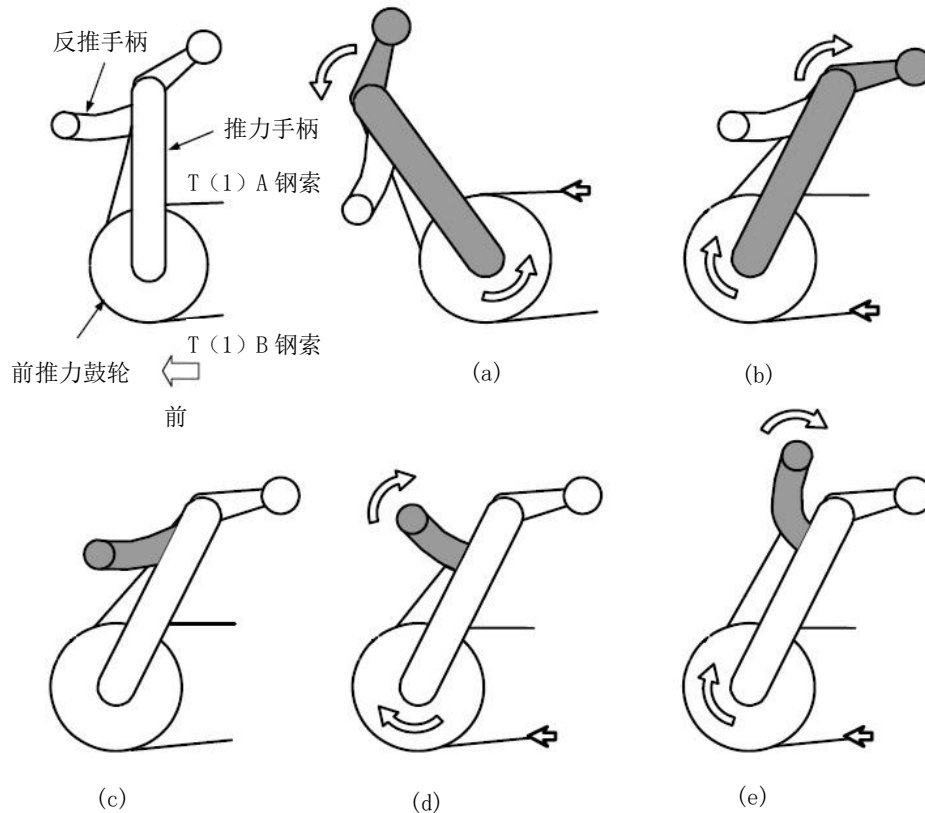


图 14-5 推力手柄

(a) 从“慢车”位前推正推力手柄到“最大前推力”位。前推力鼓轮逆时针方向转动，T(1) A 钢索被拉紧，增加前推力到“最大前推力”状态。

(b) 后拉正推力手柄到“慢车”位。前推力鼓轮顺时针转动，T(1) B 钢索被拉紧，减小前推力到“慢车”状态。

(c) 正推力手柄收回到“慢车”位，反推力手柄在“收进”位，“反推移动套筒”在“收进”位。

(d) 在正推力手柄收回到“慢车”的情况下，向后提起反推力手柄到极限位置（“展开”位）。“反推移动套筒”向后“展开”，此时发动机仍工作于“慢车”状态。

(e) 当“反推移动套筒”完全“展开”后，可继续向后提起反推力手柄，到最大反推力位置，发动机工作于“最大反推力状态”。

联锁机构（见图 14-6）可防止同时操纵前推力和反推力，确保获得可靠的前推力或反推力。在正、反推力手柄之间的手柄联锁机构实际上是一个铆接在正推力手柄上的棘爪。

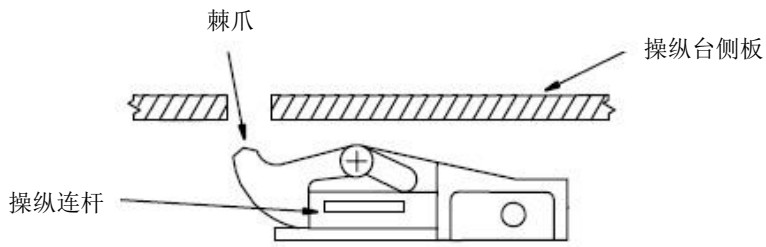
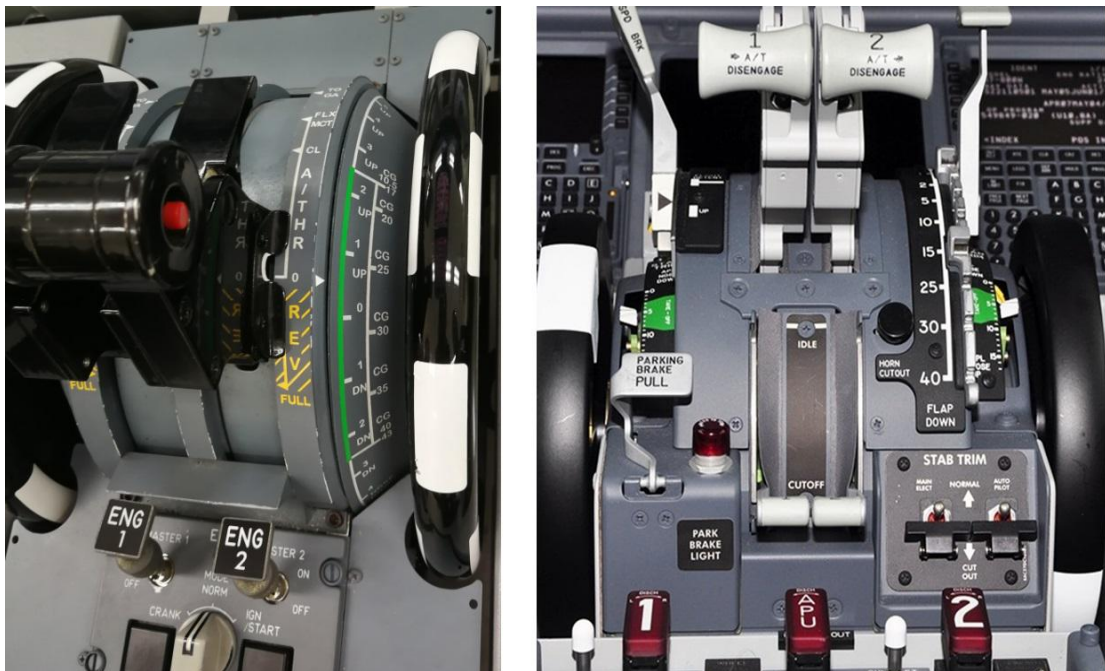


图 14-6 联锁机构

14.3 典型发动机操纵系统维护介绍

14.3.1 典型发动机操纵系统的部件识别

波音系列飞机和空客系列飞机在操纵台结构上有一定的差异。空客飞机推力手柄能够从最大前推力移动到最大反推力，而波音飞机的推力手柄是由慢车到最大前推力，但反推操纵依靠铰接在推力手柄上的反推手柄实现，如图 14-7 所示。



(a) A320 飞机推力手柄

(b) B737 飞机驾驶舱操纵台

图 14-7 空客和波音飞机操纵台

典型发动机的推力连杆、解算器、制动组件，如图 14-8 所示。

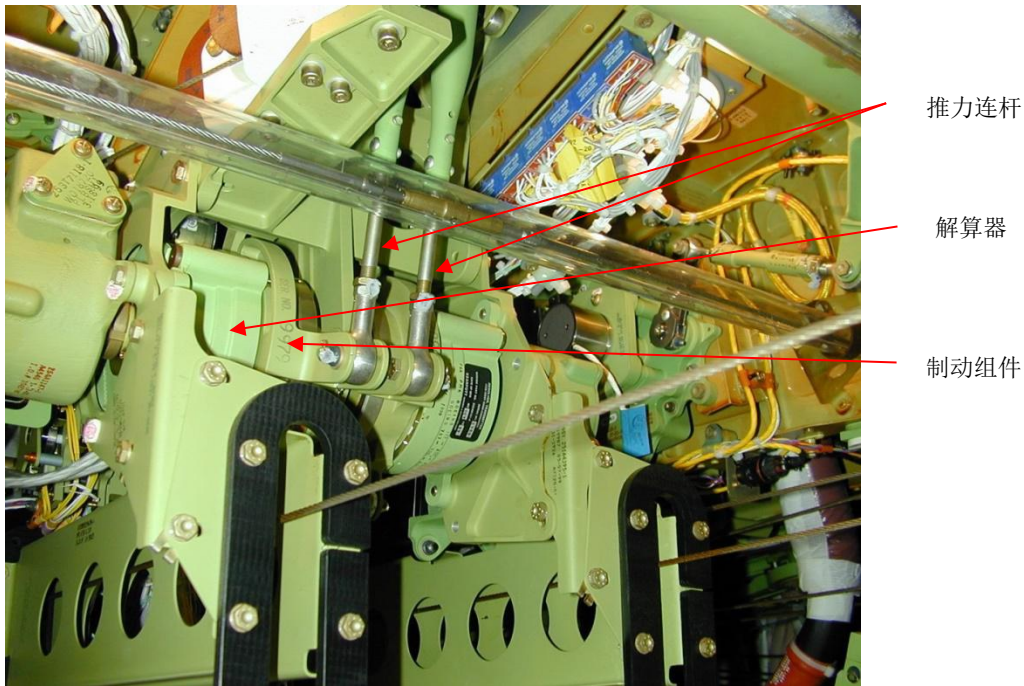


图 14-8 推力连杆、解算器、制动组件

14.3.2 典型发动机操纵系统的常见维护及安全注意事项

发动机操纵系统的维护工作主要有：油门杆手柄及机械部件的校装或更换、起动手柄电门组件的清洁或更换等。

发动机操纵系统的部件相对较少、结构简单、故障率较低。实际工作中可能会遇到的故障是起动手柄电门组件中个别电门接触不良，国内机队也确实遇到过因该电门组件中的个别电门接触不良导致发动机起动不成功或出现过相关的故障指示信息。原因主要是由于该部件不易接近长期灰尘累积得不到清洁所致，通常在清洁或更换电门组件后可排除故障。另外一个故障率较高的部件是油门杆带动的自动油门电门组件，该组件里有 9 个电门，油门杆在不同的位置接通不同的电门给相关系统提供油门杆位置信息。由于油门杆移动频繁，电门接触容易出问题，此故障多为间歇性故障。常见的故障现象有间歇性的反推灯亮、间歇性自动刹车解除预位灯亮、自动减速板间歇性无法自动升起等，解决此类故障一般的方法是清洁或更换该电门组件。

由于发动机操纵系统的部件大多安装在前设备舱顶部，该位置在驾驶舱的地板之下，空间狭小部件密集。维护时应该小心谨慎，否则可能导致人员受伤或者损坏飞机部件。拆换部件时，需要注意保护紧固件或工具，不能让其掉落，否则将极难寻找。

第15章 发动机空气系统

发动机内部空气系统是指对发动机推力的产生无直接影响的空气流系统。为了保证发动机能够安全有效地工作，该系统具有几项很重要的功能。这些功能主要包括：发动机的内部和外部部件以及附件装置的冷却，压气机防喘控制，涡轮间隙控制等。

15.1 发动机冷却系统

15.1.1 发动机内部冷却

发动机冷却系统分成内部冷却空气系统和外部冷却空气系统。内部冷却空气系统的任务是内部封严，压力平衡和内部冷却。所有的内部空气流均取自于内涵道气流。

压气机冷却空气用于控制压气机轴和盘的温度，既可以对其冷却，也可以对其加热。这样，就保证了温度的均匀分布，并通过控制热膨胀，其中对涡轮机匣进行冷却可以减小径向间隙，从而减小漏气损失，改善发动机经济性。典型的冷却和封严空气流如图15-1所示。

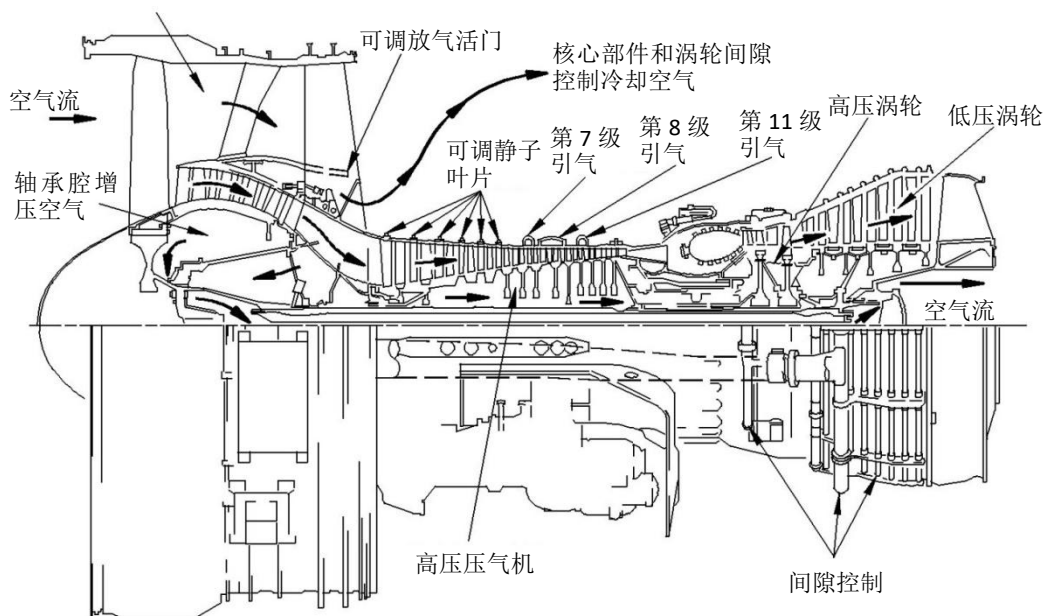


图 15-1 发动机内部空气流

在燃气涡轮发动机中，涡轮前燃气温度是一个非常重要的性能指标，因此发动机设计时尽量提高涡轮前燃气温度，但它受到涡轮叶片和导向器制造材料的限制。

在现代飞机发动机涡轮进口导向器或多级涡轮导向器和转子叶片的制造过程中采用特殊

工艺使其内部做成空腔，而表面有很多小孔与内部空腔相通，在叶片内部的空腔中引入压气机的空气对这些部件进行连续不断的冷却，冷却叶片后空气由叶片表面的密集小孔排出，在叶片表面形成一层保护气膜，从而将高温燃气与叶片本身分隔开，因此可以允许推动涡轮工作的燃气温度超过材料的熔点而不会造成叶片和导向器被烧坏。这种冷却方式被称为气膜冷却，是目前广泛采用的冷却方式。涡轮后几级由于燃气温度已经降低到材料能够承受的温度，为了降低制造成本通常被做成实心叶片。从涡轮叶片向涡轮盘的热传导也要求对轮盘加以冷却。涡轮转子叶片的冷却形式发展历程，如图 15-2 所示。

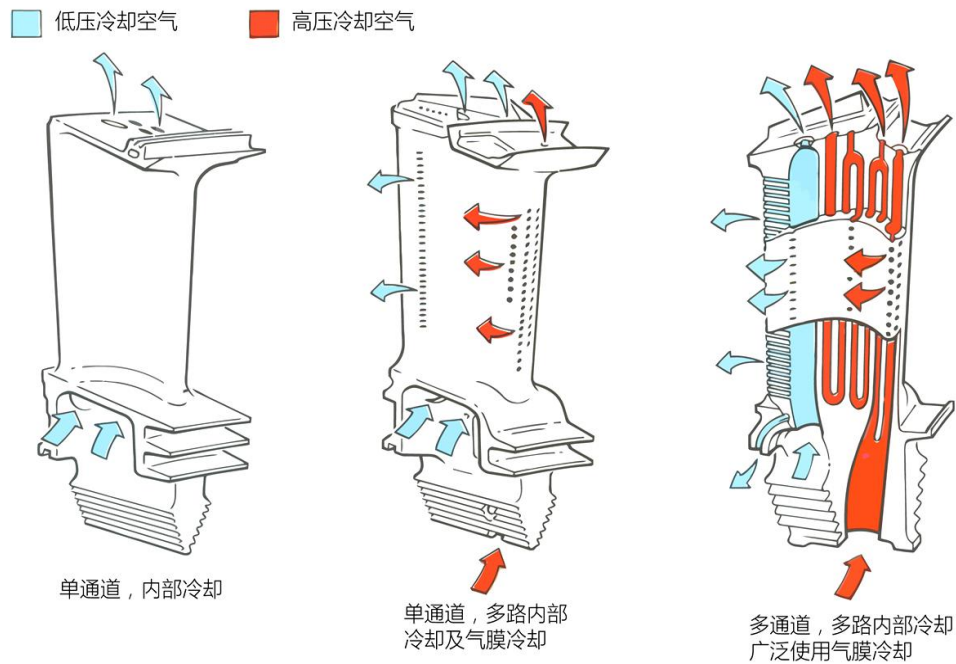


图 15-2 叶片冷却形式的发展历程

在燃气涡轮发动机设计阶段的一项重要考虑是：保证发动机的某些零件以及某些附件在特定情况下温度不会超标，从而不会危及发动机安全工作。需要空气冷却的主要区域是燃烧室和涡轮。燃烧室和涡轮的冷却在前面章节已经介绍过，本章不再重复。

15.1.2 发动机外部及附件冷却

涡轮风扇发动机整流罩与机匣之间的区域被分为两个部分：风扇舱和核心舱（见图 15-6）。外部冷却系统确保发动机风扇整流罩与风扇机匣之间区域的通气和核心舱所有发动机和飞机附件得到足够冷却，同时防止可燃气体在发动机舱内聚集。两个舱由隔框和防火密封隔开，每个舱分开冷却和通风。风扇舱由外部冲压空气冷却和通风，核心舱通常由风扇出口空气冷却和通风，采用对流进行冷却（见图 15-3）。

发动机的一些附件工作时会产生大量热量，例如给飞机提供电源的整体驱动发电机；有些附件工作时本身不产生热量，但位于发动机温度较高的部位（热端），因此这些附件常常也

需要冷却。当用空气进行冷却时，冷却气源可以是压气机引气或者从发动机整流罩引气口处引入的外界空气。此外，有的发动机点火导线也需要冷却，冷却气源可选用增压器(低压压气机)出口空气，具体内容将在点火系统中介绍。

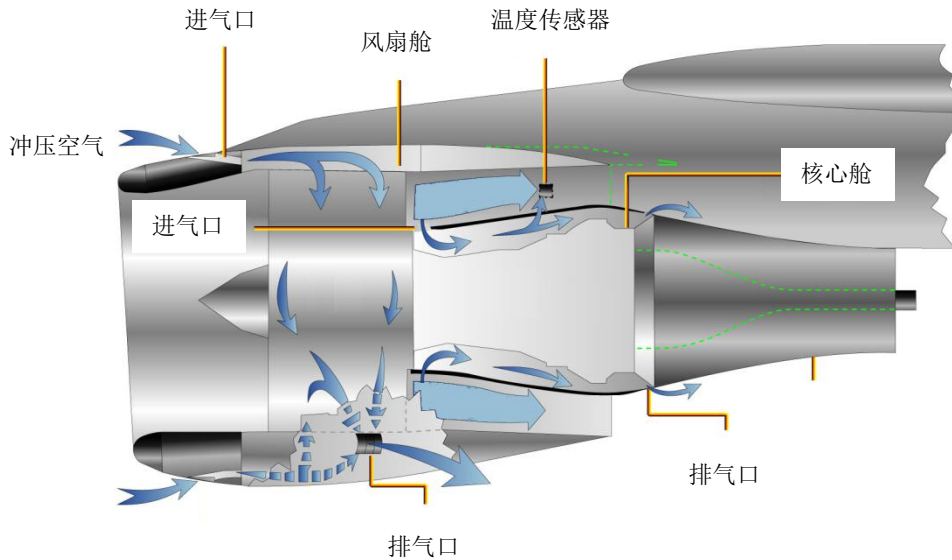


图 15-3 典型发动机的外部冷却

15.2 压气机气流控制

15.2.1 目的和方法

压气机空气流量控制又称可变几何通道控制，它采用压气机放气和静子叶片可调来实现，通过改变非设计状态下压气机速度三角形中绝对速度的轴向分量、绝对速度的切向分量和圆周速度，从而使气流速度相对转子叶片的攻角与设计状态相近，以避免叶片失速，防止压气机喘振，提高发动机的工作稳定性和压气机效率。

发动机喘振常出现的阶段有起动、加速、减速等过渡状态和反推展开后的工作。压气机喘振的探测主要是依据压气机出口压力的下降率或转子的减速率来判断。一旦探测到压气机即将或已经发生喘振，控制系统自动打开放气活门，可调静子叶片向关的方向上调节，同时瞬时减少供油，降低涡轮前温度，增加发动机空气流量，使其从喘振状态恢复过来，同时使发动机点火系统进行连续点火以防止燃烧室熄火。

发动机通常采用可调放气活门 VBV (Variable Bleed Valve) 和可调静子叶片 VSV (Variable Stator Vane) 的方式来进行防喘控制。VBV 和 VSV 都采用闭环控制方式，整个控制系统包括控制器、作动部件和反馈装置。控制器根据压气机的工作状态计算放气活门或

可调静子叶片需求开度，控制器可分为液压机械式和全权限数字电子式两种。作动部件为作动筒或液压马达，通过燃油进行操纵。反馈装置为钢索或电子式的位置传感器，如线性可变差动传感器 LVDT (Linear Variable Differential Transducer)、旋转可变差动传感器 RVDT (Rotary Variable Differential Transducer)，它将 VSV、VBV 的实际位置信息传送至控制器。

15.2.2 可调静子叶片

可调静子叶片 (VSV) 是将高压压气机的进口导向叶片和前几级静子叶片设计成角度可调的结构，当压气机转速从其设计值往下降低时，静子叶片角度逐渐关小，以使空气以最佳攻角流入转子叶片；当压气机转速增加时，静子叶片角度逐渐开大，同样使气流以最佳角度进入转子叶片，从而防止压气机喘振。可调静子叶片的转角根据发动机的工作参数以及外界条件和飞行状态进行计算，其输入参数较 VBV 的输入参数要多。在采用液压机械式控制器的发动机上，活门位置计算依据的状态参数较少，如 B737-300 飞机上 CFM56-3 发动机的 MEC (Main Engine Controller) 根据压气机工作参数 (高压压气机进口温度 CIT (Compressor Inlet Temperature) 和核心发动机转速 N2) 来计算 VSV 的需求位置信息。在采用全权限数字电子控制技术的发动机上，如 B737-700 飞机的 CFM56-7B 发动机的电子控制器 EEC (Electronic Engine Controller) 根据 N1、N2、推力杆角度、对应高度上的环境压力 P^0 、大气总压 PT、大气总温 TAT (Total Air Temperature) 和高压压气机进口温度 CIT 等输入参数计算 VSV 需求位置，其他机型可能还会包括更多信号。

控制器将计算结果与反馈回的 VSV 当前开度进行比较，若存在差异，机械液压控制器直接输出压力燃油至作动器使其活塞移动，再通过摇臂组件、主杆、连杆等传到作动环，作动环使连到它上面的所有叶片同时转动；采用全权限数字电子控制的发动机，控制器则输出电信号至液压机械装置 HMU (Hydro-Mechanical Unit)，通过液压放大后再输出压力燃油至作动器。叶片实际位置则通过反馈钢索 (液压机械控制) 或电子式位置传感器 (全权限数字电子控制) 反馈给控制器，然后与需求位置比较，控制器根据比较结果来进一步调整叶片角度。某型发动机的可调静子叶片系统如图 15-4 所示。

由于 VSV 和 VBV 的目的均是防止压气机失速导致发动机喘振，因此发动机的可调放气活门系统与可调静子叶片系统具有一定的关联性，可调静子叶片位置的反馈信号通常作为可调放气活门控制系统的输入参数，参与可调放气活门需求位置的计算。VSV 与 VBV 协调工作，其开关状态正好相反，即 VSV 往关的方向作动时 (攻角减小)，VBV 则向开的方向作动。例如，CFM56-7B 发动机，推力杆在慢车位时，VSV 在关位；随着 N2 的增加，它们旋转到较大开度的位置。当 N2 转速超过 95% 时，VSV 在全开位置。

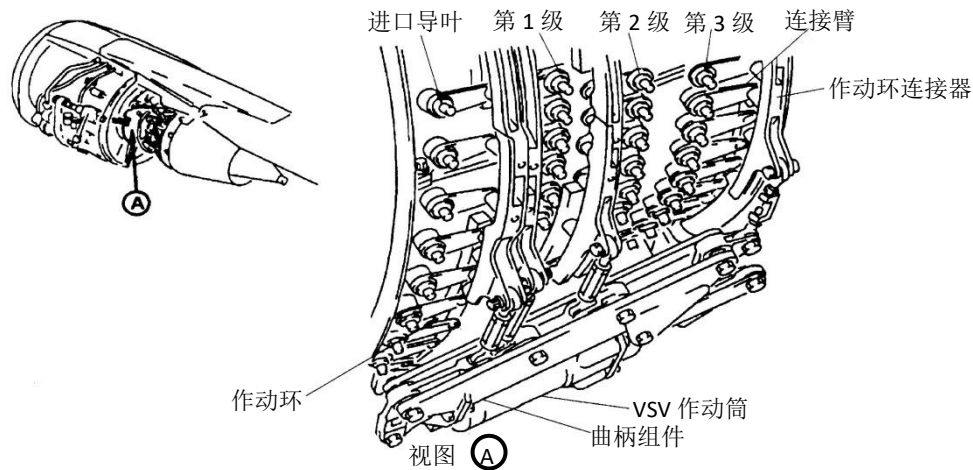


图 15-4 CFM56-3 发动机可调静子叶片系统

15.2.3 可调放气活门

可调放气活门 (VBV) 通常用来使部分低压压气机后的气流进入外涵道, 它的开度随发动机转速的变化而变化。在发动机快速减速期间, VBV 系统用于防止低压压气机发生失速喘振; 在低的发动机转速和反推力装置工作时, VBV 系统用来防止地面碎屑吸入高压压气机, 以避免损伤发动机并改善发动机的工作稳定性。放气活门的实际位置通过反馈钢索 (采用液压机械式控制的发动机上, 如 CFM56-3) 或电子式的位置传感器 (采用全权限数字电子式控制器的发动机上, 如 CFM56-7B) 传回控制器, 控制器将计算结果与传回的当前实际位置信息进行比较, 若存在较大差异, 则通过输送压力燃油到作动器 (CFM56-7B) 或燃油齿轮马达带动主放气活门 (CFM56-3), 经同步软轴或作动环带动其他放气活门一起作动, 将低压压气机后高压压气机前的部分空气放入外涵道。

有的发动机可调放气系统由多个活门组成, 活门之间由软轴连接 (见图 15-5), 这种设计结构相对较为复杂, 容易出现卡阻与磨损, 主要出现在早期的发动机上 (如 CFM56-3/CFM56-5B)。有的发动机采用放气带 (如 V2500) 或由作动环作动的多个活门, 它主要用在后来较为先进的发动机上 (如 CFM56-7B), 如图 15-6 所示。这种设计结构较为简单, 较软轴连接更为可靠。CFM56-7B 可调放气活门的两个作动器在风扇框架的两侧, 经由作动杆移动活门作动环, 进而控制十二个放气活门的开关状态。当作动器前推作动杆时, 活门开大, 部分低压压气机出口空气被放出到风扇排气通道; 当作动器拉动作动器杆向后移动时, 活门开度减小, 放气量减少。放气活门可在全关和全开之间任意作动。

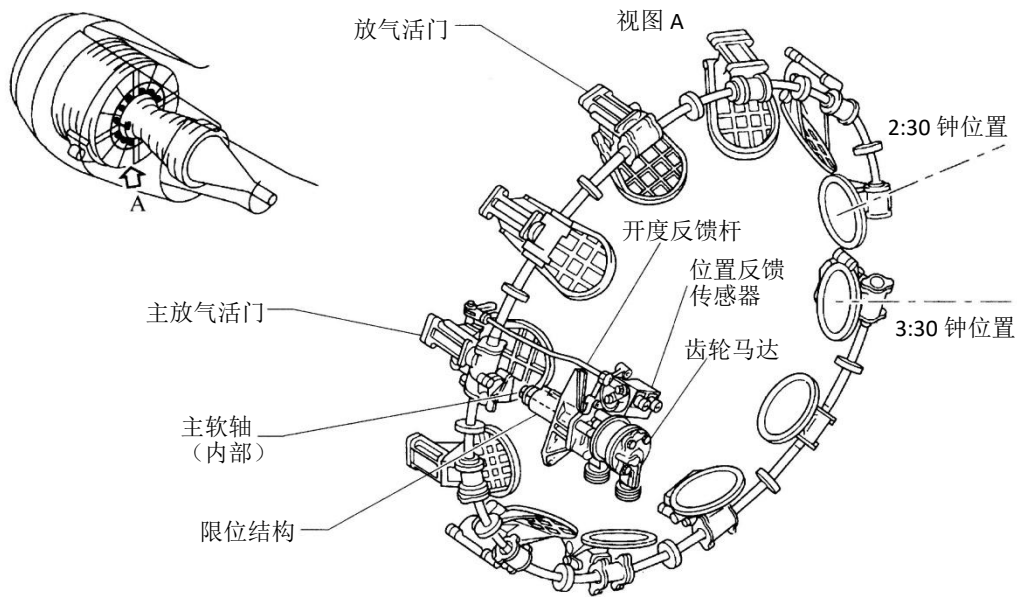


图 15-5 CFM56-5B 可调放气活门系统

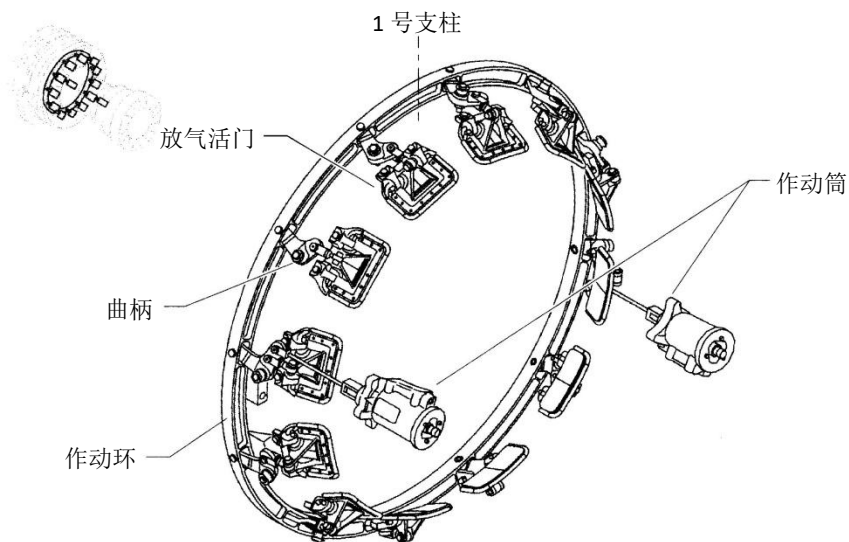


图 15-6 CFM56-7B 可调放气活门系统

当发动机的工作状态离喘振边界较近时放气活门打开，一部分压气机中间级或低压压气机后高压压气机前的空气通过放气活门放出，增加了压气机前面级的空气流量，增大了空气流的轴向速度，从而减小了气流攻角，可以使压气机保持足够的喘振裕度。发动机在低转速时的工作线距喘振边界较近，喘振裕度较小，这时放气活门打开；快速减速时，由于高压转子的节流作用，低压转子的喘振裕度也偏小，此时也需要打开放气活门进行放气。一旦脱离喘振区，放气活门关闭。活门关闭过早或过晚均不利，关闭过早则发动机没有脱离喘振范围，仍可能喘振；关闭过晚，放掉太多空气，造成浪费。活门关闭转速还受大气温度的影响，大气温度升高，关闭转速应增大。

15.2.4 高压压气机放气活门

高压压气机放气活门通常位于高压压气机的中间级或靠后级，例如：V2500 发动机高压压气机放气系统（见图 15-7）一共包括四个活门，7 级三个（7A、7B、7C），10 级一个。放气活门有全开和全关两个位置，EEC 根据由高压压气机进口温度修正后的 N2 转速来控制各个活门的电磁阀，电磁阀通过控制高压压气机 12 级的伺服空气（P3）的通断来控制活门的开关。活门打开后高压压气机内涵气流通过 C 涵道内壁的开口放到外涵道气流中。所有的活门由弹簧加载在开位以保证发动机起动时所有活门在开位。

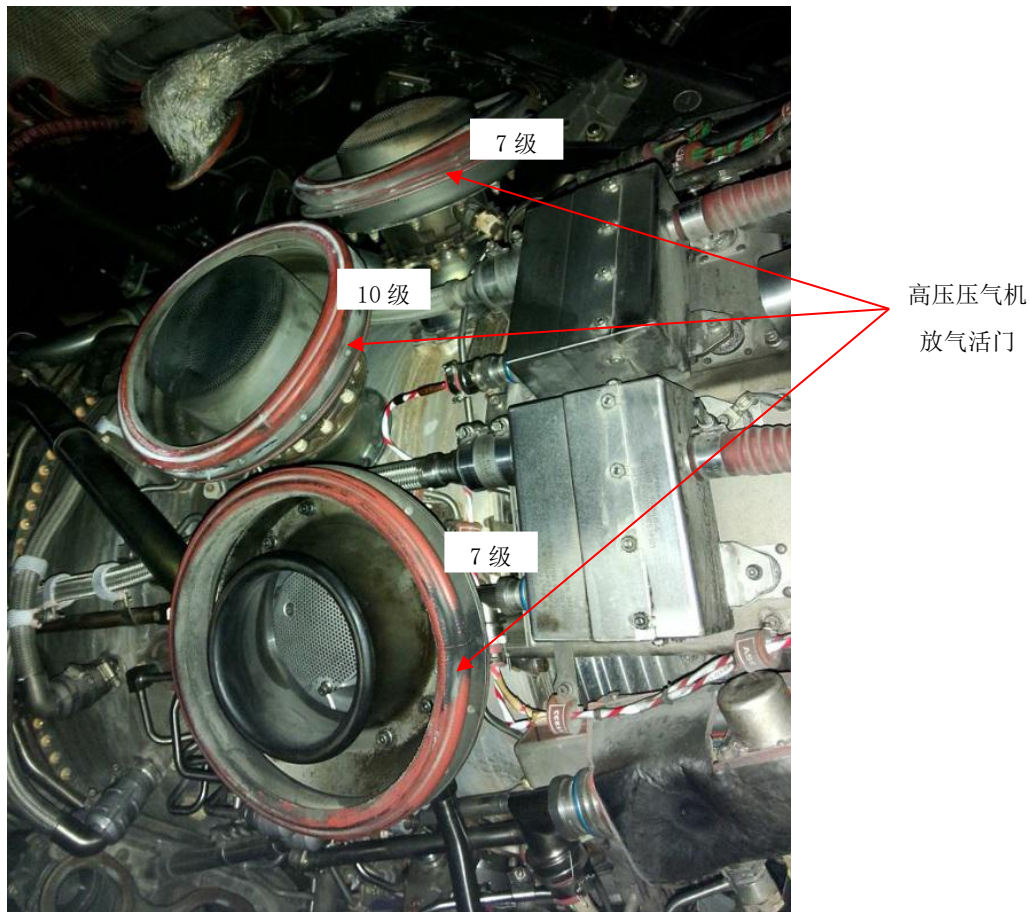


图 15-7 V2500 发动机高压压气机放气活门

高压压气机放气活门也有不同的名称，有的叫起动放气活门，有的叫瞬时放气活门 TBV (Transient Bleed Valve)。起动放气活门仅在发动机起动过程中开启，起动结束后，该活门立即关闭。起动放气活门不受发动机控制器的控制，它的开关情况取决于起动活门的状态，例如 CFM56-3 发动机的第 5 级起动放气活门由起动活门下游的压力空气克服放气活门内的弹簧力将其打开；起动活门关闭后，在弹簧力的作用下，第五级起动放气活门也关闭。

瞬时放气活门在发动机起动、加减速等过渡态过程中均处于开启状态，从而提高压气机的失速裕度，防止压气机喘振，在发动机稳态工作时则处于关闭状态。瞬时放气活门由发动机控制器进行控制，它通常安装在 FADEC (Full Authority Digital Engine Control) 控制

的发动机上（如 CFM56-7B, CFM56-5B/5A），发动机电子控制器 EEC 根据发动机的工作状态决定活门的开关状态，在需要改变放气活门的状态时，发动机电子控制器向液压机械装置内的 TBV 电液伺服阀输出电子控制信号，电液伺服阀向放气活门作动器输出压力燃油从而改变活门的状态。

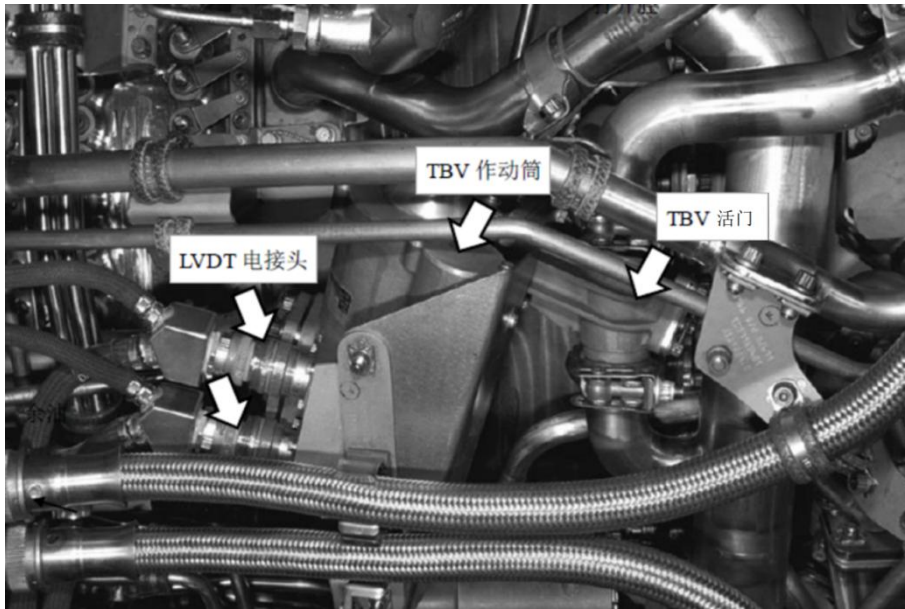


图 15-8 瞬时代气活门 (TBV) 系统

15.3 涡轮间隙控制

发动机不同工作状态下，为了减小涡轮叶片叶尖和机匣之间的间隙，减少漏气损失，提高发动机性能，需要对涡轮间隙进行控制，图 15-9 示出了涡轮间隙控制的作用。

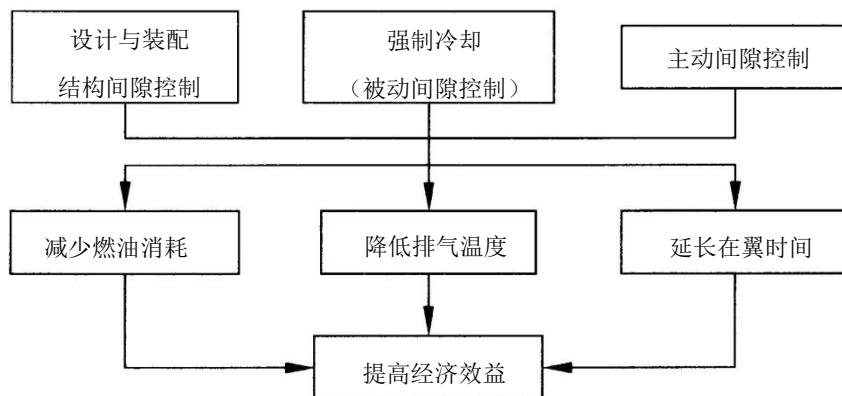


图 15-9 涡轮间隙控制的作用

早期主要是通过选取膨胀系数合适的材料，并由气流冷却来控制涡轮间隙，属于被动控

制方式。被动间隙控制曾用在一些发动机的高压和低压涡轮上，它通过空气连续对涡轮机匣进行冷却，而冷却气流的流量或温度不受任何控制，因此不能保持最佳涡轮间隙。冷却涡轮机匣的气流可以从高压压气机引出，也可直接采用风扇出口空气，很多发动机低压涡轮机匣的冷却采用风扇出口空气（如 CFM56-3/-5/-7B），而高压涡轮间隙控制则采用从高压压气机引出的气体进行部件冷却。

新型发动机上对高压涡轮乃至低压涡轮间隙实行主动控制，如图 15-10 所示。主动间隙控制的效果使涡轮机匣的膨胀量与转子叶片的伸长量相一致，目的是使转子叶片叶尖和机匣之间不会因出现接触而造成损伤，同时保持最小的涡轮间隙，从而使涡轮具有较高的效率。由于高、低压涡轮的工作温度对发动机性能的影响程度不一样，因此对高压涡轮间隙和低压涡轮间隙分别进行控制。

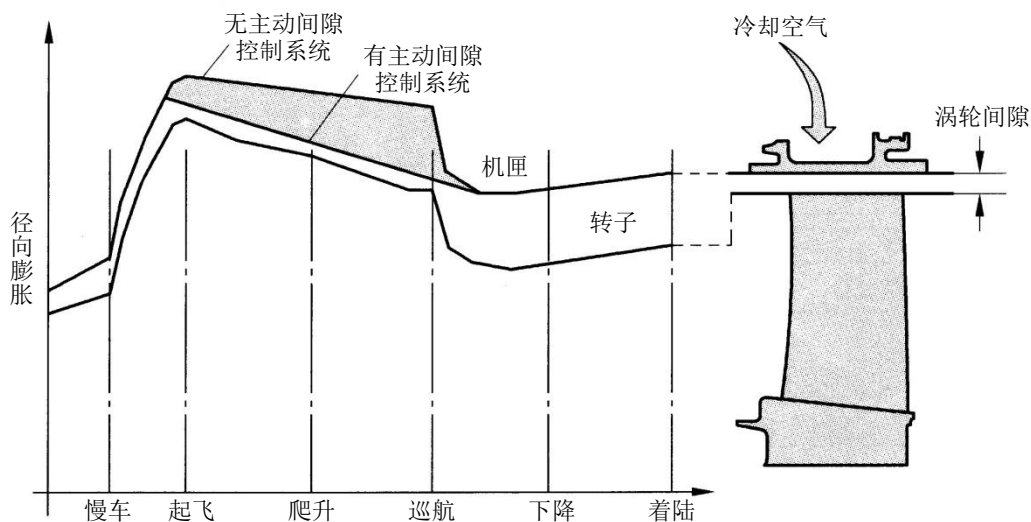


图 15-10 涡轮主动间隙控制的效果

高压涡轮间隙通常通过控制高压压气机不同级的引气，来改变冷却高压涡轮衬环支撑的气流流量和温度，冷却气体的流量和温度不同，则冷却效果不同，从而实现涡轮间隙的主动控制。图 15-11 为 CFM56-7B 发动机高压涡轮间隙的控制。

用于高压涡轮间隙控制的空气来自高压压气机第 4 级和第 9 级引气。发动机电子控制器 EEC 根据其工作状态结合安全性和经济性兼顾的原则制定高压涡轮间隙控制活门的位置计划，高压涡轮间隙控制活门则负责选择控制空气。CFM56-7B 发动机的典型工作状态下的间隙控制空气见表 15-1。

发动机低压涡轮间隙控制同高压涡轮间隙相比，对发动机性能影响较小，因此很多采用机械液压式控制器的发动机，为了使控制器较为简单，低压涡轮间隙控制采用被动间隙控制，而由 FADEC 控制的发动机大多数采用主动间隙控制。但不管是采用主动间隙控制还是被动间隙控制，其精度都比较低。低压涡轮间隙控制通常采用的方法是利用风扇出口空气也就是外

涵道的气体去冷却低压涡轮机匣。被动的低压涡轮机匣的间隙控制，冷却空气流量不受控制，而主动间隙控制方式则是通过控制冷却低压涡轮机匣的空气流量来控制间隙。

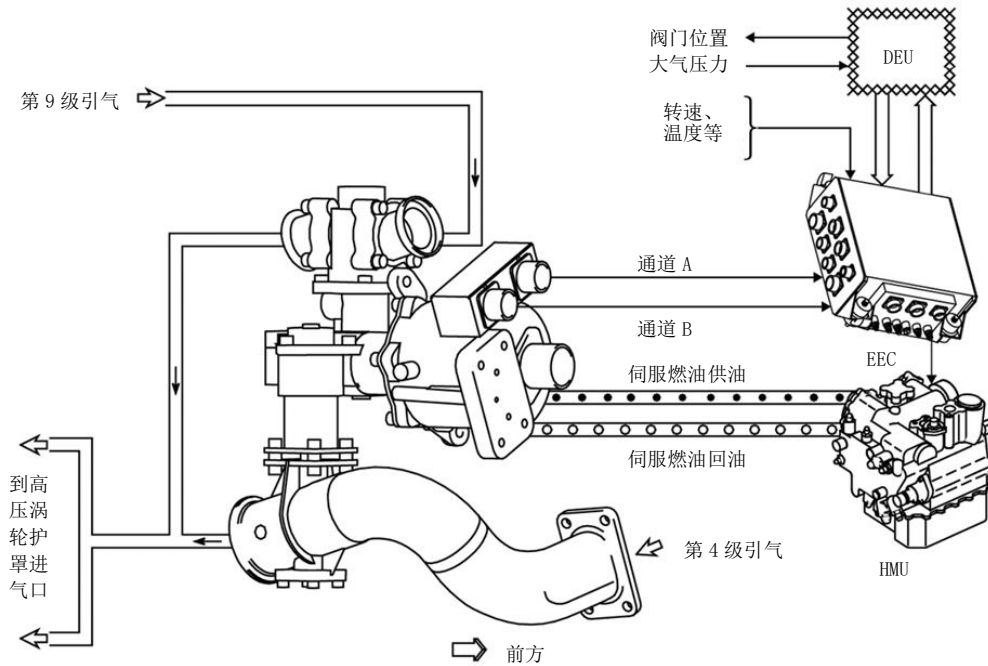


图 15-11 CFM56-7B 高压涡轮间隙控制

表 15-1 高压涡轮间隙控制空气与发动机状态的关系 (CFM56-7B)

发动机工作状态	高压涡轮间隙控制引气
失效安全状态	无引气
暖起动	9 级模式，以减小高压涡轮摩擦
起飞和爬升	最初全 4 级模式，然后过渡到混气模式
巡航	4 级模式，使燃油消耗最低
下降	低流量 9 级模式，防止出现摩擦

在某些早期发动机上还采用了压气机间隙控制，其控制方法与涡轮间隙控制类似，也是通过压气机引气冷却来实现的。不同的是压气机间隙控制是通过改变转子的尺寸，从而达到间隙控制的目的。压气机间隙控制系统总是主动间隙控制系统，从压气机引出的暖空气通过位于风扇框架内的空气管进入转子鼓筒内部从而控制压气机转子膨胀，从而减小转子叶片与机匣之间的间隙。空气通常取自压气机的中间级，由压气机间隙控制活门调节流量大小。

15.4 典型发动机空气系统维护介绍

15.4.1 典型发动机空气系统的部件识别

1) 典型发动机的可调静子叶片 VSV, 如图 15-12 所示。

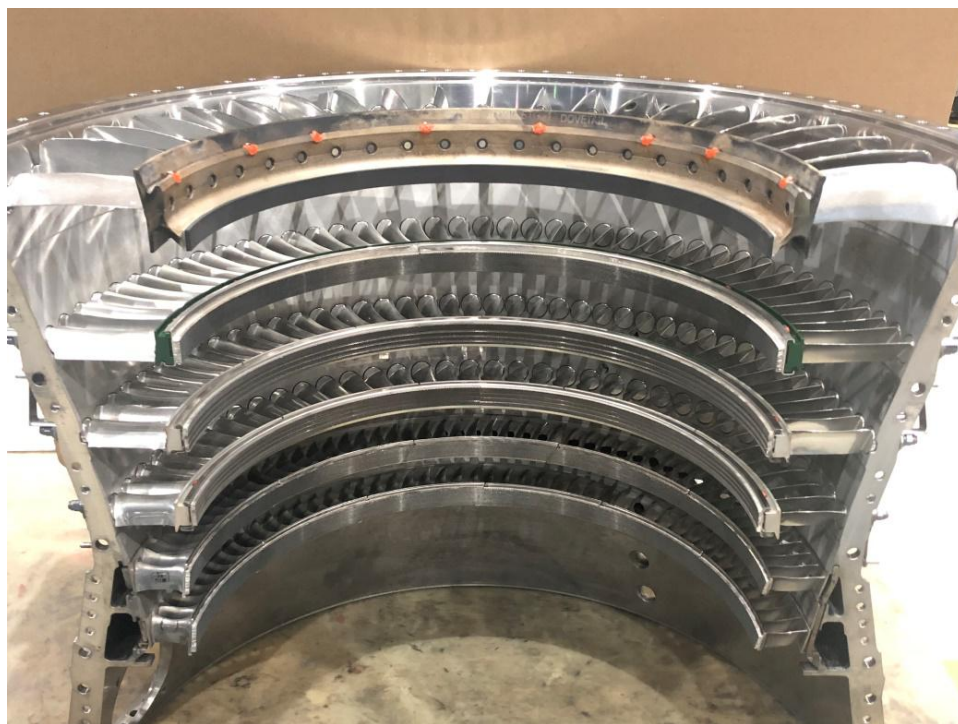


图 15-12 可调静子叶片 VSV

2) 典型发动机的可调放气活门 VBV, 如图 15-13 所示。

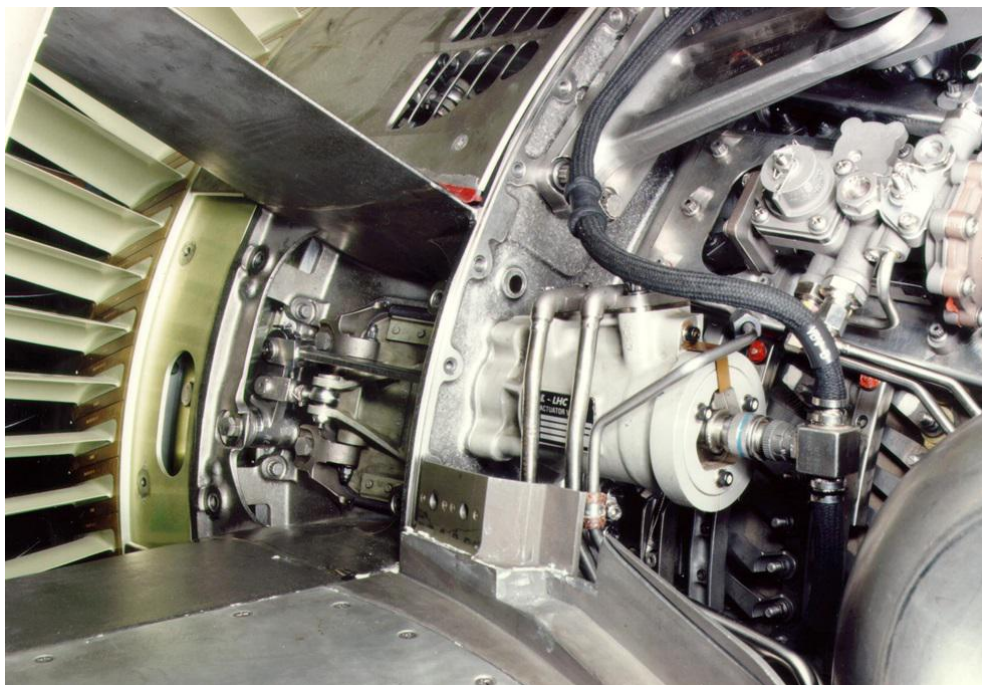


图 15-13 可调放气活门 VBV

3) 典型发动机的高压涡轮主动间隙控制活门 HPTACC, 如图 15-14 所示。

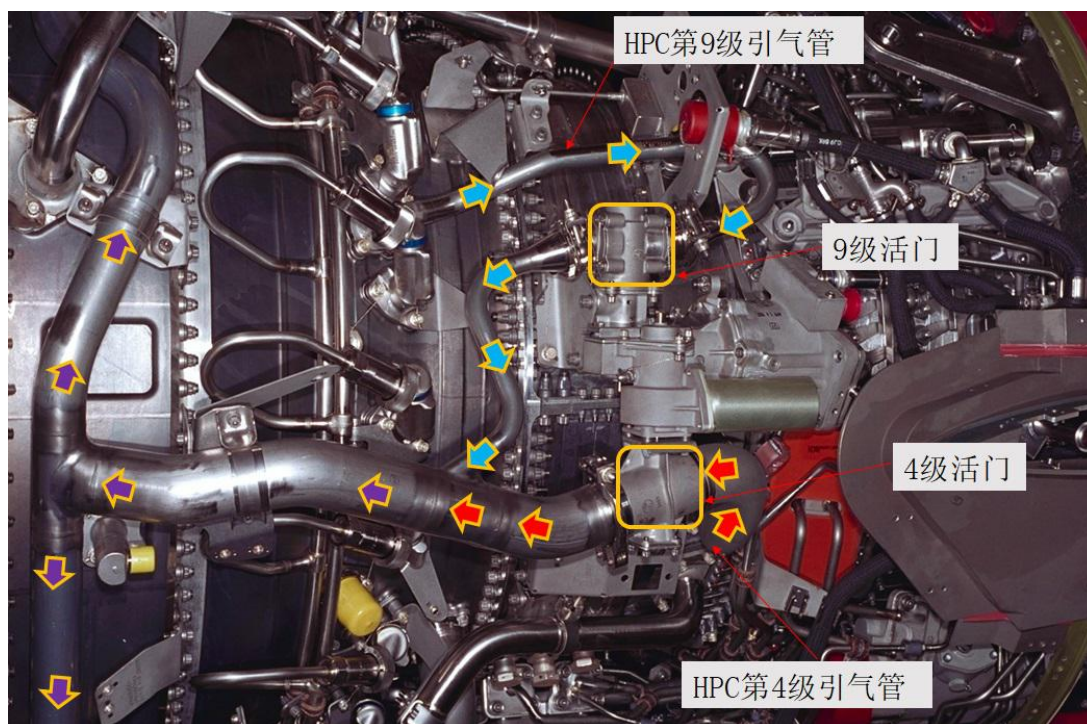


图 15-14 高压涡轮主动间隙控制 HPTACC

4) 典型发动机的低压涡轮主动间隙控制活门 LPTACC，如图 15-15 所示。

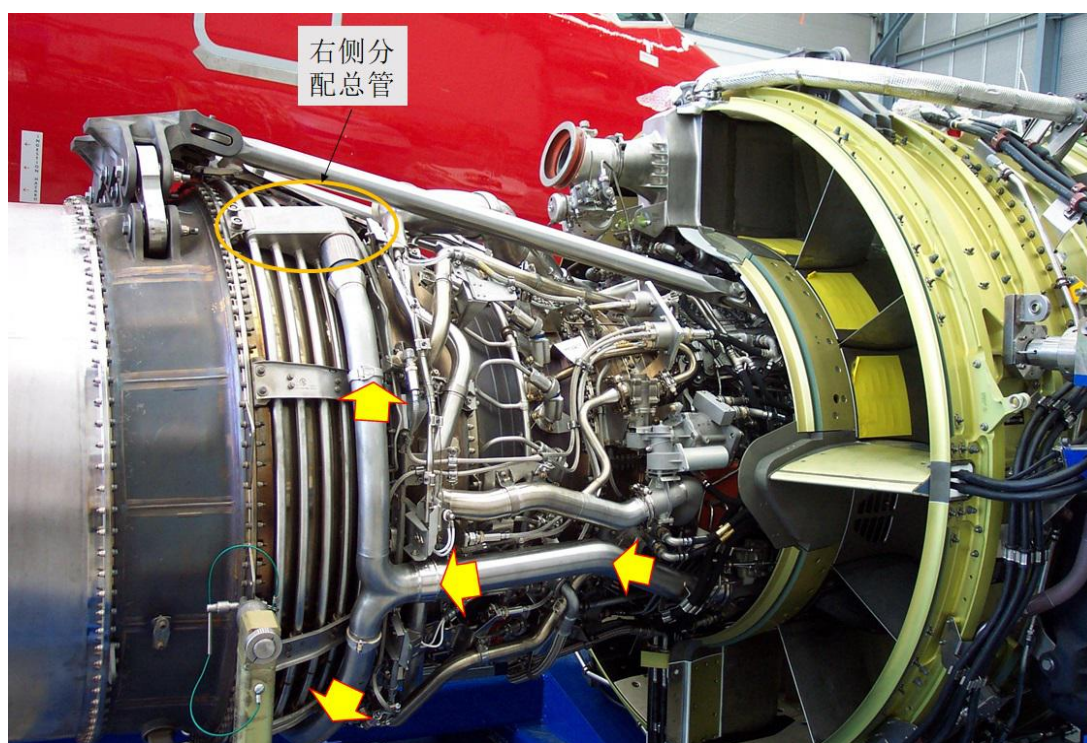


图 15-15 低压涡轮主动间隙控制 LPTACC

15.4.2 典型发动机空气系统的常见维护及安全注意事项

发动机刚关车时，由于空气系统的部件是热的，需要等部件的温度降低以后，才能进行维护工作，以免发生烫伤。

1. 目视检查 VSV 作动筒等部件

- 1) 目视检查 VSV 作动筒与燃油管路有无燃油渗漏及损伤。
- 2) 作动筒是否松动。
- 3) 电气连接导线及插头是否松动，有无损伤。
- 4) VSV 其他作动部件是否损伤。

2. 目视检查 VBV 作动筒等部件

- 1) 目视检查 VBV 作动筒与燃油管路有无燃油渗漏及损伤。
- 2) 作动筒是否松动。
- 3) 电气连接导线及插头是否松动，有无损伤。
- 4) VBV 其他作动部件是否损伤。

3. 目视检查放气活门

- 1) 目视检查放气活门与燃油管路有无燃油渗漏及损伤。
- 2) 放气活门是否松动。
- 3) 电气连接导线及插头是否松动，有无损伤。
- 4) 排气管道及封严是否损伤。

4. 目视检查间隙控制活门

- 1) 目视检查间隙控制活门与燃油管路有无燃油渗漏及损伤。
- 2) 电气连接导线及插头是否松动，有无损伤。

第16章 发动机指示系统

16.1 总体介绍

发动机的参数需要被测量，从而被用于控制计算和状态监视。发动机指示系统可以显示发动机工作状态的所有参数，告知驾驶员发动机各系统的工作是否正常，并可以发出报警指示任何可能发生的故障。驾驶员仪表板上的许多表盘式和指针式仪表可以由一个或几个阴极射线管来取代，用来显示发动机的各种参数。这些小型显示器能够显示使发动机安全工作所必需的所有信息。

发动机参数指示（见图 16-1）包含有性能指示，也称主要指示；系统指示，称为次要指示；和第 3 组指示是用于发动机状态的趋势监控（这通常不在驾驶舱显示出）。性能指示用于监视发动机性能和参数限制。系统指示用于监视发动机各系统的工作，便于迅速探测故障。发动机趋势监控在地面进行，用于分析和探测发动机的问题，它使用由飞机状态监视系统 ACMS（Aircraft Condition Monitoring System）自动记录的发动机参数。

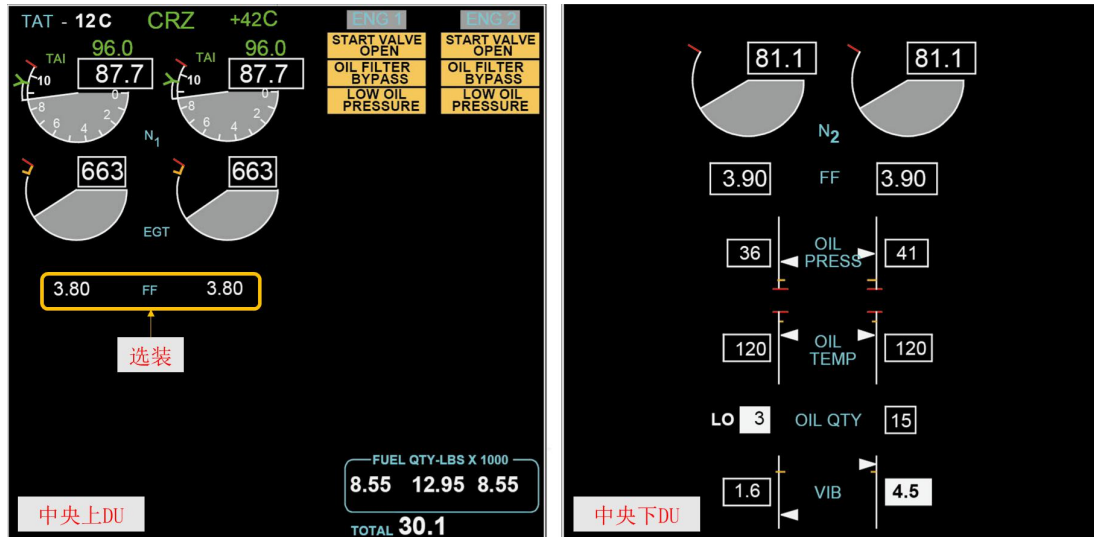


图 16-1 发动机的参数指示

发动机主要指示的参数有：发动机压力比 EPR（Engine Pressure Ratio）、发动机排气温度 EGT（Exhaust Gas Temperature）、N1、N2；发动机辅助指示的参数有：燃油流量 FF（Fuel Flow）、振动量 VIB（Vibration）和滑油系统指示参数等。振动量可以指示出发动机旋转部件发生的任何不平衡情况。滑油系统指示参数有滑油量、滑油压力和温度等。

发动机仪表指示系统已发生许多重大的变化，直读仪表已由远距指示的电子仪表所取代，

机械式仪表正在被数字电子式的仪表所取代。通常测量部件或传感器安装在发动机舱，而显示仪表或指示器位于驾驶舱。模拟式仪表以指针和表盘的形式给出发动机参数的模拟值来显示连续变化的量；数字式仪表是由传感器感受信息转换成一系列的电信号输给计算机，处理后送给指示器，由液晶或发光二极管显示数字，即是以离散的数字，而不是以指针的位置来指示参数。

驾驶舱指示仪表的最新发展是：电子指示系统将发动机的参数指示、系统工作的监视以及向驾驶员告警的功能组合在仪表板安装的阴极射线管上，以刻度盘、指针、数字、文字显示，各种颜色的标志可以使机组清楚当前状况。如波音公司的发动机指示和机组警告系统 EICAS (Engine Indication and Crew Alerting System)，空中客车公司的电子式飞机中央监控系统 ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring)，设置多种页面，以方便进行检查。

装有全功能数字式发动机控制 FADEC 系统的发动机，传感器首先将数据传送到 FADEC 系统计算机，然后再由计算机发送数据到指示器或显示系统，同时由计算机控制发动机。

16.2 主要参数指示

16.2.1 推力/功率测量及指示

发动机的推力总是在指示系统最上端显示。发动机的推力在试车台上由推力计精确测量。发动机装在飞机上时，推力需要由其他参数表征。一般常用发动机压力比 EPR 或风扇转速 N1 来表征发动机推力。

发动机压力比 EPR 是指涡轮出口总压与压气机进口总压之比，对于高涵道比涡扇发动机，上式所定义的压力比也称为内涵 EPR。由于高涵道比涡扇发动机的推力主要由外涵风扇产生，所以，一些发动机压力比测量的是风扇出口气体总压与风扇进口气体总压之比，也称为外涵 EPR。

发动机压力比表既可以用电机械式，也可由电子式传感器来指示（见图 16-2）。

电机械式系统采用传感器膜盒、线性可变差动变压器等，转换压力信号成电信号，放大后作用在伺服马达的控制绕组上；电子式通过两个压力传感器，依据振动的频率，计算出发动机压力比的电信号，输入发动机压力比表和电子式发动机控制系统。

新型发动机 EPR 计算在 FADEC 计算机进行，使用电子式压力传感器，它比电机械式传感器更可靠和精确，它的指示过程如图 16-3 所示。

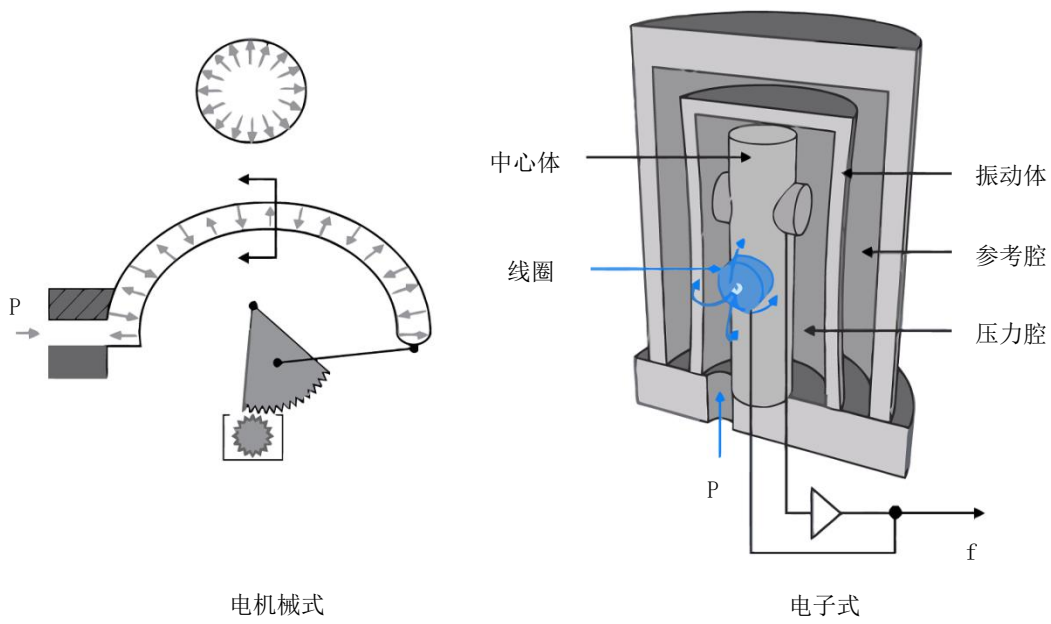


图 16-2 EPR 的测量

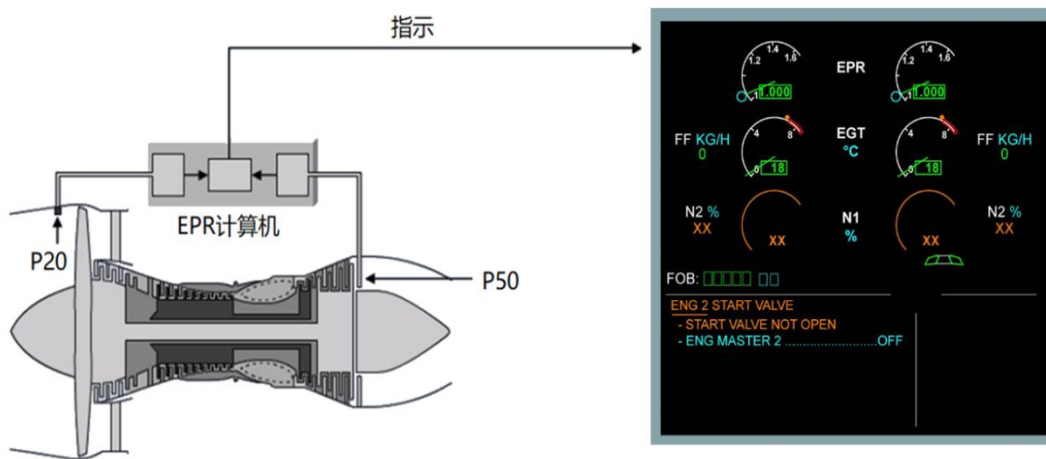


图 16-3 EPR 的指示过程

在涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机中，发动机扭矩用以指示涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机发出的功率，该指示器称为扭矩计。发动机扭矩和输出马力成正比，经由减速器传递出来。扭矩测量可出测扭泵的压力或测轴扭转变形指示。如一种系统由斜齿轮产生的轴向推力与作用在许多活塞上的滑油压力相抵消，抵消轴间推力所需的压力被传给指示器，如图 16-4 所示。

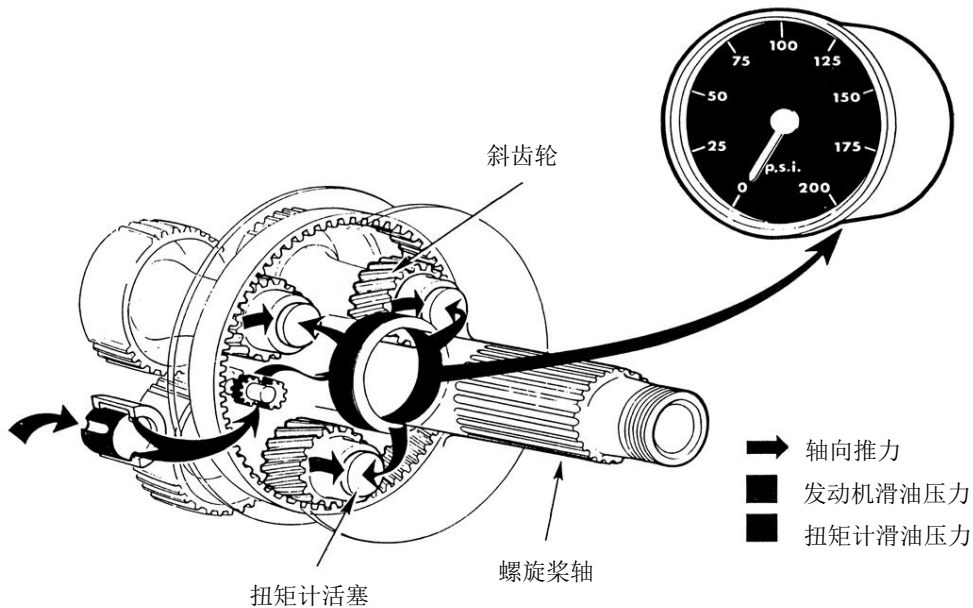


图 16-4 油压式扭矩测量

16.2.2 转速测量及指示

所有的发动机都有转速指示，双转子有低压转子和高压转子的转速指示，三转子发动机不仅有高压、低压转子指示，通常还有中压转子转速指示。每个转子转速指示由 3 个主要部分组成：转速传感器、数据传输和参数指示。现代的涡扇发动机的转速传感器有转速发电机转速测量和变磁阻式转速测量两种方式。

1. 转速发电机转速测量

转速测量可由发动机驱动的一个小型发电机完成，此发电机也被称为 N2 转速发电机。转速发电机发出的三相交流电经电路传给指示器（见图 16-5）。此三相交流电的频率取决于发动机被测转子转速。发电机的输出频率控制指示器中同步马达的转速，进而转动指示器的指针。转速指示器一般指示当前转速占最大转速的百分比。许多转速发电机发送三相交流电的信号到 FADEC 从而计算得到转速信号，同时它也被用作发动机电子控制器 EEC (Electronic Engine Controller) 的电源，故又被称为专用交流发电机。CFM56-3 发动机的 N2 转速传感器就是转速发电机式的转速传感器，它给功率管理控制器 PMC 提供电源。

2. 变磁阻式转速测量

转速测量也可以采用可变磁阻式转速探头，CFM56-3 的 N1 转速传感器就是可变磁阻式的转速传感器，它与一个音轮相对，产生感应电流，感应电流经放大后被送入指示器，测量感应脉冲的频率，显示转子转速（见图 16-6）。

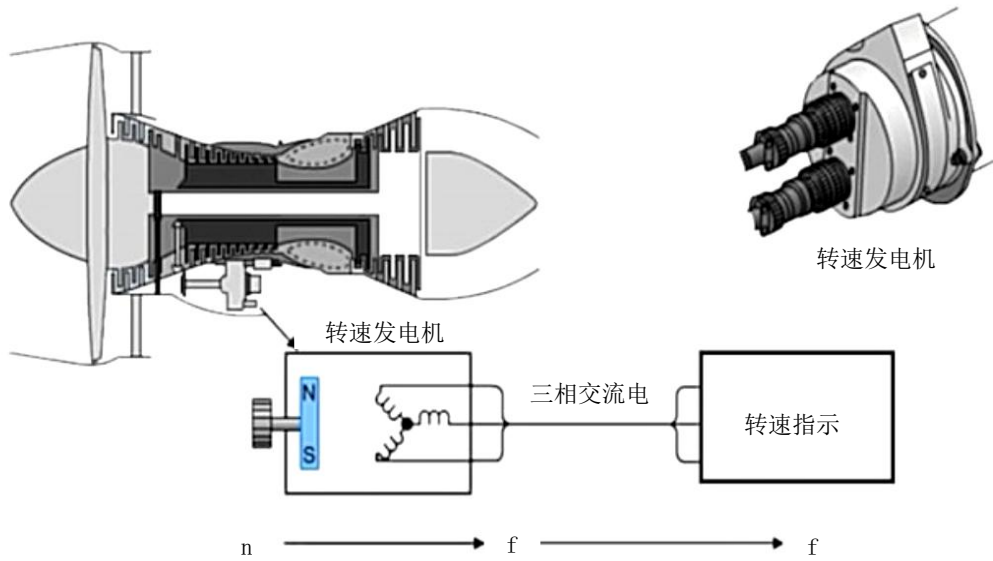


图 16-5 转速发电机

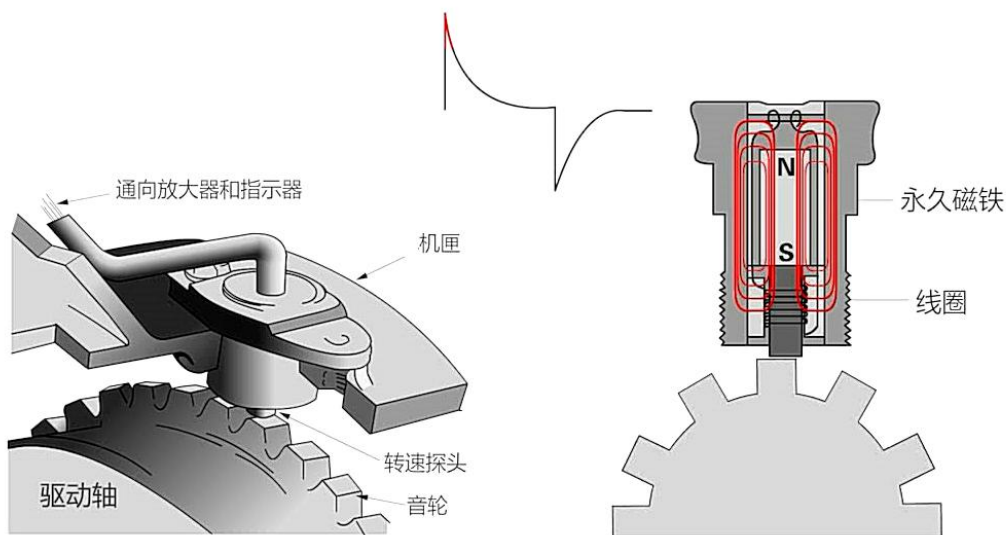


图 16-6 变磁阻式转速测量

转速探头位于机匣的固定器中，与被测轴上的音轮对齐，转子每转一圈音轮外缘上的齿掠过探头一次，改变探头中线圈磁通量从而诱导出一股电流或发出脉冲，与发动机转速直接相关。脉冲频率与发动机转速成正比。风扇叶片可用来代替音轮改变传感器磁场，也可用附件齿轮箱的齿轮起音轮的作用（如 CFM56-7B 发动机 N2 转速传感器），无论何种情况都是利用传感器脉冲信号计算转速。

在有些发动机中，转速信号也是发动机机械振动系统的输入信号，用于发动机振动信号的解耦和确定振动相对信息。

16.2.3 温度测量及指示

发动机中常见的测量温度的传感器依据测量原理的不同，可以分为热电偶式、热电阻式、充填式温度传感器和双金属式温度补偿元件等。

1. 热电偶式

发动机排气温度通常用排气温度（EGT）指示。涡轮前燃气温度是发动机工作中的关键参数。实际的排气温度与允许的极限值之间的差值被称为 EGT 裕度，它被用于衡量发动机性能衰退的情况。理想情况下应该测量涡轮进口燃气温度，但是因为这里温度太高，温度场分布不均匀，通常难以测量。由于在涡轮中燃气温度的下降趋势是按已知的方式变化的，所以测量并限制排气温度不超限，目的是保证涡轮前燃气温度不超出允许值。当然，也可以测量并限制涡轮中间级的燃气温度。不少机型的 EGT 是从低压涡轮中间级测量的，也被称为排气温度。如 CFM56 系列的发动机 EGT 传感器位于低压涡轮第二级进口导向叶片处。

热电偶用于测量较高的温度，排气温度测量普遍使用热电偶的方式（见图 16-7）。

热电偶的工作原理是将两种不同的金属端点相连，位于排气流中的一端被称为热端或测量端；而在指示器内的一端被称为冷端或基准端。在工作时，热端感受高温，于是在热电偶中产生热电势。电路中产生热电势的数值大小与热电偶两端的温度差成正比。为使冷端补偿到摄氏零度，在电路内装有自动温度补偿器。热电势大小还取决于回路中的电阻，该电阻在热电偶出厂时已经调好。在热电偶安装中不能随意剪短导线，以免影响测量精度。发动机热电偶的常用材料是镍铬-镍铝丝。在一些发动机上各个热电偶的信号汇总在主接线盒，再传递给飞机或 FADEC 系统，FADEC 计算机是冷端节点。为了测量排气平均温度，常常将多个热电偶并联连接，使各个探头探入气流的长度不同。最终测量结果为有效的平均温度值。

2. 热电阻式

这种方式常用于滑油和燃油温度测量。滑油和燃油温度由安装在介质中的温度测量元件测量。温度的变化导致测量金属电阻值的变化，进而改变相应的指示器的电流。测温球的电阻接在比值表型温度计电路中或者惠斯登电桥（见图 16-8）的一个桥臂上，指示器的指针按照相当于温度变化的幅度偏转。这就是热电阻式温度传感器，利用纯金属的电阻值随温度增加而增加的特性测量温度。

电阻式的温度测量元件通常被分为热电阻式和热敏电阻式。热电阻式是由金属导体制成感温元件，其化学性能稳定，热容量小，线性度高，而且价格便宜，容易制造。常用的热电阻材料有铂、铜、镍。热电阻的工作特点是随着温度的升高，电阻值逐渐增大。热电阻式的测量元件常用于滑油和燃油的温度测量。热敏电阻式是由半导体制成感温元件，常用的材料有氧化锰，氧化铜等金属氧化物。和热电阻式不同的是，在低温状态下，它近似于绝缘体，当温度升高到一定程度后，随着温度的升高，电阻值会迅速下降。热敏电阻式的感温元件常常被用于远距离测量和快速测量。

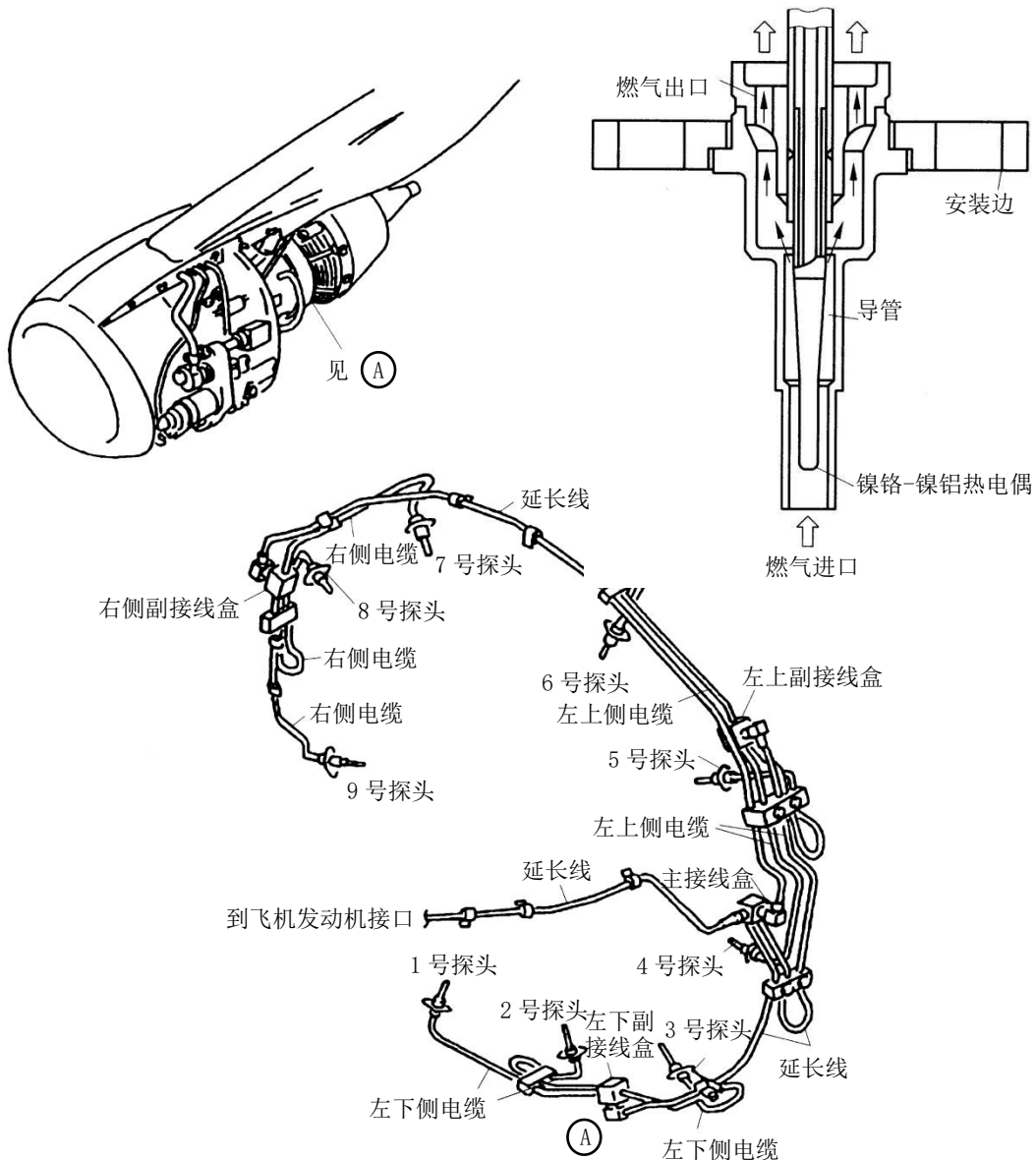


图 16-7 热电偶

3. 充填式

这种方法是测量元件中装有易挥发的液体或蒸汽或气体，放在被测量介质中，测量由于温度变化引起的位移或压力变化，反映温度的高低（见图 16-9）。

例如，CFM56-3 发动机的风扇进口温度 FIT(Fan Inlet Temperature)和高压压气机进口空气温度 CIT(Compressor Inlet Temperature)测量常使用充填氦气的传感器，气流温度变化引起压力改变，用压力差反映温度的高低。

4. 双金属式

双金属式温度测量元件常用做温度补偿元件，利用两种金属线膨胀系数的不同，受热后变形，补偿温度变化带来的影响。例如，装在液压机械式燃油控制器中压力调节活门弹簧下面的双金属片，用于补偿油温变化对弹簧力带来的影响。

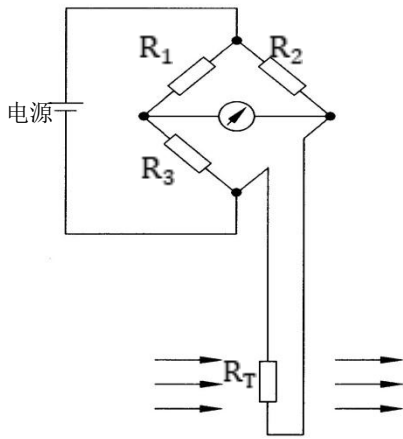


图 16-8 惠斯登电桥

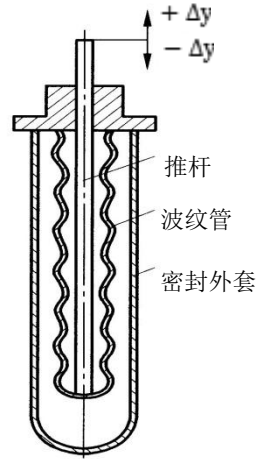


图 16-9 充填式温度传感器

16.3 辅助参数指示

16.3.1 燃油流量测量及指示

燃气涡轮发动机关心的是燃油质量流量，图 16-10 为一种燃油流量传感器。

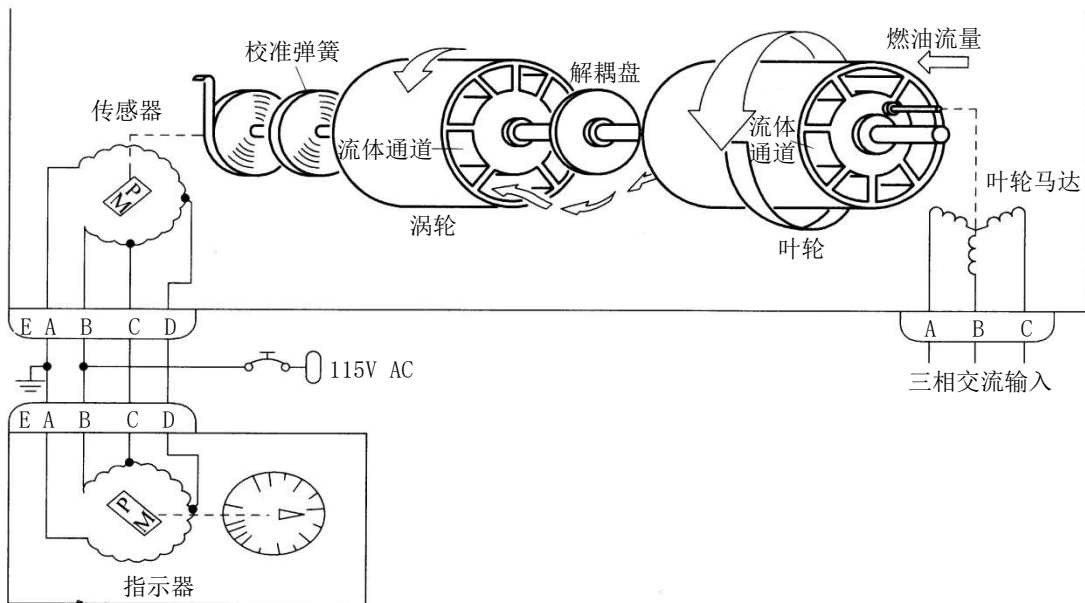


图 16-10 燃油质量流量测量

叶轮由三相交流马达恒速转动，燃油流过叶轮，叶轮对燃油施加一个旋转运动。从叶轮出来的旋转燃油再通过传感器涡轮，燃油的冲击作用试图使涡轮旋转。但是涡轮有校准弹簧的限制，使它只能偏转一个相应的角度。永久磁铁装在传感器的一端，涡轮的偏转带动永久

磁铁的偏转，改变线圈中的磁场。在指示器中有与传感器对应的线圈，两个线圈之间是电连接。指示器中线圈磁场的改变，使其中的永久磁铁也偏转，同传感器中永久磁铁的偏转是同步的。涡轮能够偏转的角度由单位时间内流过的燃油容积和密度共同决定。因此通过测量角度对应的是燃油的质量流量，然后通过指示器的指针显示流量大小。

目前发动机燃油流量测量广泛采用一种新型传感器（见图 16-11）。它包括涡旋发生器、转子、涡轮、壳体等。燃油经整流器进入涡旋发生器，涡旋发生器旋转。从涡旋发生器出来的旋转燃油到转子，并且使转子旋转。从转子出来的燃油再到涡轮，试图使涡轮旋转。涡轮转动受到弹簧力约束，只能偏转一个角度。偏转角度的大小取决于作用于涡轮叶片的动量。在自南转动的转子上面前部和后部各有一个磁铁。前部磁铁的外面壳体有一个小线圈，称为起始线圈，当前部磁铁对上起始线圈时，产生起始脉冲。在涡轮外部壳体上有一大线圈，称为停止线圈，连在涡轮上的信号叶片和涡轮一起动，当对上转子后部磁铁时产生停止脉冲。如果没有燃油流动转子旋转，起始脉冲和停止脉冲同时发生。当有燃油流过时，涡轮上的信号叶片沿旋转通道偏转，停止脉冲晚于起始脉冲。其起始脉冲和停止脉冲的时间间隔大小和燃油质量流量多少成正比。

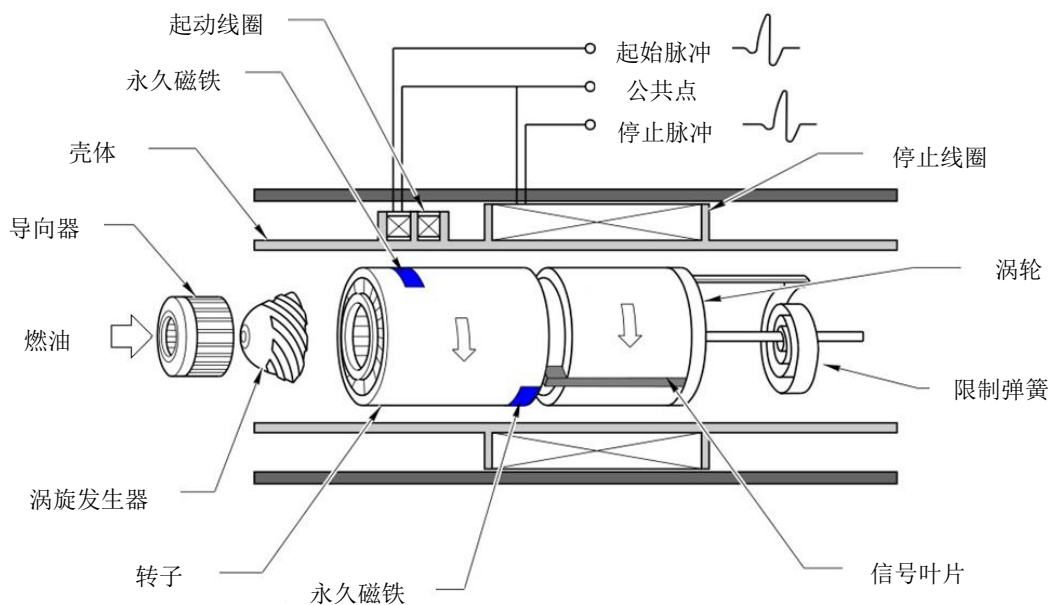


图 16-11 燃油流量传感器

16.3.2 振动测量及指示

在发动机上的压气机端和涡轮端装有振动传感器，连续地监视发动机的振动水平。振动指示器通过放大器接收发动机振动传感器的信号。有的发动机将各个振动传感器的信号以及各个转子的转速信号送到机载振动监视器，经过调制处理后，将最大的振动传送到驾驶舱内的振动指示器加以显示。

发动机振动传感器是加速度计，测量发动机的径向加速度。发动机上采用两种不同类型的加速度计，一种是电磁式，一种是压电晶体式。电磁式传感器上永久磁铁被两个弹簧保持在中心，圈定线圈围绕在磁铁上。当存在振动时，线圈同传感器壳体一起上下移动，磁铁由于惯性力几乎总是静止的，线圈和磁场之间的不同运动在线圈中导致交流电压，如同发电机一样。压电晶体式当对晶体有作用力时产生电压。传感器感受加速时，作用压电晶体到底板的惯性质量在传感器上产生力。振动传感器给出信号到监视组件，其电压与加速值成比例，频率等于振动频率。监视组件滤波和分析加速度计这些信号用于指示和趋势监控。

振动信号的调制分析计算，有的机型叫机载振动监视器 (AVM)，有的机型叫发动机振动监视组件 (EVMU)，依据转速传感器和振动传感器的信号计算低压压气机、高压压气机、低压涡轮、高压涡轮的振动值，最高的振动值在驾驶舱显示，并送到飞行数据采集组件 (FDAU)，提供配平平衡建议，监视振动趋势，信息送 EICAS/ECAM，从 EICAS 维护页或从 ACMS 上发现。波音 B737NG 飞机的 CFM56-7B 发动机的振动指示系统如图 16-12 所示。

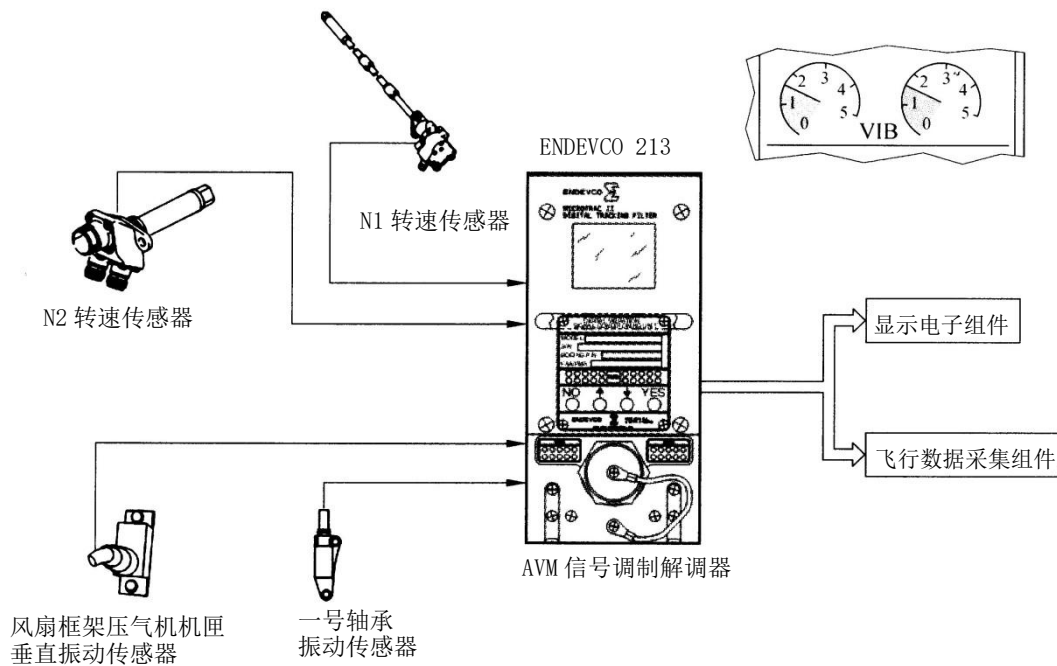


图 16-12 B737NG 振动指示系统

16.3.3 滑油参数测量及指示

滑油指示系统的功用是指示发动机的滑油系统工作是否正常，指出可能出现的故障。滑油系统工作指示包括：滑油量、滑油压力、滑油温度等工作参数监视以及滑油滤旁通、滑油压力低等警告指示，这些均在驾驶舱显示。

滑油量传感器装在滑油箱，通常有两种类型，一种是电容式，一种是浮子式，如图 16-13 所示。电容式传感器由两个同心管作为两个极板，浸在滑油箱中，利用滑油和空气的介电常

数不同，测量滑油量；浮子式传感器，浮子组件内有永久磁铁，滑油箱滑油的高度变化，浮子上下运动，使接近它的电门闭合，引起电路电阻改变，传感器输出相应的电压。

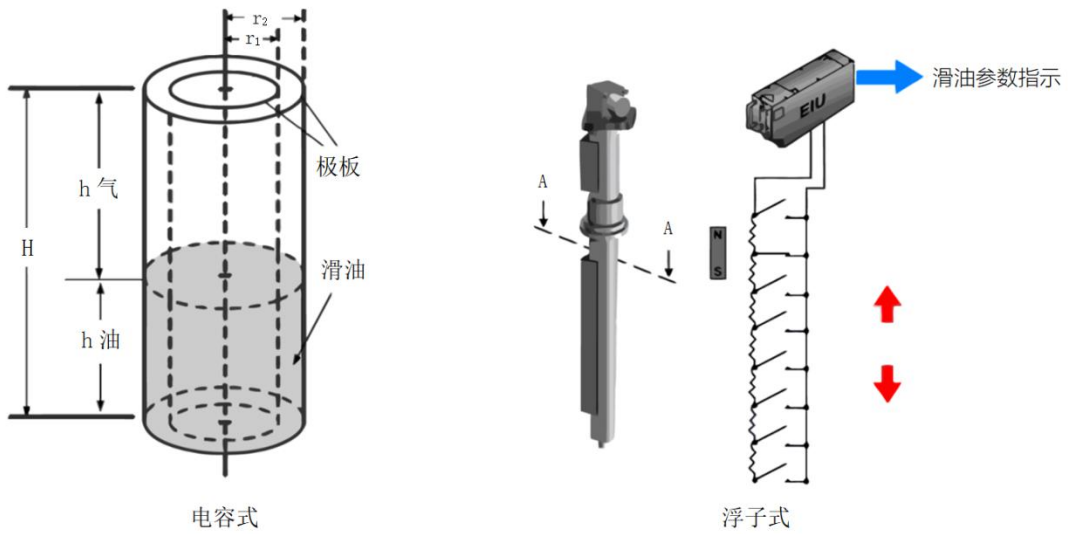


图 16-13 滑油量传感器

滑油压力传感器和滑油温度传感器通常在滑油系统中。滑油压力传感器的两种类型是波登管式和应力表式，如图 16-14 所示。波登管式，滑油从一端进入波登管，当管内流体压力发生变化，波登管变形，它的曲率发生变化，即伸直或弯曲，连接到另一端的指针摆动，指示波登管内的滑油压力；应力表式，膜片感受发动机前油槽供压管路与转换齿轮箱通气腔之间的压力差，它将作动电枢，从而改变电磁感应线圈的磁阻，此磁阻信号传送到指示器以指示滑油压力。

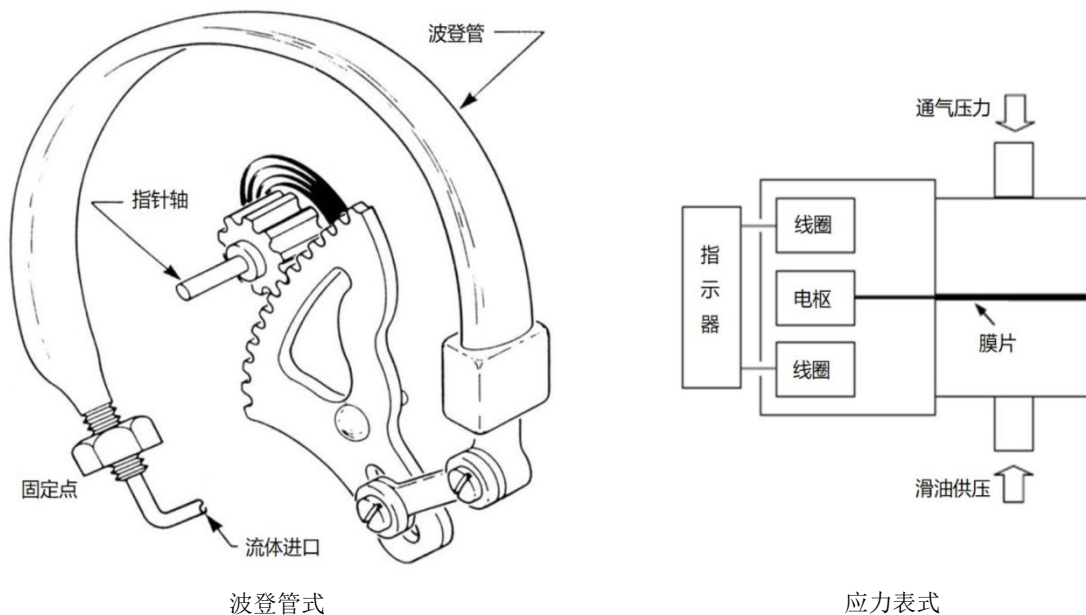


图 16-14 滑油压力传感器

滑油温度传感器在滑油系统中的安装位置取决于发动机类型。它可装在回油系统中，也有的装在供油系统中，它有热电偶和热电阻两种型式。

当通往发动机的滑油压力过低时，将接通滑油低压警告电门，给出低滑油压力警告，这时应该立即停车进行检查和维修工作，以保证发动机的正常工作。

滑油滤堵塞指示由油滤压差电门控制，该电门感受油滤进出口压差，当因油滤堵塞而使压差达到设定值时，电门接通，给出旁通警告。

16.4 警告系统和指示组件

16.4.1 警告系统

警告系统用来提供可能出现故障或存在危险情况的指示，以便采取措施保护发动机和飞机。虽然一台发动机的各种系统在设计上只要可能就设计成是故障安全的，但有时仍然装设附加的安全装置。

在燃气涡轮发动机上，除了要装火警探测系统外，还可能安装许多其他的声响和目视警告系统。当出现低滑润压力，低燃油压力，振动过高或过热的情况时，这些系统可以发出警告。这些系统发出的指示可以是告警灯、警铃或喇叭声。闪光灯能吸引驾驶员对中央警示板的注意。在 ECAM/EICAS 页面上有警告和告诫显示。

仪表的颜色标记可以使驾驶员知道仪表指示值是安全的还是危险的。一般绿色弧段表示正常范围；琥珀色弧段表示警戒范围；红色径向线表示不能超越的最大或最小允许值。例如某机型，EGT 表上红线是 EGT 允许的最大值；琥珀色示出对于最大连续推力的 EGT 值，它仅允许在发动机起飞或复飞时短时间超过琥珀色线。新型驾驶舱公共显示系统的显示组件上，白色指针表示参数的变化；灰色阴影区域表示进程；琥珀色表示警戒区域；红色是超限警告；绿色代表目标值。如果 EGT 高于最大连续限制值，但低于 EGT 红线值，指针、读数、阴影区域变成琥珀色。如果 ECT 超出红线值，指针、读数、阴影区域变成红色。

16.4.2 指示组件

电子指示系统将发动机的指示、系统的监视以及向驾驶员告警的功能组合在仪表板上安装的一个或几个阴极射线管上。有关的参数以刻度盘形式显示在屏幕上，而数字式读数、警告、注意事项和建议信息则以文本方式显示。

参数显示一般有 3 种不同类型：表盘指针型、移动的垂直条型和经典的电机械指示器。各型指示器有参数的限制值，有颜色标记。

新一代波音飞机, 驾驶舱内装有发动机指示及机组告警系统(EICAS)。它通过两个阴极射线管显示参数和状态, 并辅助以灯光、音响, 有的还与发动机备用指示器(SEI)相配合。EICAS 以及与飞机、发动机接口的装置一起将推力管理、发动机控制、状态监视、故障诊断、信息显示、事件存储等综合在一起。EICAS 允许选择不同的页面, 检查飞机及其系统的工作状态。这不仅减轻驾驶员的工作负担, 从而改善飞行操作条件, 也给地面维护人员在发动机及系统监控方面带来好处。

空中客车飞机上安装的飞机电子中央监控系统(ECAM), 用来监视飞机和发动机上各主要系统的工作, 自动处理各系统输入的有关信息, 通过两个阴极射线管显示信息、图形和有关数据。ECAM 系统显示包括发动机参数 / 警告信息显示 (E/W 显示) 和系统 / 状态信息显示 (S 显示) 部分 (见图 16-15)。

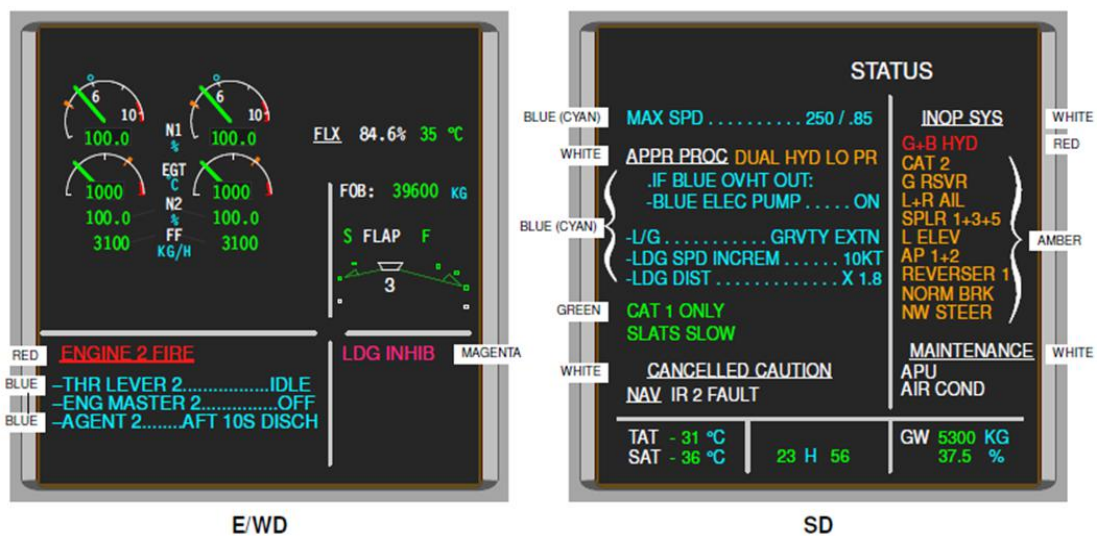


图 16-15 发动机警告/显示和系统显示

正常工作时, ECAM 系统提供临时使用的系统 (如 APU) 和经常工作的系统 (如液压系统) 的工作情况。从起飞到着陆共分 12 个阶段, 各阶段都有相应的页面。如果工作时出现不正常或应急情况, 一个显示器显示警告页面, 上面有故障分析和应采取的操作措施, 另一个显示器出现故障系统的页面 (若有的话)。

新型发动机利用驾驶舱的控制显示组件 CDU (Control Display Unit) 或多功能控制显示组件 MCDU (Multifunction Control Display Unit) (见图 16-16) 可以进行 EEC BITE, 进行地面测试, 查找最近故障和历史故障、超限数据和各个系统、控制网路、各个部件的控制指令值、反馈值、偏差值, 以及其他相关数据 (见图 16-17), 给发动机的使用维护带来极大的方便。发动机自检功能可从主菜单页面进行, 它包括: 当前故障、故障历史、识别 / 构形、地面测试和输入监视。它给出发动机故障的签派级别。地面测试包括 EEC 测试、反推杆互锁测试、作动器测试和电嘴测试。输入监视页面用于监视发动机参数, 它又分为: 控制回路、控制压力、控制温度、燃油系统、滑油系统和转速, 每一子项又有很多内容。例如控制回路

输入监视有：FMV、VSV、VBV、HPTACC、LPTACC 和 TBV 的控制回路。



图 16-16 MCDU

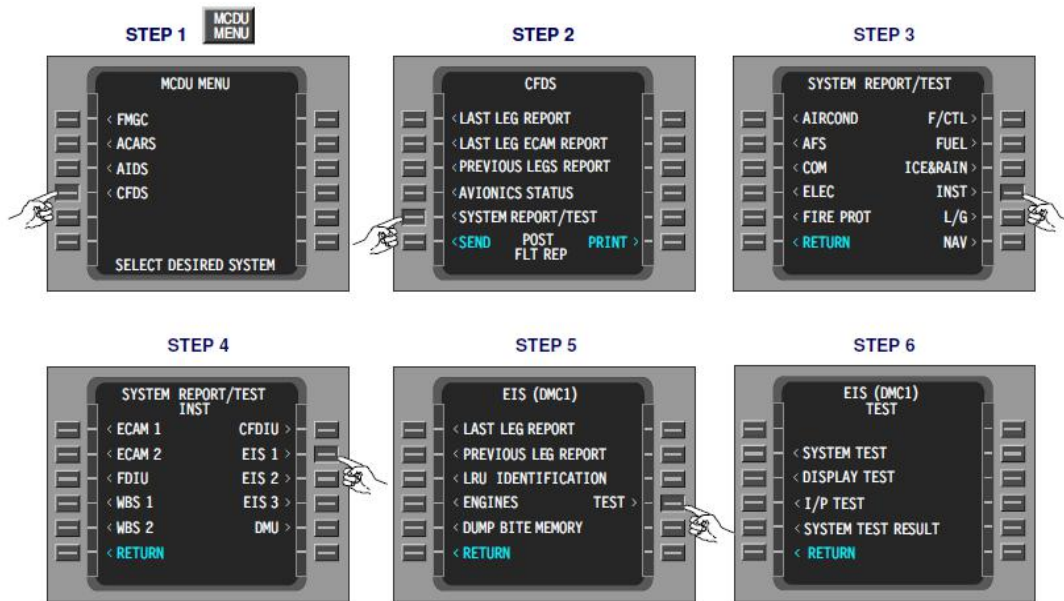


图 16-17 MCDU 的测试

16.5 典型发动机指示系统维护介绍

16.5.1 典型发动机指示系统的部件识别

1) B737-800 飞机驾驶舱如图 16-18 所示。



图 16-18 B737-800 飞机驾驶舱

2) 典型发动机的 N1 转速传感器如图 16-19 所示。

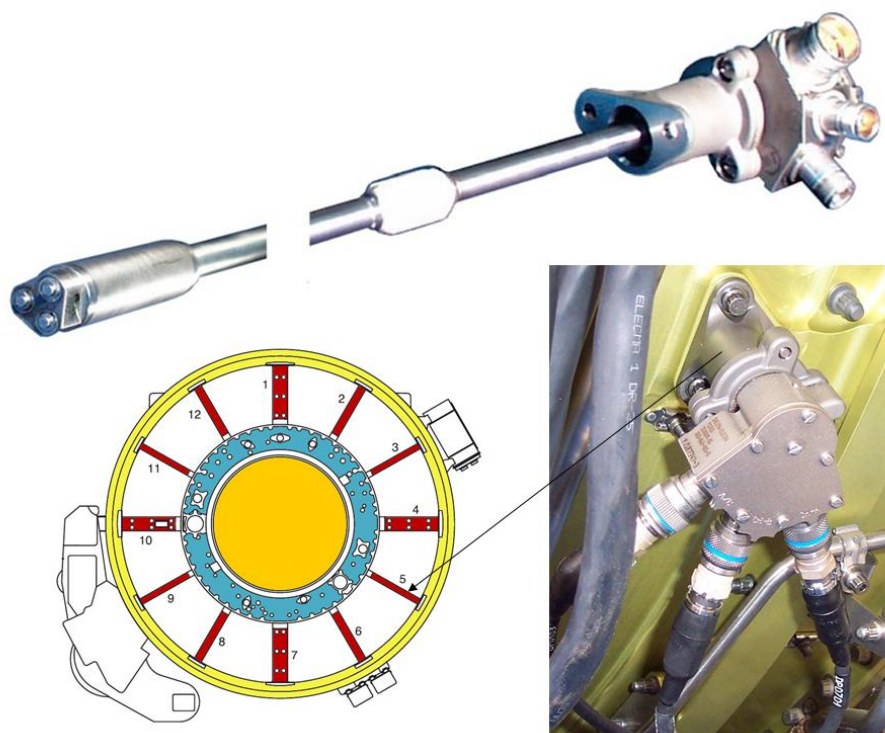


图 16-19 N1 转速传感器

3) 典型发动机的 N2 转速传感器如图 16-20 所示。

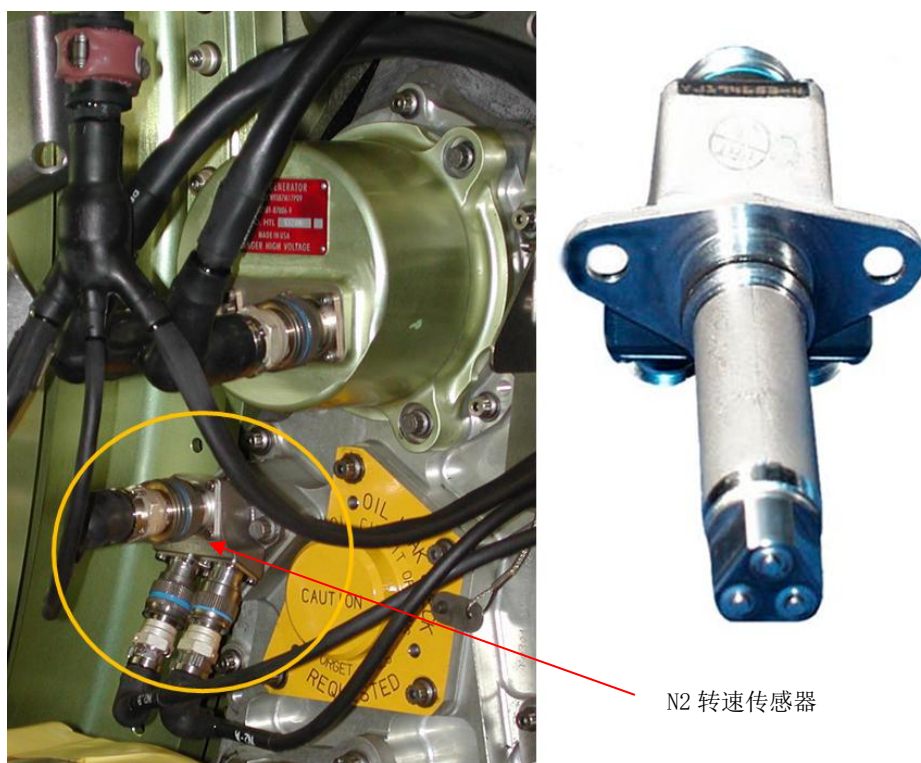


图 16-20 N2 转速传感器

4) 典型发动机的振动传感器如图 16-21 所示。



图 16-21 振动传感器

16.5.2 典型发动机指示系统的常见维护及安全注意事项

发动机指示系统常见的维护工作有：参数超限后的记录抹除、EGT 插头检查、发动机振动配平等。

1. 参数超限后的记录抹除

发动机对转速有一定的限制，超过一定转速，发动机会关断燃油，从而使发动机关车。在发动机起动和工作时，EGT 温度有限制，不能超温。在某些发动机上，由于 EGT 导线接头接触不良，EGT 温度会显示为 XX。

发动机可能由于推油门过猛会出现短时的参数超限情况，对于转子转速和 EGT 超限一般需要对发动机孔探检查或试车验证，确认是由于内部损坏而导致的参数超限，还是由于线路问题导致的假信号。如果孔探后未发现内部损伤，需要先在发动机电子控制器内抹除超限记录，然后检查线路清洁电插头，再试车验证，若没有问题，则可以正常放行发动机。

2. EGT 插头检查

- 1) 目视检查转速传感器有无损伤，传感器是否松动。
- 2) 目视检查电气连接导线及插头是否松动，有无损伤。
- 3) 有些发动机，可以对 EGT 传感器进行测试。

3. 发动机振动配平

发动机振动问题则可以直接在相关计算机上进行自检，通过故障信息来判定是假信号还是真实振动超限。典型的发动机振动超限后需做如下维护工作：

- 1) 发动机振动高故障主要表现为发动机真实故障或 AVM 系统故障。
- 2) 故障原因，发动机振动，AVM 系统故障。
- 3) 排故步骤，必须严格按照飞机维护手册相关程序来进行。

(1) 读取 AVM 历史振动数据，确认振动来源。参考飞机维护手册，询问机组振动与发动机转速是否有关。

(2) 如振动高只出现在风扇 (FAN) 和高压压气机 (HPC)，或者只出现在高压涡轮 (HPT) 和低压涡轮 (LPT)，或者振动与发动机转速无关。按照 AVM 系统故障排故。

- (3) 如 AVM 历史数据显示发动机真实振动，按照发动机振动排故。

第17章 反推装置

17.1 反推装置概述

17.1.1 反推装置的作用

随着飞机飞行速度的增加，其降落时着陆速度也相应增大，尤其是民用飞机体积大、重量大，所以着陆时的惯性也大，这样滑跑的时间和距离就会增加。当跑道潮湿、结冰或被霜雪覆盖时，可能因飞机轮胎和跑道间的附着力损失而使机轮刹车的有效性降低，使飞机所需滑跑距离更长，因而要求更长的滑跑跑道。因此，现代民用飞机上采用反推装置。

反推装置通常在飞机着陆时以及中断起飞过程中使用。它是通过改变发动机的排气方向，即将涡轮后膨胀的一部分（或全部）燃气流或风扇出口的空气流转折一定的角度，向斜前方喷出。因为排气反作用力与飞机飞行方向相反，也就是产生了附加的制动力，所以可以迅速降低飞机在地面的滑跑速度，有效地缩短滑跑距离（见图 17-1）。军用方面，使用反推装置，不仅可以缩短飞机着陆滑跑距离，而且还能大大提高飞机的作战效能；民用方面，使用反推装置，是为了使着陆滑跑距离更短，也就是可以在更短的跑道上实现飞机降落，这对于民航机场建设具有较高的经济价值。

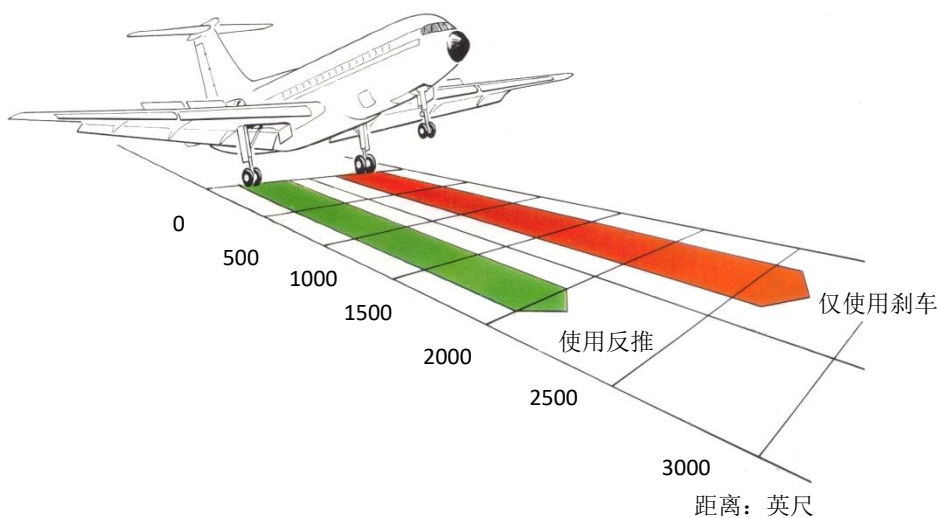


图 17-1 使用反推和仅使用刹车的着陆滑跑距离的比较

17.1.2 反推装置的工作原理

反推装置使发动机中正常排气流流动方向发生大于 90° 的转折，从而在与正常推力相反的方向上产生推力分量，以达到使飞机减速的目的。

通常，反推装置将排气系统的气流转折向斜前方（约 45° 左右）排出而产生反向推力（见图 17-2），反推力的大小与折转的燃气/空气流量、排气速度、折转角和飞行速度等有关。

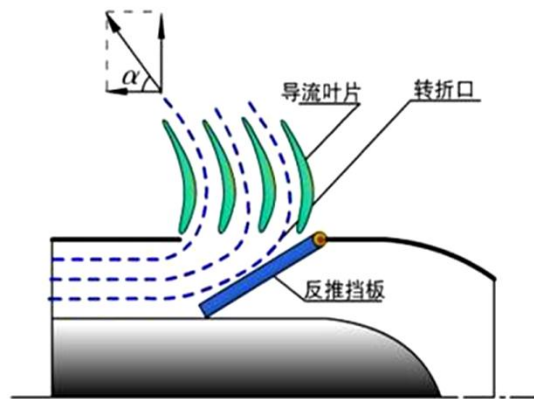


图 17-2 反推装置的工作原理

在涡轮喷气发动机和小涵道比涡扇发动机中，反推装置一般安装在尾喷管之后，用于将发动机产生的热的燃气流反向。在现代高涵道比涡扇发动机中，由于发动机推力的 80% 以上是由外涵气流产生的，所以只要将外涵气流反向产生反推力就足够了，也就是将反推装置装在外涵道上，工作时使外涵道冷气流转向而产生反向推力，内涵道热的燃气流仍然产生正推力，因此，发动机产生的反推力值为两者之差。

反推装置的设计要求是：在保证发动机安全正常工作的情况下获得最大的反推力；反推装置不工作时，不增大飞机的阻力，不减小发动机的推力，排气口应有良好的密封；力求结构简单，质量轻，操纵灵活，发动机在正常工作状态与反推力工作状态之间相互转换所需的时间要短；合理选择排气方向，力求不产生非对称的反推力，保证飞机的操纵稳定性，气流不能喷到机翼或机身上，也不能被发动机重新吸入；热气流反推装置的结构能够在高温大负荷的条件下工作可靠。

17.1.3 反推装置的类型

根据应用情况，反推装置可分为热气流反推和冷气流反推两大类。常用的热气流反推装置有蛤壳型门和戽斗门两种形式，多用于老式低涵道比喷气发动机上；常用的冷气流反推装置包括带有平移罩（也称移动套筒）的格栅式反推和枢轴门式反推两种形式，冷气流反推形式广泛应用于高涵道比的涡扇发动机中。

蛤壳型门式反推装置（见图 17-3）通常由高压压气机的引气气动操作，反推工作时由操纵机构将两扇蛤壳式反推力门向后转动，迫使气流折转，经过叶栅通道向斜前方排出，产生反推力。

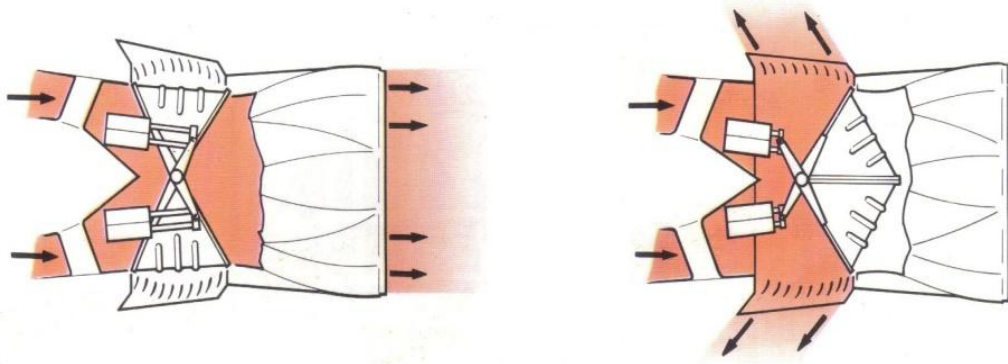


图 17-3 蛤壳型门式反推装置

庠斗门式反推装置（见图 17-4）通常由飞机液压系统操作，用伸缩式作动器作动。反推工作时，作动器向后移动，操纵两个庠斗门（半圆筒形）转到燃气流中，迫使气流向斜前方排出，产生反推力。B737-200 飞机的发动机使用庠斗门式反推装置。

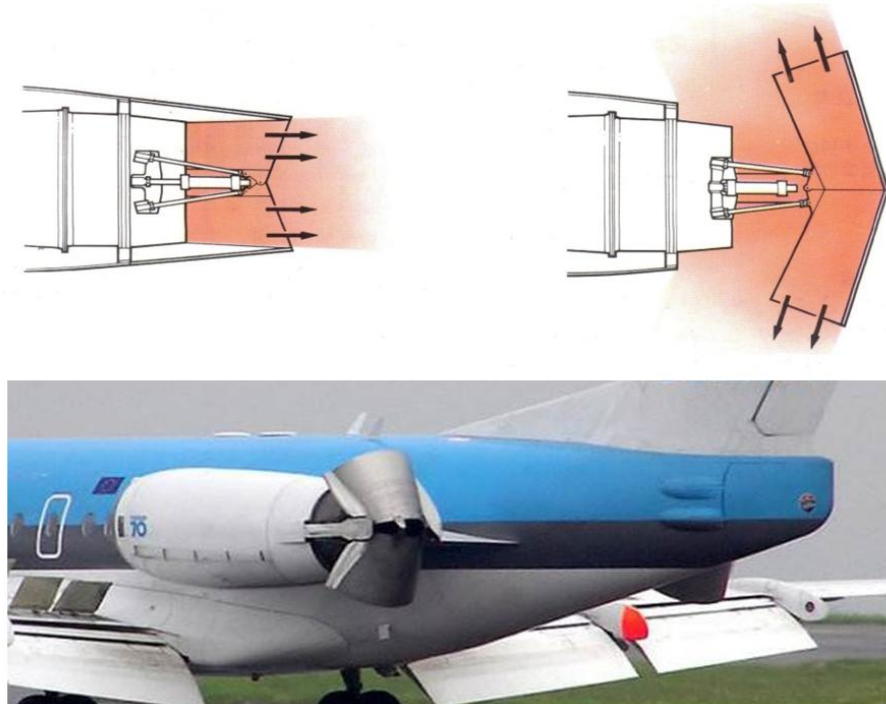


图 17-4 庠斗门式反推装置

带有平移罩的阻流门-格栅式反推装置（见图 17-5）装在外涵道上，由两半反推组成，每半反推都有 C 形涵道，通常为液压操纵或气动操纵，主要部件包括平移罩、液压或气动作动筒、柔性转轴、格栅组件、阻流门、阻流门阻力杆、扭矩盒等。扭矩盒位于前部，形成反推机构的外环并且用作防火墙。风扇排气通道由内套筒和平移罩之间的通道形成，内套筒固定在风扇框架上，平移罩使用滑块在滑轨上前后移动。在正推力状态，反推装置处于收进位置，也就是平移罩处于前位时，固定的内套筒和平移罩之间形成平滑的风扇气流通道，风扇排气流过此环形通道向后高速排出机外，产生正推力。当使用反推时，平移罩在反推作动筒

的作用下向后移动，同时带动阻力杆，逐渐将阻流门拉起。当平移罩完全展开时，阻流门完全关闭，阻塞了外涵道向后的排气通道，同时格栅通道打开，风扇排气在格栅叶片的引导下，向斜前方喷出，从而产生反向的推力（见图 17-6）。



图 17-5 带平移罩的格栅式反推装置

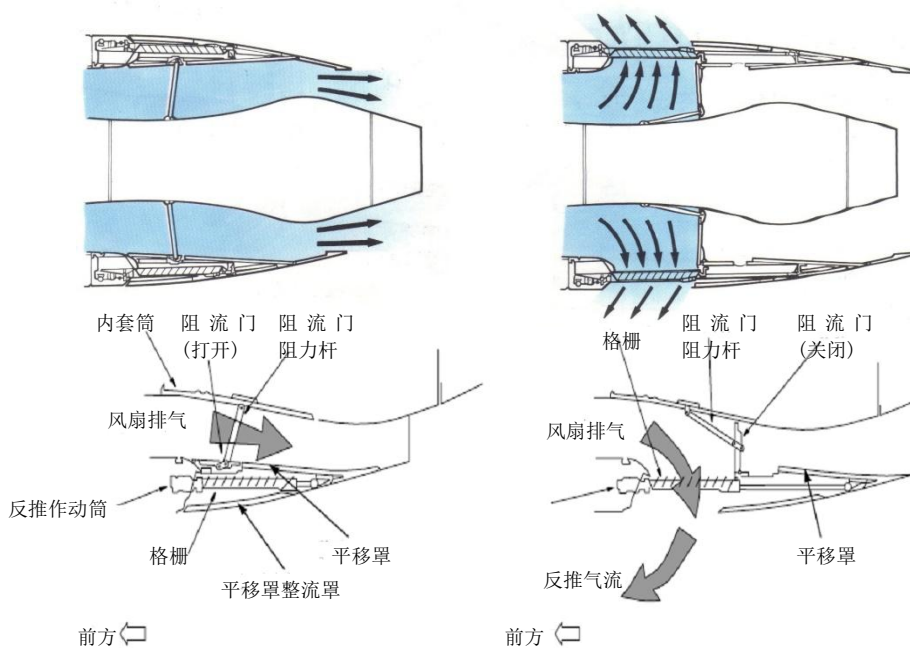


图 17-6 阻流门-格栅式反推装置的工作

枢轴门式反推装置也是由两个 C 形涵道组成，它有 4 个大的阻流门（每个 C 形涵道上有两个），阻流门可在液压作动筒作用下打开和关闭。当反推收进时阻流门与发动机整流罩齐平，风扇向后排气产生正推力；当阻流门打开时，把外涵道阻塞，使气流按阻流门的方向排出，产生反推力。使用枢轴门型反推装置的发动机有 A319/320/321 飞机的 CFM56-5B 发动机和 A330 飞机的 TRENT700 发动机。图 17-7 所示为用于 A330 飞机 TRENT700 发动机上的枢轴门式反推装置示意图。

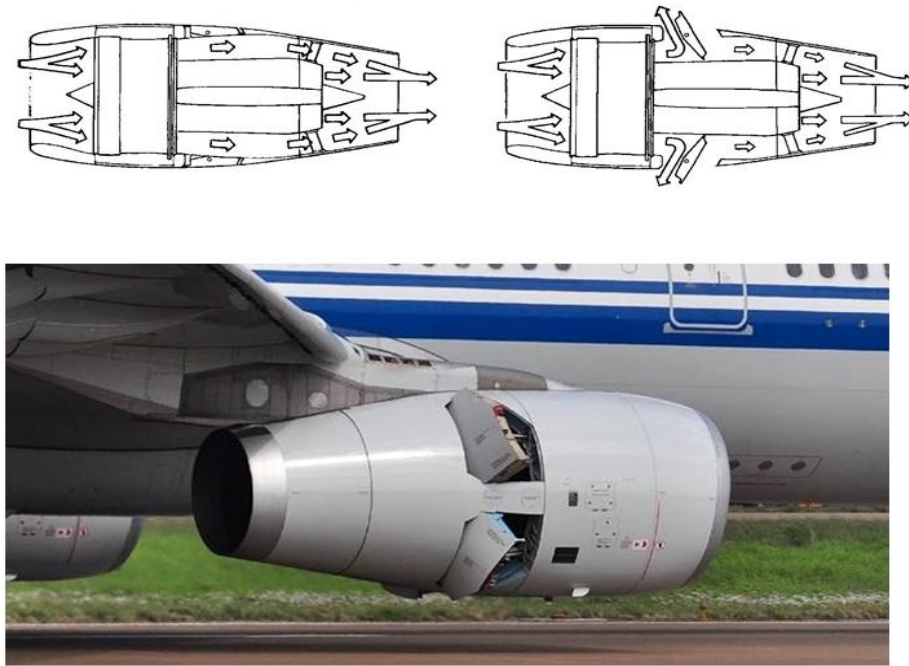


图 17-7 枢轴门式反推装置

17.1.4 反推装置的子系统

典型发动机的反推装置由以下系统组成：操纵系统、作动系统、气流转向系统和指示系统。操纵系统用于控制反推装置的收藏和展开；作动系统有气动或液压的作动部件，按操纵系统的信号移动气流转向机构；气流转向系统引导气流到产生安全反推力的最佳方向上（见图 17-8）。

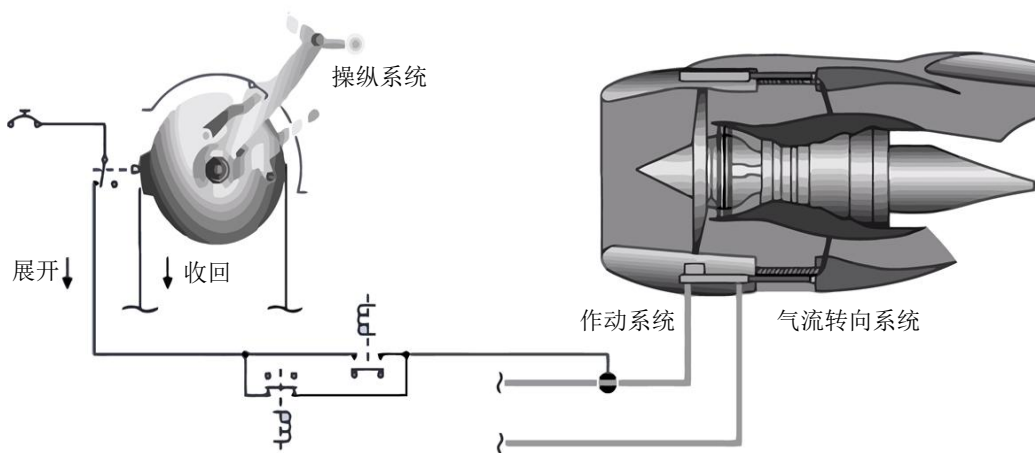


图 17-8 反推装置的子系统

1. 操纵系统

操纵系统的主要部件是驾驶舱的反推手柄，用来选择反推装置的放出和收进。拉反推手柄作动反推控制电门，用于开始反推操作和控制反推装置运动的方向。反推控制系统由空地信号逻辑保护，在飞行中不能展开反推。

反推操纵系统有油门互锁机构，此机构具有两个功能：

- 1) 只有反推装置完全展开时才能增加反推功率；
- 2) 保证只有反推装置完全收进之后，才能操纵推力杆增加正推力。

反推装置有自动再收进功能，即万一反推装置意外打开，控制系统能自动探测到，并能及时把反推装置收回且锁死。若意外打开，收不上来，发动机的功率应能自动从高功率减小到慢车功率。

2. 作动系统

反推装置的作动系统通常有液压式和气动式两种形式。

通过液压作动大的阻流门。在枢轴门反推装置上，每个阻流门有单独的液压作动器；在有平移罩的格栅式反推装置上，液压作动器更为复杂，因为它们必须同步工作。液压的反推作动系统通常有活门控制组件，接收控制系统来的信号供应液压油到作动器，从而展开或收藏反推装置。

气压反推作动系统常用于蛤壳式反推装置和有平移罩的格栅式反推装置。它们通常是供应发动机引气到空气马达，空气马达经驱动轴和齿轮箱用球螺旋作动器操作平移罩。

所有反推装置必须有锁定机构，确保在正推力状态时反推装置在安全收藏位不能随意移动。液压系统在作动器上有锁组件或分开的锁闭机构，当反推收藏时，锁闭机构的钩子牢固阻流门在收藏位；气动反推系统通常在空气马达有制动装置作为锁定组件。

3. 气流转向系统

气流转向系统引导气流到产生安全反推力的最佳方向上。常见的气流转向系统有蛤壳式、庖斗门式、旋转折流门式和带平移罩的格栅式反推装置。

在带平移罩的格栅式反推装置中，反推整流罩有固定部分和可动部分，气流转向系统部件在反推整流罩中，主要有阻流门、格栅、内套筒和（可移动的）外套筒组成。阻流门连在固定的整流罩和翻译罩之间，当反推收藏时它们同风扇排气通道齐平，当反推展开时它们随翻译罩的运动而进入阻流位置。格栅叶片用螺栓连接到反推整流罩的固定部分。左右发动机格栅的布局是不同的，当更换格栅时必须确保其正确的布局。不正确的安装会导致暴露于排气中的结构件寿命降低。

4. 指示系统

在驾驶舱内有反推装置工作情况的指示系统，包括开锁指示、反推位置指示、反推故障指示等。例如，A320飞机上在反推装置展开过程中，驾驶舱有琥珀色“REV”指示；反推装置完全展开后，变为绿色“REV”指示（见图17-9），表示油门互锁释放，发动机能够增大反

推力。

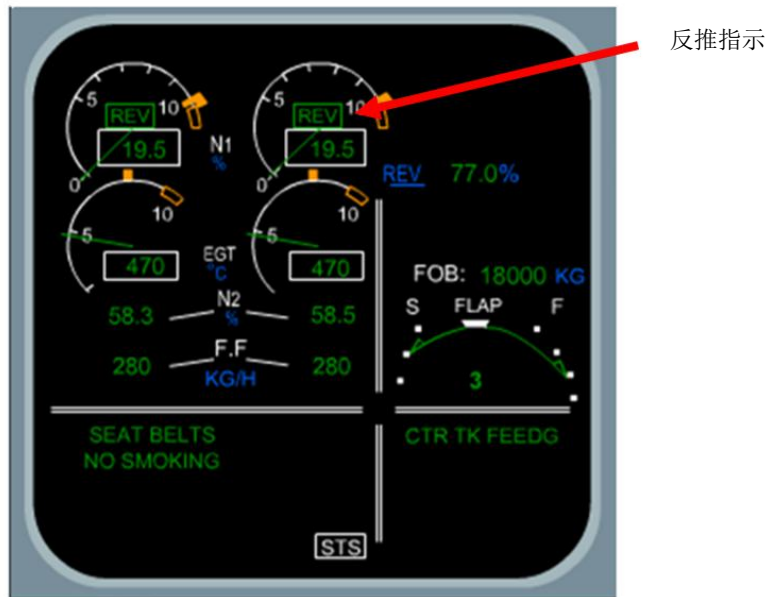


图 17-9 A320 飞机上的反推指示

在液压机械控制的发动机上，每半反推上通常装有反馈作动筒，反推展开过程中反馈作动筒随动。反馈作动筒上装有一个接近电门，当反推装置放出到一定位置时，其发出信号，使反推开锁显示变为反推完全展开显示。反馈作动筒还通过反馈钢索把反推装置的位置反馈到油门操纵互锁机构，油门操纵互锁机构的主要作用是：当反推装置没到达一定开度时，其可阻挡反推手柄移动，不允许增加发动机的功率。

在 FADEC 控制的发动机上，反推装置没有机械的反馈机构，通常有位置传感器将反推装置展开的位置信号发送给 EEC，如带平移罩的格栅式反推装置，两侧平移罩上各有一个线性可变差分传感器（LVDT）用于反馈两侧平移罩的位置；枢轴门式反推装置，每个阻流门各有一个旋转可变传感器（RVT）用于反馈每个阻流门的角位置。

17.2 典型发动机反推装置的维护介绍

17.2.1 典型发动机反推装置的部件识别

- 1) 典型发动机的扭矩盒、格栅、平移罩等组件，如图 17-10 所示。
- 2) 典型发动机的反推整流罩、阻流门、阻力连杆等组件，如图 17-11 所示。

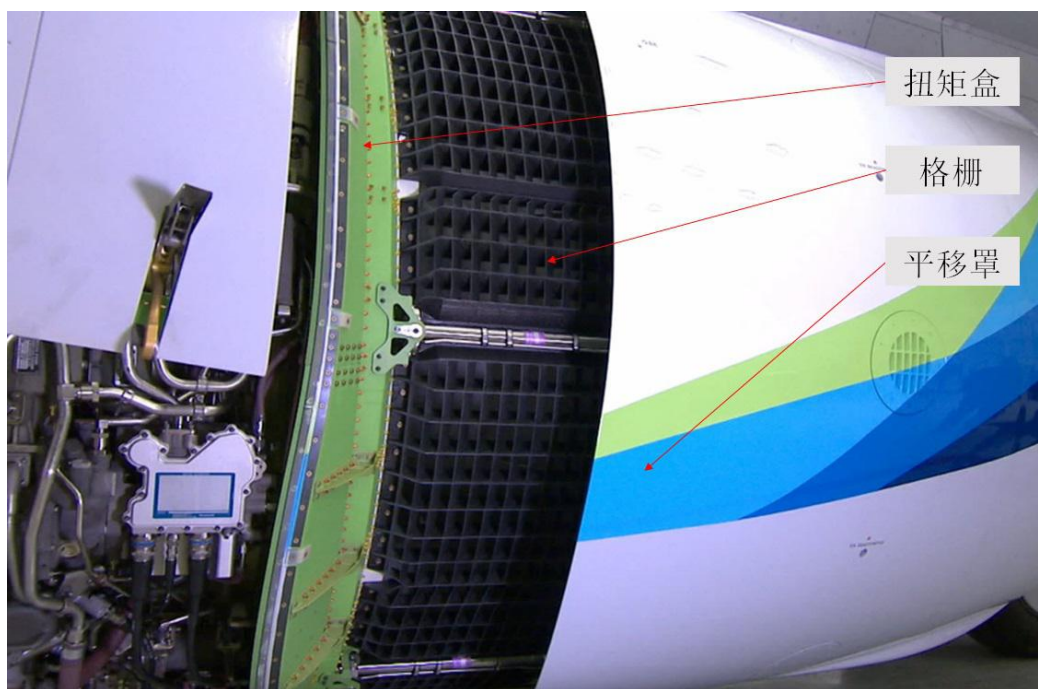


图 17-10 扭矩盒、格栅、平移罩等组件

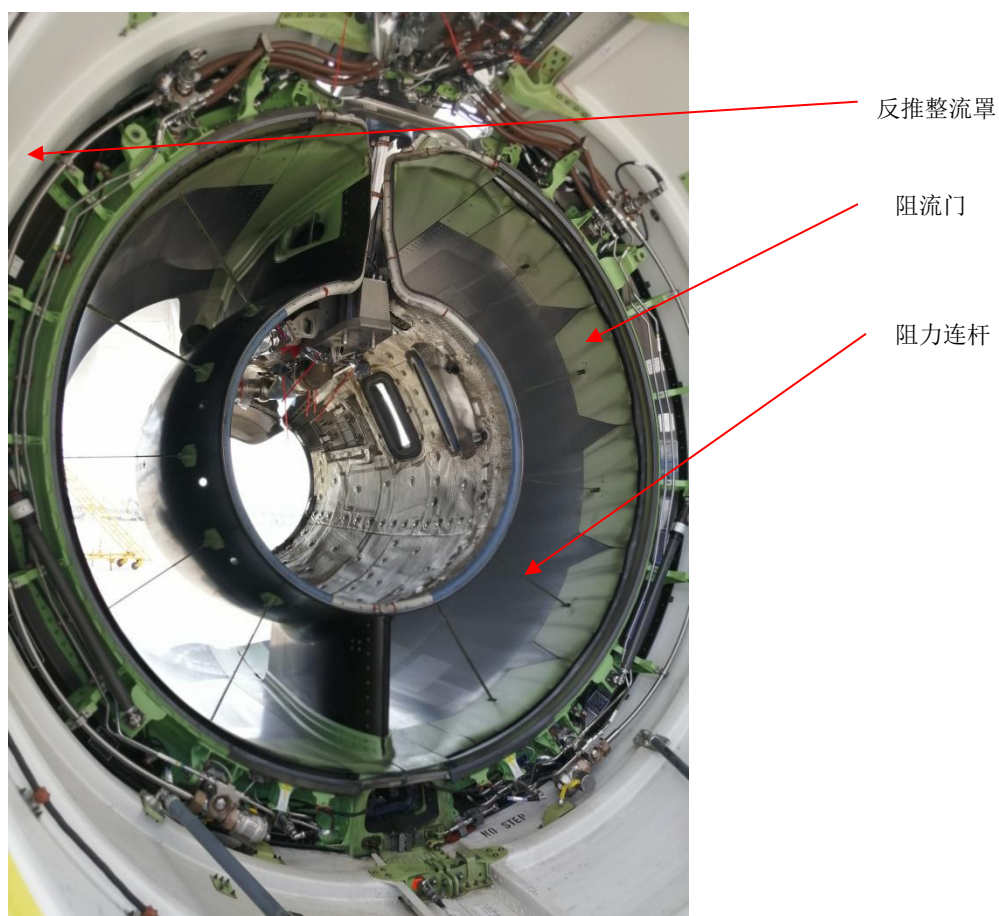


图 17-11 反推整流罩、阻流门、阻力连杆等组件

17.2.2 典型发动机反推装置的常见维护及安全注意事项

1. 反推维护注意事项

在反推失效需要保留，限制使用反推时，严格按手册要求执行安装限动部件，限制液压管路等操作，并告知相关部门对飞行性能的影响。

在对反推装置进行维护或者在其附近工作前，必须使它限动。如果没有使反推限动，反推装置可能会意外工作并导致损伤或者人员受伤。

为了让反推限动以便于维护，可以通过两种方法：

- 1) 确保液压动力不能进入反推系统；
- 2) 机械地锁定防止每个反推平移罩的移动。

例如：关闭反推控制活门组件上手动操作的切断活门，切断液压使反推系统不工作。在使用枢轴门型反推装置上，在每个阻流门上插入锁螺栓和锁定板；在使用带平移罩的格栅式反推装置上，在固定的反推整流罩和移动套筒之间安装不作动销都可以机械地使反推装置不工作。同时安装红色指示销指示出反推不工作。

2. 反推整流罩打开与关闭时的注意事项

1) 打开反推整流罩时最好用专用的液压泵操作，在反推整流罩打开到位后必须在反推撑杆上安装反推锁定装置，防止反推整流罩意外落下造成人身伤害和设备损伤。

2) 在反推整流罩处于打开状态时，禁止前缘襟翼的放下操作，防止损伤反推和襟翼。

3) 在关闭反推整流罩时，必须仔细检查发动机核心机内和反推各区域有无遗留的工具设备，各附件安装状况正常，不会影响反推正常闭合。

4) 检查反推锁扣部件是否有损伤、变形，严格按手册规定的先后顺序操作反推前、中、后锁扣。

第 18 章 发动机滑油系统

涡轮发动机工作时，各旋转部件（如支承发动机转子的轴承，传动附件的齿轮）的接触面间都以很高的速度做相对运动。摩擦会加速零件表面的磨损，同时生成的大量的热量还会使零件过热甚至损坏，使发动机不能正常工作。因此，滑油系统的主要任务就是把一定压力、一定温度的清洁滑油送到需要润滑的地方，以保证发动机能正常工作。

本章主要介绍发动机滑油的作用、种类和性能要求，滑油系统的类型、组成和工作原理，以及典型发动机滑油系统的常见维护和安全注意事项。

18.1 概述

18.1.1 滑油

1. 滑油的作用

滑油系统的主要作用是润滑、冷却、清洁、防腐。滑油覆盖在零部件表面形成一层一定厚度的油膜，可将相对运动的零件金属表面隔开，只要油膜不破裂，流体内部摩擦代替金属摩擦，从而起到减少摩擦和磨损的作用，同时可减少功率消耗；循环的滑油直接同轴承等运动部件接触，吸收并带走热量，在散热器处又将热量传给冷却介质，使发动机机件得到冷却；滑油在发动机内循环流动过程中，将磨损的金属细末或金属颗粒以及外来杂质一起带走，在滑油滤中将这微粒分离出来，从而起到清洁发动机的作用；滑油油膜覆盖金属表面，将金属与空气隔离开，起到防止氧化和腐蚀的作用。

除此之外，滑油还可作为工作介质用在某些液压装置和操纵机构中，如作为作动筒、螺旋桨调速器、测扭泵、挤压油膜轴承等的工作介质。滑油可在金属零件之间形成缓冲层，起隔振、封严作用。滑油的热量可用于加热燃油，还可作为防冰系统的热源。

2. 滑油特性

航空发动机使用的滑油有两大类，一类为矿物基滑油，即从石油中提炼出来的；另一类是人工合成滑油，即从石油、动物油、植物油中提炼出来的某些二元醇酯混合而成。通常涡轮发动机使用低黏度合成润滑油，而不使用矿物油。因为合成油在高温下能保持其润滑特性，并更具有抗氧化性。合成油还具有更好的热稳定性和黏度特性。

合成润滑油按工作温度可分为 I 型、II 型、III 型三个大类，II 型滑油是现代燃气涡轮发动机最常使用的。

发动机润滑油的主要特性指标有黏度、黏度指数、倾点与凝点、闪点与燃点、抗氧化性等。

1) 黏度

黏度表示润滑油流动的阻力，反映了润滑油的流动性，黏度大则流动性就差，而黏度越小，润滑油就越容易流动。润滑油的黏度除了反映流动性，还直接影响油膜的生成能力和油膜的承载能力，黏度大的润滑油，其油膜的承载能力就大。

2) 黏度指数

润滑油黏度随温度变化。温度低，润滑油黏度大，流动性变差，造成润滑、冷却、散热效果不良，起动困难。温度高，润滑油变稀，黏度小，不能形成一定厚度的油膜或者油膜可能被破坏，使润滑、冷却、散热效果不良。一般用黏度指数来表示润滑油黏度随温度变化的情况。在给定的温度变化下，润滑油的黏度变化越小，其黏度指数就越大。

3) 凝点

凝点是试样在规定的条件下冷却到停止移动时的最高温度，是用来衡量润滑油低温流动性的常规指标，以 $^{\circ}\text{C}$ 表示。凝点偏高，油品的低温流动性就差。

4) 闪点与燃点

润滑油面上出现闪燃蒸汽的温度称为闪点，闪点低的润滑油容易挥发，其工作范围相应也低。润滑油面上蒸汽和空气混合后可以燃烧的最低温度称为燃点。燃点应该尽可能高，以防止润滑油系统着火。

5) 抗氧化性

氧化是润滑油和氧气之间的反应，增加润滑油黏度。当润滑油温度增加高于一定值时，润滑油开始同氧反应，因此抗氧化性是润滑油的重要特性。II 型润滑油的抗氧化温度直到 220°C 。

6) 热稳定性

热稳定性指润滑油在高温下抵抗化合物分解的能力。在高温下润滑油分子分裂成化学成分，润滑油的润滑能力改变。II 型润滑油抗化学分解的温度高达 340°C 。

燃气涡轮发动机的转速高，工作温度也高，因此选择的润滑油应满足：适当的黏度，既承载能力强又有良好的低温流动性；低凝点、高闪点，低挥发性；较高抗氧化性，较低的残炭值；高的黏度指数，工作范围大。

18.1.2 润滑油系统的类型

大多数燃气涡轮发动机使用再循环式润滑油系统。在这种系统中，润滑油从滑油箱或机匣油槽经增压过滤后，分送到各个轴承腔和齿轮箱需要润滑的部位，然后再经回油系统返回滑油箱或机匣油槽。采用滑油箱的系统称为干槽再循环式润滑油系统，没有滑油箱而利用机匣作为油槽的系统称为湿槽再循环式润滑油系统。现代燃气涡轮发动机上广泛采用干槽再循环式润滑油系统，干槽再循环式润滑油系统按循环性质分为调压活门式系统和全流式系统。

1. 调压活门式系统

在调压活门系统中，通过将供油路中的滑油压力限制到给定的设计值来控制向轴承腔供应的滑油流量。在设计上采用了弹簧加载的调压活门，当压力超过设计值时，它允许滑油从增压泵出口直接返回增压泵进口或滑油箱。通常调压活门打开的压力对应于发动机慢车转速时的供油压力，这样在发动机的整个工作转速范围内，可保持供油压力恒定。

2. 全流式系统

全流式系统可以在整个发动机转速范围内达到要求的滑油流量，它不用调压活门，而允许增压泵直接向滑油供油喷嘴供压。增压泵的尺寸由发动机最大转速下要求的滑油流量决定。由于不像调压活门系统那样在最大发动机转速下溢出大量的滑油至油箱或油泵进口，所以全流量系统可以使用较小的压力和较小的回油泵。为了防止高的滑油压力损坏油滤或滑油散热器，全流式系统安装了释压活门，使滑油可以绕过这些装置而从旁路回油。一般情况下，这些活门只有在冷起动条件下或当发生堵塞时才打开，起到保护作用。全流式系统滑油压力随发动机工作状态而改变，从而保证发动机各个状态下的滑油压力和流量要求，特别是高功率状态的要求。

现代大型涡轮发动机一般都采用全流式滑油系统，而调压活门式滑油系统则更适用于推力较小、轴承腔压力较低的发动机。

18.2 滑油系统的工作

18.2.1 滑油系统部件

滑油系统主要部件包括：滑油箱、滑油泵（供油泵和回油泵）、滑油滤、磁屑探测器（磁性堵塞）、滑油冷却器、油气分离器、释压活门、滑油喷嘴和最终油滤、测试仪表等（见图 18-1）。图中润滑组件为供油泵、回油泵、压力油滤、释压活门、磁屑探测器的组合件。

1. 滑油箱

滑油箱（见图 18-2）一般安装在风扇机匣或附件齿轮箱上，用于贮存滑油。

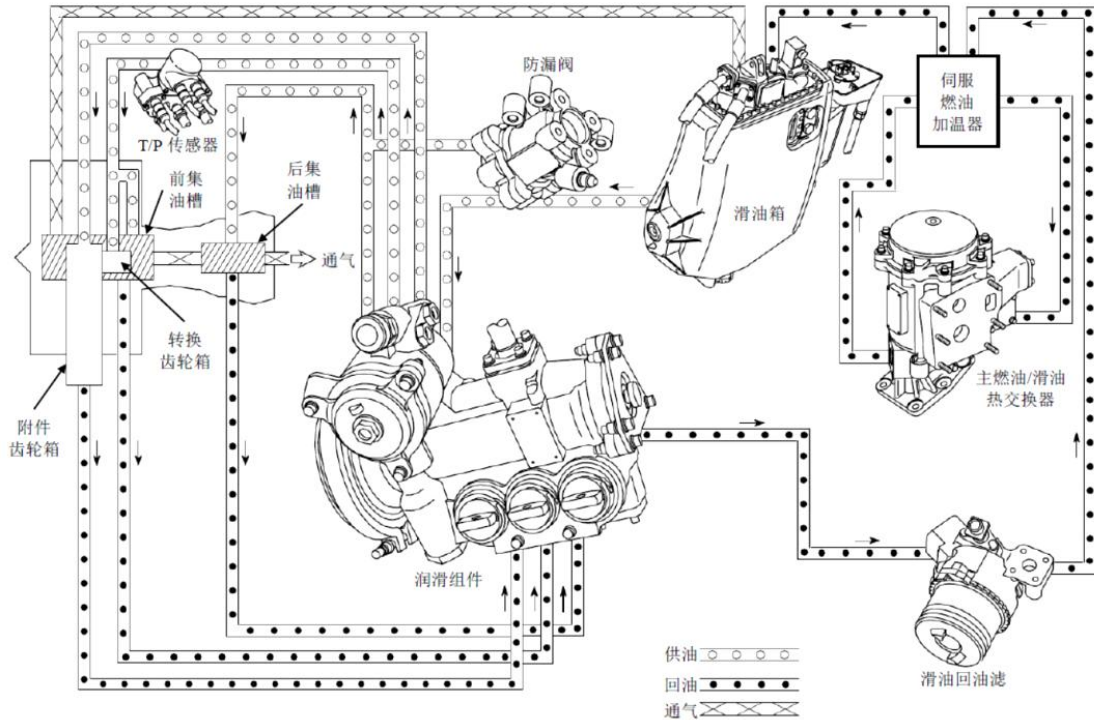


图 18-1 典型的滑油系统部件

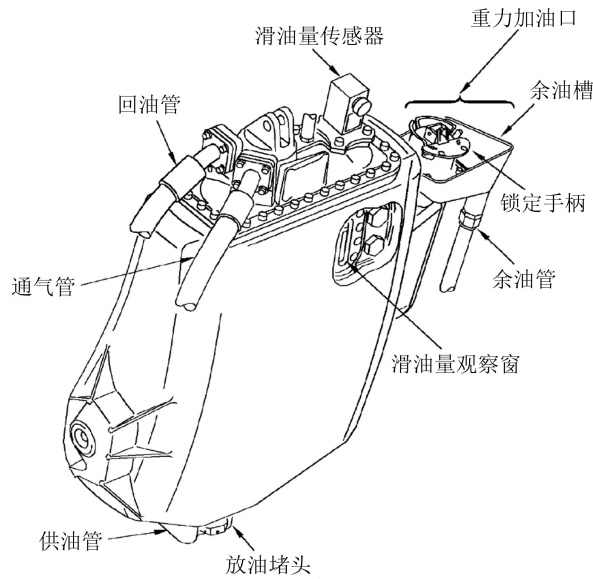


图 18-2 滑油箱

滑油箱上有重力加油口或压力加油口，在某些发动机上，这两种加油口都有。加油口标注有“Oil”和油箱容量。滑油箱上有供油出口、回油进口、通气设备以及放油塞等。油箱应备有观察窗或者量杆，用来对滑油系统的油量进行检查。油箱应有传感器用来测量油箱滑油量，并在驾驶舱仪表上指示。油箱中有油气分离装置，滑油回油进入油箱后首先经过它，将回油中的空气分离出来，从而减少泡沫的生成。油箱里安装有防止油晃动的隔框。有的机型上有防虹吸部件，防止停车后油箱滑油通过供油管流到系统中的最低点。

滑油箱应留有一定的膨胀空间，因为使用过的滑油温度高，体积有一定膨胀，而且流动过程中会产生一些泡沫，都会使滑油体积变大。膨胀空间应为滑油箱容积的 10% 或 0.5 加仑。

2. 滑油泵

滑油泵对于发动机能否有效工作极为重要，按其功能可分为增压泵和回油泵。增压泵也叫供油泵，功用是将滑油从油箱中抽出送到轴承腔、齿轮箱等需要润滑的位置。回油泵的功用是将润滑后的滑油收集起来送回油箱。由于回油温度高，并且含有大量气泡，回油系统的能力必须至少是增压系统的两倍以上，所以供油泵可以是 1 个，回油泵则有 3 个或更多。增压泵和回油泵通常做成一体，常位于润滑组件中，装在附件齿轮箱上，由一根驱动轴驱动。常用的滑油泵有齿轮泵和摆线泵，也有的采用旋板泵。

齿轮泵由一对齿数相同互相啮合的齿轮组成（见图 18-3），滑油由进口进入泵后，填满齿间槽穴，当齿轮被带动时，滑油即被带至出口处向外输出，滑油压力被提高。图 18-4 所示为增压泵和回油泵做成一体的齿轮式组合滑油泵。增压泵后设有释压活门用于防止泵后压力过高，损坏系统薄壁部件和管路接头。当泵出口处的滑油压力高于规定压力值时，滑油顶开活门，使部分滑油由泵的旁路回到泵的进口处，从而维持出口压力为一定值，活门的弹簧力可根据要求进行调节。

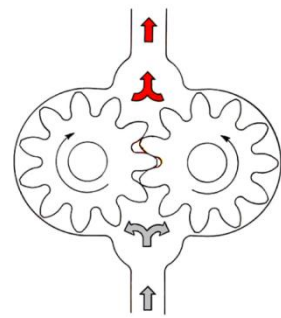


图 18-3 齿轮泵工作原理

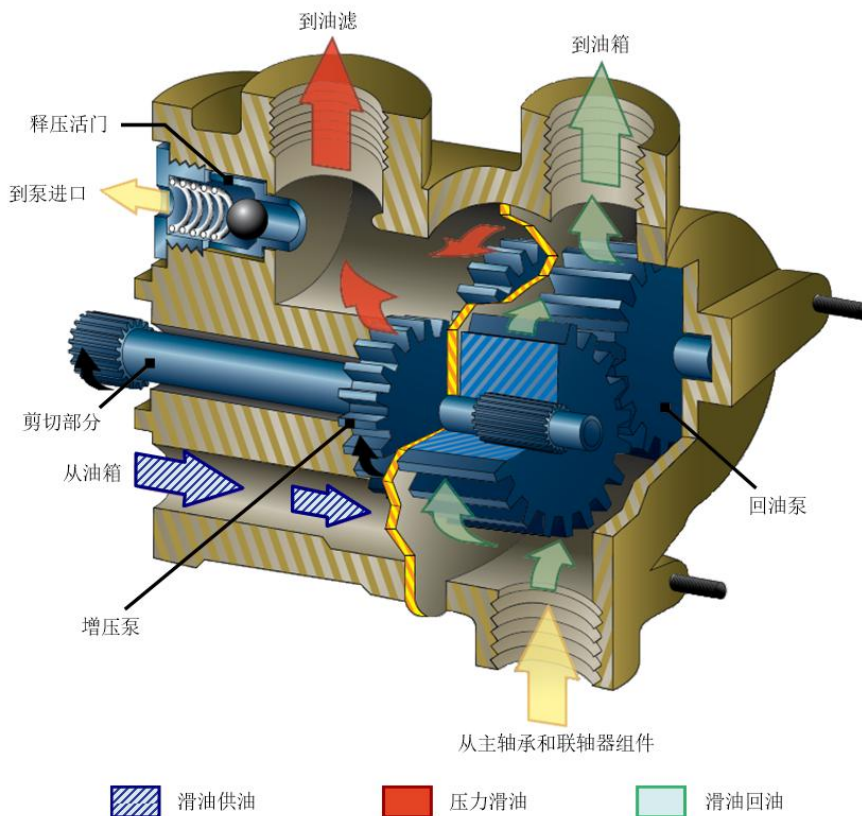


图 18-4 齿轮式组合滑油泵

另一种常用的滑油泵是摆线转子泵，如图 18-5 所示。

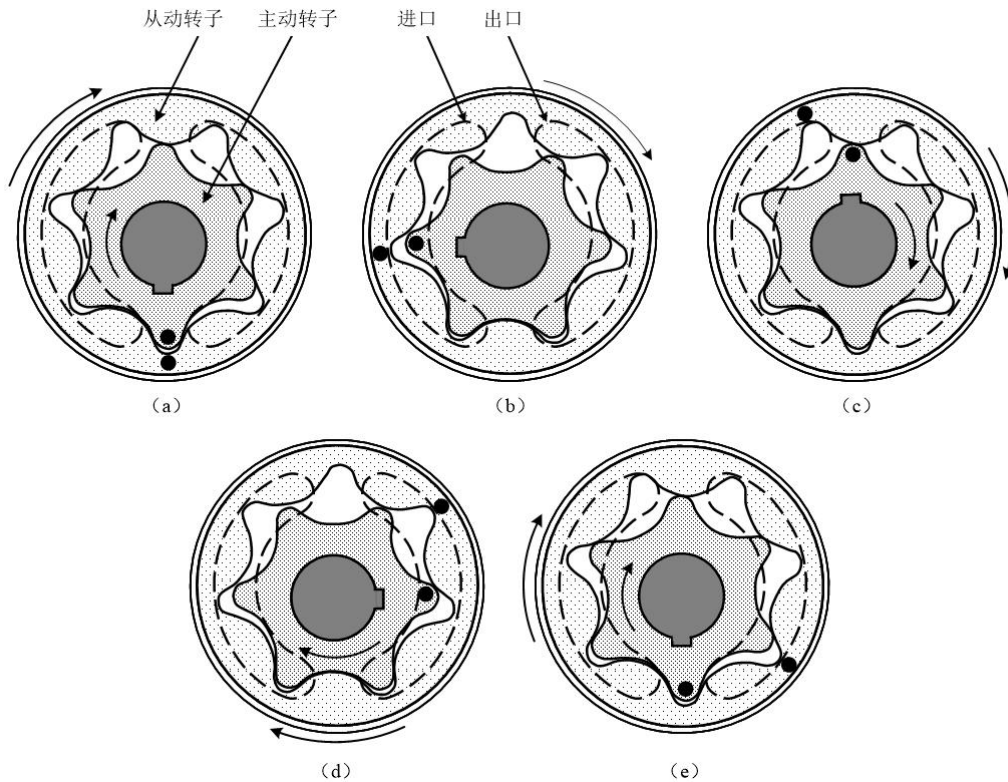


图 18-5 摆线泵

摆线泵由内转子、外转子、泵壳体组成，内外转子偏心安装并互相啮合，通常外转子比内转子多一个齿。油泵工作时，内转子带动外转子旋转，内外转子间形成的容积发生变化，经过进油口时齿间间隙逐渐增大而使滑油进入油泵，经过出油口时齿间间隙逐渐减小而使滑油被送出油泵。

3. 滑油滤

滑油滤的作用是过滤滑油中的微粒，以保证滑油清洁。在滑油箱的出口或紧接在滑油泵进口之前通常安装粗滤网，以防止碎片损坏油泵。在供油路和回油路上都安装有油滤，装在增压泵之后的滑油滤称为高压油滤，它滤出可能会堵塞滑油喷嘴的细小颗粒。回油滤装在每一条滑油回油路上，用来收集从润滑部件掉下的任何碎片。

主滑油滤通常是筒状结构，由壳体、滤芯、旁通活门、压差电门和单向活门组成。滤芯使用折叠丝网或树脂浸渍纤维作为过滤介质（见图 18-6）。旁路活门设在主滑油滤进出口之间，防止滑油滤堵塞时中断供油，即当滤芯堵塞而使油滤进出口压差达到一定数值时，旁通活门打开，滑油不通过油滤直接供应到被润滑部位。油滤堵塞时，油滤压差电门接通，驾驶舱警告灯亮，指示油滤堵塞。有的发动机在油滤壳体上装有伸出指示器，当油滤堵塞时指示器的红色标志外露，伸出的越多表示油滤堵塞越严重，地面维护人员检查时可发现此指示器的状态。单向活门装在油滤出口，在发动机停车时弹簧力使其关闭，防止滑油箱中的滑油在重力的作用下流出；发动机工作时，油泵输出滑油，在油压的作用下单向活门打开，滑油正

常向外输出。

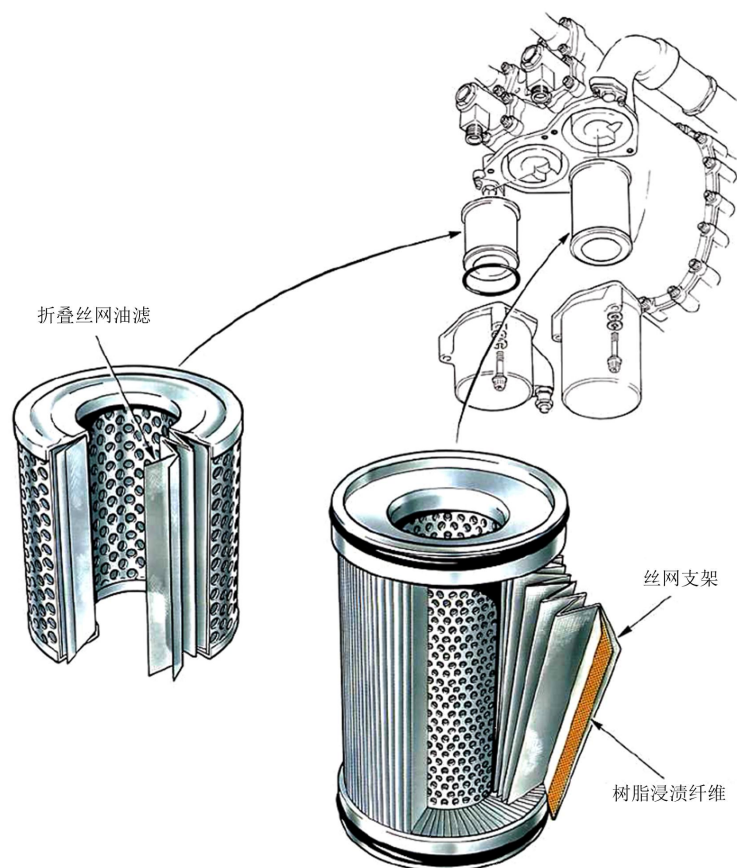


图 18-6 折叠丝网滑油滤

在紧靠滑油喷嘴前通常装有最终油滤，以防止喷嘴堵塞。最终油滤常采用螺纹式油滤（见图 18-7），也有采用多孔板或滤网油滤。由于最终油滤在内部，它只能待发动机翻修时更换。

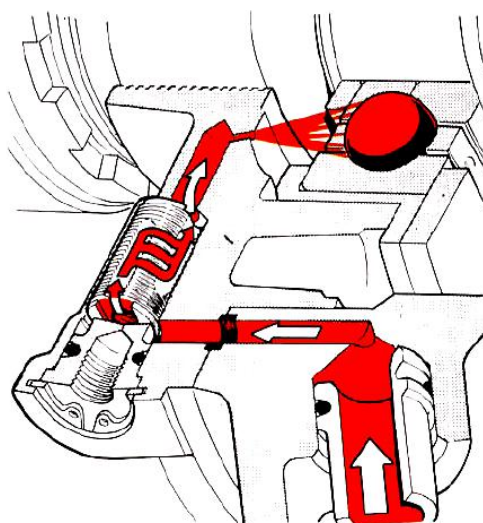


图18-7 螺纹式滑油滤

4. 滑油散热器

滑油需要循环使用，必须将滑油的热量散掉，因此滑油系统中安装有滑油散热器。散热器可装在供油系统中，也可装在回油路中。散热器装在回油路上的滑油系统叫做冷油箱系统，其特点是进入油箱的滑油温度较低。散热器装在供油路上的滑油系统叫做热油箱系统。对于热油箱系统来说，热滑油直接回油箱，油箱供出的滑油中含有较少的空气，因此可以采用较小的散热器。

根据冷却介质不同，常用的滑油散热器可分为两类：以燃油为冷却介质的燃油 / 滑油热交换器和以空气为冷却介质的空气 / 滑油热交换器，而某些机型中同时使用燃油冷却的和空气冷却的散热器。

燃油冷却滑油散热器（见图 18-8）有一个蜂窝散热组件，由折流板分隔成段。

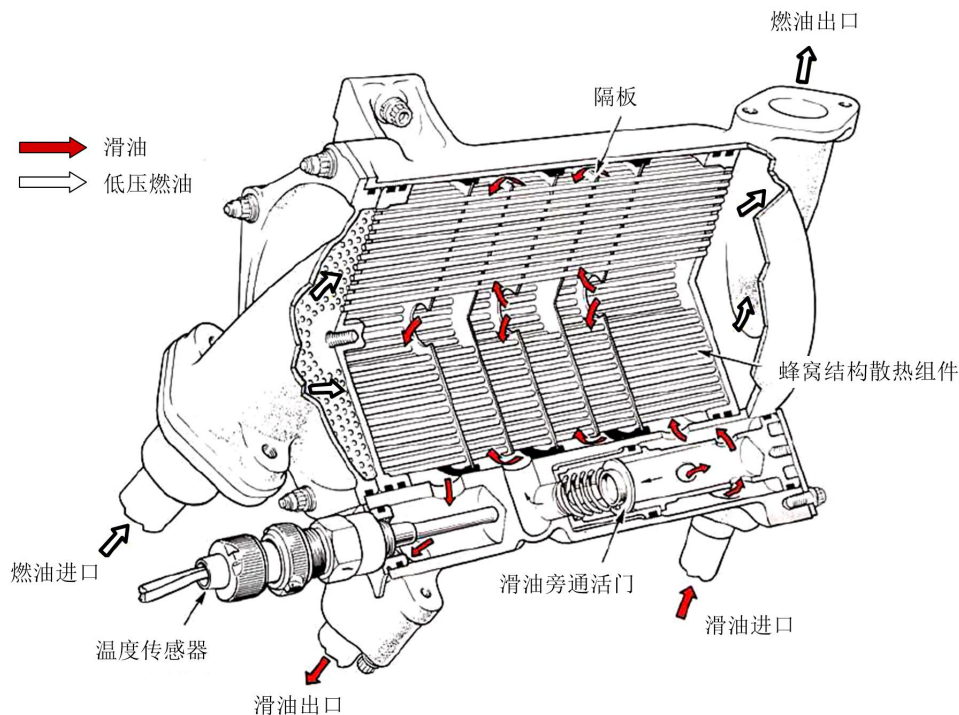


图 18-8 燃油/滑油热交换器

大量的导管穿过蜂窝散热器，燃油从导管内部流过，滑油在折流板的引导下从导管外部流过。热量由滑油传给燃油，因此降低了滑油温度。散热器进口和出口之间安装有旁通活门，该活门将决定滑油通过散热器还是绕过散热器。旁通活门为温度控制活门，由温度敏感元件的热胀冷缩进行控制，也有的机型上由 EEC 根据滑油温度信号进行控制。

当滑油温度低时，不需要散热，温度控制活门打开，滑油旁通，不进行热交换。当滑油温度高时，温度控制活门关闭，滑油通过换热器与燃油或者还有空气进行热交换。当散热器前后压差达到某一规定值时，该活门也可在压差作用下打开。

空气滑油冷却器常作为散掉滑油过多热量的第二冷却器，在结构上它与燃油 / 滑油热交换器类似，但滑油是在管子内部流动、空气在管子外面流动。

发动机上除有主燃油 / 滑油热交换器外，整体传动交流发电机中恒速传动装置润滑的滑油也需要冷却，也有燃油 / 滑油热交换器。此外，伺服燃油也同滑油进行热交换，称为伺服燃油加热器，防止伺服燃油结冰。

5. 磁屑探测器

磁屑探测器又称磁性堵塞（见图 18-9），装在回油路上（收油池、回油泵、油箱），探测金属粒子，判断发动机内部机件工作状态。其内部的永久磁铁和滤网吸附含铁和不含铁的粒子、碎屑。磁屑探测器应定期拆下检查，在高倍放大镜下观察，分析金属屑的来源。磁屑探测器有自封活门，防止磁性堵塞拆下时滑油流出。按安装方式分，磁屑探测器分为插入式和螺纹式两种，如图 18-10 和图 18-11 所示。

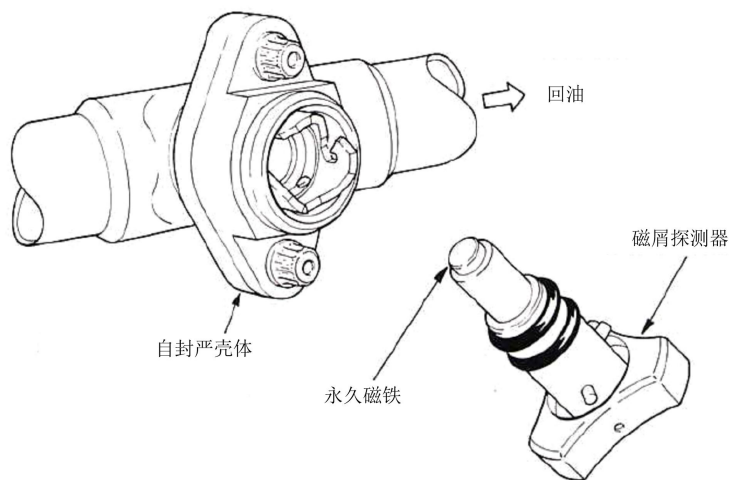


图 18-9 磁屑探测器

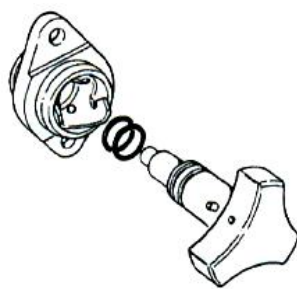


图 18-10 插入式磁堵



图 18-11 螺纹式磁堵

有的发动机采用电子式磁屑探测器（见图 18-12），每个磁屑探测器上有两个磁铁来收集碎屑，这两个磁铁是碎屑监测系统（DMS）电路的一部分，当两个磁铁吸附足够多的金属碎屑充满磁铁间的间隙时，碎屑监测系统电路接通，在中央显示组件（CDUS）的发动机维护页面上显示 DMS 维护信息。

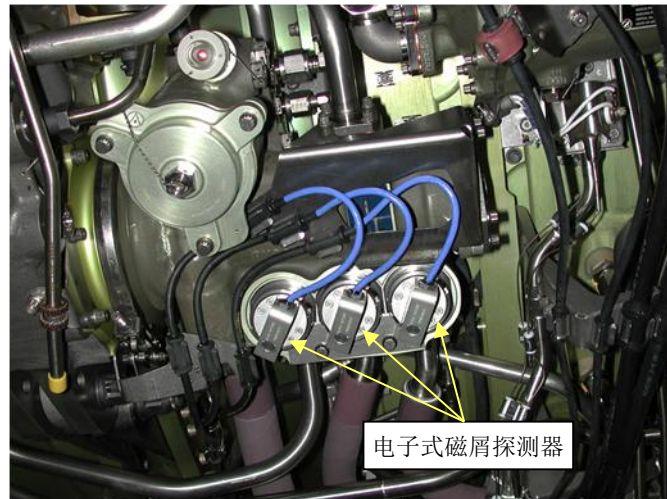


图 18-12 电子式磁屑探测器

6. 油气分离器

为防止滑油箱、齿轮箱和轴承腔的压力过高，在滑油系统中有通大气的通风口。在空气通往机外之前，空气中的油滴将被油气分离器（见图 18-13）分离出来。通过油气分离器，去除气泡、蒸汽，防止供油中断或破坏油膜，减少滑油消耗。滑油继续循环使用，空气通到机外。工作时，空气 / 滑油雾进入分离器，油滴由转子离心力向外甩，收集在壳体底部经回油泵返回滑油箱，空气从转子中心经通气出口到大气。油气分离器大多安装在齿轮箱上并由齿轮箱驱动，也有的机型上油气分离器装在发动机低压转子轴上，由低压轴驱动。

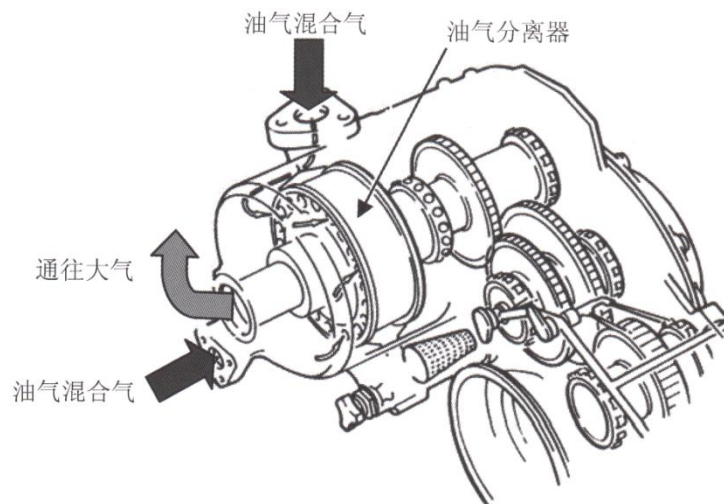


图 18-13 油气分离器

18.2.2 滑油系统的分系统

典型发动机的滑油系统，如图 18-14 所示。它由增压系统、回油系统和通气系统三部分

组成。

增压系统又称供油系统，它负责把一定压力、一定量的滑油送到需要润滑的区域，如轴承腔、附件齿轮箱等。增压系统从滑油箱开始，到滑油喷嘴结束，其中包括增压泵、供油滤、调压活门、最终油滤等。

回油系统的作用是把润滑后的滑油尽可能快地送回滑油箱。回油系统从轴承腔开始，到滑油箱结束，其中包括回油泵、磁屑探测器、回油滤等。

通气系统的功用是平衡滑油腔的压力，减少滑油消耗量、保证滑油系统的工作正常。通气系统包括油气分离器和各部分的通气管路。

有的机型上还有余油排放系统，将一些关键部位可能泄漏的滑油收集起来，并引导到发动机余油排放系统。此外，滑油系统还有指示和警告系统。

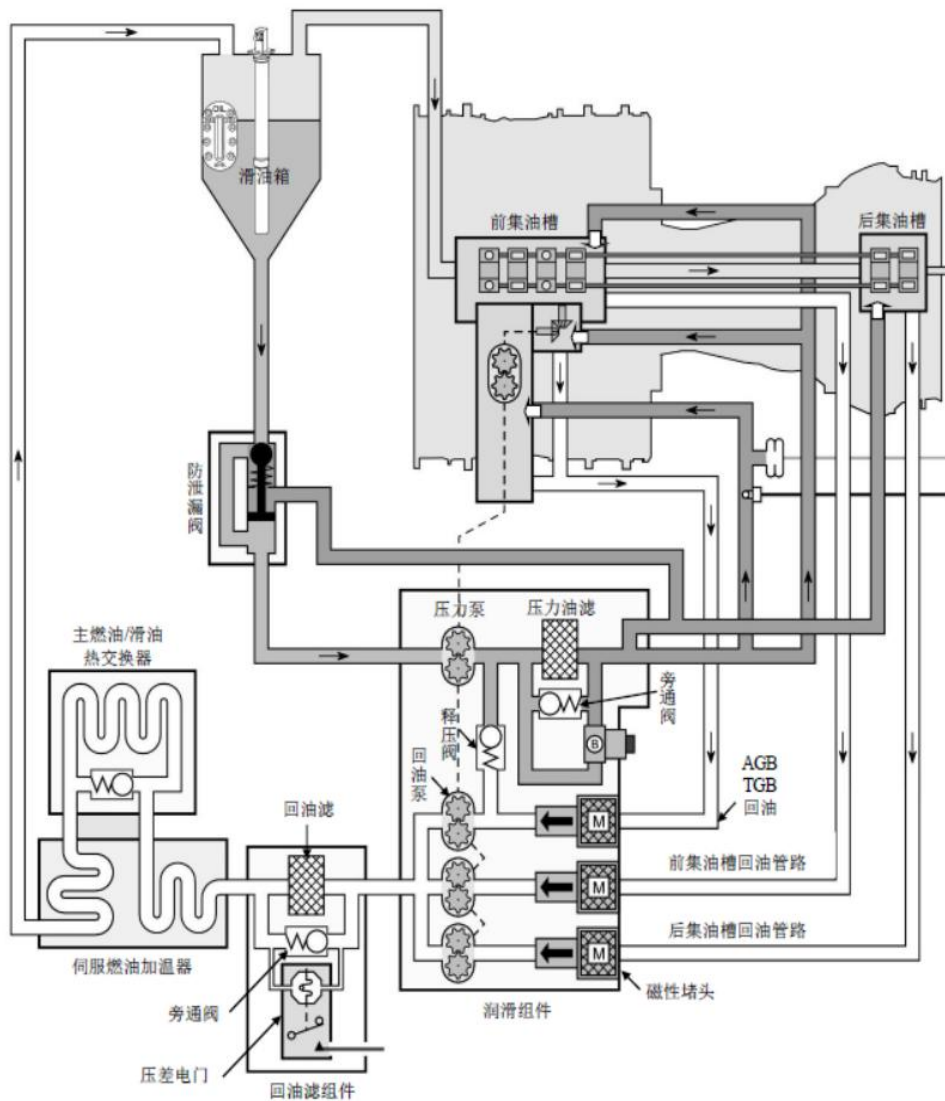


图 18-14 典型发动机的滑油系统

18.2.3 滑油系统的指示与监控

1. 滑油系统的指示

滑油指示系统的作用是指示发动机滑油系统工作是否正常，指出可能出现的故障。

滑油系统工作指示包括滑油压力、滑油温度、滑油量等工作参数监视以及滑油滤旁通、滑油压力低等警告指示，这些均在驾驶舱显示（见图 18-15）。滑油压力、温度传感器装在滑油系统中。

滑油压力传感器连接到滑油供油管 and 油箱通气管，传感器感受的压力是供油路上滑油压力和油箱通气压力之间的压力差。滑油压力传感器的两个主要类型是波登管型和应力表型。

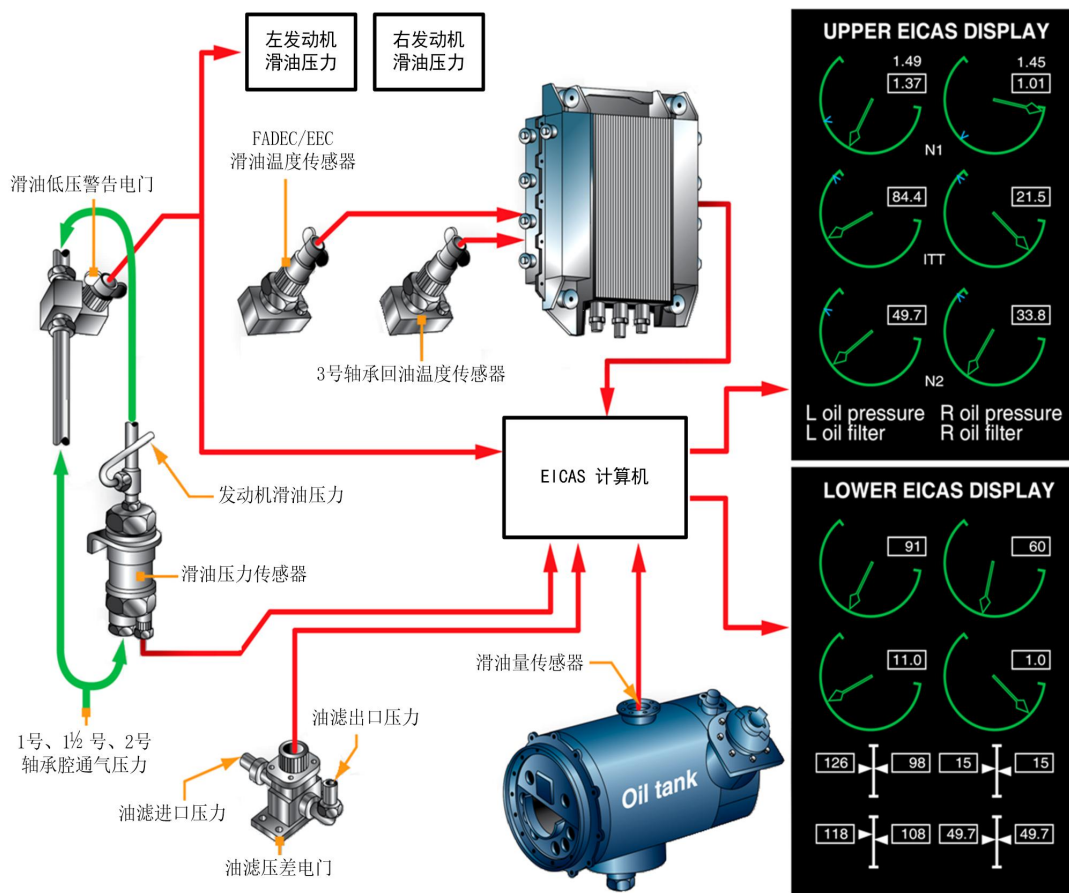


图 18-15 典型发动机滑油指示系统

滑油低压警告电门，也连接到滑油供油管和油箱通气管。当通往发动机的滑油压力过低时，将接通此电门，给出滑油压力低警告，这时应立即停车进行检查和维修工作，以保证发动机的正常工作。

滑油温度传感器在滑油系统中的安装位置取决于发动机类型。它可装在回油系统，感受滑油冷却器上游的热滑油温度；它也有装在供油系统，感受冷却后的滑油温度。滑油温度传感器有两个主要类型：热电偶和热电阻。温度信息送到驾驶舱显示。

滑油量传感器装在滑油箱。有两种类型滑油量传感器在使用，一种是电容型，一种是舌簧电门型。

油滤堵塞指示由油滤压差电门控制，该电门感受油滤进出口压差，当因油滤堵塞而使压差达到设定值时电门接通，给出油滤旁通警告。

2. 滑油系统的监控

发动机滑油系统工作中，滑油会携带轴承、齿轮等机件磨损的粒子，通过监视这些粒子的数量、尺寸和材料，可反映发动机内部机械磨损情况和发展趋势。

大颗粒的金属可通过对磁堵和油滤的检查来发现。回油滤捕获尺寸在 0.015mm 以上较大的粒子，但油滤过滤元件不是经常更换，从磁屑探测器获得滑油状态信息比较容易且费时较少。磁屑探测器的磁铁吸附金属粒子，在一定的间隔时间内人工拆下检查，或者电子监视并在必要时拆下。电子监视的磁屑探测器顶部有两个磁铁，电子控制组件 ECU 监视两个磁铁之间的电阻，当电阻低于极限值时，电子控制组件送出维护信息。

回油滤无法捕获的漂浮在滑油中的细小金属颗粒（通常小于 10 微米）可通过滑油取样分析来发现，监视这些粒子的浓度有助于识别早期阶段的磨损。滑油油样在规定的间隔时间内从滑油箱取出，送到实验室分析，分析方法有原子吸收法和光谱分析法。原子吸收法比较耗时，但分析的准确度高；光谱分析法精度低一些，但耗时很少，几分钟就能完成。此外，还可通过滑油油样分析滑油的理化性能。

18.3 典型发动机滑油系统维护介绍

18.3.1 典型发动机滑油系统的部件识别

- 1) 典型的滑油箱如图 18-16 所示。
- 2) 典型的燃油/滑油热交换器如图 18-17 所示。
- 3) 典型的滑油泵、滑油滤、磁屑探测器如图 18-18 所示。
- 4) 典型的油气分离器如图 18-19 所示。

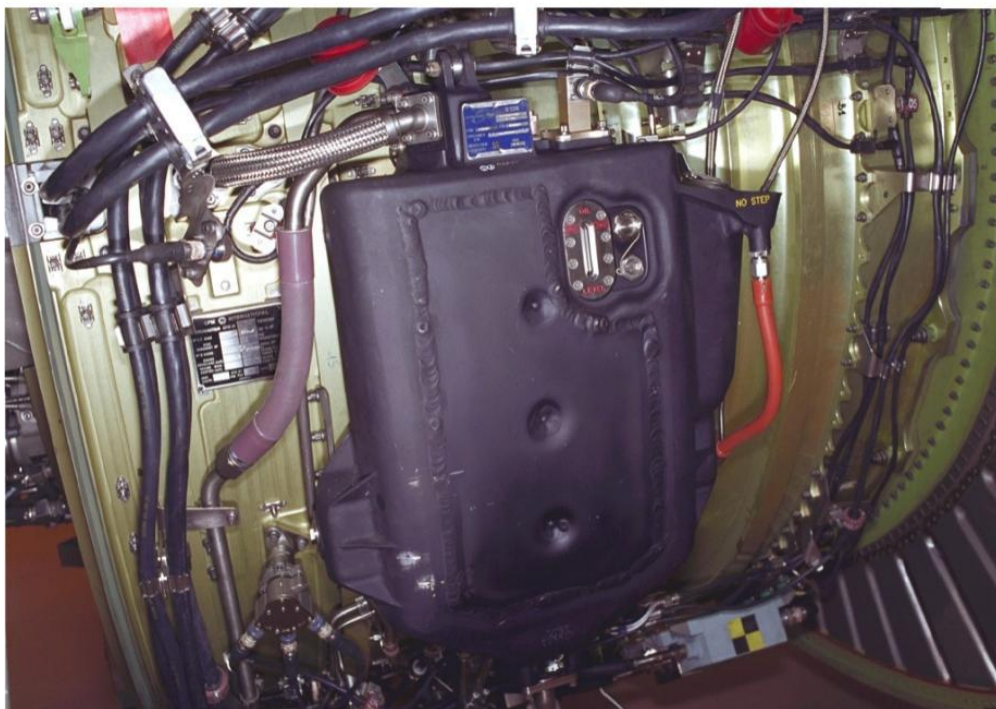


图 18-16 滑油箱

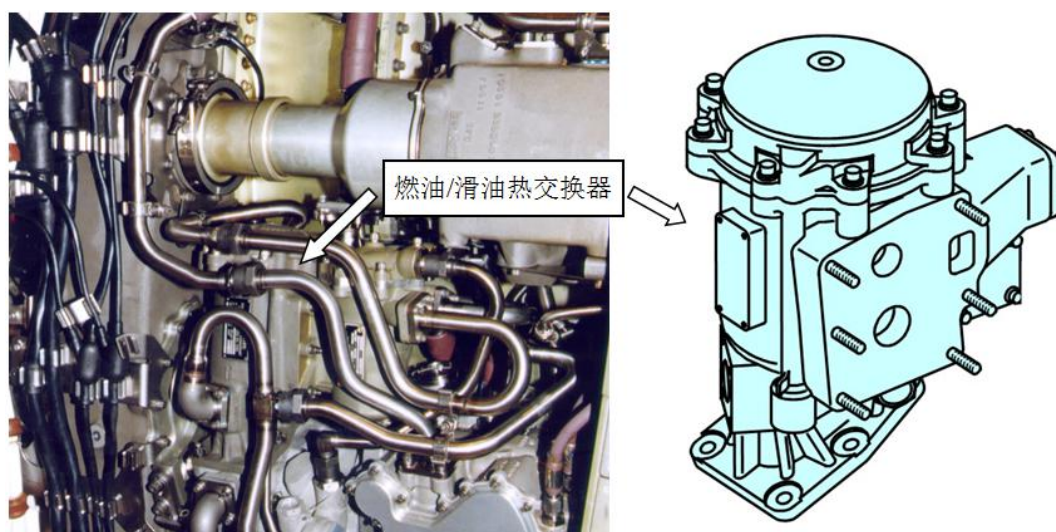


图 18-17 燃油/滑油热交换器

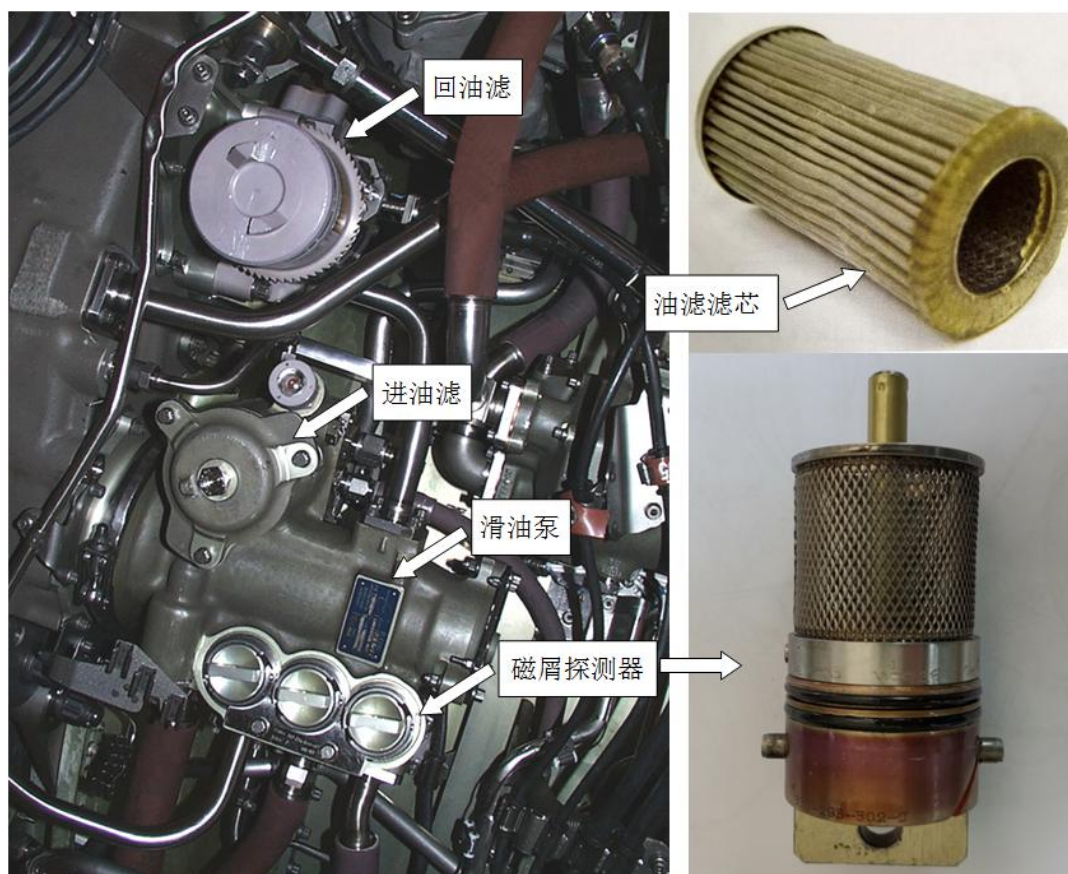


图 18-18 滑油泵、滑油滤、磁屑探测器

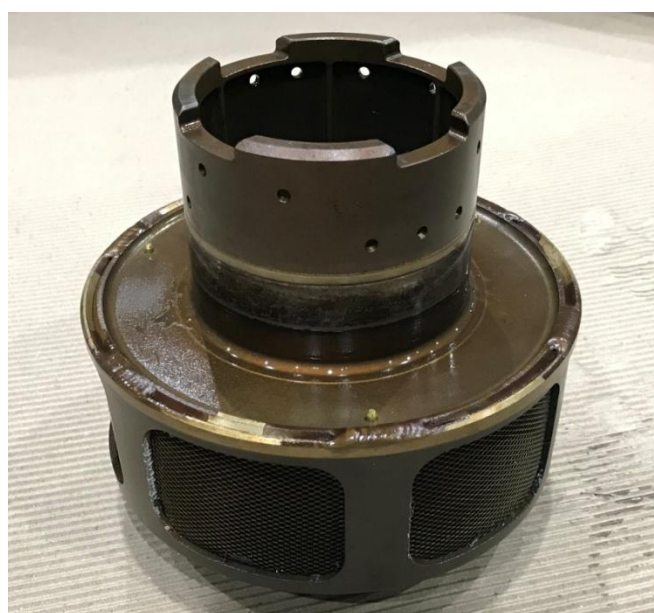


图 18-19 油气分离器

18.3.2 典型发动机滑油系统常见维护及安全注意事项

1. 系统维护的安全注意事项

滑油系统的日常维护主要包括滑油量检查、加油、磁堵检查、更换油滤和冲洗滑油系统等。合成滑油有高毒性，应避免长时间接触皮肤，若有接触应及时用水冲掉。若不慎进入眼睛，应立即用大量清水冲洗。滑油对漆层和橡胶有腐蚀性，应避免让滑油洒到这些部件上。如果滑油滴落在涂漆表面或橡胶零件上，需要立即擦干净。在做滑油系统维护时，应做好个人防护，如戴橡胶手套、护目镜等。

2. 滑油量检查

常规情况下飞机每次落地后检查发动机滑油量，滑油量可以从滑油箱的观察窗检查或者从驾驶舱 ECAM 或 EICAS 显示上检查，但有些机型可能因为发动机关车后发动机电子控制器断电，在 ECAM 或 EICAS 显示滑油量为空白，所以应以滑油箱上的玻璃窗口检查为主。检查和添加滑油必须在发动机停车后的规定时间内进行，过早或过晚都会导致检查或添加的滑油量数据不准确。

3. 加油

当滑油低于规定值时，需要加注滑油到工作单卡要求的量。由于发动机运转时滑油温度较高并且是增压的，所以发动机关车 5 分钟以内不要打开滑油箱口盖，打开口盖可能因滑油溅到眼睛或皮肤上导致人员受伤。滑油冷却需要在燃油 / 滑油散热器进行，通常情况燃油压力高于滑油压力。打开滑油箱加油口盖时如果有燃油气味说明有燃油进入滑油系统，可能是燃油 / 滑油散热器有漏油需要进一步排查。在无精确量具时，应整夸脱添加滑油并对每次加油量作记录，这样可以准确监控发动机滑油消耗量，及时发现发动机滑油系统可能会出现的问题。

4. 磁堵检查

磁堵及滑油滤检查是对发动机滑油系统监控维护手段之一，目前磁堵检查一般分为定期检查 and 视情检查两种。定期检查就是定期拆下磁堵检查有无异常；视情检查是指发动机上安装有碎屑检测电路，如果磁堵上吸附了足够多的金属屑，检测电路就会接通，在 MCDU 上产生维护信息，机务人员检查到维护信息时拆下磁堵检查。无论哪种方式都是为了监测滑油系统有无金属屑等异物，当发现磁堵上的金属屑中有疑似发动机轴承等关键部件的成分，应当立即上报，并及时送实验室化验，未确定前不能放行发动机。

5. 更换油滤

不同机型油滤维护和滑油更换的时间间隔有很大的不同，通常应定期拆下滑油滤检查更换，旧油滤做报废处理不能循环使用。拆下油滤后，应检查滑油的非正常颜色或者颗粒含量，检查滤芯和滤杯内侧是否有不正常碎片，并报废封圈。如果发现不正常颗粒、碎片和不正常油液颜色，需对颗粒、碎片进行化验，并由工程师决定下一步方案。

6. 冲洗滑油系统

滑油系统维护中可能遇到滑油污染的问题。可能出现的污染包括燃油、液压油和洗涤液等污染。处理的方法一般是：更换油滤并对滑油系统进行冲洗。

第19章 辅助动力装置

19.1 APU 概述

19.1.1 APU 的作用

辅助动力装置APU (Auxiliary Power Unit)，其核心部分是一台小型的燃气涡轮发动机。APU安装在飞机机身的尾部，为飞机和发动机提供气源和电源。APU主要在地面提供气源和电源，在空中提供备用气源和电源，现在的双发动机的飞机要求APU在一定的飞行高度也可以提供正常的气源和电源。在地面发动机未起动时，APU提供的气源和电源可以保证客舱和驾驶舱内的照明和空调，以提供一个舒适的客舱环境。用APU起动主发动机时，可以不依靠地面的气源车和电源车。现代的大、中型客机上，APU是保证发动机空中关车后再起动的设备，直接影响飞机的飞行安全。

19.1.2 APU 的组成及特点

APU主要由功率部分、引气部分、附件齿轮箱部分三个部分组成，如图19-1所示。

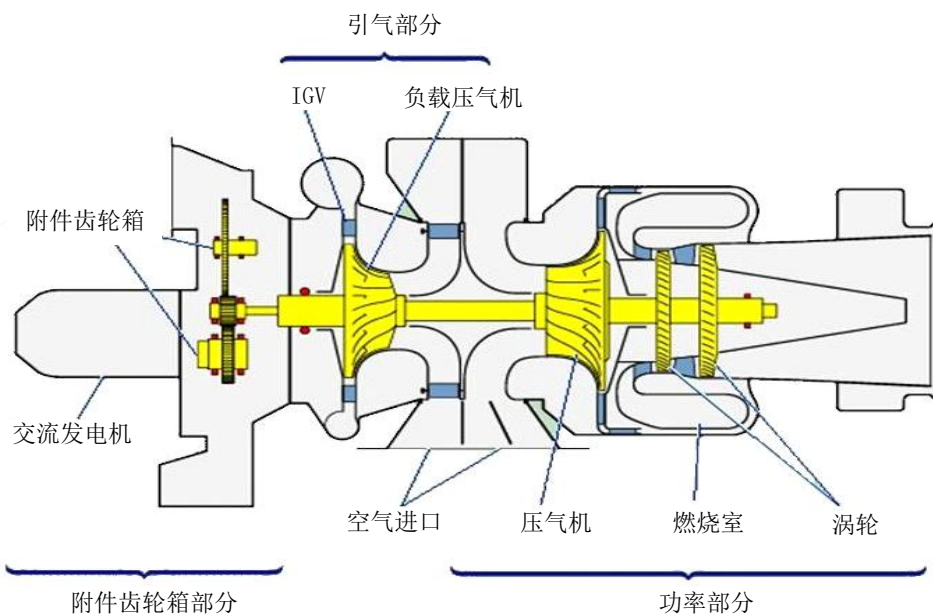


图19-1 APU的组成

和所有的燃气涡轮发动机一样,APU的功率部分,包括压气机、燃烧室和涡轮,其作用是产生动力驱动负载压气机和附件齿轮箱工作。APU功率部分结构形式的选择主要考虑APU的特点和尺寸限制,压气机的主要功用是提供增压空气用于燃烧,主要使用1级或者2级的离心式压气机,这种压气机性能好、寿命长、尺寸短和不容易被外来物损伤。在早期APU上,使用单管燃烧室,但现代APU的燃烧室通常使用环形回流式燃烧室,有效缩短了APU的轴向尺寸。在小型APU上使用径向式涡轮,现代APU大多使用2级或多级的轴流式涡轮。

APU的引气部分需要为飞机和发动机提供压力为30~45PSI的引气。APU的引气有两种不同的方法,一种是从功率部分的压气机引气,另一种是从单独的负载压气机引气。具有单独负载压气机的APU效率高、寿命长,这是因为当飞机不需要引气时,可以断开负载压气机引气,功率部分的工作负荷小,相应的APU排气温度低,不容易达到限制值。进入负载压气机的空气由可调进口导向叶片IGV(Inlet Guide Vane)控制,可以根据飞机的需求改变引气量。

APU的附件齿轮箱上安装有:起动机、交流发电机、燃油泵、滑油泵等附件。APU发电机大多用作飞机的备用电源,大多数APU有1个交流发电机,非常大的APU有2个交流发电机,比如空客A380的APU,因为APU工作在恒速状态,所以APU的发电机不需要恒速驱动装置。APU是在必要时短时间工作的,一旦主发动机工作后,发电机正常工作,则不需要它供电供气。只有当APU达到受控转速时,才允许引气。在地面起动主发动机时,禁止空调供气。

为保证APU的正常工作,和主发动机一样,APU也要包括相应的工作系统,主要包括以下子系统:APU燃油系统、APU起动点火系统、APU引气系统、APU控制、APU指示系统、APU排气系统和APU滑油系统等。

19.1.3 APU的部件和安装

APU在飞机机体后部,尾锥连到机身结构,作为APU的支撑和整流罩。APU及其部件包容在设备舱、APU舱和消音器舱内,如图19-2所示。APU的部件如进气作动器、灭火瓶、燃油供油管和引气导管位于设备舱。APU本体位于APU舱,APU舱内的防火墙用于防止高温火焰对机身的影响。APU的排气管、排气消音器、热屏蔽和密封环位于消音器舱,排气消音器用于降低排气噪音,热屏蔽保护周围的区域和设备,抵御排气引起的热辐射。

APU的排气有两种不同类型,一种是使用排气消音器密封环阻止任何排气漏进APU舱,密封环也防止空气进入APU舱引起着火;另一种形式是空气冷却系统,由两个管道组成,排气由排气管排出的同时,起到引射作用,周围的空气被引射进入排气消音器和热屏蔽之间的环形通道,起到冷却消音器舱的作用。

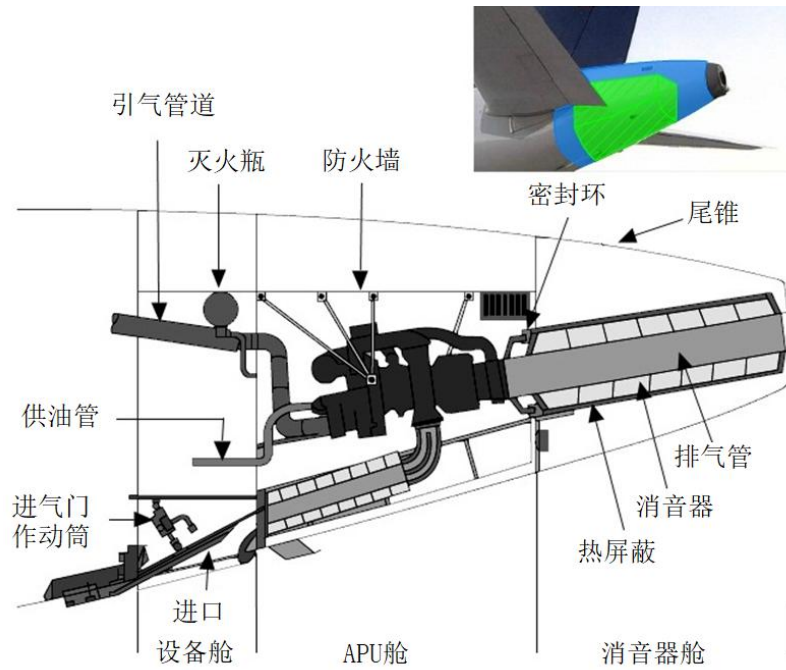


图19-2 APU的部件

在后机身底部的APU检查门，用于接近APU进行勤务和维护工作。通常大飞机有一个双开的大检查门，比如空客A380飞机，小飞机有一个单开的检查门，如图19-3所示。打开检查门上的所有锁扣后，APU检查门由于自身重力打开并很容易推到全开位，安装在检查门内侧的撑杆可以将检查门固定在最大打开位，连接到机身铰链上的快卸销用于迅速拆装检查门。

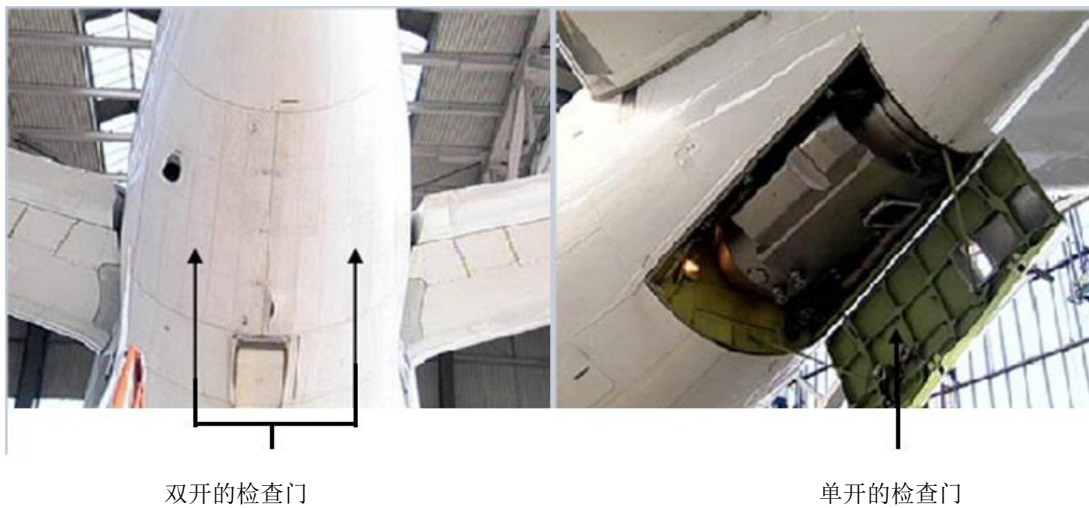


图19-3 APU检查门

APU安装杆连接到APU舱内结构的安装点上，APU连接到安装杆的三个安装节上，其中左后安装节是固定的，右后和前安装节是浮动的（允许热膨胀下的有限移动）。所有安装节可以从APU传递垂直载荷到飞机结构，左后和右后两个安装节可以从APU传递轴向载荷到飞机结构，左后安装节可以从APU传递横向载荷到飞机结构，如图19-4所示。

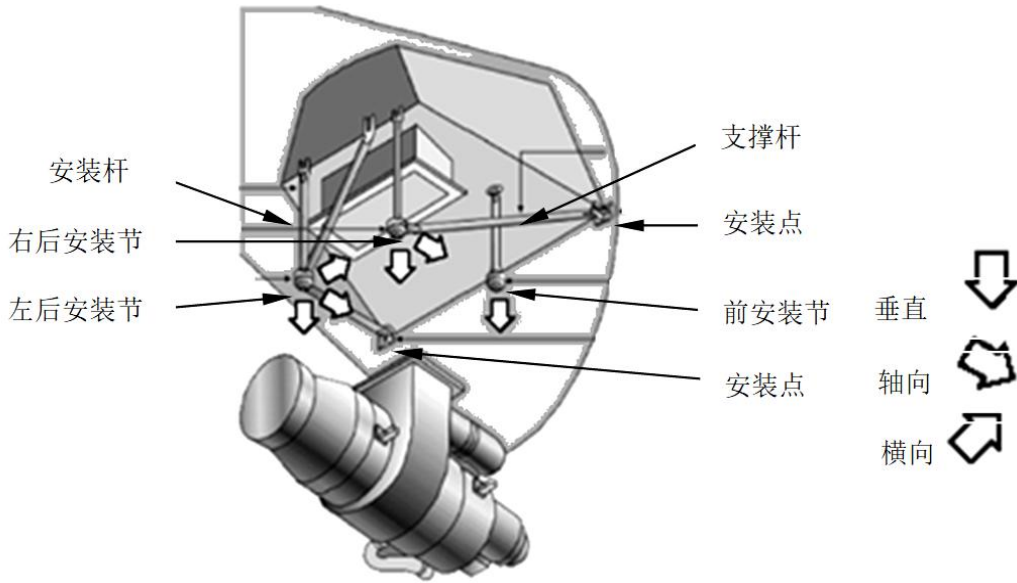


图19-4 APU的安装

APU需要大修时，需要将APU从飞机上拆下。一般拆卸步骤如下：首先将起吊设备连接到APU舱顶部和侧墙支架上，然后把起吊设备的钢缆固定到APU上，从飞机上断开所有APU接头，松开锥形螺栓螺母，将APU慢慢放到地面的APU台架上，如图19-5所示。

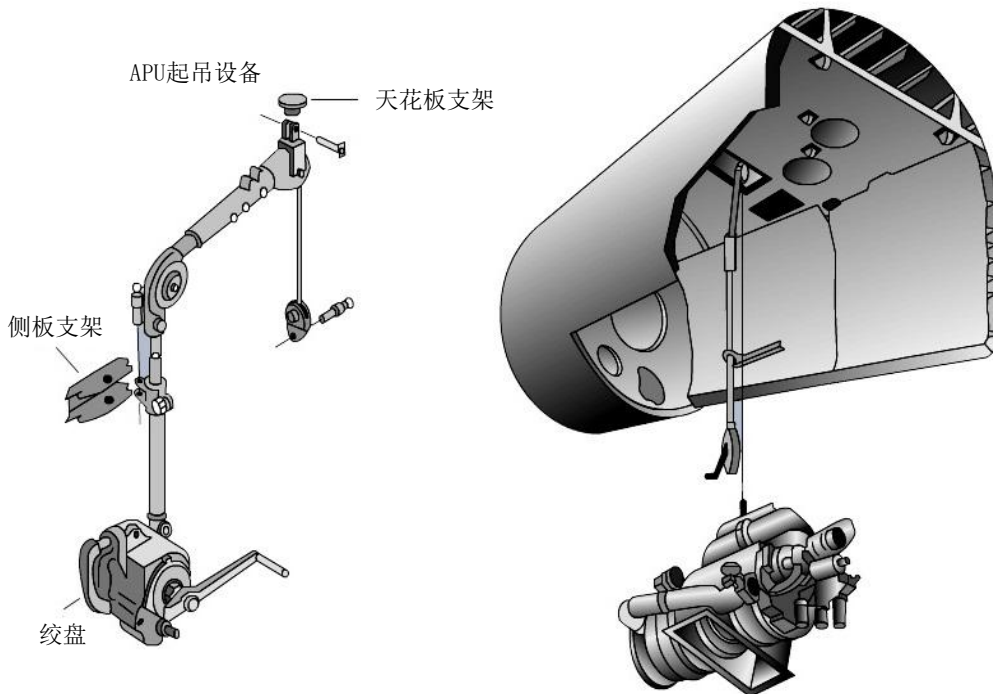


图19-5 APU的拆卸

另一种将APU从飞机上拆下的方法是使用液压升降车、一个转换器和一个维护平台。将维护平台连接到液压升降车上，再将转换器连接到维护平台上，升起液压升降车，将转换器与

APU连接起来，从飞机上断开所有APU接头，松开锥形螺栓螺母，降下液压升降车，即完成了将APU从飞机上拆下的工作。

19.1.4 APU 的进气

APU进气系统的主要部件是空气进气门、进气门作动筒和进气道，如图19-6所示。波音飞机的APU进气门和进气管道位于飞机尾部机身的右侧，空客飞机的APU进气门在飞机尾部的下面，如图19-7所示。

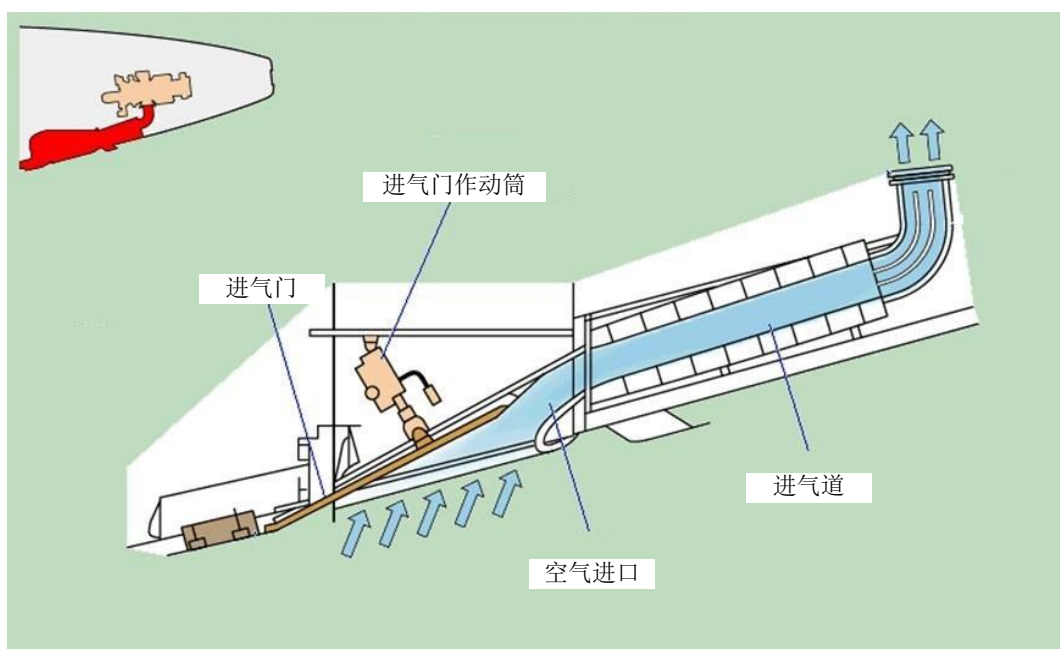
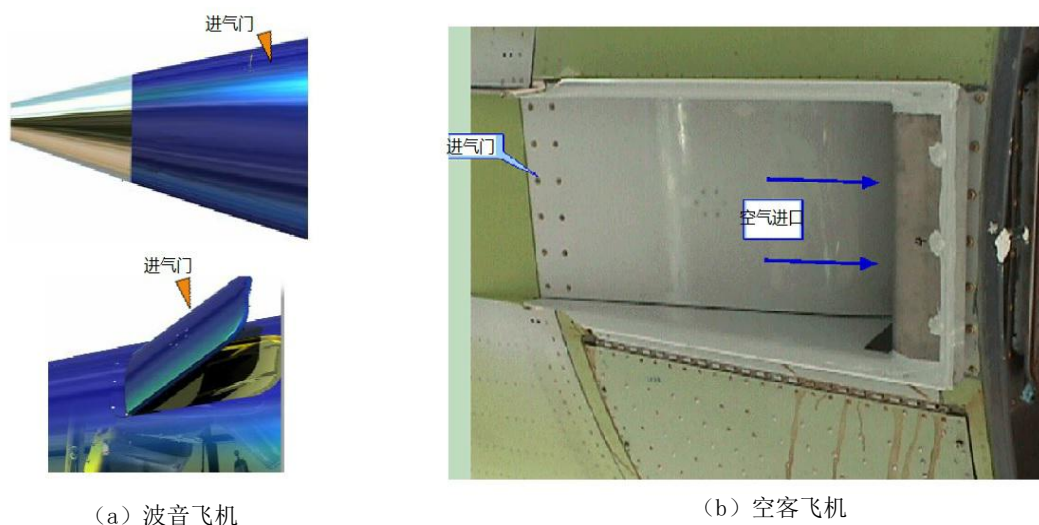


图19-6 APU进气系统



(a) 波音飞机

(b) 空客飞机

图19-7 APU进气门

APU工作时进气门打开为APU供应空气，当APU停止工作时进气门关闭，进气门的设计应能防止外来物进入APU并减少飞行时的空气阻力。进气门作动筒打开或关闭APU进气门，APU进气门的位置由位置电门监视，确保APU只能在进气门打开时运行。随着进气门的打开或关闭，位于进气门前部的调节片通过一个推拉钢索偏转，其作用是增加进入进气道的冲压空气，防止进气道的气流扰动，阻断沿着机身蒙皮流动的液体进入进气道，减少火灾的危险。APU进气道由进口端部、管道和空气进口弯管组成，APU进气道是一个扩散通道，引导空气进入APU并增加空气的静压，空气进口弯管内的进口导流叶片有助于改善空气的流动，进气道和飞机结构间的弹性密封确保气流平滑地进入进气道，也用作防火密封。

19.2 APU 的工作系统

19.2.1 APU 燃油系统

APU燃油系统包括从飞机油箱到APU燃油控制组件的低压燃油系统和从燃油控制组件到燃油喷嘴的高压燃油系统。

APU低压燃油系统的功能是将燃油从飞机油箱输送到APU燃油控制组件，通常左主油箱为APU供应燃油，其他油箱通过燃油交输导管也可以为APU供应燃油。典型APU低压燃油系统的主要部件包括APU燃油增压泵、燃油关断活门、供油管路和压力电门，如图19-8所示。

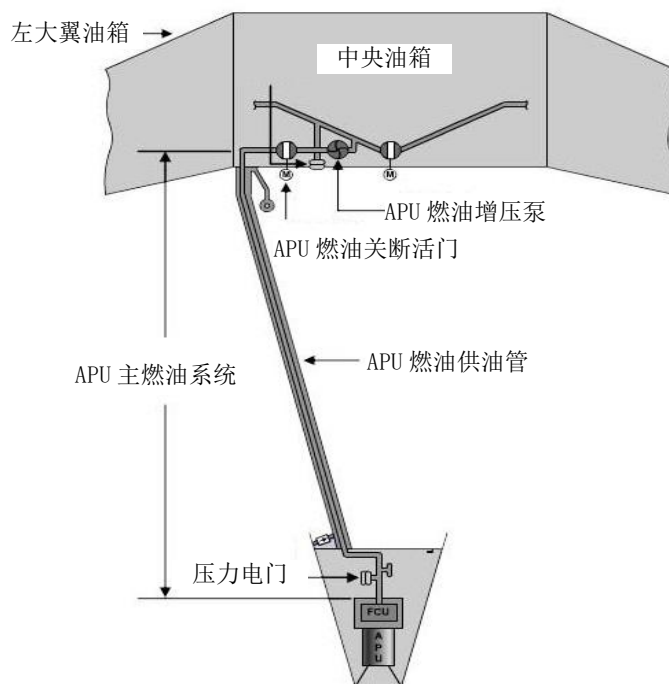


图 19-8 APU 的低压燃油系统及部件

APU低压燃油系统有一个APU燃油增压泵，位于中央油箱的后墙上或者在左侧内主油箱的后梁上，其内部有一个单向活门，保证在拆卸燃油增压泵时油箱内的燃油不会泄露。燃油增压泵是否工作取决于油箱增压泵是否工作和飞机的种类。APU燃油增压泵不工作时，油箱增压泵供应燃油旁通APU燃油增压泵到APU高压燃油泵。APU燃油增压泵是电动离心泵，波音飞机通常使用直流电动泵，由单独的APU电瓶或由正常的飞机电瓶经电瓶电门供电；空客飞机通常使用交流电动泵，由电瓶经静变流机供电。

APU燃油关断活门通常位于APU燃油增压泵的附近，受APU控制组件的控制，连通或关断飞机油箱到APU的供油管路。

APU燃油供油管开始于中央油箱的上壁并沿着主轮舱的舱顶，通过主轮舱后部的密封隔框，沿着机身的左侧后货舱的侧壁衬垫后面，再穿过后密封隔框并沿着机身左侧的内侧壁进入APU舱。

位于APU低压燃油系统出口的压力电门监测APU高压燃油系统的供油压力，当燃油压力低于设定值时，在驾驶舱的APU系统页面上将显示低压警告。

APU高压燃油系统与主发动机的高压燃油系统是一样的，APU高压燃油系统为燃烧室供应增压的、经计量的燃油，并且提供燃油操纵进口导流叶片作动筒和防喘控制活门，如图19-9所示。

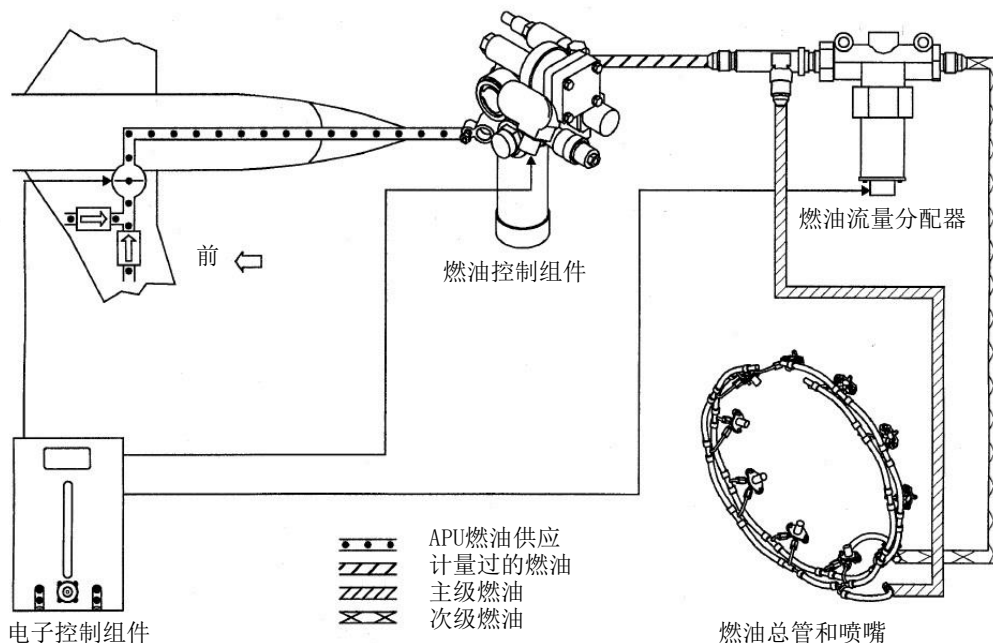


图19-9 APU的高压燃油系统

APU高压燃油系统将飞机燃油系统的燃油供往燃油控制组件FCU (Fuel Control Unit)，自动计量燃油流量，以满足转速和负荷的需求。电子控制组件ECU (Electronic Control Unit) 为APU起动和工作计算正确的燃油流量。ECU给FCU提供燃油流量的命令信号，FCU给燃油分配器和燃油分配器电磁活门供应正确的燃油流量，并且给进气导向叶片作动器和防喘控制活门

供应伺服燃油。燃油流量分配器电磁线圈从ECU得到信号，燃油分配器电磁活门将FCU供来的计量好的燃油供到主、副燃油总管，燃油总管将燃油供给燃油喷嘴，燃油喷嘴将计量好的燃油供给APU的燃烧室。

19.2.2 APU 空气系统

典型的APU空气系统，如图19-10所示。

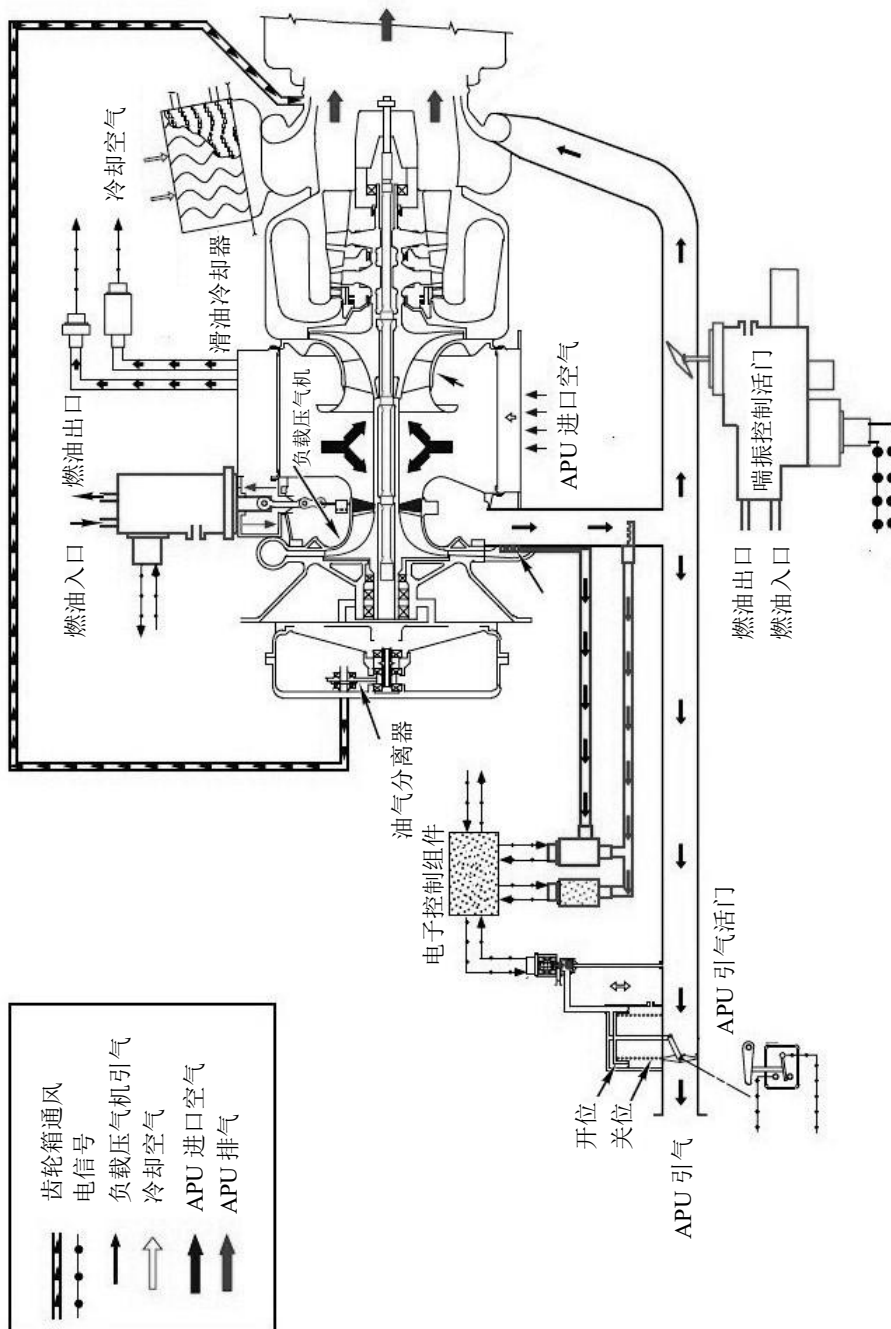


图 19-10 APU 的空气系统

气机的空气量。

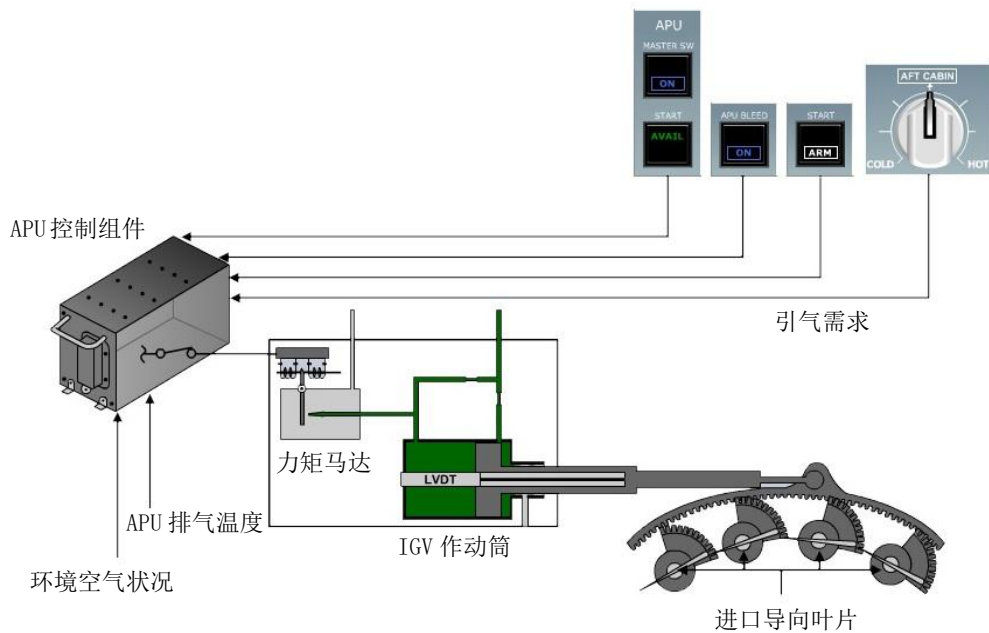


图19-12 进口导向叶片控制

APU控制组件依据以下参数：飞机的引气要求、APU排气温度、环境空气状况，来选择进口导向叶片的位置。在APU不工作和起动机期间，进口导向叶片处于关闭位置。当APU到达100%转速，进口导向叶片控制系统待命。APU引气电门置于ON位→进口导向叶片移到部分打开位→根据气源系统要求进一步开大。主发动机起动机时，进口导向叶片处于全开位。若APU排气温度过高时，进口导向叶片将关小。当空气密度减小时，进口导向叶片将开大。

3. APU 防喘控制

当引气负载和外界空气环境参数变化时，APU压气机可能发生喘振现象，防止APU压气机喘振的有效方法是及时放出堵塞在压气机出口的空气。

1) 对于没有负载压气机的APU，压气机可能喘振时，打开防喘活门放掉空气。在飞行期间，防喘活门正常打开来防喘，但在没有喘振时放掉空气，会耗费更多的燃油。

2) 对于有负载压气机的APU，使用的防喘方法较好。喘振保护系统感受负载压气机引气管道中空气流量的变化，当气流流量减少或停止时，则打开喘振控制活门SCV (Surge Control Valve)，防止压气机喘振，如图19-13所示。

现代APU空气流量信号转换成电信号，送到APU控制组件。APU控制组件比较喘振控制活门的要求位置信号和实际位置的反馈信号，输出控制信号到喘振控制活门上的力矩马达，来自功率部分压气机的气动压力打开喘振控制活门到要求的位置，使来自负载压气机的一部分引气通过喘振控制活门排放到APU排气管道。

因为APU总是运行在100%转速，一定的引气量对应一个IGV的位置。当飞机引气量减少时，APU控制组件比较IGV位置和引气流量的关系，当引气流量低于IGV位置所对应的气流流量时，

喘振控制活门打开。负载压气机在空气密度小的高空容易发生喘振，因此APU控制组件也感受进口空气温度和压力的信号，用于喘振保护。

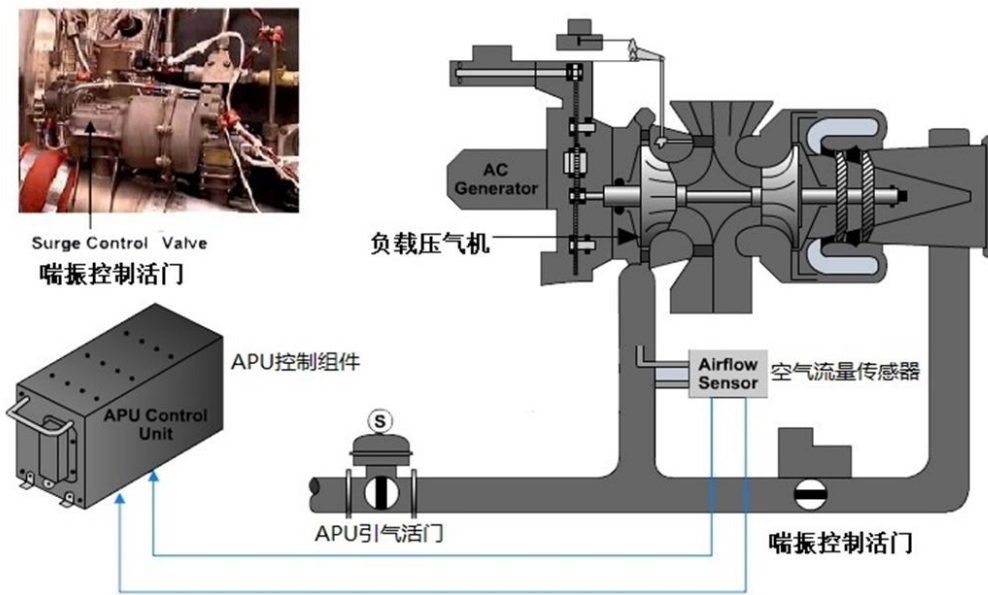


图19-13 有负载压气机的APU喘振控制系统

4. APU 的冷却

APU冷却系统向APU、APU舱、滑油冷却器、交流发电机供应冷却空气。APU冷却原理是利用持久的空气流动。典型APU冷却系统的主要部件包括：冷却空气关断活门、冷却风扇、冷却空气分配管和排气管，如图19-14所示。

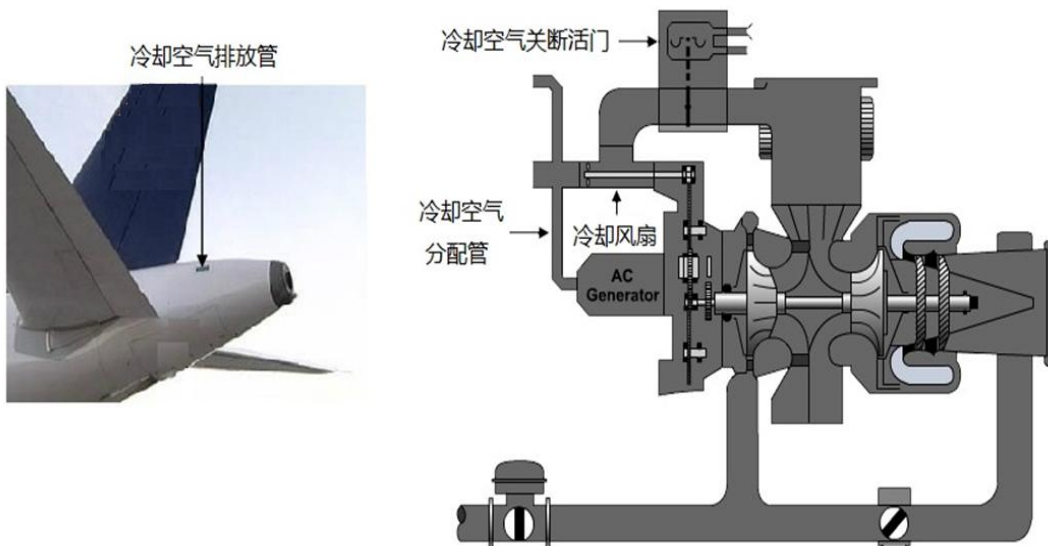


图19-14 APU冷却系统的主要部件

冷却空气关断活门由来自APU功率部分压气机的引气压力气动操作，在APU起动期间当压

气机压力足够时，活门打开，在APU关车时，活门关闭。冷却风扇由附件齿轮箱机械传动，帮助冷却。

19.2.3 APU 滑油系统

APU滑油系统的主要部件包括滑油箱、供油泵、滑油滤、供油管道、滑油喷嘴、回油泵、滑油冷却器和回油管道。典型的APU滑油系统，如图19-15所示，润滑和冷却APU的轴承和齿轮箱。

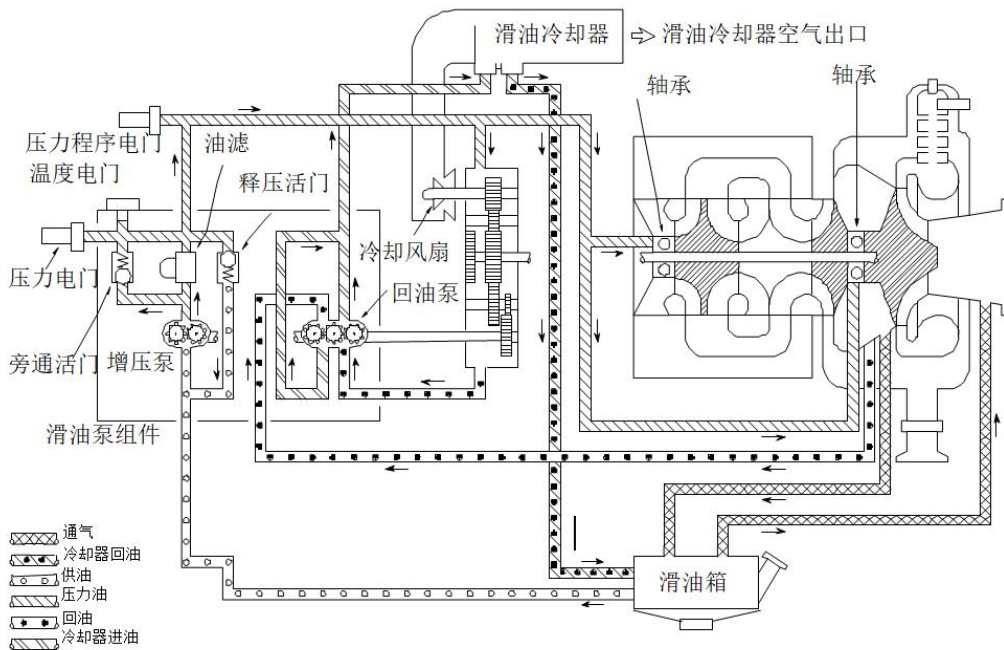


图19-15 APU的滑油系统

1. 供油

滑油箱内的滑油经供油管路，由供油泵增压后供到压力管路，经过滑油滤过滤后的清洁滑油，对APU的轴承和齿轮箱进行润滑冷却。

2. 回油

从APU轴承腔和齿轮箱收集的滑油，经排油管路、回油泵、滑油冷却器和回油管路返回到滑油箱。

3. 通气

APU轴承舱通常采用篦齿式空气密封，一部分空气会进入轴承舱，空气滑油混合物通过回油和外部通风管道回到滑油箱，由APU附件齿轮箱内的齿轮驱动的油气分离器把空气从回流滑油中分离出来，排放到APU的排气管道。

大多数现代APU发电机也使用来自滑油系统的滑油冷却，但有独立的回油系统，如图19-16所示。其回油系统的部件包括回油泵、回油滤和回油管道。安装在APU发电机上的滑油温度传

感器监测发电机的滑油温度，如果滑油温度过高，APU控制组件控制APU自动关车。回油滤内设有压差电门和旁通活门，当压差电门指示回油滤堵塞后应及时更换或清洗油滤，否则随着回油滤的逐渐堵塞，旁通活门打开，回油经过旁通活门旁通油滤直接回到滑油箱。

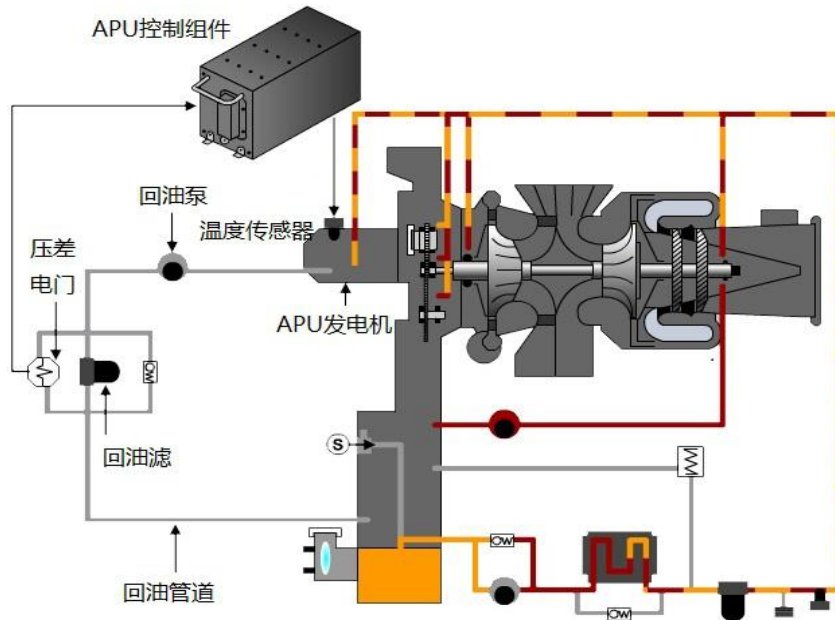


图19-16 滑油冷却的交流发电机

APU滑油系统功能和主要部件与燃气涡轮发动机的滑油系统基本相同，但为了改善APU的起动过程，大多数APU中有一个除滑油活门。在正常的飞行中，APU是不工作的，APU的滑油温度很低，滑油粘度很大。当APU需要在空中起动时，滑油流动的摩擦力很大，必然增加起动机的起动功率，为此在齿轮箱高于滑油表面的位置设置一个除滑油活门。在APU起动的初始阶段，APU控制组件打开除滑油活门，滑油泵从齿轮箱吸入空气，通过空气与滑油的混合稀释滑油，减小滑油系统内的摩擦力。当APU达到起动机脱离转速时，APU控制组件关闭除滑油活门。如果APU达到100%转速后，除滑油活门仍未关闭，则滑油压力将低于设定值，APU控制组件控制APU自动关车。在APU关车过程中，APU控制组件再次打开除滑油活门，排空供应管道和回油管道中的滑油，并且减少滑油喷嘴上的积炭。

19.2.4 APU 起动和点火系统

1. APU起动系统

典型APU起动系统的主要部件包括：APU控制电门、APU控制组件、APU起动机、APU起动继电器、飞机电瓶、传递电瓶电源到APU起动马达的导线，如图19-17所示。控制开关位于驾驶舱，用于APU的起动准备、起动和关车。控制组件通常位于飞机的尾部，接受来自控制开关的起动信号并闭合继电器。起动继电器通常安装在飞机的电子设备舱内，控制飞机电瓶与起动

机马达间导线的通断。起动机位于APU附件齿轮箱上，提供APU的起动力。

起动机通常有电动起动机、起动机-发电机和空气涡轮起动机等。大多数APU使用直流电动起动机，电动起动机通常由飞机电瓶、独立的APU起动机电瓶或地面直流电源供电。起动机的作限制必须遵守：起动机工作时间、冷却时间和循环次数的限制，确保起动机不会过应力

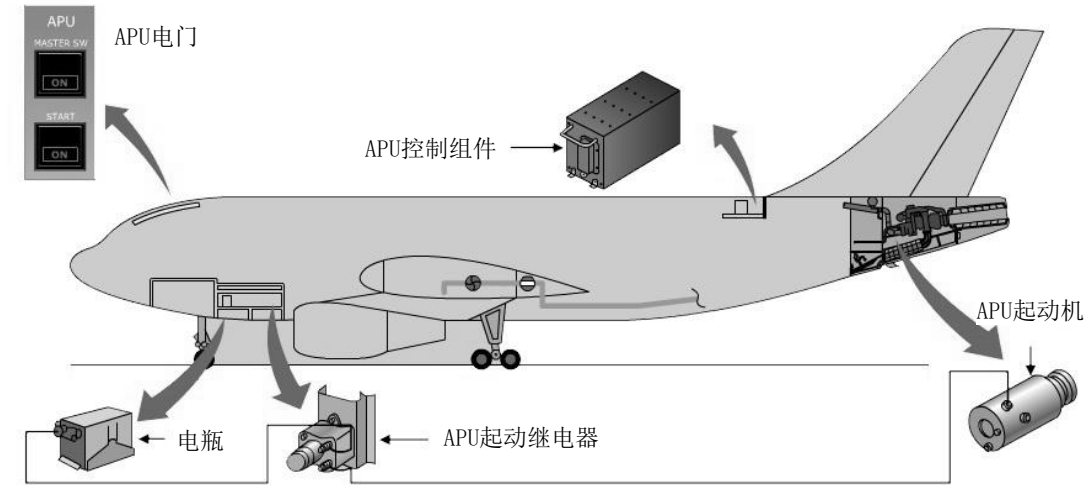


图19-17 APU的起动系统

典型的APU起动机主要组成部件是直流马达和起动机离合器。起动机离合器连接起动机传动轴到APU齿轮箱传动齿轮。小型APU通常使用安装在齿轮箱内的楔块式离合器，而大型APU通常使用与发动机的起动机相同的棘轮型离合器，其结构位于起动机马达内。起动机马达开始运转时离合器啮合，当APU到达设定转速时离合器自动脱开啮合。

2. APU点火系统

典型APU点火系统的主要部件包括：APU控制组件、点火激励器、点火导线和点火电嘴，如图19-18所示。直流电瓶供直流电给点火激励器，转换成高压电供给点火电嘴。

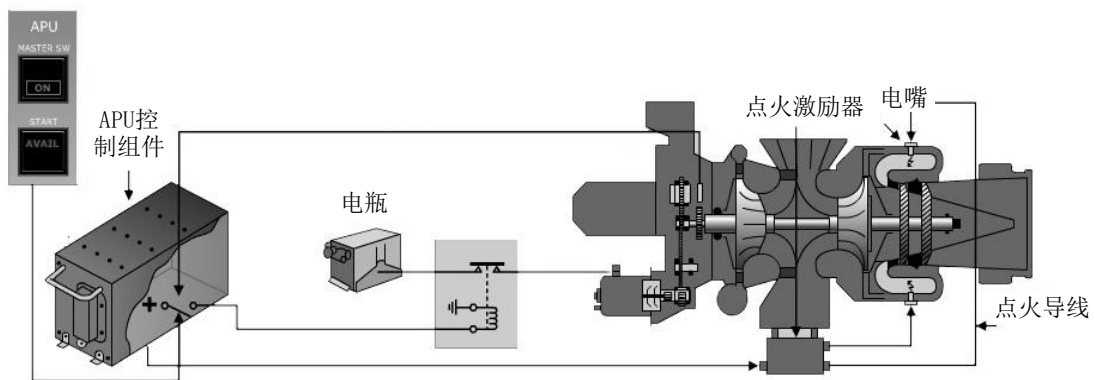


图19-18 APU的点火系统

19.2.5 APU 的指示

APU指示系统监控APU发动机的工作状况。

1) 对于空客飞机,以空客A320飞机为例,APU页面,主要显示如下信息:APU发动机的转速,APU的排气温度,APU进气门的状态等,如图19-19所示。当APU的工作转速达到100%时,APU处于可用状态,可以向飞机提供电源或气源。



图19-19 A320飞机APU的指示

2) 对于波音飞机,以B737-800飞机为例,APU指示系统包括:排气温度指示器、维护灯、低滑油压力警告灯、故障灯、超速警告灯组成,如图19-20所示。排气温度指示器和四个指示灯位于驾驶舱P5板。

APU发动机排气温度指示器用于监控发动机排气温度。热电偶感受APU发动机排气温度,并将温度显示在P5前板上的排气温度指示器上。

维护灯为蓝色,当滑油量过低时,维护灯亮。

低滑油压力警告灯为琥珀色,当APU达到工作转速滑油压力过低时,低滑油压力警告灯亮,APU自动关车。

故障灯为琥珀色,当APU达到工作转速滑油温度过高时,故障灯亮,APU自动关车。

超速警告灯为琥珀色,当APU转速达到106%时,超速警告灯亮,APU自动关车。

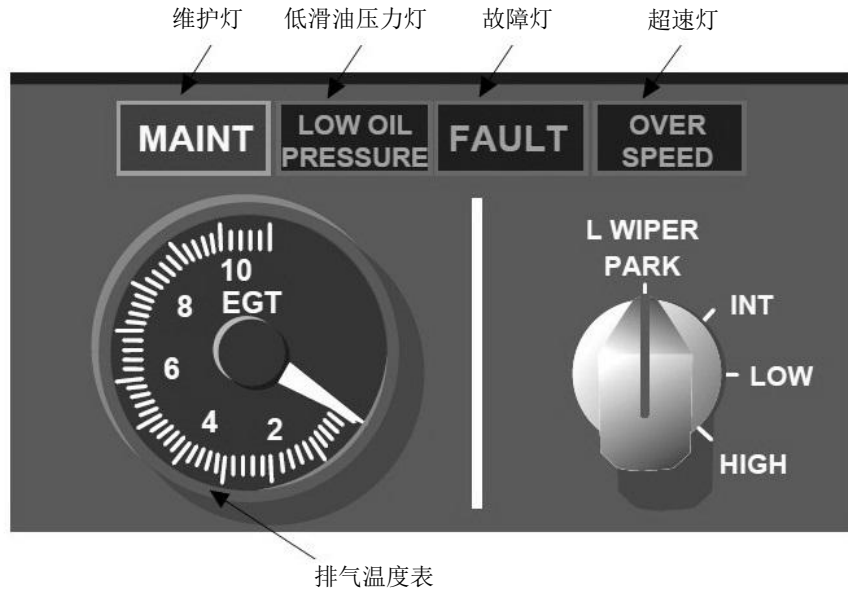


图19-20 B737飞机APU的指示

19.2.6 APU 的控制

APU的起动电门位于驾驶舱，对于波音飞机，是一个扳钮式电门，有OFF、ON、START三个位置；对于空客飞机，是按键式电门，有主电门（MASTER SW）和起动电门（START）两个电门，如图19-21所示。

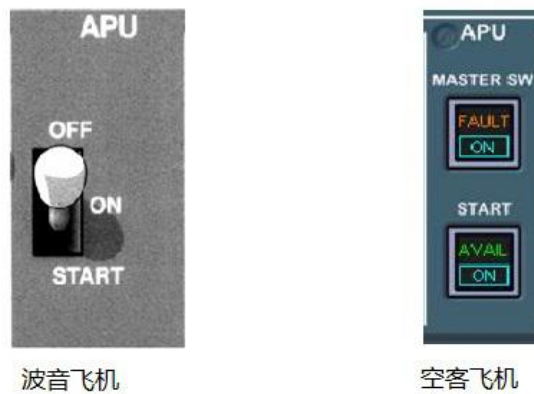


图 19-21 APU 的起动电门

起动APU只能在驾驶舱进行，但APU的关车操作可以在驾驶舱进行，也可以在地面进行。驾驶舱的紧急关车开关多为APU灭火手柄，飞机外部的紧急关车开关在地面人员容易接近的地方，如前起落架，主轮舱，或加油勤务面板，飞机不同机型，紧急关车开关的位置不同。空客A320的紧急关车开关，如图19-22所示。



图 19-22 A320 的紧急关车开关

APU控制组件控制APU的所有工作状态。新型APU的控制组件采用电子控制组件ECU或电子控制盒ECB (Electronic Control Box)，如图19-22所示，可从控制显示组件查找相关数据，进行自测试。

APU的工作主要是为飞机提供气源和电源，因此APU的控制，和发动机相比，是相对简单的恒速控制。APU控制组件采用三种运行方式来控制APU：

- 1) APU的起动，从APU开始起动直到APU达到100%的转速。
- 2) APU的恒速控制，在工作负荷变化时，保持转速恒定工作。
- 3) APU的关断，监视和控制APU关车。

19.3 APU 的起动和关断

1. APU的起动

任何类型的APU起动程序都是相似的，以B737飞机APU的起动为例进行介绍。

在起动APU之前，必须按照起动检查表来进行安全检查。电瓶电门扳到ON位。当将APU电门拨到START（起动）位置，保持2s后释放，开关将自动返回ON位。这将给APU控制组件发送一个信号。APU控制组件打开APU燃油关断活门和APU进气门。APU控制组件还使滑油压力低灯点亮。当进气门完全打开，位置电门闭合，发送一个门已完全打开的信号给APU控制组件。

大约在7%转速时，点火并供应燃油；大约在34%转速时，低滑油压力警告灯灭；大约60%

转速时，点火装置断电；大约70%转速时，APU起动机断开；大约在95%转速时，为APU正常运行的所有控制和保护电路都已经准备就绪，APU可以提供气源和电源。APU控制组件控制APU的起动顺序，如图19-23所示，以上转速值是典型的切换点，不同型号的APU上会稍有不同。

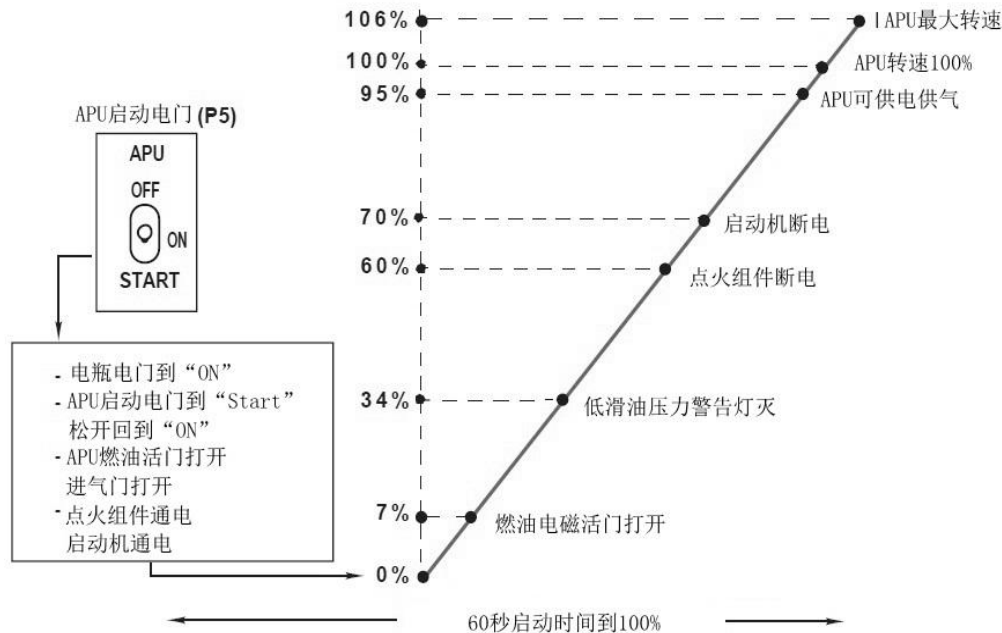


图19-23 B737飞机APU的起动顺序

2. APU的恒速控制

在APU达到100转速后，APU控制组件控制APU在排气温度不超限的前提下保持转速恒定。为达到恒速控制的目的，APU控制组件比较设定转速和来自转速传感器的实际转速信号，然后改变计量马达的信号，来改变计量燃油。

在APU正常运行期间，APU引气负载、电负载、空气进气温度和空气进气压力的变化都会使APU的转速发生变化。引气负载和电负载的增加，都有使APU转速减小的趋势，APU控制组件会增加计量燃油来保持转速恒定，但相应的排气温度将增加。空气进气温度过高将使排气温度超限，空气进气压力的变化将改变空气密度，因此，APU控制组件需要根据空气进气温度和空气进气压力的信号来控制和优化计量燃油。

3. APU的关断

APU有三种不同的关车方式：正常关车、自动关车和人工紧急关车。

1) 正常关车是指当APU工作结束后，维修人员将APU的引气开关置于OFF位，在驾驶舱按下空客飞机上的APU主电门或将波音飞机上的APU电门置于OFF位。如果维修人员直接关断APU，则APU控制组件控制关断引气和电气负载，继续运转一段时间后关断燃油供应，APU在正常冷却后关车。正常冷却所需要的时间由ECU控制，在0~120s之间。

2) 保护性关车包括自动关车和人工紧急关车。自动关车是指当APU工作时，主要工作参数超限或者重要部件故障，APU控制组件控制APU不经冷却而立即关车。触发自动关车的主要

运行极限包括：APU排气温度过高、APU转速超速、滑油压力过低、滑油温度过高、压气机喘振等。当APU自动关车后，维修人员应在驾驶舱按下空客飞机上的APU主电门或将波音飞机上的APU电门置于OFF位，查找APU自动关车的原因。当APU着火时，维修人员或APU控制组件控制APU紧急关车。维修人员在驾驶舱或在地面操作紧急关车开关，APU不经冷却立即关车。

19.4 典型 APU 的维护介绍

19.4.1 典型 APU 的部件识别

- 1) 典型 APU 的滑油滤，如图 19-24 所示。
- 2) 典型 APU 的起动发电机，如图 19-25 所示。
- 3) 典型 APU 的滑油冷却器，如图 19-26 所示。

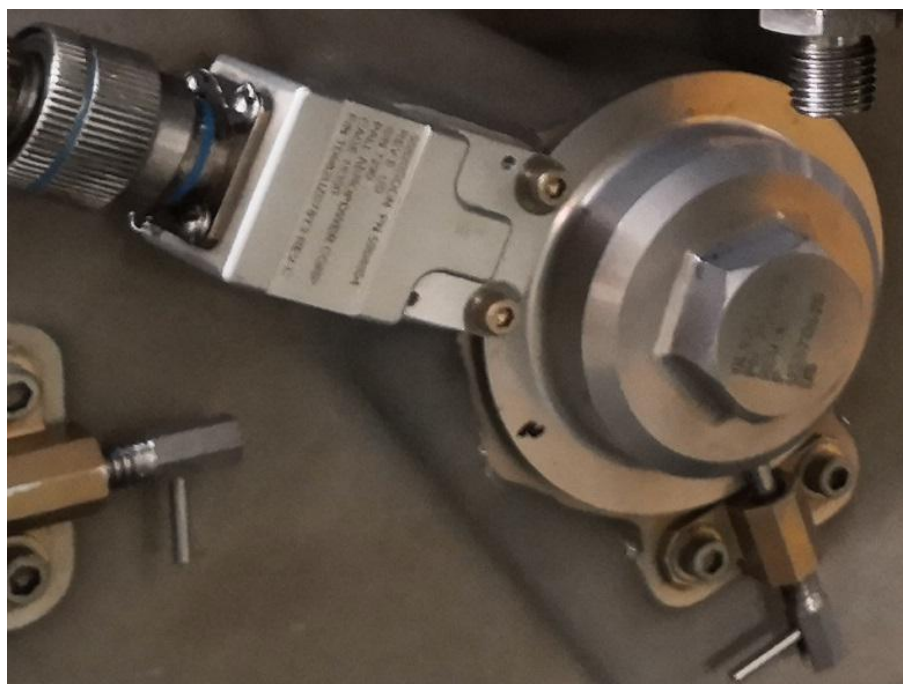


图 19-24 APU 的滑油滤



图 19-25 APU 的起动发电机

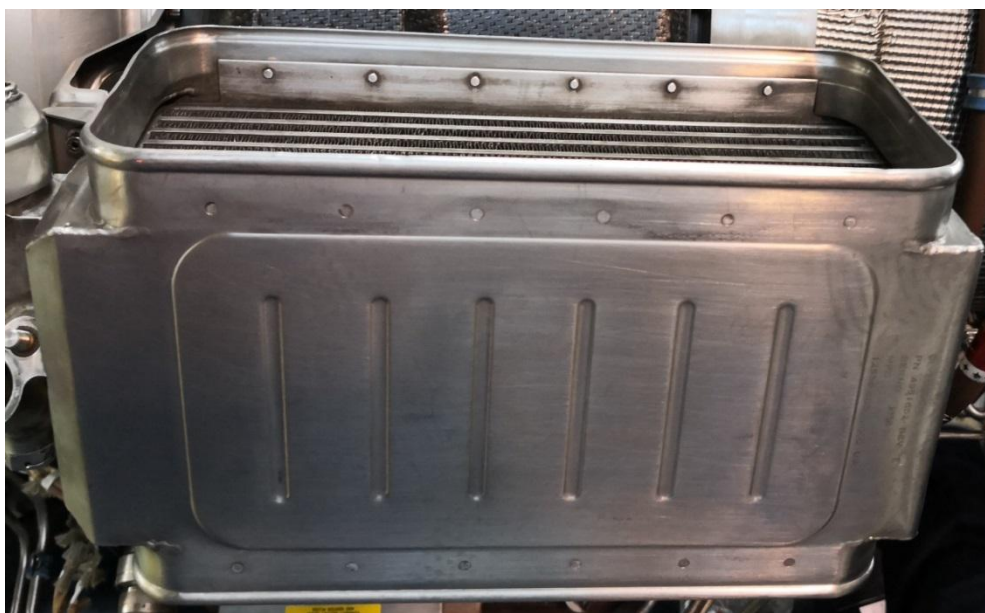


图 19-26 APU 的滑油冷却器

19.4.2 典型 APU 的常见维护及安全注意事项

在APU起动过程中，应注意：

- 1) 维护人员不要进入APU进气排气区域以免发生危险，这些区域包括：APU进气口周围、APU尾喷口后方、APU空气滑油冷却器气流出口。

- 2) 不要在机库内起动APU，密闭空间内的高温有害燃气可能对人员造成伤害。
- 3) 打开APU舱门进行试车，可能会导致APU灭火瓶中的灭火剂不足以扑灭可能发生的火灾。
- 4) 在飞机加放油过程中，不要起动APU，否则可能造成人员设备伤害。
- 5) 另外，APU的起动机连续起动有时间和次数限制，通常要求连续起动不超过三次，连续第三次起动后再次起动需间隔1小时，短时间内多次连续起动APU可能导致起动机过热失效。
- 6) 起动APU前，请参考相关机型维护手册做好安全预防措施，以避免对人员和设备造成伤害。

第 20 章 发动机监控与维护

20.1 发动机状态监控

发动机状态监控是指利用发动机性能趋势监控、滑油消耗量监控、孔探检查、燃油滤和滑油滤检查、滑油磁性堵塞检查以及对滑油金属含量分析等手段对发动机的使用和维护状态进行监控，民用航空发动机主要的监控手段如图 20-1。实施发动机状态监控工作，在一定程度上能够预防或协助排除发动机故障，从而保障发动机机队的可靠性。

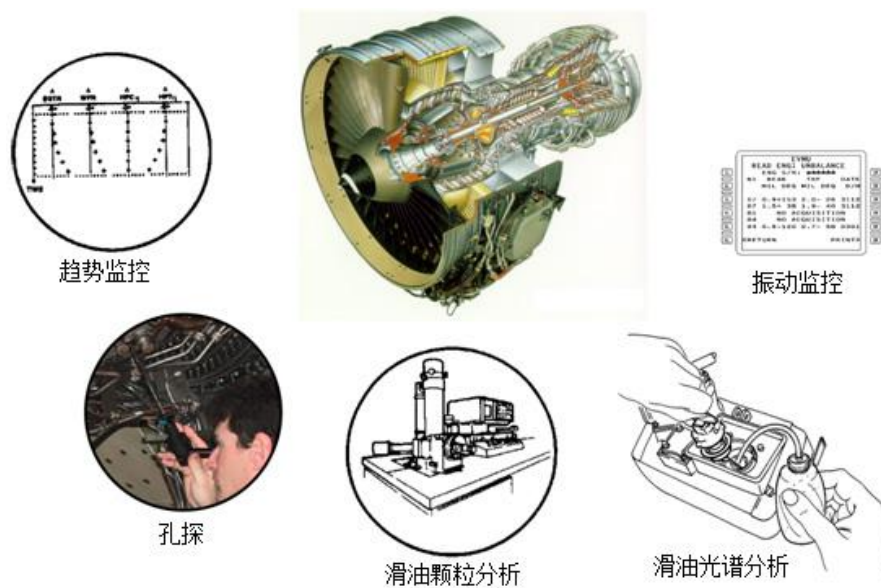


图 20-1 发动机主要的状态监控方法

20.1.1 性能趋势监控

性能趋势监控是当前普遍采用的一种发动机状态监控方法，它首先采集发动机状态参数（发动机典型的状态参数包括转子转速 N 、发动机压力比 EPR 、燃油流量 $FUEL FLOW$ 、排气温度 EGT 、滑油压力和温度 $OIL TEMP/PRE$ 以及转子振动值 VIB 等），并记录对应的发动机工况和外部条件；接着将状态参数按相似换算法换算到标准大气海平面条件下的值，将所得到的换算值减去该工况下的基线值，得出相对于基线的监控参数偏差值，对所得到的各个航班的监控参数偏差值进行数据平滑处理；然后将所得到的平滑后的监控参数偏差值减去它的初始值，得到对应于该发动机的监控参数最终偏差值；最后依据最终偏差值绘制性能监控趋势图。维护人员依据趋势图就可以对发动机的健康状况进行分析。

根据性能趋势图，可进行以下分析：①将每个监控参数的最终偏差值与基线值比较，检查其是否超限；②通过综合分析各监控参数的不同变化趋势，可以推断引起变化的可能原因，为故障隔离提供重要参考，如可据此隔离部分较小系统的故障；③计算趋势的变化率，对同

一架飞机上的各台发动机进行趋势对比；④借助于各个监控参数的变化趋势，可以对各个参数的未来发展变化进行趋势预测。CFM56 发动机典型的性能趋势图，如图 20-2 所示，其监控的主要参数包括 EGT(发动机排气温度)、N1（低压转子转速）以及 FF（燃油流量）。

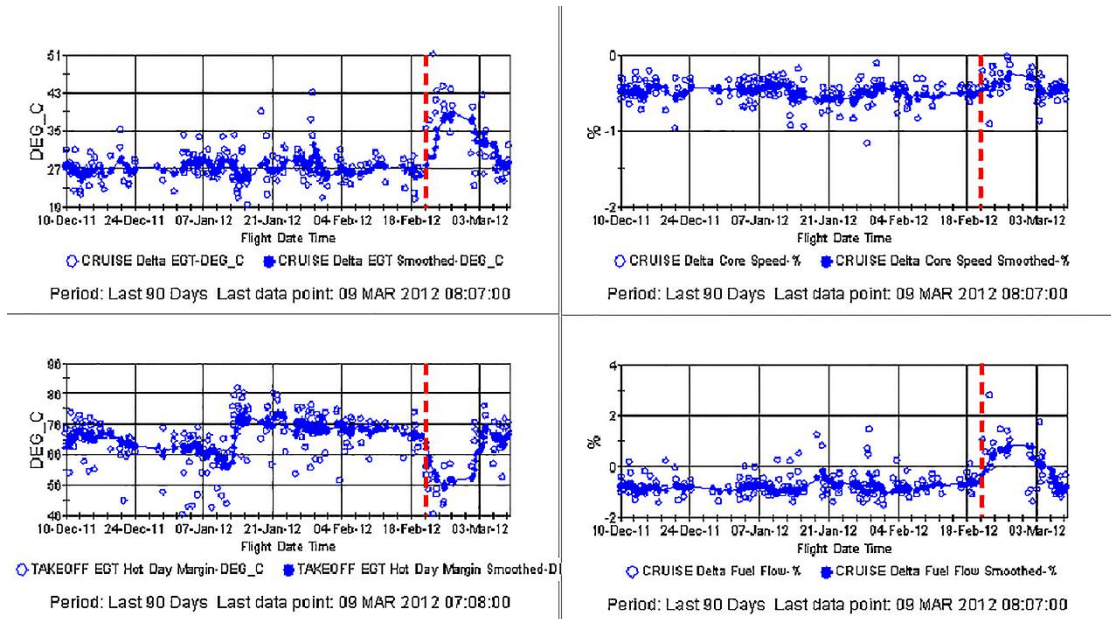


图 20-2 CFM 发动机参数趋势变化图

目前发动机性能状态监控方法主要有两种：（1）基于互联网技术的远程监控平台：GE/CFM56 被称为 Remote diagnostics, 简称 RD；IAE 提供的 Advanced Diagnostic & Engine Management, 简称 ADEM；罗-罗提供的远程监控平台(www.aeromanager.com)；（2）采用 SAGE (GE/CFM56)、COMPASS (罗-罗 RB211-535E4 发动机)或普惠提供的 EHM 等单机软件进行监控。目前，很多各航空公司采用两种监控方式并存的监控模式，通常以远程监控为主，SAGE 等作为辅助或备份监控手段。随着网络和电子技术的发展，远程监控平台将最终取代以单机软件为基础的传统的监控方式。

20.1.2 发动机磁堵检查

各种机械装置中的运转部件，由于接触表面相互运动的摩擦作用，必然会造成机件的磨损，并且随着运行时间的增长，磨损会不同程度的加剧，如果不能准确了解并监控机件的磨损状态，就很可能造成轴承破损、传动轴断裂等严重缺陷，导致转子卡滞、传动失效等严重故障的发生，甚至引发恶性事故。据统计，在一般运转机件的失效形式中，磨损失效占 80% 以上。

由于磨损发生在机械的内部，直接监视判断其状态比较困难，但对于一般的机构来说，都采用了滑油对运转部件进行润滑和降温，当运转机件磨损时，产生的磨粒进入滑油中。滑油所携带的磨粒是监控运转机件磨损状态的重要信息源，是揭示磨损表面的损伤机理、诊断磨损过程和磨损类型的重要依据。对滑油本身及其所携带的磨损微粒的监测分析，可有效的监控机械的磨损状态，预防磨损故障的发生，提高机械工作的安全可靠性；并且可对机械的磨损故障进行诊断，确定磨损的严重程度和故障部位，从而指导制定最有效、最经济的维修

方案。如图 20-3 是通过磁性碎屑探测器（简称磁堵）收集到的颗粒。



图 20-3 磁堵及吸附到的轴承颗粒

为了在较短的时间间隔内顺利检出滑油系统中的颗粒物，磁堵安装在每个积油槽回油管路上，或者安装在回油泵下游的共享回油管上。因为轴承和齿轮是金属的，所以磁堵上的磁铁能吸附这些部件的磨损颗粒（或碎屑）。磁堵吸附的颗粒尺寸范围为 0.02~1mm。在最简单的设计中，磁堵是一个细小的棒，伸入到滑油回油中。在规定的时间内检查磁堵是维修检查的一部分。为了便于检查，不需要额外的工具就能将磁堵拿出来。

比磁堵更复杂的是电子式磁堵，这种磁堵有两组磁铁，FADEC 的计算机监视这两组磁铁这间的阻抗。电子式磁堵不需要检查或拿出，除非 FADEC 的计算机给出了相关的维护信息。图 20-4 为 CFM56-7B 发动机的电子式磁堵。更为先进的发动机颗粒检测使用滑油碎屑监视器。它采用基于诱导测量技术的传感器，能使系统根据颗粒物的尺寸和类型（磁性的或非磁性的）检测磨损的金属颗粒物进行计数和分类，从而判定滑油中颗粒物总数的趋势。此监视器与 FADEC 计算机或者与指定这个功能的计算机相连。

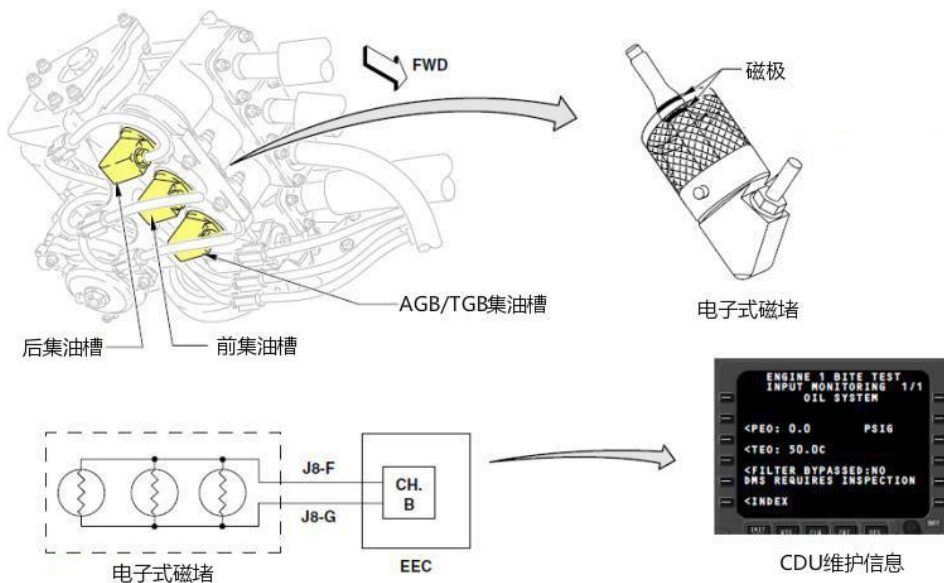


图 20-4 CFM56-7B 发动机电子式磁堵

20.1.3 发动机振动监控

民用航空发动机工作环境十分恶劣，其健康状况的改变或恶化，很大程度上会影响飞行安全及运管成本。因此加强对民用航空发动机工作状态的监控，特别是对民用航空发动机振动的监控，是保证安全的有效手段。航空发动机振动监控主要用于监视发动机旋转机械的工作状态。作为一种典型的高速旋转机械设备，航空发动机的振动信号(如振动信号的幅值、频率和相位等)可直接反映其当前工作状态。通过分析获取的发动机振动信号特性，可及时获得发动机工作状态信息。以发动机振动值为例，通过监控发动机稳定工作状态的高、低压转子振动值变化，可分析发动机内部的旋转机械部件状态，发动机高、低压转子的动平衡情况，进而推测发动机本体可能存在的一些机械故障，避免引起发动机更大的内部损伤和二次损伤，并采取合理的维护措施提高发动机可靠性，降低维护成本。

目前，民用航空发动机振动监测的主要方法是在飞机上安装发动机振动监测装置，被称为 EVMU（发动机振动监测组件）或 AVM（机载振动监测仪）。振动监测装置通过安装在发动机上的加速度计监测发动机振动变化情况。振源具有稳定的激振力，能准确反映发动机振动能量，测量振动的加速度计须靠近振源安装。加速度计一般安装在发动机的安装点、转子支撑面、发动机机匣对接面等位置。以某型民用航空发动机为例，其上装有两个加速度计，分别位于风扇机匣和轴承上，分别测量风扇机匣和轴承处的振动信息。所测信息经 EVMU 内部的电荷放大器、滤波器、记录器、A/D 转化器、振动信号处理计算机计算后，输出给飞机显示器，为飞机驾驶舱实时提供发动机振动值显示。典型的发动机振动监测原理图如图 20-5 所示。

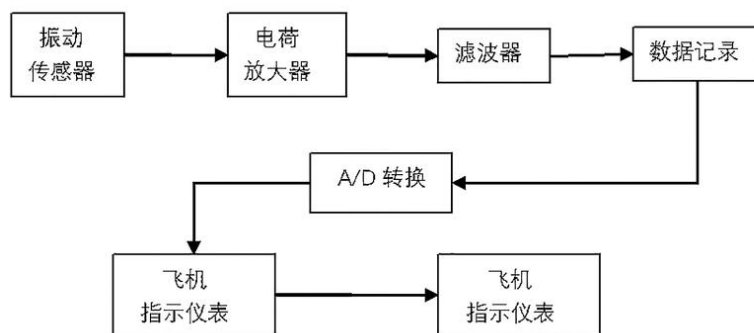


图 20-5 典型的发动机振动监测原理图

发动机振动监测过程可分为振动测量、振动信号处理及故障特征提取、状态识别。根据监测对象的特征，如结构特点，振动信号频带范围和幅值，确定测试系统的传感器和记录设备。振动信号处理是振动监测的核心，它完成从原始振动信号中提取有用信息。状态识别是根据信号处理结果和故障特征信息，判断监测对象的状态及其故障的发展趋势。最后，信号处理和故障状态识别通过计算机软件实现。

振动总量反映了发动机总的振动能量状况，而振动分量则反映出是何种激振源及其激励大小。发动机一般都规定总量限制值，如果振动总量超过限制值，表明发动机振动过大，部件可能因此而破坏。发动机上的各振源通常有不同的激振频率，如转子质量不平衡会激起频率为转子工作转速的振动，不对中故障会激起较大的二阶振动，而转子与静子碰摩会产生分

频等频率成分十分丰富的振动。振动信号处理就是要从原始振动信号中提取这此有用信息，为状态识别提供依据。

20.2 发动机运转与配平

20.2.1 发动机地面运转

发动机地面运转一般包括起动、地面试车和冷转等，但不管做哪种运转，都应在运转之前做好开车的准备，以确保飞机、发动机和人员的安全。

1. 运转前的检查和准备

1) 机外检查

首先确保飞机停放的方向合适。起动发动机时，最好迎风进气，避免顶风排气而造成排气温度高或热起动问题。若是侧向风时，在飞机维护手册中都有风速大小和风向的限制，如图 20-6 为 CFM56-5B 发动机对于风速和风向的限制。侧向风，容易引起压气机喘振。另外，还应注意飞机的停放环境，避免吸入外来物而造成损伤；注意排气周围的环境，排气不但速度高而且温度也高，所以注意不要对周围环境和物体造成损伤。一般机场会指定试车机坪位置。有关发动机的检查内容有：发动机进气道有无异物，风扇叶片有无裂纹，发动机有无任何渗油痕迹，发动机喷管内有无异物，发动机前方区域是否清洁等。

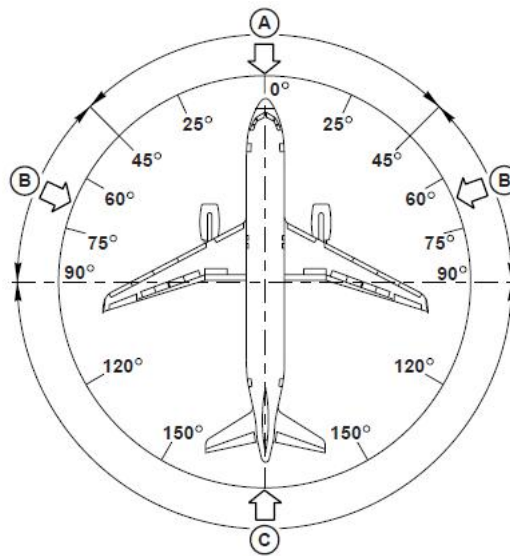


图 20-6 CFM56-5B 发动机地面运转时风速和风向的限制

2) 机内检查

做好运转前的各项准备工作、飞机其他系统的准备以及必要的安全措施。一般来说，起动发动机时，飞机厂家或航空公司都制定有检查单，规定了具体的检查内容和准备工作，如飞机电源、点火电门的位置、油门杆的位置、燃油控制电门的位置、发动机驱动的液压泵控制电门的位置、发动机引气控制等，都是发动机运转之前的检查内容。

3) 准备工作

运转发动机之前，对相关系统做好准备，这主要包括如下的内容：

- 做好飞机起落架机轮阻挡
- 熟悉驾驶舱内的各相关控制面板和显示系统，如发动机起动控制面板、燃油系统控制面板、液压控制面板、飞行控制面板等等。
- 供电、供液压
- 调整驾驶舱内的灯光亮度
- 操作飞机燃油系统和气源系统
- 建立与地面人员的通讯
- 做防火系统测试检查等

2. 发动机地面运转注意事项

1) 起动机的工作时间限制。通常起动机的工作时间是有限制的。因为起动机转速高，负荷大，所以厂家都对其工作的时间长短以及连续工作的次数都有规定，一定要按手册中的规定操作，否则容易造成起动机损坏。

2) 注意发动机的工作限制。在维护手册中对发动机的各工作参数如排气温度、振动值、滑油参数（压力、温度）、转子转速等都有具体的限制值。地面运转发动机时，一定要注意这些参数的变化。尤其冬天起动发动机时对滑油低温的限制，因为温度会影响滑油的流动性。除了起动之前注意滑油的最低温度之外，若要让发动机从慢车状态加速到高功率时，对最低的滑油温度也有限制。

3) 危险区。发动机在地面运转时，进气道进口周围和排气管周围，有如图 20-7 中所示的危险区域。发动机工作时，人员和工具、设备等都不能进入这些区域。若进入进气危险区，会被吸入发动机。进入排气危险区，会被吹跑，并且高温排气也会造成伤害。危险区域的范围大小与发动机的功率状态有关，功率越大，范围就越大。不同的发动机，在其飞机维护手册中，对这些区域都有具体的规定。在发动机外面的整流罩上也有危险区标志（红色）以及发动机运转时，接近发动机的安全走廊标志。除此之外，发动机工作时还有噪声，噪声对人的听觉的影响是个逐渐发展的过程，所以戴上防护耳罩是必不可少的。如图 20-8 为 CFM 发动机工作时的噪声危险区域。

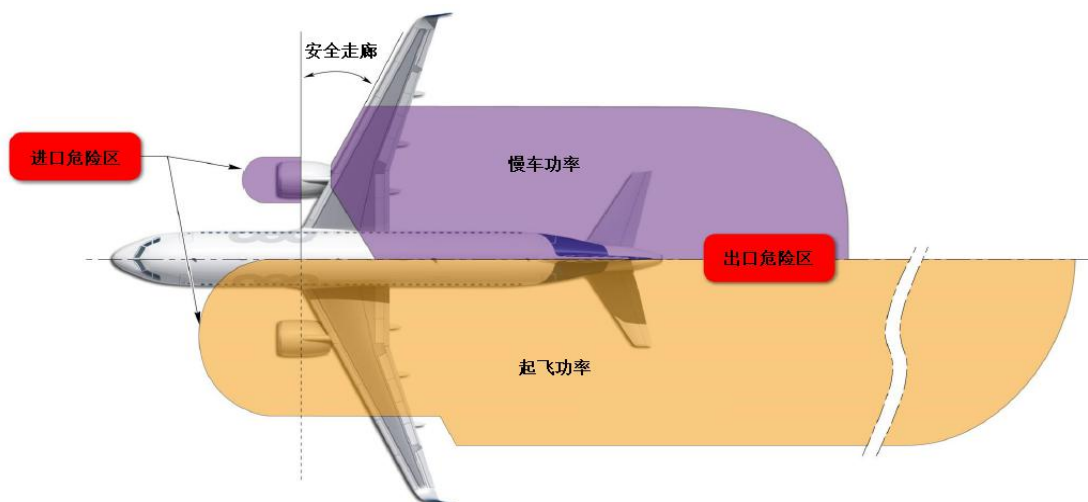


图 20-7 LEAP1A 发动机地面运转的危险区域

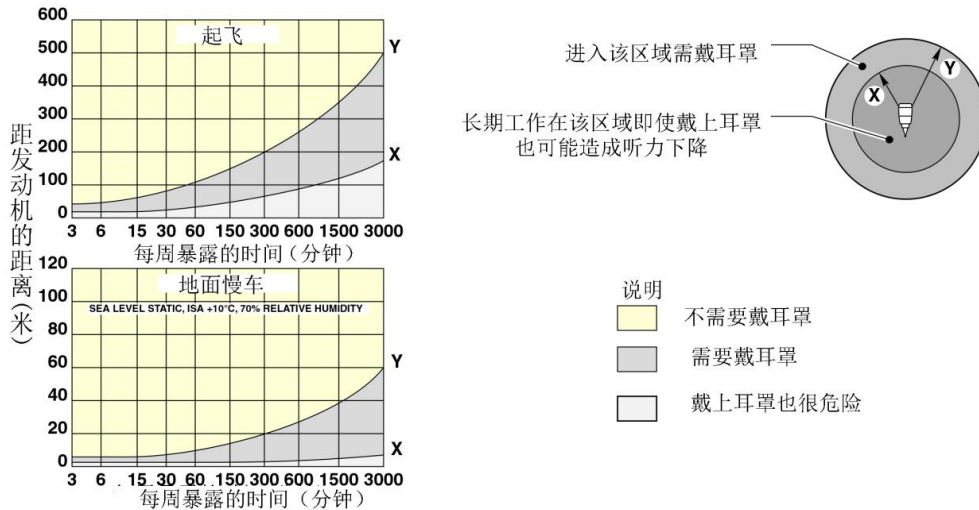


图 20-8 CFM 发动机噪声危险区域

20.2.2 发动机振动与配平

在航空发动机使用中由于部件移位、变形、变脏和磨损等原因会导致其振动会随着时间变化逐渐增大，高振动会降低发动机整机及部件的可靠性；同时也会影响发动机的性能，加速发动机性能衰退；高振动还会在客舱中出现很大的噪音，降低飞机的舒适性，因此我们必须将发动机振动维持在一个较低的水平。当发动机振动较大时，需事先确认不是结构损坏原因造成的高振动后再对发动机进行配平，从而减小振动，提高发动机轴承可靠性、发动机使用经济性，增加发动机在翼时间、降低维护和大修成本，同时以及改善发动机安全性、飞机的乘坐舒适性等。

对于民航常见的双转子发动机而言，发动机在翼时只能对低压转子做配平，而高压转子的配平则无法实施，若高压转子振动超限，则只能换发。配平的方法都是通过添加配重的方式来实现。对低压转子进行配平时，可采用风扇配平或低压涡轮配平的方式，但风扇配平的方式更为常见。风扇配平方式通常有两种方式：（1）静态配平；（2）动态配平。通常更换风扇叶片或其它部件造成不平衡时，先进行静态配平，如有必要然后再进行动态配平。

风扇静态配平方法适用于更换风扇叶片后的静态平衡计算，其方法是通过对比更换前后风扇叶片的动量矩来计算不平衡重量大小和方向，再根据不平衡重量的大小和方向按照飞机维护手册选取适当的配平螺栓进行配平。为减少因更换风扇叶片而产生的不平衡重量大小，风扇叶片通常是成对更换的，即被损坏的叶片及相反方向对应的叶片均需更换，叶片制造商提供的备件叶片通常也是成套的，每套包含两个重量相近的叶片。在特定情况下也可单个更换风扇叶片，但此时大多需要改变整流锥配平螺栓的大小来保证风扇处于平衡状态。如果只更换一对风扇叶片，一般不需要进行静态配平计算；但如果要更换多对叶片则需要进行动量矩的矢量合成计算，算出最终不平衡重量的大小和方向。静态配平的好坏直接关系到风扇动态平衡状态以及其振动水平，在大多数飞机维护手册中均包括风扇静态配平的具体过程及实例。

发动机风扇转子由风扇叶片、风扇轮盘、风扇轴、低压压气机叶片与轮盘、低压涡轮叶片和轮盘及低压涡轮轴等多个部件一起构成，风扇叶片自身的平衡可通过叶片称重后重排或

静态配平来实现，但叶片装好后整个转子的平衡状态只有在发动机运转时才能进行检查。在保证风扇静态平衡的情况下，如果运转后发动机振动较大，则同样需要向风扇转子安装配平重量，寻找配平重量大小和位置的过程被称为风扇动态配平。发动机长期使用后出现风扇振动较大或同时更换风扇叶片数超过某一规定数量后均需进行动态配平。有的发动机动态配平只有一个配平面(如：CFM56-5B)，位于发动机前端；而有的发动机则有多个配平面(如：CFM56-7B/CFM56-3)，一个配平面位于发动机前端，而另一个则位于发动机后端。风扇配平有3种不同的方法：

- (1) 利用机载振动监控设备 (EVMU/AVM) 进行配平；
- (2) 采用三元配平法对发动机风扇进行配平；
- (3) 利用专门的测试设备进行配平。

采用机载振动监控设备进行配平的方法较为简单，但早期的机载振动监控设备只能监控发动机振动大小，不能提供风扇动态配平的解决方案。随着电子技术的发展，当今较为先进的机载振动监控设备都具有配平计算功能，它甚至可以监控某些特殊部件的工作状态，对部件早期损坏进行预先判断，以及对发动机进行维护。图 20-9 为 B737NG 发动机的 AVM 自检与配平页面。

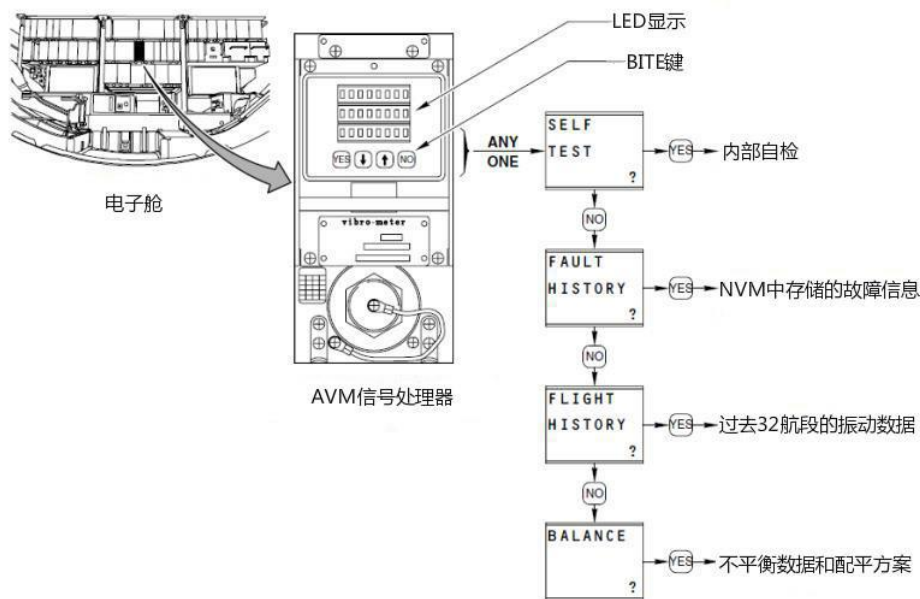


图 20-9 B737NG 发动机 AVM 自检与配平页面

当机载振动监控设备不能有效记录发动机振动数据或机载振动监控设备是早期设备时，通过机载振动监控设备则无法获得配平解决方案；此外，若从发动机使用中发现通过机载振动监控设备获得的解决方案有时配平效果并不理想，这时均可采用三圆法配平。三圆法是基于其他方法不能进行有效配平的情况下采用的方法，是对发动机实施配平的“最后一道防线”，是解决发动机风扇振动问题的最有效方法、也是最复杂的一种方法。它综合考虑了发动机不同部位与不同转速下的振动情况。三圆配平法需要大量绘制矢量图，绘图过程中容易产生较大的累积误差，这会大大影响最终配平效果，更为重要的是过程太过繁琐，因此，该方法并没有得到大量的应用。

20.3 典型发动机系统维护介绍

发动机维修是指在发动机的使用寿命期间,为了保证发动机能够安全、可靠和经济的使用,对发动机所做的必要维护和修理工作。发动机的维修可分为两大类,即发动机在翼维护和大修。在翼维护包括航线维护和定期维护,是指发动机在在翼的情况下,对发动机所做的一系列维护和修理工作。发动机大修是指把发动机从飞机上拆下来,送回大修厂将发动机分解而进行的一系列修理。

发动机在翼维护可分为定期维护和不定期维护。定期维护是发动机厂家为了保证发动机安全、可靠地工作,所制定的最基本的维护工作内容。定期维护一般是按发动机的工作循环、工作小时数或日历时间来制定定期维护的时间间隔,如A检、C检等,如空客公司规定,A检是600个工作小时,或750循环或100天。这些维护包括飞机过站维护和航线维护。维护内容是根据发动机厂家制定的发动机管理大纲编制的,内容包括发动机/动力装置外部目视检查;系列功能/工作检查;发动机孔探检查;定期检查和更换某些部件,如定期检查滑油系统的磁堵、检查滑油量、加滑油、定期更换/清洗燃油滤和滑油滤等。不定期维护是指那些由与时间无关的事件所引起的维护,如发动机的外来物损伤、飞机硬着陆等事故后所做的检查和维护修理。另外,通过发动机指示系统所观察到的一些不正常现象如超转、超温等,或发动机自检(BITE)设备给出的故障信息等,这些都需要及时采取一些必要的检查和修理。下面是一些典型的发动机系统维护工作。

20.3.1 发动机气路清洗

发动机工作过程中,空气中的污染物、杂质颗粒就会残留在发动机内部而影响发动机性能,增加发动机的工作温度。因为这些东西沉积在叶片和气流通道中,不但会影响压气和风扇的效率,而且还会对核心机的流通能力造成一定影响,从而使用EGT裕度、压气机喘振裕度和转子的转速裕度下降,发动机耗油率升高。轴流式压气机的发动机外场气路清洗是恢复性能,延长发动机在翼时间,降低燃油消耗率的有效方法之一,它常被用在由于外来物在压气机或涡轮转子和静子叶片以及机匣上的沉积累计造成性能退化的发动机上。外场清洗首先做好必要的准备,需要拆掉一些附件设备;断开发动机部分管路并封住其开口;向滑油系统加入适量的防止内部轴承、齿轮等部件腐蚀的防腐油等。在大多数型号的发动机进行清洗是由起动机运转压气机(干冷转)实施的,清洗期间应关闭飞机引气系统。清洗完成后应将发动机恢复到正常的准备运转状态,然后进行试车烘干,试车时需打开飞机引气系统运转足够长的时间,避免随后执行航班时驾驶舱和客舱出现水雾或异味。

发动机气路清洗有两种方法:清水清洗和采用清洗剂进行清洗。如果发动机内部不是特别脏时一般都采用清水清洗,对于清洗发动机所用的清水具有一定的要求(如水中颗粒物的含量、大小等)。在采用清洗剂进行时,所选取的清洗剂类型取决于特定的发动机型号。发动机清洗方法和清洗时间间隔取决于清洗的效果,不同使用环境、不同用户选取的标准可能存在差异,一般以排气温度裕度(EGTM)恢复量来衡量清洗效果。清洗完后需及时将信息反

馈到发动机状态监控系统中，避免系统告警，并密切关注 EGT 的变化情况以确定清洗效果，如图 20-10 所示。

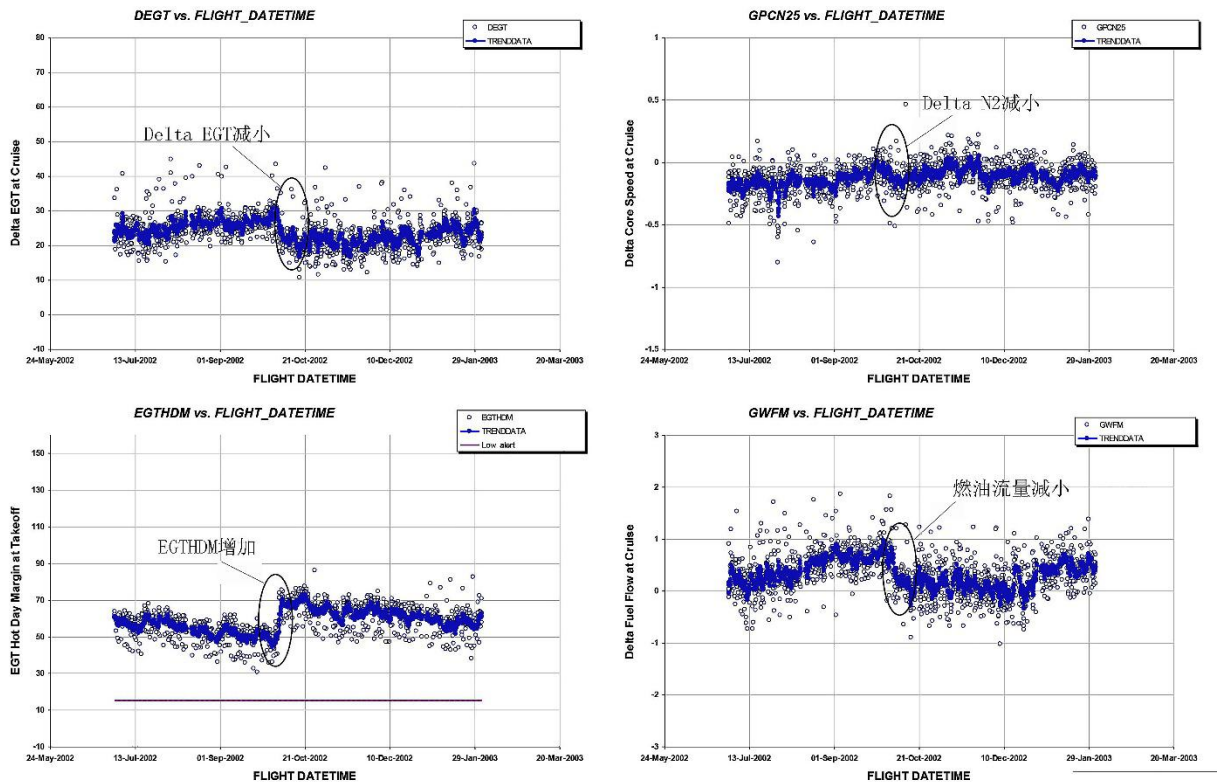


图 20-10 发动机气路清洗对 EGT 和其它参数的影响

20.3.2 发动机的拆卸和安装

民航飞机的发动机位于翼下，即翼吊布局，如 Airbus 320 系列与 Boeing 737 系列。对于翼吊布局的发动机，传播到客舱内的噪音较小，飞机稳定性高，此外还能减小飞机飞行时机翼根部的应力，从而降低了机翼及机身的强度需求，并进一步降低飞机的自身重量。然而，翼吊布局会增大飞机飞行时的空气阻力。为了尽量减小由此带来的空气阻力，应控制发动机的前后位置及距离机翼的高度。除翼吊布局以外，还有常见于商务客机将发动机安装在飞机后机身的布局，即尾吊布局，例如 Gulfstream 的 G550，以及翼下/尾吊布局，例如 Lockheed 的 Tristar。

发动机安装点连接和固定发动机到飞机吊架上，同时传递发动机推力，以及垂直、侧向载荷和扭矩到飞机上。采用翼吊布局的民用航空发动机一般通过发动机的前后两个安装点悬挂在飞机吊架上，而安装点则安装在承受发动机轴向载荷的框架上，这些框架包括风扇框架、涡轮框架等。为了尽量缩短推力传递到吊架的路径，绝大部分发动机推力由前安装点传递，因此前安装点是直接安装在风扇框架上，如图 20-11 所示为 CFM56-5B 发动机，它通过分别位于风扇框架和涡轮框架的两个安装点连接到飞机吊架上。

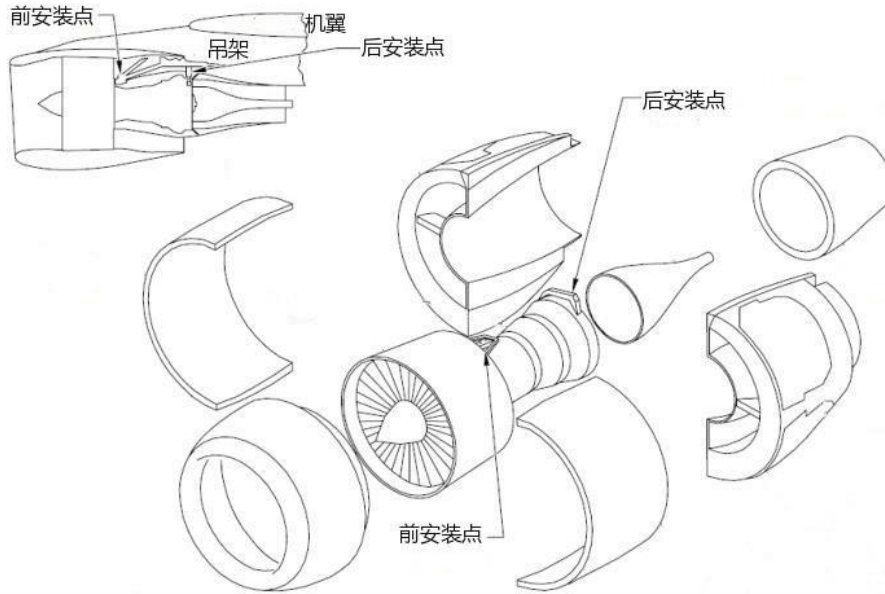


图 20-11 CFM56-5B 发动机安装点

在另一些发动机中，发动机的推力通过后安装点传递到发动机吊架上，这就需要通过两根推力杆将风扇框架的推力传递到后安装点。采用这种方式的主要原因是发动机的顶部没有足够的空间来较好地设计前安装点或发动机其他结构，如图 20-12 所示，CFM56-7B 发动机的前/后安装点分别位于风扇框架和涡轮框架的 12 点位置，间且在风扇框架后壁面与后安装点之间还有两根推力杆。

因为发动机产生的推力都是通过安装点传递到吊挂的，所以安装点采用的是失效-安全设计。发动机安装点或推力传力构件是不允许完全失效的，因为这将导致在飞行过程中发动机的脱落。

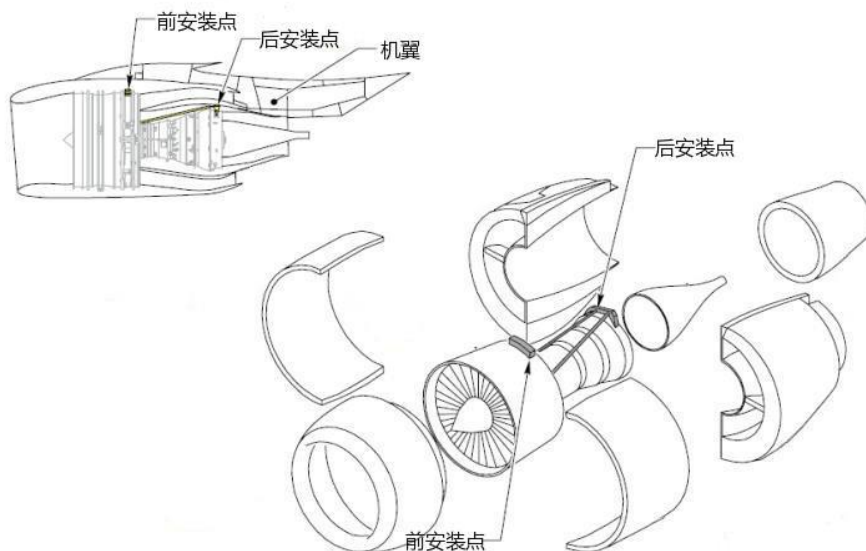


图 20-12 CFM56-7B 发动机安装点

发动机换发有三种批准的方法：第 1 种采用自持系统方法，第 2 种使用吊车支持的吊索方法，第 3 种使用升起加载器。

从飞机上拆卸发动机前，应确认发动机停车至少 5 分钟。为保证正确的操作，项目检查单必须完成，同时需记录发动机小时和循环数随发保存以便跟踪。飞机应进行以下准备工作：确认飞机稳定，如果飞机被顶起，在发动机拆卸前保证飞机水平；确保安全装置在位；在必要的位置放置警告牌；检查飞机起落架地面锁销位置正确；断开被拆卸发动机的电源供应；断开连接到发动机的气源系统；切断被拆卸发动机的燃油供应；对液压油箱释压；罩上发动机进气道和尾喷管。

准备起吊装置和发动机托架，注意吊车的最大安全工作负荷必须大于被吊起的发动机重量。拆卸之前应将襟/缝翼放在合适的位置，必须断开所有电气、液压、气动、燃油和机械接头，在断开的接头处需加上保护盖以防止灰尘和杂质进入。拆卸固定夹、支持器，最后拆下固定发动机到飞机上的安装节螺母和推力杆接头螺栓。为防止人员受伤和设备损坏，必须严格遵守维修手册的程序和条例、安全注意事项，所使用消耗材料需遵守厂家说明和本地安全规范。

发动机安装程序的飞机准备工作与拆卸时基本相同，安装前应检查发动机铭牌，确信所安装的发动机是正确的，如果不正确则可能造成运转发动机时部件甚至整机损坏，或带来更多的其它维护工作。对于采用 FADEC 控制的发动机需确认 ECU 规格（软、硬件）和/或发动机型号与飞机构型匹配，机械液压控制的发动机则需检查油门控制系统（如 CFM56-3 发动机的燃油控制盒）与飞机匹配。按照制造商的要求，安装发动机时应清洁结合面，剪切或定位销孔和紧固件孔，对安装螺栓、螺帽、保持片和垫圈进行清洁和润滑。

在将发动机吊装到飞机上提升过程中，检查确认吊架组件处于水平状态，不要处于前低后高的姿态，吊起发动机时注意前、后钢索两侧之间的负载差。禁止先安装一个安装座的定位销，否则可能会对安装座和吊架造成损坏。拆装托架时要小心避免损坏发动机部件。连接螺栓按照飞机维护手册规定的扭矩拧紧。拆下起吊装置，将各个系统连接好，在连接每一个接头前把盖帽或罩子拆下。所有螺栓、螺母按规定的扭矩拧紧，需要时，更换垫片、衬垫和锁片。发动机滑油箱内加注批准的滑油，滑油系统和燃油系统应加满，确信所有管路都装满油。发动机起动前检查发动机清洁，无外来物，移走进气道和尾喷管上的堵盖。

采用 FADEC 控制的发动机，发动机安装完成后，需执行 ECU 功能测试，通过飞机驾驶舱中的 MCDU 或 CDU 读取相关发动机数据（ECU 硬件和软件版本、发动机额定推力和型号、风扇转速调整系数等信息），并检查与实际飞机构型是否一致，必须保证发动机额定推力必须与另一台对称的发动机一样，并与飞机型号匹配。对于某些型号的发动机还需人工向 ECU 输入发动机序号。

对于油封过的发动机要进行启封，通过冷转完成 FADEC 操作测试；检查液压和燃油管路，确信无渗漏。测试反推系统、起动发动机、进气道热防冰的工作情况。然后对发动机进行运转测试：完成最低慢车检查确信无渗漏，检查发动机引气系统的工作。最后完成功率验证检查、振动检查、加速度检查，如果发动机在合格的测试台上进行过测试并通过、发动机是以前因方便或梯次被拆下或发动机拆下进行涡轮后框更换则不需。

20.3.3 无损检测和孔探检查

1. 无损检测

无损检测是利用物质的声、光、磁和电等特性，在不损害或不影响被检测对象使用性能的前提下，检测被检对象中是否存在缺陷或不均匀性，给出缺陷大小，位置，性质和数量等信息。它与破坏性检测相比，无损检测有以下特点。第一是具有非破坏性，因为它在做检测时不会损害被检测对象的使用性能；第二具有全面性，由于检测是非破坏性，因此必要时可对被检测对象进行100%的全面检测，这是破坏性检测办不到的；第三具有全程性，破坏性检测一般只适用于对原材料进行检测，如机械工程中普遍采用的拉伸、压缩、弯曲等，破坏性检验都是针对制造用原材料进行的，对于产成品和在用品，除非不准备让其继续服役，否则是不能进行破坏性检测的，而无损检测因不损坏被检测对象的使用性能。所以，它不仅可对制造用原材料，各中间工艺环节、直至最终产成品进行全程检测，也可对服役中的设备进行检测。常用的无损检测方法有目视检测、射线照相检验、超声检测、磁粉检测、涡流检测等。

射线检测的基本原理是：利用射线(X射线、 γ 射线和中子射线)在介质中传播时的衰减特性，当将强度均匀的射线从被检件的一面注入其中时，由于缺陷与被检件基体材料对射线的衰减特性不同，透过被检件后的射线强度将会不均匀，用胶片照相、荧光屏直接观测等方法在其对面检测透过被检件后的射线强度，即可判断被检件表面或内部是否存在缺陷(异质点)。

超声检测的基本原理是：利用超声波在界面(声阻抗不同的两种介质的结合面)出的反射和折射以及超声波在介质中传播过程中的衰减，由发射探头向被检件发射超声波，由接收探头接收从界面(缺陷或本底)处反射回来超声波(反射法)或透过被检件后的透射波(透射法)，以此检测备件部件是否存在缺陷，并对缺陷进行定位、定性与定量。

磁粉检测的基本原理是：由于缺陷与基体材料的磁特性(磁阻)不同穿过基体的磁力线在缺陷处将产生弯曲并可能逸出基体表面，形成漏磁场。若缺陷漏磁场的强度足以吸附磁性颗粒，则将在缺陷对应处形成尺寸比缺陷本身更大、对比度也更高的磁痕，从而指示缺陷的存在。

涡流检测的基本原理是：将交变磁场靠近导体(被检件)时，由于电磁感应在导体中将感生出密闭的环状电流，此即涡流。该涡流受激励磁场(电流强度、频率)、导体的电导率和磁导率、缺陷(性质、大小、位置等)等许多因素的影响，并反作用于原激发磁场，使其阻抗等特性参数发生改变，从而指示缺陷的存在与否。

2. 孔探检查

孔探检查(又称内窥镜检查)是常用的目视检查方法，其作用是借助工业内窥镜定期检及非定期(特殊情况，比如鸟击等)检测发动机内部部件工作状态，及时发现损伤缺陷，以评估发动机的整体性能和健康情况，为航空发动机的安全运行和维修工作提供可靠的技术依据。孔探所用到的设备分为刚性内窥镜(又称直杆镜)、柔性内窥镜和视频内窥镜；直杆镜结构简单，成像质量好，使用方便；光纤镜采用超细光纤技术能够提供高品质的图像，采用抗磨损的金属外皮增强其适用耐久性，探头本体可弯曲，有导向功能；视频内窥镜采用先进的全数字化光学电子处理技术，使CCD信号的处理及传输过程发展成纯数字化，可直接连接

VGA 数字显示器，图像清晰，色彩还原真实准确，具有 360 度全方位连续导向。



图 20-13 发动机的孔探检查

孔探检查是发动机日常维护和定期检查内容之一。通过孔探设备我们可以查看发动机内部损伤情况，并根据损伤的类型、大小来判断发动机是否继续使用或继续使用多久。通常来说，发动机热端部件（如燃烧室、涡轮等）有定期孔探检查要求，而冷端部件通常没有定期检查规定。所谓定期检查，就是在飞机维护手册中规定的这些部件的检查时间间隔，即每隔多久就对这些部件做一次孔探检查，以确认它们的损伤情况。时间间隔通常以发动机的工作小时或工作循环的形式给出，如每隔 600 个循环做检查。根据定期孔探检查可得到如下的结论：发动机可以继续使用到下次规定的孔探时间再做检查；延长或缩短孔探检查的时间间隔；发动机可允许工作多久就需要换发；即刻换发。

在维修手册中，对不同部件以及同一部件的不同区域都规定了可能会出现的各种损伤的限制范围。孔探检查的关键是确认这些损伤和损伤所在的区域，以及损伤的大小，这样才能对照手册中的损伤限制做出判断。要做出判断有两点很关键。第一点是损伤的定义，因为损伤不同，对其限制也不同。所以，孔探人员首先应确认损伤，即观察到的是什么类型的损伤，给出损伤的名称。各种损伤的定义，在维修手册中有具体的说明，图 20-14 为发动机孔探检查常见的损伤。第二点就是判断损伤大小。现在孔探设备都自带有测量功能，这不但为估算损伤大小提供了方便，而且还提高了估算的准确度。若孔探设备不具备测量功能，则需要人工对损伤大小进行评估。

除了定期孔探检查以外，当发动机出现事故后，一般也需要做孔探检查，即不定期孔探检查，如发动机在喘振、超转、超温以及外来物进入发动机等以后，因为这些事故均有可能造成发动机内部损伤。

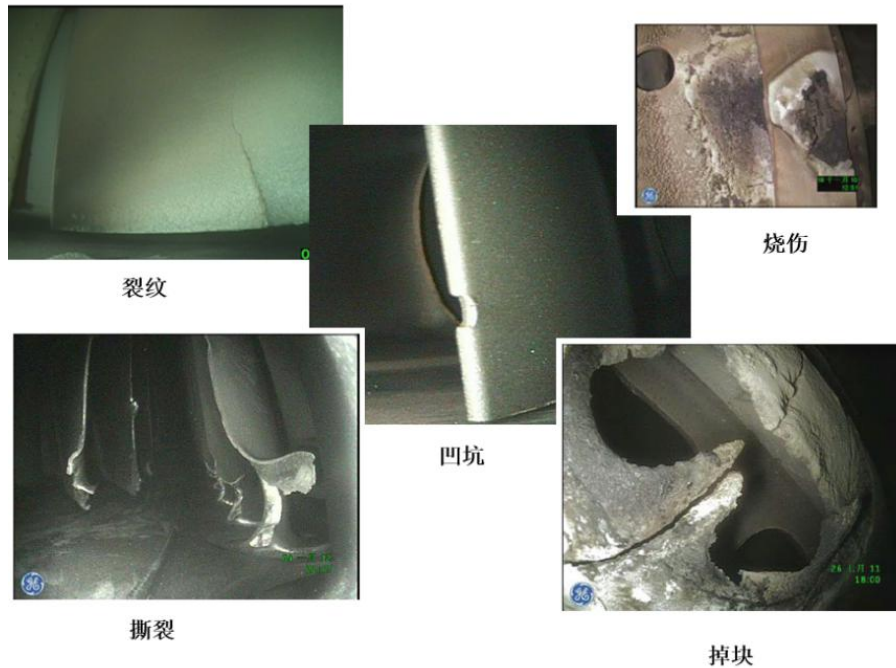


图 20-14 发动机孔探检查常见损伤

20.3.4 发动机干冷转和湿冷转

发动机冷转是指不点燃发动机内的油气混合气，由起动机带动发动机转子转动的过程。在整个冷转过程中，点火系统被切断，发动机不作为热机转动，燃烧室处于“冷状态”。发动机冷转有干冷转和湿冷转两种形式。干冷转是在冷转过程中不向燃烧室输送燃油；而湿冷转是在 N2 至少达到 20% 时短时间向燃烧室输送燃油。

干冷转的作用主要有：

- 冷却发动机以尽快进行发动机孔探工作
- 吹去燃烧室积油
- 确认发动机转子能够正常地转动
- 确认起动机和起动空气活门能够正常工作
- 确认发动机的最大冷转转速以确保后续的发动机起动

湿冷转的作用主要是主要用于发动机燃油系统油封以后的解封。

干或湿冷转时可以打开风扇整流罩和反推整流罩。

在干或湿冷转后，排气尾锥中有大量的滑油污迹是正常的，原因如下：对于转子主轴承采用篦齿封严收油池的发动机来说，比如 CFM56 系列发动机，当转子转动时，去收油池润滑发动机主轴承的滑油需要从内涵气流引气到收油池夹层增压封严。但是干或湿冷转时转速低，收油池夹层增压空气压力低，特别是后收油池。后收油池夹层中的增压空气压力不足以封严滑油，滑油会从油封严泄漏到夹层中。而夹层底部有余油管路，泄漏的滑油会沿着该余油管路流到排气尾锥中。

20.3.5 点火测试和反推测试

发动机测试是地面检查发动机性能和工作情况的重要方法,通过发动机测试可以检查发动机是否能够正常工作,以确保发动机维护工作的有效性。常见的测试项目包括有点火测试、反推测试和 FADEC 测试等。对于这些测试,当前 FADEC 控制的发动机可以通过座舱中的人机界面,如 CDU(控制和显示组件)或 MCDU(多功能控制和显示组件),向 FADEC 计算机输入指令,然后由 FADEC 计算机自动控制下完成,并能在完成后给出相应的测试结果。

1. 点火测试

点火测试的目的是为了保证发动机点火系统能够正常点火。以 CFM56-5B 发动机为例,点火测试的 MCDU 菜单如图 20-15。

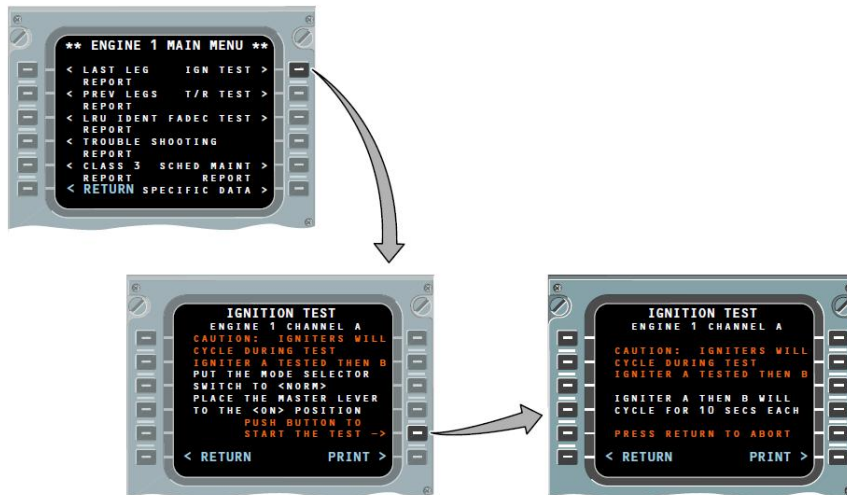


图 20-15 点火测试

点火测试的内容包括 A 点火电嘴点火 10 秒,间隔 2 秒后,再 B 点火电嘴点火 10 秒。在点火测试过程中,相应的页面会提醒操作人员测试正在进行当中。并且通过选择“返回”键,可以退出点火测试。

2. 反推测试

反推测试的目的是确保反推能够正常展开和收起。同样以 CFM56-5B 发动机为例,图 20-16 为反推测试的 MCDU 菜单。

在反推测试中,首先需确认液压系统能够向反推系统提供液压。通过操纵油门杆移到反推和正推位置,反推将在 FADEC 计算机的控制之下展开和收起。在此过程中,如果检测到反推位置开关故障、增压和方向活门电磁阀故障、飞机抑制开关故障、增压活门位置故障等故障,将给出相应的故障信息。

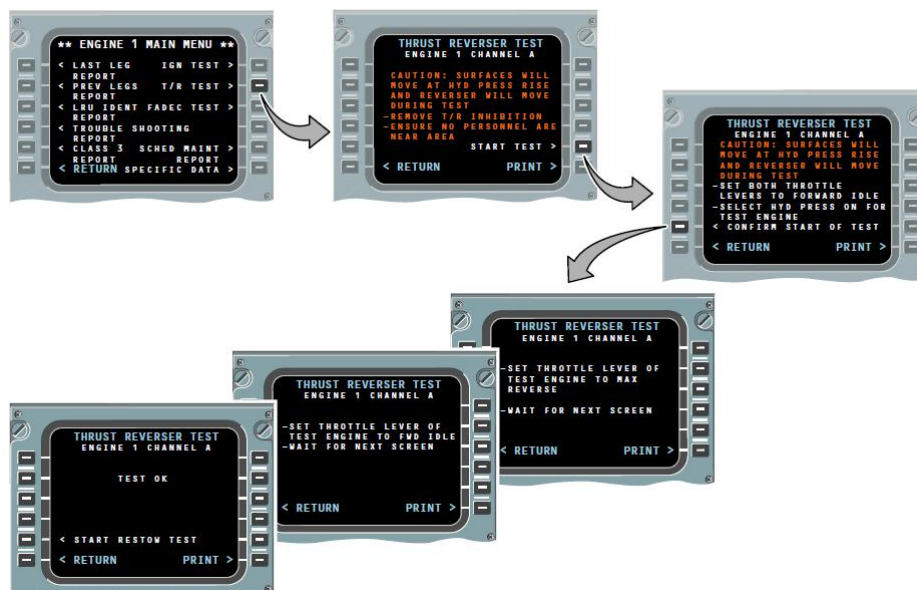


图 20-16 反推测试

参考文献

- [1] 许春生. 燃气涡轮发动机. 北京: 兵器工业出版社, 2006.
- [2] 蒋陵平. 燃气涡轮发动机(第 2 版). 北京: 清华大学出版社, 2016.
- [3] 陈忠军. 燃气涡轮发动机基础. 中国民航大学出版社, 2014.
- [4] 宋静波. 波音 737 飞机动力装置(CFM56-3&APU). 中山大学出版社, 2008.
- [5] 宋静波. 波音 737NG 飞机动力装置(CFM56-7B&APU). 西北工业大学出版社, 2018.
- [6] 唐庆如. 活塞发动机. 北京: 兵器工业出版社, 2007.
- [7] 李卫东, 赵廷渝. 航空活塞发动机动力装置. 成都: 西南交通大学出版社, 2004.
- [8] The JET ENGINE 喷气发动机. ROLLS-ROYCE, 1996.
- [9] Airframe & Powerplant Mechanics Powerplant Handbook. U.S. Department Of Transportation, Federal Aviation Administration, 1976
- [10] The Aircraft Gas Turbine Engine and its Operation. Pratt & Whitney United Technologies Corporation, 1982
- [11] Michael J. Kroes, Thomas W. Wild. Aircraft Powerplants. Glencoe/McGraw-Hill, 1995
- [12] CFM56-7B Training Manual. CFMI Company, 2004
- [13] B737-300/400/500 Aircraft Maintenance Manual. Boeing Company, 2006
- [14] B737-600/700/800 Aircraft Maintenance Manual. Boeing Company, 2006
- [15] B747-400 Training Manual. Boeing Company, 2006
- [16] B777 Aircraft Maintenance Manual. Boeing Company, 2008
- [17] B787-8 Training Lab Notebook. Boeing Company, 2009
- [18] A319/A320 Aircraft Maintenance Manual. Airbus Company, 2004
- [19] A319/320 Technical Training Manual. Airbus Company, 2004
- [20] A330 Technical Training Manual. Airbus Company, 2011
- [21] 付尧明. 动力装置. 大连: 大连海事大学出版社, 2017
- [22] Hartzell 螺旋桨公司出版物
- [23] 邓明. 航空燃气涡轮发动机原理与构造. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [24] PW100 Larger Training Manual. Pratt & Whitney Canada, 2000
- [25] 黄燕晓, 翟春红. 航空发动机原理与构造. 北京: 航空工业出版社, 2015.