

文章编号:1000-8055(2009)07-1443-06

高温高压蒸发型燃烧加热器的设计

黎 明, 吴二平, 唐 明

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为某热风洞试验台设计了一种高温、高压蒸发型煤油燃烧加热器, 根据热风洞试验台对加热器的性能要求, 设计了加热器的主要部件, 采用流阻法和一元流法, 对加热器的空气流量分配及流程参数进行了计算. 试验结果表明, 所设计的加热器在结构方案、主要部件和总体性能方面基本满足设计要求, 具有一定的适用性和工程实用价值.

关 键 词: 热风洞; 高温高压; 蒸发型; 加热器

中图分类号: V211. 754

文献标识码: A

Design of vapourization type combustion heater with high temperature and pressure

LI Ming, WU Er-ping, TANG Ming

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A vapourization type heater fueled by kerosene with high temperature and pressure was designed for the certain thermal wind tunnel platform. According to performance requirements of the heater, the main components were designed, the air flow distribution and flowage parameters were calculated by the methods of flow resistance and one dimension flow. The experimental results show that the designed heater meets the demand for structural project, main components and overall performance and is valuable for engineering application.

Key words: thermal wind tunnel; high temperature and pressure; vapourization type; heater

地面试验、飞行试验和数值仿真一体化的手段是研制喷气发动机燃烧室的技术途径, 而其中地面试验是基础^[1]. 燃烧室试验主要分为整机试验与部件试验两类, 其试验方法又可分为全工况试验和模化试验两种. 但不论是哪类或是哪种的燃烧室试验, 为了能在地面试验室内进行相关的试验研究, 必须建造能够模拟飞行状态的总焓、总压、马赫数和气体中氧气组分的地面热风洞设备, 从而保证能够在接近实际工作状态的条件下进行试验. 在地面试验中, 模拟气流焓值的方法是采用加热器来加热气流, 并保证试验气体中氧气组分

的含量与空气中的一致.

目前, 国内外采用的加热方法可分为直接加热和间接加热两种^[2], 具体的加热方式主要有燃烧加热、电弧加热、蓄热加热、激波加热等. 美国是最早研究燃烧加热器的国家, 上世纪 50 年代, 美国在建设 2.4384 m (8 ft) 高温结构风洞过程中, 建设了最高总温达 2 000 K 的甲烷燃烧加热器. 70 年代中期, 美国设计了用于高超声速推进试验研究的氢氧燃烧加热器, 其流量为 6.8~27 kg/s, 总温为 700~1 700 K, 最高总压为 3.4 MPa. 上世纪 70 年代, 前苏联的中央流体研究所 (TsAGI) 建设

收稿日期: 2008-12-12; 修订日期: 2009-05-16

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.

了煤油燃烧加热器,其总温为 1 000~2 400 K,总压为 3. 0~10 MPa,流量为 3~15 kg/ s. 现在的俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)也建设了分别采用甲烷、氢气和天然气为燃料的燃烧加热器,其出口总温为 2 000 K,最大流量为 50 kg/ s. 日本为了研制超燃冲压发动机,建设了最高温度为 1 600 K 的卵石床加热器,并采用美国 70 年代的技术,建设了流量范围为 8~35 kg/ s,最高温度可达 2 600 K 的氢氧燃烧加热器^[3].

总之,每一种加热方式都有其优缺点和适用范围,因此在加热器类型的选择和建设中不应盲目追求高性能和高指标,而应当根据各自现有的技术水平、研究对象、设备条件及经济基础等诸多因素来综合考虑. 本文根据某弹用喷气发动机燃烧室地面热风洞试验台对加热器的性能要求,设计了一种采用航空煤油作为燃料的高温、高压蒸发型燃烧加热器,其主要设计参数如表 1 所示.

表 1 加热器的主要设计参数
Table 1 Main design parameters of heater

参数	数值
空气流量/ (kg/ s)	3. 21
进口压力/ MPa	2. 205
进口总温/ K	300
出口总温/ K	1 914
燃烧效率	0. 97
温度系数	≤0. 15
总压恢复系数	0. 95
出口气体含氧量(质量比)/ %	23. 2

1 加热器的结构设计

煤油燃烧加热器按供油方式通常可主要分为三类,即压力雾化型、空气雾化型和蒸发管型. 由于蒸发管型具有结构简单、火焰筒长度短、供油压力低、燃烧效率高、不易积碳和冒烟及出口温度场容易控制等诸多优点^[4],因此所设计的加热器采用了蒸发管环形火焰筒的结构方案. 虽然蒸发管型燃烧室用于航空燃气轮机具有贫油熄火范围窄的缺点,但由于所设计的是用于地面试验设备的高温燃烧加热器,其出口温度一般不低于 1 173 K,所以在其工作过程中的油气比不会太小,其贫油熄火裕度是完全足够的.

所设计的加热器主要由进口段、中间段、出口

段、火焰筒、注油器、中心蒸发管和点火器等部件组成,其最大直径为 632 mm,轴向长度为 750 mm,加热器的结构如图 1 所示.

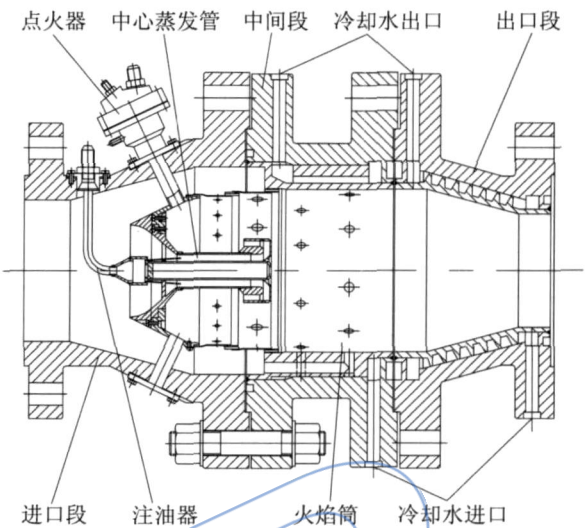


图 1 加热器的总体结构
Fig. 1 Overall structure of heater

1. 1 进口段、中间段和出口段

进口扩张段采用直线壁面造型规律,扩压比为 2. 4,单边扩张角为 13°,以保证气流在扩张通道中尽可能地稳定减速流动,不产生分离,减小压力损失和扩张段的长度. 进口段内不但安置有火焰筒头部的分流锥,而且还为注油器、点火器和火焰筒等部件提供支撑和定位.

中间段由外壳体和内筒体组焊成一个轴向通孔式水冷筒体,其后法兰上有 5 个径向进水口,冷却水首先从这 5 个进水口进入到一个环形通道,再通过沿周向均布的 54 个直径为 6 mm 的轴向通孔到达前法兰内的环腔,最后由 5 个径向出水口流出.

中间段的内筒体也是加热器火焰筒的中间段,其中有 18 条轴向通气孔分前后两排分别与火焰筒的补燃孔和掺混孔相通,这种结构设计的目的是为了缩短非水冷火焰筒壁的长度.

出口段的外壳体和内衬套组焊成一个螺旋式水冷收敛段,单边收敛角为 15°. 冷却水从后法兰上的两个进水口进入一个环腔,再通过螺旋距为 20 mm 的梯形螺旋槽到达前法兰内的环腔,最后由两个径向出水口流出. 进口段、中间段和出口段均采用不锈钢(1Cr18Ni9 Ti)锻件加工,并按两倍的设计压力对其壁厚进行了耐压强度校核.

1.2 火焰筒和中心蒸发管

火焰筒由分流锥、火焰筒头锥及火焰筒筒体等组装而成. 位于火焰筒前端的分流锥(见图 2)将进入加热器的空气分成一次空气和二次空气, 一次空气进入中心蒸发管内, 而二次空气则进入二股腔道内. 火焰筒前段依靠三个周向均布的定位销(其中一个为点火器的传焰管)进行固定, 其后段则插入加热器中间段的内筒体中, 从而实现火焰筒的轴向、径向和周向定位, 同时允许火焰筒工作时受热产生一定的热膨胀. 中心蒸发管由内筒、筒体、反向导流环及后端盖组焊而成, 如图 3、图 4 所示. 火焰筒筒体采用耐热钢(GH39)板材经冲压焊接而成, 而蒸发管则选用长期工作温度为 $950\sim 1100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的耐热钢(GH44)锻件制造.

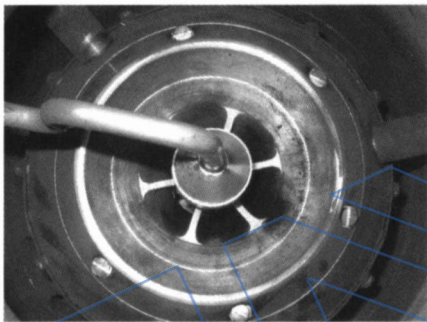


图 2 分流锥
Fig. 2 Cone of divided flow

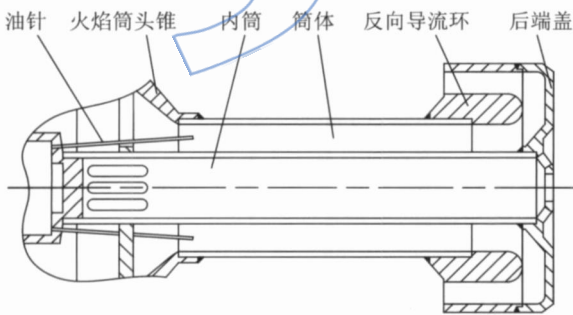


图 3 蒸发管结构示意图
Fig. 3 Sketch of vapour tube structure

火焰筒筒体虽然有二次空气从其外部流过, 但由于其内部近壁燃气温度很高, 很容易使材料过热, 因此必须采取一定的有效冷却措施. 加热器共设计了三道冷却气膜结构, 其中火焰筒头锥与筒体的搭接处为花键总压进气式气膜, 火焰筒的第一和第二段之间以及第二段和加热器中间段内筒的套接处均为波纹环总压进气式气膜, 从而对火焰筒进行保护.

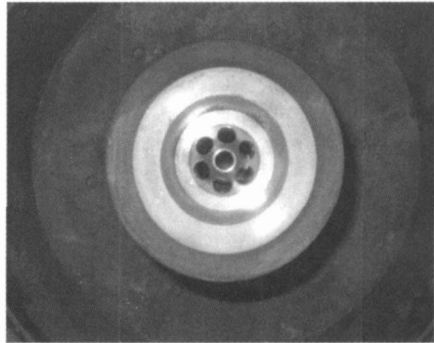


图 4 蒸发管后端
Fig. 4 Back view of vapour tube

1.3 注油器和点火器

注油器为油针式进油装置(见图 3), 油针座嵌入在蒸发管的内筒中, 保证 12 支油针中心对称地插入蒸发管筒体环腔的前端内. 进油嘴依靠其锥面用锁紧螺母固定在进口段上, 并且选择具有一定柔性的不锈钢弯管作为进油嘴与油针座之间的输油管, 以保证注油器能够实现良好定位和密封. 加热器采用 WP-5 发动机的火炬式点火器, 但对其外壳体进行了加大、加厚的改造, 以满足加热器的耐压要求.

1.4 蒸发管安全工作的措施

蒸发管既是加热器的关键部件也是易损部件, 尤其是在高温和高压下工作时, 如果设计不好有过热和烧蚀的危险. 加热器工作时, 蒸发管处于火焰包围之中, 其筒体部分依靠内壁流动的油膜蒸发吸热得到冷却, 而反向导流环及后端盖主要依靠两相混气沿金属内壁的流动进行冷却. 在设计过程中, 除了要选用优质耐热钢作为蒸发管的材料之外, 可通过适当地控制进入蒸发管内的一次空气量即蒸发管出口的余气系数来防止蒸发管内发生回火. 根据多年研制蒸发管型燃烧室的经验, 一般来说, 蒸发管出口的余气系数要控制在 0.3 以下, 否则容易发生回火, 而且工作压力越高, 蒸发管出口的余气系数应越小, 但当工作压力高于 4 MPa 时, 蒸发管内的回火现象几乎无法避免, 此时蒸发管型燃烧室的结构方案不宜采用.

2 加热器的有关计算

2.1 补氧量的计算

根据设计要求, 必须保证加热器出口气流中的含氧量与空气中的一致, 因此需要对加热器进

行补氧. 由于在加热器进口前补氧可以充分发挥富氧混气的强化燃烧作用, 获得较高的燃气温度, 减少排气冒烟和积碳, 并有利于扩大试验范围和提高试验质量, 所以设计中选择了在加热器进口前补氧的方案.

已知空气中的含氧量为 23.2 % (质量百分比), 1 kg 煤油完全燃烧时的理论氧气消耗量为 3.429 kg^[5]. 根据设计要求, 加热器出口气流中的含氧量应与空气中的一致, 即

$$\frac{0.232m_a - 3.429m_f + m_{O_2}}{m_a + m_f + m_{O_2}} = 23.2\% \quad (1)$$

式中 m_{O_2} 为补氧量, m_a 为进入加热器的空气流量, m_f 为加热器的供油流量.

2.2 空气流量分配及流程参数的计算

加热器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, 最终还需要经过其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, 并借此确定出蒸发管出口的余气系数和火焰筒进气孔的尺寸及分布, 可以有效地减少试验的次数, 提高设计的成功率.

根据加热器的总体结构和火焰筒的进气情况, 选取 9 个计算截面作为计算模型, 从 1-1 截面至 9-9 截面依次为蒸发管反向导流环出口、头部气膜孔、头部孔、中间气膜孔、主燃孔、蒸发管内筒出气孔、尾部气膜孔、补燃孔和掺混孔, 如图 5

所示.

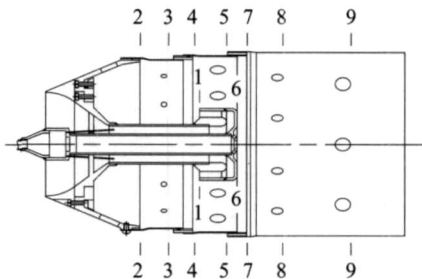


图 5 计算模型示意图
Fig. 5 Sketch of calculation model

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加热器的空气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加热器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, 满足设计要求.

表 2 空气流量分配及流程参数的计算结果
Table 2 Calculation result of air flow distribution and flowage 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	0.26	0.41	0.41	30.82	1724.56	2.13
2	0.39	0.16	0.57	8.52	1749.35	2.13
3	0.61	0.32	0.89	8.56	1794.60	2.13
4	0.74	0.18	1.07	9.89	1812.43	2.12
5	1.14	0.59	1.66	13.02	2279.93	2.12
6	1.38	0.35	2.01	15.92	2294.38	2.12
7	1.51	0.19	2.20	18.85	2286.61	2.11
8	1.84	0.48	2.68	21.33	2142.52	2.11
9	2.25	0.53	3.21	42.93	1914.27	2.10

3 加热器的性能试验

加热器性能试验的目的就是要在保证加热器的设计方案不变和加热器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。

以一套活塞式空气压缩机组作为气源(压力 0.39 MPa、流量 90 m³/min),对加热器进行了燃烧效率特性和出口温度场均匀度试验,试验系统如图 6 所示。

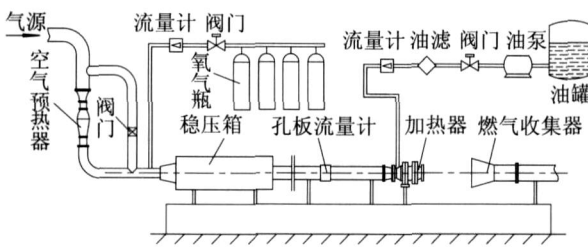


图 6 试验系统示意图

Fig. 6 Sketch of experiment system

根据所用气源的条件和加热器的工作参数,试验中采用了进口速度、油气比、进出口温度分别相等的方法来模拟加热器的实际工作状态,试验参数如表 3 所示。试验中采取 4 点周向均布并按等环面规律测量加热器的出口温度场,每支温度靶设 4 个测点,试验结果如图 7 和图 8 所示。

表 3 加热器的试验参数

Table 3 Experimental parameters of heater

参数	数值
进口压力/ MPa	0.38
进口温度/ K	298
进口流量/ (kg/ s)	0.54
出口温度/ K	1200~1920
供油量/ (kg/ s)	0.014~0.027
补氧量/ (kg/ s)	0.064~0.126

蒸发型燃烧加热器属于油气预混的供油方式。由于加热器工作时中心蒸发管处于火焰区,通过金属管壁会吸收大量的热,因此从蒸发管的反向导流环喷出的基本上是气态的富油混合气。当这部分富油混气与从二股腔道进入火焰筒头部的空气混合后,形成接近于燃烧恰当比的最适合于

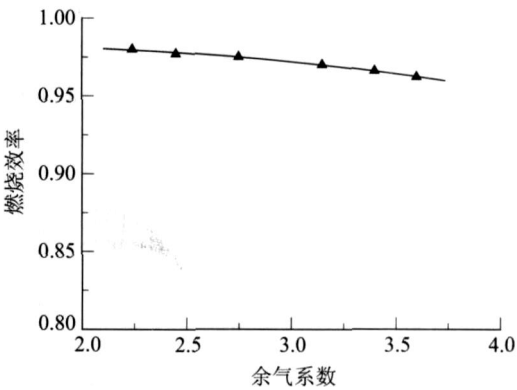


图 7 燃烧效率特性

Fig. 7 Characteristic of combustion efficiency

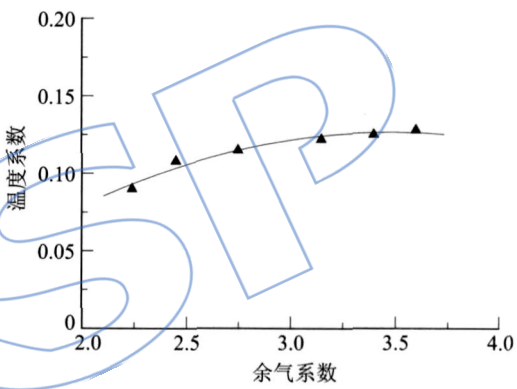


图 8 温度场均匀度

Fig. 8 Evenness of temperature field

燃烧的均匀混气,加之设计中采用了在加热器进口前补氧的方案,充分发挥了富氧混气的强化燃烧作用,因此加热器的燃烧效率高,排气冒烟和积碳少,温升大并且升温速度快。由图 7 可以看出,在试验范围内,燃烧效率曲线近似为一条直线,燃烧效率在 0.96~0.98 之间,这完全符合蒸发型燃烧加热器的工作特点,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。但当加热器余气系数增大时,由于加热器在比设计状态贫油的情况下工作,因而燃烧效率有所下降。蒸发型加热器形成的混气较为均匀,其燃油分布在很大程度上由气流控制,不受燃油流量限制,因此其出口温度分布均匀。图 8 反映出加热器良好的出口温度场均匀度,温度系数(OTDF)低于 13%,说明火焰筒内气流组织合理、燃烧均匀、火焰较短。但随着余气系数增大,供油量减少,加热器的工作状态偏离设计状态,可燃混气的形成质量有所恶化,混气的燃烧速率和燃气温度降低,因而导致贫油状态下的温度场均匀度有所下降。

4 结 论

通过上述的设计工作,本文可以得出以下结论:

1) 加热器的总体结构方案是正确的,加热器的流量分配及气动热力计算的结果也是合理的;

2) 从试验后的分解情况看,加热器的火焰筒和蒸发管完好,无过热和烧蚀现象,说明加热器的冷却结构是可靠的;

3) 一定的性能试验结果表明,加热器的性能参数能够满足热风洞试验台的工况要求.

由于受气源条件的限制,在设计过程中只能选做模化性能试验,而加热器的性能最终还需要经过全工况试验的检验.

蒸发型燃烧加热器由于结构相对简单,投资少,建设周期短,性能参数较高,因此具有较好的适用范围和工程实用价值.

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1988.
- [3] 钟梓鹏. 超燃用煤油燃烧加热器设计方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2005.
ZHONG Zipeng. Design method research of kerosene Heater used for scramjet[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2005. (in Chinese)
- [4] 陈炳录,唐明,吴二平. 蒸发型双腔大温升高均匀出口温度场燃烧室设计技术[J]. 航空动力学报,1998,13(1):96-98.
CHEN Binglu, TANG Ming, WU Erping. A double-chamber vaporizing combustor with high temperature rise and uniform exit temperature field[J]. Journal of Aerospace Power,1998,13(1):96-98. (in Chinese)
- [5] 彭泽琰. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2000.