

超燃冲压发动机尾喷管流线追踪设计*

卢鑫, 岳连捷, 肖雅彬, 张新宇

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要: 为了满足超燃冲压发动机三维流道排气系统一体化设计需要, 基于轴对称最大推力喷管流动的基准流场, 采用流线追踪方法发展了三维尾喷管构型设计技术。根据典型的高超声速飞行条件, 设计得到了进口方形, 尺寸 50mm × 50mm, 长度 560mm, 出口高度 147mm 的三维尾喷管无粘构型, 并对其进行了粘性修正。对该尾喷管构型在设计状态进行了无粘和有粘流场计算, 得到了推力和升力等性能参数, 并对其流场结构有了初步的认识。计算发现, 流线追踪构型能有效增大推力, 而粘性力是造成推力损失的重要因素。

关键词: 三维尾喷管设计; 流线追踪; 超燃冲压发动机

中图分类号: V235.213 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2011) 01-0091-06

Design of scramjet nozzle based on streamline tracing technique

LU Xin, YUE Lian-jie, XIAO Ya-bin, ZHANG Xin-yu

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100190, China)

Abstract: To design the exhaust system for scramjet with three-dimensional flowpath, a method for designing three-dimensional scramjet nozzle was developed. It employed streamline tracing technique based on flowfield of axisymmetric nozzle with optimum thrust. According to a typical hypersonic flight condition, an inviscid nozzle with rectangular entrance of 50mm × 50mm, length of 560mm and height of exit 147mm was constructed and then the boundary layer correction was applied. Inviscid and viscous flowfields were computed on the design point to get thrust and lift of the nozzle. Compared with two different nozzles constructed with straight walls, it is found that nozzle designed by streamline tracing technique can significantly increase the thrust and the viscous force is an important factor to decrease the thrust.

Key words: Design of three-dimensional nozzle; Streamline tracing; Scramjet

1 引言

采用非对称构型设计的高超声速飞行器, 通常将燃烧室出口之后的整个飞行器后体作为膨胀面, 称之为尾喷管。尾喷管的作用在于将燃烧室产生的高温高压燃气膨胀加速产生推力, 是高超声速飞行器推力的关键部件。因此, 对尾喷管进行精细设计有助于解决采用超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器净推力不足难题。

超燃冲压发动机尾喷管通常分为两类: 与二维流道相匹配的单面膨胀构型及与三维流道相匹配的三维膨胀构型。20世纪80年代以来, 各国都对单面膨胀构型进行了细致的研究, 发展了最大推力、最小长

度等几种设计方法^[1~3], 并对其进行了深入的数值计算和实验研究。国内相关研究也集中在二维构型设计计算层面, 取得了一定的成果^[4~8]。近年来, 随着三维流道设计重新受到关注, 三维尾喷管构型又回到了人们的视野^[9]。与二维流道相比, 三维流道湿面积小, 从而可以减小粘性损失。但是相对来说, 三维尾喷管构型还处于探索性研究阶段, 设计方法还不成熟, 对其流场结构、性能参数等认识还不深入。

流线追踪方法是一种在高超声速推进技术领域常用的气动构型设计方法。其基本思想是通过对具有某种特性的基准流场内特定封闭曲线的追踪, 形成流动通道而达到构型设计的目的。流线追踪的优点在于能充分保持基准流场内良好的流动

* 收稿日期: 2009-11-30; 修订日期: 2010-02-22。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (90716014, 40525212)

© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

作者简介: 卢鑫 (1983—), 男, 博士生, 研究领域为高超声速推进技术。E-mail: luxin@imech.ac.cn

特性,是一种高效的三维流动组织技术。因此,流线追踪方法被广泛应用于高超声速内转式进气道及高超声速飞行器外形设计中。基于流线追踪的特点,可以考虑将这种方法应用于超燃冲压发动机三维尾喷管的设计中。

对于流线追踪设计来说,基准流场选择至关重要。尾喷管是高超声速飞行器推力产生的关键部件,推力应作为首要性能参数来加以保证。在此基础上,进行其它性能参数的考核。因此,基准流场应具有有良好的推力特性。而轴对称最大推力喷管是在一定长度及环境背压条件下的最大推力型面,满足推力特性的要求。所以本文选择轴对称最大推力喷管流场作为基准流场,以期流线追踪构型能够具有良好的推力特性。

基于以上分析,本文探索发展了以轴对称最大推力喷管流场为基准流场,采用流线追踪方法进行构型生成的超燃冲压发动机三维膨胀尾喷管设计技术。在此基础上,在设计状态对尾喷管进行了初步的性能分析,得到了推力、升力等性能参数,并对其流场结构有了初步的认识。

2 设计方法及设计条件

本文设计三维尾喷管总体思路为:以轴对称最大推力喷管流场为基准流场,根据入口几何条件,采用流线追踪方法生成无粘构型,最后进行粘性修正。以矩形进口为例,如图1,设计步骤如下:

- (1) 根据进口燃气参数和飞行条件,利用特征线法设计轴对称最大推力喷管,并得到其流场具体参数。
- (2) 根据尾喷管进口尺寸,从基准流场入口选定对应的几何形状。
- (3) 从尾喷管入口选定合适的点为起点,进行流线追踪,直到其与喷管流场中最后一根特征线构成的特征曲面相交为止。
- (4) 追踪出的流线构成尾喷管无粘型面。
- (5) 对无粘型面进行粘性修正,最终得到所求的三维喷管构型。

设计时假设燃气冻结,且进口参数均匀。具体设计条件根据文献[10]选定。其中,来流参数:马赫数 $Ma_0 = 6.0$,静压 $p_0 = 2757.9\text{Pa}$;燃气参数:马赫数 $Ma_j = 1.5$,静温 $T_j = 2344\text{K}$,静压 $p_j = 71.7\text{KPa}$,比热比 $\gamma = 1.19$,气体常数 $R_j = 341.1\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ [10]。

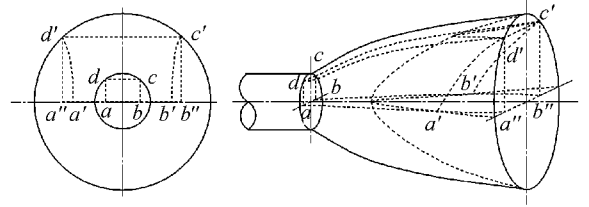


Fig. 1 Streamline traced nozzle surfaces with rectangular entrance

3 无粘型面设计

3.1 基准流场

基于前面的分析,基准流场采用轴对称最大推力喷管流场。为了提高火箭发动机喷管性能,美国的 Rao GVR 在 1958 年提出了最大推力喷管设计方法,用这种方法可求得轴对称喷管在一定长度和环境背压下的最大推力型面 [11]。下面对其原理及设计方法进行简单介绍,如图 2 所示。

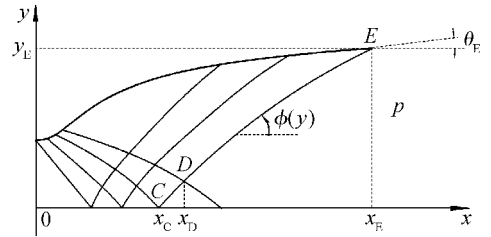


Fig. 2 Axisymmetric nozzle with maximum thrust

最大推力喷管设计的基本问题为:确定一个喷管型面,使其在两个约束条件喷管质量流率 \dot{m} 和长度 L 一定的情况下产生的推力最大。这是一个有约束的极值问题,两个约束条件可表达为方程(1)和(2)

$$\dot{m}_{CE} = \int_C^E \rho V \frac{\sin(\varphi - \theta)}{\sin\varphi} 2\pi y dy \quad (1)$$

$$L = x_c + \int_C^E \cot\varphi dy \quad (2)$$

作用在喷管上的推力为

$$F_{CE} = \int_C^E [(p - p_0) + \rho V^2 \frac{\sin(\varphi - \theta) \cos\theta}{\sin\varphi}] \times 2\pi y dy \quad (3)$$

应用拉格朗日乘子法进行求解,最终可得到以下结论:沿控制面 DE 控制面角度 φ 与流动角 θ 和马赫角 α 之间满足下式

$$\varphi = \theta + \alpha \quad (4)$$

上式说明 DE 线与最后一条左行特征线重合。

在出口点 E 满足

$$\sin 2\theta_E = \frac{(p_E - p_0) \cot \alpha_E}{\frac{1}{2} \rho_E V_E^2} \quad (5)$$

沿着 DE 还可以得到另外两个方程

$$\frac{V \cos(\theta - \alpha)}{\cos \alpha} = C_1 \quad (6)$$

$$y \rho V^2 \sin^2 \theta \tan \alpha = C_2 \quad (7)$$

式中 C_1, C_2 为常数。数值求解最大推力喷管型面有多种方法,本文采用的方法是:首先根据核心区中任一点 D 处参数确定常数 C_1, C_2 ;再根据方程(6)和(7)沿着控制面 DE 求出马赫数 Ma 和流动角度 θ 作为 y 的函数;进而求出 DE 线上所有点的参数,根据方程(2)和(5)判断出口点 E 是否满足要求,若否,则改变核心区膨胀角度,重复上述过程;若是,则出口点确定,根据流量相等确定喷管壁面型线。

本文在此基础上发展了进口来流超声速的喷管型面设计程序。根据前面给定的设计条件利用特征线法设计了轴对称喷管构型,同时得到了喷管内部流场参数,图3所示为特征线法计算得到的喷管压力分布。设计时采用无量纲长度,进口直径 D_i 为 2,喷管长度 L 为 10,设计出的喷管出口半径为 2.9。

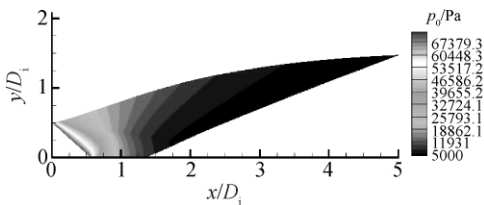


Fig. 3 Pressure distribution

为验证程序可靠性,将特征线法流场计算结果与相同条件下 Fluent 软件无粘流场计算结果进行了对比。选择出口点压力和马赫数作为对比对象,其中设计结果压力和马赫数分别为 3408.6 Pa 和 3.2,而 Fluent 计算结果压力和马赫数分别为 3417.1 Pa 和 3.2。通过对比可以发现两者相差很小,说明了该程序的可靠性。

3.2 流线追踪型面生成技术

基准流场生成之后,根据尾喷管入口几何条件选取流线起始点,对每个点进行流线追踪得到流线坐标参数并进行提取,最后由流线生成三维膨胀型面。

本文选定设计的尾喷管进口尺寸为 50 mm × 50 mm。流线追踪过程采用相应软件和自编坐标变换

程序完成。首先将特征线法得到的轴对称喷管流场进行二维流线坐标提取。该过程采用自适应梯形积分法从选定的起点正向或反向计算速度场,求取并输出流线参数。

将求得的二维流线坐标参数输出,然后通过坐标变换分别求出尾喷管三个面上对应的三维流线坐标,并输出成坐标参数文件。

最后将流线坐标文件导入相应软件中构成相应的面,生成所求的三维尾喷管无粘型面。图4为设计构型的后视图和整体视图。其中,出口上壁面长 560 mm,高 147 mm,宽 147 mm;下壁面外沿长 323 mm,宽 145 mm。由该构型可知,燃气进入尾喷管后先经过一个快速膨胀过程,而后膨胀趋缓;下壁面出口宽度与上壁面出口宽度相差 2 mm。

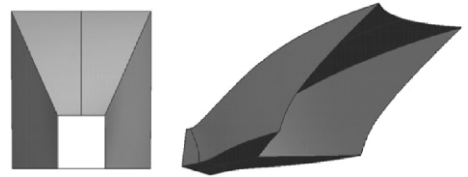


Fig. 4 Three-dimensional nozzle with rectangular entrance

4 粘性修正

边界层直接影响尾喷管壁面热流分布及摩阻大小。但是,由于超燃冲压发动机尾喷管内部高焓燃气环境,难以确定其边界层形态。本文假设尾喷管边界层全湍流,在 Tuncier cebeci 和 Peter bradshaw 发展的有限差分法求解可压缩平板湍流边界层方法^[12]的基础上,通过将二维边界层转换为三维型面边界层,对尾喷管无粘型面进行修正。

具体实现方法是:以三维无粘型面流场参数为边界条件,利用有限差分法求解湍流边界层质量方程、动量方程和能量方程,得到二维湍流边界层。然后求出每点在三维型面上对应的法向。将该点的边界层位移厚度转换为其在法向上的坐标变化,即可得到该点经边界层修正后的坐标参数。本文假设尾喷管进口边界层位移厚度为 0。由于高焓燃气作用,尾喷管边界层增长较快。其中,上壁面中心线边界层从 0 增长到 2.5 mm 左右,如图 5 所示。

5 结果和讨论

利用 Fluent 软件对该尾喷管构型进行了无粘和有粘流场计算,重点考察了其推力性能,并与相应的

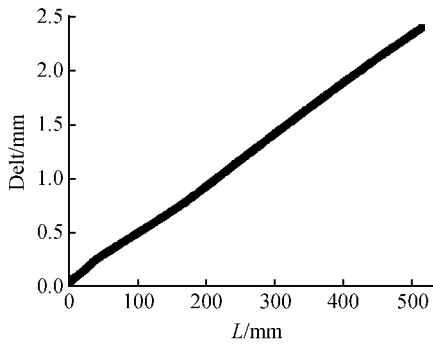


Fig. 5 Boundary layer development along the centerline of the upper wall

喷管构型进行了对比。各种力的计算由软件对相应的面进行压力积分求得。其中推力分为内推力和净推力,内推力是指作用于尾喷管内流道的推力;而净推力是内推力减去环境阻力之后的推力。有粘情况下不考虑环境压力影响。

5.1 无粘构型性能分析

为考察设计出的尾喷管构型性能,对流线追踪构型进行了无粘计算,计算时以前面给定的设计条件为边界条件,计算区域取构型的一半。图6为对称面出口的马赫数和压力分布。可知在设计点,尾喷管工作于欠膨胀状态,上壁面出口压力稍高于环境背压,而下壁面出口还处于基准流场的核心区中,因此压力较高,是背压3倍左右。由于存在内外流相互干扰,尾喷管出口之后的基准流场受到影响,但是内部流场不受外流干扰,能保持基准流场形态。

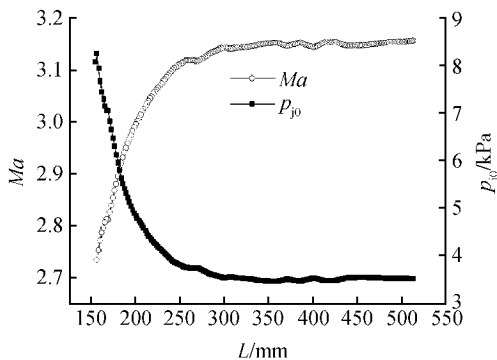


Fig. 6 Mach number and static pressure along the exit of symmetry plane

考察了设计状态时尾喷管的推力和升力,并与相应的直壁构型进行了性能参数对比。由于计算区域为设计构型一半,计算出的推力和升力也为整个构型值一半。直壁构型生成方法是:保持图1中所示的进出口8个点不变,而取 $a'b'$ 距离与 $c'd'$ 相同,直线连

接相应的点,构成膨胀面,如图7所示。这种构型顶板和底板为直壁,而两块侧板为曲面。

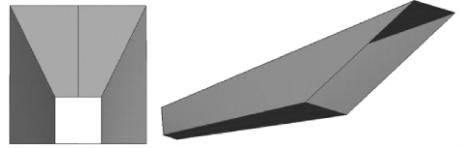


Fig. 7 Nozzle with straight walls

表1给出了两种构型的推力和升力参数及其对比,由计算结果可得,流线追踪构型比直壁构型产生的内推力大2.7%,升力大69.5%。而考虑到环境阻力,其净推力比直壁构型大3.9%。与流线追踪设计构型相比,直壁构型侧面也为曲面。因此,流线追踪构型推力的增大主要由上壁面产生;而直壁构型下壁面没有燕尾形结构,造成升力与流线追踪构型的相差较大。与直壁相比,流线追踪型面能有效增大推力。

Table 1 Performance comparison of two configurations

	Internal-thrust	Net-thrust	Lift
F_1 (With straight walls) /N	103.6	77.3	34.1
F_2 (Streamline traced) /N	106.4	80.3	57.8
$(F_2 - F_1) / F_1 \times 100\%$	2.7%	3.9%	69.5%

上述算例考察了在保证膨胀面积情况下流线追踪构型和直壁构型的性能,而目前喷管设计常采用单面大膨胀比构型,本文进一步与此常规设计方法性能进行对比。其生成方法为:在相同条件下,采用单面膨胀最大推力喷管^[1]型线作为上壁面型线,保证上壁面出口宽度和下壁面长度与流线追踪构型相同,而两侧面用直壁构成,如图8所示。其中单面膨胀最大推力喷管型线高度为272mm。

计算结果显示,流线追踪构型相对于这种构型的内推力小6.7%,而净推力大14.2%。这是由于其膨胀面积相对于流线追踪构型增大,虽然内推力增大,但是背压所带来的负面影响超过了内推力的增量,最终导致净推力减小。

5.2 有粘构型性能及流场分析

在上述工作基础上,对粘性修正后的尾喷管构型进行了计算。进行粘性流场计算的目的在于考察其实际性能参数,并初步认识其流场结构。计算时利用设计条件作为边界条件,燃气冻结,采用 $k-\omega$ SST湍流模型,计算域采用混合网格,首层网格 y^+ 数小于1。

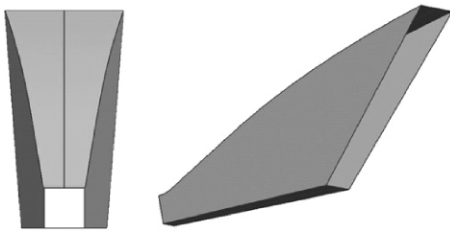


Fig. 8 Nozzle based on single expansion ramp nozzle with maximum thrust

图 9 给出了尾喷管壁面压力 p_{b0} 与自由来流压力 p_0 (2757.9 Pa) 比值云图及典型的流线形态, 设计状态下没有边界层分离现象的发生, 内部流场较好地保持了基准流场性态。图 10 给出了对称面出口压力和马赫数分布。设计状态下, 尾喷管出口压力高于环境压力, 其工作于欠膨胀状态。由于边界层的影响, 贴壁面燃气速度较慢, 马赫数比较小。与无粘情况相比, 粘性流场出口平均马赫数稍小。

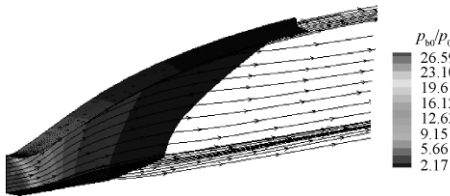


Fig. 9 Distribution of pressure on the nozzle walls

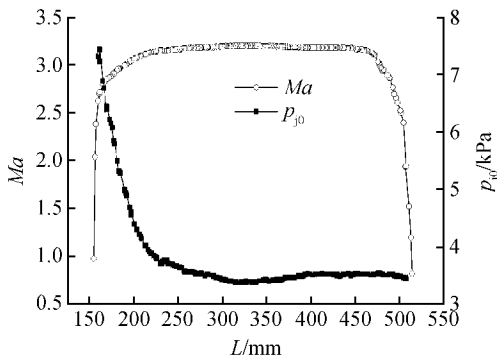


Fig. 10 Mach number and static pressure along the exit of symmetry plane

表 2 列出了尾喷管的推力、升力和粘性力的数值。与无粘计算结果相比, 粘性力的作用使得推力减小, 而升力有所增大。相对来说, 粘性力对推力影响较大, 与压力积分所得推力相比, 在推力方向上粘性力是其 13.3%; 而其对升力的影响较小。所以粘性力是造成尾喷管推力损失的重要因素。

Table 2 Viscous performance parameters for the nozzle

	Pressure force	Viscous force	Total force
Thrust/N	117.6	15.6	102.0
Lift/N	61.7	1.4	63.1

6 结 论

本文利用流线追踪方法, 发展了基于轴对称最大推力喷管流场的超燃冲压发动机三维尾喷管设计技术。根据实际飞行条件和尺寸条件进行了三维尾喷管构型设计, 并对其进行了无粘和有粘流场计算, 获得了推力和升力等性能参数。经过分析可得到以下结论:

(1) 采用流线追踪方法可以有效地进行超燃冲压发动机三维尾喷管设计。

(2) 设计状态下无粘流场计算可知, 与直壁构型相比, 流线追踪构型内推力增大 2.7%, 净推力增大 3.9%; 与基于单面膨胀最大推力喷管生成的三维构型相比, 流线追踪构型内推力减小 6.7%, 而净推力增大 14.2%。

(3) 有粘计算表明, 粘性作用对尾喷管推力影响较大, 而对升力影响较小; 其中, 在推力方向上, 粘性力是压力积分所得推力的 13.3%。所以粘性力是造成尾喷管推力损失的重要因素。

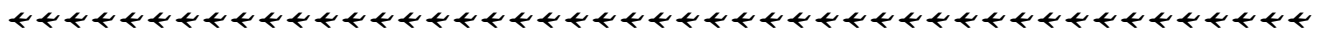
(4) 该设计方法不能有效控制出口截面形状, 下一步需在此基础上发展具有较好气动性能的进出口截面形状可控的三维尾喷管设计方法。

参考文献:

- [1] Nickerson G R, Dunn S S. Optimized supersonic exhaust nozzles for hypersonic propulsion [R]. AIAA 88-3161.
- [2] Going M. Nozzle design optimization by methods of characteristics [R]. AIAA 90-2024.
- [3] Baysal Oktay. Flow analysis and design optimization methods for nozzle afterbody of a hypersonic vehicle [R]. NASA CR-4431, 1992.
- [4] 张艳慧, 徐惊雷, 张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管设计点性能 [J]. 推进技术, 2007, 28(3): 282-286. (ZHANG Yan-hui, XU Jing-lei, ZHANG Kun-yuan. Numerical simulation of single expansion ramp nozzle for scramjet on the design point [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 282-286.)
- [5] 徐惊雷, 张艳慧, 张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管非设计状态性能计算 [J]. 推进技术, 2007, 28(3): 287-

290. (XU Jing-lei , ZHANG Yan-hui , ZHANG Kun-yuan. Numerical simulation of single expansion ramp nozzle for scramjet on off-design point [J]. *Journal of Propulsion Technology* ,2007 ,28(3) :287-290.)
- [6] 陈 兵 徐 旭 蔡国飙. 二维超燃冲压发动机尾喷管优化设计[J]. *推进技术* ,2002 ,23(5) . (CHEN Bing , XU Xu , CAI Guo-biao. Optimization design of two dimensional scramjet nozzle based on N-S equation [J]. *Journal of Propulsion Technology* ,2002 ,23(5) .)
- [7] 贺旭照 张 勇 汪广元,等. 高超声速飞行器单壁膨胀喷管的自动优化设计[J]. *推进技术* ,2007 ,28(2) . (HE Xu-zhao , ZHANG Yong , WANG Guang-yuan , et al. Automated design optimization of single expansion ramp nozzle for hypersonic vehicle [J]. *Journal of Propulsion Technology* ,2007 ,28(2) .)
- [8] 李建平 宋文艳 李卫强. 超燃冲压发动机尾喷管设计方法研究 [J]. *长春理工大学学报* ,2007 ,30 (1) : 113-116.
- [9] Melvin J Bulman , Adam Siebenhaar. The rebirth of round hypersonic propulsion [R]. *AIAA* 2006-5035.
- [10] Harloff G J , Reddy D R , Lai H T. Viscous three-dimensional analyses for nozzles for hypersonic propulsion [R]. *NASA CR-185197* ,1990.
- [11] Rao G V R. Exhaust nozzle contour for optimum thrust [R]. *Jet Propulsion* ,1958 38(6) :377-382.
- [12] Cebeci Tuncier , Brabshaw Peter. 对流传热的物理特性和计算[M]. 朱自强 邓学莹 陈炳永译. 北京: 清华大学出版社 ,1988:267-314.

(编辑: 姚懿巧)



(上接第 85 页)

- [4] Foust M J , Deshpande M , Pal S , et al. Experimental and analytical characterization of a shear coaxial combustor gO_2/gH_2 flowfield [R]. *AIAA* 1996-0646.
- [5] Tucker P K , Klemm M D , Smith T D. Design of efficient gO_2/gH_2 , injectors a NASA , industry and university cooperative effort [R]. *AIAA* 1997-3350.
- [6] Farhangi S , Yu T , Rojas L , et al. Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application [R]. *AIAA* 1999-2757.
- [7] Smith T D , Kevin M K , Breisacher J. Experimental evaluation of a subscale gaseous hydrogen/gaseous oxygen coaxial rocket injector [R]. *NASA* 2002-TM-211982.
- [8] Vaidyanathan R , Tucker P K , Papail N , et al. Computational-fluid-dynamics-based design optimization for single-element rocket injector [J]. *Journal of Propulsion and Power* 2004 20(4) :705-717.
- [9] Conley A , Vaidyanathan A , Segal C. Heat flux measurements for a gO_2/gH_2 single-element , Shear injector [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets* 2007 44(3) :633-639.
- [10] Cai Guobiao , Wang Xiaowei , Jin Ping , et al. Experimental and numerical investigation of large mass flow rate gas-gas injectors [R]. *AIAA* 2008-4562.
- [11] Marshall William M , Sibtosch Pal , Woodward R D , et al. Benchmark wall heat flux data for a gO_2/gH_2 single element combustor [R]. *AIAA* 2005-3572.
- [12] 汪小卫 金 平 蔡国飙,等. 单喷嘴燃烧室传热特性的测量方法 [J]. *推进技术* ,2008 ,29 (6) : 726-732. (WANG Xiao-wei , JIN Ping , CAI Guo-biao , et al. Method for measurement of single-injector heat transfer characteristics [R]. *Journal of Propulsion Technology* ,2008 ,29 (6) .)

(编辑: 张荣莉)