

文章编号: 1000-8055(2002) 02-0150-05

气动塞式喷管的流场数值模拟 和设计参数探讨

郑孟伟¹, 张扬军¹, 诸葛伟林¹, 张宝宁¹, 刘 宇², 朱森元³

(1. 清华大学 汽车安全与节能国家重点实验室, 北京 100084;

2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

3. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 针对气动塞式喷管流场中存在的激波、激波与附面层相互作用、大尺度分离流动等复杂的物理现象, 本文采用扩展的压强校正法求解用紊流模型封闭的可压缩湍流平均 N-S 方程组, 利用交错网格系统抹平迭代过程中的数值振荡, 并通过高分辨率的 TVD 格式进一步改善压强校正法的激波捕获效果, 对气动塞式喷管的流场进行了详细的数值模拟。并进一步探讨了喷管倾角、塞锥长度和二次流流量比对喷管流场结构和性能的影响。

关键词: 气动塞式喷管; 流场结构; 设计参数; 数值模拟

中图分类号: V435+.23

文献标识码: A

Numerical Simulation and Design for Aerospike Nozzle

ZHENG Meng-wei¹, ZHANG Yang-jun¹, ZHUGE Wei-lin¹,

ZHANG Bao-ning¹, LIU Yu², ZHU Sen-yuan³

(1. Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

3. Academy of Launch Vehicle Technology in China, Beijing 100076, China)

Abstract: Aerospike nozzle engines are considered as a candidate for the next generation of propulsion system for reusable launch vehicles because of the possibility of improving performance. In order to provide an insight into performance and to control flow field development of plug nozzles, numerical optimization of truncated plug nozzles was performed by solving the Navier-Stokes equations. Parameters investigated included spike length, pitch angle and secondary flow rate. Results indicated that significant performance gains result from the external freestream expansion, which self-adapts to external pressure variation, as well as the short compact design for high expansion ratios. The expansion waves, compression shocks and the separated base flow dominate the flow structures and affect the aerospike nozzle rocket engine performance. Secondary flow may eliminate the recirculating base flow region and better performance will be obtained.

Key words: aerospike nozzle; flowfield; design parameter; numerical simulation

收稿日期: 2001- 03- 02; 修订日期: 2001- 9- 04

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(19802011)

作者简介: 郑孟伟(1977-), 男, 清华大学硕士生.

1 序 言

航天技术的发展对航天运载器提出了更高的要求——完全重复使用,采用可重复使用的单级入轨火箭(SSTO)方案是实现完全重复使用最理想的方案。高性能、低重量的气动塞式发动机所具有的优点,使得各航天大国均将它选为未来单级入轨运载器的推进系统,美国的 X-33/RLV 计划已全面启动,并取得了一些初步成果;日本和欧空局也制定了各自的完全重复使用运载器发展规划,重点是以气动塞式火箭发动机为动力的单级入轨火箭^[1,2]。

气动塞式喷管是气动塞式火箭发动机研究的核心所在。与传统钟型喷管相比,气动塞式喷管具有自动高度补偿、长度短、质量轻、推重比高、稳定性好和易进行推力矢量控制等优点^[3,4]。气动塞式喷管研究面临的主要难点是流场中存在激波、激波与附面层相互作用、大尺度分离流动等复杂的物理现象。这些现象是影响气动塞式喷管性能的极为关键的因素,也是当代流体力学研究的前沿所在。

本文通过对线排式气动塞式喷管复杂流场的数值模拟,研究了气动塞式喷管的流场随外界环境压力的变化特性,并对喷管倾角、塞锥长度和二次流流量比等对喷管性能具有重要影响的设计参数进行了深入探讨。

2 数值模拟方法

气动塞式喷管流场求解的控制方程组为通用可压缩湍流平均 N-S 方程组(式 1),紊流模型采用 k-ε 双方程模型。本文在商用程序 phoenix 的基础上,采用扩展的压强校正法,利用交错网格系统抹平迭代过程中的数值振荡,并引入高分辨率的 TVD 格式进一步改善压强校正法的激波捕获效果^[5]。

$$\frac{\partial(\rho \Phi)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \Phi)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right] + S \quad (1)$$

应用该数值方法,对线排式气动塞式喷管的二维流场进行研究,计算域如图 1 所示。

a~b: 喷管来流进口,给定 u, v, T, k, ϵ , 静压 p 直接由内场外推。

b~c: 外流上游边界,可与 a-b 边界同样处理。当外流超音时, u, v, p, T, k, ϵ 全部给定。

c~g: 外流自由边界,给定静压 p ,其余全部直接外推。

g~f: 出口边界,给定出口反压 p ,其余直接外推。出口超音时 p 也外推。

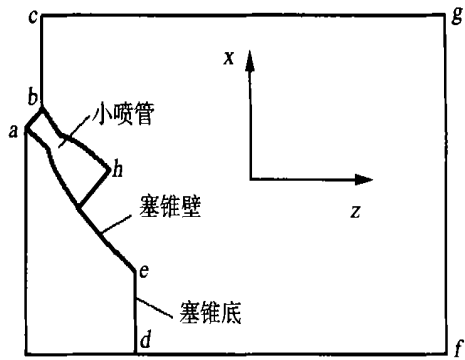


图 1 计算域示意图
Fig. 1 Calculation field

f~d: 气壁界,是流的对称中心轴线。给定 $v = 0$,其余直接外推。

d~e: 没有二次流时为固壁边界,给定绝热条件和无滑移条件 $u = 0, v = 0$,有二次流时为进口条件与 b~c 边界同样处理。

e~a 及 b~h: 固壁边界,给定绝热壁条件和无滑移条件 $u = 0, v = 0$ 。

3 结果分析

3.1 不同背压下的气动塞式喷管流场及性能分析

图 2 为背压 0.01 MPa(高空)和 0.05 MPa(低空)时的压力场。从图中可以看出,燃气在小喷管的扩张段膨胀时受到喷管上、下壁面的约束。在喷管出口之后的外流场中,主流的內边界仍受塞锥壁面的约束,外边界为自适应于环境压力的自由边界。这种自适应的结果,使得燃气在喷管出口处偏折一个角度继续膨胀或压缩。由于小喷管的设计出口压力 0.03 MPa 左右,所以燃气在高空继续膨胀,在低空有明显的压缩——膨胀——再压缩——再膨胀的过程。

燃气沿着喷管内壁经塞锥壁发展到与塞锥底部型面的联结点时,由于通道的突然扩张,相当于一个巨大的逆压梯度作用在流动上,从而迫使流动分离,最终在塞锥底部形成一个闭式涡流区。在所有工况下,塞锥底部压力均低于环境压力,造成负推力。这部分负推力占总推力的比例较小,但其流场结构对整个流场有十分重要的影响,因而对喷管的性能有极其重要的作用。

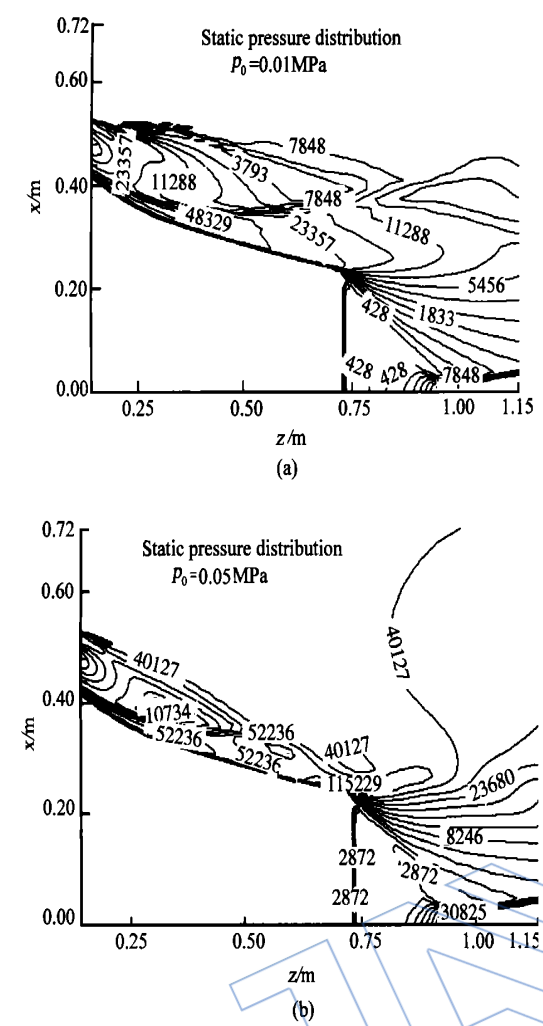


图 2 流场压力分布图

Fig. 2 Static pressure distribution in flow field

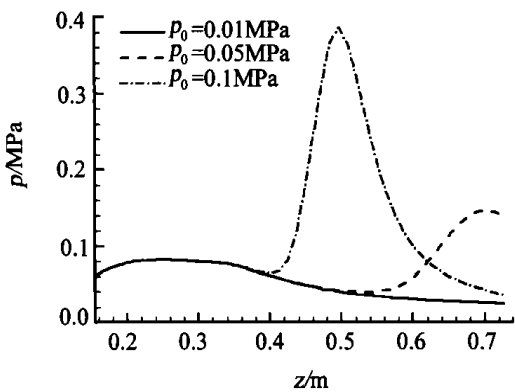


图 3 塞锥壁上的压力分布图

Fig. 3 Static pressure distribution on aerospike side-wall

图 3 给出了不同背压情况下, 气动塞式喷管沿塞锥壁面的压力分布。从图上可以看出, 塞锥壁面在低空状态下存在波节, 并随背压的增大而前

移。图 4 给出了气动塞式喷管与等面积比下钟形

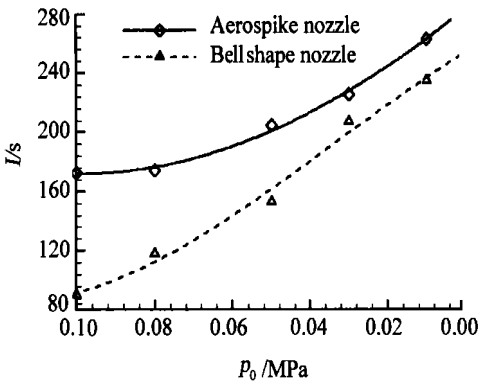


图 4 气动塞式喷管与钟型喷管的比冲比较

Fig. 4 The specific impulse comparison

喷管在不同背压下的比冲性能比较曲线。从图上可以看出塞式喷管的比冲在所有背压情况下都比钟形喷管高, 尤其在低空情况下, 这一优势更为明显。

3.2 小喷管倾角对气动塞式喷管流场及性能的影响

保持塞锥壁面型线和喷管喉部中心位置不变, 改变喷管轴线与塞锥轴线的夹角进行计算, 以研究小喷管倾角对气动塞式喷管性能的影响。图 5 为夹角分别为 20° ; 26.7° (设计角度), 28° ; 30° ; 32° 时的比冲 I 与背压 p_0 关系曲线。

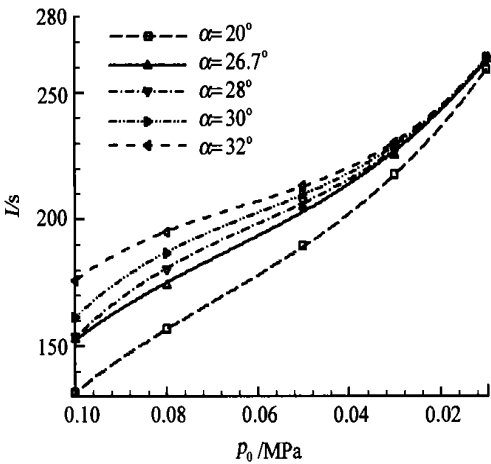


图 5 比冲随小喷管倾角的变化曲线

Fig. 5 Specific impulse varied with the nozzle angle

由图可见, 在本文计算范围内, 喷管倾角增加使比冲增大, 在中、低空时该趋势更为明显。喷管倾角的增加对喷管出口和塞锥壁面的流动和压力分布影响不大, 但却缓和了塞锥底部由于流动突然转折带来的逆压梯度, 从而使塞锥底部压力有

明显提高(特别是在低空状态下),造成总推力及比冲提高。

3.3 塞锥长度对气动塞式喷管流场及性能性能的影响

图 6 为塞锥长度与塞锥壁面等熵长度的比分别为 $L/L_0=8.37\%$, 11.47% , 14.63% , 19.43% (设计长度) 时的比冲 I_s 与背压 p_0 关系曲线。

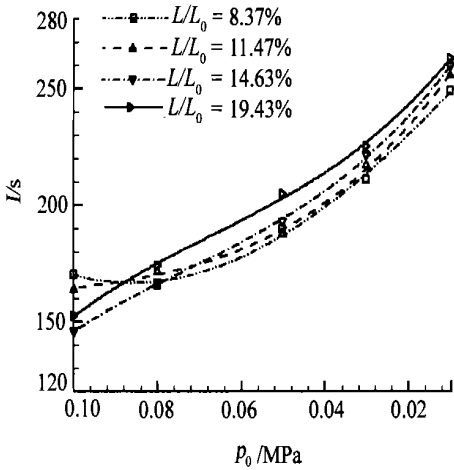


图 6 比冲随塞锥长度的变化曲线

Fig. 6 Specific impulse varied with the plug length

塞锥长度与比冲的关系比较复杂。塞锥截短相当与倾角增大,使塞锥底部压力略有增加,但同时减小了塞锥壁表面积。在低空状态下($p_0=0.1$ MPa),第一个膨胀——压缩波的波节位于塞锥壁面上,造成塞锥壁面的尾部存在一段负压区(小于 p_0)。在这一位置截短,将使塞锥壁面推力和塞锥底部推力均有所提高,从而使总推力上升。但在中、高空状态下($p_0=0.05\sim0.01$ MPa),塞锥壁面上的压力均大于环境压力,截短将造成推力损失,这一损失大于塞锥底部压力提高带来的推力增加。

3.4 二次流流量比对气动塞式喷管流场及性能的影响

在塞锥底部引入二次流可控制底部旋涡流动,提高塞锥底部压力,减小截断塞锥所产生的推力损失。由于二次流从主流引出,在改善塞锥底部流场结构的同时,也会导致主流推力的减小。合适的二次流量对气动塞式喷管的设计是非常重要的。图 7 为 $p_0=0.01$ MPa,二次流为主流的 2% 时的压力分布。图 8 为背压分别为 0.01, 0.03, 0.05, 0.08, 0.1 MPa 时的比冲 I_s 与二次流流量比 q/Q 关系曲线。

由图 7 可见,二次流的引入使塞锥底部流场结构得到了很大改善,压力明显提高(对比图 2)。结合图 8 可以看出,在大部分情况下,引入二次流

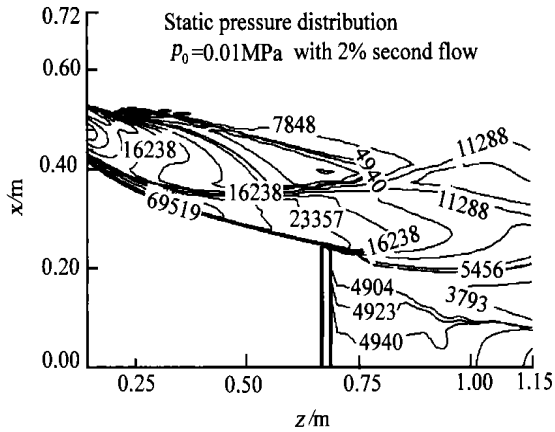


图 7 二次流流量比为 2% 时的流场压力分布图
Fig. 7 Static pressure distribution in flow field with 2% second flow

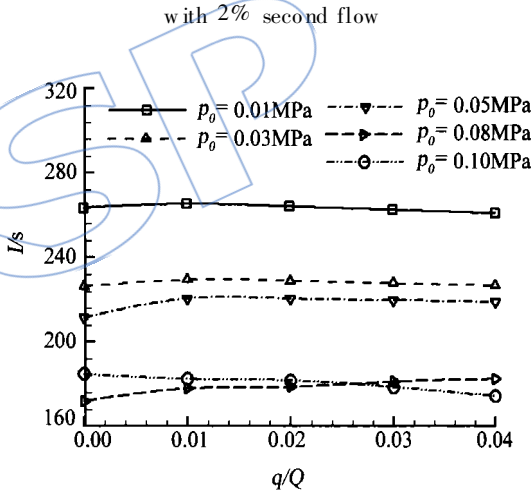


图 8 比冲随二次流流量比的变化曲线

Fig. 8 Specific impulse varied with the second flow ratio

后的比冲都比原塞式喷管有所提高,但这种提高会随着二次流流量比的增加而逐渐减小,最终产生负面效应。这是因为过高的二次流流量比造成的主流推力损失要大于塞锥底部压力提高带来的收益,使总推力反而减小。总体而言,在塞锥底部引入少量的二次流是有益的。从计算结果看,合适的二次流流量约为主流的 1% 左右。

4 结 论

本文分析了气动塞式喷管的复杂流场结构及其高度特性,探讨了喷管倾角、塞锥长度和二次流流量比对喷管性能的影响。研究表明:

(1) 气动塞式喷管的比冲性能在任何高度上都比传统钟形喷管来得好,尤其是在低空状态下,优势更为明显。

(2) 喷管倾角(小喷管轴线与塞锥轴线的夹角)增加使推力值增大,尤其在中、低空时更为明显。在结构允许的情况下采用适当增大喷管倾角的方法可以有效地改善底部压力,提高推力。综合考虑结构等因素,最佳喷管倾角应为 30 左右。

(3) 将塞锥截短总体上不利于总推力的提高,这是因为塞锥壁的推力损失要大于底部推力的提升。但在低空状态下,由于塞锥壁面尾部存在负压,适当截短有利于总推力提高。综合考虑性能及结构因素,最佳的塞锥长度为 20% 左右。

(4) 在塞锥底部补入适量的二次流是一种提高推力的有效方法。综合考虑主流减少引起的推力损失和底部流场改善带来的推力增益,认为 1% 左右的二次流流量比是适合的。

参考文献:

[1] Korte J J, Salas A O, Dunn H J, Alexandrov N M, Follett W W, Orient G E, Hadid A H. Multidisciplinary Approach to Linear Aerospike Nozzle Optimization [R]. AIAA 97 - 3374, 1997.

[2] Michael A Taverna. Europe Begins Plotting Strategy for RLVs [J]. Aviation Week & Space Technology.

[3] Hagemann G, Schley C - A, Odintsov E, Sobatchkine A. Nozzle Flowfield Analysis with Particular Regard to 3D - Plug - Cluster Configurations [R]. AIAA 96 - 2954, 1996.

[4] Immich H, Nasuti F, Onofri M, Caporicci M. Experimental and Numerical Analysis of Linear Plug Nozzles [R]. AIAA 98 - 1603, 1998.

[5] 郑孟伟. TVD 格式数值求解气动塞式喷管的跨音流场 [D]. 北京: 清华大学, 1999.

(责任编辑 杨再荣)

