



工业和信息化部“十二五”规划教材

航空发动机 燃烧室原理

Hangkong Fadongji Ranshaoshi Yuanli

何小民 张净玉 李建中 编著



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS

策划编辑：蔡 喆
封面设计：runsign

航空发动机燃烧室原理

Hangkong Fadongji Ranshaoshi Yuanli

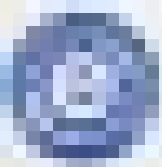
上架建议：航空/动力工程

ISBN 978-7-5124-1410-5



9 787512 414105 >

定价：24.00元



航空发动机原理与构造

航空发动机 燃烧室原理

航空发动机原理与构造

航空工业出版社 2014年11月



航空工业出版社



工业和信息化部“十二五”规划教材

航空发动机燃烧室原理

何小民 张净玉 李建中 编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书以航空发动机燃烧室为对象,详细介绍了主燃烧室的性能特点、技术要求和表征参数,叙述了与航空发动机燃烧室有关的燃烧基本理论,分析讨论了燃烧室的主要部件如扩压器、火焰筒等的流场特点和流动原理,以及燃油雾化基本理论和喷嘴特性,详细描述了燃烧室的燃烧过程、燃烧室气动热力参数计算和燃烧室性能的变化规律,最后对燃烧室冷却的基本原理和主要的冷却技术进行了讨论。

本书内容全面系统,深浅得当,既可作为飞行器动力工程、能源与动力工程等专业的本科生教材,也可作为从事航空发动机、燃气轮机燃烧室研究的科研人员、工程技术人员以及高校教师和研究生的参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机燃烧室原理 / 何小民, 张净玉, 李建中
编著. — 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015. 8
ISBN 978-7-5124-1410-5

I. ①航… II. ①何… ②张… ③李… III. ①航空发
动机燃烧—燃烧室—研究 IV. ①V231.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 166309 号

版权所有,侵权必究。

航空发动机燃烧室原理

何小民 张净玉 李建中 编著

责任编辑 冯颖

*

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

北京兴华昌盛印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×1092 1/16 印张:8 字数:205千字

2015年9月第1版 2015年9月第1次印刷 印数:4000册

ISBN 978-7-5124-1410-5 定价:24.00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

自涡轮喷气发动机出现 70 多年以来,航空发动机燃烧室的气动参数和燃烧技术得到了长足发展。燃烧室进口压力从 0.5 MPa 上升到 5 MPa 以上,进口空气温度从 450 K 提高到 900 K 以上;燃烧室性能也得到了极大提高,燃烧室出口温度从 1 100 K 提高到 1 900 K 以上,温升从不足 500 K 提高到 1 100 K,燃烧效率达到了 99.9% 以上,点熄火性能不断提高;发展了宽油气比稳定高效燃烧、高效低排放等多种燃烧组织技术,也研制了多型先进高性能燃烧室。与此同时,燃烧基础理论、航空发动机燃烧室流动和燃烧原理也在不断发展完善之中,并促进了燃烧室分析和设计水平的提高。

航空发动机燃烧室的流动和燃烧是一个极为复杂的过程,涉及了流体力学、化学反应、两相燃烧和传热等多学科、多领域的知识。本书以航空发动机燃烧室为对象,基于读者已经具备了必要的物理、化学以及航空发动机原理、构造等基本理论知识的前提下,详细介绍了航空发动机主燃烧室的工作特点、技术要求和性能表征参数,全面阐述了与航空发动机燃烧室相关的化学反应动力学、两相燃烧基础理论,分析讨论了燃烧室主要部件,包括扩压器、火焰筒等的流场结构、特点和流动组织原理,对燃烧室常用的喷嘴结构、性能特点以及燃油雾化的基本理论、性能参数等进行了详细介绍。在此基础上,综合流动、燃油和燃烧基本原理,详细叙述了燃烧室燃烧过程、燃烧室气动热力参数和燃烧室性能的计算方法、变化规律等,最后讨论了火焰筒冷却的重要性、冷却的基本原理和主要冷却技术的特点。

本书以航空发动机燃烧室为对象,涉及内容全面系统,难度深浅得当,既可作为飞行器动力工程、能源与动力工程等专业的本科生教材,也可作为从事航空发动机、燃气轮机燃烧室研究的科研人员、工程技术人员以及高校教师、研究生等的参考用书。

全书包括航空发动机燃烧室概述、燃烧原理基础、扩压器流动、燃烧室空气流动、燃油雾化和喷嘴、燃烧过程和燃烧室性能、燃烧室冷却共 7 章内容,其中第 1~4 章、第 6 章由何小民编写,第 5 章由李建中、何小民共同编写,第 7 章由张净玉编写,全书由何小民审核统稿。

作者长期工作在航空发动机燃烧室科研和教学的第一线,对编写本教材也尽了最大的努力,但疏漏和错误之处在所难免,敬请读者批评指正。

作 者
2015 年 7 月

目 录

第 1 章 航空发动机燃烧室概述	1
1.1 燃烧室基本结构	3
1.2 燃烧室性能特点和参数	6
第 2 章 燃烧原理基础	12
2.1 化学动力学基础	12
2.1.1 化学反应速率	12
2.1.2 链锁反应	15
2.2 着火的热自燃理论	17
2.2.1 谢苗诺夫的非稳态分析法	18
2.2.2 谢苗诺夫方程和着火界限	21
2.2.3 着火感应期	22
2.3 火焰传播和火焰稳定	23
2.3.1 层流预混火焰传播	23
2.3.2 湍流预混火焰传播	27
2.3.3 火焰稳定	29
2.3.4 扩散燃烧	33
2.4 液体燃料燃烧	35
2.4.1 油珠蒸发或燃烧时的斯蒂芬(Stefan)流	35
2.4.2 高温环境中相对静止油珠的蒸发速率	36
2.4.3 高温环境中相对静止油珠的能量平衡	37
2.4.4 相对静止油珠的燃烧	38
2.4.5 强迫对流条件下油珠的蒸发或燃烧速率	39
2.4.6 d^2 定律及油珠寿命	40
第 3 章 扩压器流动	42
3.1 扩压器基本结构及类型	43
3.2 扩压器结构和性能参数	45
3.3 扩压器流态和性能分析	47
第 4 章 燃烧室空气流动	52
4.1 燃烧室流动参数	52
4.2 燃烧室内外环道流动	54
4.3 小孔射流特性	55
4.3.1 小孔射流轨迹	55
4.3.2 小孔射流流量	58



4.4	旋流器流动特性	59
4.5	火焰筒功能区划分及流动特性分析	63
第5章	燃油雾化和喷嘴	68
5.1	燃油	68
5.2	燃油雾化基本理论	70
5.3	喷嘴	73
5.3.1	直射式喷嘴	73
5.3.2	离心式喷嘴	74
5.3.3	其他类型的喷嘴	79
5.3.4	影响喷嘴雾化的主要因素	81
第6章	燃烧过程和燃烧室性能	83
6.1	燃烧过程和燃烧热力计算	83
6.1.1	燃烧过程分析	83
6.1.2	燃烧过程的热力计算	85
6.2	燃烧室流阻特性	87
6.3	燃烧效率	89
6.4	点火性能	92
6.4.1	点火方法和机理	93
6.4.2	点火性能	95
6.5	火焰稳定性能	98
6.6	排放特性	99
6.6.1	有害排放物生成机理和影响因素	99
6.6.2	燃烧室排放特性曲线	102
第7章	燃烧室冷却	104
7.1	燃烧室冷却技术研究的重要性	104
7.1.1	日益提高的发动机性能要求	104
7.1.2	发动机结构可靠性的要求	106
7.1.3	火焰筒冷却的特点	107
7.2	火焰筒壁面一维传热分析	107
7.3	火焰筒冷却结构	111
7.3.1	火焰筒基本冷却结构	111
7.3.2	火焰筒复合冷却结构	114
7.4	火焰筒失效形式	119
7.5	火焰筒材料	120
7.5.1	合金材料	121
7.5.2	陶瓷材料	121
参考文献		122

第 1 章 航空发动机燃烧室概述

最早的涡轮喷气发动机由英国惠特尔公司和德国奥海因公司在 1937 年 7 月和 8 月研制成功,分别命名为 WU 和 HeS3B。HeS3B 在 1939 年 8 月 27 日装在亨克尔公司的 He-178 飞机上并试飞成功,由此成就了世界上第一架成功飞行的涡轮喷气式飞机,开创了喷气推进的新时代。

航空涡轮喷气发动机的热力循环为典型的布雷顿(Bratyon)循环。理想的布雷顿循环(如图 1-1 所示)包括 4 个热力过程:1—2 过程为等熵压缩过程(对应压气机部件),在此过程中空气压力和温度都上升;2—3 过程为等压吸热(燃烧)过程(对应燃烧室部件);3—4 过程为等熵膨胀过程(对应涡轮、喷管);以及等压排气过程。燃烧室中典型的热力特征为压力不变,温度升高。

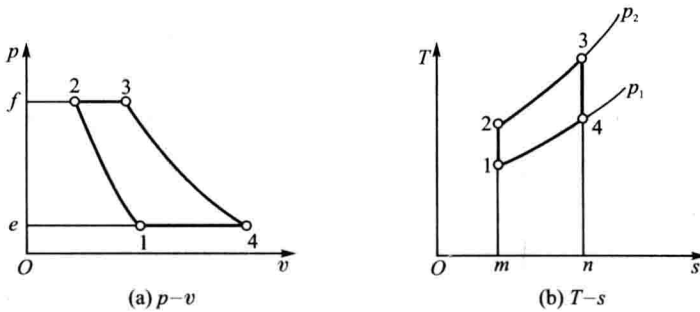


图 1-1 理想的布雷顿循环

从结构上看,航空发动机主要包括进气道、压气机、燃烧室、涡轮和喷管等部件(如图 1-2 所示)。燃烧室位于压气机与涡轮之间。从压气机出来的高温高压空气流入燃烧室,与从喷嘴供入的燃油进行混合并点火燃烧,提高混合气的温度和热焓,然后高温高压燃气进入涡轮,推动涡轮做功。为便于讨论问题,燃烧室进口站位一般以 3 表示,出口站位以 4 表示(见图 1-3)。

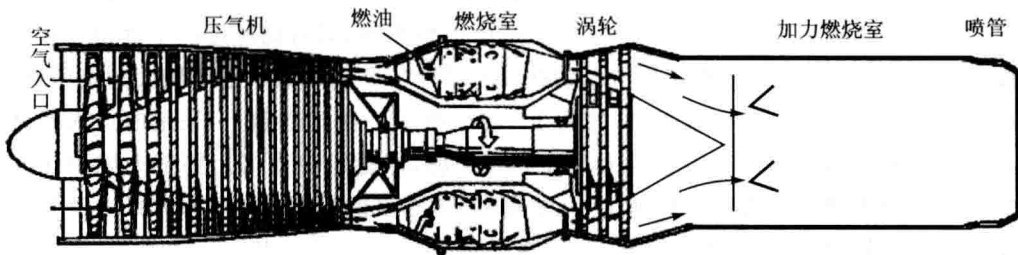


图 1-2 航空发动机结构示意图

为了进一步提高空气的利用率,增加发动机推力,军用航空发动机(特别是歼击机用发动机)一般在涡轮后还设有加力燃烧室,相应的涡轮前的燃烧室也被称为主燃烧室。进入加力燃烧室中的气体是在主燃烧室燃烧过并经涡轮膨胀后的燃气。对于涡扇发动机而言,外涵空气也会与内涵道空气混合后进入加力燃烧室。因此,相比于主燃烧室,加力燃烧室中的空气含氧量低,燃烧室内的压力小,燃烧条件相对较差。涡轮出口站位以 5 表示,混合器出口为 6A,出口为 7(见图 1-3)。

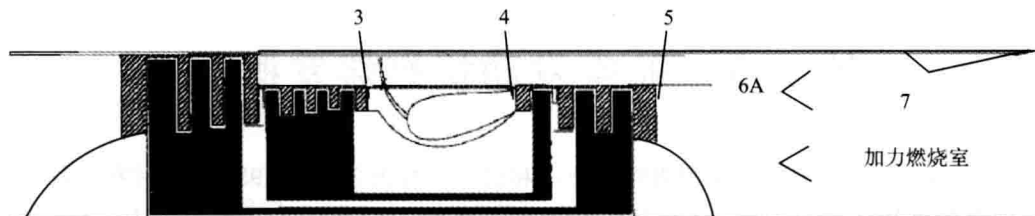


图 1-3 发动机站位示意图(涡扇发动机)

从燃烧过程和性能指标来看,主燃烧室与加力燃烧室差不多,都需要经历燃油雾化、蒸发和油气混合等过程,也同样需要保证点火、火焰稳定和燃烧效率等性能;但由于燃烧条件和进出口限制条件存在较大的差异,两者在具体的燃烧组织方式、供油方式、稳定器的形式等方面采用了不同的结构形式。

航空发动机燃烧室的参数和性能指标主要包括了几何结构、气动、油气和燃烧等多个方面。相比于常见的地面动力装置的燃烧设备,如锅炉、燃烧器等,航空发动机燃烧室的技术参数要高得多,如航空发动机燃烧室热容强度是锅炉等设备的 10 倍以上;进口速度可以达到 150 m/s,远高于火焰传播速度(<10 m/s);全工况下火焰稳定的油气比例范围一般为 50~60 倍。同时近年来航空发动机的技术指标仍在不断地提高,如燃烧室进口压力、温度和马赫数 Ma 提高到 4 MPa、900 K 和 0.35 以上,燃烧室总油气比、温升分别提高到 0.04 和 1 100 K 以上,出口温度提高到 2 000 K 左右,燃烧室寿命视发动机种类的不同从几百小时增加至 2 000 h 甚至上万小时。因而尽管当前燃烧室技术取得了长足的发展,但仍需要发展更多更先进的燃烧技术去适应性能的更高要求,比如进一步减小尺寸,减轻重量,提高全工况下的性能与可靠性。

为组织好燃烧,需要合理匹配燃烧室内的气动参数和油气参数,设计相应的几何结构。总体来看,首先需要有一个空间用于组织燃烧,供入燃油,并和空气进行充分混合,如图 1-4(a) 所示。第二步是需要把油气混合气点着火。为了实现这个目的,先要把燃烧室的进口空气速度降下来,航空发动机燃烧室进口空气速度一般在 100 m/s 以上,远高于 12 级台风的 30 多米每秒。要想在这样高的空气速度下成功点火,难度可想而知,同时高速度的空气也会在燃烧时带来极大的压力损失。为此,可以在燃烧室进口处设计一个截面面积逐渐增大的扩压通道,把空气速度在出口处降到三四十米每秒,如图 1-4(b) 所示。在此基础上,采用电点火器就可以成功点火了。第三步需要保证点着的火不被空气吹熄,即稳定住火焰。要把火焰稳住就要设法把空气流动速度降到与火焰传播速度(几米每秒)差不多的程度。比较简单的方法是在火焰前面设置一块挡板,挡住吹过来的空气,从而极大地降低了火焰区内的空气速度,类似于在大风中点燃一根蜡烛时用手挡住风一样,如图 1-4(c) 所示。第四步要做的工作是设法使其充分燃烧,可以通过合理调节油气比,把主要燃烧区的油气设在化学恰当比附近,同时采用分级分区燃烧的思路来实现。此外,航空发动机燃烧室还需要控制出口温度的高低与分布,这也可以通过供入一部分掺混空气来进行调节,如图 1-4(d) 所示。

前面提到的燃烧组织方法以及由此设计的燃烧室总体结构,从涡轮喷气发动机出现以来基本没有变化,改变的是各零组件的形式和气动热力参数,如供油系统、火焰稳定装置、扩压器以及火焰筒开孔布局等。

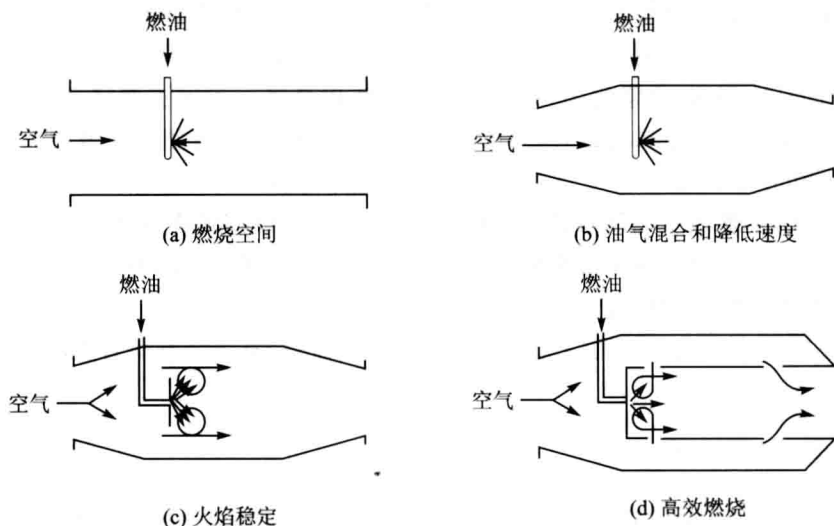


图 1-4 燃烧组织过程示意图

总之,燃烧室是航空发动机的核心部件,承担着将化学能转化为热能的任务,有着极为苛刻的工作条件和极高的性能要求,相比于地面用的燃烧装置又有着其特有的工作原理和技术要求。

本章主要介绍航空发动机燃烧室的基本结构、工作特点和性能要求。

1.1 燃烧室基本结构

自 20 世纪 50 年代以来,燃烧室的形状和主要组件基本没有发生变化,其总体结构如图 1-5 所示,包括扩压器、燃烧室内外机匣、火焰筒、供油系统和点火系统等。燃烧室内外机匣与火焰筒内外环壁面分别构成了燃烧室的内、外环道。火焰筒包括了内外环壁面、帽罩和涡流器等。在火焰筒壁面上开有主燃孔、补燃孔、掺混孔和冷却孔等各类进气孔,空气通过这些小孔进入火焰筒内。燃油通过喷嘴进入火焰筒,燃烧室会根据不同的性能要求和结构限制采用压力雾化喷嘴、气动雾化喷嘴、直射式喷嘴、蒸发管和甩油盘等不同类型的喷嘴。

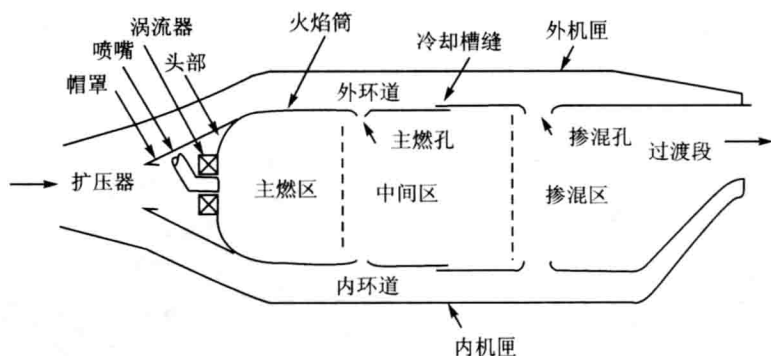


图 1-5 燃烧室结构示意图

按照稳定火焰、高效燃烧和出口温度场的技术要求,火焰筒内常分为 3 个功能区:处于火焰筒最前端的是主燃区,主要起到点火、火焰稳定、高效燃烧的作用,90%以上的燃料在该区内烧完;紧接着的是中间区,也常称为补燃区,其主要作用是进一步促进燃烧,复合离解产物,以提高燃烧效率;最后一个是掺混区,通过掺混气与火焰筒内的高温燃气有效混合,调控燃烧室出口温度高低和分布。

在帽罩里面,主燃区前端部分也常被称为头部区,主要包括涡流器和喷嘴。另外在现代高温升短环形燃烧室中,由于用于燃烧的空气流量增加且燃烧室长高比不断变化,故一般不再设中间孔,其功能由主燃区和掺混区来共同承担。

从燃烧室的历史演变和使用情况来看,航空发动机燃烧室主要有单管燃烧室、环管燃烧室和环形燃烧室 3 种类型。

1. 单管燃烧室

单管燃烧室的基本结构如图 1-6 所示,由多个单独的燃烧室组成,每一个燃烧室包括两同心圆环,外环是燃烧室机匣,内环是火焰筒壁面,各个燃烧室之间通过联焰管相连。早期发动机(如 Whittle W2B、Jumo 004、Dart 和 WP5 等)都是采用单管燃烧室。在单管燃烧室中,由于各燃烧室之间的区域没有得到利用,因而燃烧室容积利用率低,流动阻力大。随着来流速度的提高和容热强度要求的提高,现代航空发动机中已不再采用这种类型的燃烧系统。

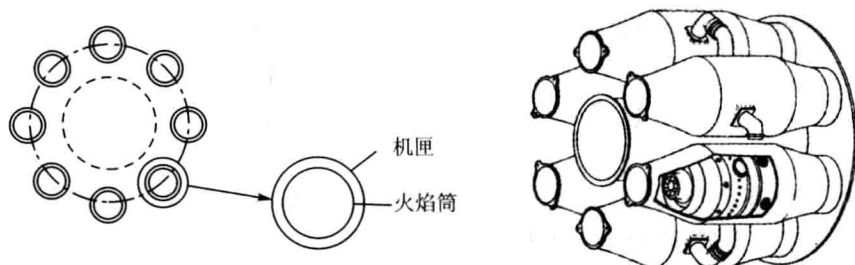


图 1-6 单管燃烧室结构示意图

2. 环管燃烧室

环管燃烧室(如图 1-7 所示)是在单管燃烧室的基础上,把各单独燃烧室的机匣联在一起形成一个完整的内外燃烧室机匣,火焰筒仍保留单管燃烧室的独立结构,各火焰筒之间采用联焰管相连。

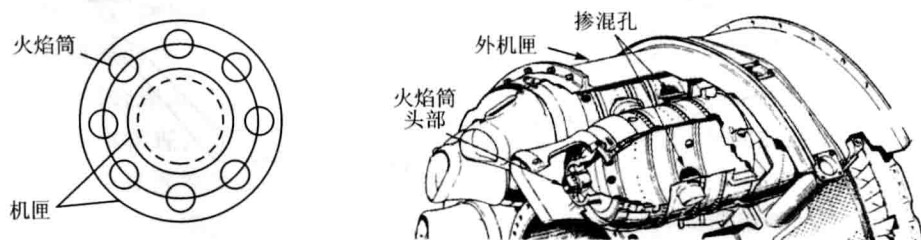


图 1-7 环管燃烧室结构示意图



采用环管燃烧室的发动机包括 GE 公司的 J73、J79, P&W 公司的 J57、J75, RR 公司的 Avon、Spey, 以及我国的 WP7、WP13 和 WS9。

3. 环形燃烧室

自 20 世纪 60 年代以来,在环管燃烧室的基础上又发展了环形燃烧室(如图 1-8 所示)。相比于环管燃烧室,环形燃烧室把各个独立的火焰筒也联起来。从轴向截面上看,燃烧室由 4 个壁面和 3 个圆环构成:4 个壁面从外而内依次是燃烧室外机匣、火焰筒外壁面、火焰筒内壁面和燃烧室内机匣,3 个圆环通道分别是内环道、火焰筒和外环道。这种布置方式有利于充分利用空间,也便于组织流场、减小阻力和提高容积利用率。典型的环形燃烧室有 F100、F110、CF6-50、JT9D、RB211 和国内的 WS10 等。

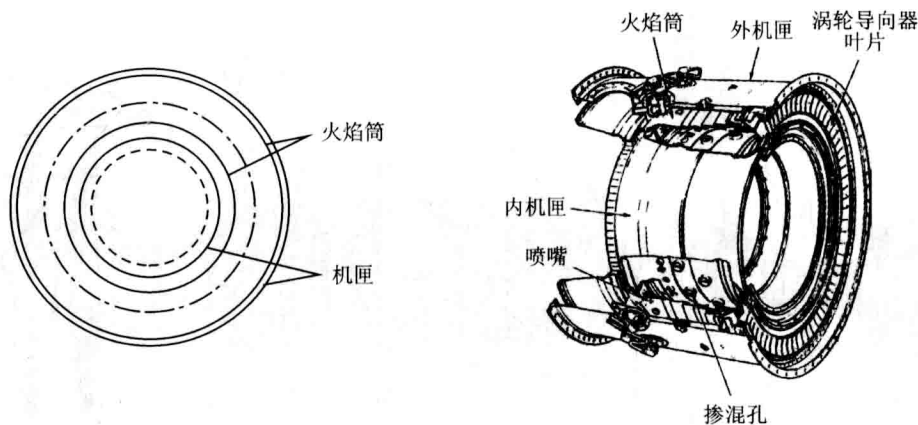


图 1-8 环形燃烧室结构示意图

上述 3 种燃烧室各有优缺点。由表 1-1 可知,环形燃烧室最突出的优点在于结构紧凑,容积利用率高,流场和燃烧场组织相对容易;缺点在于加工困难,调试时需要模拟全环参数,成本高,难度大,而且一旦损坏则须更换整个火焰筒,维护成本高。

表 1-1 3 种燃烧室方案的比较

类型	优点	缺点	应用
单管燃烧室	① 易于加工; ② 油气匹配容易; ③ 试验和维护成本低	① 笨重,空间利用率低; ② 迎风面积大,压力损失大; ③ 传焰困难,需要联焰管; ④ 与压气机出口流场匹配差	早期发动机,地面试验装置的加热器
环管燃烧室	① 易于加工; ② 油气匹配容易; ③ 压力损失、长度和质量均比单管燃烧室小	① 需要联焰管; ② 容积利用率、出口温度场均不如环形燃烧室	介于早期单管燃烧室和现代环形燃烧室之间
环形燃烧室	① 质量小、长度短、结构紧凑; ② 迎风面积、压力损失小; ③ 传焰容易; ④ 壁面热损失最小; ⑤ 出口温度分布好	① 试验难度大,成本高; ② 油气匹配困难; ③ 生产工艺复杂,要求高	20 世纪 70—80 年代后研制的发动机

从目前发动机采用燃烧室的统计情况来看,单管燃烧室已不再采用,环管燃烧室仍有少量的应用,而环形燃烧室是目前航空喷气发动机主要采用的燃烧室形式,特别是在新设计的发动机中几乎全部采用了环形燃烧室。

4. 回流燃烧室

涡轴发动机常采用回流燃烧室(如图 1-9 所示),火焰筒头部和喷嘴都布置在燃烧室的后端,空气从扩压器进来后流至火焰筒后端,转了 180° 后从头部和开在火焰筒壁面上的各组小孔进入火焰筒,然后再通过大小弯管转 180° 后进入涡轮。

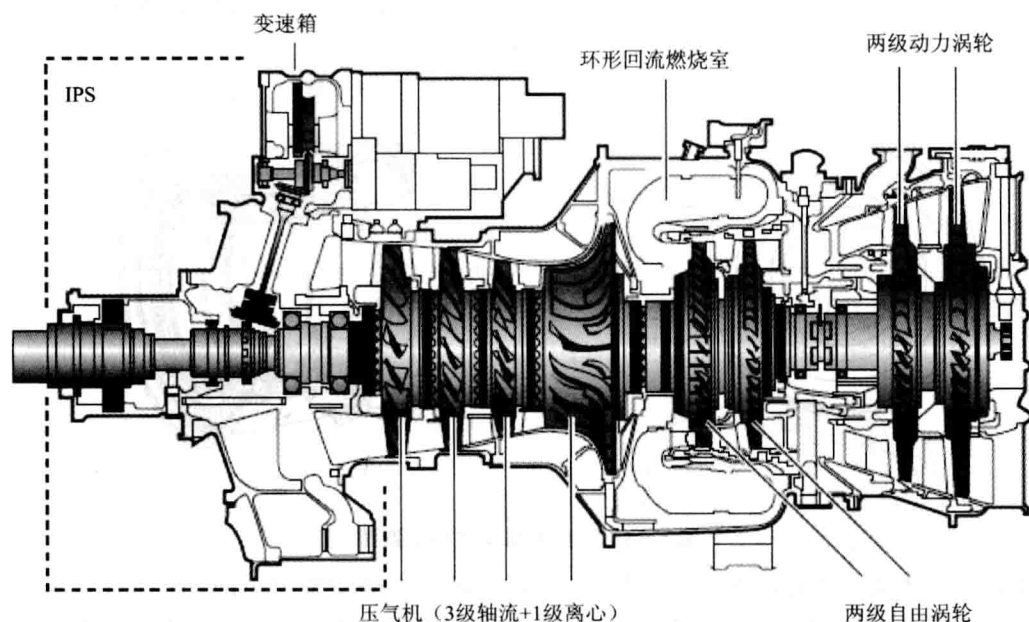


图 1-9 涡轴发动机回流燃烧室示意图

涡轴发动机采用回流燃烧室的主要原因是:它的压气机一般都采用离心压气机,涡轮则为轴流式涡轮,压气机出口和涡轮进口间存在较大的径向高度差,回流燃烧室可以充分利用该高度进行流动和燃烧组织,改善燃烧性能;同时这种方式还可以大幅缩短涡轮和压气机间的轴距,从而改善发动机的强度和振动性能。涡轴发动机也有采用直流燃烧室的,例如美国 T-700 发动机。另外,早期的涡轴发动机还有采用折流燃烧室的,空气在其内部的流动转了 90° 弯,供油采用甩油盘方式。

1.2 燃烧室性能特点和参数

燃烧室是航空发动机的核心部件之一,主要作用是将燃料化学能转化为热能并提高空气热焓,其性能好坏直接关系到发动机的技术水平。

燃烧室的燃烧组织涉及流动、两相流、化学反应、冷却和结构强度等多个方面,各类因素相互交织在一起形成了极为复杂的工作过程,给燃烧室流动和燃烧分析带来了巨大的技术困难。



为了便于分析燃烧室的工作过程和性能,基于航空发动机的燃烧室确定了其基本的技术要求,并定义了相关的分析参数。

航空发动机的工作范围宽,速度从零到超声速,高度从海平面到 20 000 m 高空;涉及的工况也非常多,包括启动、慢车、起飞、巡航、降落和加减速等各种状态。具体到燃烧室,其性能特点也需要满足和适应航空发动机的上述工作特点。

1. 燃烧室需要在宽广参数范围内实现成功点火

航空发动机需要在不同的环境下实现正常启动,相应的,燃烧室也需要在各种参数下(包括地面和空中)都能实现成功点火。

地面点火时,主要须适应不同季节和不同海拔高度环境参数的变化。不同季节的环境温度会在 $-60 \sim +50$ °C 之间变化;中国各地区的海拔高度变化很大,有目前世界海拔最高的机场,不同的海拔又对应不同的温度和气压。这种环境参数的变化不仅直接影响燃烧室中的化学反应和火焰特征,也会使空气密度发生变化,改变燃烧室的进口流量,这显然会给燃烧室的工作过程和性能带来较大的影响。为表征点火性能,常用不同流动速度下能实现点火的油气比进行评估。

由于各种因素的影响,飞机有可能在空中熄火。当飞机处于不同高度、不同飞行马赫数时,进口温度和压力都会有很大的变化。如在海拔 8 000 m 时,环境压力会降到 0.3 个标准大气压、环境温度接近 223 K,空气密度约为海平面的 $1/3$,同时空中熄火后由于压气机不工作,燃烧室的各参数远低于标准值,这都会给燃烧室的点火带来严重影响。发动机一般要求能在低于 $1/3$ 标准大气压下成功点火,此时对应的高度在海拔 8 000 m 左右。目前也常直接用点火高度来表示燃烧室的高空点火性能。另外,为保证空中点火成功率和提高点火高度,在燃烧室点火时也常会采用补氧的方式,故表示空中点火性能时也常分为不补氧点火高度和补氧点火高度。

2. 在较宽的参数和工作范围内实行稳定燃烧

发动机的工作状态包括启动、慢车、起飞、巡航等,燃烧室相对应的进口参数和油气范围也发生很大的变化,如进口压力变化 $20 \sim 30$ 倍,进口温度变化 $3 \sim 5$ 倍,燃烧室内总油气比变化也在 10 倍以上。

显然,燃烧室性能与火焰筒内的油气情况密切相关。目前主要用以下 3 个参数来定量表示燃烧室内的油气情况:油气比、余气系数和油当量比。

油气比 FAR 是指燃烧室燃油质量流量 W_f 与空气质量流量 W_a 的比值,即

$$\text{FAR} = \frac{W_f}{W_a} \quad (1-1)$$

式中,空气量如果用燃烧室的总空气量,则 FAR 为燃烧室总油气比;如果用的是与燃油直接掺混的空气量,则 FAR 为当地油气比。

另外,有些场合也会用到气油比(AFR),即空气与燃油质量流量之间的比值。显然,FAR 和 AFR 互为倒数。

余气系数 α 定义为实际供给的空气量和燃料完全燃烧所需的理论空气量之间的比值。

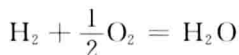
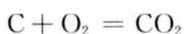
$$\alpha = \frac{W_a}{W_f L_0} \quad (1-2)$$

式中, W_a 、 W_f 分别为燃烧室中供入的空气量和燃料量; L_0 是每千克燃料完全燃烧时所需要的理论空气量, 单位为 $\text{kg}(\text{air})/\text{kg}(\text{fuel})$ 。

下面简单计算航空煤油的理论空气量。航空煤油是一个混合物, 并没有固定的化学分子式, 但可以按照所含的化学成分特别是含碳量和含氢量来进行计算。

以 RP-3 航空煤油为例: 含碳量 $W_f(\text{C}) = 0.8515$, 含氢量 $W_f(\text{H}) = 0.1485$, 含氧量 $W_f(\text{O}) = 0$ 。

碳、氢与氧气的燃烧反应方程式分别为



由此可得每千克燃料完全燃烧所需的氧气量为

$$\frac{32}{12}W_f(\text{C}) + \frac{16}{2.016}W_f(\text{H}) \quad (1-3)$$

空气中含氧量为 23.2% (质量成分), 则每千克航空煤油完全燃烧时所需的空气量为

$$L_0 = \left[\frac{32}{12}W_f(\text{C}) + \frac{16}{2.016}W_f(\text{H}) \right] / 23.2\% = 14.87 \text{ kg}(\text{air})/\text{kg}(\text{fuel}) \quad (1-4)$$

当 $\alpha=1$ 时, 实际供入的混合气中燃油与空气量恰好与化学反应方程式所需一致, 此时称为化学恰当比混合气; 当 $\alpha>1$ 时, 燃烧室内实际供入的空气量比理论所需的多, 即与空气量相比, 燃油少了, 此时常称为贫油混合气; 当 $\alpha<1$ 时, 正好与上述情况相反, 即燃油多了, 空气不足, 此时称为富油混合气。

油当量比 Φ 指的是燃烧室中实际油气比与化学恰当油气比之间的比值。化学恰当油气比是指按照化学反应方程式反应时所需要的燃料和空气量之间的比值, 用 FAR_{ST} 表示。

$$\Phi = \frac{\text{FAR}}{\text{FAR}_{\text{ST}}} \quad (1-5)$$

与余气系数类似, $\Phi=1$ 的混合气称为化学恰当比混合气; $\Phi<1$ 时, 称为贫油混气; $\Phi>1$ 时, 称为富油混气。

以上 3 个油气参数间的关系如下:

$$\text{FAR} = \frac{W_f}{W_a} = \frac{W_f}{\alpha W_f L_0} = \frac{1}{\alpha L_0} \quad (1-6)$$

当 $\alpha=1$, 即为化学恰当比混合气时, 对于 RP-3 航空煤油有 $\text{FAR}=0.0672$ 。

$$\Phi = \frac{\text{FAR}}{\text{FAR}_{\text{ST}}} = \frac{W_f/W_a}{W_f/W_{a\text{ST}}} = \frac{W_f/W_a}{1/L_0} = \frac{L_0 W_f}{W_a} = \frac{1}{\alpha} \quad (1-7)$$

即余气系数与油当量比互为倒数。

$$\text{FAR} = \frac{W_f}{W_a} = \frac{(W_f/W_a)}{L_0/L_0} = \frac{\text{FAR}}{(\text{FAR})_{\text{ST}} L_0} = \frac{\Phi}{L_0} \quad (1-8)$$

3. 具有适当的燃烧室总压损失

总压损失直接影响发动机的推力性能, 总压损失减少 1% 则发动机推力可增加 1% 左右。但就燃烧组织而言, 较大的压差有助于提高射流强度、促进油气混合、提高燃烧效率、改善出口温度场、强化冷却; 同时由于高压涡轮的冷却也需要有一定的压差才能保证足够的冷却气量和流动速度, 因而燃烧室总压损失需要保持在一个合适的数值。目前航空发动机燃烧室的总压



损失一般为4%~6%。

燃烧室内的流动损失常用总压恢复系数、总压损失系数和流阻系数来表示。

总压恢复系数 σ_B 定义为燃烧室出口总压和进口总压之间的比值：

$$\sigma_B = (P_{t4}/P_{t3}) \times 100\% \quad (1-9)$$

式中, P_{t3} 、 P_{t4} 分别为燃烧室进口、出口的总压值。

总压损失系数 ζ_B 表示燃烧室进出口总压差与进口总压之比：

$$\zeta_B = \frac{P_{t3} - P_{t4}}{P_{t3}} \times 100\% = \left(1 - \frac{P_{t4}}{P_{t3}}\right) \times 100\% \quad (1-10)$$

总压损失系数与总压恢复系数两者为互补关系。

$$\zeta_B = 1 - \sigma_B$$

燃烧室总压恢复系数与进口速度、燃烧室结构、燃烧情况等密切相关。进口马赫数越高,燃烧室结构越复杂,热容和温升越大,燃烧室总压损失越大,总压恢复系数越小。

流阻系数 ξ_B 为燃烧室总压损失与参考截面动压头之间的比值,即

$$\xi_B = \frac{P_{t3} - P_{t4}}{q_{ref}} = \frac{P_{t3} - P_{t4}}{\frac{1}{2}\rho_3 U_{ref}^2} \quad (1-11)$$

式中, ρ_3 、 U_{ref} 分别为进口截面和参考截面的密度和平均速度。参考截面一般指燃烧室的最大截面,有时也可以用燃烧室进口截面来代替。

当气流雷诺数足够大(高于 10^5)时,燃烧室内的流动处于充分发展状态,整个流场的流动形态基本保持不变,总压损失基本与动压头同步变化,从而使流阻系数保持为常值,不再随流速的变化而变化。目前大部分状态燃烧室的流动都处于充分发展流,对同一个燃烧室而言,流阻系数在不同状态时基本相同,但不同的燃烧室由于结构的差异,其值会有较大的差异,因而流阻系数的大小可以反映出不同结构时燃烧室流动阻力的情况。

4. 在全工况范围内保持高效燃烧

从慢车到全状态变化时,燃烧室进口参数会有很大的变化,如进口压力从0.3 MPa升到3~4 MPa,进口温度从环境温度提高到800~900 K。但无论处于什么状态,都要求燃烧室的燃烧程度要尽可能高。燃烧室内的燃烧程度用燃烧效率来表示。

燃烧效率指的是工质实际获得的能量与燃料化学能之间的比值。这与燃烧完全程度(燃料化学能转变为热能的程度)有一定的区别。由燃料化学能转变而来的热能并没有被工质全部吸收,有一部分通过壁面散出去了,这部分能量即为燃烧效率和燃烧完全程度两者之间的差。

在发动机实际使用过程中,更关心工质所获得实际能量的情况,因而在表征燃烧程度时,更多的是用燃烧效率这个参数。燃烧效率用符号 η_b 表示。在发动机整个工作过程中,燃烧室燃烧效率都保持在很高的量值,一般的慢车状态不低于95%,设计点燃烧效率不低于99.5%。

目前有多种方法用于计算燃烧效率,如温升法、热焓法和燃气分析法等。下面就来介绍各种方法的基本含义。

(1) 热焓法

热焓法定义为燃烧过程中工质的实际焓增量与理论焓增量之比。公式如下：