

气动塞式喷管底部二次流特性的数值模拟*

李江, 郭唐稳, 马家欢

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

摘要: 发展了一套可以对底部有二次流的气动塞式喷管的性能进行预示的数值方法, 采用二阶精度的NND格式求解二维层流N-S方程, 对底部二次流的入口边界条件进行了特殊处理。以一种实验用的直排式气动塞式喷管为对象, 针对两种不同的背压条件, 对二次流流量分别为主流的0%, 1%, 3%和5%的几种工况研究了塞式喷管底部二次流流量变化对喷管性能影响。计算结果表明, 底部二次流的加入使得气动塞式喷管性能有比较明显的提高。数值方法可以用于气动塞式喷管的设计和性能预报。

关键词: 塞式喷管; 喷管气流; 流动分布; 二次流; 数值模拟

中图分类号: V430.24 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2000) 06-0015-04

Numerical analysis of base bleed effect on aerospike nozzle performance

LI Jiang, GUO Tang-wen MA Jia-huan

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100080, China)

Abstract: A simplified numerical model was developed to predict the base bleed effect on aerospike nozzle performance. Second order NND scheme was used to solve two dimensional Navier-Stokes equations under laminar assumption. A special treatment to the inlet boundary condition of base bleed was put forward to simplified the complex inlet flow. This simple numerical model was implemented to compute an experimental linear aerospike nozzle at two different ambient pressure and with four different base bleed discharge. The results show that base bleed significantly increases the nozzle base pressure and nozzle thrust increases with the increasing of base bleed discharge.

Key words: Plug nozzle; Nozzle flow; Flow distribution; Secondary flow; Numerical simulation

1 引言

塞式喷管最大的优点是具有很高的高程补偿能力, 这也是单级入轨运载器采用气动塞式喷管的重要原因。以往的研究主要依靠实验手段, 随着计算水平的不断提高, 数值模拟方法逐渐成为气动塞式喷管研究中强有力的工具。其中特征线方法以其简单、计算量小的优点仍然被使用^[1]。但这种方法无法计算塞体底部的流动, 因此有一定局限性。无粘和有粘计算的对比表明, 无粘和有粘计算得到的塞体表面压力分布非常接近, 底部压力分布差别比较大, 粘性计算结果更接近实验数据^[2]。目前, 关于气动塞式喷管流场计算的工作开展得很多^[1-7], 但底部有二次流的计算很少。本文发展了一套基于求解N-S方程的气动塞式喷管性能预示

的数值方法, 可以对底部有二次流的气动塞式喷管的性能进行预示。本文采用这一数值方法, 研究了塞式喷管底部二次流流量变化对喷管性能的影响规律。

2 气动塞式喷管流动分析

塞式喷管由一个截短的塞形体及其周围并排的若干主喷管构成, 图1为流场结构示意图。来自主喷管的主燃气喷流绕塞形体表面及其末端拐角作半受限膨胀流动, 底部形成回流区, 外侧自由膨胀边界持续膨胀到当地环境压力。在低空时, 较高的环境大气压限制了喷流外边界的过度膨胀, 使其有效膨胀比与当地的最佳膨胀比接近, 避免了过膨胀损失, 而在高空时, 较低的环境压力允许喷流膨胀到更大的膨胀比, 避免了欠膨胀损失。在喷管压力比较低的条件下, 底部会形

* 收稿日期: 2000-04-01; 修订日期: 2000-05-18。基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (19882006)。

作者简介: 李江 (1970-), 男, 博士后, 研究领域为先进推进系统。

成开口的尾迹流,其压力基本与环境压力相等。在压力比接近喷管设计压力的条件下,流动形态会发生改变,形成封闭的尾迹流,其特点是压力保持不变,不再受环境压力的影响。由于底部回流区的影响,底部压力有可能低于环境压力,从而产生负推力,影响喷管的性能。所以一般在塞体底部引入少量二次流,来增加底部压力,改善喷管的性能。采用燃气发生器循环的发动机中,一般是将涡轮废气作为二次流从底部排出,这样不仅利用了涡轮废气,而且又提高了底部的压力。二次流对喷管性能的影响程度与很多因素有关,其中二次流的流量和加入方式影响较大。

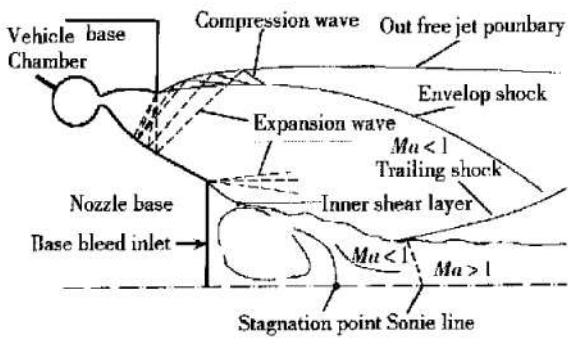


Fig. 1 Schematic diagram of aerospace nozzle flow

3 数值方法及边界条件

在计算中做了如下的简化处理:(1)将直排型塞式喷管流动简化为平面二维流动;(2)不考虑化学反应,非平衡流动及多相流动等;(3)为了避免引入更多的不确定因素,只进行层流计算。

控制方程采用任意曲线坐标系下的平面二维 N-S 方程

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} \right] \quad (1)$$

差分格式采用二阶精度的 NND 格式^[6]。

喷管进口处一般为亚声速,需给定三个参数,一般为总压、总温和流动角。对于粘性流,壁面边界采用无滑移边界,并假定壁面为绝热壁。在对称边界上,采用对称条件,计算中采用外加网格处理方法。对于侧远方边界和前方入口边界,根据黎曼不变量建立无反射条件。对于后方出口边界,当出口为亚声速时,给定背压,其余参数由一阶外推给出,当出口为超声速时,全部参数由一阶外推给出。

要给出合适的底部二次流入口边界条件比较困难,首先入口气流是亚声速的,而且通常气流速度非常低,本身就比较难以给出合适的边界条件。另外塞式喷管底部结构形式和二次流加入方式有多种形式,不同结构形式入口的参数分布不一样。这里,对于底部二次流入口边界采用了一种特殊的简化处理方法。考虑到底部二次流主要贡献是在底部提供了一定流量的气源,所以边界条件应该保证流量恒定,并且假定底部入口流量均匀分布,另外假设入口只有垂直于表面的法向速度分量,平行表面的切向速度分量为零。可这样处理:入口处压力和温度的提法类似壁面条件,即在入口处压力和温度的提法类似壁面条件,即在入口处压力和温度沿法向的变化底部梯度为零,然后根据流量计算出法向速度分量。

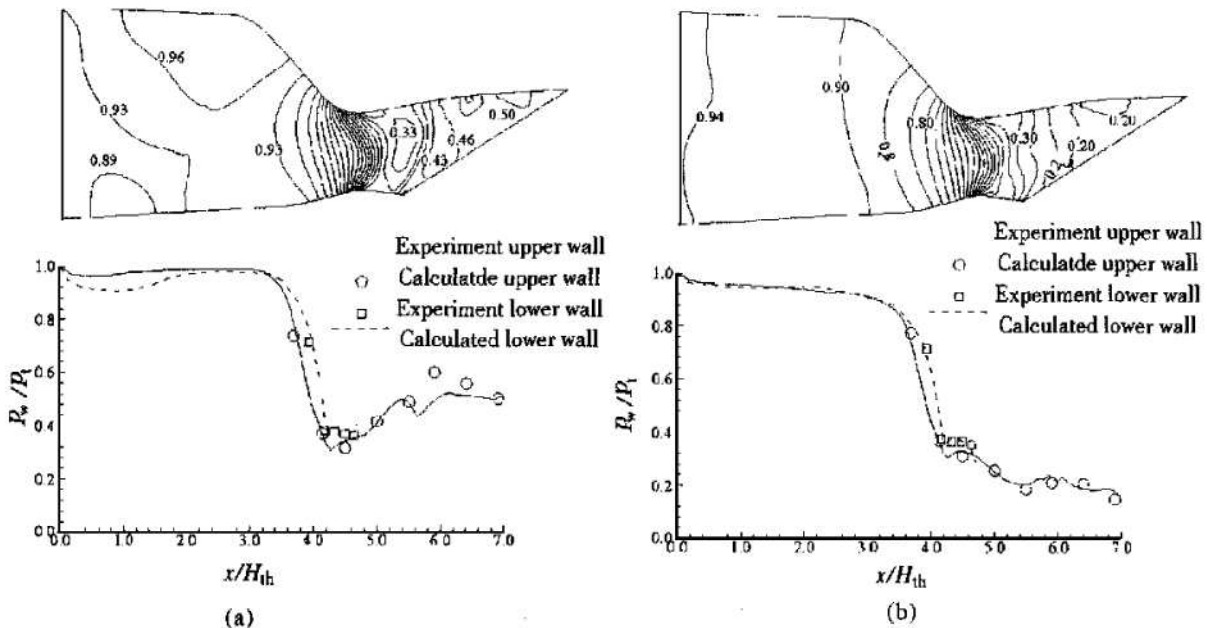


Fig. 2 Computational results of single-expansion-ramp nozzle

(a) $NPR = 2.0$ (b) $NPR = 10.0$

4 算例考核

对计算程序考核的算例,包括二元喷管内流场、单膨胀斜面喷管内流场、自由喷流流场及有超声速外流干扰的喷流流场和后向台阶等。考核结果表明本文发展的计算程序是有效的,可以用来计算底部有二次流的气动塞式喷管流场。下面只列出单膨胀斜面喷管内流场计算结果与实验数据的比较。

对文献[9]提供的单膨胀斜面喷管在压比 $NPR = 2.0$ 和 $NPR = 10.0$ 两种工况下的内流场进行了二维数值模拟,计算结果在图2中给出。图中除等压线外,还给出了喷管上下壁面压力分布的计算结果与实验结果的比较,可以看出,数值模拟总体上很好地预测了这种非对称喷管的气流膨胀过程,计算结果与实验结果吻合比较好。

5 计算结果分析

计算中采用的有关数据为:总压 $p_0 = 15 \text{ MPa}$, 总温 $T_0 = 3000 \text{ K}$, 比热比 $\gamma = 1.225$, 气体常数 $R = 348 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。

图3是计算网格,由于内喷管出口的压力远远高于环境压力,一般不会出现分离,为节省计算时间,将内喷管和外喷管分开计算,先计算内喷管,然后将内喷

管出口参数作为塞式喷管流场计算的入口边界条件。

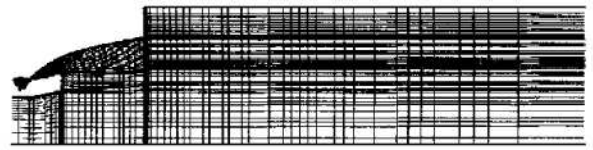


Fig. 3 Computational grid

通常二次流来自涡轮废气,因此二次流流量与主流流量无关。对二次流的流量分别为主流流量的0%, 1%, 3%和5%,压比为150和300的8种不同工况进行了计算。图4是 $NPR = 150$, 无二次流的流线和等压线图。从图中可以看出,塞体底部的尾迹是封闭的,底部有一个比较明显的回流区。在塞体底部下游由于主流之间发生碰撞,形成了一道比较明显的尾激波。图5是 $NPR = 150$, 二次流流量为5%的流线和等压线图。从图可以看出,底部二次流的加入,使得闭和的底部回流区变得开放,在底部形成了所谓的“气锥”,由于气锥的影响尾激波消失。图6是不同流量下的底部压力分布,可以看出,二次流的加入使得底部压力升高,二次流流量越大,底部平均压力越高。

为了考察二次流对喷管性能的影响,需要计算气动塞式喷管的推力。一般计算火箭产生的轴向推力

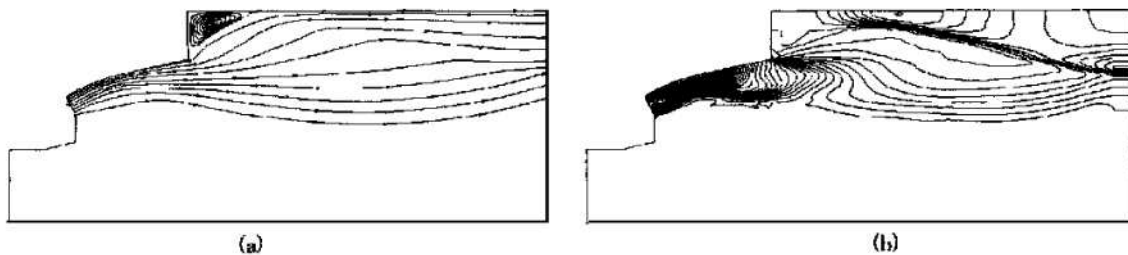


Fig. 4 Computational result without base bleed ($NPR = 150$)

(a) Stream traces (b) Pressure contour

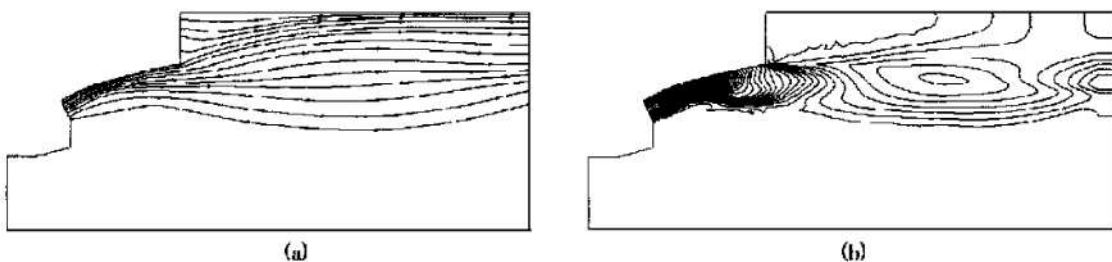


Fig. 5 Computational result with 5% base bleed ($NPR = 150$)

(a) Stream traces (b) Pressure contour

有两种方法,第一种方法是沿法向积分作用发动机内外表面上的压力

$$F_x = \int p da_x \quad (2)$$

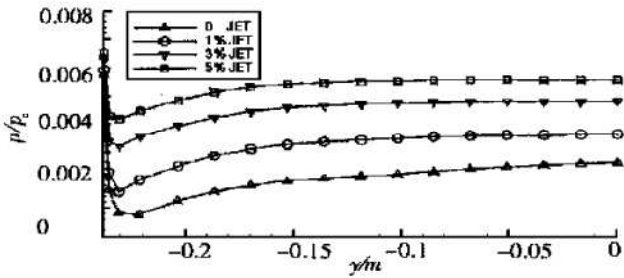


Fig. 6 Pressure distribution along base($NPR=150$)

第二种是根据气体动量变化计算推力。对于采用钟型喷管的火箭发动机,采用上述两种方法都可以推导出如下的推力计算公式:

$$F_x = mu_e + (p_e - p_a)A_e \quad (3)$$

对于气动塞式喷管,也可以采用上述两种计算方法计算推力,不过需要将气动塞式喷管的内喷管和外喷管分开考虑。内喷管采用公式(3)计算推力,对于外喷管采用公式(2)沿塞体型面和塞体底部积分,总推力等于内喷管和外喷管提供的推力之和。由于是平面二维问题,所以计算得到的推力是单位宽度的推力。

表1是压力比分别为150和300,底部二次流的

Table 1 Thrust of different cases

NPR	Flux	Thrust/kN	Thrust gain/kN	Gain rate/(%)
150	0	370.4	0	0
	1%	374.7	4.3	1.1
	3%	379.3	8.9	2.4
	5%	382.2	11.8	3.2
300	0	393.0	0	0
	1%	397.3	4.3	1.1
	3%	401.1	8.1	2.1
	5%	403.6	10.6	2.7

流量分别为0%,1%,3%和5%的推力数据。可以看出,底部二次流的加入,使得喷管的推力有明显增加。在二次流与主流无关的条件下,二次流流量的增加,推力是不断增加的。如果保持总流量不变,总推力与二次流流量的函数关系不再是单调增加的,二次流流量必然存在一个最优值。

6 结论

本文发展了一套基于求解层流N-S方程的可以对底部有二次流的气动塞式喷管性能进行预示的数值方法。采用这套方法研究了塞式喷管底部二次流流量变化对喷管性能的影响规律。计算结果表明在二次流与主流无关的条件下,底部二次流的加入使得气动塞式喷管性能有比较明显的提高,而且喷管推力随着二次流流量的增加而增加。本文发展的数值方法经过实验的进一步验证以后,可以用于气动塞式喷管的设计和性能预报。

致谢:本项目得到国家自然科学基金委和国家高科技航天领域基金支持,特此致谢。

参考文献:

- [1] Hagemann G, Immich H, Terhardt M. Flow phenomena in advanced rocket nozzle—the plug nozzle[R]. AIAA 98-3522.
- [2] Immich H. Experimental and numerical analysis of linear plug nozzles[R]. AIAA 98-1603.
- [3] Nasuti F, Onofri M. A methodology to solve flowfields of plug nozzles for future launchers[R]. AIAA 97-2941.
- [4] Ruf J H, McConnaughey P K. A Numerical analysis of a three dimensional aerospike[R]. AIAA 97-3217.
- [5] Rommel T. Plug nozzle flowfield calculations for SSTO applications[R]. AIAA 95-2784.
- [6] 郭正,刘君,瞿章华.塞式喷管流场数值模拟[J],推进技术,2000,21(4).
- [7] 宋明德,张涵信,刘金合.火箭发动机塞式喷管轴对称流场数值模拟[J].推进技术,2000,21(5).
- [8] 张涵信.无波动无自由参数耗散差分格式[J].空气动力学学报,1988(6).
- [9] Re R J, Leavitt L D. Static internal performance of single expansion ramp nozzles with various combinations of internal geometric parameters[R]. NASA TM 86270. 1984.

(编辑:龚士杰)