

# 塞式喷管侧向喷流仿真研究

柳长安, 李光熙, 吕奇伟  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 随着快速、准确等控制要求的提高, 越来越多的飞行器采用了直接侧向力控制技术, 这对飞行器本体及喷流装置均提出了更高要求, 是先进飞行器气动设计中的关键技术之一。参考美国 NCADE 方案中的塞式喷管控制发动机结构进行了侧向喷流干扰流场的数值仿真研究, 并与常规拉瓦尔喷管进行了对比, 分析了两种喷管干扰流场结构及性能的异同, 为相关研究提供借鉴。

**关键词:** 塞式喷管; 拉瓦尔喷管; 侧向喷流; N-S 方程

**中图分类号:** V434-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2013) 02-0059-04

## Lateral jet simulation study of annular throat plug nozzle

LIU Chang-an, LI Guang-xi, Lü Qi-wei  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** With the development of quick and accurate control technology, the lateral jet control technology is adopted in more and more missiles and other air vehicles to meet this trend, which has become a key technology in the vehicle design. This presents more strict requirements to the vehicles and the jet devices also. According to the plug control engine used in American's NCADE design, the numerical simulation was implemented for the flow field of the lateral jet of the plug nozzle, and the flow field was compared with the flow field of the conventional Laval nozzle. The difference of the flow field structures of the two nozzles are analyzed in this paper. The analysis result provides some help for the related researches.

**Keywords:** plug nozzle; Laval nozzle; lateral jet; N-S equation

## 0 引言

使用侧向气体喷流装置来控制飞行器末端运动的方法正逐步在高精度制导武器中得到应用, 已成为先进飞行器气动设计中的关键技术之一,

该技术能够有效地提高飞行器横向机动性能。目前, 美国的 PAC-3 和 THAAD 拦截导弹均采用了直接侧向力控制技术。但是, 侧向喷流和外流的相互干扰不仅会导致飞行器气动特性改变, 也会对喷流装置产生较大影响, 因此开展侧向力装置及侧向喷流技术的研究无疑对高精度制导飞行器

收稿日期: 2012-11-16; 修回日期: 2012-12-27

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2009JY01)

作者简介: 柳长安 (1974—), 男, 高级工程师, 研究领域为组合推进总体技术

的设计具有重要意义<sup>[1]</sup>。

带侧向喷流的超音速外流场结构复杂,侧向喷流与自由来流相互作用后,将产生复杂的激波/边界层干扰、激波/激波干扰、分离流、漩涡等一系列复杂流动现象<sup>[1-3]</sup>。对于塞式喷管这种复杂喷流装置来说,其喷流流场将比常规拉瓦尔喷管的喷流流场更为复杂,因为塞式喷管自身的流场结构就是一个具有激波、漩涡、分离等复杂流动的三维流场<sup>[5-7]</sup>。

为了分析塞式喷管侧向喷流与外流干扰情况对侧向控制力及喷管的影响,本文针对某一环喉型塞式喷管<sup>[4,6]</sup>进行了喷流干扰流场的仿真计算和分析,研究了这种复杂干扰流场的流动特点和侧向力特性。

## 1 数值方法

### 1.1 喷管模型

本文研究的喷管为环喉型塞式喷管,参考了文献中的喷管结构形式。该类型喷管是 2007 年美国提出的网络中心机载防御系统(NCADE)中二级控制发动机所采用的喷管形式。另外,为了与常规喷管的喷流进行对比,对扩张半角  $15^\circ$  的拉瓦尔喷管模型也进行了流场仿真。

### 1.2 网格划分和边界条件

环喉型塞式喷管是轴对称结构,为了简化网格拓扑结构,将内外流网格都处理为周相旋成体的 O 型结构网格,沿轴向采用分块网格将喷管内流道和外部自由流场分为若干个子网格,相应的圆柱型网格域外边界设为远场边界。

在文献[1,7]中都将喷管出口与喷管轴线垂直的平面设置为物面,考虑到物面条件对喷管出口的流场影响较大,不同物面形状产生的边界层干扰不尽相同,而本文分析重点是针对自由来流对侧向喷流影响及喷管出口流态改变情况进行研究,因此仅将与喷管出口相连的外径  $\Phi 0.4$  m,内径与喷管出口直径相同的环形区域设为固壁面,其余的圆柱面和端面均设为远场边界。

考虑到沿流向的对称性计算中仅采用了半模进行计算以减少网格数量。在常规喷管喷流计算

中,网格划分和边界条件设置方法与塞式喷管的相同。

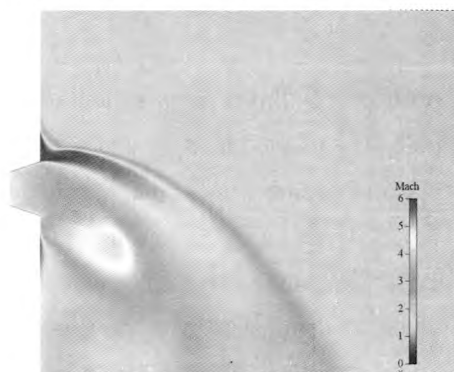
### 1.3 计算方法

干扰流场的数值仿真采用三维可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程,空间差分采用 Roe 的 FDS 二阶精度格式,湍流模型是 B-L 代数涡粘性模型,控制方程的求解采用隐式时间推进格式<sup>[8-15]</sup>。仿真计算中,自由来流和喷流均为空气,自由来流参数按不同速度和不同高度的北半球大气条件给出。

## 2 仿真结果和分析

### 2.1 与常规喷管的对比

为与常规喷管进行侧向喷流干扰流场的对比分析,按喷管入口压力 5 MPa/温度 3 000 K 及高度 10 km/速度 4 Ma 的自由来流马赫数条件进行了流场仿真计算,计算结果如图 1 所示。



(a) 常规喷管



(b) 塞式喷管

图 1 对称面马赫数云图

Fig. 1 Nephogram of Mach number on symmetric face

从图 1 中可以看到两种喷管的侧向喷流流场结构明显不同:

1) 常规拉瓦尔喷管的干扰仅出现在喷管外部, 而塞式喷管的干扰在喷管内部锥台区域就出现了。

2) 常规喷管的喷流在出口处就与自由来流直接相遇并形成弓形激波, 使得喷管出口迎风面之前的压力增加并将扰动向上游传播, 从而导致喷管出口上游产生流动分离, 进而使得喷管出口的边界层内出现了较强的激波 / 边界层干扰以及分离激波; 喷管出口背风面则由于气体膨胀和喷流引射作用而形成低压区。但是由于塞式喷管出口气流并不能充满外拐点之后的扩张段, 因而喷流与自由来流相互干扰的弓形激波就只能出现在喷管出口迎风面之后, 相应的扰动也就被限制在扩张段内, 而在扩张段迎风面内集聚的气流受弓形波影响局部增压并形成涡流区, 于是喷管出口迎风面处出现了相对较弱的激波; 喷管出口背风面的流动则因喷流的膨胀形成了低压区, 而扩张段内则有从迎风面到背风面的绕流区。

进一步分析塞式喷管流场, 可以看到无论是迎风面还是背风面, 流动都可以分为两个区域: 一个区域是靠近塞锥的主喷流区域; 一个是在扩张段内外围区域的涡流和绕流区域。主喷流区域的流动基本体现了喷流和自由来流相互干扰的特征, 而且受塞锥影响还可以沿喷管轴线向自由来流穿透一定距离。但是一旦失去了塞锥的支持, 喷管出口迎风面和背风面的流动就产生了偏折, 相应出现了以塞锥顶端为中心的曲面激波。扩张段内的涡流和绕流流动则是塞式喷管所独有的, 主要是由于塞锥和扩张段的结构导致, 而这种独特的流动又与主喷流 / 自由流干绕流动相互影响, 导致靠近喷管的部分自由来流也通过扩张段绕过塞锥和主喷流区并从喷管出口的背风面流出, 进而使得扩张段的流场内出现多个局部压缩 / 膨胀区。喷管出口流场结构如图 2 所示。

按入口流量相同及喷管出口直径相同的条件计算了两类喷管共三种模型, 入口总压和来流条件仍然取为压力 5 MPa/ 温度 3 000 K 及高度 10 km/ 速度 4 Ma 的自由来流马赫数条件, 相应的入

口流量、喷管出口直径、侧向推力、比冲(沿用常规比冲性能定义)及对称面的穿透深度等计算结果见表 1。

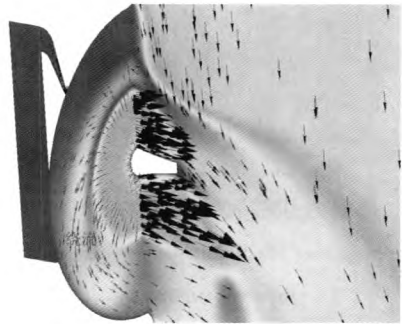


图 2 塞式喷管出口处速度矢量图

Fig. 2 Speed vector at plug nozzle outlet

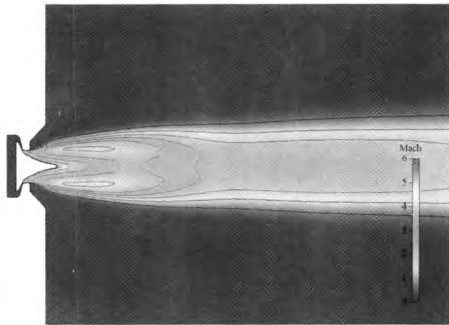
表 1 喷管对比计算

Tab. 1 Comparison of computed results for nozzles

喷管类型	塞式	拉瓦尔	拉瓦尔
流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	1.54	23.2	1.52
出口直径/mm	Φ160	Φ160	Φ40
侧向推力/N	3 586	45 349	2925
比冲/(N·s·kg <sup>-1</sup> )	2 322	1 956	1926
穿透深度/m	0.16	0.68	0.22

2.2 自由来流马赫数的影响

为了分析高空高速状态下侧喷状态的喷管流动及性能, 按喷管入口压力 5 MPa/ 温度 3 000 K 及高度 10 km/ 速度 0 ~5 Ma 不同自由来流马赫数条件进行了流场仿真计算, 得到的计算结果如图 3 所示。



(a) 0 Ma



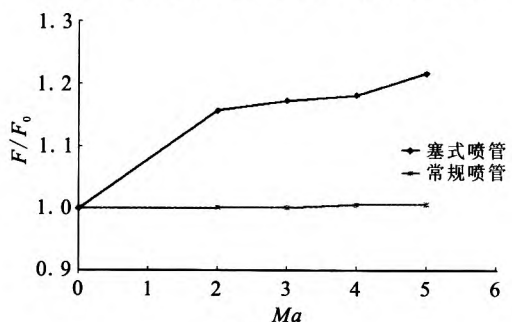
(b) 5 Ma

图3 不同自由来流条件的对称面马赫数云图

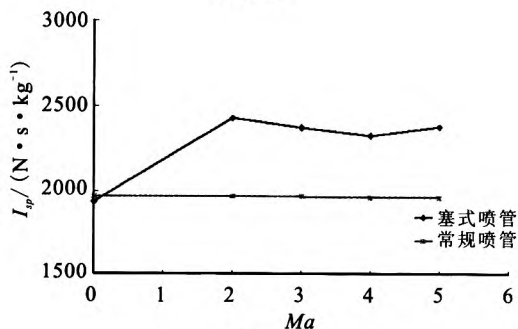
Fig. 3 Nephogram of Mach number on symmetric face under different conditions

从图3中可以看到喷流由于受到自由来流的作用,在喷管出口后一点的地方开始偏折,偏折程度会随着自由来流马赫数的增加而增加,相应主喷流也会受到自由来流的压缩而逐步缩小膨胀区,因而挂附在塞锥顶部的曲面激波与喷管出口的夹角也逐渐减小。同样的,扩张段内的绕流也会随着自由来流马赫数的增加而加强,甚至出现了主喷流受绕流影响而偏离塞锥的情况。

进一步将不同自由来流条件的喷管侧喷性能进行了对比,结果如图4所示,其中侧向推力以0 Ma的侧推力为基准进行了无量纲化处理。



(a) 推力



(b) 比冲

图4 不同状态下的喷管对比

Fig. 4 Nozzle comparing results under different conditions

图4中的曲线表明常规喷管的侧喷性能基本不随自由来流速度的变化而变化,而塞式喷管则表现出来一定的非线性变化趋势,分析认为这是由于塞式喷管扩张段内的绕流随马赫数增强导致的,而常规喷管中由于不存在绕流等影响性能也就不发生改变。

### 3 结论

对比分析了环喉型塞式喷管侧喷干扰流场与常规喷管侧喷流场的异同,并对其性能进行了对比:

1) 塞式喷管侧喷状态下的流场较常规喷管的要复杂一些,侧喷推力受到自由来流影响而呈现出随自由来流马赫数变化的非线性趋势;

2) 在相同结构尺寸下塞式喷管的侧喷推力远小于常规喷管的,在相同燃气流量条件下两者大体相当,相比之下塞式喷管仅是比冲性能上稍占优势。

结合上述两点原因分析认为该类型塞式喷管不适宜作为侧向控制发动机使用。

#### 参考文献:

- [1] 杨宗刚. 导弹直接侧向力控制外流场研究 [J]. 推进技术, 2000, 21(2): 5-7.
- [2] 唐志红, 杨彦广, 刘君, 等. 横向喷流干扰/控制研究进展 [J]. 实验流体力学, 2010, 24 (4): 1-6.
- [3] 闫宝琴, 李素循, 许能喜. 横向喷流引起的三维复杂干扰流场结构研究 [J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18 (3): 59-63.
- [4] 钱锟. 雷神公司研制低成本空基反导和反卫星武器[J]. 国际航空, 2008 (12): 22-24.
- [5] 戴梧叶, 刘宇, 马彬. 塞式喷管三维流场的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2002 (5): 601-604.
- [6] 柳长安, 邹宇. 环喉型塞式喷管的数值仿真研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(6): 1-5.
- [7] 王军旗, 李素循, 倪招勇, 等. 数值模拟侧向超声速单喷流干扰流场特性[J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 598-602.
- [8] 琚春光, 刘宇, 覃粒子. 数塞式喷管效率高度特性分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20 (3): 693-697.

(下转第73页)

研制也有积极的参考意义:

1) 重视对功率处理单元设计技术的继承性,特别是对 1.5 kW PPU 成功设计经验的继承,大大降低了 PPU 设计的技术风险。

2) 采用成熟的现代电力电子技术及高效可靠的防辐射加固型大功率场效应管,极大地提高了 PPU 的功率变换效率和可靠性。相比我国,防辐射加固型大功率场效应管技术却十分落后,现有的场效应管最大耐压、最大导通电流、导通等效电阻等参数均不能满足大功率 PPU 功率变换的要求,因此,我国应在半导体元器件的基础研发上加大力度,提高整个基础领域的技术水平。

3) 创新性地将阴极加热电源、阴极触持极电源和磁线圈电源集成到一个 HKM 电源中,与传统的电源模块独立工作相比,大大地减少了 PPU 的元器件数量。

4) 合理的结构设计,最大限度地减小了 PPU 的结构尺寸和重量。

#### 参考文献:

- [1] KAY R J, FISHER J R, MEYER S D, et al. The development of a 4.5 kW Hall thruster propulsion system power processing unit, IEPC-01-333[R]. CA: IEPC, 2001.
- [2] HOFFER R, RANDOLPH T M, OH D Y, et al. Evaluation of a 4.5 kW commercial Hall thruster system for nasa science missions, AIAA 2006-4469 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [3] FISHER J, WILSON A, KING D, et al. The development and qualification of a 4.5 kW Hall thruster propulsion system for GEO satellite applications—status update, IEPC 0295[R]. [S.l.]: IEPC, 2003.
- [4] MEYER S D. Method and apparatus for selectively distributing power in a thruster system: US, 06031334 [P]. 2000-02-29.
- [5] MEYER S, KAY B, FISHER J, et al. Development status of the BPT Hall thruster power processor, AIAA 99-2565 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [6] SKELLY P T, KAY R J. RHETT/EPDM power processing unit, IEPC-97-104 [R]. [S.l.]: IEPC, 1997.
- [7] GRYS K de, WELANDER B, DIMICCO J, et al. 4.5 kW Hall thruster system qualification status, AIAA 2005-3682 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [8] Northrop Gumman. Advanced EHF communications payload [EB/OL]. [2010-04-29]. <http://www.northropgumman.com/products/ae hf/assets/AEHF>.
- [9] 王长辉, 刘宇. 外流对塞式喷管流场和性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(2): 130-134.
- [10] RUF J H, MACONNAUGHEY P K. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect, AIAA 97-3218 [R]. USA: AIAA, 1997.
- [11] SILVER R. Advanced aerodynamic spike configurations: Volume 1, analytical and cold flow studies [M]. [S.l.]: Defense Technical Information Center, 1967.
- [12] SILVER R. Advanced aerodynamic spike configurations: volume 2, hot fire investigation: basic, slipstream and liquid TVC[M]. [S.l.]: Defense Technical Information Center, 1967.
- [13] NASUTI F, ONOFRI M. Analysis of in-flight behavior of truncated plug nozzles, AIAA 2000-3289[R]. USA: AIAA, 2000.
- [14] NASUTI F, ONOFRI M. A numerical study of wake behavior in plug nozzles, AIAA 2001-1894 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [15] PACIORRI R, NASUTI F, SABETTA F. Evaluation of turbulence modeling in supersonic afterbody computations, AIAA 2001-3039[R]. USA: AIAA, 2001.

(编辑: 马 杰)

(上接第 62 页)

(编辑: 王建喜)