

## 塞式喷管热试实验研究

王长辉, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

**摘 要:** 全面介绍了多个塞式喷管的热流实验研究。实验获得了固体推进剂、气氧/酒精及气氧/气氢三种推进剂组合塞式喷管的热试车性能。实验塞式喷管包括了瓦状塞锥和平板塞锥等两种塞锥形式。实验结果表明, 塞式喷管特别适合用于飞行高度范围跨度大的固体或液体火箭发动机。气氧/酒精瓦状直锥塞式喷管热试车的效率达到了 95%, 验证了瓦状塞式喷管的高度补偿特性。一单元塞式喷管和单侧三单元塞式喷管气氢/气氧发动机热试实验成功进行了爆震波多管点火。一单元塞式喷管发动机在  $C_{NR}=110$  附近, 效率达到 93%~95%; 在  $C_{NR}=450$  附近, 效率达到 96%~98%; 在  $C_{NR}=1000$  附近, 效率达到 93%~96%。单侧三单元塞式喷管发动机在  $C_{NR}=50$  附近, 效率达到 92%~93.5%; 在  $C_{NR}=350$  附近, 效率达到 95%~96%, 预计在设计点的效率不低于 98%。

**关键词:** 航空、航天推进系统; 火箭发动机; 塞式喷管

**中图分类号:** V433.9

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2007) 04-0001-07

## Hot-firing tests on aerospike nozzles

Wang Changhui, Liu Yu

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

**Abstract:** Comprehensive studies on hot-firing tests of the aerospike nozzles are presented. Hot-firing performance of aerospike nozzles with solid propellant, gaseous  $O_2$ /alcohol ( $GO_2$ /alcohol) and gaseous  $H_2$ /gaseous  $O_2$  ( $GH_2/GO_2$ ) propellant combinations was obtained in the tests. Two types of plug ramps — the tile-shape and the flat shape were designed for aerospike nozzle experiments. It was shown that the aerospike nozzle was well suitable for large operation altitude range solid rocket motor or liquid rocket engines. The efficiency of experimental  $GO_2$ /alcohol propellant aerospike nozzle with tile-shaped cylindrical plug ramp reached 95%, the altitude compensation capacity of the aerospike nozzle was also verified.  $GH_2/GO_2$  propellant hot-firing tests were carried out on a 1-cell aerospike nozzle and a 3-cell aerospike nozzle. Multi-pipe detonation wave ignitor was successfully

收稿日期: 2006-11-28; 修回日期: 2007-01-23。基金项目: 国家博士后科学基金(20060400038)。

作者简介: 王长辉 (1977—), 男, 博士后, 研究领域为先进航天推进理论与工程。

performed in the tests. For 1-cell aerospike nozzle, efficiency was 93% to 95% around  $C_{NR}=110$ , efficiency was 96% to 98% around  $C_{NR}=450$  and efficiency was 93% to 96% around  $C_{NR}=1000$ . For 3-cell aerospike nozzles, efficiency varied from 92% to 93.5% around  $C_{NR}=50$  and efficiency varied from 95% to 96% around  $C_{NR}=350$ . At design point the promising efficiency of more than 98% can be expected.

**Key words:** aerospace propulsion system; rocket engine; aerospike nozzle

## 1 引言

目前使用的钟型喷管火箭发动机技术已经较为成熟,很难找到从根本上大幅度提高其性能的途径。相对传统火箭发动机,塞式喷管发动机体积小、重量轻,在整个飞行高度均具有高性能并且易于与运载器底部相配合,可望成为未来先进运载器的动力装置。塞式喷管是一种具有连续高度补偿特性的喷管,相对于钟型喷管在低于设计高度上仍具有高效率。塞式喷管用于现有火箭发动机系统,可望仅作有限的改动便可大幅度提高发动机的性能。

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,20世纪90年代以来,塞式喷管技术在美国、欧洲、日本和中国受到广泛关注和研究<sup>[1]</sup>。虽然由于液氢燃料储箱超重和研究经费短缺等原因,美国以塞式喷管发动机为动力的“X-33”运载器计划被终止,但塞式喷管发动机成功进行了地面热试车。截至目前,国内外对塞式喷管技术的小规模研究仍在继续进行<sup>[2-4]</sup>。

从1997年起,中国也开展了塞式喷管的理论和实验研究工作。在实验研究方面,先后进行了固体推进剂热试车、气氧/酒精推进剂热试车、大量冷流试验和气氢/气氧推进剂热试车<sup>[1]</sup>。研究的塞式喷管也包括了直排、环排、一单元、多单元、平板塞锥、瓦状塞锥、轴对称内喷管及圆转方内喷管等多种结构形式,获得了大量有价值的实验数据。热试车实验主要经历了两个阶段,第

一阶段是塞式喷管概念探索研究,主要是初步验证塞式喷管的高度补偿特性,此时还没有成熟的型面设计方法,喷管的性能较低。经过理论研究和大量的冷流实验后,塞式喷管型面设计和优化方法逐渐成熟,经过型面优化设计的塞式喷管在热试实验中获得了较高的喷管效率。本文主要介绍北京航空航天大学在塞式喷管热流实验方面的研究进展。

## 2 固体推进剂塞式喷管实验

实验发动机为长方形全钢焊接结构。内喷管扩张段型面由圆弧和抛物线连接而成,长度 $L_1=200\text{mm}$ ,喉部为 $14.2\text{mm}\times 14.2\text{mm}$ 正方形,出口为 $85.7\text{mm}\times 103.5\text{mm}$ 矩形。内喷管面积比 $E_1=44$ ,倾角 $\theta=26.7^\circ$ 。塞锥型面由两段抛物线近似,宽度 $W_d=103.5\text{mm}$ ,长度 $L_2=211.9\text{mm}$ ,底部高度 $H_b=255.5\text{mm}$ 。塞式喷管总面积比 $E_t=224$ ,此面积比的设计点压比 $C_{NR}=5450$ 。压比 $C_{NR}=p/p_a$ 是燃烧室压强与环境反压之比,反映喷管工作高度的变化。

燃烧室中装填固体推进剂双石-2,其燃烧产物绝大部分在塞式喷管中膨胀加速产生推力,另有一小部分气体经导流管进入塞锥底部形成二次流。发动机由4根钢丝固定在水平放置的推力台架上,发动机四角支点置于4个球轮上,可以在水平方向自由移动。

几次实验测量的燃烧室压强在 $10\sim 12\text{MPa}$ 之间,由于实验塞式喷管的总面积很大,受到高空模拟设备能力所限,实验压比远未达到设计点,

测得的喷管效率均在压比  $C_{NR}=1000$  以下。测量的效率数据与相同面积比钟型喷管—维理想效率曲线对比如图1所示。由于型面设计和流动损失等原因,该塞式喷管总体效率不高,在实验中最低压比  $C_{NR}=290$  时,实验效率为 89.1%,仍大大高于钟型喷管效率,也体现了其低空的高度补偿能力,这是对塞式喷管高度补偿特性的最初热试实验。

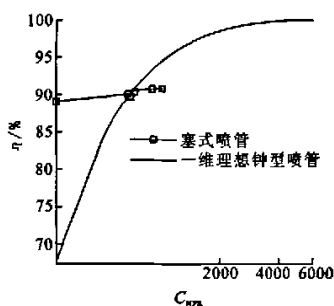


图1 喷管效率随  $C_{NR}$  变化曲线

Fig.1 Nozzle efficiencies as a function of  $C_{NR}$

### 3 气氧/酒精推进剂塞式喷管实验

推进剂采用气氧/酒精,酒精供给系统采用挤压式,设计的酒精最大流量为 0.9kg/s。高压氧气由 50 多个高压氧气瓶并联提供,充气压强可达 13MPa,设计的氧气最大流量为 1.3kg/s。在两路推进剂管路上装有文氏管控制流量。实验塞式喷管发动机用钢丝绳悬挂在真空实验舱内。

#### 3.1 四单元瓦状直锥塞式喷管

四单元瓦状直锥塞式喷管有 4 个独立的燃烧室和喷管,内喷管倾角  $\theta=30^\circ$ 。为减小设计和加工难度,塞锥不是特征型面,而是一个半圆柱面,这将造成一定的性能损失。每个单元的内喷管为钟型喷管,喉部直径  $D_t=20\text{mm}$ ,面积比  $E_t=3.24$ 。塞式喷管总面积比  $E_t=22.15$ ,在此面积比下,塞式喷管的设计压比  $C_{NR}=218$ 。

实验测量的塞式喷管效率和相同面积比钟型喷管—维理想高度特性曲线如图2所示。测量的最大喷管效率约为 95%。相对钟型喷管,实验塞式喷管高度补偿能力明显,从地面到设计高度

( $C_{NR}=16.8\sim 218$ ),喷管效率在 90%~95%之间变化。由于实验塞式喷管的塞锥是直圆柱面,性能会比特征型面喷管低。另外,该塞式喷管 4 个单元分离布置,也会带来燃气外泄造成的性能损失。如果改进塞式喷管型面设计,其性能应该还可以进一步提高。

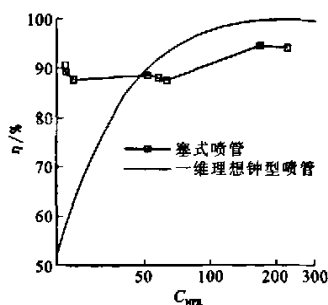


图2 喷管效率随  $C_{NR}$  变化曲线

Fig.2 Nozzle efficiencies as a function of  $C_{NR}$

#### 3.2 十四单元瓦状塞式喷管

十四单元瓦状塞式喷管的内喷管是环形布置的,燃烧室与 14 个尺寸参数相同的小喷管焊接,小喷管的大部分扩张段去掉一半型面作为塞锥,小喷管出口与底板焊在一起,使底部气流封闭。考虑加工难度,14 个小喷管设计为锥型喷管,喉部直径  $D_t=6\text{mm}$ ,内喷管出口直径  $D_e=18\text{mm}$ ,整个塞式喷管的面积比  $E_t=100$ ,此面积比下的设计压比为  $C_{NR}=1465$ 。

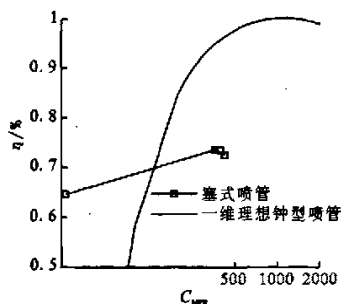


图3 喷管效率随  $C_{NR}$  变化曲线

Fig.3 Nozzle efficiencies as a function of  $C_{NR}$

实验时燃烧室压强约为  $p_c=2.9\text{MPa}$ ,燃烧室

温度约为  $T_c=1200\text{K}$ 。由于燃烧室压强比较低,而喷管的总面积比却很大,实验条件远远偏离了塞式喷管的设计点,再加上其单元推力室采用的均是锥形喷管,使测得的喷管性能比较低,在  $C_{NPR}=32$  和  $C_{NPR}=420$  两个压比附近获得的性能分别在 64.6% 和 73.6%。图 3 是测量的塞式喷管效率与相同面积比钟型喷管一维理想效率曲线的对比图。

## 4 气氧/气氢推进剂塞式喷管实验

### 4.1 实验系统

推进剂供给系统包括常温气氧系统和常温气氢系统。气氧由汇流排上 20 个总体积约为  $0.8\text{m}^3$  的高压氧气瓶并联提供,充气后压强可达  $13\text{MPa}$ 。气氢由北京航天试验技术研究所高压氢气贮箱提供,最高供氢压强可达  $18\text{MPa}$ 。推进剂经过减压后由音速喷嘴精确控制流量和混合比。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后压强稳定。

吹除用常温高压氮气。气源由并联多个高压氮气瓶的汇流排提供,分别对气氧和气氢路进行吹除,氮气瓶组充气压强可达  $13\text{MPa}$ 。由于不需要精确控制吹除氮气的流量,为简单考虑,系统不再设音速喷嘴,而是由孔板取而代之。

真空系统由直径  $\Phi 3.5\text{m}$  真空实验舱、4 个大圆柱形真空舱和真空泵等组成,总真空容积大于  $150\text{m}^3$ 。测量参数包括推力  $F$ , 单元推力室压强  $p_c$ , 实验舱内压强  $p_a$ 。另外,测量的参数还包括推进剂在推力室头部的压强以及推进剂输送管路上不同位置的压强和温度等。发动机安装在水平放置的推力台架上,推力台架具有现场校准推力的自动标定系统,提高了推力标定和测量精度。

### 4.2 一单元塞式喷管发动机

一单元塞式喷管发动机主要包括头部、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。燃烧室内衬和内喷管使用耐高温材料钨钼铜,它具有优良的耐烧蚀性能,是理想的热试实验喷管材料,完全可用于短时间的热试车实验研究<sup>[9]</sup>。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。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  $W_s=53.26\text{mm}$ ,塞式喷管的总面积比  $E_t=80.0$ ,设计点压比  $C_{NPR}=1139$ 。

如图 4 所示,内喷管为圆喉转方型出口喷管,喉部直径  $D_t=26\text{mm}$ ,面积比  $E_t=5.5$ 。喉部上游收敛段和喉部下游扩张段的转方位置前是轴对称型面,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  $R_2=10.0\text{mm}$ 。

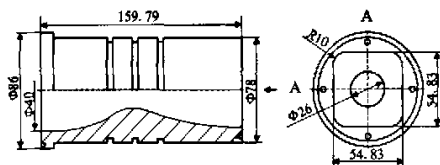


图 4 圆转方内喷管示意图

Fig.4 Sketch of round-to-rectangle primary nozzle

如图 5,发动机头部为三底两腔结构。上底为空心圆台形,在斜侧周向均布 3 个  $\Phi 10\text{mm}$  气氧进气管嘴。在头部圆柱段的周向均布 4 个  $\Phi 10\text{mm}$  气氢进气管嘴。喷注器采用氧喷嘴周围环布氢气喷嘴的多孔直流式喷嘴。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,气氧喷嘴外径  $\Phi 7\text{mm}$ ,内径  $\Phi 4.7\text{mm}$ 。氢喷嘴为下底上环绕在氧喷嘴周围直径  $\Phi 14\text{mm}$  圆周上的小孔,每个氧喷嘴周围 6 个  $\Phi 1.3\text{mm}$  氢气喷嘴,共 36 个。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。

实验使用火药点火方式。火药点火器由电源、引火头、固体火药、火药包和定位支架等组成。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。实验前拆掉发动机头部,把火药点火器从燃烧室放入,定位支架卡在喷管入口处,以定位点火器位置<sup>[10]</sup>。设计条件下,发

动机的工作参数见表 1。

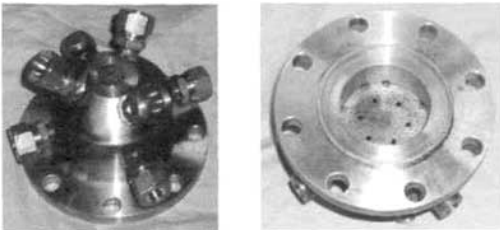


图 5 发动机头部照片  
Fig.5 Photograph of the head

表 1 设计条件下实验参数  
Tab.1 Experimental parameters under design condition

推进剂类型	参 数
推进剂混合比	5.46
燃烧室压强/MPa	3.85
燃烧室温度/K	3427.0
燃气比热比	1.198
燃气气体常数/(J/kg·K)	632.0
推进剂总流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	0.901
气氧流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	0.762
气氢流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	0.139

图 6 是一单元热试塞式喷管性能的数值模拟结果和实验数据对比图。三次实验的有效数据在  $C_{NPR}=110$ 、 $C_{NPR}=450$  和  $C_{NPR}=1000$  三个压比（模拟高度）下获得了喷管推力效率，数值模拟方法参见文献 [6]。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。塞式喷管的设计点压比为  $C_{NPR}=1139$ ， $C_{NPR}=1000$  附近的性能应

该比  $C_{NPR}=450$  时高，测量值偏低主要是由于实验舱内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。

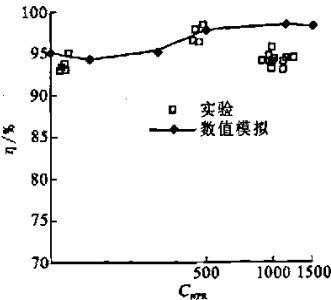


图 6 喷管效率随  $C_{NPR}$  变化曲线  
Fig.6 Nozzle efficiencies as a function of  $C_{NPR}$

4.3 单侧三单元塞式喷管发动机

如图 7，单侧三单元塞式喷管发动机主要由 3 个单元推力室和塞锥组成。3 个单元推力室的支撑主体是一个并排加工有 3 个圆柱形安装孔的方型整体结构，每个单元推力室的内喷管、燃烧室内衬、喷注器单元和爆震波点火器依次装入其内。相邻单元中心线间距为 66mm。通过安装固定件把单元推力室和塞锥连接在一起，通过结构支撑件把塞锥和底板安装固定。塞锥材料为碳钢，整体线切割加工。单元推力室倾角  $\theta=37.5^\circ$ ，塞锥宽度  $W_d=200\text{mm}$ ，塞式喷管的总面积比  $E_f=80.0$ ，设计点压比  $C_{NPR}=1139$ 。

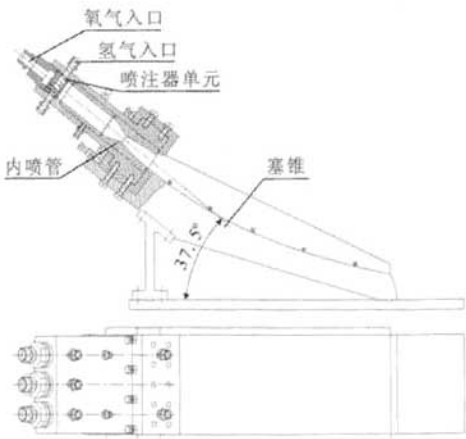


图 7 单侧三单元塞式喷管发动机示意图  
Fig.7 Sketch of 3-cell aerospike nozzle engine

该塞式喷管的内喷管也是圆转方结构,内喷管喉部直径  $D_1=16\text{mm}$ ,面积比  $E_1=5.77$ 。收敛段入口直径  $D_2=40\text{mm}$ ,型面由圆转方的起始位置在扩张段面积比为  $E=1.38$  处。出口圆角半径由转方起始圆角半径  $R_1=9.4\text{mm}$  光滑过渡到出口圆角半径  $R_2=10.0\text{mm}$ 。

喷注器单元用不锈钢材料加工。喷注器单元在沿直径  $\Phi 24\text{mm}$  的圆周向均布 3 个直流同轴式氢氧喷嘴,喷嘴加工好后,通过螺纹连接安装到 3 个孔内。在喷注器单元圆柱段的周向上均匀分布 4 个  $\Phi 10\text{mm}$  气氢进气孔。气氢/气氧同轴式喷嘴如图 8 所示。气氧喷嘴内径为  $\Phi 3.6\text{mm}$ ,外径为  $\Phi 6.0\text{mm}$ ,气氢喷嘴环内径为  $\Phi 6.8\text{mm}$ ,外径为  $\Phi 8.0\text{mm}$ 。气氢喷嘴环上周向均匀分布 6 个直径为  $\Phi 2.0\text{mm}$  的进气孔,气氢流动通道为内外径分别为  $\Phi 6.0\text{mm}$  和  $\Phi 6.8\text{mm}$  的环形间隙,氧喷嘴缩进氢喷嘴  $3\text{mm}$ 。喷注器单元面板上布置 3 圈共 36 个直径为  $\Phi 1.0\text{mm}$  小孔用于喷气氢热防护。

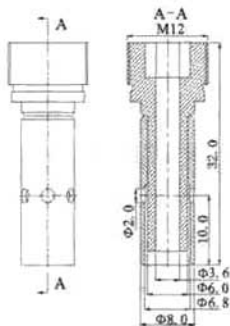


图 8 气氢/气氧直流喷嘴示意图

Fig.8 Sketch of  $\text{CH}_4/\text{CO}_2$  injector element

单侧三单元塞式喷管发动机实验的点火采用先进的爆震波多管点火器,同时点燃 3 个推力室单元。爆震波点火系统阀门数量比较多,就一个推力室的点火来说系统显得比较复杂,但如果对将来多单元塞式喷管进行点火,却不再需要增加阀门的数量,只需把点火管分成多管即可。所以,这种点火方式对多推力室点火来说是非常有吸引力的,研究表明,其点火同步性也很好<sup>[7]</sup>。

设计条件下,发动机的工作参数见表 2。

表 2 设计条件下实验参数

Tab.2 Experimental parameters under design condition

推进剂类型	参 数
推进剂混合比	5.46
燃烧室压强/MPa	3.85
燃烧室温度/K	3427.0
燃气比热比	1.198
燃气气体常数/(J/kg·K)	632.0
推进剂总流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	1.0227
气氧流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	0.8644
气氢流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	0.1583

单侧三单元塞式喷管发动机共进行了两次热试车实验,爆震波点火器均成功点燃 3 个推力室单元。图 9 是三单元热试塞式喷管性能的数值模拟结果和实验数据对比图。两次实验的有效数据在  $C_{NFR}=50$  和  $C_{NFR}=350$  两个压比(模拟高度)附近获得了喷管的推力效率。在压比  $C_{NFR}=50$  附近,推力效率在 92%~93.5%之间;在压比  $C_{NFR}=350$  附近,推力效率在 95%~96%之间。在压比  $C_{NFR}=350$  下,数值预测的喷管效率与实验测量数据吻合较好,在压比  $C_{NFR}=50$  下,数值计算的效率在 90%左右,而实验测量数据在 92%~93.5%之间,模拟计算的喷管效率比实验测量值低。

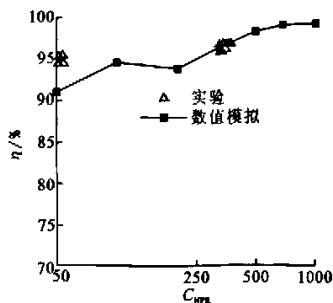


图 9 实验塞式喷管效率随  $C_{NFR}$  变化曲线

Fig.9 Nozzle efficiencies as a function of  $C_{NFR}$

目前,单侧三单元塞式喷管发动机只做了在 $C_{NPR}=50$ 和 $C_{NPR}=350$ 两个压比附近的热试车,设计点的效率应该比 $C_{NPR}=350$ 时有小幅提高。设计压比下的热试实验待对实验舱扩压器作进一步改造后方可进行。

## 5 结论

本文比较全面地介绍了塞式喷管热流实验研究的情况。结合实验喷管和实验数据,综述了固体推进剂、气氧/酒精及气氧/气氢三种推进剂组合塞式喷管发动机的热试车性能。实验塞式喷管包括了瓦状塞锥和平板塞锥两种塞锥型式。实验结果表明:

(1) 塞式喷管可用于固体或液体火箭发动机,其高度补偿特性特别适合用于飞行高度范围跨度大的火箭发动机。

(2) 以气氧/酒精为推进剂,四单元瓦状直锥塞式喷管的热试车效率达到了95%,如果采用优化设计的特征型面还能进一步提高性能,瓦状塞式喷管是一种值得研究的塞式喷管型式。

(3) 以气氢/气氧为推进剂,对一单元塞式喷管发动机和单侧三单元塞式喷管发动机进行了热试车实验,实验的最高效率达到98%,验证了塞式喷管型面设计和优化理论。

(4) 实验采用了液体多管点火器、固体火药点火器和爆震波多管点火器等多种点火方式,多

管点火器成功点燃多个单元推力室。爆震波点火具有结构简单,可多管多次点火和点火同步性好等优点,可用于未来多单元塞式喷管发动机点火。

## 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]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
- [2] John M G, Eric B. A status report on the development of a nanosat launch vehicle and associated launch vehicle technologies[R]. AIAA 2004-7003.
- [3] Mori H, Taniguchi M, Nishihira R, et al. Experimental analyses of linear-type aerospike nozzles with and without sidewalls[R]. AIAA 2005-1350.
- [4] Eric B, John G. Aerospike engines for nanosat and small launch vehicles (NLV/SLV)[R]. AIAA 2004-6005.
- [5] 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]. 北京: 宇航出版社, 1995: 135-136.
- [6] 王长辉, 刘宇. 主要结构参数对直排塞式喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2004, 25(5): 439-443.
- [7] 郭宏杰, 梁国柱, 马彬. 爆震波多管点火特性实验[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 895-899.
- [8] 王长辉, 刘宇. 塞式喷管冷流试验研究 [J]. 火箭推进, 2006, 33(3): 6-13.

(编辑: 马 杰)