

气-气喷嘴结构分析

杜正刚, 高玉闪, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 对以气氢/气氧为推进剂的同轴剪切、离心和同轴双剪切结构的喷嘴进行设计, 分析了这三种结构型式的喷嘴结构尺寸; 通过对同轴剪切式和同轴双剪切喷嘴燃烧室流场进行数值模拟, 研究喷嘴流量和结构对推进剂燃烧过程的影响。研究结果认为: 同轴剪切式喷嘴结构简单; 离心式喷嘴的流量系数小且带有旋流室, 导致喷嘴的结构尺寸大; 同轴双剪切喷嘴使推进剂在燃烧室内形成两个燃烧面, 能在大流量下使推进剂达到高的燃烧效率。

关键词: 喷嘴; 同轴双剪切; 流量; 效率

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 03-0006-05

Structure pattern analysis of gas-gas injector

Du Zhenggang, Gao Yushan, Cai Guobiao

(College of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The shear coaxial, swirl coaxial and double shear coaxial injector using the gaseous oxygen and hydrogen as propellants were designed to analyse its geometrical dimension. The reacting flow field in chambers of shear coaxial and double shear coaxial injector were simulated in combination with the two equation $k-\varepsilon$ turbulence model to investigate the effect of mass flow rate and injector pattern on the combusting process. The results displayed that the structure of shear coaxial injector was simple; the small discharge coefficient as well as the swirl chamber made the outline size of swirl injector much bigger; the double shear coaxial injector created double flame fronts in the chamber and achieving high combustion efficiency at the condition of large mass flow rate.

Key words: injector; double shear coaxial; flow rate; efficiency

收稿日期: 2008-12-29; 修回日期: 2009-03-03。基金项目: “863” 高技术项目。

作者简介: 杜正刚 (1980—), 男, 博士生, 研究领域为全流量补燃循环发动机技术研究。

0 引言

气-气喷注器不仅可以应用于全流量补燃循环发动机, 也可用于未来各种气-气推进剂的发动机。与传统的气-液喷注器相比较, 气-气推进剂缺少液滴的雾化和蒸发过程, 只有掺混和燃烧, 使推进剂的燃烧过程变得简单和高效。气-气喷注器的设计应使喷注器结构简单, 在可控的热防护前提下, 使推进剂实现高的燃烧效率^[1]。

国外对气-气喷注器的研究主要集中在美国, 上世纪七十年代 NASA 曾开展气-气喷注器的研制, 但研究的背景是应用于航天飞机的辅助动力系统, 喷注器和相关燃烧室的设计参数与发动机主推力室参数有很大差别。上世纪九十年代 NASA、宾州州立大学和洛克达因公司等大力开展应用于全流量补燃循环发动机的气-气喷注器, 发展了 Raman 光谱仪和激光多普勒测速仪等先进测量手段, 对燃烧室内的浓度场和速度场进行测量^[2-4]。此外波音公司和洛克达因公司开展了使用富氧燃气和常温氢气的气-气喷注器试验研究^[1]。

同轴剪切喷嘴是广泛使用的喷注器结构之一, 这种喷嘴结构简单, 能实现喷注面板可靠的热防护。对于以气氢和气氧为推进剂的喷嘴, 氧在中心, 氢环绕氧射流, 由于氢和氧射流间存在速度差, 使高速喷射的氢在进入燃烧室后带动低速流动的氧, 氢氧在剪切层内发生掺混、燃烧。国外对气-气喷注器的研究多数是针对同轴剪切喷嘴。

离心喷嘴的工作原理、结构形式完全不同于剪切式。离心喷嘴中推进剂经过切向通道进入旋流室, 在离心力的作用下, 液体在喷嘴出口处形成锥形射流, 利于推进剂的雾化和掺混。离心喷嘴由切向孔、旋流室和轴向出口三部分组成。

同轴双剪切喷嘴是新型的喷嘴结构, 使推进剂在燃烧室内形成两个剪切燃烧面, 具有喷注单元的流量大、推进剂燃烧距离短的特点^[5]。

通过应用同轴双剪切结构喷嘴, 增大喷注单元的流量, 从而减少燃烧室头部的喷嘴数目, 可降低发动机头部的制造成本。

通过对上述三种结构的喷嘴进行设计, 分析喷嘴结构尺寸和设计特点。对同轴剪切和同轴双剪切喷嘴的燃烧室开展带化学反应的数值模拟, 分析流量变化对推进剂燃烧过程的影响和同轴双剪切喷嘴在大流量下的燃烧性能。

1 气-气喷嘴设计与分析

选择气氢和气氧为推进剂, 混合比为 6, 燃烧室设计压力为 3MPa。气-气喷嘴的设计参考典型火箭发动机设计值^[6], 喷嘴壁面厚度为 1mm。氧气出口处速度为 33m/s, 氢氧速度比为 9。

喷嘴流量以航天飞机主发动机 (SSME) 的单喷嘴流量为参考, 将 SSME 的总流量除以喷注器数目, 得到喷注单元流量; 再进行压力换算, 得到压力为 3MPa 时喷注单元的流量。SSME 喷注器设计参数^[7]见表 1。

表 1 SSME 喷注器设计参数
Tab.1 Parameters of SSME injector

室压/MPa	总流量/(kg·s ⁻¹)	喷嘴数目	单喷嘴流量/(kg·s ⁻¹)
20.7	469	600	0.781

计算得到在 3MPa 时 SSME 单喷嘴流量为 113g/s。由于气-气推进剂比气-液推进剂容易燃烧, 对流量为 226g/s 的喷嘴进行设计, 比较不同结构的喷嘴尺寸。

同轴剪切喷嘴设计参数见表 2。可见所取的氧出口速度使喷嘴压降减小, 这是由于气体推进剂密度低所致, 可以通过在氧喷嘴上游增加节流孔提高氧喷嘴压降, 抑制燃烧室内的低频不稳定燃烧。

表 2 同轴剪切喷嘴设计参数
Tab.2 Parameters of shear coaxial injector

氧速度/(m·s ⁻¹)	氢氧速度比	氧压降/MPa	氢压降/MPa	氧流量系数
33	9	0.036	0.162	0.85

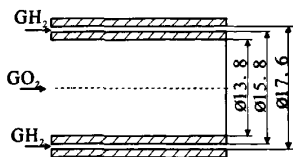


图 1 同轴剪切喷嘴结构简图

Fig.1 Schematic of shear coaxial injector

根据文献[9]对气体离心喷嘴进行设计, 气体离心喷嘴的流量系数由几何因子和头部压力与室压之比确定。根据气体流量公式计算喷嘴出口直径。取切向进口长度与切向进口直径比值为 1, 以使氧气有足够长度形成旋流。在与同轴剪切喷嘴相同的设计参数条件下, 气体离心喷嘴设计参数和结构尺寸分别见表 3 和图 2。

表 3 离心喷嘴设计参数

Tab.3 Parameters of swirl coaxial injector				
氧轴向速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	离心角/ $^{\circ}$	氧压降/MPa	氢压降/MPa	氧流量系数
33	60	0.15	0.162	0.53

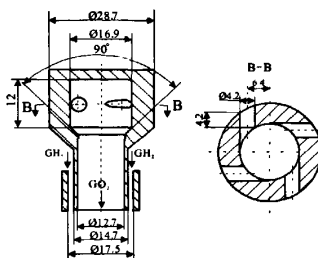


图 2 离心喷嘴结构简图

Fig.2 Schematic of swirl coaxial injector

同轴双剪切喷嘴设计采用 H-O-H 的喷注形式, 即在中心的是氢射流, 氧围绕中心氢, 最外圈是氢, 燃烧室壁面附近形成富燃区域, 有利于燃烧室的热防护, 图 3 是同轴双剪切喷嘴结构图。同轴双剪切结构的中心氢由外圈氢通过 3 个径向孔引导至中心, 取中心氢与外圈氢的流量比例为 3:7, 其余的设计参数与同轴剪切喷嘴相同。氧化剂头腔的氧通过 3 个线切割形成节流孔, 引入燃烧室。节流孔使氧喷嘴在燃烧室头部有一定

压力, 有利于推进剂的稳定燃烧。同轴双剪切喷嘴的设计尺寸见图 3。

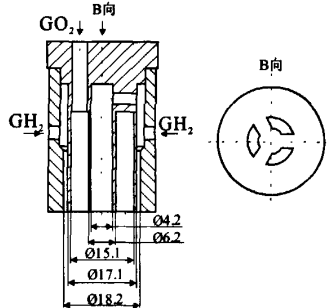


图 3 同轴双剪切喷嘴设计简图

Fig.3 Schematic of double shear coaxial injector

由图 1 至图 3 可知, 同轴剪切喷嘴结构简单, 对加工工艺的要求不高; 离心喷嘴结构复杂、流量系数低、壳体面积大, 不利于喷嘴在头部的排布; 同轴双剪切喷嘴结构复杂, 加工难度大, 但喷嘴尺寸变化不大, 将氢引导至中心, 形成两个燃烧面, 有利于推进剂的燃烧。

2 数值仿真

2.1 物理模型

对同轴剪切和同轴双剪切喷嘴的燃烧室流场进行数值模拟, 研究流量变化对燃烧过程的影响。选取的燃烧室特征长度为 800mm, 与 SSME 一致; 燃烧室收缩比为 3.1。

表 4 燃烧室设计参数

Tab.4 Parameters of combustor			
流量/($\text{g}\cdot\text{s}^{-1}$)	燃烧室内径/m	喉部直径/m	流密/ $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}\cdot\text{m}^{-2}$
226	0.026	0.0148	425
339	0.0319	0.0181	425
452	0.0368	0.0208	425
565	0.0412	0.023	425
678	0.0451	0.0256	425

选取燃烧室截面的流密与 SSME 相同, 即: 流量与燃烧室横截面面积之比与 SSME 喷注器在

低压下的流密相同。分别对同轴剪切喷嘴开展流量为 226g/s、339g/s、452g/s, 同轴双剪切喷嘴流量为 452g/s、565g/s、678g/s 的数值模拟, 对应燃烧室设计参数见表 4。

2.2 化学反应模型

本研究通过求解带化学反应的 Navier-Stokes 方程组, 使用 $k-\epsilon$ 湍流模型, 采用 6 种组分、9 个主要反应的有限速率化学反应模型, 反应速率由阿累尼乌斯 (Arrhenius) 公式计算。采用轴对称结构对喷嘴进行简化, 在轴线边界上没有通量通过; 氧和氢喷嘴入口边界为质量入口, 设定氢氧入口温度为 300K, 指定入口水力直径和湍流强度; 燃烧室壁面假定为绝热壁面, 固壁采用无滑移条件; 出口边界条件为压力出口边界, 给定一定的压力、回流温度和入口水力直径等边界条件。

2.3 燃烧性能比较

通过分析燃烧室截面上组分流量与组分总流量的百分比沿轴向位置的分布, 能揭示推进剂的燃烧过程。轴向位置 x 处, 组分 i 的质量分数为 $\eta_i(x)$

$$\eta_i(x) = \frac{\int \Phi_i \rho \vec{v} d\vec{A}}{m_i}$$

式中, m_i 表示组分 i 的总流量; Φ_i 表示单元中组分 i 的质量分数; ρ 表示密度; \vec{v} 和 \vec{A} 分别表示单元的速度和面积矢量。推进剂在燃烧室内完全燃烧后, 在燃烧室内达到化学平衡, 最终形成高温的 H_2 、 O_2 、 H_2O 、 O 、 H 和 OH , 在喷管喉部位置, 氢和氧的质量分数越低、水的质量分数越高, 说明燃烧程度越完善。对相同工况使用布莱克林法开展热力计算, 达到化学平衡时氧组分的百分浓度为 2%, 本研究分析燃烧室内氧组分的轴向分布, 并将数值模拟结果与热力计算结果进行对比, 研究喷嘴结构和流量变化对推进剂的燃烧位置和燃烧性能的影响。

2.4 模拟结果分析

图 4 是流量为 226g/s 的同轴剪切喷嘴燃烧室

内的温度分布。从中可看出, 中心很长的一段是低温的氧射流, 燃烧发生在氢氧的剪切层内, 同轴剪切喷嘴使推进剂形成逐步燃烧的过程, 推进剂能量逐步释放有利于对喷注面板的热防护。

图 5 表明沿着燃烧室轴向, 氧的百分含量逐渐减少。在喷管喉部处氧的百分含量降至 1.7%, 稍低于热力计算值, 说明燃烧已经完成。随着喷嘴流量增大, 氧的分布曲线向后移, 在喷嘴流量为 452g/s 的工况下, 喷管喉部处氧的百分含量为 5%, 说明喷嘴流量增大到 452g/s 时, 同轴剪切喷嘴不能使推进剂完全燃烧, 不能实现高的燃烧效率。

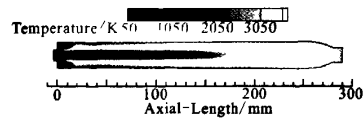


图 4 同轴剪切喷嘴燃烧室温度分布

Fig.4 Temperature distribution in chamber of shear coaxial injector

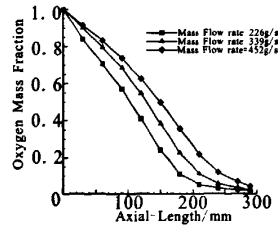


图 5 同轴剪切喷嘴氧质量分数曲线

Fig.5 Oxygen mass fraction curves of shear coaxial injector

图 6 是同轴双剪切喷嘴在流量为 452g/s 的工况下燃烧室温度分布图。可见推进剂在燃烧室中形成两个燃烧面。氧的低温段长度明显缩短。从图 7 可见, 同轴双剪切喷嘴使燃烧室中氧百分含量急剧减少, 在流量为 678g/s 时, 氧在喷管喉部位置百分含量为 2.0%, 说明推进剂已经完全燃烧。同轴双剪切喷嘴能在喷嘴流量大幅增加的条件下, 实现高的燃烧效率。

数值模拟的结果说明, 在燃烧室长度和流量密度一定的情况下, 喷嘴流量增大, 使推进剂的

燃烧位置延后, 导致推进剂不能完全燃烧; 同轴双剪切喷嘴使推进剂形成两个燃烧面, 能缩短推进剂的燃烧长度, 能在大流量下实现推进剂的完全燃烧。

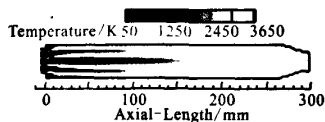


图6 同轴双剪切喷嘴燃烧室温度分布

Fig.6 Temperature distribution in chamber of double shear coaxial injector

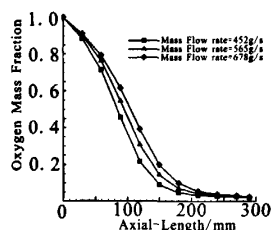


图7 同轴双剪切喷嘴氧质量分数曲线

Fig.7 Oxygen mass fraction curves of double shear coaxial injector

离心喷嘴结构复杂, 对加工要求高, 对于缺少雾化过程的气-气推进剂, 离心喷嘴不能发挥其特点, 因此未开展数值模拟研究。

3 结论

(1) 同轴剪切喷嘴结构简单, 对加工工艺的要求不高; 离心喷嘴结构复杂、流量系数低、壳体面积大; 同轴双剪切喷嘴需要将氢引导至中心, 使结构复杂, 但喷嘴尺寸变化不大。

(2) 数值模拟研究表明: 同轴双剪切喷嘴使

推进剂有两个燃烧面, 在燃烧室长度和流量密度一定的条件下, 能大幅增加喷嘴流量, 实现减少喷嘴数目的目标。

参考文献:

- [1] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-Gas Injector Technology for Full Flow Combustion Cycle Application [R]. AIAA 99-2757.
- [2] Calhoun D J, Ito Kors. Investigation of Gaseous Propellant Combustion and Associated Injector-Chamber design Guidelines [R]. Aerojet Liquid Rocket Company, NASA CR-121234, Contract NAS3-13379, July 1973.
- [3] Foust M J, Pal S, Santoro R J. Gaseous Propellant Rocket Studies Using Raman Pectroscopy [R]. The Pennsylvania State University Park, PA 16802 AIAA 96-2766.
- [4] Jones R A, W de Groot. Oxygen Temperature and Concentration Measurements in H_2-O_2 Rocket Engines [R]. AIAA 96-0439.
- [5] Fournet A, Lonchard J M, Thomas J L. Technological Demonstration for Low Cost Gas Generator [R]. AIAA 2004-4006.
- [6] 萨顿 G P, 比布拉兹 O. 火箭发动机设计基础[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [7] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [8] 王建, 孙冰, 魏玉坤. 气膜冷却传热质类比研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(2): 31-36.
- [9] Yang Vigor. Liquid Rocket Engine Thrust Chamber Aspects of Modeling, Analysis, and Design [M]. Virginia: American Institute of aeronautics and astronautics, 2004.
- [10] 黄兵, 张楠. 液体火箭发动机初始雾化液滴分布预测[J]. 火箭推进, 2007, 33(2): 31-39.

(编辑: 陈红霞)