

旁侧突扩加热器燃烧性能研究^{*}

陈静敏¹, 李志永¹, 王登云¹, 王红梅¹, 李立翰^{1,2}

(1. 北京动力机械研究所, 北京 100074;

2. 北京动力机械研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

摘 要: 为了研究旁侧突扩加热器的燃烧性能, 对已有的冲压发动机用旁侧进气突扩燃烧室燃烧性能进行了理论分析, 并通过了相关的试验验证工作。结果表明: 在来流总温 288K 时, 现有的冲压发动机的旁侧进气突扩燃烧室头部不能形成稳定的高温回流区, 所以不能维持稳定燃烧。为了提高旁侧进气突扩燃烧室的燃烧性能, 在继承现有的旁侧进气突扩燃烧室的突扩比的情况下, 由进气道等直段喷油改为转弯段喷油, 相邻进气道前后错开 200mm。计算结果表明优化后的旁侧突扩加热器的燃烧效率为 0.98, 满足加热器对燃烧效率的要求。

关键词: 旁侧突扩; 加热器; 燃烧性能

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2013) 12-1677-05

Combustion Performance Study of Side Dump Heater

CHEN Jing-min¹, LI Zhi-yong¹, WANG Deng-yun¹, WANG Hong-mei¹, LI Li-han^{1,2}

(1. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to study combustion performance of side dump heater, theoretical analysis is carried out to get the combustion performance of the ramjet dump combustor with comparable testing demonstration. The results indicate that stable combustion can not be obtained because of no high temperature recirculation zone in the head of existing ramjet combustor at incoming air total temperature 288K. In order to increase the performance of dump combustor, the ratio of inlet to combustor is the same as the existing dump combustor, then the injection sites are from the straight section to the turn section, and the adjoining inlets stagger 200mm from beginning to end. Simulation results indicate that the combustion efficiency of the optimized side dump heater is 0.98, it can meet the heater combustion requirements for the combustion efficiency.

Key words: Side dump; Heater; Combustion performance

1 引 言

高超声速冲压发动机飞行马赫数达到 6.0 以上, 其发动机的来流温度达到 1600K 以上, 而高超声速冲压发动机自由射流所需的空气流量可达 200kg/s 以上, 因此对冲压发动机试验技术提出了更高的要求, 而加热器作为试验台模拟技术的核心也得到了更多人的重视^[1~3]。加热器的应用研究、补氧性能计

算、加热器燃料流量计算等研究也越来越多^[4~6], 加热器的发展反过来也促进了冲压发动机的快速发展。

高超声速冲压发动机自由射流试验要求加热器模拟时间短、耐高压、结构简单和热惯性小等特点, 而常规加热方式(直接加热、间接加热、电加热和蓄热式加热等)中, 只有直接加热方式能够满足以上要求^[7,8]。吸气式发动机的直连试验所选用的加热器多采用航空涡轮发动机, 高超声速冲压发动机自由射

* 收稿日期: 2013-09-27; 修订日期: 2013-10-12。

作者简介: 陈静敏 (1979—), 女, 硕士, 工程师, 研究领域为冲压发动机设计。E-mail: cjm_xuan@163.com

流台加热器的压力高达 8MPa,现有的航空涡轮发动机内的火焰筒和火焰稳定器不能承受如此高的压力;而没有机械式火焰稳定器旁侧突扩燃烧室的燃烧室结构简单,利用进气道的来流空气进行燃烧室后,在燃烧室内进行激烈的碰撞,在燃烧室头部形成回流区,在燃烧室下游部位形成螺旋柱状漩涡,燃烧室头部的回流区作为稳定的高温区,可以持续不断的为燃烧室提供热源,使燃料在燃烧室内燃烧,具有较高的燃烧效率^[9-11]。该型旁侧进气突扩燃烧室具有结构简单,耐压高,维护方便,适用范围更广,试验台换装简便等优点,可以作为高超声速冲压发动机自由射流台试验台的加热器使用。

现有的旁侧进气突扩燃烧室作为冲压发动机的燃烧室使用时,其飞行马赫数较高,燃烧室进气温度也比较高,有利于燃油的雾化、蒸发,便于组织燃烧;但是作为地面试验的加热器使用,来流的温度是低温状态,燃油液滴雾化、蒸发比较困难,燃烧室内更接近于燃油液滴的燃烧组织方式。因此本文在已有的旁侧进气突扩燃烧室研究基础上,对旁侧进气突扩燃烧室作为加热器使用的燃烧性能进行了数值模拟和试验研究,通过改变燃烧室的进气方式和喷油方式,对现有的方案进行了优化。

2 加热器的燃烧性能指标

- 加热器的燃烧性能指标如下:
- (1) 加热器燃烧完全系数不小于 0.95;
 - (2) 压力场、温度场不均匀度不大于 $\pm 3.0\%$ 。

3 原准样机的数值模拟及试验研究

根据目前已有的旁侧进气突扩燃烧室作为原准样机,进行相应的数值模拟和试验研究工作。

3.1 数值模拟

3.1.1 物理模型

本文的研究对象是已有的四进气道旁侧进气突扩燃烧室,其结构示意图如图 1 所示。

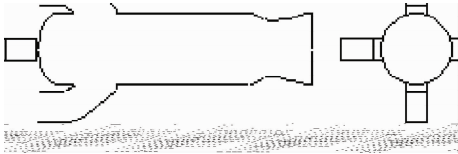


Fig. 1 Diagram of dump combustor

本文考虑到燃烧室结构的对称性,取燃烧室结构的 1/4 作为计算对象,包括限流喉道,扩张段、喷口

段、转弯段、燃烧室和喷管,其示意图如图 2 所,并选用四分之一模型作为计算对象。

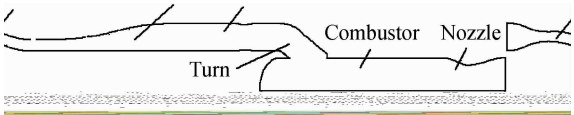


Fig. 2 Diagram of computational model

3.1.2 数学模型和边界条件

采用商业软件 FLUENT 对计算模型进行三维流场分析,采用 Pressure-based 耦合求解器, $k-\epsilon$ 两方程湍流模型。

以现有的冲压发动机旁侧突扩燃烧室为原准样机进行研究,现有的旁侧突扩燃烧室作为导弹动力装置的核心装置,由于冲压发动机飞行马赫数高(大于 2.0),其燃烧室来流温度较高,但作为加热器使用时,燃烧室来流温度为常温空气或低温空气,为了便于说明问题,本文选取两种典型来流温度状态点进行研究,分别为低温 288K(作为加热器使用时,设定为状态 1)和高温 575K(作为冲压发动机燃烧室使用时,设定为状态 2),其具体的边界条件如表 1 所示。

Table 1 Boundary conditions of original model

State number	State 1	State 2
Total flux/(kg/s)	47.5	47.5
Fuel flux/(kg/s)	3.0	3.0
Total temperature of inlet air/K	288	575
Exit pressure/MPa	0.1	0.1

进气道入口采用流量边界条件,喷管出口采用压力边界条件,壁面为绝热无滑移壁面,燃油的喷嘴在喷油段壁面附近,为直射式喷嘴。喷管出口压力为 0.1MPa。

3.1.3 计算结果分析

针对表 1 的边界条件,进行 FLUENT 热态流场计算。计算结果显示,以现有的冲压发动机旁侧突扩燃烧室作为原准样机时,288K 来流总温时,燃烧室不能维持燃烧;在 575K 来流温度时,燃烧室能够维持燃烧,来流温度 575K 状态点的温度云图见图 3,图 4。

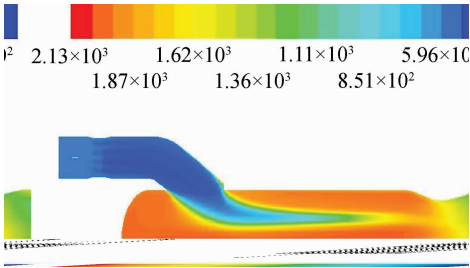


Fig. 3 Static temperature of symmetry at 575K

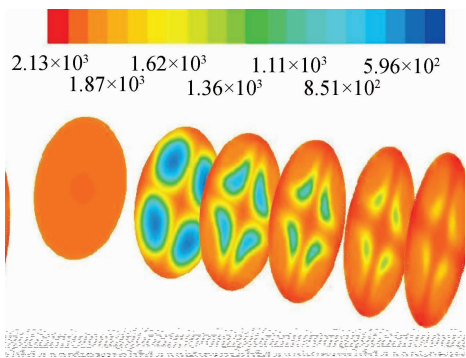


Fig.4 Static temperature of cross section at 575K

通过式(1)的燃油燃烧完全系数来衡量燃烧室的燃烧效率

$$\eta = 1 - \frac{\dot{q}_{mf}}{\dot{q}_{mf} - Total} \tag{1}$$

式中 $\dot{q}_{mf}$ 表示燃烧室出口还没有参加燃烧的燃油量, $\dot{q}_{mf} - Total$ 为喷注进入燃烧室的燃油总量。

由式(1)计算得到,575K 来流条件时,燃烧室的燃烧效率为 0.98。

经分析可知,288K 来流温度条件时,燃烧室入口的来流温度较低,进气道喷注燃油后,进入燃烧室的燃油的蒸发量不超过 15%,燃料大部分是以液滴的形式进入燃烧室,燃油液滴在空气气动力的带动下,液滴在气流中也不易随气流的旋转,因此进入燃烧室封头部位的液滴的量也很少,进入封头的燃油量仅占总量的 3%,而进入封头的空气量占总量的 10%,燃烧室封头部位处于贫油状态。

由于高温状态燃烧室入口的来流温度较高,由进气道喷入的燃油很快蒸发,到燃烧室入口处,燃油基本蒸发完毕,即进入燃烧室的燃油全部汽化,燃烧室入口的油气混合物类似于燃油和气体的均匀混气,通过计算可知,进入封头的空气量占总空气量的 6.4%,燃油占燃油总量的 4.8%,封头部位油气比比与燃烧室平均的油气比基本相同,燃烧室封头适合组织燃烧。

计算结果表明:当来流温度为 575K 状态,燃烧室燃烧效率较高,当来流温度为 288K 时,原准样机封头部位处于贫油状态,燃烧室不能稳定燃烧,即现有的冲压发动机旁侧突扩燃烧室不能满足加热器对燃烧性能的要求。

3.2 试验研究

3.2.1 试验设备

采用直连式试验对表 1 的两个试验状态进行试

验验证。

其试验设备^[12]如图 5 所示,由稳定罐、进气道喉道、扩张段、转弯段、燃烧室和喷管组成,其中进气道与稳定罐连接。

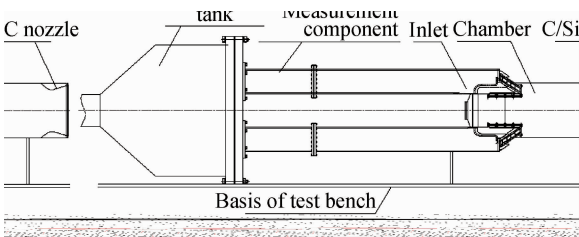


Fig.5 Schematic diagram of experiment

试验设备中,限流喉道的面积为 A_t ,按照式(2)计算得到试验模拟总压,按照图 7 的试验设备进行试验,获取燃烧室的性能数据。

$$q_{air} = \frac{0.04042 p_t}{\sqrt{T_t}} A_t \tag{2}$$

3.2.2 试验结果分析

对表 1 的 288K 来流条件进行试验研究,由试验录像可知,试验台发出点火指令后,尾喷管出口出现火焰,随后很快熄灭,燃烧室没有稳定燃烧。

其点火器的工作信号和燃烧室内的总压数据如图 6 所示,由图 6 可知,试验台发出点火指令后,点火器工作正常,燃烧室内压力开始爬升,但是爬升速率很低,之后燃烧室压力逐渐降低至点火前压力,说明点火器开始工作后,燃烧室内局部区域开始燃烧,但在点火器工作结束后,燃烧室内压力随着下降至点火前压力,说明燃烧室内的火焰随着熄灭。

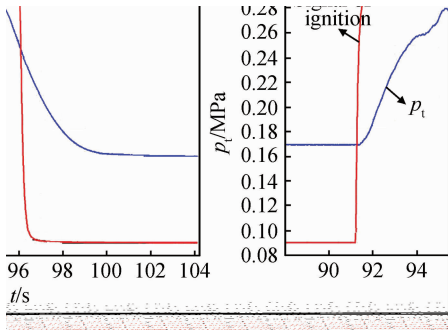


Fig.6 Experimental data at 288K

对表 1 的 575K 来流条件进行试验研究,由试验录像可知,试验台发出点火指令后,尾喷管出口火焰明亮,燃烧室燃烧稳定。试验数据如图 7 所示,由图 7 可知,发动机点火正常,对试验数据进行进一步分

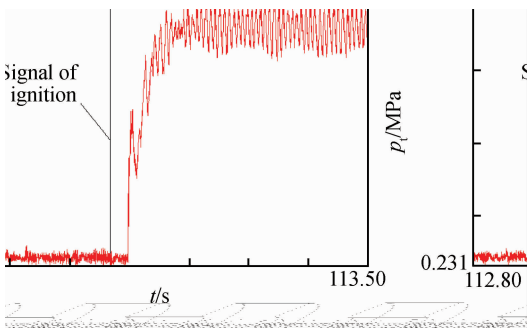


Fig. 7 Experimental data at 575K

析,其燃烧完全系数为 0.94。

表 1 中两种状态的试验结果与 FLUENT 流场计算结果相符,说明采用 FLUENT 商业软件对旁侧进气突扩燃烧室进行数值模拟的方法来研究旁侧突扩加热器的燃烧性能是可行的;旁侧突扩燃烧室作为加热器使用,需要在原准样机的基础上进行优化设计,使燃烧室头部处于合适的油气比状态,以供给整个燃烧室源源不断的点火能量。

4 优化模型及计算结果分析

4.1 优化模型及边界条件

根据以上计算分析及试验结果,结合加热器工作压力高的特点(高达 8MPa),对现有的旁侧突扩燃烧室做以下优化:

- (1) 进气道由矩形结构变为圆形结构。
- (2) 喷油部位由进气道等直段喷油改为转弯段喷油。
- (3) 四个进气道中,相邻进气道前后错开 200mm。

其优化模型具体如图 8 所示。

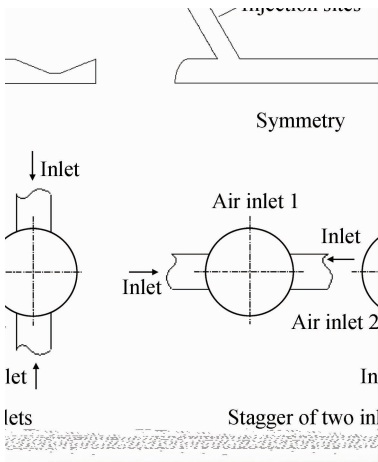


Fig. 8 Optimized model

与原有模型进气道等直段喷油方式相比,在进气道转弯段部位喷射酒精,可以减少酒精液滴在气流中的折转和碰壁现象,同时四个进气道中相邻的进气道前后错开 200mm,使燃烧室头部能够维持一个稳定燃烧的合适的油气比范围,以满足稳定火焰的作用。

优化模型计算边界条件如表 2 所示。

Table 2 Boundary conditions of optimized model

Air flux/(kg/s)	165.1
O ₂ flux/(kg/s)	42.4
Total flux/(kg/s)	221.5
Ratio of oxygen	0.387
Alcohol flux/(kg/s)	14
Total temperature of air/K	278

4.2 计算结果分析

根据 4.1 的优化模型和边界条件进行 CFD 流场计算分析,燃烧室对称面和燃烧室出口的静温云图如图 9 和图 10 所示。

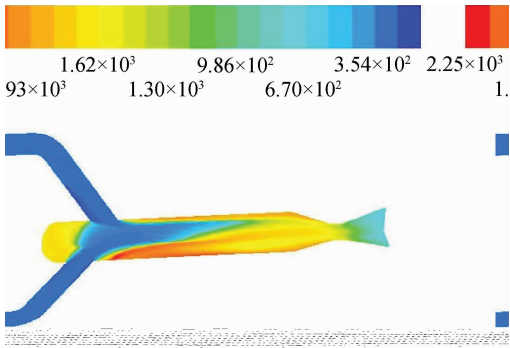


Fig. 9 Symmetry static temperature of optimized model

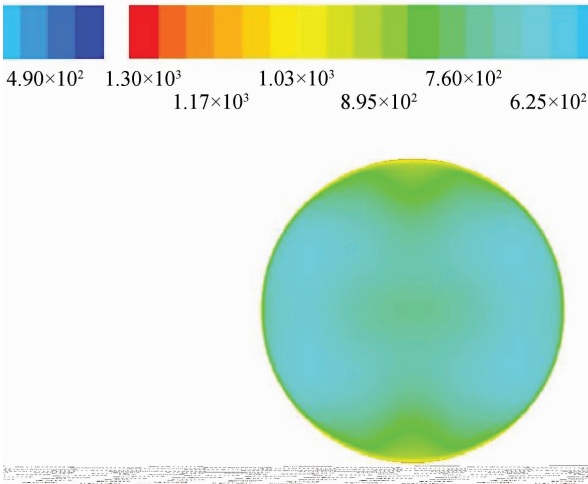


Fig. 10 Combustor exit static temperature of optimized model

由图 9 和图 10 可知,该优化模型在封头部位形

成的稳定的高温区,能够使酒精液滴在燃烧室内充分燃烧,根据式(1)计算得到该优化模型的燃烧完全系数为0.98,能够满足加热器使用的要求。

定义燃烧室出口部位的温度不均匀度用式(3)和式(4)计算,总压不均匀度用式(5)和式(6)计算。

$$\bar{T}_t = \sum_{i=1}^{i=N} (A_i T_{ti}) / \sum_{i=1}^{i=N} A_i \quad (3)$$

$$\zeta_T = \left(\sum_{i=1}^{i=N} A_i |T_{ti} - \bar{T}_t| \right) / \left(\sum_{i=1}^{i=N} A_i \bar{T}_t \right) \quad (4)$$

$$\bar{p}_t = \sum_{i=1}^{i=N} (A_i p_{ti}) / \sum_{i=1}^{i=N} A_i \quad (5)$$

$$\zeta_p = \left(\sum_{i=1}^{i=N} A_i |p_{ti} - \bar{p}_t| \right) / \left(\sum_{i=1}^{i=N} A_i \bar{p}_t \right) \quad (6)$$

式中 ζ_T 和 ζ_p 分别表示温度不均匀度和压力不均匀度。

由以上公式计算得到该优化模型的燃烧室出口的总温不均匀度为13.6%,不满足加热器指标要求,总压不均匀度为0.6%,满足加热器指标要求。

由以上分析可知,除燃烧室出口不均匀度之外,优化模型的燃烧完全系数和压力不均匀度能够满足加热器性能指标要求。

5 结 论

通过本文研究,得出以下结论:

(1)现有的冲压发动机旁侧进气突扩燃烧室在来流总温为575K时,燃烧室燃烧性能良好,燃烧效率为0.94;但在来流总温288K时,燃烧室不能维持稳定燃烧。

(2)优化后的加热器模型燃烧效率为0.98,燃烧性能满足加热器性能指标要求。

(3)优化后的加热器模型出口总压不均匀度满足加热器指标要求,但总温不均匀不满足加热器指标要求,需要进一步优化。

参考文献:

[1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(上)[M]. 北京:宇航出版

社,1992.

- [2] 刘兴洲. 中国超燃冲压发动机研究回顾[J]. 推进技术, 2008, 29(4). (LIU Xing-zhou. Review of Scramjet Research in China [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(4).)
- [3] 郑日恒. 冲压发动机技术的发展动向与评论[J]. 飞航导弹, 2004, (1).
- [4] 李小平, 葛李虎, 栾希亭. 加热器在冲压发动机试验技术中的应用研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(3).
- [5] 王裕人, 刘敬华. 补氧加热器性能计算分析[J]. 推进技术, 1991, 12(3). (WANG Yu-ren, LIU Jing-hua. Performance Analysis of Heater with Oxygen Supplement [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1991, 12(3).)
- [6] 郝大琦, 黄卫东. 冲压发动机试车台空气燃烧加热器流量参数计算[J]. 海军航空工程学院学报, 2006, 21(1).
- [7] 于守志, 刘兴洲, 强十思, 等. 飞航导弹动力装置试验技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [8] 张新宇, 陈立红, 顾洪斌, 等. 超燃冲压发动机试验设备与试验技术[J]. 力学发展, 2003, 33(4).
- [9] 王卫东, 刘兴洲. 侧面突扩燃烧室冷态流场可视化研究[J]. 推进技术, 1994, 15(4). (WANG Wei-dong, LIU Xing-zhou. Flow Visualization and 3D Numerical Study on Cold Flow Field in a Side Dump Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1994, 15(4).)
- [10] 陈静敏. 旁侧进气冲压发动机突扩燃烧室流场数值模拟[D]. 北京: 北京动力机械研究所, 2007.
- [11] Jingmin Chen, Riheng Zheng. A Computational Study for Non-Reacting Flow of Side-Dump Combustor Using Large-Eddy Simulation [R]. AIAA 2007-1189.
- [12] 李志永, 陈静敏, 李立翰, 等. 冲压发动机针刺C/SiC喷管的烧蚀行为研究[J]. 推进技术, 2013, 34(7). (LI Zhi-yong, CHEN Jing-min, ZHENG Ri-heng, et al. A Study on Ablation Behavior Needled C/SiC Composite Nozzle for Ramjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(7).)

(编辑: 张荣莉)