

## 塞式喷管运载器外流干扰冷流试验研究

张晓光<sup>1</sup>, 程 诚<sup>2</sup>, 刘 宇<sup>3</sup>

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 中航商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108;  
3. 北京航空航天大学, 北京 100191)

**摘 要:** 采用风洞冷流试验方法研究了使用塞式喷管的运载器在 4 个典型飞行马赫数下外流对运载器流场和性能的影响。试验模型由截短的线性塞式喷管和升力体构成, 利用纹影显示技术得到了塞式喷管流场结构并测量了不同试验工况下模型的轴向力和升力。结果表明: 外流使塞式喷管喷流的膨胀程度变大, 横向侧流强度增强; 外流干扰下塞式喷管的推力损失包括过膨胀损失和横向侧流损失, 试验喷管总推力损失在 4.7%~9.6% 之间, 其中过膨胀损失在 3% 以内。

**关键词:** 塞式喷管; 升力体; 外流干扰; 风洞; 冷流试验

**中图分类号:** V434-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2015) 03-0046-07

## Cold flow test of outflow influence on vehicle with aerospike nozzle

ZHANG Xiao-guang<sup>1</sup>, CHENG Cheng<sup>2</sup>, LIU Yu<sup>3</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. AVIC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 201108, China;

3. Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Cold flow tests on effects of outflow on flow field and performance of vehicle with aerospike nozzle during flight with four typical Mach numbers are presented in this paper. The model for cold flow test is composed of a truncated linear plug nozzle and a lift body. In the tests, the nozzle flow field structure was displayed with schlieren display technology, and the axial and lift forces of the model were measured under different conditions. The results show that the existence of outflow leads to an increase in nozzle jet expansion degree and lateral flow intensity, and the thrust loss (includes over expansion loss and lateral flow loss) of aerospike nozzle, caused by outflow, is between 4.7% and 9.6%, in which the over expansion loss is less than 3%.

**Keywords:** aerospike nozzle; lift body; outflow interference; wind tunnel; cold flow test

收稿日期: 2014-12-26; 修回日期: 2015-01-29

作者简介: 张晓光 (1986—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭推进技术

0 引言

塞式喷管具有的高度补偿特性源于其外侧开放的流动结构。这种结构保证燃气单侧与环境压强相通, 受环境反压影响而自动调节膨胀状态, 使燃气在整个飞行高度上处于完全或接近完全膨胀的状态。但这种半开放的流动结构容易受到外流影响, 特别是跨声速和超声速外流的影响。对外流影响的研究是综合评估塞式喷管性能的重要方面之一。

Ruf 在总结 Silver 等人试验结果的基础上, 对塞式喷管外流干扰的机理进行了讨论<sup>[1-3]</sup>。文献 [4-6] 研究了外流对塞式喷管性能和喷管底部开闭过渡压比值的影响。文献 [7] 指出, 外流引起的性能损失与运载器底部形状和塞式喷管的装配有关, 认为运载器底部回流区阻力和内喷管上唇的阻力导致性能损失。国内, 刘君等采用数值仿真方法研究了外流对塞式喷管流场结构和性能的影响<sup>[8-10]</sup>; 王长辉等对升力体外形的塞式喷管运载器进行了二维简化的数值研究<sup>[11]</sup>。为更准确地了解外流对塞式喷管运载器的影响, 进行相关的地面和飞行试验显得非常必要。

本文开展的风洞冷流试验研究了塞式喷管运载器在 4 个典型飞行马赫数下外流对运载器流场和性能的影响。风洞冷流试验模型由截短的线性塞式喷管和升力体构成, 采用纹影显示技术得到了塞式喷管的流场结构并测量了在不同工况下模型的轴向力和升力。

1 塞式喷管运载器结构

塞式喷管运载器由截短的线性塞式喷管和升力体构成。由圆弧和抛物线近似内喷管型面, 由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<sup>[12-13]</sup>。升力体采用翼身融合体的气动布局以消除机身等部件产生的附加阻力, 提高升阻比<sup>[14]</sup>。塞式喷管运载器和喷管结构如图 1 和图 2 所示, 塞锥截短率 25%, 内喷管和塞锥型面参数见表 1 和表 2。

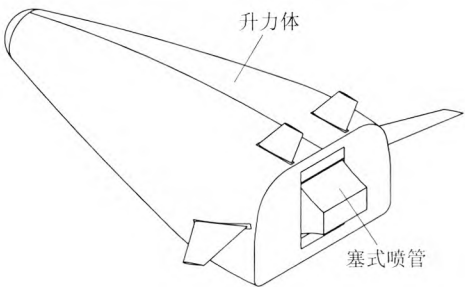


图 1 塞式喷管运载器模型  
Fig. 1 Model of vehicle with aerospike nozzle

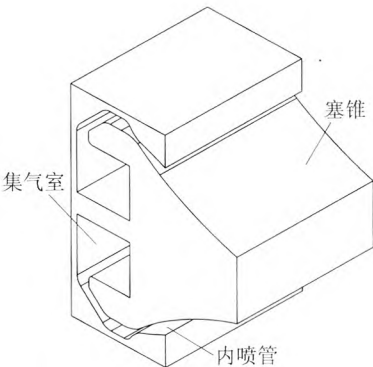


图 2 线性塞式喷管结构  
Fig. 2 Geometry of linear aerospike nozzle

表 1 内喷管参数  
Tab. 1 Structure parameters of inside nozzle

项 目	参 数
内膨胀比	3.3
内喷管出口角/(°)	3
内喷管倾角/(°)	30.5
喉部高度/mm	0.8
喉部宽度/mm	35

表 2 塞锥参数  
Tab. 2 Structuré parameter of plug

项 目	参 数
设计压比	500
总膨胀比	24
塞锥长度/mm	94.6
截短后长度/mm	23.7
底部高度/mm	7.6

2 风洞冷流试验

图 3 为塞式喷管运载器风洞冷流试验模型。其中，升力体包括前部、中部、后部、底部盖板和翼面 5 部分，中部安装测力天平（通过支架固定在风洞的壁板上），后部安装塞式喷管，翼面包含 2 个垂尾和 2 个水平翼。

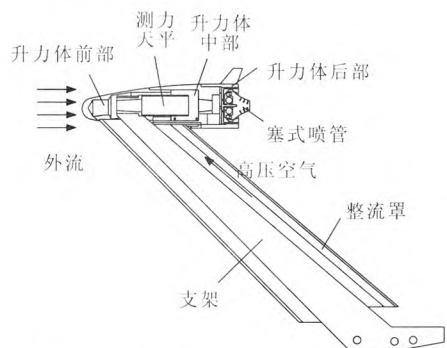


图 3 塞式喷管运载器风洞冷流试验模型  
Fig. 3 Model of vehicle with aerospike nozzle for cold flow test in wind tunnel

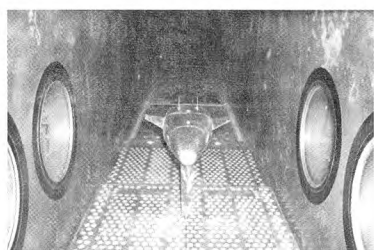


图 4 风洞中的试验模型  
Fig. 4 Test model in wind tunnel

表 3 风洞冷流试验工况

Tab. 3 Test conditions in wind tunnel

模拟飞行高度	外流 $Ma$	环境压强/atm	$NPR$
地面	0	1.0	50
低空	0.9	0.715	70
设计高度	3	0.10	500
高空	4	0.036	1400

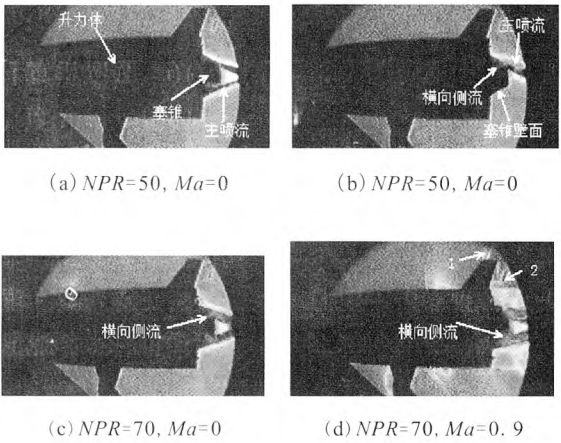
高压空气在集气室中逐步建立 5 MPa 的稳定室压，消除了进气冲量对喷管推力的影响。为确

保测力天平测量的准确性，供气管路与支架及升力体内腔壁面间留有足够间隙以防止喷管推力通过供气管路传递给支架。图 4 为试验模型在风洞中的状态。风洞冷流试验工况见表 3。

3 试验结果与分析

3.1 流场结构分析

图 5 是塞式喷管运载器风洞冷流试验不同试验工况下塞锥流场结构的纹影图。其中，图 5 (a), (c), (e) 和 (g) 是不同压比（集气室压强与环境压强之比）下主喷流的流场结构。随着压比值增高，主喷流的膨胀程度加大。这是由于塞式喷管半开放的流动结构所致，体现了塞式喷管的高度补偿特性。对比不同试验压比下有、无外流的塞锥流场结构可见，有外流时主喷流的膨胀程度相对较大，出现过膨胀现象，如图 5(f)所示，外流在运载器底部产生流动分离，导致内喷管出口附近（运载器底部分离区）的局部压强低于来流压强，也低于环境压强，主喷流膨胀程度变大，外流也向底部区域膨胀，二者相互干扰形成两道干扰激波（图中标识“3”）。由于超声速外流的密度很小，外流干扰引起的密度梯度相对较小，纹影摄像不易观察到内外流干扰激波结构。图 5 (d) 中的“1”是运载器垂尾在跨声速外流中形成的干扰激波。在超声速外流中垂尾的压缩作用有限，上面的激波结构消失。图 5 (d), (f) 和 (h) 中的“2”是由水平翼压缩外流形成的强干扰激波。



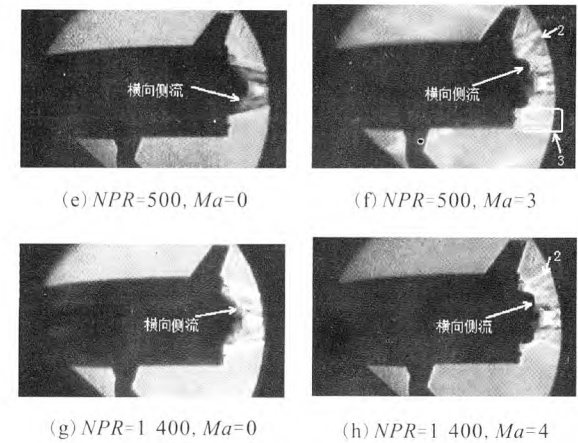


图 5 风洞冷流试验纹影图

Fig. 5 Schlieren of cold flow test in wind tunnel

图 5 (b) 给出地面工况下喷管单侧喷射的塞锥流场结构, 可见主喷流有明显的横向侧流现象。在图 5 (a), (c), (e) 和 (g) 的主喷流流场中, 随着压比值的不断增大横向侧流现象越明显, 侧流强度也越大。对比不同试验压比下有、无外流的塞锥流场结构可见, 有外流时横向侧流相对较强, 这也是由外流在运载器底部产生气流分离, 使底部分离区的压强低于环境压强所致。

3.2 性能分析

表 4 给出了塞式喷管运载器风洞冷流试验不同试验工况下测力天平测得的轴向力和升力数据。无主喷流时运载器的升力主要由升力体产生, 升力大小由压比和外流马赫数共同决定, 压比较大时环境压强很低, 外流产生的运载器升力较小。对比不同试验压比下有、无主喷流的运载器升力, 两者差别很小, 在 $\pm 3\%$ 以内。主喷流对升力的影响主要是由上下喷流不完全对称造成的。

无主喷流时运载器的轴向力为负值, 表征外流产生的运载器阻力, 阻力大小由压比和外流马赫数共同决定, 设计压比下环境压强较低, 但高马赫数外流的压缩能力强, 产生的运载器阻力仍较高。有主喷流时运载器轴向力由塞式喷管推力和运载器阻力构成, 此轴向力减去无主喷流时的运载器轴向力即为塞式喷管推力。随压比增大, 塞式喷管推力总体上不断增大, 但压比为 70 时的塞式喷管推力比地面工况略低, 这是由于外流造成的推力损失高于因压比增大而增加的喷管推力。

表 4 风洞冷流试验测试结果

Tab. 4 Test data in wind tunnel

		N			
工况		$NPR=50$	$NPR=70$	$NPR=500$	$NPR=1\ 400$
		$Ma=0$	$Ma=0.9$	$Ma=3$	$Ma=4$
无 轴	向力	0	-199.33	-194.43	-116.42
	升力	0	194.73	63.21	47.04
有 轴	向力	349.07	145.81	245.29	348.00
	升力	-2.60	198.82	65.06	46.59
塞式喷管 推力		349.07	345.14	439.72	464.42

为了更好地分析风洞冷流试验结果, 由 Fluent 流体计算软件对塞式喷管运载器简化模型在不同试验工况下进行二维和三维的数值模拟。塞式喷管运载器简化计算模型如图 6 所示, 由于线性塞式喷管主喷流的流动主要呈二维特征, 取运载器中心对称面作为二维简化计算模型, 三维简化计算模型的升力体由试验运载器升力体的中心对称面拉伸形成, 模型底部和试验运载器底部基本相同, 使得塞式喷管的流场结构基本不受模型简化的影响。数值计算采用耦合隐式求解器, 湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型, 对流项和湍流均采用二阶离散格式。

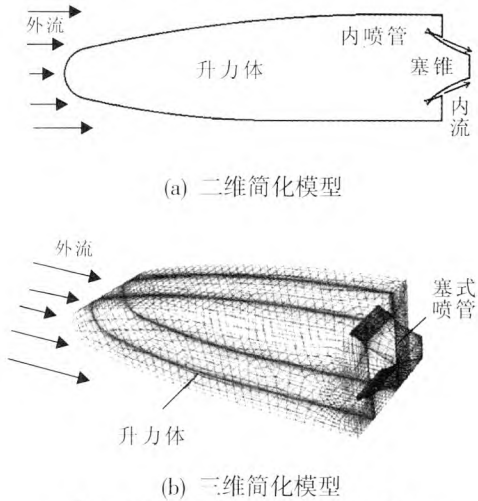


图 6 塞式喷管运载器简化计算模型

Fig. 6 Simplified calculation model of vehicle with aerospike nozzle



图7给出了塞式喷管的试验推力与不同工况下的数值计算推力。对比不同压比下试验和三维计算(3D-with outflow)的塞式喷管推力,两者差别很小,在 $\pm 1.5\%$ 以内。这表明所采用的塞式喷管运载器简化计算模型和数值计算方法比较合理,计算结果可靠。塞式喷管运载器在外流干扰下喷管的推力损失包括过膨胀损失和横向侧流损失两部分。二维无外流干扰(2D-without outflow)计算的塞式喷管推力可认为没有推力损失,对比不同工况下的试验塞式喷管推力,可知塞式喷管总的推力损失在4.7%~9.6%之间。三维无外流干扰(3D-without outflow)计算的塞式喷管推力可认为只存在横向侧流损失,与试验塞式喷管推力对比,可知外流干扰导致的喷管推力过膨胀损失在3%以内。二维有外流干扰(2D-with outflow)计算的塞式喷管推力可认为只存在过膨胀损失,与试验喷管推力比较,可知喷管推力的横向侧流损失在4.7%~7.3%之间,这与文献[15]的计算结果比较接近。

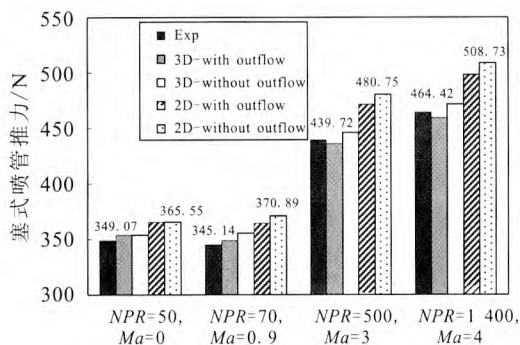


图7 塞式喷管推力

Fig. 7 Aerospoke nozzle thrust

## 4 结论

通过进行塞式喷管运载器外流干扰风洞冷流试验研究,可得以下结论:

1) 文中设计的塞式喷管运载器风洞冷流试验模型、采用的试验方法和测量手段能够成功地捕捉到塞式喷管内外流干扰的流场结构,对比塞式喷管推力的试验测量结果和运载器简化模型的数值计算结果,得到了在外流干扰下喷管的推力损失。

2) 外流在塞式喷管运载器底部产生流动分离,使得主喷流的膨胀程度变大,外流也向底部区域膨胀,二者相互干扰形成两道干扰激波,外流干扰还使得横向侧流的强度增强。

3) 外流干扰下塞式喷管运载器的喷管推力损失包括过膨胀损失和横向侧流损失两部分,试验模型喷管总的推力损失在4.7%~9.6%之间,其中外流干扰导致的过膨胀损失在3%以内,横向侧流损失在4.7%~7.3%之间。

4) 塞式喷管运载器的升力主要由升力体产生,升力大小由压比和外流马赫数共同决定,主喷流对运载器升力的影响很小。

## 参考文献:

- [1] RUF J H, MCCONNAUGHEY P K. The plume physics behind aerospoke nozzle altitude compensation and slipstream effect, AIAA 97-3218[R]. USA: AIAA, 1997.
- [2] SILVER R. Final report: advanced aerodynamic spike configurations: volume 1, analytical and cold flow studies, AFRPL-TR-67-246-Vol I [R]. USA: Rocketdyne Division, Rockwell International Corporation, 1967.
- [3] SILVER R. Final report, advanced aerodynamic spike configurations: volume 2, hot fire investigation: basic, slipstream and liquid TVC, AFRPL-TR-67-246-Vol II [R]. USA: Rocketdyne Division, Rockwell International Corporation, 1967.
- [4] NASUTI F, ONOFRI M. Analysis of in-flight behavior of truncated plug nozzles, AIAA 2000-3289 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [5] NASUTI F, ONOFRI M. A numerical study of wake behavior in plug nozzles, AIAA 2001-1894 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [6] ACIORRI R, ASUTI F, ABETTA F. Evaluation of turbulence modeling in supersonic afterbody computations, AIAA 2001-3039[R]. USA: AIAA 2001.
- [7] HAGEMANN G, IMMICH H, TERHARDT M. Flow phenomena in advanced rocket nozzles - the plug nozzle, AIAA 98-3522[R]. USA: AIAA, 1998.
- [8] 刘君, 郭正. 超音速外流与塞式喷管形成的干扰流场数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(5): 15-18.
- [9] 李江, 郭唐稳, 马家欢. 外流干扰对气动塞式喷管性能影

- 响的数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(2): 32-38.
- [10] 戴梧叶, 刘宇, 张正科, 等. 外流对塞式喷管性能的影响[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(1): 32-38.
- [11] 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.
- [12] 王长辉, 刘宇, 覃粒子. 塞式喷管设计和性能验证[J]. 空气动力学报, 2008, 26(2): 139-144.
- [13] 覃粒子, 刘宇, 王一白. 线性塞式喷管型面快速设计方法[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 144-147.
- [14] PRABHU D K, LOOMIS M P, VENKATAPATHY E, et al. X-33 aerothermal environment simulations and aerothermodynamic design, AIAA 98-868-111[R]. USA: AIAA, 1998.
- [15] 李军伟, 刘宇, 王长辉. 塞锥侧板对直排塞式喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 252-258.

(编辑: 王建喜)

(上接第 32 页)

参考文献:

- [1] MODEST M F. Radiation heat transfer[M]. 2nd ed. San Diego: Academic Press, 2003: 645-676.
- [2] BRIGGS L L, MILLER W F, Jr., LEWIS E E. Ray-effect mitigation in discrete ordinate-like angular finite element approximations in neutron transport[J]. Nuclear Science and Engineering, 1975 (112): 205-217.
- [3] RAITHBY G D, CHUI E H. A finite-volume method for predicting a radiant heat transfer enclosures with participating media[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1990, 112(2): 415-423.
- [4] CHAI J C, PARHTASARATHY G, LEE H S, et al. Finite volume method for radiation heat transfer procedure for irregular geometries[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1995, 9(3): 410-415.
- [5] NELSON H F. Backward Monte Carlo modeling for rocket plume base heating[J]. Journal of Heat Transfer, 1992, 6(3): 556-558.
- [6] 郑才浪, 朱定强, 乔要宾. 轨控发动机羽流红外辐射的数值仿真[J]. 宇航学报, 2014, 35(5): 521-527.
- [7] WALTERS D V, BUCKIUS R O. Rigorous development for radiation heat transfer in nonhomogeneous absorbing, emitting and scattering media[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992, 35(12): 3323-3333.
- [8] MODEST M F. Radiation heat transfer[M]. 2nd ed. San Diego: Academic Press, 2003: 645-676.
- [9] LIU L H. Backward Monte Carlo method based on radiation distribution factor[J]. AIAA Journal of Thermo physics and Heat Transfer, 2004, 18(1): 151-153.
- [10] 柴栋, 方洋旺, 童中翔, 等. 超然冲压发动机喷管红外辐射特性数值模拟[J]. 航空学报, 2013, 34(10): 2300-2307.
- [11] 黄伟, 吉洪湖. 加力式涡扇发动机非家里状态部件红外辐射分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 48-53.
- [12] 谈和平, 夏新林, 刘林华, 等. 计算热辐射学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006: 194-213.
- [13] LUDWING C B, MALKMUS W, REARDON J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases, NASA-SP-3080[R]. USA: AIAA, 1973.

(编辑: 马 杰)