

航空发动机及其部件 工作原理

HANGKONG FADONGJI JIQI BUJIAN
GONGZUO YUANLI

高双林 查柏林◎ 编著



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



航空发动机及其部件 工作原理

高双林 查柏林 编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书系统介绍了航空燃气涡轮发动机及其部件的结构组成和工作原理,内容主要包括压气机、涡轮、燃烧室、进气道和尾喷管五大基本组成部件的结构特点和工作原理,发动机设计点和非设计点特性,发动机部件的匹配工作及其基本控制规律等,最后对冲压发动机的工作原理做了简要介绍。

本书可作为航空发动机专业本科生和研究生的教材或参考书,也可作为从事航空发动机相关工作的科研工作者的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机及其部件工作原理 / 高双林, 查柏林编
著. -- 北京: 北京航空航天大学出版社, 2018. 2

ISBN 978-7-5124-2522-4

I. ①航… II. ①高… ②查… III. ①航空发动机—
燃气轮机 IV. ①V235.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 003866 号

版权所有,侵权必究。

航空发动机及其部件工作原理

高双林 查柏林 编著

责任编辑 孙兴芳

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱: goodtextbook@126.com 邮购电话:(010)82316936

北京建宏印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×1 092 1/16 印张:17 字数:435 千字

2019 年 1 月第 1 版 2019 年 1 月第 1 次印刷 印数:1 000 册

ISBN 978-7-5124-2522-4 定价:49.00 元

若本书有倒页、脱页、缺页等印装质量问题,请与本社发行部联系调换。联系电话:(010)82317024

前 言

航空发动机技术被世界公认为是现代工业“皇冠上的明珠”，是一个国家科技、工业和国防实力的重要体现。由于航空发动机应用的特殊性，其集中体现了现代动力机械的最先进水平。目前，航空发动机仍然以航空燃气涡轮发动机为主，因其推力大、耗油率低等特点，在飞机、远程无人飞行器以及远程巡航导弹等领域获得广泛应用。

航空发动机原理是一门飞行器动力系统工程和飞行器类专业的核心专业课程，由于多方面原因，比较全面系统地讲述航空发动机及其部件工作原理的专业教材不多，一直无法满足课时量较少，但要求比较全面学习航空发动机部件和总体技术的教学要求。基于此，作者在参考大量文献的基础上编写了本书。

全书共分12章：第1章简要介绍航空发动机的类型和工作过程；第2章主要介绍发动机的热力循环过程；第3至7章主要介绍压气机、涡轮、燃烧室、进气道和尾喷管五大基本组成部件的结构组成和工作原理；第8至11章主要阐述航空燃气涡轮发动机的设计点、非设计点特性，部件的匹配工作以及控制规律等内容；第12章简要介绍冲压发动机的基本组成和工作原理。

本书第2至11章由高双林编写，第1章和第12章由查柏林编写，全书由高双林统稿和审校。

由于编者水平有限，书中难免存在错误和不当的地方，敬请广大读者批评指正。

作 者

2017年10月

目 录

第 1 章 航空燃气涡轮发动机概述	1
1.1 航空燃气涡轮发动机产生推力的基本原理	1
1.2 航空燃气涡轮发动机的主要类型	2
1.2.1 涡轮喷气发动机	2
1.2.2 涡轮螺旋桨发动机	3
1.2.3 涡轮轴发动机	4
1.2.4 涡轮风扇发动机	4
1.3 航空燃气涡轮发动机的性能指标	5
1.4 航空燃气涡轮发动机的推力	6
1.4.1 涡轮喷气发动机的推力	6
1.4.2 分开排气涡轮风扇发动机的推力	11
1.5 航空燃气涡轮发动机的效率	12
1.5.1 有效效率	12
1.5.2 推进效率	13
1.5.3 总效率	15
1.6 航空燃气涡轮发动机的发展概况	15
1.6.1 航空燃气涡轮发动机的发展	15
1.6.2 弹用燃气涡轮发动机的发展	16
习 题	17
第 2 章 航空燃气涡轮发动机的热力循环分析	18
2.1 航空燃气涡轮发动机的理想循环	18
2.1.1 涡轮喷气发动机的理想循环	18
2.1.2 分开排气涡轮风扇发动机的理想循环	23
2.1.3 混合排气涡轮风扇发动机的理想循环	24
2.2 航空燃气涡轮发动机的实际循环	25
2.2.1 实际循环的指示功与有效功	26
2.2.2 实际循环的热效率	27
2.2.3 影响实际循环有效功和热效率的因素	27
习 题	28
第 3 章 压气机	29
3.1 压气机中的气动热力过程	29

3.2	多级轴流式压气机的分解研究方法	31
3.3	基元级的速度三角形	33
3.4	在基元级中对气流的加功和增压	35
3.4.1	动叶对气流的加功	35
3.4.2	亚声基元级和超声基元级的扩压流动	36
3.4.3	气体流经压气机级的参数变化	37
3.4.4	基元级的反力度	38
3.5	轴流式压气机叶栅的基本参数	39
3.5.1	平面叶栅的几何参数	39
3.5.2	平面叶栅的气动参数	41
3.6	轴流式压气机级的工作原理	41
3.6.1	叶片扭转的机理	42
3.6.2	简化径向平衡方程及其应用	43
3.6.3	压气机叶片叶身设计简介	46
3.6.4	流动损失	48
3.6.5	压气机级的性能参数	51
3.7	多级轴流式压气机的工作原理	51
3.7.1	各级的主要特点	51
3.7.2	主要性能参数	53
3.7.3	流程形式	54
3.7.4	级间干扰效应简介	55
3.8	轴流式压气机的特性	55
3.8.1	单级轴流式压气机的特性	55
3.8.2	多级轴流式压气机的特性	58
3.8.3	相似特性	60
3.9	轴流式压气机的不稳定工作	64
3.9.1	旋转失速	65
3.9.2	喘振	66
3.10	离心式压气机简介	68
3.11	斜流式压气机简介	69
	习 题	70
第4章	涡 轮	72
4.1	涡轮的基元级	72
4.1.1	在基元级中气流的流动与膨胀做功	72
4.1.2	基元级的速度三角形	75
4.1.3	气流在涡轮叶栅中的流动	77
4.1.4	涡轮叶型和叶型损失	80
4.2	涡轮级的工作原理	81

4.2.1 涡轮级中的气流组织	81
4.2.2 涡轮级的流动损失	83
4.2.3 涡轮效率和涡轮功率	84
4.3 多级涡轮的工作原理	85
4.3.1 采用多级涡轮设计的原则	85
4.3.2 主要参数在各级涡轮中的分配	85
4.3.3 多级涡轮的绝热效率	86
4.4 涡轮的特性	88
4.4.1 涡轮的非设计工作状态	88
4.4.2 涡轮的相似工作条件	89
4.4.3 单级涡轮的特性	90
4.4.4 多级涡轮的特性	92
习 题	93
第 5 章 燃烧与燃烧室	95
5.1 燃烧室概述	95
5.1.1 燃烧室的功用	95
5.1.2 燃烧室的工作条件	95
5.1.3 发动机对燃烧室的设计要求	96
5.1.4 燃烧室的基本结构	100
5.1.5 燃烧室的基本类型	101
5.2 燃烧理论基础	102
5.2.1 着火理论	103
5.2.2 预混可燃气体的火焰传播	104
5.2.3 火焰稳定	106
5.2.4 扩散燃烧	112
5.3 燃烧室的工作原理	116
5.3.1 气流流动过程的组织	116
5.3.2 燃烧区中燃料浓度场的组织	123
5.3.3 燃烧区中可燃混合物的形成与燃烧	124
5.4 燃烧室的工作特性	127
5.4.1 燃烧效率特性	127
5.4.2 燃烧稳定特性	131
5.4.3 燃烧室的流阻特性	132
习 题	137
第 6 章 进气道	138
6.1 进气道的功用与基本要求	138
6.2 进气道的主要特征参数	138

6.3 亚声速进气道	140
6.4 超声速进气道简介	143
习 题	145
第 7 章 尾喷管	146
7.1 尾喷管概述	146
7.2 尾喷管的流动损失	147
7.2.1 尾喷管内燃气膨胀过程的流动损失	147
7.2.2 评定流动损失(内损失)的参数	148
7.2.3 尾喷管的可用降压比、最大降压和实际降压比	148
7.3 收敛型喷管	149
7.3.1 收敛型喷管的工作状态及参数计算	149
7.3.2 收敛型喷管的推力损失	151
7.4 收敛-扩张型喷管	151
7.5 引射喷管	152
习 题	153
第 8 章 航空燃气涡轮发动机设计点性能	155
8.1 航空燃气涡轮发动机设计点的热力计算	155
8.1.1 设计点热力计算的已知条件与作用	155
8.1.2 航空燃气涡轮发动机设计点的热力计算过程	156
8.2 航空燃气涡轮发动机设计点的性能分析	164
8.2.1 混合排气涡轮风扇发动机设计点的性能分析	164
8.2.2 分开排气涡轮风扇发动机设计点的性能分析	168
习 题	171
第 9 章 航空燃气涡轮发动机部件的共同工作与控制规律	172
9.1 几何不可调单转子涡轮喷气发动机部件的共同工作	172
9.1.1 共同工作条件	172
9.1.2 共同工作方程与共同工作线	175
9.2 单转子涡轮喷气发动机的控制规律	179
9.2.1 最大状态控制规律	180
9.2.2 巡航状态控制规律	184
9.3 双转子涡轮喷气发动机部件的共同工作	186
9.3.1 高压转子的共同工作方程	186
9.3.2 低压转子的共同工作方程	187
9.3.3 低压转子共同工作线的求作方法	187
9.3.4 关于双转子涡轮喷气发动机共同工作线的讨论	188
9.4 双转子涡轮喷气发动机的最大状态控制规律	189

9.4.1	几何不可调时的控制规律	189
9.4.2	组合控制规律(发动机几何不可调)	190
9.4.3	尾喷管最小截面积 A_8 可调时的控制规律	192
9.5	分开排气涡轮风扇发动机部件的共同工作	193
9.5.1	高压转子的共同工作方程及其共同工作线	193
9.5.2	低压转子的共同工作方程及其共同工作线	193
9.6	混合排气涡轮风扇发动机部件的共同工作与控制规律	199
9.6.1	混合排气涡轮风扇发动机低压转子的共同工作方程	199
9.6.2	混合排气涡轮风扇发动机低压转子共同工作线的求法	201
9.6.3	关于混合排气涡轮风扇发动机共同工作线的讨论	204
9.6.4	发动机几何不可调($A_8 = \text{const}$)混合排气涡轮风扇发动机的控制规律	205
	习 题	206
第 10 章	航空燃气涡轮发动机特性	208
10.1	航空燃气涡轮发动机特性的一般概念及其获取方法	208
10.2	航空燃气涡轮发动机特性的近似计算方法	209
10.3	航空燃气涡轮发动机的速度特性	212
10.3.1	涡轮喷气发动机的速度特性	212
10.3.2	混合排气涡轮风扇发动机的速度特性	215
10.3.3	分开排气涡轮风扇发动机的速度特性	221
10.4	航空燃气涡轮发动机的高度特性	223
10.4.1	涡轮喷气发动机的高度特性	224
10.4.2	分开排气涡轮风扇发动机的高度特性	226
10.5	航空燃气涡轮发动机的节流特性	227
10.5.1	发动机的主要工作状态	227
10.5.2	几何不可调的发动机节流特性	228
10.5.3	风扇和压气机静子叶片可调的发动机节流特性	229
10.5.4	尾喷管最小截面积可调的发动机节流特性	229
10.5.5	不同设计涵道比的涡轮风扇发动机的节流特性	230
10.6	用相似参数表示的航空燃气涡轮发动机特性	231
10.6.1	大气温度和大气压力对发动机特性的影响	231
10.6.2	发动机的相似工作状态	232
10.6.3	发动机的相似参数	234
10.6.4	发动机地面台架实验数据的换算	235
10.6.5	用相似参数表示的涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机的特性	237
	习 题	237
第 11 章	航空燃气涡轮发动机的过渡工作状态	238
11.1	航空燃气涡轮发动机在过渡状态下的共同工作条件	238

11.2 航空燃气涡轮发动机的加速与减速.....	239
11.2.1 发动机的加速过程.....	239
11.2.2 发动机的减速过程.....	242
11.2.3 改善加速性的若干措施.....	243
11.3 航空燃气涡轮发动机的启动.....	244
11.3.1 起动机的种类.....	245
11.3.2 发动机在地面的启动过程.....	245
11.3.3 空中启动所需的条件.....	247
11.4 航空燃气涡轮发动机在过渡过程中的特点.....	248
11.4.1 双转子涡轮喷气发动机过渡状态的特点.....	248
11.4.2 双转子涡轮风扇发动机过渡状态的特点.....	249
习 题.....	250
第 12 章 冲压发动机	251
12.1 冲压发动机的工作原理与特点.....	252
12.1.1 冲压发动机的工作原理.....	252
12.1.2 冲压发动机的特点.....	252
12.2 冲压发动机的主要性能参数.....	253
12.3 冲压发动机推力.....	255
12.4 冲压发动机的发展与研究趋势.....	256
12.4.1 国内外研究现状.....	257
12.4.2 超燃冲压发动机关键技术.....	257
习 题.....	260
参考文献	261

第 1 章 航空燃气涡轮发动机概述

本章介绍航空燃气涡轮发动机产生推力的基本原理,航空燃气涡轮发动机的主要类型、性能指标、推力效率以及发展概况。

1.1 航空燃气涡轮发动机产生推力的基本原理

航空燃气涡轮发动机作为一种先进的动力装置,常常被安装在飞行器(飞机或巡航导弹)上,用来产生推力使飞行器运动。

图 1-1 所示为装于飞机机翼下短舱内的燃气涡轮发动机,工作时,从大气中吸入工质——空气,气流经过发动机时被燃料燃烧所释放的热量加热,并以远远高于进入发动机时的速度排出。由此可以看出,气流流经发动机内部时获得了一定的加速度,也就是说,发动机内部所有与气流相作用的表面都对气流施加了一个向后的合力,使气流获得了加速度;按照作用力与反作用力的原理,气流也必然通过这些作用面对发动机施加一个大小相等、方向向前的反作用合力(推力)。这就是航空燃气涡轮发动机产生推力的基本原理。

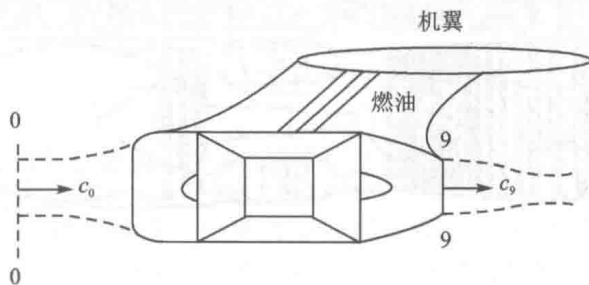


图 1-1 装于飞机机翼下短舱内的燃气涡轮发动机

设被吸入发动机的空气质量流量(也可称为“空气流量”)为 W_a (kg/s),在未受扰动的远前方 0—0 截面气流的速度为 c_0 (m/s),排出发动机的燃气质量流量为 W_9 (kg/s),流速为 c_9 (m/s)。根据牛顿第二定律可以粗略地认为发动机的推力 F (N)为

$$F = W_9 c_9 - W_a c_0 \quad (1-1)$$

事实上,可以把产生推力的原理总结为如下 3 点:

① 燃气涡轮发动机之所以能产生推力,是由于发动机内部作用力与反作用力相互作用的结果。

② 从能量守恒的观点来看,产生推力的根本原因是燃料在燃烧室内燃烧,向气流加入了热量,而这些热量通过热力循环,以产生推力的方式转换为机械能。

③ 从热力循环的观点来看,只有热力循环不断进行,气体才能连续做功。虽然对每一个特定的气体微团来说,是在不同时刻依次完成压缩、加热、膨胀、放热等热力过程,但是对整台发动机而言,这些热力过程是在各个部件中同时进行的,所以发动机产生的推力是持续不

断的。

1.2 航空燃气涡轮发动机的主要类型

航空燃气涡轮发动机目前主要分为 4 个类型:涡轮喷气发动机(简称“涡喷发动机”)、涡轮螺旋桨发动机(简称“涡桨发动机”)、涡轮轴发动机(简称“涡轴发动机”)和涡轮风扇发动机(简称“涡扇发动机”)。其中,涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机当前已成为远程巡航导弹的主要动力装置。

1.2.1 涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机是最典型的航空燃气涡轮发动机。图 1-2 所示为涡轮喷气发动机的示意图,该发动机由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管五大部件组成。在发动机工作时,进气道将外界空气顺利地引入,空气在进气道前和进气道内通过速度冲压作用而使速度减小,压力升高;气流在压气机内进一步增压,特别是在低速飞行时,压气机是增压的主要部件;燃烧室利用燃料(航空煤油)燃烧时所放出的热量对气流进行加热;从燃烧室出来的高温高压燃气在涡轮里膨胀做功,推动涡轮高速旋转以带动压气机;涡轮出口的气流仍是具有很高温度和压力的燃气,燃气流经尾喷管时继续膨胀,压力降低而速度增加,最后排出发动机。

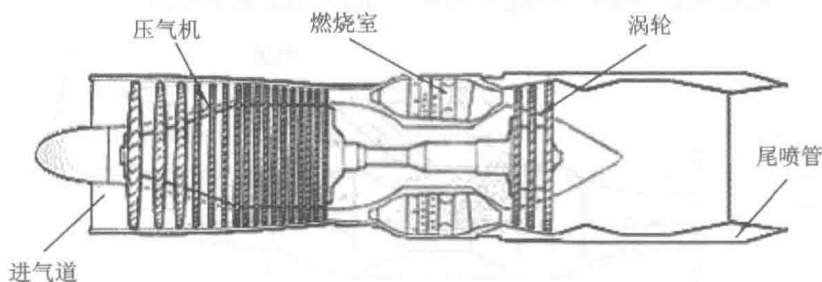


图 1-2 涡轮喷气发动机的示意图

压气机、燃烧室和涡轮的组合称为燃气发生器(有时也称为核心机),其作用是产生高温高压的燃气。对于涡轮喷气发动机,燃气发生器后燃气的可用能量全部用于在排气系统中增加燃气的动能,使发动机产生反作用推力。如法国 TRI60-2 单转子涡轮喷气发动机(见图 1-3,主要应用于 P3T 马特爾巡航导弹)的燃气发生器,其由 3 级轴流式压气机(无进口导流叶片)、环形燃烧室和 1 级轴流式涡轮组成,该发动机产生的推力为 283.1 daN。

如果把压气机分成没有机械联系只有气动联系的低增压比的低压压气机和高压压气机,与此类似,涡轮被分为低压涡轮和高压涡轮,那么高压压气机和高压涡轮由一根轴连接成高压转子,低压压气机和低压涡轮由一根轴连接成低压转子。这种装有低压转子和高压转子的涡轮喷气发动机称为双转子涡轮喷气发动机。此类发动机的燃气发生器由高压压气机、燃烧室和高压涡轮组成。如美国“猎犬”(AGM-28)空地战略巡航导弹(见图 1-4)发动机 J52-P-3 的燃气发生器,其由 7 级轴流式高压压气机、环管燃烧室和 1 级轴流式高压涡轮组成,该发动机产生的推力约为 3 400 daN。

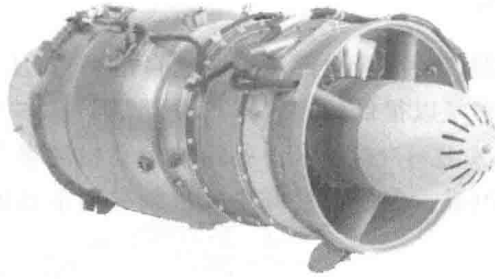


图 1-3 法国 TRI60-2 单转子涡轮喷气发动机



图 1-4 美国“猎犬”(AGM-28)空地战略巡航导弹

1.2.2 涡轮螺旋桨发动机

在较低的飞行速度下,既是热机又是推进器的涡轮喷气发动机的燃气动能增量转变为推动飞行器前进所做的功的有效程度(推进效率)很低,这是因为其排气速度很大,燃气发生器后燃气的大量可用能量被白白地排到大气中。而作为推进器的螺旋桨,在低速飞行时具有很高的推进效率。涡轮螺旋桨发动机(见图 1-5)综合了涡轮喷气发动机和螺旋桨的优点。燃气发生器后燃气的可用能量大部分用来驱动动力涡轮,通过减速器带动螺旋桨产生拉力,小部分用于在排气系统中产生反作用推力。涡轮螺旋桨发动机的燃气发生器由高压压气机、燃烧室和高压涡轮组成。

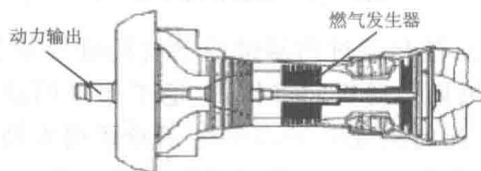


图 1-5 涡轮螺旋桨发动机

涡轮螺旋桨发动机在低亚声速飞行时经济性好,因此该发动机主要用在支线飞机上,如国产 Y7-100 型飞机就采用 WJ5 发动机作为动力装置。

1.2.3 涡轮轴发动机

如果燃气发生器后燃气的可用能量全部用于驱动自由涡轮,从而带动直升机的旋翼、地面车辆、发电机以及舰船等,且燃气以很低的速度排出发动机而基本不产生喷气推力,那么这类发动机被称为涡轮轴发动机,如图 1-6 所示。涡轮轴发动机的燃气发生器由高压压气机、燃烧室和高压涡轮(普通涡轮)组成。国产的直九直升机就采用带减速器的 WZ9 发动机作为动力装置。

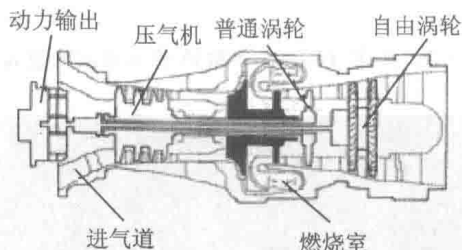


图 1-6 涡轮轴发动机

1.2.4 涡轮风扇发动机

提高涡轮喷气发动机推进效率的有效方法就是将通过发动机的空气分成两路,对于分开排气涡轮风扇发动机,第一路流过内涵道的内涵风扇、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮和内涵尾喷管,第二路流过外涵风扇和外涵尾喷管;而对于混合排气涡轮风扇发动机,内、外涵气流先在低压涡轮之后的混合室(混合器)混合后再由唯一的尾喷管排出,如图 1-7 所示。这两类发动机统称为涡轮风扇发动机。

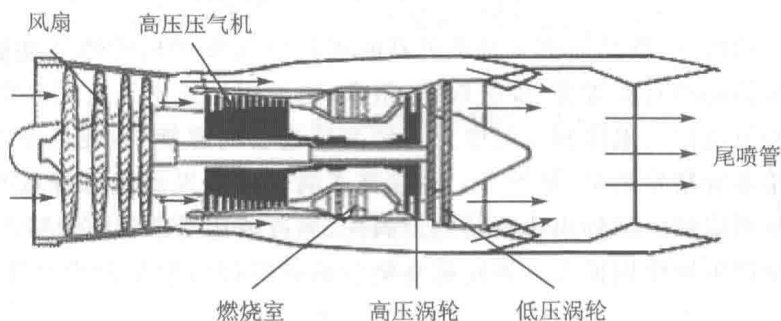


图 1-7 涡轮风扇发动机

流过外涵道的空气质量流量与流过内涵道的空气质量流量之比称为涵道比 B 。一般说来,高涵道比($B \geq 5$)的涡轮风扇发动机经济性好,适于作民用动力装置,如波音 777 采用的 GE90 发动机的涵道比为 9。而低涵道比($B \leq 5$)的涡轮风扇发动机机动性好,适于作军用动力装置,如苏-27 战斗机所用的 AJI-31 ϕ 发动机的涵道比为 0.6,美国“战斧”巡航导弹(见图 1-8)所用的 F107-WR-100/400 涡轮风扇发动机的涵道比为 1.03。

涡轮风扇发动机的分类如下:按照风扇的位置可以分为前涡轮风扇发动机、后涡轮风扇发动机和高位涡轮风扇发动机;按照转子的数目可以分为单转子涡轮风扇发动机、双转子涡轮风扇发动机和三转子涡轮风扇发动机;按照排气形式可以分为分开排气涡轮风扇发动机和混合

排气涡轮风扇发动机。

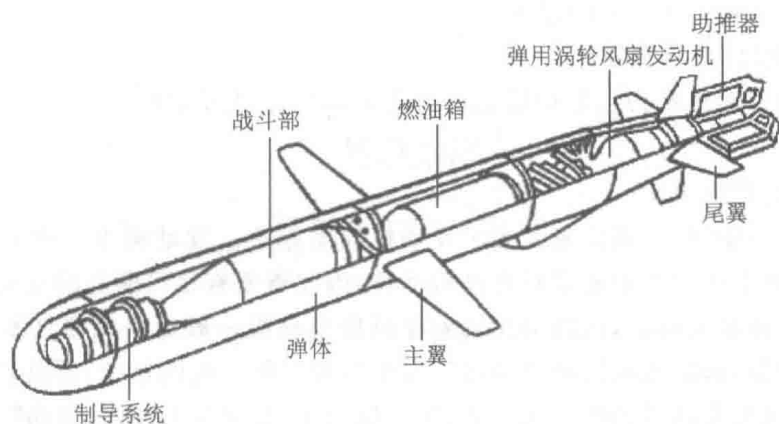


图 1-8 美国“战斧”巡航导弹结构简图

1.3 航空燃气涡轮发动机的性能指标

本节主要介绍涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机的性能指标,涡轮轴发动机和涡轮螺旋桨发动机不作为本书研究内容,故其性能指标这里不作介绍。

涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机都是将燃气发生器的可用功用于增加流过发动机气流的动能并产生反作用力。因此,评定这两类发动机性能的指标都与推力有关。

1. 推力和单位推力

推力是涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机的一个重要性能指标。在飞行器的空气动力特性相同的条件下,发动机推力越大,飞行器的性能就越好。但是,发动机推力的大小不能代表发动机循环性能的好坏,这是因为:在循环性能相同时,可以通过加大发动机的尺寸来提高空气流量,使推力增加,因此不能简单地只通过推力来评价发动机的性能。在工程实践中,评价发动机性能的优劣主要是依据单位推力的大小。

单位推力定义为发动机推力与进入发动机的空气质量流量之比值,或者是每秒流过发动机的每千克空气所产生的推力,用 F_s 表示,单位为 $\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$,即

$$F_s = F/W_a \quad (1-2)$$

在给定发动机推力的条件下,单位推力越大,空气质量流量就越小,从而发动机的尺寸和质量可以相应地减小。目前,涡轮喷气发动机地面最大状态的单位推力为 $60 \sim 75 \text{ daN} \cdot \text{s}/\text{kg}$,如 TRI60-2 发动机的单位推力为 $62.8 \text{ daN} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 。

2. 单位燃油消耗率

单位时间内供给燃烧室的燃油质量称为燃烧室耗油量,用 W_f 表示,其单位为 kg/s 。每小时每产生 1 单位推力所消耗的燃油质量称为单位燃油消耗率,简称耗油率,以 sfc 表示,单位为 $\text{kg}/(\text{N} \cdot \text{h})$,即

$$\text{sfc} = \frac{W_{f,h}}{F} = \frac{3600 W_f}{F} \quad (1-3)$$

耗油率是决定飞机或导弹航程的重要参数,是评定发动机经济性的重要指标。目前涡轮

喷气发动机在地面台架条件下的最大耗油率为 $0.8 \sim 1.0 \text{ kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})$, 大涵道比涡扇发动机的耗油率已降到 $0.4 \text{ kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})$ 以下。

3. 发动机推质比(或称推重比)

推质比定义为发动机推力与发动机总重力之比, 用 F_m 表示, 即

$$F_m = F/M \quad (1-4)$$

式中: M ——发动机总重力。

当发动机推力一定时, 推质比越大表示发动机质量越小。发动机推质比对飞机的性能有直接的影响, 特别是军用战斗机要求具有高机动性, 因此需要有尽可能高的发动机推质比。

在相同的空气流量条件下, 低涵道比的涡轮风扇发动机一般比涡轮喷气发动机的质量小 20% 左右。其原因是: 涡轮风扇发动机的燃气发生器通过的气流流量少, 所以它的尺寸和质量都小。但是, 涡轮风扇发动机的喷气速度低, 单位推力小, 如果推力相同, 则涡轮风扇发动机比涡轮喷气发动机需要更多的空气流量。即使如此, 涡轮风扇发动机的推质比仍然较大。

4. 单位迎面推力

发动机推力与发动机迎风面积之比称为单位迎面推力, 用 F_a 表示, 单位为 N/m^2 , 即

$$F_a = F/A_m \quad (1-5)$$

式中: A_m ——发动机迎风面积。

发动机单位迎面推力越大越好。当推力一定时, 单位迎面推力越大, 表示发动机迎风面积越小, 越有利于设计外形好、阻力小的飞机或导弹。

5. 比冲

发动机单位质量流量的燃料所产生的推力称为比冲(也称为燃料比冲), 即

$$I_s = F/W_f \quad (1-6)$$

一般说来, 航空燃气涡轮发动机的比冲比火箭发动机的比冲大得多。

1.4 航空燃气涡轮发动机的推力

对于进气条件和排气条件分别相同的空气喷气发动机, 如涡轮喷气发动机(加力或不加力)和混合排气涡轮风扇发动机(加力或不加力), 推力的推导方法都是相同的, 而且推力的表达式也是通用的。而对于分开排气的涡轮风扇发动机, 其内涵道、外涵道的气流通过各自的尾喷管排出发动机, 其推力的推导方法则有所区别。

1.4.1 涡轮喷气发动机的推力

本小节以安装于飞机机翼下短舱内的涡轮喷气发动机为例, 推导发动机的有效推力并说明其意义。图 1-9 所示是安装于机翼下短舱内的涡轮喷气发动机的示意图。短舱前部有进气系统将气流引入发动机, 短舱后部有排气系统将气流排出发动机。进气系统、发动机和排气系统组成飞机的动力装置。

1. 有效推力的计算

有效推力一般是指直接用来克服飞行器的迎面阻力和惯性力而做有效功的那部分力, 因此是作用在发动机内部和动力装置外表面上所有气体压力和摩擦力的轴向合力。于是, 有效推力可以表示为

