

航空高等院校教材

航空发动机主燃烧室设计

李长林 编



航空专业教材编审组

内容简介

航空发动机主燃烧室设计

李长林 编



30272100

航空发动机主燃烧室设计

李长林 编

航空专业教材编审室

江西九江航空工业学校

航空专业教材编审室

510605

内 容 简 介

本书是作者在从事燃烧室设计课教学和指导学生毕业设计经验的基础上,并结合一些厂、所的经验,广泛参考和吸收了同类教材与文献中的有关内容编写而成。全书比较系统的介绍了航空发动机主燃烧室总体设计的过程和思路,以及各个部件的具体设计计算方法。

为了满足学生毕业设计的需要,书中对燃烧室结构设计的若干问题也进行了分析和介绍。附录中还列出了燃烧室常用高温合金材料的成分、机械性能表及热力计算用的焓值表、国外常用航空发动机主燃烧室简表。

本书可供航空发动机专业高年级作为学生选修课教材,也可供从事燃气轮机燃烧室工作的技术人员参考。

主 审 稿 人 曾 求 凡
责 任 编 辑 陈 青



航空发动机主燃烧室设计

李长林 编

*

航空专业教材编审室

西北工业大学印刷厂印装 内部发行

*

787×1092 1/16 印张 17.75 444.8千字

1984年7月第一版 1984年7月第一次印刷 印数 001—800册

统一书号: 23140c 定价 1.83元

前 言

燃烧现象是一种伴随着非常复杂的物理化学过程的自然现象。这种复杂性使人们至今还不能建立一个包罗万象的、完全能够真实反映燃烧过程的物理模型，并且用数学的方法来精确的描述它、解决它。因此，本书介绍的方法，仍然是一种半经验的、经过简化了的方法。尽管如此，由于方法本身毕竟反映了事物矛盾的主要方面，并且经验的方法往往是来自于实践，因此这种计算方法仍是有意义的。当然，最后解决燃烧室设计问题仍然要依靠实验的检验和修正。

编写本书的目的，是使学生在学习了发动机原理的基础上，进一步学习和掌握发动机的一种大部件的设计思路和设计计算方法，进一步培养学生综合解决工程设计问题的能力。

全书共十二章：第一章主要讲述与燃烧室设计有关的热力计算问题、紊流火焰传播速度理论和化学反应速度理论；第二章讲述燃烧室总体性能要求、设计原始参数的确定和结构方案及供油方案的选择；第三章讲述燃烧室总体尺寸的确定；第四章至第十一章讲述燃烧室部件设计问题；第十二章讲述燃烧室结构设计中的定位、支承、热补偿、密封、漏油、传焰及局部加强等问题。在附录中给出了燃烧室常用高温合金材料、焓值表、外国主要航空发动机主燃烧室简表，以及正文中较为复杂的公式的具体推导，供参考。

本书第一、二、三、四、十章由杜声桐同志校，第五、六、七、八、九章由杨永昌同志校，第十一章由夏允庆同志编写，第十二章主要参考了彭拾义同志编《燃烧室结构》一书中的有关内容，顾恒祥同志审阅了一至十章全部书稿，作者也有幸得到本书主审稿人南京航空学院曾求凡教授的鼓励和指教，并对本书提出了极其宝贵的意见。为了本书的出版，责任编辑陈青同志在提高本书质量方面做了大量工作，孙惠贤同志几乎抄写了全部书稿。在此谨向为本书出版付出辛勤劳动的同志们致以谢意。由于编者水平所限，不妥之处在所难免，望读者指正。

编 者

1983年5月于西安

西北工业大学

目 录

符号说明	1
绪论	4
第一章 理论基础	6
§ 1-1 燃烧过程的热力计算问题	6
§ 1-2 燃烧过程的紊流火焰传播速度理论	13
§ 1-3 燃烧过程的化学反应速度理论	18
第二章 燃烧室设计总则	27
§ 2-1 设计思想的确定	27
§ 2-2 燃烧室设计点的确定	31
§ 2-3 燃烧室设计原始参数的确定	33
§ 2-4 燃烧室的分类及结构形式的选择	40
第三章 燃烧室总体尺寸的确定	49
§ 3-1 燃烧室直径 D_K 的确定	49
§ 3-2 燃烧室其它总体尺寸的确定	54
§ 3-3 环形燃烧室中径和火焰筒面积	63
第四章 扩压器设计	68
§ 4-1 概述	68
§ 4-2 扩压器的造型计算	74
§ 4-3 扩压器的压力损失计算	89
§ 4-4 其它结构形式的扩压器	93
第五章 涡流器设计	104
§ 5-1 涡流器设计计算方法	104
§ 5-2 涡流器结构参数对燃烧性能的影响	113
§ 5-3 涡流器回流区及压力损失计算	116
第六章 火焰筒的流量分配计算	121
§ 6-1 流量分配的概念及其影响因素	121
§ 6-2 火焰筒流量分配的确定	124
§ 6-3 环形燃烧室流量分配的一些问题	127
§ 6-4 火焰筒射流穿透深度的确定	130
第七章 火焰筒的开孔计算	134
§ 7-1 火焰筒局部流量分配与局部流阻的关系[I]	134
§ 7-2 火焰筒局部流量分配与局部流阻的关系[II]	135

§ 7-3 燃烧室的局部压力损失计算	137
§ 7-4 火焰筒的开孔计算	139
§ 7-5 燃气导管的设计	144
第八章 火焰筒流量系数的确定	149
§ 8-1 流量系数的概念及其影响因素	149
§ 8-2 流量系数的确定	152
第九章 火焰筒的冷却保护	157
§ 9-1 概述	157
§ 9-2 复合冷却气膜长度计算	160
§ 9-3 壁面发散冷却的计算	162
§ 9-4 气膜孔的结构形式	166
第十章 燃烧室的点火	170
§ 10-1 点火问题概述	170
§ 10-2 影响点火性能的因素	172
§ 10-3 主燃烧室点火方案	179
§ 10-4 传焰管的设计	183
第十一章 离心式喷嘴设计	189
§ 11-1 喷嘴的技术要求	189
§ 11-2 最大流量原理法	189
§ 11-3 动量方程法	195
§ 11-4 经验计算法	211
§ 11-5 双油路离心式喷嘴	216
§ 11-6 离心式喷嘴的设计	218
第十二章 燃烧室结构设计中的若干问题	227
§ 12-1 火焰筒的定位与支承	227
§ 12-2 燃烧室的局部加强	233
§ 12-3 燃烧室的密封	236
§ 12-4 燃烧室的漏油	241
附录[一] 附面层动量厚度 δ^{**} 计算公式的推导	243
附录[二] 平孔流量系数计算公式的推导	248
附录[三] 燃烧室常用材料	255
附录[四] 焓值表	262
附录[五] 外国航空发动机主燃烧室简表	265

符 号 说 明

- A —面积, 常数, 功热当量, 喷嘴几何特性数
 B —常数
 C —浓度, 对流换热热流
 C_p —定压比热
 D —直径, 二股腔道高, 扩散系数
 d —内径, 孔径
 E —活化能, 点火能
 F —面积
 G —流量
 H —等温焓差, 压头, 高度, 附面层形状因子
 h —中心差, 缝高, 火焰筒腔高
 i —焓
 J —转动惯量, 冲量
 K —常数, 缓冲系数, 绝热指数, 流量百分数
 L —长度
 M —分子量, 马赫数
 m_K —中径常数
 N —常数
 n —孔数, 叶片数, 反应级数, 扩张比
 P —压力
 Q —热量, 容热强度, 燃油容积流量
 q —热流, 动压头
 R —半径(或外半径), 气体常数
 r —半径(或内半径)
 S —涡流器旋流数
 S_c —斯密特数
 T —温度
 t —波节长, 时间
 U —内能
 V —速度
 V —容积, 容积流量
 v —比容
 W —化学反应速率, 燃油流速
 α —余气系数, 角度, 喷雾锥角

燃系由余, 燃系失速, 燃系失速, 燃系失速—8
 燃系失速, 燃系失速—9
 燃系失速, 燃系失速—10
 燃系失速, 燃系失速—11
 燃系失速, 燃系失速—12
 燃系失速, 燃系失速—13
 燃系失速, 燃系失速—14
 燃系失速, 燃系失速—15
 燃系失速, 燃系失速—16
 燃系失速, 燃系失速—17
 燃系失速, 燃系失速—18
 燃系失速, 燃系失速—19
 燃系失速, 燃系失速—20
 燃系失速, 燃系失速—21
 燃系失速, 燃系失速—22
 燃系失速, 燃系失速—23
 燃系失速, 燃系失速—24
 燃系失速, 燃系失速—25
 燃系失速, 燃系失速—26
 燃系失速, 燃系失速—27
 燃系失速, 燃系失速—28
 燃系失速, 燃系失速—29
 燃系失速, 燃系失速—30
 燃系失速, 燃系失速—31
 燃系失速, 燃系失速—32
 燃系失速, 燃系失速—33
 燃系失速, 燃系失速—34
 燃系失速, 燃系失速—35
 燃系失速, 燃系失速—36
 燃系失速, 燃系失速—37
 燃系失速, 燃系失速—38
 燃系失速, 燃系失速—39
 燃系失速, 燃系失速—40
 燃系失速, 燃系失速—41
 燃系失速, 燃系失速—42
 燃系失速, 燃系失速—43
 燃系失速, 燃系失速—44
 燃系失速, 燃系失速—45
 燃系失速, 燃系失速—46
 燃系失速, 燃系失速—47
 燃系失速, 燃系失速—48
 燃系失速, 燃系失速—49
 燃系失速, 燃系失速—50
 燃系失速, 燃系失速—51
 燃系失速, 燃系失速—52
 燃系失速, 燃系失速—53
 燃系失速, 燃系失速—54
 燃系失速, 燃系失速—55
 燃系失速, 燃系失速—56
 燃系失速, 燃系失速—57
 燃系失速, 燃系失速—58
 燃系失速, 燃系失速—59
 燃系失速, 燃系失速—60
 燃系失速, 燃系失速—61
 燃系失速, 燃系失速—62
 燃系失速, 燃系失速—63
 燃系失速, 燃系失速—64
 燃系失速, 燃系失速—65
 燃系失速, 燃系失速—66
 燃系失速, 燃系失速—67
 燃系失速, 燃系失速—68
 燃系失速, 燃系失速—69
 燃系失速, 燃系失速—70
 燃系失速, 燃系失速—71
 燃系失速, 燃系失速—72
 燃系失速, 燃系失速—73
 燃系失速, 燃系失速—74
 燃系失速, 燃系失速—75
 燃系失速, 燃系失速—76
 燃系失速, 燃系失速—77
 燃系失速, 燃系失速—78
 燃系失速, 燃系失速—79
 燃系失速, 燃系失速—80
 燃系失速, 燃系失速—81
 燃系失速, 燃系失速—82
 燃系失速, 燃系失速—83
 燃系失速, 燃系失速—84
 燃系失速, 燃系失速—85
 燃系失速, 燃系失速—86
 燃系失速, 燃系失速—87
 燃系失速, 燃系失速—88
 燃系失速, 燃系失速—89
 燃系失速, 燃系失速—90
 燃系失速, 燃系失速—91
 燃系失速, 燃系失速—92
 燃系失速, 燃系失速—93
 燃系失速, 燃系失速—94
 燃系失速, 燃系失速—95
 燃系失速, 燃系失速—96
 燃系失速, 燃系失速—97
 燃系失速, 燃系失速—98
 燃系失速, 燃系失速—99
 燃系失速, 燃系失速—100

β —角度, 有效压力损失系数, 余油系数

γ —比重, 角度

δ —间隙, 附面层厚度, 角度

δ^* —附面层位移厚度

δ^{**} —附面层动量厚度

ρ —密度, 矢径

ν —运动粘性系数

ϵ —流管收缩系数

ϕ —速度系数

μ —动力粘性系数, 流量系数

φ 或 ξ —流阻系数

Φ —总流阻系数

ψ —准则参数

G_ϕ —气流旋转角动量

G_x —气流轴动量

η —效率

σ —总压恢复系数

Ω —沾湿周长

σ_0 —黑体辐射常数

e_f —燃气黑度

λ —速度系数, 摩擦系数

θ —扩张角, 效率准则参数

ω —角速度

ξ_k —发热系数

印 号 号 号

燃 料 射 孔 几 何 参 数, 量 当 量 比, 燃 烧, 壁 面 — 1

燃 烧 — 1

流 管 收 缩 系 数, 喷 嘴 — 1

燃 料 比 重 — 1

流 管 收 缩 系 数, 高 速 射 孔, 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

壁 面 — 1

量 当 量 比 — 1

射 孔 直 径 与 射 孔 直 径 之 比, 射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

高 速 射 孔 直 径, 高 速 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

量 当 量 比, 量 当 量 比 — 1

射 孔 直 径 与 射 孔 直 径 之 比, 射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径, 射 孔 直 径, 射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

注 脚

量 当 量 比 与 射 孔 直 径 之 比, 射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径, (射 孔 直 径) 射 孔 直 径 — 1

(射 孔 直 径) 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 与 射 孔 直 径 之 比 — 1

射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

量 当 量 比, 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径 与 射 孔 直 径 之 比, 射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

射 孔 直 径, 射 孔 直 径, 射 孔 直 径 — 1

a —轴向的, 空气的

c —燃烧区的, 对流换热的, 喷口的

C_p —平均的,

f —燃油的, 火焰筒的

g —扩压器的, 燃气的

h —头部的, 小孔的

i —第 i 截面的

j —射流的

K —燃烧室的, 主燃烧室的,

L —下壁面的

l —沿长度方向的

m —混合区的, 混合的

n —层流的

绪 论

燃烧现象与人类的生活和生产活动有着极密切的关系。甚至可以说，人类的进步与文明也是与火的应用和燃烧技术的发展分不开的。例如在远古时代人类由于用火来熟食和取暖，才使人类脱离了茹毛饮血的生活；由于火的应用和炼金术的发展，人类才从生产力十分落后的石器时代进入到了青铜器时代和铁器时代，从而使社会由奴隶社会进入到封建社会。到了十八世纪由于蒸汽机和内燃机的发展引起了伟大的工业革命，使生产力得到了空前的发展和解放。从而使许多国家很快地由封建社会进入到资本主义社会，而各种热机的发展又与燃烧理论的发展和焚火技术的应用分不开的。当然整个社会的发展是一个十分复杂的社会现象，但是生产力的发展终究是社会发展的动力。

到了近代燃烧技术的应用更是渗透到尖端技术、国防、国民经济和人民生活的各个领域和部门。例如航空和宇航推进用的喷气发动机和火箭发动机，工业交通部门的火力发电、内燃机、燃气轮机，冶金，化工，石油，机械加工中的锻压和热处理，以及人民生活中的熟食、取暖、照明等无不与燃烧有关。另外就目前世界各国能源开发利用情况来看，在燃料能、原子能、水能、风能、太阳能等自然能源的应用上，燃料能仍占90%以上。这也就是说现在和今后相当长的时期内，为了充分利用燃料能，对燃烧理论的研究和燃烧技术的应用，以及对各种先进燃烧设备的设计和现有设备的改善，仍然是人们十分关心和感兴趣的问题。由于目前燃烧理论的发展还远远不能适应燃烧技术发展的需要，因此在燃烧学这个领域里还有许多问题需要人们去认识，去探索。和其它学科相比，燃烧学可以说是一门既古老而又年青的学科，人类虽然很早就踏上了这块沃野，但至今还有许多未被开垦的处女地，有志者在这方面是可以大有作为的，当然道路也是充满荆棘的。

我国解放前几乎没有什么航空工业。解放后党和国家是非常重视航空工业和航空科技的发展的，目前我国已经建立起了自己相当完备的航空工业体系和一定的技术基础。但是和某些发达国家相比，我们还有相当大的差距。从目前我国空军服役的机种和民航各主要航线上所使用的机种来看，大多数还是仿制和引进的。这种现状和我们强大的社会主义祖国是很不相称的。作为一名航空科技战线上的工程技术和科技工作者，对此我们应该感到自己身上的压力，而且应变压力为动力，并以此来激励我们更加刻苦勤奋的工作和学习。

近三十多年来，世界航空科技的发展速度是很快的。目前大型超音客机已经问世，“协和号”超音速客机起飞重量近二百吨，但发动机巨大的推力却把它推进到音速的2.2倍。推力巨大而性能完善的发动机已把战斗机推进到高度30公里，速度为音速的3倍。这一方面是由于飞机本身具有良好的空气动力外形和良好的操纵性能，而另一方面就是由于发动机为它提供了巨大的推力。目前接近20000公斤推力的发动机已经不断出现，并装备于各种大型飞机。如美国的C-5-A运输机一次可运载600名全部武装的士兵，其发动机TF-39每台的推力可达18600公斤。那么发动机巨大的能量来自何处呢？那就是高性能的燃烧室，是由于

燃油和压气机来的高压空气在燃烧室内高效而稳定的燃烧，加热了工质才使发动机获得了做功的能力。因而有人把发动机比做飞机的心脏，而又把燃烧室比做发动机的心脏，这是毫不夸张的。由此可见，燃烧室对于发动机的重要性。

为了搞好燃烧室设计工作，我们还必须在工作中坚持理论密切联系实际的原则，充分重视科学实验。这是因为这些观点不但从马克思主义的认识论和方法论来看是具有普遍意义的，而对燃烧技术方面的发展尤其重要。这是因为燃烧的基本理论是建立在许多学科基础之上的比较复杂的学科，近几十年来在燃烧技术的应用方面虽然得到了飞速的发展，高性能的燃烧室不断的出现并成功的运用在各种飞机发动机上。但是燃烧理论的发展还远远不能适应燃烧技术发展的需要，这就要求我们要特别重视科学实验，使理论和实践密切结合，才能圆满的完成燃烧室设计工作。一个性能完善的燃烧室往往要经过上百次甚至上千次的实验才能完成，这也就是要经过实践、理论、实践的多次反复和认识上的不断“飞跃”才能使我们在燃烧室设计上达到预想的结果。

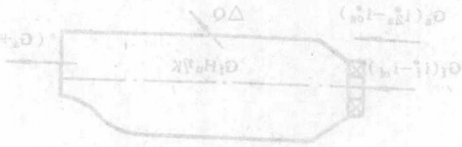


图 1-1 燃烧室量热图

- (1) 燃烧室出口截面出口流量
- (2) 燃烧室出口截面出口焓
- (3) 燃烧室出口截面出口动能
- (4) 燃烧室出口截面出口总焓
- (5) 燃烧室出口截面出口总焓
- (6) 燃烧室出口截面出口总焓
- (7) 燃烧室出口截面出口总焓
- (8) 燃烧室出口截面出口总焓
- (9) 燃烧室出口截面出口总焓
- (10) 燃烧室出口截面出口总焓
- (11) 燃烧室出口截面出口总焓
- (12) 燃烧室出口截面出口总焓
- (13) 燃烧室出口截面出口总焓
- (14) 燃烧室出口截面出口总焓
- (15) 燃烧室出口截面出口总焓
- (16) 燃烧室出口截面出口总焓
- (17) 燃烧室出口截面出口总焓
- (18) 燃烧室出口截面出口总焓
- (19) 燃烧室出口截面出口总焓
- (20) 燃烧室出口截面出口总焓

由工质在燃烧室内燃烧，其能量可用焓表示，焓差即为燃烧室出口与进口工质焓差，即：

$$(1-1) \quad H_2 - H_1 = (G_2 + G_3) \Delta H + G_4 \Delta H + G_5 \Delta H + G_6 \Delta H + G_7 \Delta H + G_8 \Delta H + G_9 \Delta H + G_{10} \Delta H + G_{11} \Delta H + G_{12} \Delta H + G_{13} \Delta H + G_{14} \Delta H + G_{15} \Delta H + G_{16} \Delta H + G_{17} \Delta H + G_{18} \Delta H + G_{19} \Delta H + G_{20} \Delta H$$

其中， ΔH 为焓差， $G_1, G_2, G_3, G_4, G_5, G_6, G_7, G_8, G_9, G_{10}, G_{11}, G_{12}, G_{13}, G_{14}, G_{15}, G_{16}, G_{17}, G_{18}, G_{19}, G_{20}$ 为各截面工质流量。

第一章 理论基础

§ 1-1 燃烧过程的热力计算问题

I、主燃烧室的能量转换及守恒关系式

(一) 能量方程

燃烧室进出口截面及燃烧过程中所产生和损失的能量，如图(1-1)所示

1. 进口截面具有的能量：

(1) 空气具有的内能

$$G_a U_2$$

(2) 空气具有的动能

$$\frac{G_a}{2g} V_2^2 A$$

(3) 空气的流动功

$$G_a p_2 v A$$

(4) 燃油具有的内能

$$G_f U_f$$

(5) 燃油具有的动能

$$\frac{G_f}{2g} V_f^2 A$$

(6) 燃油具有的流动功

$$G_f p_f v A$$

(7) 流体在进口截面具有的位能 $(G_a + G_f) r_{cp2}$

2. 出口截面具有的能量：

(1) 燃气具有的内能

$$G_g U_3$$

(2) 燃气具有的动能

$$\frac{G_g}{2g} V_3^2 A$$

(3) 燃气具有的流动功

$$G_g p_3 \cdot v A$$

(4) 燃气在出口截面具有的位能 $(G_a + G_f) r_{cp3}$

3. 燃烧热及散热损失：

(1) 燃烧放出热量

$$Q = G_f H_u \xi_k$$

(2) 散热损失

$$\Delta Q$$

(3) 由于声、光等产生的损失 Δq

由于气体的内能、动能、流动功可用总焓 i^* 来表示，故燃烧室的能量守恒关系式为：

$$G_a i_{2a}^* + G_f i_f^* + G H_u \xi_k = (G_a + G_f) i_{3a}^* + \Delta Q + \Delta q + \Delta H \quad (1-1)$$

其中，散热损失 ΔQ ，声、光等其他形式能量损失 Δq 及位能差 ΔH ，和其他项相比能量很小，若引用燃烧效率 η_k 的定义则有

$$G_a i_{2a}^* + G_f i_f^* + G_f H_u \eta_k = (G_a + G_f) i_{3a}^*$$

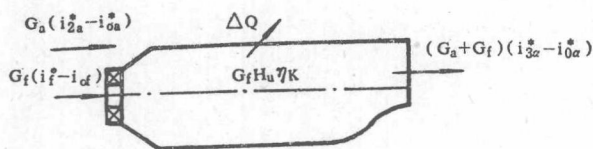


图 1-1 主燃烧室能量分析图

从上方程不难看出，第三项 $H_u G_f \eta_k$ 焓的计算基准和其他三项是不同的。第三项是以燃油低热值 H_u 的测定的基准温度为焓的计算基准，而其他三项则是以绝对零度作为焓的计算基准。若以热值 H_u 测定时的基准温度 T_0 为焓的计算基准，则方程(1-1)可表示为

$$G_a(i_{2a}^* - i_{0a}^*) + G_f(i_f^* - i_{0f}^*) + G_f H_u \eta_k = (G_a + G_f)(i_{3a}^* - i_{0a}^*) \quad (1-2)$$

方程(1-2)就是我们常用的燃烧过程的能量方程式。下面将进一步讨论此方程的解法及其在工程上的应用。

(二) 燃烧室热力计算的焓值表法

1. 燃烧效率及供油量的计算

由方程(1-2)可知燃烧效率为

$$\eta_k = \frac{(G_a + G_f)(i_{3a}^* - i_{0a}^*) - G_a(i_{2a}^* - i_{0a}^*) - G_f(i_f^* - i_{0f}^*)}{G_f H_u} \quad (1-3)$$

上式对纯空气 G_a 及燃油 G_f 的物理焓计算都比较方便，因为它们只取决于温度，故可以由方便的由 T_{3a}^* 或 T_0 查表得到，而方程(1-2)的右端项燃气 G_g 其焓值为温度 T_{3a}^* 及混气成分 α 的二元函数，这就给计算和制表带来了困难。为便于工程计算，可设想把余气系数为 α 的燃气，分成 $\alpha = 1$ 的纯燃气和剩余空气两部分。见图(1-2)即：

$$(G_a + G_f) = (G_f + G_f L_0) + (G_a - G_f L_0)$$

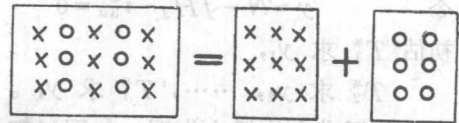
这样方程(1-2)右端可得

$$(G_a + G_f)(i_{3a}^* - i_{0a}^*) = (G_a + G_f)i_{3a}^* - (G_a + G_f)i_{0a}^*$$

其中

$$\begin{aligned} (G_a + G_f)i_{3a}^* &= (G_f + G_f L_0)i_{3a-1}^* + (G_a - G_f L_0)i_{3a}^* \\ &= G_a i_{3a}^* + G_f [(1 + L_0)i_{3a-1}^* - L_0 i_{3a}^*] \end{aligned}$$

此时方括号内的焓 i_{3a-1}^* 为 $\alpha = 1$ 的纯燃气的焓， i_{3a}^* 为纯空气的焓。这样就可以把任意成分的可燃混气的求焓问题化为 $\alpha = 1$ 的纯燃气和空气的求焓问题，而使计算和制表得到简化。方括号内的二项差也称为等温焓差，也就是一公斤燃油和 L_0 公斤空气所构成的 $\alpha = 1$ 的纯燃气和 L_0 公斤空气在同样温度条件下所具有的焓差。在制表时常用 H 表示等温焓差，于是



$x - \alpha = 1$ 的纯燃气 o - 剩余空气

图 1-2 燃气成分的简化图

$$(G_a + G_f)i_{3a}^* = G_a i_{3a}^* + G_f H_3 \quad (a)$$

同理可以推得

$$(G_a + G_f)i_{0a}^* = G_a i_{0a}^* + G_f H_0 \quad (b)$$

将(a)、(b)二式代入方程(1-3)，则

$$\eta_k = \frac{G_a(i_{3a}^* - i_{2a}^*) + G_f H_3 - G_f H_0 - G_f \Delta i_f^*}{H_u G_f} \quad (1-4)$$

或者化为

$$\eta_k = \frac{\alpha L_0 (i_{3a}^* - i_{2a}^*) + H_3 - H_0 - \Delta i_f^*}{H_u} \quad (1-5)$$

$\Delta i_f^* \approx 0.5(T_f^* - T_0)$ T_f^* 为燃油离开喷嘴时的温度

工程计算时因为 Δi_f^* 燃油焓差项相对其它项很小, 若略去不计则有:

$$\eta_k = \frac{\alpha L_0 (i_{3a}^* - i_{2a}^*) + H_3 - H_0}{H_u} \quad (1-6)$$

(1-6)式常用于已知燃烧室进出口总温及供油量 G_f 的条件下进行燃烧效率的计算, 由(1-5)式可以得出油气比

$$f = \frac{i_{3a}^* - i_{2a}^*}{\eta_k H_u - H_3 + H_0 + \Delta i_f^*} \quad (1-7)$$

或

$$\alpha = \frac{\eta_k H_u - H_3 + H_0 + \Delta i_f^*}{L_0 (i_{3a}^* - i_{2a}^*)} \quad (1-8)$$

由式(1-7)或(1-8)可以求出供油量 G_f 或余气系数 α 。

2. 燃烧温度 T_3^* 的计算

由式(1-7)式, 当忽略 Δi_f^* 时可有

$$i_{3a}^* = i_{2a}^* + f(\eta_k H_u - H_3 + H_0)$$

$$i_{3a}^* = i_{2a}^* + f(\eta_k H_u + H_0) - fH_3$$

当求 T_3^* 时, η_k, f, T_0, T_2^* 均为已知量。故 $f(\eta_k H_u + H_0) + i_{2a}^*$ 可求。

$$\text{令 } f(\eta_k H_u + H_0) + i_{2a}^* = N$$

$$\text{故 } i_{3a}^* = N - fH_3 \quad i_{3a}^* \text{ 及 } H_3 \text{ 均取决于 } T_3^*。$$

可见, 用上式求 T_3^* 时需要一个迭代的过程, 或者用图解法。

$$\text{令 } y = N - fH_3 - i_{3a}^* = 0$$

初估 T_1^* 求 y_1 ,

T_2^* 求 y_2 , ..., T_n^* 求 y_n 。

由上数据在方格纸上作图, 如图(1-3)对应 $y = 0$ 之横坐标 T^* 值即为所求之燃烧温度。

3. 求燃烧温度 T_3^* 的焓差系数法

用迭代法求 T_3^* 不够方便, 下面寻求更方便的方法。由等温焓差定义对余气系数为 α 的任意混气, 则有

$$H = (1 + \alpha L_0) i_a^* - \alpha L_0 i_{3a}^*$$

故

$$i_a^* = \frac{H + \alpha L_0 i_{3a}^*}{1 + \alpha L_0} = \frac{H}{1 + \alpha L_0} + \alpha L_0 i_{3a}^*$$

令

$$\frac{H}{1 + \alpha L_0} = a \quad \text{称为焓差系数}$$

则

$$i_{3a}^* = \frac{1 + \alpha L_0}{\alpha + \alpha L_0} i_a^* \quad (1-9)$$

由式(1-9)可知, 只要知道 i_{3a}^* 及 a , 则 T_3^* 可求。下面再看 i_{3a}^* 及 a 如何确定,

① i_{3a}^* 的计算

由等温焓差定义

$$H_3 = (1 + \alpha L_0) i_{3a}^* - \alpha L_0 i_{3a}^* - (T) \Delta i_f^*$$

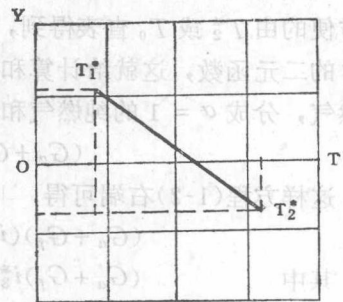


图 1-3 图解法求 T_3^* 示意图

故

$$(1 + \alpha L_0) i_{3\alpha}^* = \alpha L_0 i_{2\alpha}^* + H_3 \quad (c)$$

考虑到方程(1-5)

$$\eta_k = \frac{\alpha L_0 (i_{3\alpha}^* - i_{2\alpha}^*) + H_3 - H_0 - \Delta i_f^*}{H_u}$$

$$\eta_k = \frac{\alpha L_0 i_{3\alpha}^* + H_3 - \alpha L_0 i_{2\alpha}^* - H_0 - \Delta i_f^*}{H_u}$$

用(c)式代入上式

$$\eta_k = \frac{(1 + \alpha L_0) i_{3\alpha}^* - \alpha L_0 i_{2\alpha}^* - H_0 - \Delta i_f^*}{H_u} \quad \text{或}$$

$$i_{3\alpha}^* = \frac{f(\eta_k H_u + H_0 + \Delta i_f^*) + i_{2\alpha}^*}{(1 + f)} \quad (1-10)$$

② 焓差系数 α 的讨论

由于计算表明：(i) α 随温度的变化非常小，如 T^* 由 400°K 增加到 2400°K ， α 值在 2~3 之间变化；(ii) α 值比 αL_0 小的多。故由式(1-9)可知 $\frac{1 + \alpha L_0}{\alpha + \alpha L_0}$ 接近于 1，即 $i_{3\alpha}^*$ 和 $i_{2\alpha}^*$ 值是比较接近的。但这个差别在计算中还必需考虑。因此在制焓值表时同时也把焓差系数 α 随温度的变化列入表中。这样求燃烧温度 T_3^* 计算步骤如下：

- 1) 由式(1-10)计算 $i_{3\alpha}^*$
- 2) 令 $i_{3\alpha}^* = i_{2\alpha}^*$ 在焓值表上查出对应的焓差系数 α
- 3) 代入方程(1-9)求出 $i_{3\alpha}^*$
- 4) 由 $i_{3\alpha}^*$ 在焓值表中查出 T_3^*

(三) 燃烧室热力计算的库拉金法

在手头无焓值表的情况下也可以用库拉金所介绍的方法进行计算，由能量方程(1-2)当忽略燃油物理焓差的情况下可得能量方程如下：

$$G_a C_{p2\alpha} (T_2^* - T_0) + H_u \eta_k G_f = (G_a + G_f) C_{p3\alpha} (T_3^* - T_0) \quad (1-11)$$

同样可以把方程右端的余气系数为 α 的燃气分为 $\alpha = 1$ 的纯燃气和剩余空气两部分故有

$$(G_a + G_f) C_{p3\alpha} (T_3^* - T_0) = (G_f + G_f L_0) C_{p3\alpha-1} (T_3^* - T_0) + (G_a - G_f L_0) C_{p3\alpha} (T_3^* - T_0)$$

把上式代入(1-11)式可得

$$\eta_k = \frac{(G_f + G_f L_0) C_{p3\alpha-1} (T_3^* - T_0) + (G_a - G_f L_0) C_{p3\alpha} (T_3^* - T_0) - G_a C_{p2\alpha} (T_2^* - T_0)}{G_f H_u}$$

或

$$\eta_k = \frac{(1 + L_0) C_{p3\alpha-1} (T_3^* - T_0) + (\alpha - 1) L_0 C_{p3\alpha} (T_3^* - T_0) - \alpha L_0 C_{p2\alpha} (T_2^* - T_0)}{H_u}$$

考虑到

$$\alpha L_0 C_{p3\alpha} (T_3^* - T_0) - \alpha L_0 C_{p2\alpha} (T_2^* - T_0) = \alpha L_0 C_{p\alpha} (T_3^* - T_2^*)$$

故

$$\eta_k = \frac{\alpha L_0 C_{p\alpha} (T_3^* - T_2^*) + [(1 + L_0) C_{p3\alpha-1} - L_0 C_{p3\alpha}] (T_3^* - T_0)}{H_u} \quad (1-12)$$

其中 C_{pa} 为由 $T_2^* \rightarrow T_3^*$ 空气的平均定压比热
 C_{p3a} 为由 $T_0 \rightarrow T_3^*$ 空气的平均定压比热
 $C_{p3\alpha=1}$ 为由 $T_0 \rightarrow T_3^*$ 、 $\alpha=1$ 的纯燃气平均定压比热

$$C_{pa} = 0.224 + 0.0000472 \frac{T_2^* + T_3^*}{2}$$

$$C_{p3a} = 0.224 + 0.0000472 \frac{T_0 + T_3^*}{2}$$

$$C_{p3\alpha=1} = 0.234 + 0.0000676 \frac{T_3^* + T_0}{2}$$

由(1-12)及以上比热计算式便可以进行燃烧效率及供油量的计算。

(四) NASA (72374)方法

由方程(1-5)，忽略燃油物理焓差 Δi_f^* 可得

$$\eta = \frac{(G_a + G_f)C_{p3\alpha}(T_3^* - T_0) - G_a C_{p2a}(T_2^* - T_0)}{H_u G_f} = \frac{(1 + \alpha L_0)(T_3^* - T_0)C_{p\alpha} - \alpha L_0(T_2^* - T_0)C_{pa}}{H_u} \quad (1-13)$$

其中 $C_{pa} = 0.2419 - 0.818 \times 10^{-5}T + 17.91 \times 10^{-9}T^2 - 2.743 \times 10^{-12}T^3$

$$C_{p\alpha} = 0.2419 + 0.103f - (0.818 - 22.6f)10^{-5}T + (17.9 - 29.61f) \times 10^{-9}T^2 - (2.743 - 0.35f) \times 10^{-12}T^3$$

$$f = \frac{G_f}{G_a} \quad \text{为油气比, 上述比热关系式适用于}$$

$f = 0 \sim$ 恰当比 $f_{\text{恰}}$

$$f_{\text{恰}} = 0.0867 \left(\frac{1 + \frac{H}{C}}{1 + \frac{3H}{C}} \right) \quad \text{其中 } \frac{H}{C} \text{ 为燃料氢碳比}$$

当煤油 H/C 给定时即可用上式判定式(1-13)的使用范围。

II、加力燃烧室的热力计算

和主燃烧室一样,为了进行加力燃烧室的热力计算,解决燃烧效率、燃烧温度及供油量的计算问题,我们必须首先建立起加力燃烧室的能量守恒关系式。为此我们需要分析加力室进出口截面具有哪些能量,中间过程有哪些热量生成和散失。

设流入加力燃烧室的空气流量为 G_a

主燃烧室供油量为 G_{fk}

主燃烧室燃烧效率为 η_k

加力燃烧室供油量为 $G_{f\phi}$

加力燃烧室效率为 η_{ϕ}

主燃烧室加给加力燃烧室的未流燃油为 $(1 - \eta_k)G_{fk}$

其加力燃烧室进出口截面的能量和燃烧过程中生成的热量以及损失情况如图(1-4)所示。

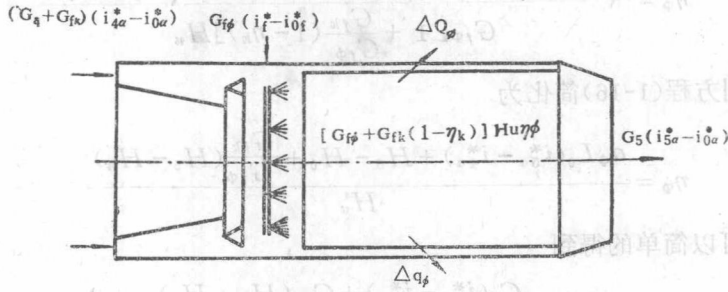


图 1-4 加力燃烧室能量分析图

(一) 燃烧室进口具有的能量:

1. 来流燃气具有的焓 $(G_a + G_{fk})(i_{4\alpha}^* - i_{0\alpha}^*)$
2. 加力室供油量 $G_{f\phi}$ 带入的焓 $G_{f\phi}(i_f^* - i_{0f}^*)$

(二) 燃烧室出口截面具有的焓 $G_5(i_{5\alpha}^* - i_{0\alpha}^*)$

(三) 中间加入和散失的能量:

1. 燃油燃烧放出的能量 $[G_{f\phi} + G_{fk}(1 - \eta_k)] H_u \eta_{\phi}$
2. 散热损失 ΔQ_{ϕ}
3. 声、光等其它形式的能量损失 Δq_{ϕ}

于是, 根据能量守恒关系可得能量方程如下:

$$(G_a + G_{fk})(i_{4\alpha}^* - i_{0\alpha}^*) + G_{f\phi}(i_f^* - i_{0f}^*) + [G_{f\phi} + G_{fk}(1 - \eta_k)] H_u \eta_{\phi} = (G_a + G_{fk} + G_{f\phi})(i_{5\alpha}^* - i_{0\alpha}^*) + \Delta Q_{\phi} + \Delta q_{\phi} \quad (1-14)$$

方程(1-14)为加力燃烧室的能量守恒关系式, 在加力燃烧室工作过程中损失项 ΔQ_{ϕ} 、 Δq_{ϕ} 和燃油带入的物理焓 $G_{f\phi} \Delta i_f^*$, 相对其它项数值很小, 工程上为简化计算常忽略不计, 此时方程(1-14)变为

$$(G_a + G_{fk})(i_{4\alpha}^* - i_{0\alpha}^*) + [G_{f\phi} + G_{fk}(1 - \eta_k)] H_u \eta_{\phi} = (G_a + G_{fk} + G_{f\phi})(i_{5\alpha}^* - i_{0\alpha}^*) \quad (1-15)$$

方程(1-15)的计算同样遇到了求混合气体的焓值问题, 此处和主燃烧室取同样的处理方法, 即把燃气分成 $\alpha = 1$ 的纯燃气和剩余空气两部分。

加力燃烧室进口截面的焓

$$(G_a + G_{fk})(i_{4\alpha}^* - i_{0\alpha}^*) = (G_a + G_{fk})i_{4\alpha}^* - (G_a + G_{fk})i_{0\alpha}^*$$

其中 $(G_a + G_{fk})i_{4\alpha}^* = G_a i_{4\alpha}^* + G_{fk} H_4 \quad (a)$

$(G_a + G_{fk})i_{0\alpha}^* = G_a i_{0\alpha}^* + G_{fk} H_0 \quad (b)$

加力燃烧室出口截面的焓

$$(G_a + G_{fk} + G_{f\phi})(i_{5\alpha}^* - i_{0\alpha}^*) = (G_a + G_{fk} + G_{f\phi})i_{5\alpha}^* - (G_a + G_{fk} + G_{f\phi})i_{0\alpha}^*$$

其中 $(G_a + G_{fk} + G_{f\phi})i_{5\alpha}^* = G_a i_{5\alpha}^* + (G_{fk} + G_{f\phi}) H_5 \quad (c)$

$(G_a + G_{fk} + G_{f\phi})i_{0\alpha}^* = G_a i_{0\alpha}^* + (G_{fk} + G_{f\phi}) H_0 \quad (d)$

把式(a)、(b)、(c)、(d)式代入能量方程(1-15)并适当化简整理可得: