

连续式高焓超声速预混加热器设计与分析^{*}

林志勇, 李大鹏, 周 进, 黄玉辉

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 为研究超声速燃烧和爆轰相关的机理问题, 提出了一种结合燃烧型加热器和阵列喷管的超声速预混加热器设计思想。通过预热燃烧室来提供总温可变的高焓富氧气流, 经过特征线型面喷管膨胀降温后, 在喷管扩张段的适当位置以一定角度喷入燃料, 经过混合段后形成所需的连续高焓总温和当量比可调的预混气流。通过对混合过程的数值模拟和预混气体的着火延迟时间分析了当前的预混高焓加热器的混合和自燃问题。在超声速气流中加入斜劈采用纹影技术进行激波点火实验, 并验证了当前的预混加热器设计是成功。

关键词: 超声速燃烧; 预混加热器设计⁺; 点火延迟; 激波诱导燃烧⁺

中图分类号: V231.26 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 06-0616-04

Design and analysis of continuous high-enthalpy supersonic premixed heater

LIN Zhi-yong LI Da-peng ZHOU Jin HUANG Yu-hui

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract A new method integrating the mirror nozzles into combustion heater is presented, aiming at experimental study for fundamental problem of supersonic combustion and detonation. The high-enthalpy fuel-lean flow with variable stagnation temperature is produced in preheated combustor, and fuel is injected into the flow with a special angle in the appropriate position where the temperature descends after expanding along the mirror nozzle. After the flow mixed in the mixing segment, the continuous supersonic premixed mixture with variable stagnation temperature and equivalence ratio is produced. Some preliminary numerical simulation and analysis are performed for the mixing process and ignition delay. Some shock-induced combustion wedge experiments with the high speed schlieren technology are conducted and the premixed heater is validated.

Key words Supersonic combustion; Premixed heater design⁺; Ignition delay; Shock induced combustion⁺

1 引 言

产生超声速预混气流是实验研究超燃和爆轰机理问题的基础, 当前的设计方案主要有两类: (1) 利用激波管或爆轰管再结合膨胀管生成脉冲式的超声速预混气流^[1,2]; (2) 先充分预混好混合气, 使得实验物体以超声速运动经过预混气, 比如冲压加速器中相关的斜爆轰实验^[3,4]。这两类设备有两个共同的缺点是: 产生的预混气的总焓受到限制, 混合气体的静温较低, 一般在 300 K 左右; 以脉冲方式工作, 实验时间较短, 一般只有毫秒量级。

但是爆轰与超声速燃烧过程都存在非稳态物理机理, 需要提供连续实验条件。另外, 混合气体的静温对这些过程的影响也是非常重要, 但这方面的实验研究也不多见。比如可燃气体的初温对爆轰起爆及发展过程影响的实验研究至今很少, 考虑的温度都是室温 300 K 左右。这主要是要在实验中形成高焓高静温的预混超声速气流难度较大, 需要同时解决两方面的问题: (1) 保证超声速气流有较好的混合均匀度。(2) 由于形成的是高温高焓的预混气, 需要保证它在进入实验段前不发生自燃^[5]。

为了解决以上问题, 国外早期也有过一些设计方

^{*} 收稿日期: 2006-06-06 修订日期: 2007-02-20

基金项目: 国家自然科学基金 (10272111)。

作者简介: 林志勇 (1978—), 男, 博士生, 研究领域为超声速燃烧机理。Email: linzy96@sohu.com

案^[6,7],先在燃烧室里产生富氧的高温高压气体,在燃烧室里喷入预混燃料。这种方案是在低速气流中内喷入燃料,能较好地生成预混气,但是燃烧室里温度很高,极容易发生自燃。另一种就是在气流膨胀降温后的喷管段内放置一些喷注装置顺流方向喷入燃料,但是因为气流为超声速,难以保证混合程度,并且外加喷注装置对流场干扰很大。本文采用阵列喷管的设计思想,提出了一种能产生较好品质的超声速预混加热器的设计方案。通过数值计算和局部区域的着火延迟对气流的混合和自燃进行了初步分析。最后通过激波诱导燃烧实验进一步验证了当前的连续式高焓超声速预混加热器设计是较为成功的。

2 试验装置设计

预混高焓加热器设计采用分段模块化设计思想,如图 1 所示。组件 1 为预热燃烧室,可产生连续总温可调的高温富氧燃气,燃烧室出口为一级收缩段,进行初步整流并实现流道型面由圆向方的过渡。

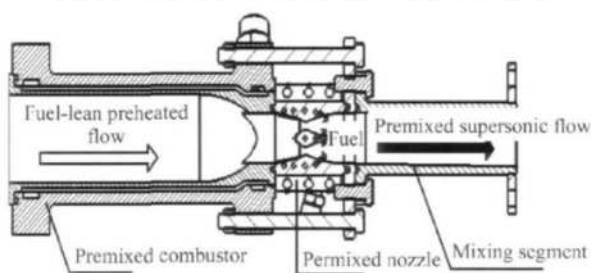


Fig 1 Schematic of premixed supersonic heater

组件 2 为预混喷管,在喷管型面上以一定角度喷入燃料得到预混气流。为了起到较好的混合效果,采用阵列喷管设计方法,即用多个并列的二维喷管来替代单个喷管,同时每个喷管型面上布置一排小孔喷入燃料,即相当于在超声速气流截面上多个位置喷入燃料进行混合,大大增加了混合效果。另外由于燃料喷注孔分布在喷管扩张的位置上,来流气流的静温因膨胀而降温,同时喷注角度和气流方向的夹角不大,可以保证燃料的喷入对超声速气流的干扰较小。这里考虑到所设计的加热器较小,只采用了两个喉部四个特征型面的阵列喷管,在每个型面上等间距布置了 5 个直径为 1mm 的喷注小孔,每个小孔喷入角度与轴向夹角为 30°。

组件 3 为混合段,保证燃料和预混来流能充分混合。为了弥补附面层的增长,混合段四个面略扩张。

实验中根据研究需要通过调节预热燃烧室中富氧燃气的总温来改变预混气的静温,同时控制总流量

来调节加热器出口压力。由于给定了喷管型面,喷管出口气流马赫数基本不变,可以通过调节静温来得到不同的气流速度。预混气当量比通过控制喷管段的燃料流量来调节。本次实验为了能直接在外界空气下进行试验,加热器出口压力设计为一个大气压。

3 计算分析模型

3.1 加热器混合分析模型

设计预混超声速加热器首先要求保证预混气混合均匀度。文中采用商业软件 Fluent 进行混合效果的初步分析。控制方程取为三维多组分 N-S 方程组,湍流模型为 $k-\varepsilon$ 标准的双方程模型。采用了有限体积法离散控制方程,离散方程采用隐式耦合求解方法。为了在不影响结果分析的基础上减少计算量,混合分析中不考虑燃烧,只考虑流动掺混过程。

3.2 计算区域和边条处理

为减少计算量,计算区域从预热燃烧室收缩段前开始,根据二维阵列喷管的几何对称性高度方向取总高度的 1/4 宽度方向也根据喷注孔排布的对称性取 1/5 总宽度,混合段长度取实际总长的一半,计算区域在长宽高三个方向上的最大尺寸为: $125 \times 4.97 \times 16.22 \text{ mm}^3$,总网格数为 66 万,计算网格见图 2。



Fig 2 Surface mesh of computing domain

计算边界条件为,燃烧室入口条件根据表 1 给定总压、总温以及预热燃烧室燃烧后的组分质量分数。喷管段预混燃料孔入口条件为总压、总温和氢气的流量,流量值按照最终混气体当量比为 1 计算得到。加热器出口气流为超声速流动,所有变量外推。上壁面和喷注孔壁面为固壁,其它均为对称面。

3.3 预着火分析方法

预混加热器设计的另一个关键问题是预着火问题。但是用简单几步总包反应模型远远不能得到精确的着火延迟时间,特别是对于低温的氧化反应过程^[8,9]。采用在很宽的条件下进行验证后的氢氧 8 组分 21 步反应模型。但是如果在 CFD 中采用这样的详细机理进行分析预着火现象,计算量极大。本文通过分析混合过程的计算结果可得到最容易发生预着火的局部区域,再采用等压绝热零维燃烧模型来分

析这些区域的着火延迟时间,并与这些气流在预混段的停留时间进行比较。如果着火延迟时间比气流的停留时间还短或相当,则预混气在混合段将发生自燃,否则不发生自燃。对于着火的判断标准有很多种,比如燃烧中某种自由基变化速率最大等,这里采用判断是温度比初始升高 500 K。

计算着火延迟的等压绝热零维燃烧模型如下

$$\begin{cases} \frac{dY_k}{dt} = \frac{\omega_k W_k}{\rho} & k = 1, \dots, K \\ \frac{dT}{dt} = -\frac{1}{\rho c_p} \sum_{k=1}^K (\omega_k W_k h_k) \end{cases}$$

K 为组分的个数; T 为混合物的温度; Y_k , W_k , h_k 和 ω_k 分别为第 k 种组分的质量分数、分子量、焓值和

摩尔生成速率; ρ 和 c_p 分别为混合物的密度和等压比热容; 以上方程采用 DVODE 程序包进行求解, 反应速率采用 Chemkin 子函数计算得到。

4 计算结果与讨论

4.1 混合程度分析

预热燃烧室内采用氢/空气燃烧同时补氧, 保证燃烧室出口气流的氧含量与空气中的氧含量相当。表 1 给出了一个典型的加热器设计工况及燃料流量, 表 2 为采用热力计算的方法计算出预混前加热器的出口工况。下标 0 和 e 分别表示燃烧室内的工况和预混段出口的参数。

Table 1 Design condition and parameter of combustor

T_0 /K	p_0 /MPa	γ	p_e /MPa	V_e /(m/s)	Ma	T_e /K	m_{O_2} /(g/s)	m_{N_2} /(g/s)	m_{air} /(g/s)
1 741	2	1.292 3	0.11	1 526	2.5	901	119	11.2	579.5

Table 2 Condition and mole fraction of species on the combustor outlet

T /K	p /MPa	H_2O	O_2	N_2
901	0.11	0.208 1	0.192 8	0.599 2

图 3 为计算氢气组分浓度分布图, 从图中可以看出氢气能在较短的距离掺混到流场中间。到出口处的截面, 混合区域变得较为均匀, 特别是在宽度方向上基本填充了流场。图 4 为计算温度分布图, 由于氢气喷入时总温为 300 K, 所以进入混合段的静温很低, 但是到出口截面位置, 温度总体上变得较为均匀。

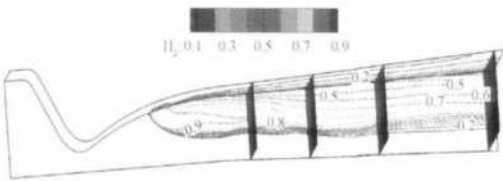


Fig. 3 Contour of H₂ mole fraction

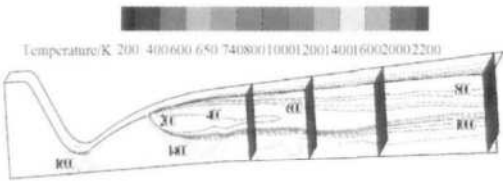


Fig. 4 Contour of temperature distribution

从以上的结果来看还是出现一定的组分和温度分层现象, 在靠近对称面局部区域内混合不好。这主

要是一方面本文为了减少计算量, 混合段的长度取了实际长度的 1/2 缩短了混合长度。最主要的原因是文中模拟两种气流的掺混过程采用了 $k-\epsilon$ 湍流模型, 而对于实际的超声速湍流混合过程中, 混合段将会产生各种尺度涡, 大大促使混合进行。所以实际混合过程将会更好。总的来说, 试验设计采用了阵列喷管的思想, 使每个喷注孔所需进行的掺混区域变小, 混合效果基本达到了设计目的。

4.2 预混加热器自燃分析条件

通过分析以上氢气组分场和温度场的分布图, 可以看出两个区域最可能出现预着火现象。一是附面层, 由于气流滞止静温较高, 达到 1 100 K, 但由于混合段长度较短, 附面层较薄, 另外这些区域混合物偏离当量比较大, 暂不考虑这些区域的预着火。二是在主流某些特定区域, 油气当量比接近 1, 最高温度 950 K。着火延迟分析见表 3。

Table 3 Parameter for ignition delay analysis

T /K	p /MPa	H_2O	O_2	N_2	H_2	τ /ms
950	0.101	0.104	0.096 4	0.299 6	0.500	12.2

由于气流在混合段流动速度平均为 1 500 m/s 左右, 混合段长度为 140 mm, 气体在混合段中的停留时间为 0.1 ms 量级。与着火延迟时间相比较, 气流在发动机中的停留时间比混合段内可能发生燃烧的着火延迟时间 12.2 ms 小很多。所以基本上可以排除氢/空气预混气流在混合段发生自燃的可能性。

5 激波诱导燃烧实验验证

为了进一步验证所设计的加热器是否解决了预着火问题,在超声速预混气流中加入斜劈,通过斜劈后的激波诱导燃烧的情况进行分析。实验的具体过程是加热器先单独工作 500 ms 采用高速纹影来得到斜劈后的激波角度。然后再喷入预混氢气产生预混超声速气流,再分析激波诱导燃烧后的激波角度。

加热器工作的关键参数为,加热器室压: 2.1 MPa 氧气的流量: 126 g/s 氢气: 14.5 g/s 空气: 560.6 g/s 预混氢气流量为: 14 g/s 预混气体的当量比为 0.5 左右。喷入预混氢气前混和段压力值为: 0.09 MPa 喷入预混氢气后压力为 0.101 MPa

从以上喷管的压力值来看,喷入预混氢气后压力有所上升,这主要是由于喷入预混氢气后气流的总流量增大造成的。

图 5 为无预混氢气斜劈后的纹影照片,图 6 为同一次实验喷入预混氢气后的纹影照片。从两图可以看出在喷入预混氢气前后,斜劈后都有明显的一道斜激波。说明在两种工况下来流气流都为超声速流动。如果在进入试验段前已经发生了燃烧,那么气流相对于斜劈为亚声速,这正说明了气流在进入试验段前并没有发生预着火。另外与图 5 相比,图 6 中激波角度明显较大,这是由于在喷入预混氢气后波后发生了燃烧,燃烧波对激波产生了作用导致激波角度变大。

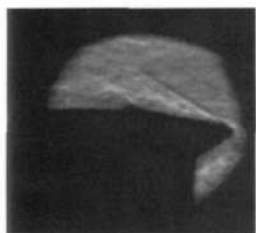


Fig. 5 Schlieren photo on the slope without premixed-hydrogen injected

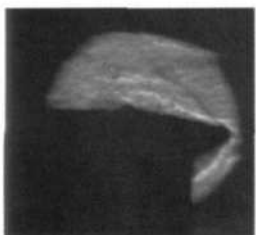


Fig. 6 Schlieren photo on the slope with premixed-hydrogen injected

当前实验测量采用高速纹影技术进行,分析其它

的纹影照片可以看出,在喷入预混氢气前,所形成的激波非常稳定,但是喷入预混氢气后激波角度发生了明显的抖动,激波角抖动的位置基本上介于图 5 与图 6 之间。在喷入预混氢气后在激波后形成了瞬时着火与熄火现象,而熄火后的激波角与没有预混氢气的激波角很接近,说明来流预混气体没有发生预着火。

6 结 论

文中提出了连续式高焓超声速预混加热器的设计方法,并通过 CFD 方法和建立等压绝热零维燃烧模型对预混效果及预着火问题进行了分析验证。可见当前设计的加热器能比较容易改变预混气流参数条件,产生较好流场品质。通过斜劈后的激波诱导燃烧试验,进一步验证了当前的试验设计,很好地解决了预着火问题。

致 谢:感谢田章福和赖林博士在设计上提供的帮助。

参考文献:

- [1] Chinitz W, Tamagno J, Eros J I. Premixed shock-induced combustion studies in the HYPULSE facility[R]. AIAA 92-3427.
- [2] 孙英英,韩肇元,司徒明,等.超声速预混可燃气流的点火与燃烧[J].工程热力学,2002,23(6).
- [3] Bruckner A P. The ram accelerator a technology overview[R]. AIAA 2002-1014.
- [4] 崔东明,范宝春,邢晓江,等.驻定在高速弹丸上的斜爆轰波[J].爆炸与冲击,2002,22(3).
- [5] 孙英英,司徒明,傅维铤.煤油-空气预混气流超声速燃烧数值研究[J].推进技术,2004,25(2) (SUN Yingying, SIU Ming, FU Weibiao. Numerical study on supersonic combustion of kerosene-air premixed flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2).).
- [6] Kailasanath K. Review of propulsion applications of detonation waves[J]. AIAA J., 2000, 38(9).
- [7] Rubins P M, Bauer B C. A review of supersonic combustion research at AEDC with hypersonic application[R]. AIAA 93-2326.
- [8] Connaire M O, Curran H J, Simmie J M, et al. A comprehensive modeling study of hydrogen oxidation[J]. International Journal of Chemical Kinetics, 2004, 36(11).
- [9] Pellett G L, Bruno C, Chinitz W. Review of air vitiation effects on scramjet ignition and flameholding combustion processes[R]. AIAA 2002-3880.

(编辑:梅 瑛)