

文章编号: 1000-8055(2002) 03-0292-05

塞式喷管底部二次流的数值模拟研究

戴梧叶, 刘 宇, 张正科

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 从 N-S 方程出发, 采用二阶精度的 NND 格式对塞式喷管的流场进行了数值模拟, 重点研究了一线性塞式喷管底部二次流在低中高空的特性。研究表明, 塞式喷管底部回流区的消失不仅与二次流流量大小有关, 而且与底部压强有关; 加入二次流会使塞式喷管的推力上升, 但在大多数情况下其比冲会下降, 只有特定压强比条件下, 加入少量的二次流比冲才会上升。

关键词: 数值模拟; 塞式喷管; 火箭发动机; 二次流

中图分类号: V430

文献标识码: A

Numerical Investigation of Base Bleed Effect on Aerospike nozzle

DAI Wu-ye, LIU Yu, ZHANG Zheng-ke

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

Abstract: The numerical simulations of the flow field around aerospike nozzle were completed based on N-S equations with second-order NND scheme. The attention is paid to the effect of the base bleed on aerospike nozzle at sea level, middle and high altitude. The results indicate that both the quantity of bleed mass flux and the magnitude of base pressure are the causes that induce the swirl in the base area to disappear. Though the bleed can enlarge the thrust of the aerospike nozzle, it lessens the specific impulse except the case that the bleed is small at low flight altitude for the linear aerospike nozzle.

Key words: numerical simulation; aerospike nozzle; rocket engines; bleed

1 引言

塞式喷管发动机是具有高度补偿特性的高性能发动机, 是单级入轨的重要方案之一, 是当今航天技术向前更进一步的重要途径。各航天大国均在全面地研究塞式喷管, 特别是美国, 已经完成了塞式喷管发动机的一系列试车, 最近通过调节各个的单元流量实现矢量控制实验, 实现了无摆动矢量控制, 大大地减轻了发动机的重量, 进一步提高了发动机的性能。各国对塞式喷管的研究中, 数

值模拟是一个有力的手段, 其中特征线法是一个快捷的手段, 对于塞锥的流场模拟和压强分布的预测是很有效的, 但是由于其无法计算底部的流场, 所以该方法的成功与否很大程度上依赖于底部压强模型^[1]。研究表明, 对预示底部压强, 粘性的数值模拟是一个有效的方法^[2]。最近, 国内对塞式喷管进行了较多的数值模拟^[3~5], 文献[3, 4]成功地模拟了塞式喷管流场, 但没有对塞式喷管进行更多的研究。文献[5]对2个不同背压条件进行了二次流特性研究, 但实际上这2种背压均为设计

收稿日期: 2001- 06- 04; 修订日期: 2001- 09- 20

基金项目: 国家863-2高技术航空领域基金资助项目(863-2-3-4-10); 高等学校博士点专项科研基金资助项目(2000000619)

获奖情况: 国防科学技术二等奖(编号: 2000GFJ2203)

作者简介: 戴梧叶(1974-), 男, 湖南安化人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

高度以下, 没有考虑二次流在地面和高空的分别影响情况, 并单纯从推力的角度研究了二次流对性能的影响, 得出的结论是二次流可以较明显提高塞式喷管的性能。本文将采用 N-S 方程对在低中空等情况下塞式喷管有二次流的流场进行数值模拟, 首先研究其对流场的影响, 然后从比冲的角度出发研究了二次流对性能的影响。

2 研究方法

2.1 数值方法简介

基本的控制方程是二维层流 Navier-Stokes 方程, 它由对流项和粘性项两部分组成, 前者反映流动过程的对流特性, 后者则反映流动过程的耗散特性。对于粘性项采用常规的二阶精度中心型差分格式离散。对于对流项, 针对塞式喷管的复杂流动特征, 本文采用高精度 NND 格式^[6]完成对流项的离散。该方法已经在很多问题中采用, 被证明是一种很有效并且精度较高的方法, 它对同时存在亚声速、跨声速、超音速以及高超音速的复杂流场很有效^[3,4]。关于这种格式的应用可以在很多的场合找到^[6,7]。

由于塞式喷管的内喷管出口为超音速且膨胀比较小, 出口压强较高, 环境压强一般不会影响内喷管内部流场。因此在本文处理中, 把内喷管流场与外流场分开计算, 把内喷管的出口参数当作外流场的边界条件, 这样可以简化问题而把注意力集中在外流场。在外流场计算中, 我们作如下假设: (1) 将直排型塞式喷管流动简化为平面二维流动。这种假设主要是考虑到线型塞式喷管的特点塞锥流动主要是单方向膨胀的, 气流在塞锥上的流动主要呈现二维特征。(2) 不考虑化学反应, 非

平衡流动及多相流动。(3) 简化处理主流与自由流之间的湍流剪切流动, 自由流与主流取相同的物性参数。

2.2 塞式喷管的几何模型与边界条件

全长的塞式喷管几何模型及其基本参数如图 1 所示, 塞锥全长 $L_0=320.5\text{ mm}$, 内喷管膨胀比为 3, 整个塞式喷管膨胀比为 21.2, 设计的燃烧室压强与环境压强比 (NPR) 约为 207, 本文截断塞式喷管的截断长度 L/L_0 为 50%。由于塞式喷管的对称性, 这里只研究一个塞式喷管单元。

计算的边界条件如图 2 所示。正如前面提到的, 对于内喷管出口处 (图中标为 a), 它的各个参数由内喷管流场决定, 它的边界条件是固定的, 对于壁面 (b, c), 采用粘性壁面无滑移绝热的条件, 来流和侧远方的边界条件 (d) 对于亚音速, 采用 Riemann 边界条件, 对于超音速, 给定环境压强、来流马赫数和来流攻角。下游的出口边界条件 (e), 如果出口为超音速, 所有参数外推, 如果出口为亚音速, 则给定静压。对称条件用在对称面上 (f), 在计算中采用网格的处理办法。对于塞锥底部 (g), 如果二次流流量为零时, 则按无滑移绝热壁处理, 如果二次流不为零, 则给定总温和二次流的流量, 外推压强, 利用连续方程和气体状态方程计算密度和速度。

2.3 网格生成与程序的验证

采用 Hilgenstock 方法^[8]生成的网格见图 3。Hilgenstock 方法可以把边界给定的点反应到内场中去, 因而可以生成一个可在壁面处加密的正交贴体网格。

利用文献 [9] 的模型计算对本文的数值方法

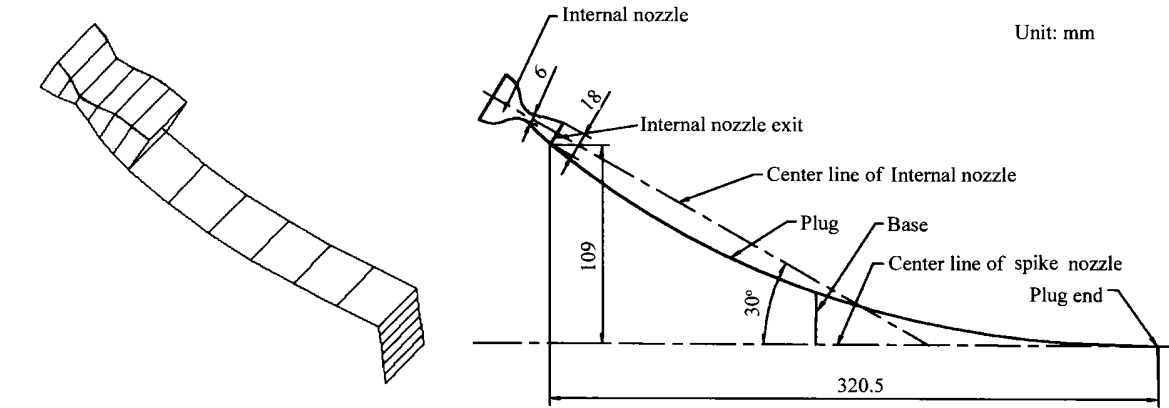


图1 计算模型图
Fig. 1 Linear spike nozzle model

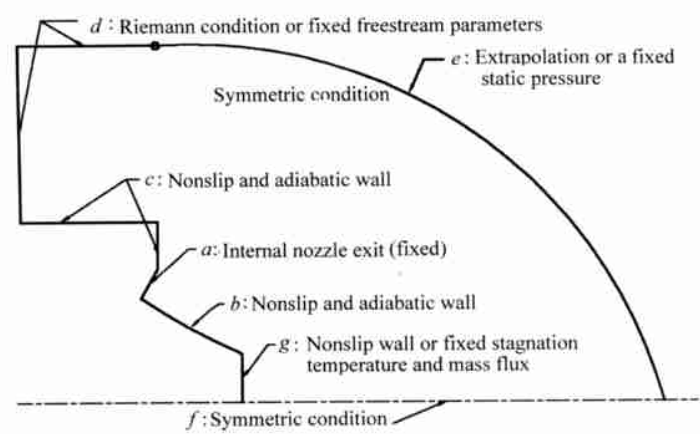


图2 计算域的边界条件

Fig.2 Boundary condition for calculations

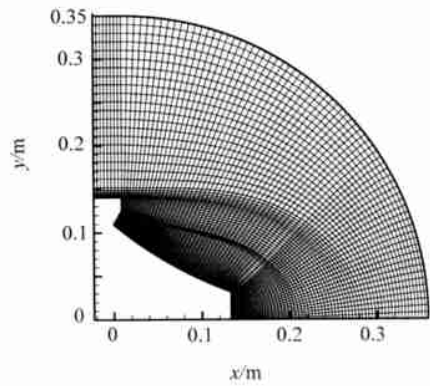


图3 计算网格

Fig. 3 Computational grid for outer spike nozzle

度)和 $NPR=2088$ (高空)3个飞行高度,二次流

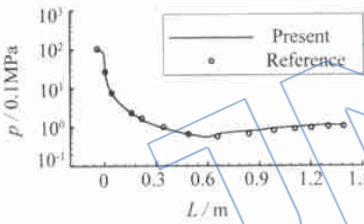
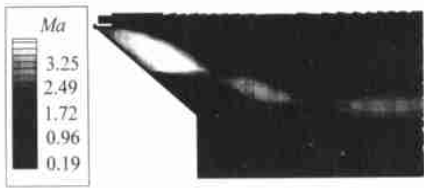


图4 程序的验证($P_a=0.1\text{ MPa}$)

Fig. 4 Flowfield validation of the model of reference^[9]($P_a=0.1\text{ MPa}$)

进行了验证。图4给出了流场与壁面压力的本文结果,与文献[9]的结果非常吻合。

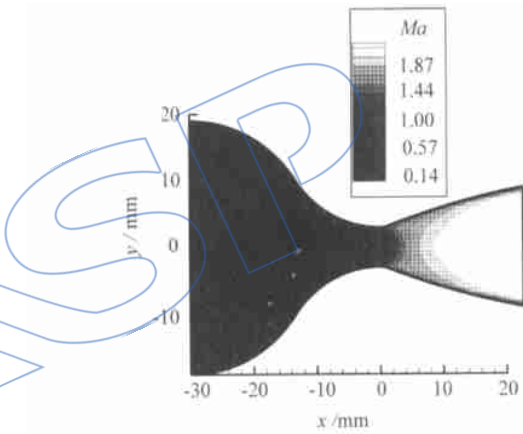
3 结果与分析

3.1 内喷管的结果

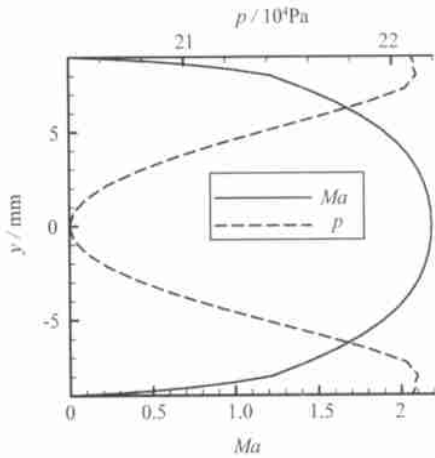
正如前面提到的,在本文中,塞式喷管的内外流场是分开处理的,计算流场的基本参数为:燃烧室压强 $p_c=2.5\text{ MPa}$,燃烧室温度 $T_c=3000\text{ K}$,气体常数 $R=380\text{ J/kg}\cdot\text{K}$,绝热指数为 $\gamma=1.14$ 。图5给出了内喷管的马赫数云图和内喷管出口的马赫数与压强曲线,在后面外流场的计算中,都是基于这个计算结果进行的。

3.2 外流场研究结果

采用上面的模型和内喷管计算结果,对外流场研究了 $NPR=25$ (地面), $NPR=207$ (设计高



(a) 等马赫数线



(b) 出口马赫数和压强

图5 内喷管计算结果

Fig. 5 Calculation results of internal nozzle flow

与主流量之比(MPM)分别为0, 0.5%, 1.0%, 2.0%, 3.0%, 4.0%的18种不同的工况。图6与图7显示了 $NPR=25, 207$ 两个不同飞行高度,二次流与主流流量比 $MPM=0.5\%$ 和4.0%的外流场流

线图。一般的,当没有二次流加入时,底部有一个涡旋回流区。在加入二次流后,图6显示,在 $NPR = 25$, $MPM = 0.5\%$ 和 4.0% 时,底部漩涡还存在,而且比较大,而图7显示在 $NPR = 207$, $MPM = 0.5\%$ 时,底部漩涡就变得比较小,

越大,底部压强越大。图9给出了底部平均压强的情况,(图中符号下标0表示没有二次流的情况),可以看出,在同一高度时,底部压强也在基本上随着二次流的增加而线性增加。在 NPR 大于设计高度时,底部压强增加的斜率大一些。在二次流流量较小时,底部压强增加的绝对值在地面要比在高空增加多一些。

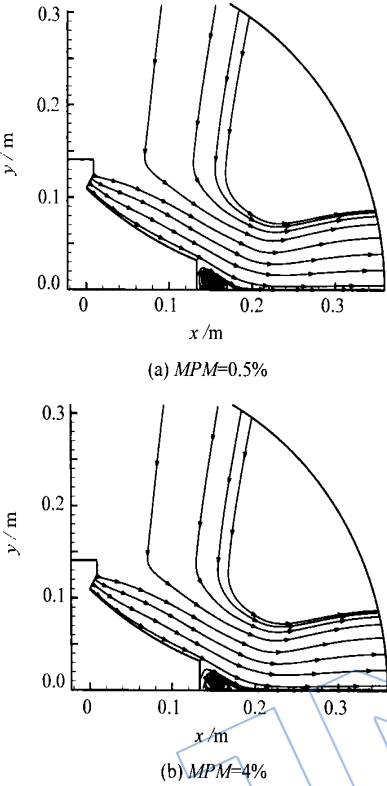


图6 $NPR=25$ 流线图
Fig. 6 Streamtrace ($NPR=25$)

在 $MPM = 4.0\%$ 时,就已经消失。当底部二次流较小时,漩涡存在这一点好理解。而当同样的二次流流量,在低空底部漩涡存在而在高空消失的原因是在低空的底部压强比高空的高。由于底部压强高,所以密度大,在流出底部进入流场时的速度就小,这样,二次流对底部漩涡冲击相对要小。而在高空时,由于压强小,所以密度小,在流出底部进入流场时的速度就大。这样,同样质量的二次流对底部漩涡冲击相对要大,因此同样的二次流在低空底部漩涡存在而在高空消失。也就是说,底部回流区的消失不仅与二次流流量大小有关,而且与底部压强有关,而底部压强大小又与塞式喷管结构、环境压强等很多因素有关,所以二次流对塞式喷管性能的影响也是一个与很多因素有关的复杂问题。

图8表示了 $NPR = 207$ 时不同底部二次流对底部压强 p_b 分布的影响,可以看出,二次流流量

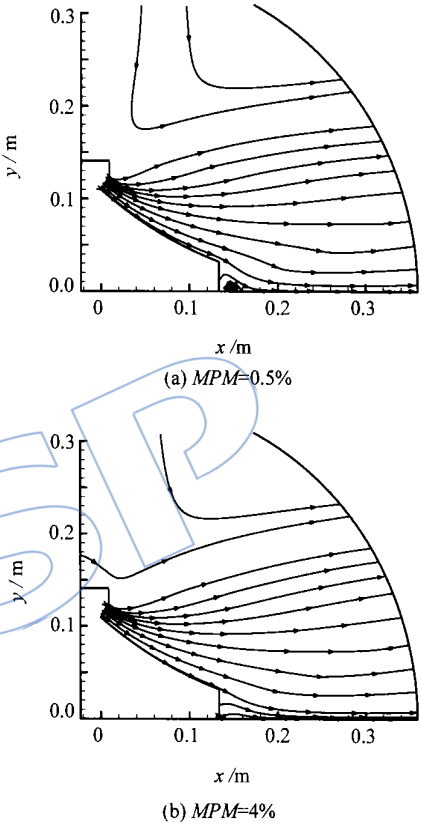


图7 $NPR=207$ 流线图
Fig. 7 Stream trace ($NPR=207$)

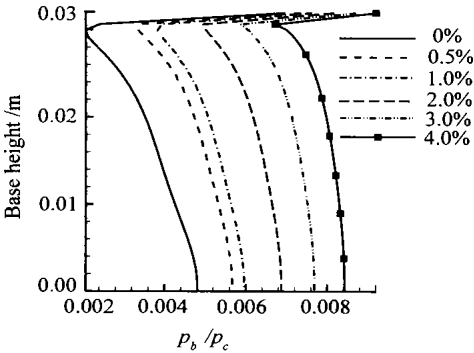


图8 $NPR=207$ 底部压强分布曲线
Fig. 8 Base pressure profiles at $NPR=207$

图10是二次流导致推力增益变化的曲线,它的变化规律与底部平均压强变化规律是一致的,

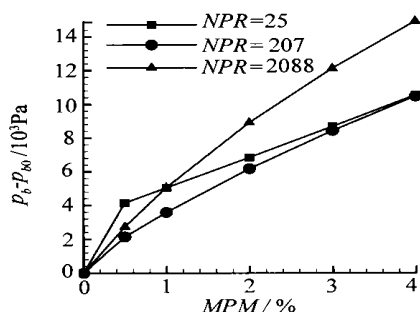


图9 平均底部压强分布变化情况

Fig. 9 The variation of averaged base pressure with MPM

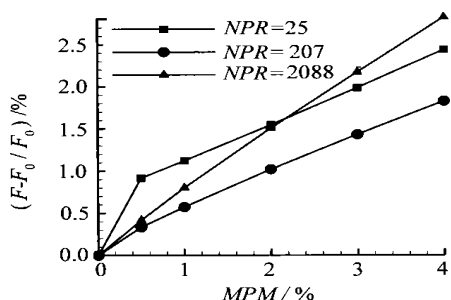


图10 底部二次流导致推力的变化

Fig. 10 The changed thrust by base bleed

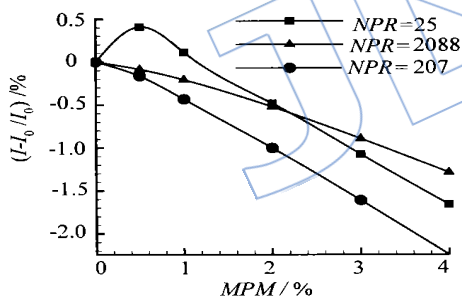


图11 底部二次流导致比冲的变化

Fig. 11 The changed special impulse by base bleed

随着二次流的增加, 推力增大。可以这样理解: 因为二次流不会改变(或者改变很小)内喷管和塞锥流场, 因此推力的改变就是由于底部压强和二次流流速改变引起的, 所以推力变化规律应该与底部压强变化规律基本一致。图11是二次流导致比冲增益变化的曲线(比冲按照下面公式(1)计算)曲线显示只有在 $NPR = 25$, $MPM = 0.5\%$ 和 1.0% 时, 比冲相对于没有二次流的情况时有所增加的, 而其他情况, 比冲都是减小的。因此, 对于比冲来说, 合理的二次流流量不应当超过总流量的 1% 。文献[10]对环形塞式喷管的实验研究结果也显示底部二次流只有在理想流动和特定的压强比

的情况下对塞式喷管性能才有所改善, 这与本文的结论是一致的。

$$I_s = F / [m(1 + MPM)] \quad (1)$$

其中: m 为塞式喷管的主流量, F 为推力。

4 结 论

本文从层流 N-S 方程出发, 采用二阶精度的 NND 格式发展了一套对塞式喷管带有二次流的流场进行模拟的数值方法。采用该方法, 对二次流在低中高空对塞式喷管流场和性能进行了研究。研究显示, 塞式喷管底部回流区的消失不仅与二次流流量大小有关, 而且与塞式喷管结构、环境压强等很多因素有关。对推力来说, 二次流加入越多, 推力就越大, 但相对没有二次流的情况比冲基本上减小, 只有在特定的压强比的情况下对塞式喷管性能才有所改善。因此二次流对于改善塞式喷管性能来说没有人们所期望的那样好, 合理的二次流流量不宜超过总流量的 1% 。

参考文献:

- [1] Angelino G. Theoretical and Experimental Investigation of the Design and Performance of a Plug-Type Nozzle[R]. Training Center for Experimental Aerodynamics, Technical Note 12, Rhode-Saint Genese, Belgium, 1963.
- [2] Immich H, Nasuti F, Onofri M, et al. Experimental and Numerical Analysis of Linear Plug Nozzles[R]. AIAA Paper 98-1603, Cleveland, OH, 1998.
- [3] 郭正, 刘君, 瞿章华. 塞式喷管流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 24-26.
- [4] 宋明德, 张涵信, 刘金合. 火箭发动机塞式喷管流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(5): 19-21.
- [5] 李江, 郭唐稳, 马家欢. 气动塞式喷管底部二次流特性的数值模拟[J]. 推进技术, 2001, 22(1): 15-18.
- [6] 张涵信. 无波动无自由参数耗散差分格式[J]. 空气动力学报, 1988, 6(2): 143-165.
- [7] 郑敏, 张涵信. 无波动、无自由参数的耗散差分格式(NND)在喷流计算中的应用[J]. 空气动力学报, 1989, 7(3): 273-281.
- [8] 张正科, 庄逢甘, 朱自强. 两种椭圆形方程求源项方法在喷管内流场网格生成中的应用[J]. 推进技术, 1997, 18(2): 95-97.
- [9] Rommel T, Hagemann G, A Schley C, et al. Plug Nozzle Flowfield Analysis[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(5): 629-634.
- [10] Michael Fick, Robert H Schmuicher. Performance Aspects of Cluster Nozzles[J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1996, 33(4): 507-512.

(责任编辑 杨再荣)