

文章编号: 1000-8055(2007)02-0316-07

高度补偿喷管的氢氧热试研究

王 一 白, 覃 粒 子, 刘 宇, 廖 云 飞, 王 长 辉
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 采用气氧作氧化剂、气氢作燃料, 对具有高度补偿特性的塞式喷管和双钟型喷管进行了点火热试. 介绍了气氢/气氧试验系统, 以及试验喷管的结构形式、设计参数和装配照片, 喷管试验件采用耐烧蚀的钨渗铜材料加工, 成功进行了多次短时间点火热试. 给出了试验测量参数曲线、点火热试照片和数据结果, 获得了不同高度下塞式喷管和双钟型喷管的热试性能数据, 和当量钟型喷管相比两者都具有较好的高度补偿特性. 以推力系数效率为例, 塞式喷管在低空压强比下达到 92%~95%, 双钟型喷管低空下为 96%~98%, 高空下则都在 95% 左右.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 塞式喷管; 双钟型喷管; 点火热试; 高度补偿特性

中图分类号: V430

文献标识码: A

Hydrogen/oxygen hot-firing tests of altitude compensating nozzles

WANG Yi bai, QIN Li zi, LIU Yu, LIAO Yun fei, WANG Chang hui

(School of Aerospace,

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

Abstract: By employing the gaseous oxygen as oxidizer and gaseous hydrogen as fuel, hot-firing tests were performed for aerospike nozzle and dual-bell nozzle test engines with altitude compensating features. The gaseous hydrogen/oxygen experimental system, the test nozzles' configuration, design parameters and assembly graphics were described. Made of the ablation-resistant tungsten-copper alloy, the test components of nozzles have successfully passed several short-period hot-firing tests. The measured parameter curves, test photographs and results are obtained, thus obtaining the performance data of aerospike nozzle and dual-bell nozzle under different altitudes, both of which have good altitude compensation characteristic as compared with the conventional bell nozzle. For example, the thrust coefficient efficiency of aerospike nozzle is 92%-95% and dual-bell nozzle is 96%-98% at low altitude, and about 95% at high altitude.

Key words: aerospace propulsion system; aerospike nozzle; dual-bell nozzle; hot-firing test; altitude compensating characteristic

塞式喷管和双钟型喷管都具有很好的高度补偿能力, 塞式喷管的半开放流场结构, 能够自动适应外界环境压强变化, 在整个飞行高度均具有较高的性能^[1]; 双钟型喷管包括基喷管和延伸段喷管两部分, 在壁面转折点的控制下能够随环境压

强的变化调整工作模式来实现高度补偿, 低空工作模式时基喷管完全膨胀, 延伸段气流呈现大尺度分离, 高空工作模式时基喷管出口流压强高于环境压强, 气流完全附着延伸段壁面, 性能接近大面积比钟型喷管, 避免了传统钟型喷管在不同高

收稿日期: 2006-06-21; 修订日期: 2006-10-17

基金项目: 国家 863-2 高技术航天领域 2003AA722020

作者简介: 王 一 白 (1976), 男, 河南新乡人, 北京航空航天大学博士后, 主要从事塞式喷管发动机技术研究.

度工作所带来的过膨胀或欠膨胀损失^[2]. 20 世纪后期, 高度补偿喷管受到了许多国家的关注, 美国、欧洲、日本开展了大量的数值模拟和冷热试验研究^[36], 我国也开展了塞式喷管型面设计和性能优化计算^[7], 进行了不同结构型式塞式喷管(瓦状和二维)的计算和冷吹风试验^[8-10], 对双钟型喷管开展了型面设计、流场结构的数值模拟和冷吹风试验^[11, 12]. 不论是塞式喷管, 还是双钟形喷管, 都希望在现有氢氧火箭上作有限的改动来大幅度提高发动机的性能, 本文采用气氧作氧化剂、气氢作燃料对塞式喷管和双钟形喷管试验发动机进行了点火热试研究, 进一步展示二者的高度补偿特性.

1 高度补偿喷管试验发动机

1.1 塞式喷管

圆转方塞式喷管试验发动机主要包括以下部分: 头部、燃烧室(外套和内衬)、单元内喷管(外套和圆转方内喷管)、塞锥、塞锥侧板和底板、连接支撑件及实验台限位结构等.

发动机头部(图 1)为不锈钢材料, 包括上底、中底和下底, 上底和中底之间是气氧腔, 在斜侧周向均布 3 个 $\phi 10\text{ mm}$ 进气管嘴. 中底和下底之间是气氢腔, 周向上均布 4 个 $\phi 10\text{ mm}$ 进气管嘴. 因为是气气混合燃烧, 喷注器采用结构紧凑单位面积流量大的直流式喷嘴. 下底上沿直径 $\phi 34\text{ mm}$ 的圆周方向均布 6 个气氧喷嘴(内径 $\phi 4.7\text{ mm}$). 气氢喷嘴一共有 72 个: 在每个气氧喷嘴周围直径 $\phi 4\text{ mm}$ 的圆周上布置有 6 个 $\phi 1.3\text{ mm}$ 小孔, 而贴近壁面附近还布置两圈共 36 个 $\phi 1\text{ mm}$ 小孔用于气氢屏蔽热防护.

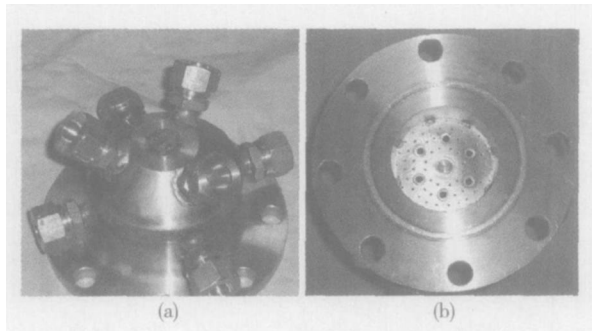


图 1 试验发动机头部照片

Fig. 1 Head photograph of the test engine

试验发动机在燃烧室温度高达 3400 K 以上的情况下不采用自主冷却方式, 而综合采用烧蚀、热沉法及近壁低混合比屏蔽进行热防护. 燃烧室外套使用高导热材料紫铜, 内衬为钨渗铜材料用于

烧蚀防护, 两层之间通过高温河西胶粘结在一起, 烧蚀率很低的 WuCu 能够在高温下可靠工作(基体 Wu 熔点很高, Cu 在高温下起发汗冷却作用, 有实验证明此材料在 3000 K 下能可靠工作 400 s). 燃烧室与头部和内喷管套均采用法兰螺栓密封连接. 紫铜燃烧室和 WuCu 内衬开有 $\phi 4\text{ mm}$ 的测压孔, 采用旋入式接管嘴与压力传感器相连.

钨渗铜圆转方内喷管(图 2)的喉部直径 $d_t = 26\text{ mm}$, 喉部上游收敛段入口直径和燃烧室直径 d_c 一样, 均为 $\phi 60\text{ mm}$. 喷管内型面的圆转方从喉部下游位置开始, 方形出口圆角半径 $R_e = 10\text{ mm}$, 面积比 $\varepsilon = 5.5$. 内喷管外圆上加工三道密封槽, 和内喷管套之间通过氟橡胶密封, 依靠燃烧室和内喷管的法兰连接将内喷管与塞锥压在一起. 内喷管套与塞锥和塞锥侧板之间用 14 个 M10 螺栓连接. 另外通过若干垫片来调整内喷管出口与塞锥的高度, 保证两者之间光滑连接.

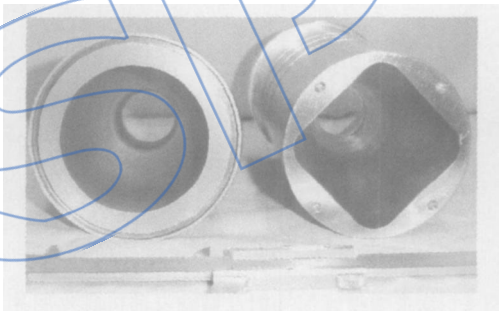


图 2 圆转方内喷管照片

Fig. 2 Photograph of round to square inner nozzles

碳钢材料的塞锥采用整体线切割加工, 底部结构为一个突出的圆弧, 用来减少底部亚声速回流区面积, 与其它零件都采用螺栓连接方式. 底板的延伸长度大于 2 倍半底部高度, 用于形成底部中心对称条件. 塞锥宽度大于内喷管出口宽度, 两边留有一定的间隙, 内喷管倾角 $\theta = 39.5^\circ$. 塞式喷管的总面积比 $\varepsilon = 80$, 设计压强比 $NPR_d = 1139$. 连接支撑件主要用于连接推力架、发动机台架限位等. 一单元圆转方塞式喷管试验发动机的整体装配照片如图 3 所示.

1.2 双钟型喷管

双钟型喷管和塞式喷管试验发动机使用相同的燃烧室和喷注器头部, 双钟型喷管主体结构由两部分组成, 即基喷管和外套. 基喷管为传统的轴对称钟型喷管, 由整体 WuCu 材料加工制造, 喉部直径 $d_t = 26\text{ mm}$, 面积比为 9.7. 基喷管前端面有密封凹槽, 与燃烧室采用垫片端面密封, 周向开有

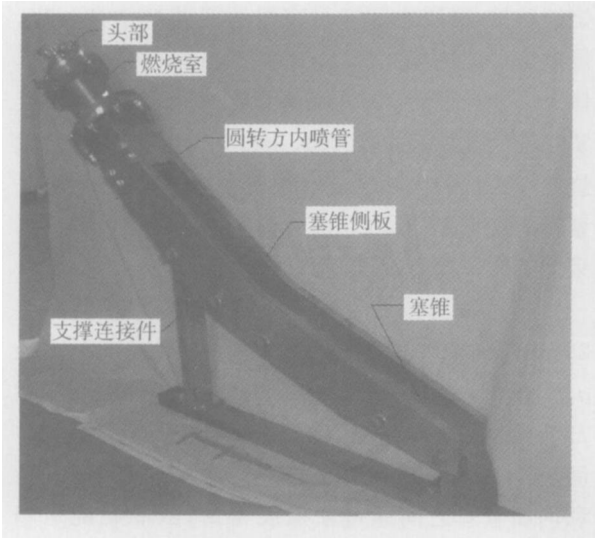


图 3 塞式喷管试验发动机实物照片
Fig. 3 Photograph of the aerospike test engine

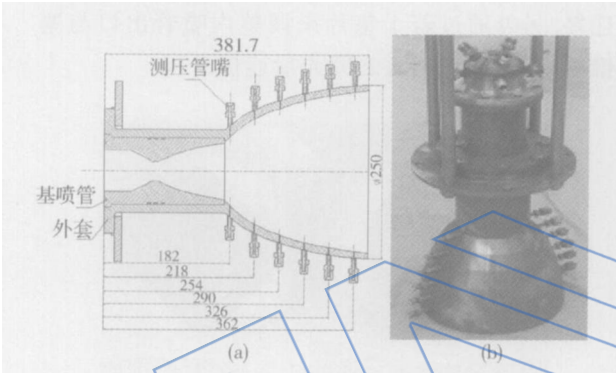


图 4 双钟型喷管尺寸图及试验发动机实物照片
Fig. 4 Dimension sketch and photograph of the dual bell test engine

三道密封槽,采用氟橡胶密封圈与外套密封。不锈钢外套用来包含基喷管和形成双钟型喷管延伸段,与燃烧室采用法兰连接。延伸段上顺着燃气流的方向对称分布有 12 个壁面压力测点,测压接管嘴通径为 $\phi 4$ 。设计工作条件与塞式喷管完全相同,总面积比为 80,其尺寸及实物照片如图 4 所示。

2 气氢气氧热试系统

如图 5 所示,气氢气氧试验系统主要包括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,以及塞式喷管(或双钟型喷管)试验发动机与推力台架等。

气氧供给系统采用 10 个 40 L 容积的高压氧气瓶组作为气源,气源压强为 13 MPa,主管路尺寸是 $\phi 24\text{ mm} \times 2\text{ mm}$ 。气氢供给系统的气源采用 4 m^3 容积的氢气罐,压强最高可达 18 MPa,主管路尺寸是 $\phi 36\text{ mm} \times 3\text{ mm}$ 。气氧和气氢各自经过

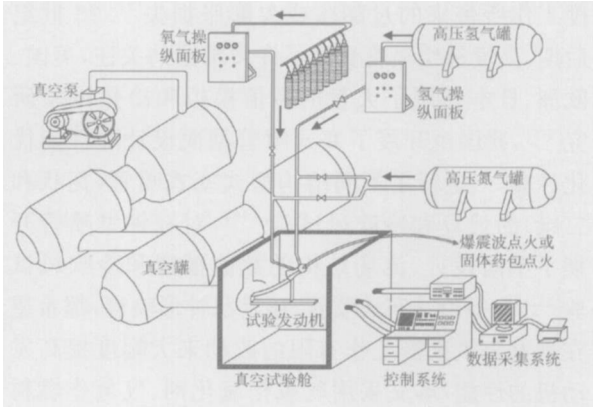


图 5 气氢气氧试验系统示意图
Fig. 5 Sketch of GH₂/GO₂ test system

减压器减压后分别由喉部直径为 $\phi 7.498\text{ mm}$ 和 $\phi 6.401\text{ mm}$ 声速喷嘴控制流量,每个声速喷嘴前都安装有压强传感器,用于准确计算气氧和气氢流量,从而计算推进剂混合比和燃气热力参数。每次试验过程控制在 3 s 以内,气氢总量在 0.6 kg 以内,气氧总量为 3 kg 左右,气源气量完全可以保证试验过程中减压器后有稳定的低压压强。吹除系统采用 10 MPa 以上的高压氮气罐作为气源,主管路尺寸是 $\phi 24\text{ mm} \times 2\text{ mm}$ 。无需精确控制吹除氮气的流量,所以系统不再使用减压器和音速喷嘴,而是由孔板节流后,分别对气氧和气氢进行吹除,吹除管路尺寸均为 $\phi 18\text{ mm} \times 2\text{ mm}$ 。

真空系统的容积大于 120 m^3 ,由真空实验舱和 4 个真空罐以及真空泵等组成。为防止真空环境下辉光放电现象影响点火效果,真空度大约是 2000 Pa。由于试验发动机的尺寸比较大,在原来的圆形扩压器上开出一条宽 350 mm 的斜坡引射结构,以改善真空舱的引射效果,避免燃气冲到扩压器上面的舱壁后又返回到实验舱内,使试验过程中的舱内反压迅速升高而不能达到高空模拟的要求。点火系统曾先后采用两种方式:爆震波点火和固体药包点火。爆震波点火增加了一整套点火管路系统,还要适应低压启动和高压工作两种状态。由于协调过程中不断出现问题,后改用简单可靠的固体药包点火方式。点火电源由控制台提供,固体黑火药药量一共 6 g,引火头埋在其中。固体药包点火器靠支架定位,放在距离喷注面板 15 mm 的燃烧室中。

测控系统主要由工控计算机、数据采集卡、测量和控制软件、推力传感器和压强传感器等组成。试验过程一共测量 16 路参数,包括发动机推力 F 、燃烧室压强 p_c 、真空舱压强 p_a 、气氢路声速喷嘴前压强、气氧路声速喷嘴前压强、氮气吹除路压

强、氢氧头部压强、管路温度、喷管壁面压强(双钟型喷管只测 6 个点)等,其中同喷管效率直接相关的有 F , p_c 和 p_a . 实验台架水平布置,固定在方形真空室的基座上. 试验发动机用钢丝绳悬挂在真空实验舱中,调整钢丝绳和底部支撑结构以保证发动机推力轴线与推力台架轴线在同一直线上. 为了改善拉压传感器的使用条件,推力台架采用了两个纵向刚度大、横向刚度小的叉簧饶性件将推力转化成拉力,推力测量误差小于 1%. 此外,专门设计的一套传感器密封套筒将压强传感器测量线路和真空室隔离,并通过细管路将测量线引入到燃烧室压强测量点,这样既使得压强传感器离测量点距离近,减少压强损失,又保证传感器背压与真空室外的大气相通,不会在实验过程中发生变化.

3 试验内容与结果分析

3.1 管路充填和时序调试

表 1 给出了设计条件下的试验发动机工作参数. 推进剂供给、吹除管路的阀门和点火电源等在试验过程中有严格的时序要求,手动操作无法实现,必须采用自动控制时序. 因此,在进行点火热试前,需对氢气管路、氧气管路分别进行管路充填冷试,来确定阀门开启时间和自动控制时序. 图 6 是氢气管路充填的压强曲线,以系统数据采集开始为零点,实测氢气声速喷嘴前建压时间为 1.33 s,燃烧室建立稳定压力时间为 1.744 s,两者相差 0.414 s,这就是氢气主阀门后管路充填达到满流量的时间. 图 7 是氧气管路充填的压强曲线,氧气声速喷嘴前建压时间为 1.03 s,燃烧室建立稳定压力时间为 2.63 s,氧气主阀门后管路充填达到满流量的时间为 1.6 s. 通过这两个时间来确定氢、氧主阀开闭的先后时序,时序要保证点火可靠和启动平稳^[8]. 最终塞式喷管试验时序参数确定为:氧主阀比氢主阀先开 0.1 s,氧主阀打开 0.2 s 后点火电源通电,氧主阀打开 1.97 s,即试验达到设计流量稳定 1 s 后关闭所有主阀门,开始吹除,结束试验.

表 1 试验喷管发动机的设计工作参数

Table 1 Design parameters of the test engines			
燃烧室压强 p_c/MPa	燃烧室温度 T_c/K	比热比/ γ	燃气气体常数 $R/\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
3.85	3 427	1.198	632.06
氧气质量流量 $\dot{m}_{\text{O}_2}/\text{kg/s}$	氢气质量流量 $\dot{m}_{\text{H}_2}/(\text{kg/s})$	喉部直径 d_t/mm	总面积比 ε_t
0.762	0.139	26	80

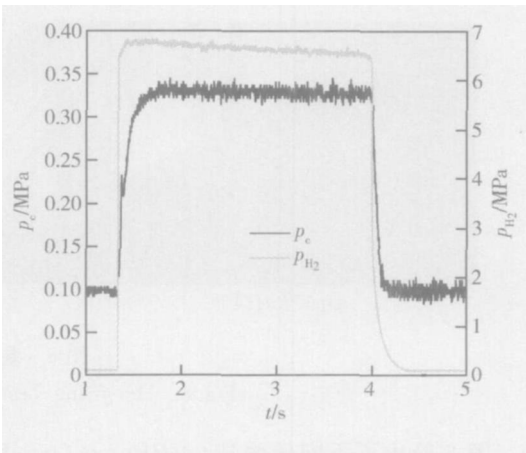


图 6 氢气管路充填压强曲线

Fig. 6 Pressure curve of GH₂ pipes

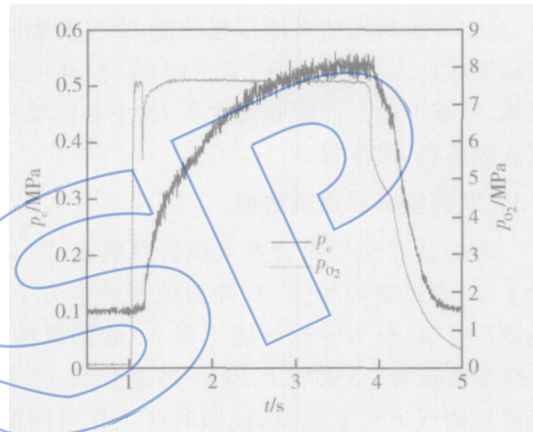


图 7 氧气管路充填压强曲线

Fig. 7 Pressure curve of GO₂ pipes

同理,双钟型喷管试验时序参数为:氧主阀比氢主阀先开 0.1 s,氧主阀打开 0.2 s 后点火电源通电,氧主阀打开 1.97 s,即试验达到设计流量稳定 1 s 后关闭所有主阀门,开始吹除,结束试验.

3.2 塞式喷管热试数据

因为试验发动机没有冷却措施,出于安全考虑,每次稳定工作的时间比较短,为了得到不同压比高度的性能曲线,需要进行多次试验,表 2 是塞式喷管点火试验参数表.

表 2 塞式喷管的点火试验参数

Table 2 Hot firing test Parameters of the aerospace nozzle						
NPR	$p_{\text{O}_2}/\text{MPa}$	$\dot{m}_{\text{O}_2}/(\text{kg/s})$	$p_{\text{H}_2}/\text{MPa}$	$\dot{m}_{\text{H}_2}/(\text{kg/s})$	F/N	p_c/MPa
114	8.75	0.791 2	8.0	0.154 3	3 304.8	3.82
450	8.75	0.794 8	8.35	0.158 5	3 647.6	3.76
1 120	8.85	0.800 7	7.85	0.134 8	3 478.9	3.44

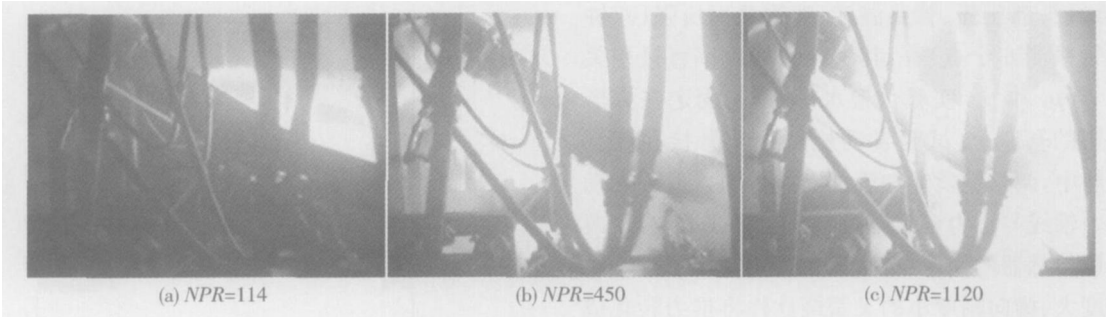


图 8 塞式喷管点火试验照片
Fig. 8 Hot firing Test photographs of the aerospike nozzle

图 8 给出了不同压强比($NPR = p_c/p_a$)下的喷管点火试验照片. $NPR = 114$ 时, 塞锥上燃气的膨胀边界明显, 火焰明亮, 温度很高. $NPR = 450$ 时, 真空实验舱内的环境压强较低, 燃气的膨胀程度和区域加大. 高压比 $NPR = 1120$ 时, 环境压强更低, 塞锥上燃气的膨胀程度更大, 中心区域的氢氧火焰明亮, 温度很高.

3.3 双钟型喷管热试数据

表 3 是双钟型喷管点火试验参数表. 图 9 给出了(a)塞式喷管和(b)双钟型喷管的推力 F 、燃烧室压强 p_c 和实验舱环境压强 p_a 的测量曲线. 曲线走势正常, 点火后 F 和 p_c 迅速升高, 达到额定值后曲线出现平稳段, 说明时序工作时间满足性能试验要求. 由于真空系统的容积较大, 燃气流量较小, 实验舱内改造后扩压器的引射作用也得到改善, 所以在较短的点火时间内 p_a 能够维持在一个较低的水平, 满足高空模拟试验的要求. 在 F 和 p_c 曲线后段出现峰值的原因是较高的氮气吹除压强造成的, 这样可以保证试验结束后迅速将剩余推进剂吹出. 每次点火热试后, 都要进行相关检查. 结果表明, 实验舱内的推进剂供给管路没有损坏, 塞式喷管和双钟型喷管的头部喷注器、燃烧室、内喷管等试验件一切正常, Wt-Cu 材料内喷管的内壁表面有少量的铜析出. 由于高温高速燃气流的冲刷, 所析出的铜在壁面上沿流线方向成细丝状分布, 可是内喷管型面并没受实质

表 3 双钟型喷管的点火试验参数

Table 3 Hot firing test Parameters of the dual bell nozzle

NPR	p_{O_2}/MPa	$\dot{m}_{O_2}/(kg/s)$	p_{H_2}/MPa	$\dot{m}_{H_2}/(kg/s)$	F/N	p_c/MPa
110	8.95	0.793 3	7.82	0.146 4	3 355.6	3.75
800	8.95	0.795 6	7.65	0.144 8	3 489.7	3.71

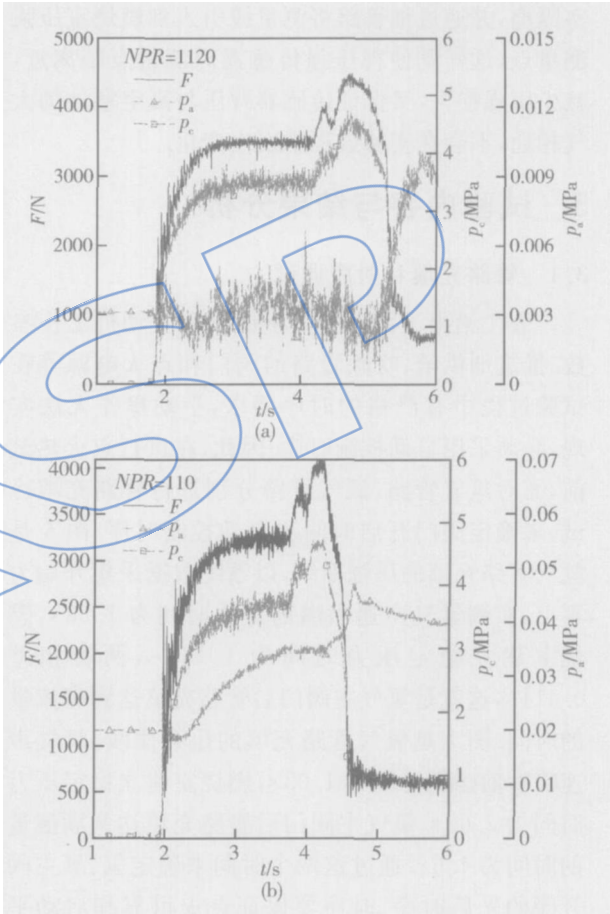


图 9 塞式喷管和双钟型喷管的热试车测量曲线

Fig. 9 Measured curves in hot firing tests of the aerospike nozzle and the dual bell nozzle

影响. 测量的内喷管喉部直径比点火试验前略有增大(约大 0.1 mm), 但这种尺寸变化不会影响性能计算, 说明试验方案可行.

3.4 性能结果与分析

图 10 是不同工作压强比下双钟型喷管的壁面压强分布, 测点位置全部在延伸段上, 第一个测点位置和基喷管与延长段的转折点很接近(图中无因次距离座标 $x = 0.18$). 低空 $NPR = 110 \sim 130$, 壁面压力在型面转折点后出现跳跃(壁面压

力随环境压强的降低而减小), 基喷管出来的燃气在转折点出现大尺度分离流动, 基喷管出口主流边界是受环境压强影响的自由边界, 此时双钟型喷管工作在低空模式, 有效面积比等于基喷管小面积比, 没有出现膨胀损失; 高空 $NPR=780\sim 900$, 随高度的增加, 环境压强逐渐降低, 此时基喷管出口流压强已经开始高于环境压强, 延长段壁面压力不再随环境压强发生变化, 流动已完全附着于喷管延长段壁面, 此时双钟型喷管工作在高空模式, 其延长段全部面积比得到有效利用, 性能接近大面积比钟型喷管。

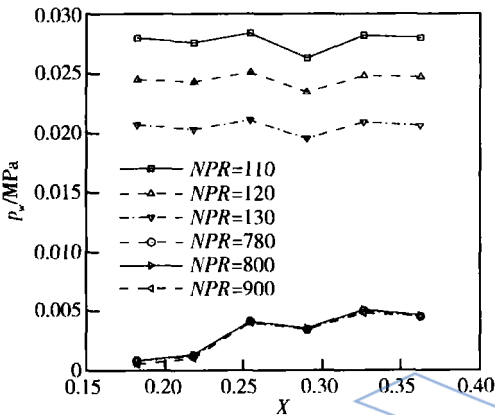


图 10 双钟形喷管的壁面压强分布

Fig. 10 Wall pressure distribution of the dual bell nozzle

为衡量喷管性能, 一方面使用推力系数效率^[8], $\eta_F = C_F / C_{Fideal}$, 其中 C_F 是点火试验测量得到的推力系数, C_{Fideal} 是当地环境压强下理想喷管的理论推力系数; 另一方面还可与面积比为 80 的当量钟型喷管的性能进行比较. 图 11 是塞式喷管、双钟型喷管点火热试结果和当量钟型喷管的性能对比图. 低空 $NPR=110$ 附近, 塞式喷管效率在 92%~95% 之间, 双钟型喷管效率在 96%~98% 之间; 中空 $NPR=450\sim 650$, 塞式喷管效率最高到 98%; 高空时塞式喷管效率在 94% 左右 ($NPR=1120$), 双钟型喷管效率为 96% ($NPR=900$). 和当量钟型喷管的性能数据相比, 在低空和中空, 塞式喷管和双钟型喷管的效率都很高, 尤其是低空更加体现出了很好的高度补偿特性. 理论上高空时塞式喷管和双钟型喷管的工作状态类似于大面积比钟型喷管, 喷管的设计压强比 $NPR_d=1139$, 从中空到 NPR_d , 性能应该持续升高, 但点火试验结果却降低. 分析试验现象认为, 高空附近的性能测量值偏低主要是由于真空扩压器引射效果不好造成的. 高空工况条件下, 真空实

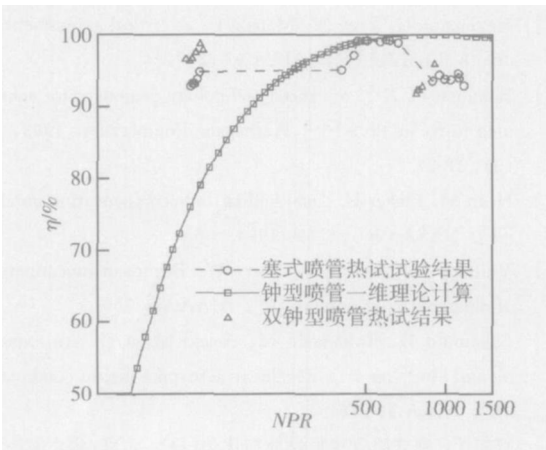


图 11 热试的性能结果比较

Fig. 11 Performance comparison of hot firing tests

验舱的背压很低, 试验发动机的尺寸和流量比较大, 扩压器的引射效果不好, 不能维持较低的实验舱背压, 真空舱背压传感器实测值不准, 造成试验效率偏低. 总的来说, 塞式喷管和双钟型喷管的点火热试效果还是不错的, 较好地反映了高度补偿喷管的特性.

4 结 论

采用气氧作氧化剂、气氢作燃料对塞式喷管和双钟型喷管试验发动机进行了点火热试研究, 得到以下结论:

- (1) 点火热试获得了不同压强比下的推力性能数据, 推力系数效率最高达到 98%. 和当量钟型喷管相比, 热试已验证了在低、中空压强比下塞式喷管和双钟型喷管都有较好的高度补偿特性.
- (2) 对于短时间不冷却的热试研究来说, 采用耐烧蚀材料钨渗铜加工喷管试验件的方法可行, 两种喷管试验发动机顺利完成了多次短时间点火, 燃烧过程中参数稳定可靠.
- (3) 高空压强比下的试验对真空引射的依赖性很大, 没有取得预想的效果, 今后进行高空模拟试验时必须对真空扩压器引射器作比较大的改造.

下一步的研究工作是继续开展多单元直排式圆转方塞式喷管和不同结构参数(基喷管面积比、基喷管长度、延伸段偏折角等)双钟型喷管的点火试验研究, 结合理论分析和计算, 掌握喷管设计参数影响性能的规律, 为其工程应用做好技术储备.

参考文献:

[1] Muss J A, Nguyen T V. Evaluation of altitude compensating nozzle concepts for RL V [R]. AIAA 97 3222.

- [2] Hagemann G, Frey M, Manski D. A critical assessment of dual bell nozzles [R]. AIAA 97-3299.
- [3] Bokulich F. X-33 advanced technology demonstrator scheduled to fly in 1999 [J]. Aerospace Engineering, 1998, 18 (3): 18-27.
- [4] Horn M, Fisher H. Dual bell altitude compensating nozzles [R]. NASA-CR-194719, 1994.
- [5] Vuilamy D, Duthoit V, Berry W. European investigation of clustered plug nozzles [R]. AIAA 99-2350.
- [6] Sakamoto H, Takahashi M, Sasaki M, et al. An experimental study on a 14 kN linear aerospike nozzle combustor [R]. AIAA 99-2761.
- [7] 覃粒子. 塞式喷管型面设计与优化[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
- [8] 王-白. 塞式喷管的性能实验与系统设计研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
- [9] 王-白, 刘宇, 王长辉, 等. 矩形内喷管塞式喷管的数值计算与实验研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 413-418. WANG Yibai, LIU Yu, WANG Changhui, et al. Numerical and experimental study of a plug nozzle with two rectangular inner cells[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (3): 413-418.
- [10] 王-白, 刘宇, 王长辉, 等. 瓦状特征型面塞式喷管三维计算与实验[J]. 推进技术, 2004, 25(5): 444-449. WANG Yibai, LIU Yu, WANG Changhui, et al. 3D numerical and experimental study of a tile shaped plug nozzle with characteristic plug contour[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5): 444-449.
- [11] 马宏瑞, 张扬军, 郑孟伟, 等. 双钟型喷管高度补偿特性的数值分析[J]. 推进技术, 2003, 24 (6): 505-508. MA Hongrui, ZHANG Yangjun, ZHENG Mengwei, et al. Numerical analysis on the performance of dual bell nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24 (6): 505-508.
- [12] 郑孟伟, 朱森元, 张扬军. 双钟形喷管流场数值模拟与试验验证[J]. 导弹与航天运载技术, 2005, 275(2): 26-30. ZHENG Mengwei, ZHU Senyuan, ZHANG Yangjun. Numerical simulation and cold flow test for dual bell nozzle flow field[J]. Missiles and Space Vehicles, 2005, 275 (2): 26-30.