

文章编号: 1000-8055(2009)01-0070-05

微型涡喷发动机燃烧室的设计研究

黎明, 吴二平, 索建秦

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为某微型涡喷发动机设计了一个蒸发管环形燃烧室. 根据发动机对燃烧室的性能要求, 设计了燃烧室的主要部件, 对燃烧室的流量分配及流程参数进行了数值计算. 参照发动机的总体结构, 设计了燃烧室的试验器, 对燃烧室进行了一定的性能试验. 结果表明, 所设计的燃烧室在结构方案、主要部件和总体性能方面基本满足设计要求.

关 键 词: 微型涡喷发动机; 燃烧室; 蒸发管; 主要部件; 数值计算; 性能试验

中图分类号: V235.11

文献标识码: A

Design and study of combustor for micro-turbojet engine

LI Ming, WU Er ping, SUO Jian qin

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An annular combustor with evaporation tubes was designed for certain micro-turbojet engine. According to performance requirements of the engine, designed main components of the combustor, calculated flow distribution and flowage parameters of the combustor. Refers to overall structure of the engine, designed test apparatus of the combustor and carried out the several performance experiments. The results show that the designed combustor meets the demand for structural project, main components and overall performance.

Key words: micro-turbojet engine; combustor; evaporation tube; main component; numerical calculation; performance experiment

小型及微型无人飞行器在执行诸如空中侦察、打靶训练、电子干扰、通信中继、环境监测、核辐射采样以及对地攻击等方面, 今后必将扮演越来越重要的角色. 随着近年来对无人飞行器发展的需求, 微型涡轮类发动机也相应地得到了很大的发展^[1-2]. 美国是世界上最先开展小型及微型涡轮类发动机技术研究的国家, 也是型号品种最多和技术最先进的国家. 1960 年, 美国 Williams 国际公司研制出了世界上最早的 265 N 推力的微型涡喷发动机 WR2-1, 它也是当今美国战斧式巡航导弹用涡扇发动机 F107-WR-100 的先驱机型^[3].

经过几十年不断地改进, 世界上航空技术发达国家的小型及微型喷气发动机技术获得了突飞猛进的发展. 这类发动机在设计上具有尺寸小、重量轻、结构简单、成本低、寿命短及使用维护方便等特点, 其燃烧室的供油方式主要采用压力雾化式、空气雾化式和蒸发管式, 而燃烧室多以回流和直流环形结构为主. 国内在消化吸收国外十多种型号燃烧室的基础上, 多年来进行了大量的相关研究, 也已能够自行研制出性能较高的小型及微型喷气发动机燃烧室.

针对西北工业大学研制中的一种推力为 510

收稿日期: 2008-07-24; 修订日期: 2008-11-28

基金项目: 西北工业大学科技创新基金(2003CR070001)

作者简介: 黎明(1965-), 男, 贵州德江人, 副教授, 硕士, 主要从事航空发动机燃烧室的性能研究.

N, 转速为 76 000 r/min 的微型涡喷发动机, 本文介绍了其蒸发管环形燃烧室的设计过程, 该发动机的主要结构为: 带整流罩的亚声速轴向进气机匣、单级离心式压气机、火药点火器、带 5 个 T 型

蒸发管的直流环形燃烧室、单级混流式涡轮、简单收敛尾喷管, 如图 1 所示. 根据发动机的总体结构和对燃烧室的性能要求, 该燃烧室的主要设计参数如表 1 所示.

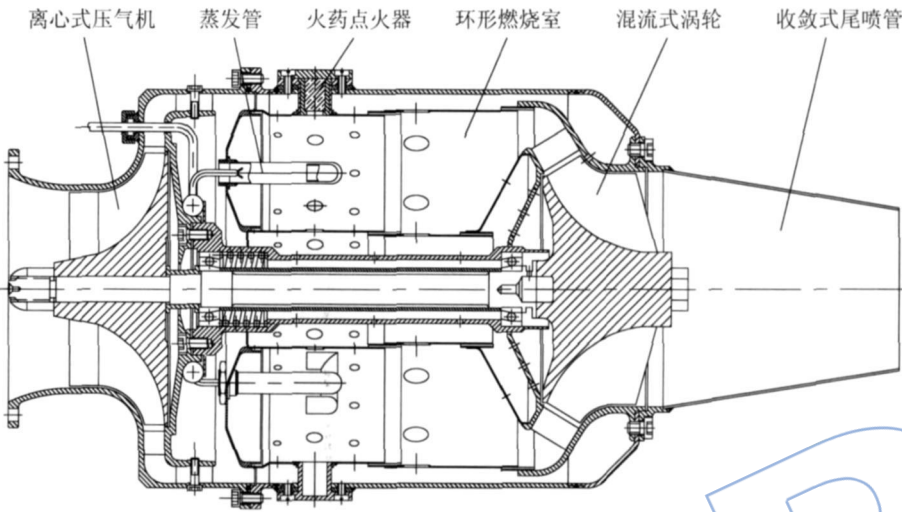


图 1 微型涡喷发动机的总体结构

Fig. 1 Overall structure of micro turbojet engine

表 1 燃烧室的主要设计参数

Table 1 Main design parameters of combustor

参 数	数 值
最大直径/mm	186
空气流量/(kg/s)	0.94
进口压力/MPa	0.41
进口总温/K	484
出口总温/K	1130
燃烧效率	0.97
总压恢复系数	0.95

1 燃烧室结构设计

1.1 结构方案选择

航空涡轮发动机的燃烧室按供油方式通常可主要分为三类, 即压力雾化式、空气雾化式和蒸发管式. 根据发动机的结构和性能特点、未来的用途及对燃烧室的主要性能要求, 所设计的燃烧室采用蒸发管环形的结构方案比较合适, 其理由是:

1) 结构简单, 火焰筒长度短, 供油压力较低. 这对减轻发动机的重量, 提高其推重比, 降低制造成本十分有利.

2) 燃烧效率高, 火焰清洁, 不易积碳和冒烟, 对火焰筒壁面的辐射热量少.

当然, 蒸发管环形燃烧室也存在着一一些缺陷, 如火焰稳定范围窄、燃油控制反应慢、设计和调试困难以及管壁有过热、烧蚀的危险. 但因为无人飞行器的飞行包线范围一般较小, 飞行状态相对单一, 因此燃烧室的稳定边界范围可以适当降低. 目前, 蒸发管环形燃烧室的使用可靠性已不存在问题, 因为在大小航空涡轮发动机上已有许多设计成功的先例^[4].

1.2 主要零部件

1.2.1 火焰筒

火焰筒采用高温合金(GH39)板料冲压焊接而成, 最大外径为 168 mm, 长度为 150 mm. 筒体分前后两段, 共设 4 排进气孔, 依次为头部孔、主燃孔、补燃孔和掺混孔, 如图 2 所示. 火焰筒的开孔面积可根据燃烧室流量分配的计算结果来确定. 对于环形燃烧室, 火焰筒与燃烧室横截面积之比的最佳值一般在 0.6~0.7 之间^[5], 由于燃烧室的直径已作为设计参数给出, 从而可确定出火焰筒的径向尺寸. 火焰筒的容热强度一般为 1200~6500 kJ/(m³·h·Pa)^[6], 通过适当选取火焰筒容热强度的数值并考虑和发动机的装配关系, 可确定出火焰筒的轴向尺寸.

为了防止火焰筒过热和烧蚀, 必须采取一定

的冷却措施. 燃烧室共设置了 3 道冷却气膜, 分别在火焰筒的头部、中部和尾部, 全部采用总压进气的波纹环引气方式, 从而对火焰筒进行保护.

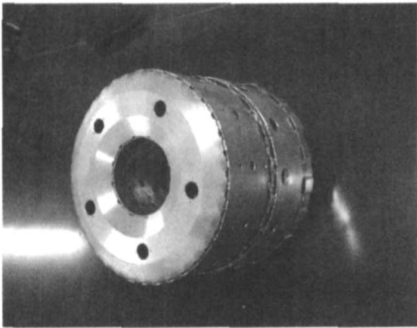


图 2 火焰筒
Fig. 2 Flametube

1. 2. 2 蒸发管和燃油喷嘴

蒸发管的结构形式通常可分为 L 型和 T 型两种, 为了获得良好的头部匹配, 目前对环形燃烧室有从 L 型逐渐向 T 型发展的趋势. 根据布局安装的方法, 可分为头部安装和火焰筒外筒腰部沿径向安装两种. 头部安装的优点是蒸发管较短, 结构紧凑, 不占用径向尺寸. 由于所研制的发动机对径向尺寸和重量均有严格的限制, 因此在设计中采用了头部安装的 T 型蒸发管. 5 个沿周向均布的 T 型蒸发管依靠锁紧螺母与火焰筒头部联接在一起, 每个蒸发管的安装座上有两个对称分布的固定销, 对蒸发管进行周向定位. 蒸发管采用不锈钢(1Cr18Ni9Ti)管材拼焊而成.

燃油喷嘴采用多头直射式喷嘴, 在输油圈上共焊有 5 个与蒸发管相匹配的喷油嘴, 每个喷油嘴上分别带有 3 个内径为 0.5 mm 的喷油针, 3 个喷油针互成 60° 角均匀分布, 以保证喷入蒸发管内的燃油散布均匀.

1. 2. 3 火药点火器

为了满足所研制的发动机对燃烧室重量和径向尺寸的严格要求, 专门为该发动机的燃烧室研制出了一次性使用的火药点火器, 如图 3 所示.

火药点火器通过 24 伏直流点电源引爆发火, 具有结构简单、体积小、质量轻、点火可靠、点火能量大及更换方便的特点, 其平均发火时间不低于 8 秒, 火焰长度不小于 50 mm. 通过控制装药种类、数量及装药压力, 可对点火器的点火能量、火焰长度及发火时间进行调整. 点火器装在点火器盒内, 点火器盒同时还起着火焰筒轴向和周向的定位作用.

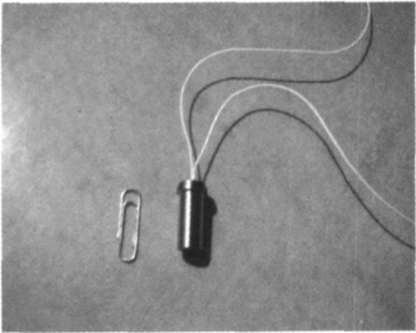


图 3 火药点火器
Fig. 3 Gunpowder ignitor

1. 2. 4 燃烧室内外壳体

燃烧室内外壳体均采用结构钢(30CrMnSiA)机械加工而成. 外壳体的前安装边与扩压器机匣的后安装边相联接, 其后端与涡轮导向器机匣和尾喷管的安装边相联接. 内壳体的前后端分别为前后轴承的轴承座, 其前端与扩压器机匣的锥形支板相联接, 后端与涡轮导向器机匣内支板的内孔相配合, 见图 1.

2 燃烧室流量分配及流程参数计算

燃烧室的理论设计只能是初步的、近似的, 其工作过程的性能指标能否达到设计要求, 最终还需要通过燃烧室的性能调试试验来完成. 但在总体结构设计的基础上通过一定的气动热力计算, 并借此确定出火焰筒进气孔的尺寸和分布, 可以有效地减少其性能调试试验的次数, 缩短试验周期, 节约试验成本, 并可大大提高设计的成功率.

根据燃烧室的总体结构和火焰筒的进气情况, 在燃烧室中选取 8 个计算截面作为计算模型, 从 1-1 截面到 8-8 截面依次为蒸发管出口、头部气膜孔、头部孔、主燃孔、补燃孔、中间气膜孔、掺混孔及尾部气膜孔, 如图 4 所示.

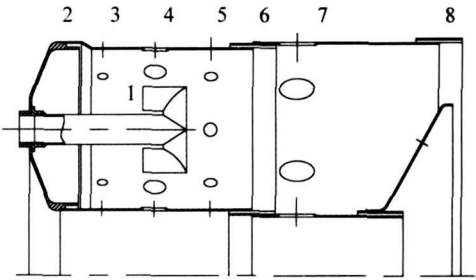


图 4 计算模型示意图
Fig. 4 Sketch of calculation model

表 2 流量分配及流程参数计算结果

Table 2 Calculation result of flow distribution and parameters

截面序号	余气系数	各排孔流量 /(kg/ s)	各排孔叠加流 量/ (kg/ s)	各截面流速 /(m/s)	各截面总温/ K	各截面总压 / MPa
1	0.269	0.065	0.065	5.32	1 413.2	0.399
2	0.377	0.026	0.091	6.36	1 413.2	0.399
3	0.596	0.052	0.143	8.83	1 413.2	0.399
4	1.322	0.176	0.319	29.87	2 145.7	0.394
5	1.683	0.087	0.406	32.43	1 897.3	0.389
6	1.944	0.075	0.481	33.37	1 814.1	0.389
7	3.561	0.378	0.859	46.37	1 151.7	0.388
8	3.935	0.081	0.940	114.29	1 130.3	0.388

借助一套适用于工程设计的自编程序,采用流阻法和一元流法对燃烧室的流量分配和流程参数进行计算. 首先用流阻法初步确定流过火焰筒各排射流孔的流量, 以其结果作为一元流法计算的初值, 然后利用一元流法依次计算火焰筒各截面的相关参数, 并对最后计算出的叠加流量进行校核. 如果所计算的各排孔流量的总和与燃烧室的进口流量之差达不到精度要求, 则应对火焰筒头部各排孔的流量进行调整, 然后根据重新分配的流量关系, 重复上述计算过程直到满足精度要求为止, 计算结果如表 2 所示.

从表 2 可见, 各截面的余气系数、各排射流孔的流量百分数及火焰筒内的温度分布和压力损失均处于合理范围内, 符合统计资料的要求.

3 燃烧室性能试验

由于燃烧过程的复杂性, 目前燃烧室的性能设计还只能依靠在整机和部件试验的基础上采

取半理论和半经验的方法进行. 燃烧室性能调试试验的目的就是要在保证燃烧室的设计方案不变和燃烧室总体结构尺寸也不发生大的改动前提下, 以检验其性能指标是否满足设计要求.

以一台罗茨风机作为气源, 在燃烧室进口压力为 0.12 MPa、进口温度为 484 K、进口流量为 0.28 kg/ s、出口温度为 815~1162 K 的条件下, 对燃烧室进行了燃烧效率特性和出口温度场均匀度试验, 实验系统如图 5 所示. 根据蒸发管燃烧室的特点, 试验中采用了进口速度、余气系数、进出口温度相等的条件来模拟燃烧室的设计工作状态.

为了尽可能真实模拟燃烧室的性能, 试验器的火焰筒、蒸发管、喷嘴组件、点火器及内流道的结构均与燃烧室的相同. 由于是地面台架试验, 因此试验器外壳和进口段的尺寸允许与燃烧室的稍有差别, 见图 6. 由于结构上的限制, 燃烧室出口温度场的测量截面选在涡轮通道后进行, 测量截面距燃烧室出口 75 mm, 采取四点周向均布并按

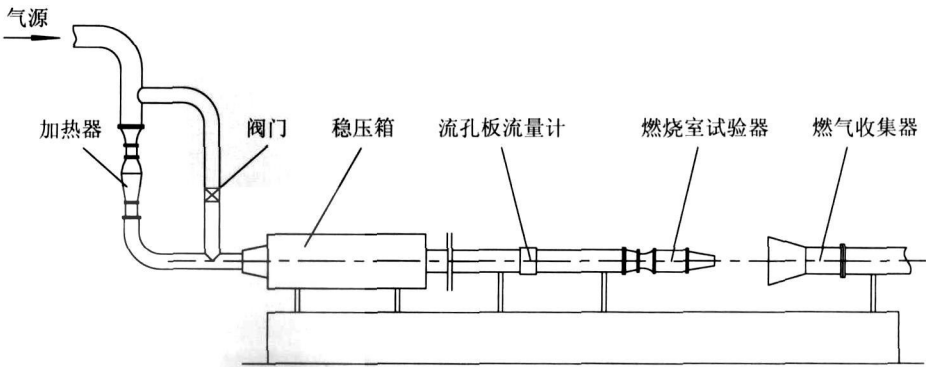


图 5 实验系统示意图

Fig.5 Sketch of experiment system

等环面规律测量温度场, 每支温度靶设 4 个测点. 虽然测量截面相当于无涡轮焓降的涡轮出口截面, 但根据以往的试验经验, 对燃烧室出口温度场的影响不大, 试验结果如图 7 和图 8 所示.

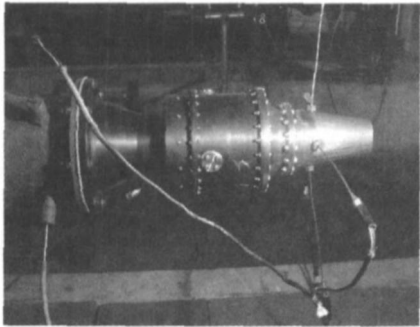


图 6 台架状态的试验器
Fig. 6 Test apparatus on platform

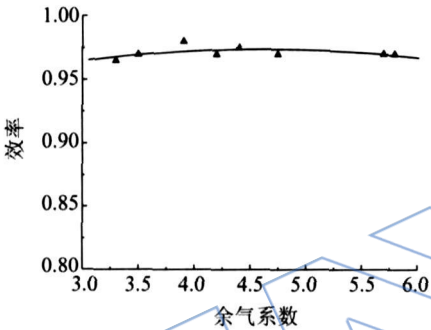


图 7 燃烧效率特性
Fig. 7 Characteristic of combustion efficiency

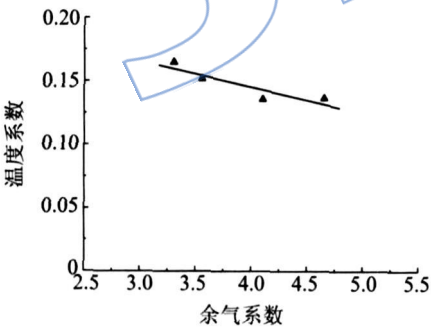


图 8 温度场均匀度
Fig. 8 Evenness of temperature field

由图 7 可以看出, 在试验范围内, 燃烧效率曲线几乎成为一条直线, 这完全符合蒸发管环形燃

烧室的工作特点, 即在一定的余气系数范围内, 燃烧效率较高, 几乎不随余气系数变化. 图 8 反映出燃烧室良好的出口温度场均匀度, 温度系数(OT-DF) 低于 20%, 说明火焰筒内气流组织合理, 燃烧均匀, 火焰较短.

4 结 论

通过对一台微型涡喷发动机燃烧室的设计研究, 本文可以得出以下结论:

- 1) 燃烧室的总体结构方案是正确的, 燃烧室的流量分配及火焰筒的开孔规律也是合理的;
- 2) 一定的性能试验结果表明, 蒸发管直流环形燃烧室和火药点火器用于微型涡喷发动机是完全可行的;
- 3) 燃烧室的各项性能要求之间往往是有矛盾的, 需要根据发动机的用途, 燃烧室的工作特点和性能要求, 统筹兼顾, 综合考虑.

由于阶段性研究工作比较有限并受气源条件的限制, 只能选做一些模化试验, 而燃烧室的性能最终还需要经过全工况试验和整机试验的检验.

参考文献:

[1] 郑涛. 弹用涡喷、涡扇发动机发展概况[J]. 推进技术, 1995, 16(1): 7-9.
ZHENG Tao. An introduction to development of turbojet and turbofan engines for missiles [J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(1): 7-9. (in Chinese)
[2] 田宝林. 世界无人机和巡航导弹用发动机发展概况[J]. 航空发动机, 2003, 29(4): 51-54.
TIAN Baolin. A survey of the development of engine for the unmanned aircraft and the cruise missile in the world [J]. Aeroengine, 1995, 29(4): 51-54. (in Chinese)
[3] 黄治国, 单鹏, 王延荣. 微型涡喷发动机结构设计研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(3): 206-209.
HUANG Zhiguo, SHAN Peng, WANG Yanrong. Structural design study of a microturbojet engine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(3): 206-209. (in Chinese)
[4] 侯晓春. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
[5] 焦树建. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 机械工业出版社, 1988.
[6] 彭泽琰. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.