

GH₂/GO₂ 涡流冷却透明燃烧室 方案设计及试验研究

路 强, 俞南嘉, 李恭楠, 王化余, 李家文
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京, 100191)

摘 要: 涡流冷却是一种新型的推力室冷却技术, 采用该技术可以简化推力室结构、降低成本, 并提高系统可靠性。本文在综合国外研究成果的基础上, 对涡流冷却技术进行了理论分析, 设计出推力室结构, 采用石英玻璃加工燃烧室圆柱段部分, 并用高速摄影仪记录了燃烧室内的火焰图像。研究表明, 涡流冷却透明燃烧室方案是可行的, 燃烧稳定段燃烧区域占燃烧室的 55%~60%。

关键词: 涡流冷却; 透明燃烧室; 可视化方案

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 02-0001-05

Design and experiment research of GH₂/GO₂ vortex-cooling transparent combustion chamber

LU Qiang, YU Nan-jia, LI Gong-nan, WANG Hua-yu, LI Jia-wen

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Vortex-cooling is a new thrust chamber cooling method. This technology can simplify the thrust chamber structure, reduce cost and increase system reliability. Based on the research findings of foreign countries, the vortex-cooling technology was analyzed theoretically, the structure of thrust chamber was designed, quartz glass was adopted to make the cylindrical part of the chamber, and the flame images were recorded by a high-speed camera. The results show that the design scheme of GH₂/GO₂ vortex-cooling transparent combustion chamber is feasible. The combustion zone occupied 55%~60% of the combustion chamber designed with this scheme in the stable period of combustion.

Keywords: vortex cooling; transparent combustion chamber; visualization scheme

收稿日期: 2012-10-15; 修回日期: 2012-12-28

作者简介: 路强 (1989—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机

0 引言

液体火箭发动机内高温、高压燃气与燃烧室壁面之间存在巨大的对流换热和辐射换热,所以必须采用有效的冷却措施,否则现有的工程材料将无法承受,从而导致发动机烧毁。再生冷却、膜冷却、发汗冷却等推力室冷却方法的针对性都很强,对特定类型的推力室适用,却不一定适合其它类型的推力室,所以人们一直在寻求一种能够广泛运用的冷却技术。

参照龙卷风以及旋风分离器的原理而设计的推力室涡流冷却技术是由美国轨道公司提出的一种新型推力室冷却技术。采用该技术设计的涡流冷却发动机与传统液体火箭发动机的区别在于,它不是在头部喷注推进剂,而是在燃烧室后部(即燃烧室与喷管连接处)切向喷入氧化剂。氧化剂在燃烧室尾部压差的作用下,紧贴燃烧室侧壁形成强烈的旋涡流动,逆向流到燃烧室头部,与喷注器喷入的燃料混合,在燃烧室的中心区域又形成一个方向相反的旋涡。氧化剂和燃料在这个旋涡区内燃烧,形成高温的燃气流向喷管。因为外层未燃烧的氧化剂将高温燃气区与壁面隔离,从而可以大幅度降低壁面温度,达到高可靠性、长时间工作和采用廉价材料的目的。

本文分析了涡流冷却技术的原理,给出了燃烧室可视化方案,并对 CH_4/CO_2 涡流冷却透明燃烧室试验结果进行了分析讨论。

1 涡流技术的原理分析

涡流冷却发动机的关键技术之一是氧化剂形成的内外两股涡流结构。外部涡流结构对燃烧室壁面的冷却保护很重要,同时也影响着内部涡流与燃料的掺混和燃烧,所以建立了理论模型,通过理论计算求出涡流结构的速度分布和燃烧室内压力分布对本文研究工作有较大的帮助。

由于涡流结构主要存在于燃烧室内,喷管部分对涡流的结构影响较小,所以建立的理论模型无需考虑喷管部分。最后得到的理论分析模型如

图1所示。根据模型的结构特点,为了计算方便,本文采用柱坐标进行计算。

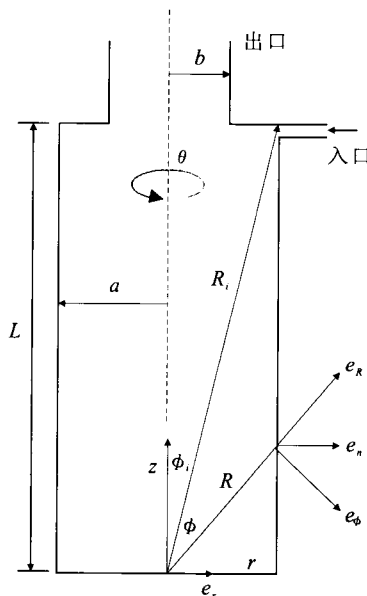


图1 涡流冷却理论分析模型

Fig. 1 Theoretical analysis model of vortex-cooling

考虑燃烧室内燃气的流动状况,为简化问题分析,假定整个系统是定常、旋转、轴对称结构,是不可压、单相、不反应的。

在所计算的控制体中选取一扇形微元控制体 $rdrd\theta dz$, 则连续方程可表示为

$$\nabla \cdot u = 0 \quad (1)$$

即

$$\frac{1}{r} \frac{\partial (ru_r)}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial u_\theta}{\partial \theta} + \frac{\partial u_z}{\partial z} = 0 \quad (2)$$

欧拉方程可表示为

$$u \cdot \nabla u = -\frac{\nabla p}{\rho} \quad (3)$$

即

$$\begin{aligned} u_r \frac{\partial u_r}{\partial r} + \frac{u_\theta}{r} \frac{\partial u_r}{\partial \theta} + u_z \frac{\partial u_r}{\partial z} - \frac{u_\theta^2}{r} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} \\ u_r \frac{\partial u_\theta}{\partial r} + \frac{u_\theta}{r} \frac{\partial u_\theta}{\partial \theta} + u_z \frac{\partial u_\theta}{\partial z} + \frac{u_\theta u_r}{r} &= -\frac{1}{\rho r} \frac{\partial p}{\partial \theta} \\ u_r \frac{\partial u_z}{\partial r} + \frac{u_\theta}{r} \frac{\partial u_z}{\partial \theta} + u_z \frac{\partial u_z}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} \end{aligned} \quad (4)$$

结合模型边界条件,求解得出流场的速度表达式为:

$$\begin{cases} u_r = -\frac{Q_i \sin(\pi r^2)}{2\pi l \sin(\pi \beta^2) r} \\ u_\theta = \frac{1}{r} \\ u_z = \frac{Q_i z}{l \sin(\pi \beta^2)} \cos(\pi r^2) \end{cases} \quad (5)$$

为求解内外涡流的分界面, 只需令 $u_z=0$, 即

$$Q_i (z/l) \csc(\pi \beta^2) \cos(\pi r^2) = 0 \quad (6)$$

解得

$$\beta^* = 1/\sqrt{2} \approx 0.70711 \quad (7)$$

即内外涡流的分界面位于 70.7% 的燃烧室半径处。

2 可视化方案设计

2.1 燃烧室可视化研究

由于涡流冷却技术可以很好地对燃烧室壁面进行冷却保护, 且由仿真结果可知, 内壁面温度能够降低到不超过 800 K, 从而可以选用抗高温能力相对较弱的透明材料来加工燃烧室圆柱段部分, 而不用考虑采用专门的热防护措施, 用普通的摄影设备和测量设备来记录燃烧室内的燃烧情况。

2.2 透明材料的选择

红外石英玻璃和透明陶瓷材料在透明度和强度上都能满足此次试验要求, 透明陶瓷的强度更大, 但成本也更高。伊朗谢里夫大学在研究涡流冷却推力室内传热过程时, 曾采用石英玻璃作为燃烧室观察窗, 并且试验取得成功。综合考虑, 本试验选用石英玻璃加工燃烧室圆筒段。

2.3 燃烧室可视化方案设计

燃烧室头部和有涡流喷注器的底部采用不锈钢金属加工, 燃烧室中间段使用石英玻璃加工, 用长螺栓把石英玻璃圆筒段夹在中间。密封材料选用聚四氟乙烯和 O 型圈。

为保证试验成功, 在石英玻璃圆筒段两端设计有金属过渡段。特殊形状的聚四氟乙烯垫 (见图 2) 和 O 型圈夹在石英玻璃与金属之间, 防止

试验过程中因为金属和玻璃直接接触而导致玻璃破碎。设计好的玻璃与金属连接装配图如图 2 所示。金属过渡段与燃烧室头部和底部之间采用膨胀石墨进行密封。聚四氟乙烯比石墨硬度大, 长螺栓能够同时保证聚四氟乙烯垫和膨胀石墨的压缩量要求。

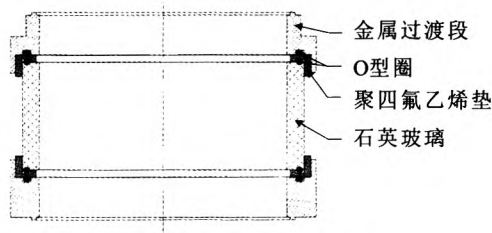


图 2 玻璃与金属连接装配图

Fig. 2 Assembly diagram for connection of glass and metal

3 GH_2/GO_2 涡流冷却透明燃烧室试验

3.1 试验系统及试验件

本文关于气氢、气氧涡流冷却可视化推力室的试验在北京航空航天大学通用液体火箭发动机试验台上完成, 试验台的供应系统能为试验提供所需的介质, 主要包括以下几个系统: 氢气系统、氧气系统和氮气系统。

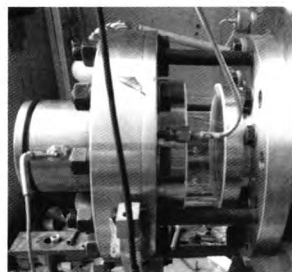


图 3 涡流冷却发动机实物图

Fig. 3 Vortex-cooling engine

试验采用加拿大 Mega Speed 公司的 MS75K 高速摄影仪记录火焰图像。摄影仪有 7G 显存, 分辨率为 504×504 , 最快拍摄速度达每秒 6 000 帧, 并有配套的图像分析软件, 满足对燃烧流场的动态拍摄要求。试验时高速摄影仪设置为: 曝光时间 $150 \mu\text{s}$, 每秒记录 500 帧。图 3 为涡流冷却发动机实物图。在图 3 中, 露端式温度传感器

贴在喷管喉部室壁上,测量处室壁厚约2 mm。

3.2 试验结果及分析

考虑到石英玻璃强度以及试验的安全性,同时由于试验本身关注的是燃烧室内的流场结构,因此选取了0.35 MPa 较低的室压。试验时,点火时间为2 s,取氧燃比为9,计算可得氢气流量 $\dot{m}_f=22.35\text{ g/s}$,氧气流量 $\dot{m}_o=201.18\text{ g/s}$ 。图4为 GH_2/GO_2 涡流冷却透明燃烧室试验热试图。可看出燃烧室内燃烧只发生在一定范围之内,整个燃烧阶段稳定。

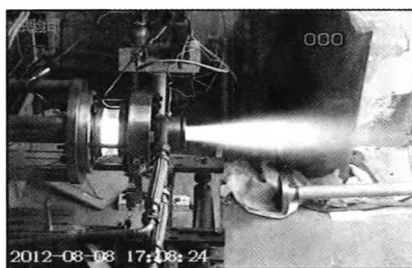


图4 GH_2/GO_2 涡流冷却透明燃烧室热试图

Fig. 4 Firing video image of GH_2/GO_2 vortex-cooling transparent combustion chamber

图5为喉部温度随时间变化曲线。喉部温度升高约160 K,试验结果与仿真结果一致。尽管燃烧室内壁面受到极高的内部涡流区域高温燃气的辐射传热,但是外部涡流的高速旋转运动能够有效地吸收内壁面的热量,降低壁面热载荷,同时,涡流和燃气向下运动,在一定程度上能对喷管喉部起到冷却作用。

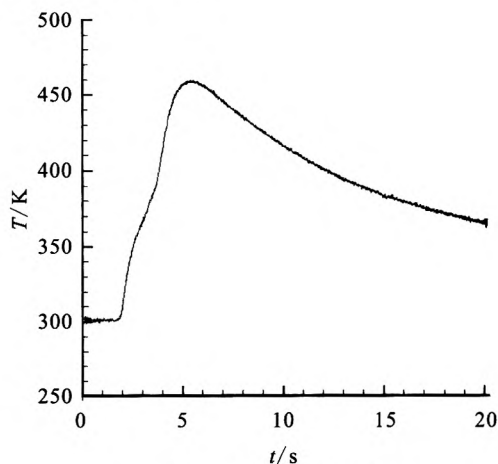


图5 喷管喉部温度变化曲线

Fig. 5 Curve of temperature at throat of nozzle

点火时刻记为0时刻。第28 ms 的图像如图6所示,图中透明燃烧室右侧的黑影为长螺栓,其中燃烧区域直径大约为94.8 mm,即内外涡流的分界面位于65.6%燃烧室直径处。

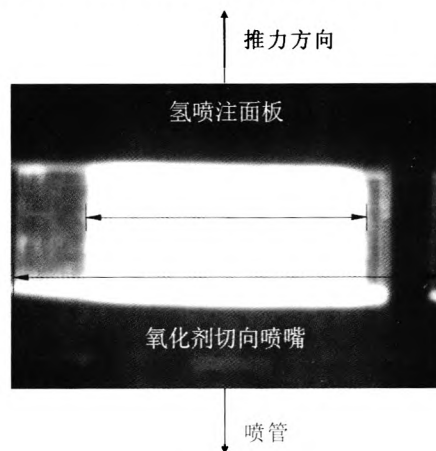


图6 第28 ms 燃烧室火焰图像

Fig. 6 Flame image of combustion chamber at 28th millisecond

第1 070 ms 的图像如图7所示,其中燃烧区域直径大约为84.8 mm,即内外涡流的分界面位于58.7%燃烧室直径处。

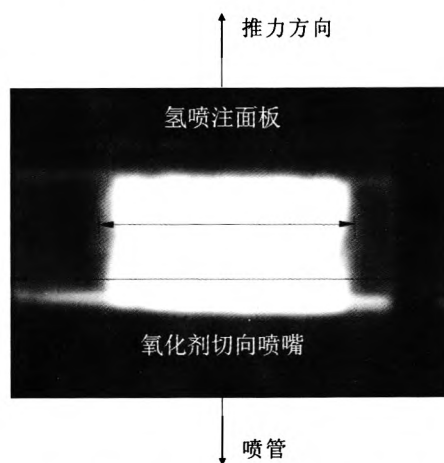


图7 第1 070 ms 的燃烧室火焰图像

Fig. 7 Flame image of combustion chamber at 1 070th millisecond

稳定燃烧阶段,燃烧区域直径大约占整个燃烧室直径的55%~60%。从国外相关文献可知,燃烧室直径为3英寸的情况下,氢喷嘴分布直径为2英寸时,燃烧区域直径为1.6英寸;而当氢

喷嘴分布直径为 2.5 英寸时, 燃烧区域直径为 2.1 英寸。说明氢喷嘴分布直径会影响燃烧区域大小, 本试验氢喷嘴分布直径为 50 mm, 相对燃烧室直径较小, 因而燃烧区域也小于理论分析的 70.7%。

图 8 为高速摄影仪拍摄到的燃烧室内的火焰图像。燃烧初始阶段, 火焰较明亮, 燃烧区域也更大, 占据燃烧室 65% 以上。大约 70 ms 后, 进入稳定燃烧阶段, 燃烧区域变小, 占燃烧室的百分比稳定在 55%~60% 之间。

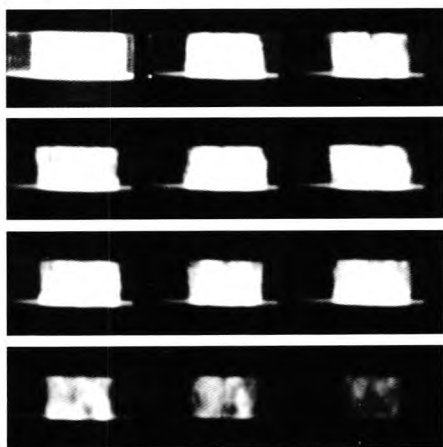


图 8 燃烧室高速摄影图像

Fig. 8 Combustion chamber images taken
by high-speed camera

4 结论

进行了涡流冷却透明燃烧室的方案设计和试验研究, 得出以下结论:

1) 喷管喉部温度变化和仿真结果一致。外部涡流的高速旋转运动能够有效降低壁面热载荷, 同时涡流和燃气向下运动, 在一定程度上能对喷管喉部起到冷却作用。

2) 燃烧室内形成了内外涡流结构, 外部涡流对燃烧室壁面起到了有效地冷却保护。稳定燃烧阶段的燃烧区域占燃烧室的百分比稳定在 55%~60% 之间。

3) 石英玻璃和喷管喉部等试验件均无明显烧蚀, 且喷管喉部温升不多, 证明涡流冷却技术是可行的。

参考文献:

- [1] 刘国球, 任汉芬, 朱宁昌, 等. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [2] CHIAVERTINI M J, MALECKI M J, SAUER A J. Vortex combustion chamber development for future liquid rocket engine applications, AIAA 2002-4149 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [3] CHIAVERINI M J, SAUER A J, MUNSON S M. Laboratory characterization of vortex-cooled thrust chambers for methane/ O_2 and H_2/O_2 , AIAA 2005-4131[R]. USA: AIAA, 2005.
- [4] 吴东波, 李家文, 常克宇. GH_2/GO_2 涡流冷却推力室设计与数值计算[J]. 火箭推进, 2010, 36(5): 17-22.
- [5] 唐飞, 李家文, 常克宇. 涡流冷却推力室中涡流结构的分析与优化[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 165-169.
- [6] 常克宇, 李家文, 唐飞. 涡流冷却推力室传热研究[C]//2009 年会议论文集. 昆明: 中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会, 2009: 92-96.
- [7] 孙得川, 白荣博, 刘上. 涡流冷壁推力室传热模型分析计算[J]. 计算机仿真, 2011, 28(4): 87-91.
- [8] 杨阳, 韦宝禧, 徐旭. 凹腔底壁喷射位置的数值模拟与试验[J]. 推进技术, 2012 (3): 418-423.
- [9] 李龙飞, 王延涛, 杨伟东, 等. 超声速燃烧地面试验的蓄热式加热器及其关键技术 [J]. 火箭推进, 2012,(2): 16-19+78.
- [10] 战培国. 美国高超声速天地运输系统新概念[J]. 航空科学技术, 2012 (1): 10-12.
- [11] 文科, 李旭昌, 马岑睿, 等. 宽高比对超燃冲压发动机尾喷管的性能影响研究 [J]. 弹箭与制导学报, 2012 (1): 136-138.
- [12] 张蒙正, 邹宇. 美国典型高超飞行器项目研发及启示 [J]. 火箭推进, 2012,(2):1-8+37.
- [13] 李宁, 宋文艳, 罗飞腾, 等. 基于先锋氢点火和双凹腔火焰稳定的煤油超声速燃烧特性[J]. 推进技术, 2012 (2): 205-210.

(编辑: 王建喜)