

塞式喷管冷流试验研究

王长辉, 刘宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 结合试验喷管和试验数据, 从高度补偿特性、底部气动特性、塞锥截短对性能的影响和塞式喷管流场等四方面, 讨论了塞式喷管的性能和气动特点。试验结果表明: 塞式喷管高度补偿效果明显, 相对钟型喷管在低于设计高度上仍具有高性能; 注入一定流量的二次流有利于提高塞式喷管性能, 防止底部开闭过渡时推力较大幅度突降; 底部二次流的注入使底部开闭过渡点的压比值升高, 底部闭合后的压强值增大; 塞式喷管型面设计不理想, 将在流场中产生激波, 降低塞式喷管的性能。

关键词: 航天推进系统; 火箭发动机; 塞式喷管; 冷流试验

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 03-0006-08

Cold flow tests of aerospike nozzles

Wang Changhui, Liu Yu

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on nozzle experimental data, performance and aerodynamic characteristics of the aerospike nozzles were discussed from four aspects which were altitude compensability, base aerodynamics, affection of plug truncation on performance and aerospike nozzle flowfield. The tests results indicates that aerospike nozzle has obvious capacity of altitude compensation and high efficiency under design altitude compared with bell-shaped nozzle. It is helpful to enhance aerospike nozzle performance and avoid a sudden thrust reduction at base aerodynamic transition when some base bleeding is injected. Both base transition nozzle pressure ratio and base pressure under closed base status are increased in case of some amount of base bleeding. Pressure distribution along full-length plug ramp under design altitude can provide a reference for plug truncation. The imperfect nozzle contour results in the shock wave generation in flowfield and makes the most contribution to the efficiency degradation.

Key words: space propulsion system; rocket engine; aerospike nozzle; cold flow test

收稿日期: 2006-11-28; 修回日期: 2006-12-26。

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。

1 引言

塞式喷管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,使发动机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点的高度上仍具有高性能。塞式喷管的概念在20世纪40年代被提出,美国从20世纪50年代到70年代对塞式喷管的性能和可行性进行了广泛的研究。20世纪90年代以来,随着对单级入轨可重复使用运载器关注的高涨,国际上再次掀起了对塞式喷管的研究热潮。在美国发展“X-33”运载器计划的带动下,欧洲、俄罗斯、日本和中国也对这种喷管进行了研究^[1]。

塞式喷管发动机曾经计划用于航天飞机主发动机,第一个研究热潮从60年代一直延续到70年代末,然而由于发展中的技术难度太大,使其落后于钟型喷管而终止研究。1996年,美国开始实施“X-33”单级入轨运载器计划。在“X-33”计划中,美国已对120吨级全尺寸直排塞式喷管发动机XRS-2200成功进行了地面整体热试车^[2]。由于低温复合材料液氢储箱超重和研究经费等问题,“X-33”计划最终被取消,但塞式喷管发动机的研究和研制是成功的。日本对塞式喷管的研究始于20世纪90年代中期,是在日本国家宇航试验室进行的,先期研究的是环排塞式喷管^[3],后来转入直排塞式喷管研究^[4]。欧洲FESTIP计划(未来欧洲空间运输技术研究计划)和ARPT计划(先进火箭推进技术计划)中也对塞式喷管进行了类似的研究^[5]。截至目前,国内外对塞式喷管的小规模研究和应用仍在进行。

从1997年起,中国也开展了塞式喷管的研究工作。塞式喷管在中国开展研究近十年以来,经历了从概念的理论探索、数值模拟、试验验证到优化设计的过程^[6]。试验研究在塞式喷管设计和性能验证方面发挥了很重要的作用,先后进行了塞式喷管的双基固体推进剂、复合固体推进剂热试车、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。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、轴对称内喷管和圆转方内喷管等多种结构形式,获得了大量有价值的试验数据。冷流试验相对热试试验系统简单、花费少,可进行大量研究,便于系统探索塞式喷管气动特性和规律,本文主要介绍北京航空航天大学在塞式喷管冷流试验方面的研究进展。在国内,中科院力学所和清华大学等单位也曾对塞式喷管开展了一些研究工作^[1],这里不再细述。

2 试验系统

冷流试验采用高压空气作为推进剂,试验系统由贮气系统、空气压缩机、高空模拟系统、试验控制系统、数据采集系统以及试验喷管等组成。高压空气源由89个体积约为0.041m³的高压气瓶并联提供,充气压强最高可达13MPa,气瓶总容积约为3.6m³,系统最大流量可达16kg/s。高空模拟系统由真空泵和容积约为120m³的大圆柱形模拟试验舱组成。为获得塞式喷管的效率高度特性、底部压强和塞锥表面压强,试验测量的参数主要包括推力 F 、集气室压强 p_c 、底部压强 p_b 、塞锥表面压强 p_p 和试验舱反压 p_a 等。压比 $C_{NRH} = p/p_a$ 反映高度变化,底部二次流率定义为注入底部的二次流流量与集气室总流量之比。衡量喷管效率使用推力效率 η ,即某一高度下计算的推力系数 C_F 与该高度下理想推力系数 C_{F0} 之比, $\eta = C_F/C_{F0}$, $C_F = F/(p_c A_t)$,其中, A_t 为喉部面积, γ 为空气比热比。

试验塞式喷管安装在水平推力台上。喷管集气室使用柔性的波纹管供气,试验塞式喷管用钢丝绳或滚珠轴承支架固定在试验舱中。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。该系统的总测量误差不大于1%。

3 高度补偿特性

3.1 试验塞式喷管和对比如钟型喷管

对塞式喷管高度补偿特性的研究是贯穿所有

试验发动机的。这里给出的是六单元瓦状塞式喷管的高度特性，刘宇等提出了瓦状塞式喷管的概念，通过本次试验进行了验证。如图1所示，六单元瓦状塞式喷管每个单元的内喷管是一个小钟型喷管，内喷管喉部直径 $D_t=14\text{mm}$ 、面积比 $E_t=4.0$ ，倾角 $\theta=30^\circ$ 。塞式喷管总面积比 $E_t=40$ ，在此面积比下，塞式喷管的设计压比 $C_{NPR}=1046$ 。

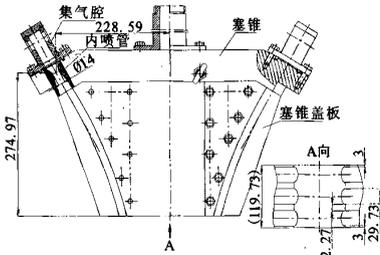


图1 六单元瓦状塞式喷管示意图

Fig.1 Sketch of 6-cell tile-shaped aerospike nozzle

为对比塞式喷管和钟型喷管的性能，加工了同样面积比的钟型喷管做试验。对比用钟型喷管的型面用特征线法设计，内壁光滑。喉部直径 $D_t=26\text{mm}$ ，面积比 $E_t=40.0$ ，在此面积比下，钟型喷管的设计压比也为 $C_{NPR}=1046$ ，设计点与六单元瓦状塞式喷管一致，以便于比较。

3.2 试验结果和分析

图2给出了六单元瓦状塞式喷管和对比如钟型喷管效率的试验高度特性曲线。从设计点附近 ($C_{NPR}=400$) 开始，塞式喷管与钟型喷管的高度特性曲线重合，说明塞式喷管从此高度开始失去高度补偿能力进入类似钟型喷管的膨胀状态，这时塞锥表面的压强分布应与钟型喷管内壁压强分布类似。在设计点附近，塞式喷管和钟型喷管的效率都接近100%，在中低空偏离设计点的压比下，塞式喷管具有良好的高度补偿能力，仍具有较高的效率，从地面到设计高度，效率在93%~100%之间变化；而钟型喷管在偏离设计点压比下的效率不断下降，从地面到设计高度，效率在66%~100%之间变化；塞式喷管的地面效率相对于钟型喷管有27%的显著提高。另外，把本文的试验结果与文献 [7] 中采用半圆柱型瓦状塞锥的试验结果对比说明，简化的塞锥型面（半圆柱型塞

锥)会带来几个百分点的性能损失。两个喷管试验数据的对比表明，塞式喷管较钟型喷管有更好的气动特性，在低于设计点的高度上仍具有较高的喷管效率，这是钟型喷管所不及的。

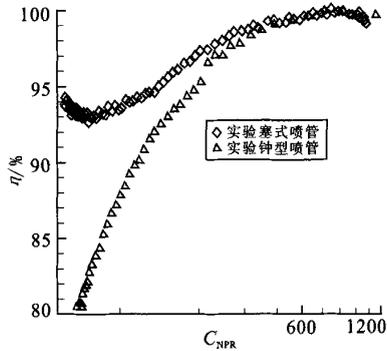


图2 两个喷管的效率随压比的变化

Fig.2 Efficiencies of two nozzles as a function of C_{NPR}

4 塞式喷管底部气动特性

4.1 试验塞式喷管

塞式喷管底部气动特性研究主要包括底部开闭变化特性，底部二次流的作用和底部压强计算三个方面。

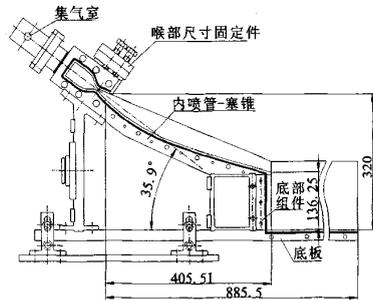


图3 一单元直排塞式喷管示意图

Fig.3 Sketch of 1-cell linear aerospike nozzle

如图3所示，试验研究的一单元塞式喷管主要由内喷管-塞锥组件、底部组件、集气室和喉部尺寸固定件等组成。在底部区域延伸的底板用于满足底部流场的对称条件。试验喷管厚 $W_d=60\text{mm}$ ，内喷管和塞锥整体线切割加工。内喷管喉部高度 $H_t=4.09\text{mm}$ 、面积比 $E_t=4.0$ ，倾角 $\theta=35.9^\circ$ ，塞式喷管总面积比 $E_t=80$ ，该面积比

达到目前高空发动机的要求。可有一定比例的主流流量由集气室引出并通过 366 个均匀分布的 $\Phi 1\text{mm}$ 小孔从底部喷出形成二次流, 沿塞锥布置六个传感器测量塞锥表面压强, 底部布置三个传感器测量底部压强。改变底部二次流为 mainstream 流量的 0.0%、1.0%、1.5%、2.0%、3.0% 和 4.0% 分别进行试验。

4.2 试验结果和分析

图 4 是不同底部二次流下 p_b/p_c 和 p_b/p_a 随压比变化的试验结果 (这里讨论的 p_b 指三个测点的平均值)。从图中可看到, 底部存在开放和闭合两种气动状态。在低压比范围, 底部开放, 底部压强 p_b 随外界压强 p_a 变化而变化呈跟踪特点, 由于主流的引射作用, 底部压强低于环境反压。达到一定高度后, 塞锥底部 p_b/p_c 不再随压比变化而变化, 保持一个恒定值, 进入底部闭合状态。

流量的增加, 曲线变化主要体现在三个方面, 一是底部气动上由开到闭后 p_b/p_c 的下降程度不同, 二是底部开闭过渡点的压比值不同, 三是底部闭合后恒定的 p_b/p_c 值不同。没有二次流注入 (0.0%) 时, 底部闭合前后压强值有较大的突降, 这会使塞式喷管推力在飞行过程中有较大幅度变化。注入 1.0% 和 1.5% 二次流后, 底部闭合前后压强降低迅速减小, 注入 2.0%~4.0% 二次流后, 底部闭合前后压强基本呈现连续变化。当二次流大于 2.0% 后, 虽然注入二次流流量在增加, p_b/p_c 的高度特性曲线不再发生变化, 这说明过多的底部二次流注入已经不能再提高底部的压强, 反而会因为分流过多降低喷管的总体效率。

底部二次流由 0.0% 到 2.0% 变化时, 底部开始提供正推力 ($p_b > p_a$) 的压比由 $C_{NPR}=3300$ 下降到 $C_{NPR}=900$, 再增加底部二次流流量时该压比不再有显著变化。随着底部二次流由 0.0% 增加到 2.0%, 底部闭合的起始压比有较快的升高, 由 $C_{NPR}=525$ (0.0%) 上升到 $C_{NPR}=1200$ (2.0%), 当二次流超过 2.0% 后, 底部闭合的起始压比不再有大的变化, 稳定在 $C_{NPR}=1200$ 左右。由于二次流的注入, 使底部气体具有一定的动量和压强, 导致主流气体必须在底部更加剧烈的膨胀才能使底部处于气动封闭状态, 这是随着二次流增加开闭过渡点压比升高的主要原因。开闭过渡点压比值升高利于减小底部气动状态变化造成的推力突变, 并对提高底部闭合后的压强值有积极影响。

图 5 是从 0.0% 到 4.0% 底部二次流变化情况下, 一单元直排塞式喷管推力效率随压比变化的试验结果。图中可见, 在开底部状态时, 各底部二次流注入下的喷管性能基本相同, 这表明在底部开放时, 底部二次流对塞式喷管效率没有明显的影响。随着二次流流量的增加, 高度特性曲线的差异体现在三个方面: 一是底部开闭过渡点的效率下降程度不同; 二是底部开闭过渡点的压比值不同; 三是底部闭合后的效率不同。无底部二次流注入 (0.0%) 时, 底部开闭过渡点 ($C_{NPR}=140$ 附近) 的效率有显著的降低, 由 89% (开底部) 下降到 82.3% (闭底部), 底部气动特性的变化导致推力的显著变化并造成性能的降低。注

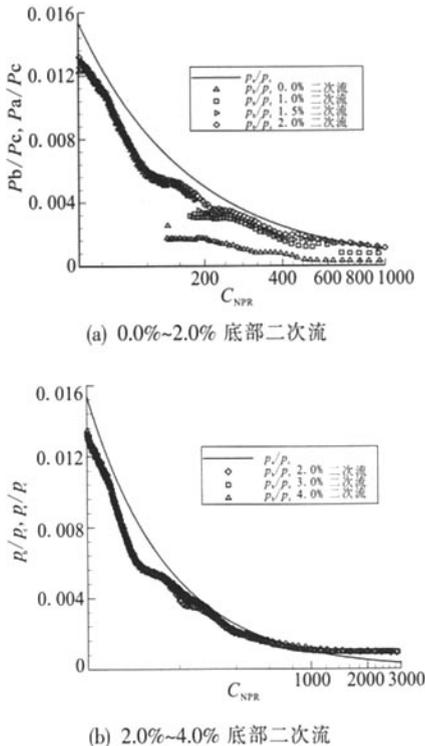
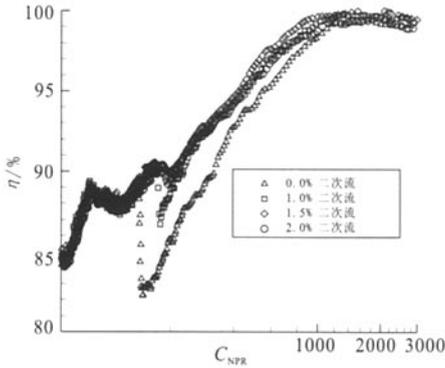


图 4 不同底部二次流下塞式喷管的底部压强特性

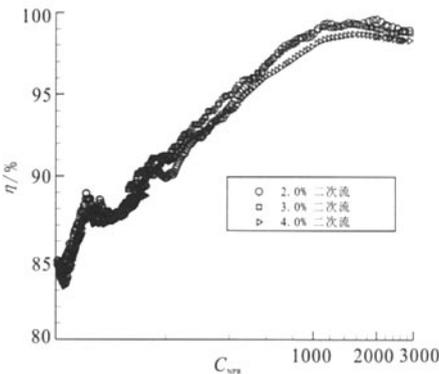
Fig.4 Base pressure behaviour under different base bleed ratio

各二次流流量对底部压强的影响规律相同, 但程度不完全一样。随着二次流的注入和二次流

入一定的二次流后，底部开闭过渡点的效率降低幅度迅速减小，1.0%~4.0%的底部二次流注入使过渡点的效率降低，由3.2%减少到0.12%，当大于2%的底部二次流注入时，在底部过渡点已没有显著的性能降低。



(a) 0.0%~2.0%底部二次流



(b) 2.0%~4.0%底部二次流

图5 不同底部二次流下塞式喷管效率随压比的变化

Fig.5 Aerospike nozzle efficiency as a function of C_{NPR} under different base bleed ratio

随着底部二次流流量的增加，底部开闭过渡点的压比值在增大，无底部二次流时底部过渡点压比值最低。1.0%和1.5%底部二次流时，试验塞式喷管在设计点的效率最高；无底部二次流(0.0%)和2.0%底部二次流时在设计点效率相当，但略比1.0%和1.5%底部二次流时低；3.0%和4.0%底部二次流的效率比前面又有降低，4.0%底部二次流时降低最明显。加入底部二次流可以提高底部压强并避免底部气动过渡时的性能降低，然而，过多地分流主流注入底部会造成喷

管总体效率的下降，在本试验中，1.5%~2.0%的底部二次流注入最好。

气动塞式喷管底部流动属后台阶的大分离流动，主流为超声速流，分离涡流区为亚声速流，二者流动参数差异剧烈，给准确计算底部压强带来了很大困难。文献 [8] 在认识外界反压对塞式喷管流动作用机理的基础上分析如何确定不同的底部气动状态，将塞式喷管底部在不同外界反压下的气动状态划分为“三段”，即底部开放段、底部闭合段和底部由开到闭的过渡段，在各段，底部压强使用不同的计算方法。把数值模拟、试验研究及塞式喷管底部自身特点结合起来，找出塞式喷管底部压强的一般规律，建立了适合于工程应用的底部压强计算模型。

5 塞锥截短对性能和气动特性的影响

5.1 试验塞式喷管

试验件是两单元直排塞式喷管，如图6所示。塞式喷管厚度 $W_0=60\text{mm}$ ，内喷管喉部高度 $H_1=4\text{mm}$ ，面积比 $E_1=4.0$ ，内喷管倾角 $\theta=28.55^\circ$ 。塞式喷管总面积比 $E_t=24.05$ ，此面积比下的设计点压比 $C_{NPR}=500$ 。分别截短塞锥为全长的80%、40% (C-C处)、30% (B-B处)和20% (A-A处)进行试验，试验中，底部无二次流注入。

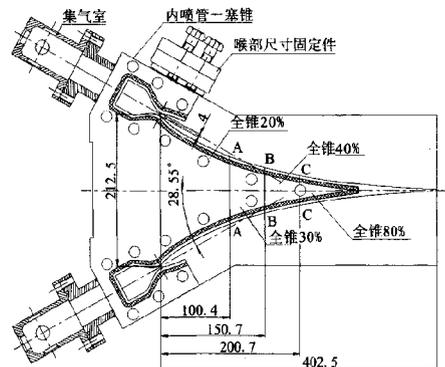


图6 两单元直排塞式喷管示意图

Fig.6 Sketch of 2-cell linear aerospike nozzle

5.2 试验结果和分析

图7是不同截短率下塞式喷管试验效率的对

比图。40%截短的效率只在 $C_{NPR} < 140$ 的范围内比 80%截短略有降低, 而在 $C_{NPR} > 140$ 后与 80%截短的效率基本相同。在整个试验压比范围内, 40%、30%和 20%截短的效率依次降低, 20%截短的效率降低幅度最大。

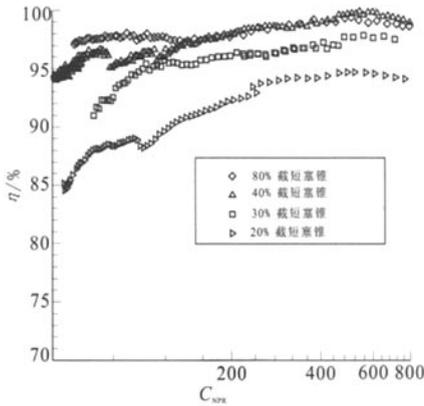


图 7 两单元塞式喷管效率随压比变化

Fig.7 Efficiencies as a function of C_{NPR}

图 8 是从地面到设计高度 $C_{NPR}=45, 80, 140, 300$ 和 500 五个压比下 80%塞锥表面压强分布的数值模拟结果, 图中同时标出了不同塞锥截短率所对应的截断位置。可以看到, 在压比 $C_{NPR}=500$ 以下, 塞锥表面压强均出现不同程度的升高现象, 正是由此实现在中低空性能的高度补偿, 使塞式喷管相对于钟型喷管在低于设计高度也具有较高的性能。随着压比的增加, 壁面压强升高的幅度越来越小, 位置越来越往后移, 直到在设计点 $C_{NPR}=500$ 时壁面压强升高现象完全消失。壁面压强升高是由于在环境反压影响下流场内产生压缩波所致, 外界反压越大流场压缩波越强, 推力补偿越明显, 随着反压降低, 压缩波的位置后移并且强度减弱, 当反压达到或低于塞式喷管完全膨胀时的出口压强时, 压缩波位置超出了塞锥表面, 塞锥表面压强不再受外界反压的影响, 塞式喷管的高度补偿作用消失, 这时它的膨胀特性类似于钟型喷管。

塞锥截短将损失一部分推力, 而底部只能部分弥补这种损失, 所以, 塞锥越短塞式喷管性能

越低, 但考虑到塞锥的尺寸和重量, 截短位置的选择实际上成为一个优化问题。一般来说, 首先要保证较高的设计点效率, 可以参考设计高度下全锥表面的压强分布, 使被截断部分的压强分布较低且变化梯度较小, 同时考虑塞锥的重量和体积等因素进行选择, 对本文的试验塞式喷管, 30%~40%截短是比较合理的。

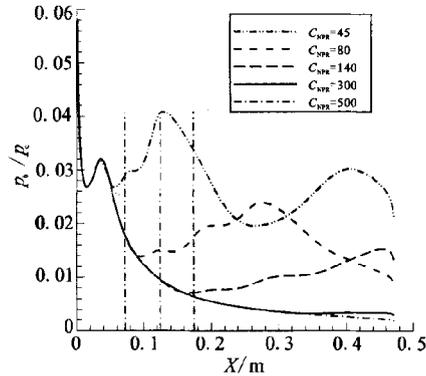


图 8 不同压比下全锥表面压强分布图

Fig.8 Pressure distribution along full plug surface

6 塞式喷管流场

图 9 是气动塞式喷管在低空和高空流场的波系分布示意图。在低空, 塞式喷管的高度补偿能力或者说外界反压对塞式喷管流场的影响是通过流场中的压缩波和膨胀波来实现的。在低空, 外界反压对流动压缩较强, 流场压缩波在塞锥表面和底部区域均存在, 此阶段塞锥表面和底部均受到环境反压的影响, 塞锥表面有不同程度的压强峰或压强升高出现, 塞式喷管具有高度补偿能力。随着高度增加, 压缩波位置后移并强度减弱, 直至流场压缩波的位置移出塞锥, 位于底部亚声速回流区, 此时燃气在塞锥表面一直是膨胀的, 反压不再影响塞锥表面压强分布, 只有底部可以感受到环境反压的影响, 塞式喷管仍具有高度补偿能力。在高空, 流场压缩波的位置后移至底部回流区以后的超声速区, 此时燃气在塞锥表面膨胀后封闭了底部区域, 塞锥表面和底部均不受环境反压的影响。

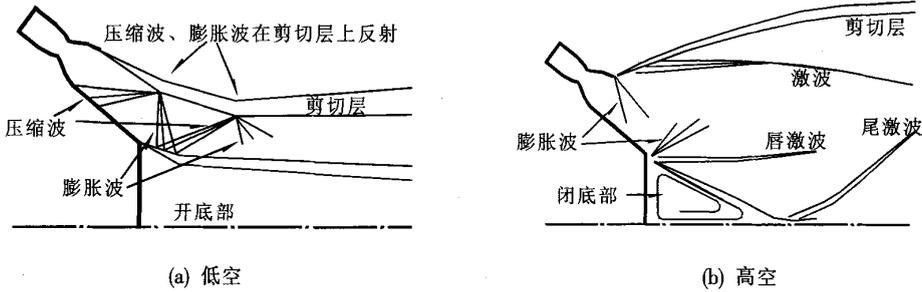


图9 塞式喷管流场示意图

Fig.9 Sketch of aerospike nozzle flow phenomena

6.1 试验塞式喷管

为研究塞式喷管流场特点对六单元塞式喷管流场进行了纹影照相研究，图10为喷管示意图。内喷管为圆转方结构，喉部是圆形，出口是带圆角的长方形，从圆型截面转方型截面的起始位置在面积比为 $E=1.78$ 处。内喷管喉部直径 $D_1=10.025\text{mm}$ ，内喷管倾角 $\theta=31.45^\circ$ 。内喷管面积比和塞式喷管的总面积比分别为 $E_1=4.47$ 和 $E_2=41.01$ ，设计点压比 $C_{NPR}=1085$ 。为观察塞式喷管的流场，试验中采用纹影照相技术实现流场的可视化，四块透明的有机玻璃片固定在塞锥上作为塞锥侧板防止气流侧向膨胀。从内喷管集气室引出大约总流量的1.6%通过158个 $\Phi 1\text{mm}$ 小孔注入底部形成二次流。

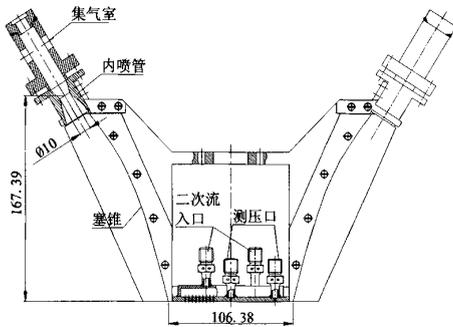


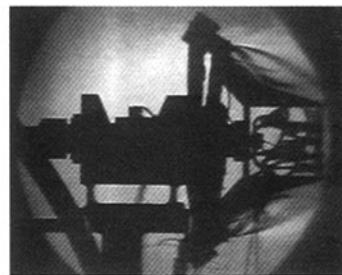
图10 六单元圆转方内喷管塞式喷管示意图

Fig.10 Sketch of 6-cell aerospike nozzle with round-to-rectangle primary nozzles

6.2 试验结果和分析

六单元圆转方内喷管塞式喷管的流场纹影照相如图11所示，给出了 $C_{NPR}=200$ 和 $C_{NPR}=2000$ 两

个压比下的流场纹影照相图。尽管由于设备放置的原因，纹影照相的范围没有覆盖到底部和底部以后区域的流场，但在塞锥上方的流动现象还是可以被观察到的。从照片中可以看到气流的膨胀过程和塞锥流场中形成的激波，还可以看到内喷管出口周围的燃气射流和包络激波，流场结构与文献 [9] 中观察到的现象类似。该塞式喷管的内喷管型面不够理想，塞锥型面为抛物线近似型面，这导致塞锥流场中激波的产生，也降低了塞式喷管性能。



(a) $C_{NPR}=200$



(b) $C_{NPR}=2000$

图11 塞式喷管流场纹影照相图

Fig.11 Flowfield photographs by schlieren technique

7 结论

本文比较全面地介绍了塞式喷管冷流试验研究的情况。结合试验喷管和试验数据,从高度补偿特性、底部气动特性、塞锥截短对性能的影响和塞式喷管流场等四方面,讨论了塞式喷管的性能和气动特点。试验结果表明:

(1) 塞式喷管高度补偿效果明显,相对钟型喷管在低于设计高度上仍具有高性能。塞式喷管可以设计成轴对称内喷管-瓦状塞锥、圆转方内喷管-平板塞锥等不同结构型式。

(2) 随着环境反压降低,塞式喷管底部会出现开放和闭合两种气动状态。底部注入一定流量的二次流有利于提高底部压强,防止底部开闭过渡时喷管推力出现较大幅度突降。试验认为1.5%~2.0%主流流量的二次流注入是比较好的选择。底部二次流的注入使底部开闭过渡点的压比值升高,底部闭合后的压强值增大。

(3) 在一定范围内截短塞锥可以在少量损失性能的基础上大大减小塞锥的尺寸,但过多的截短对塞式喷管的性能损失较大。可以参考设计高度下全锥表面的压强分布,使被截断部分的压强分布较低且变化梯度较小,同时考虑塞锥的重量和体积等因素来确定截断位置。

(4) 结合理论分析和流场纹影照相结果,对试验喷管的流场结构进行了分析。如果塞式喷管型面设计不够理想,塞式喷管流场中将产生激波,降低塞式喷管性能。

8 致谢

设计和试验工作是由塞式喷管课题组所有成员共同完成的。参与试验的主要人员还包括廖云飞、李军伟、覃粒子和王一白等几位博士,在此向他们的工作表示特别感谢。

参考文献:

- [1] 王长辉. 塞式喷管气动特性的试验和数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
- [2] Ryan H M, Solano W, Holland R, et al. The future of full-scale propulsion testing[R]. AIAA 2001-0746.
- [3] Tomita T, Tamura H, Takahashi M. An experimental evaluation of plug nozzle flow field[R]. AIAA 1996-2632.
- [4] Sakamoto H, Takahashi M, Sasaki M, et al. An experimental study on a 14 KN linear aerospoke-nozzle combustor[R]. AIAA 1999-2761.
- [5] Onofri M. Plug nozzles: summary of flow features and engine performance[R]. AIAA 2002-0584.
- [6] 覃粒子, 刘宇, 王一白. 塞式喷管多参数性能优化计算[J]. 宇航学报, 2002, 23(2): 28-33.
- [7] Dai W Y, Liu Y, Cheng X C, et al. Analytical and experimental studies of tile-shaped aerospoke nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(4), 640-645.
- [8] 王长辉, 刘宇. 塞式喷管底部压强模型研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(增刊): 5-9.
- [9] Tomita T, Takahashi M, Onodera T, et al. Thrust loss due to design of linear aerospoke nozzles[R]. AIAA 2000-3290.

(编辑: 陈红霞)