

塞式喷管设计和性能验证

王长辉, 刘 宇, 覃粒子

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要:提出了简化的塞式喷管型面设计和优化方法,并以气氢/气氧为推进剂,对圆转方内喷管—单元直排塞式喷管性能进行了热试实验验证。用圆弧和抛物线近似内喷管型面,用抛物线和三次曲线近似塞锥型面,以从海平面到设计高度的飞行总冲最大为目标函数,进行塞式喷管型面设计和优化。介绍了实验系统及实验发动机主要零部件的结构和设计参数,给出了实验参数测量结果、实验照片和数据分析。实验表明,塞式喷管具有良好的高度补偿能力和较高的效率。在三个不同高度下,实验喷管效率在93%~98%之间,预计设计点效率不低于98%。实验结果表明,所提出的塞式喷管型面设计和优化方法是合理可行的。

关键词:火箭发动机;塞式喷管;型面;实验;性能

中图分类号:V433.9

文献标识码:A

0 引 言

塞式喷管是一种具有连续高度补偿能力的喷管,它具有半开放的流场结构,燃气外侧与大气相通,能自动适应外界反压变化,使喷管工作在各个高度上时均处于完全膨胀状态,相对于钟型喷管,在低于设计高度上仍具有高性能。20世纪70年代,塞式喷管发动机曾一度计划用于航天飞机主发动机。1996年,美国实施了以塞式喷管发动机为动力的“X-33”运载器计划,从此,塞式喷管技术在欧洲、日本和中国也受到广泛关注和研究^[1]。虽然由于燃料储箱超重和研究经费短缺等原因,美国“X-33”计划被终止,但塞式喷管发动机的研制是成功的^[2]。

在我国,1997年开展了固体推进剂单元塞式喷管热试车实验^[3],1999年至2001年开展了气氧/酒精气液涡流喷嘴和喷注器的设计研究,成功进行了两单元、四单元和十四单元气氧/酒精推进剂塞式喷管发动机高低空模拟实验^[4-5],初步对塞式喷管的高度补偿性能进行了验证。在此期间,塞式喷管的型面设计过于简化,性能没有达到最好。2001年至2003年进行了塞式喷管型面设计研究^[6],并进行了多个塞式喷管的冷流实验验证,实验塞式喷管包括平板塞锥和瓦状塞锥等多种结构型式,获得了较高的喷管效率^[7]。中科院力学所也对一个二维直排塞式喷管进行了冷

流实验研究^[8]。塞式喷管的应用方案之一就是氢氧塞式喷管火箭发动机,本文讨论塞式喷管曲线近似型面的设计和优化方法,并对用此方法设计型面的一单元气氢/气氧塞式喷管发动机的性能进行热试实验验证。

1 型面设计和优化

1964年,Angelino提出了一种塞式喷管型面的近似设计方法^[9]。该方法假设塞锥入口燃气是均匀的一维分布,这样,塞式喷管内喷管出口上缘端点发出的扇形膨胀波都是直线型的,每道膨胀波上的流动参数分布是均匀的。照此假设,对于内膨胀比为1的塞式喷管,其型面只与燃气比热比 γ 和总面积比 E_t 有关。用Angelino方法设计的塞锥被称为理想塞锥,在理想均匀流动条件下可以获得很好的性能,已被广泛应用于塞式喷管的型面设计^[10]。但Angelino方法得到的型面是一系列离散点,不易于严格保证由离散点联结而成型面的连续和光滑,也不易于对型面进行优化筛选以获得最优的总体性能。为了快速、准确、有效地进行塞式喷管的型面设计,特别是对型面进行优化筛选,本文将内喷管型面和塞锥型面用简单的几何曲线进行近似。把这些几何曲线用简单的数学方程来描述,通过几何和气动的约束条件确定型面方程,这对型面设计和型面优化来说都不失为一种好方法。

● 收稿日期: 2007-01-06; 修订日期: 2007-05-24.

基金项目: 国家863资助项目(863-2-3-4-10); 中国博士后科学基金资助项目(20060400038).

作者简介: 王长辉(1977-),男,辽宁盘锦人,副教授,从事先进航天推进技术方面的研究. E-mail: Wangchanghui@buaa.edu.cn

1.1 内喷管型面设计

已有的钟型喷管型面设计方法^[11]仍可以用于内喷管的型面设计。对于轴对称和二维内喷管,讨论对称线的一侧型面:喉部区域的型面曲线认为是由两段圆弧构成,分别称为喉部上游圆弧段 R_u 和喉部下游圆弧段 R_{ld} 。如图1所示,内喷管扩张段型面曲线 BC 认为是一段抛物线。其它的型面参数包括喉部下游段圆弧角 θ_{ld} 、内喷管出口角 θ_e 。内喷管的型面方程可以由如下三个几何约束来确定:约束1是由 R_{ld} 和 θ_{ld} 确定抛物线起点 B 的位置;约束2是由 θ_{ld} 确定抛物线起点 B 处的斜率;约束3是由 θ_e 确定抛物线终点 C 的斜率以及由内膨胀比 E_i 确定内喷管出口高度(或出口半径)。

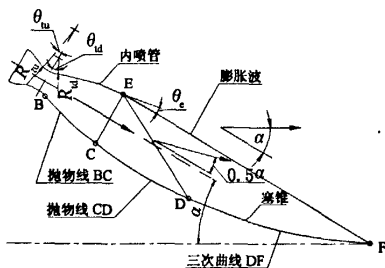


图1 塞式喷管型面几何模型图

Fig.1 Geometric model of the aerospike nozzle contour

对于圆转方内喷管,型面由钟型喷管型面转换而来。先设计好一个与圆转方内喷管相同喉部尺寸和面积比的轴对称喷管作为参考型面,在距离喉部相同的长度上,保证圆转方型面的截面积与参考型面的截面积相等。在每个截面的切向方向,相邻的型面边界用圆弧连接,圆转方型面起始处的截面圆角半径 R_1 等于参考型面在该处的半径,在出口处,截面圆角半径光滑过渡到 R_2 。圆角半径从圆转方的起始点按线性规律变化。当然,还存在其它的圆转方型面设计方法,包括通过其它的方式由参考喷管转化而成。基于目前的数值模拟结果,型面从喉部开始圆转方的性能要好于其它型面。对圆转方喷管型面的设计和优化方法仍在研究中,这部分工作应结合塞锥型面设计一起进行。

1.2 塞锥型面设计

通过曲线拟合分析发现,类似对内喷管型面的抛物线近似,由 Angelino 方法设计的全锥型面可通过两

段数学曲线来近似,塞锥型面参数化对后面型面优化十分重要。如图1,塞锥上游型面曲线 CD 可用抛物线 $y = a + bx + cx^2$ 近似,下游型面曲线 DF 可用三次曲线 $y = a + bx + cx^2 + dx^3$ 近似,两段型面曲线在 D 点光滑连接。连接点 D 与燃气的膨胀有关,在对不同设计要求下,Angelino 方法设计的塞锥型面进行分析的基础上,本文认为,在设计条件下,燃气在经过膨胀波 ED 后相对内喷管轴线所偏转的角度是燃气在经过膨胀波 EF 后所偏转角度 α 的一半。

在设计条件下, EF 是从内喷管上出口点 E 发出的最后一道膨胀波,经过 EF 后燃气的压强等于设计高度下的环境压强,并且气流方向与塞式喷管的轴线方向(水平方向)一致,此时燃气的总偏转角为 α 。根据流量守恒,可以由膨胀波 EF 波后燃气的密度 ρ 、速率 V 以及马赫数 M 来确定 EF 的长度 L , $L = \dot{m}M/\rho V W_d$, W_d 是塞锥的宽度,然后根据 EF 的角度来确定 F 点的坐标值。

基于前面的分析,认为燃气经过膨胀波 ED 后的偏转角为 $\alpha/2$,与计算 EF 类似,可以由普朗特-迈耶函数来确定 ED 上的流动参数,从而 D 点的位置也确定了。这样,不仅塞锥型面曲线上的三个关键点 C 、 D 和 F 的位置确定了,而且 C 点和 F 点的切向角也已知,再根据型面在 D 点的连续条件,就可以确定抛物线 CD 和三次曲线 DF 方程中的各个系数。

本文所述的型面设计方法也是建立在均匀一维流动假设下的。更进一步,若内喷管的出口角为 θ_e ,内喷管倾角 θ 可由 $\theta = v(M_e) - v(M_{e_i}) - \theta_e$ 来确定。式中 $v(M)$ 是普朗特-迈耶函数, M_e 和 M_{e_i} 分别表示设计工况下塞锥出口马赫数和内喷管出口点 E 处的马赫数。

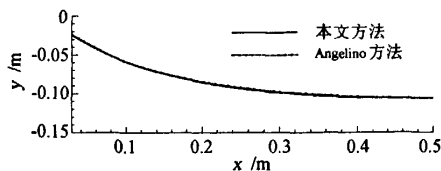


图2 两种方法设计塞锥型面的比较

Fig.2 Comparison of plug contours designed by two methods

应用上述型面设计方法设计了一个塞式喷管型面,喉部高度为 $D_1 = 4\text{mm}$,内喷管面积比为 $E_i = 4$,设计点压比 $C_{NPR} = 500$ (压比 $C_{NPR} = P_e/P_a$,是燃烧室压强 P_e 与环境压强 P_a 之比,反映高度变化)。图2将所设计的塞锥型面与 Angelino 方法的设计结果进行

了比较,两个型面曲线吻合较好。

以上是二维塞锥型面设计方法,对于瓦状塞式喷管,其内喷管是轴对称钟型喷管,必须先进行一些附加处理。须将内喷管出口截面上的轴对称流动参数分布转换为塞锥入口的一维分布,转换时保证塞锥入口截面积和入口高度与内喷管出口截面积和出口直径相等,由此可确定塞锥宽度 W_d 。用此方法设计的瓦状塞式喷管的冷流实验性能验证见文献[7]。

1.3 塞式喷管型面优化

综上所述,塞式喷管的型面可由如下参数确定:喉部直径(高度) D_l 、喉部上游圆弧段半径 R_{lu} 、喉部下游圆弧段半径 R_{ld} 、喉部下游段圆弧角 θ_{ld} 、内喷管的出口角 θ_e 、内喷管面积比 E_i 和总面积比 E_t 、内喷管倾角 θ 可通过 E_t 和 E_i 由普朗特-迈耶函数确定。通过对这些几何参数的优化取值可以实现塞式喷管型面的优化设计,以达到在飞行过程中总体性能最大。研究发现, R_{lu} 和 R_{ld} 在一定范围内变化时对性能影响较小,所以不列为优化变量,设计时直接取 $R_{lu} = 3R_l$, $R_{ld} = R_l$ 。塞式喷管的总面积比 E_t 和喉部直径 D_l 是在型面设计之前确定的,因此也不列为优化变量。燃气比热比 γ 和燃烧室总温 T_c 由热力计算确定。因此,本文只把喉部下游段圆弧角 θ_{ld} 、内喷管的出口角 θ_e 和内喷管面积比 E_i 列为优化变量。

考虑到要使塞式喷管在整个飞行过程中的总体性能最佳,以地面到设计高度的飞行总冲最大作为优化目标。为了简化计算,对塞式喷管总冲计算时作如下假设:

- (1) 飞行轨道为垂直飞行。
- (2) 忽略飞行中外流对塞式喷管的影响。
- (3) 在所有飞行高度上,燃烧室压强和温度都保持不变。
- (4) 气动阻力只是飞行速度和塞式喷管有效迎风截面积的函数。

充分发挥特征线法计算速度快的优点,采用特征线法计算塞式喷管的性能。要直接得到各个设计变量与目标函数之间的显式关系式是非常困难的。型面优化采用设计变量的枚举法来实现,即将各个设计变量在合理的区间内离散为取值节点,再将这些取值节点值的各个组合逐一进行性能计算和比较。所有的组合都计算和比较完毕后,就可获得这些设计变量的最优值。从理论上讲,只要设计变量的离散节点足

够密,取值范围足够宽,这种枚举的方法可以得到最优的塞式喷管型面。枚举法的缺点是计算时间会随着设计变量的数量和各个变量取值区间中节点数目的增加而增加。

2 实验系统

热试实验系统主要包括实验塞式喷管发动机、气氢/气氧推进剂供给系统、氮气吹除系统、真空系统、点火系统和测控系统等^[1]。

推进剂供给系统包括常温气氧系统和常温气氢系统。为精确控制推进剂混合比,气源经过减压阀后由音速喷嘴控制流量。相对于实验所需流量,气源气量可以充分保证实验过程中减压阀后压强稳定。吹除系统用常温高压氮气,由于不需要精确控制吹除氮气的流量,为简单考虑,系统不再设减压阀和音速喷嘴,而是由孔板取而代之。

真空系统主要由真空实验舱、四个大圆柱形真空罐和真空泵等组成,真空容积大于 120m^3 。固体药包点火系统由电源、引火头、固体火药、火药包和定位支架等组成,固体火药由 2# 黑火药 3g 和 3# 黑火药 6g 混合而成,引火头埋在其中。

为获得发动机性能,测量参数包括推力 F 、燃烧室压强 P_c 、实验舱压强 P_a 等。均方根误差分析显示,推力测量误差小于 1%,压强的测量精度比推力测量精度更高。衡量喷管性能用推力效率,为某一高度下实验测量推力系数与理论推力系数之比。

3 实验发动机

实验发动机为一单元直排塞式喷管发动机,其结构示意图如图 3 所示,主要包括头部、燃烧室内衬、燃烧室外套、内喷管套、内喷管、塞锥、底板、支撑件等部分。底板在底部的延伸长度大于 2 倍半底部高度,用于满足底部流场的对称条件。塞锥材料为碳钢,整体线切割加工。内喷管倾角 $\theta = 39.5^\circ$,塞锥宽度 $W_d = 53.26\text{mm}$,塞式喷管的总面积比 $E_t = 80.0$,设计点压比 $C_{NPR} = 1139$ 。

燃烧室内衬和内喷管使用耐高温、耐烧蚀材料钨钼。钨钼烧蚀率很低,是理想的热试实验喷管材料^[12]。燃烧室外套使用高导热材料紫铜,发动机综合烧蚀和热沉法进行热防护。

3.1 内喷管

如图 4 所示,内喷管为圆喉转方型出口喷管,喉

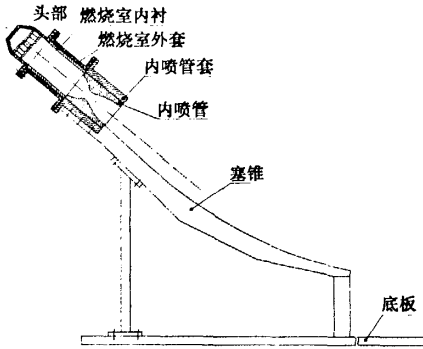


图3 实验发动机结构示意图
Fig.3 Sketch of test engine structure

部直径 $D_i = 26\text{mm}$, 面积比 $E_i = 5.5$ 。喉部上游收敛段和喉部下游扩张段的转方前是轴对称结构, 与一般轴对称拉瓦尔喷管类似。收敛段入口直径 $D_i = 60\text{mm}$, 从扩张段面积比为 $E = 1.37$ 处开始, 喷管型面的截面形状由圆形逐渐转变为带圆角的方形, 出口圆角半径由转方起始圆角半径 $R_1 = 15.2\text{mm}$ 光滑过渡到出口圆角半径 $R_2 = 10.0\text{mm}$ 。

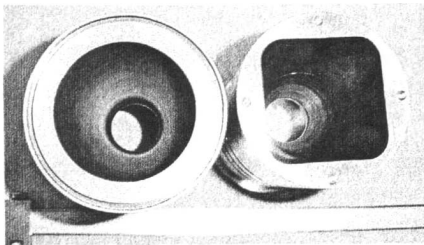


图4 圆转方内喷管照片
Fig.4 Photograph of round-to-rectangle primary nozzle

3.2 头部

发动机头部用不锈钢材料加工, 为三底两腔结构。如图5, 上底为空心圆台形, 在斜侧周向均匀分布有三个 $\phi 10\text{mm}$ 气氧进气管嘴。在头部圆柱段的周向上均匀分布四个 $\phi 10\text{mm}$ 气氢进气管嘴。考虑是气气混合燃烧, 喷注器采用直流式喷嘴。下底尺寸如图6所示, 中底和下底在沿直径 $\phi 34\text{mm}$ 的圆周向均布6个 $\phi 7\text{mm}$ 孔, 装配时气氧喷嘴两端分别插入中底和下底孔内焊接, 上底与中底之间形成氧腔, 气氧喷嘴内径 $\phi 4.7\text{mm}$ 。氢喷嘴为环绕在下底上氧喷嘴周围直径 $\phi 14\text{mm}$ 圆周向的36个 $\phi 1.3\text{mm}$ 小孔, 在靠近壁面的外层, 下底在周向布置两圈共36个 $\phi 1.0\text{mm}$ 小孔用于喷气氢热防护, 中底和下底形成氢腔。

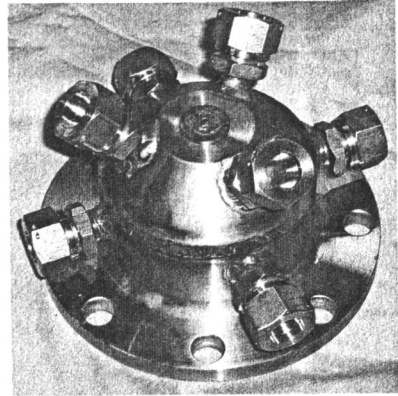


图5 实验发动机头部照片
Fig.5 Photograph of the test engine head

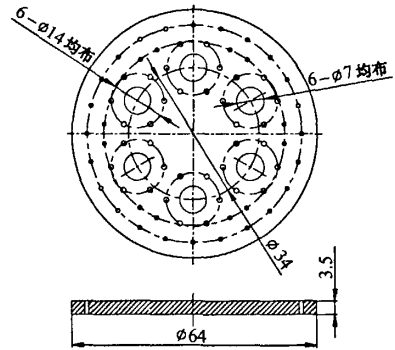


图6 头部下底尺寸图
Fig.6 Sketch of the head bottom plate

4 实验和结果分析

4.1 热试实验参数

实验发动机无再生冷却, 实验时间以测量的参数达到稳定工作状态即可。设计条件下, 发动机燃烧室压强 $P_c = 3.85\text{MPa}$, 燃烧室温度 $T_c = 3427\text{K}$, 燃气比热比 $\gamma = 1.198$, 气体常数 $R_g = 632.0\text{J/kg}\cdot\text{K}$, 推进剂混合比为5.5, 氧气流量和氢气流量分别为 0.762kg/s 和 0.139kg/s 。

4.2 热试实验情况

以 $C_{NPR} = 450$ 时实验测量的结果为例, 推力 F 和燃烧室压强 P_c 的测量结果如图7所示。点火后推力和燃烧室压强迅速升高, 推力达到 3500N , 燃烧室压强达到 3.70MPa 。由于设计稳定工作时间 1.5s , 实验结束时推力和燃烧室压强已经出现了平稳段。吹

除氮气的压强较高,在推力和燃烧室压强曲线后段出现了压强峰。压比 $C_{NPR} = 110$ 时,发动机稳定工作时的实验照片如图 8 所示,塞锥上燃气的膨胀边界明显,火焰明亮,表明温度很高。

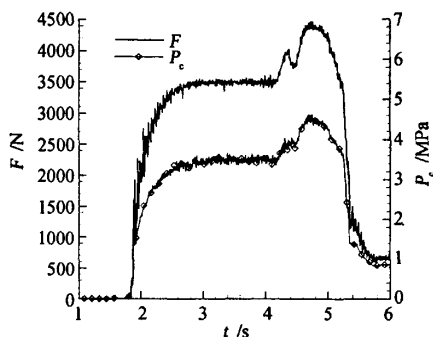
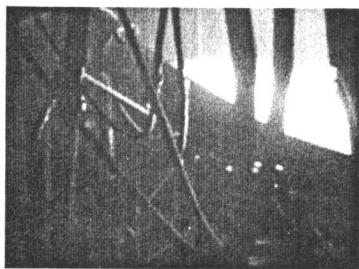


图7 实验参数测量结果

Fig.7 Measured data in hot-firing test

图8 $C_{NPR} = 110$ 时实验照片Fig.8 Test photograph under $C_{NPR} = 110$

实验发动机头部可靠地进行了五次高温燃气吹风实验(其中两次安装在其它喷管上进行实验),五次实验后,头部无烧蚀损坏,喷注器面板、内壁表面状态良好,保持金属光泽。钨渗铜内喷管的内壁表面有少量的铜渗出,内喷管型面无破坏。实验后,测量的内喷管喉部直径比实验前增大约 0.1mm,尺寸变化不大。

4.3 塞式喷管性能

图 9 是单元塞式喷管性能的数值模拟结果和实验数据对比图,数值模拟方法参见文献[13]。三次实验的有效数据在三个压比(高度)下获得了喷管推力效率。在低压比 $C_{NPR} = 110$ 附近,效率在 93% ~ 95% 之间;在中间压比 $C_{NPR} = 450$ 附近,效率在 96% ~ 98% 之间;在高压比 $C_{NPR} = 1000$ 附近,效率在 93% ~ 96% 之间。在 $C_{NPR} = 110$ 和 $C_{NPR} = 450$ 两个压比下,数值预测的喷管效率与实验测量数据吻合较好。在

压比 $C_{NPR} = 1000$ 下,计算的效率在 98% 左右,而实验测量数据在 93% ~ 96% 之间,二者有几个百分点的误差。

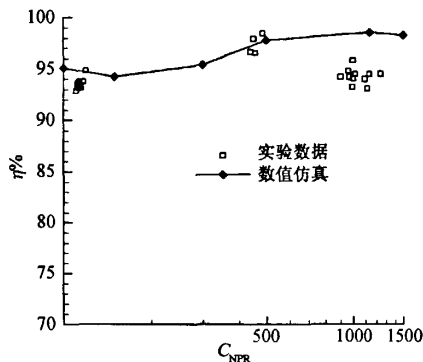


图9 性能的实验和数值模拟结果

Fig.9 Experimental and numerical results of performance

塞式喷管的设计点压比 $C_{NPR} = 1139$, $C_{NPR} = 1000$ 更接近设计点,此时的喷管效率应比 $C_{NPR} = 450$ 时略高,但实验的效率却比 $C_{NPR} = 450$ 时低。分析认为, $C_{NPR} = 1000$ 附近的性能测量值偏低主要是由于扩压器引射效果欠佳造成的。由于实验发动机的尺寸和流量比较大,扩压器不能满足高压比实验的反压维持要求。由于反压传感器所处位置的引射作用明显,测得的舱内压强值低于喷管的实际工作反压,造成计算的实验效率偏低。总的来说,性能的热试实验结果还是令人满意的,在 $C_{NPR} = 450$ 时测量的效率最大值达到了 98%,在设计点的效率应该还会有小幅度提高。高压比模拟实验对扩压器的依赖很大,今后进行高压比实验须对扩压器作比较大的改造。

5 结 论

研究主要得到如下结论:

(1) 给出了简化实用的塞式喷管型面设计和优化方法。

(2) 对气氢/气氧单元直排塞式喷管发动机的性能进行了热试实验验证,获得了三个压比下性能的实验数据,实验的最高效率达到 98%。

(3) 采用耐烧蚀材料钨渗铜加工圆转方内喷管和燃烧室内衬,碳钢材料加工塞锥的非冷却热试发动机成功进行了多次热试车。对于短时间的热试实验研究,该设计方案是可行的。

(4) 气氧喷嘴为直流孔,气氢喷嘴为环绕在气氧喷嘴周围的氢气孔,近壁面布置多个小孔喷氢热防

护。实验表明,头部的结构和参数设计是合理的。

参 考 文 献:

- [1] 王长辉. 塞式喷管气动特性的实验和数值模拟研究[D]. [博士学位论文]. 北京航空航天大学, 2005, 04.
- [2] RYAN H M, SOLANO W, HOLLAND R, et al. The future of full-scale propulsion testing[R]. AIAA Paper 2001-0746, 2001.
- [3] 刘宇, 戴梧叶, 汤海滨等. 塞式喷管单元发动机实验与数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(4): 27-33.
- [4] DAI W Y, LIU Y, CHENG X C, et al. Analytical and experimental studies of tile-shaped aerospike nozzles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(4): 640-645.
- [5] DAI W Y, LIU Y, CHENG X C, et al. Numerical and experimental study of tile-shaped aerospike[R]. AIAA Paper 2002-4035, 2002.
- [6] 覃粒子, 刘宇, 王小白. 塞式喷管多参数性能优化计算[J]. 宇航学报, 2002, 23(2): 28-33.
- [7] WANG C H, LIU Y, LIAO Y F. Studies on aerodynamic behavior and performance of aerospike nozzles[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2006, 27(1): 1-8.
- [8] 李江. 气动塞式喷管气体动力学过程研究、有翼飞行器高超声速动导数的实验测量[R]. 中国科学院力学所博士后研究报告, 中国科学院力学所, 2001.
- [9] ANGELINO G. Approximate method for plug nozzle design[J]. *AIAA Journal*, 1964, 2(10): 1934-1835.
- [10] IMMICH H, CAPORICCI M. Status of the FESTIP rocket propulsion technology program [R]. AIAA Paper 97-3311, 1997.
- [11] ALLMAN J G, HOFFMAN J D. Design of maximum thrust nozzle contours by direct optimization methods [R]. AIAA Paper 78-1048, 1978.
- [12] 丘哲明, 陈明义, 杨传荣, 等. 导弹与航天丛书固体火箭发动机材料与工艺[M]. 宇航出版社, 1995: 135-136.
- [13] 王长辉, 刘宇. 塞式喷管化学反应非平衡流动的数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 561-565.

Studies on aerospike nozzle design and performance validation

WANG Chang-hui, LIU Yu, QIN Li-zi

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

Abstract: A simple design and optimization method of aerospike nozzle contour and the results of hot-firing tests on a 1-cell GH_2/GO_2 linear aerospike nozzle engine with round-to-rectangle primary nozzle are presented. The cell contour is described by two circular arcs and a parabola; the plug contour is described by a parabola and a third-order curve. The maximum total impulse from sea level to design altitude is adopted as objective to optimize the aerospike nozzle contour. Test apparatus, structures and design parameters of the main parts of the experimental engine are described. Data measured in the tests, test photographs and data analyses are delivered. It is shown that good altitude compensation of thrust and high efficiencies were obtained in the tests. At three altitudes, efficiency of the tested aerospike nozzle varies within the range of 93% to 98%. The promising efficiency of more than 98% at design point can be expected. It is proved that proposed design and optimization method of aerospike nozzle contour is reasonable and feasible.

Key words: rocket engine; aerospike nozzle; contour; experiment; performance