

外流干扰对气动塞式喷管性能影响的 数值模拟研究

李 江 郭唐稳 马家欢

(中国科学院力学研究所高温气动体动力学开放研究实验室, 北京 100080)

摘 要: 本文首先对气动塞式喷管内外流干扰的机理进行了分析, 在此基础上对外流干扰对气动塞式喷管性能的影响进行了数值模拟研究。数值方法采用 NND 格式求解二维 NS 方程, 对于不同的背压和来流马赫数条件进行了大量的数值实验。通过计算揭示了不同外流条件下气动塞式喷管的流动特征以及外流干扰对喷管性能的影响规律。本文的计算结果可以为气动塞式喷管的设计和性能预报提供参考。

关键词: 气动塞式喷管; 外流干扰; 数值模拟

中图分类号: V 430 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2001)02-0032-07

A NUMERICAL ANALYSIS OF SLIPSTREAM EFFECT INFLUENCE ON AEROSPIKE PERFORMANCE

Li Jiang Guo Tangwen Ma Jiahuan

(Institute of Mechanics of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

Abstract: In this paper the mechanism of interaction between free stream and plume behind aerospike nozzle is analyzed and then numerical analysis is carried to predict the influences of slipstream effect on aerospike nozzle performance. Two order NND scheme is used to solve two dimension Navier Stokes equations under perfect gas assumptions. Some valuable results are summarized which would be helpful for aerospike design and performance prediction.

Key words: Aerospike; Slipstream effect; Computational fluid dynamics (CFD)

1 引言

为了大幅度降低运输费用, 满足日益增长的空间开发、商业及军事应用的需要, 研制单级入轨 (SSTO) 的可重复使用运载器 (RLV) 已经成为当今世界各航天大国关注的前沿和热

收稿日期: 1999-12-10, 修回日期: 2000-05-18

基金项目: 国家自然科学基金资助项目, 批准号 19882006

作者简介: 李 江(1971-), 男, 博士, 在站博士后, 研究方向为气动塞式喷管气体动力学过程, 航天器高超声速动态气动特性研究

点。美国制定了专门的“可重复使用运载器技术计划”, NASA 已确定将融升力体和直排式气动塞式喷管发动机于一体的“冒险星”作为下一代可重复使用的单级入轨运载器的主攻目标。我们国家也应根据现有条件,不失时机地发展适合我国国情的可重复使用单级入轨运载器。众所周知,推进是新型运载器研制成功的关键,根据我国液体火箭技术力量相对比较强的优势,结合在研的新型液体火箭发动机发展气动塞式喷管发动机技术不失为一条比较可行的方案。而目前有关气动塞式喷管的研究工作基本上还没有开展,因此追踪国外先进技术进行气动塞式喷管的预先研究就显得非常迫切。

对于钟型喷管,外流一般不会影响喷管的性能,而对于气动塞式喷管,外流干扰却会改变射流的流动特性,从而在一定程度上影响喷管的性能。因此,研究气动塞式喷管内外流干扰的机理,以及这种干扰对于喷管效率的影响规律是非常重要的。

2 内外流干扰的机理

气动塞式喷管最大的优点是具有高程补偿能力,这也是单级入轨运载器采用气动塞式喷管的重要原因。气动塞式喷管由一个截短的塞形体和其周围并排的若干主喷管构成,其流场结构和基本流动特征大致如图 1 所示。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边度膨胀,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。这正是气动塞式喷管具有高程补偿能力的缘由。

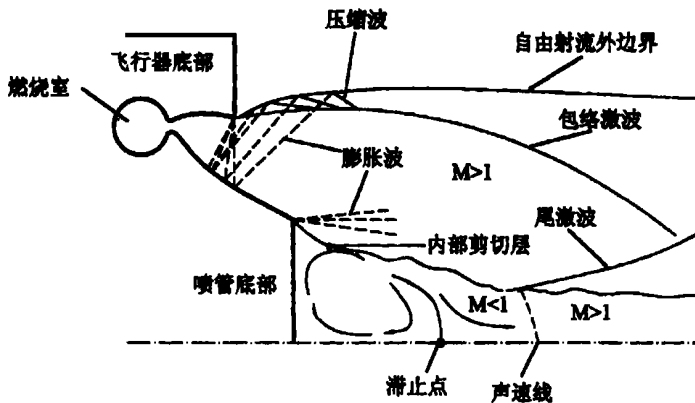


图 1 塞式喷管流动示意图

当外流流经飞行器底部时,一般会造成射流出口附近压力低于环境压力,射流开始所感受的压力是低于真实环境压力的,相对环境静止的条件下,自由射流向外膨胀的程度更大,当射流开始感受到真实的环境压力时,会向内偏转,产生压缩波或者激波。初始射流角度的变化和射流向内偏转的滞后导致压缩波/激波射到塞体表面更远的地方。这样会改变塞体表面的压力分布,一般会造成喷管效率的下降,这与钟型喷管的过膨胀很相似。对于截短的塞式喷管,外流干扰的影响大多数情况下是通过改变喷管底部压力体现出来。由于考虑到局部受热问题,在设计截短塞式喷管时一般不会让压缩波射到塞体壁面上,通常会让它射到塞体

底部亚声速流动区域。外流干扰作用仍然以类似过膨胀的形式体现出来,它使得射到塞体底部亚声速流动区域的压缩波/激波射到更远的下游,当超过声速线时,压缩波增加塞体底部压力的作用就完全消失了。外流干扰对塞式喷管性能的影响是个很复杂的问题,受很多相关因素的影响,如飞行器底部的形状、喷管的膨胀比以及外流的马赫数和飞行攻角等。文献[1]对内流干扰的机理作了较为详细的分析。

在对气动塞式喷管内外流干扰流场细节认识尚不充分,而又缺乏实验研究的条件下,本文首先采用了数值模拟的方法进行研究。

3 数值方法

为了能够抓住主要矛盾,简化问题,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,多相流动;
- (3) 只进行层流计算,对于外流与射流之间的湍流剪切流动,计算中不做特殊处理。

控制方程采用任意曲线坐标系下的平面二维 Navier-Stokes 方程:

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{\alpha}} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \hat{\xi}} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \hat{\eta}} = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \hat{\xi}} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \hat{\eta}} \right) \quad (1)$$

差分格式采用二阶精度的 NND 格式^[2]。

4 算例考核

本文首先对计算程序进行了比较细致地考核,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,可以用来计算有外流干扰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。

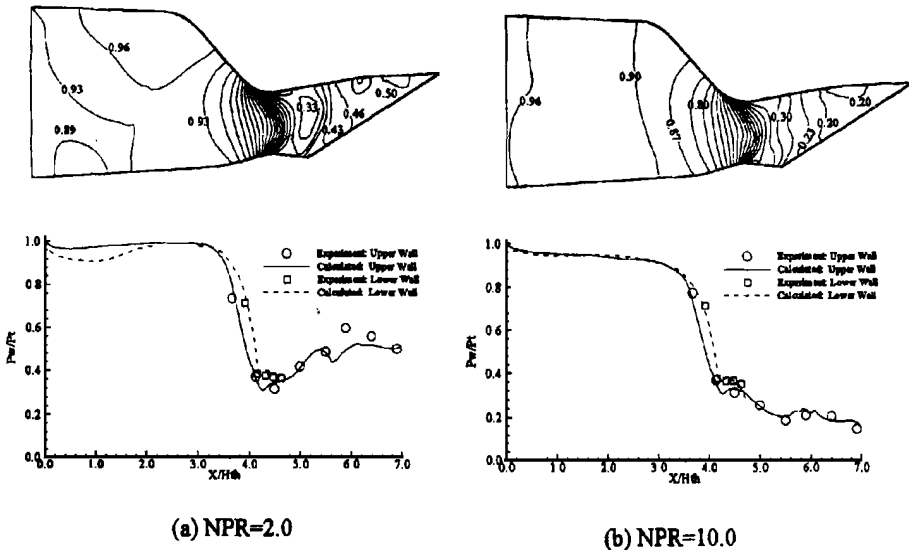


图 2 单膨胀斜面喷管计算结果

本文对文献[3]提供的单膨胀斜面喷管在 $NPR = 2.0$ 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的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 气动塞式喷管内外流干扰数值计算的工况

研究外流干扰对塞式喷管性能的影响应该在一定的背压条件下对不同的来流马赫数进行计算, 所以需要将背压和外流马赫数这两种条件进行合理的组合来确定计算工况。参考国外实验所选择的工况^[1]初步确定计算工况, 在计算过程中根据计算结果进行调整, 总共计算了 33 种工况(表 1)。

计算中采用的总压、总温、气体比热比和气体常数如下:

总压 $P_0 = 1.5 \times 10^7 \text{Pa}$

总温 $T_0 = 3000\text{K}$

比热比 $\gamma = 1.225$

气体常数 $R = 348\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{k})$

表 1 计算工况

落压比 \ 马赫数	0	0.5	0.8	1.0	1.2	2.0	3.0
50	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
75	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
150	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
200	✓		✓		✓	✓	
300	✓			✓		✓	✓
500	✓					✓	✓
1500	✓					✓	

6 计算结果分析

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, 为了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。

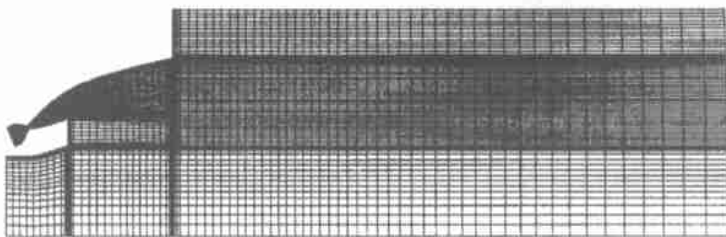


图 3 计算网格图

本文对上面提到的 33 种工况内外流干扰流场进行了计算, 获得了不同条件下的流动图象以及塞体表面的压力分布, 下面对有代表性的结果进行简单分析。图 4 是落压比 $NPR = 50$ 时不同外流马赫数干扰流场的等压线图。从图中可以看出内外流的相互干扰使得主流的形态发生了改变, 而且随着外流马赫数的增加, 干扰对主流形态的影响加剧, 马赫数 $Ma = 2$ 的等压线图上可以清楚地看出到由于外流干扰的形成的两道干扰激波。

图 5(a) 是落压比 $NPR = 50$ 时不同来流马赫数条件下塞体壁面的压力分布, 从图中可以看出, 由于外流的干扰作用, 使得塞体壁面压力分布发生明显改变, 在干扰作用下塞体壁面压力总体都有的降低, 而且外流马赫数越大, 壁面压力下降越多。但是 $Ma = 2.0$ 和 3.0 的压力

分布基本重合,这说明,外流马赫数增加到一定程度后,壁面压力分布不再随着外流马赫数的增加而变化,这一点在其他工况的计算中也得到证实。图 5 (b) 是不同来流马赫数条件下塞体底部的压力分布,从图中可以看出,除 $Ma = 0.5$ 和 0.8 的压力比 $Ma = 0.0$ 的压力略高,其他情况下的压力都比 $Ma = 0.0$ 的压力低,而且随着外流马赫数的增加,压力不断下降, $Ma = 2.0$ 和 3.0 的压力分布基本重合,这说明,外流马赫数增加到一定程度后,底部压力分布不再随着外流马赫数的增加而变化,这一规律在其他工况的计算中也得到体现。

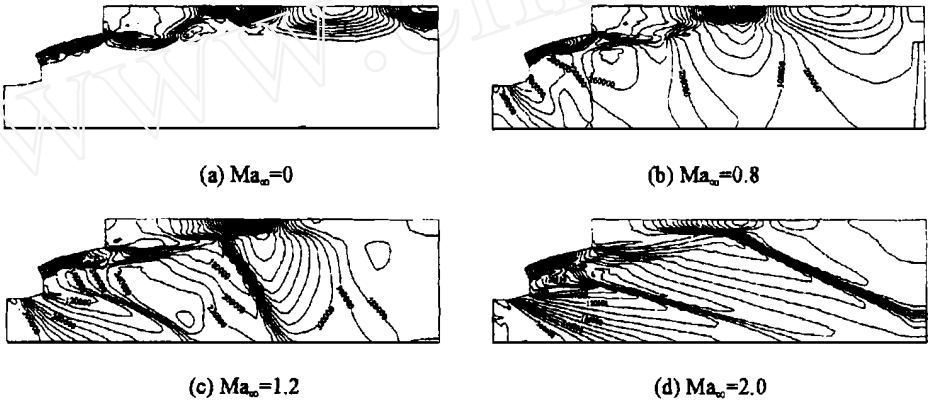


图 4 外流干扰条件下的等压线图 (NPR = 50)

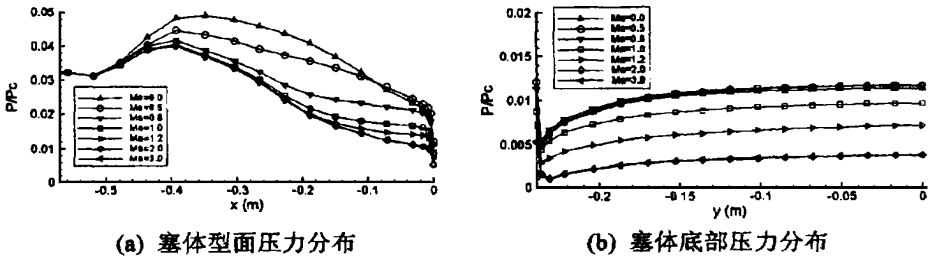


图 5 外流干扰条件下塞体型面和底部压力分布 (NPR = 50)

为了考察外流干扰对喷管效率的影响,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:

$$F_x = P da_x \tag{2}$$

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:

$$F_x = m u_e + (P_e - P_a) A_e \tag{3}$$

对于气动塞式喷管也可以采用上述两种计算方法,这里是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。

由推力可以计算出各种工况下的推力系数。为了便于比较, 将推力系数除以内喷管的特征推力系数, 得到的比值也可以反映出外流干扰条件下的喷管效率变化情况。图 6 就是外流干扰条件下的喷管效率图, 从图中也可以看出, 在落压比小于 150 时, 随着外流马赫数的增加, 喷管效率下降比较严重, 但随着落压比的增加, 这种影响减小。当落压比大于 150 后, 外流干扰基本上不再影响喷管的效率。本文计算的这些工况中, 外流干扰造成喷管效率下降最为严重的情况是在 $NPR = 50, Ma = 3.0$, 推力相对损失最大达到 15.2%。但在实际运载器的飞行过程中, 一般是落压比较小

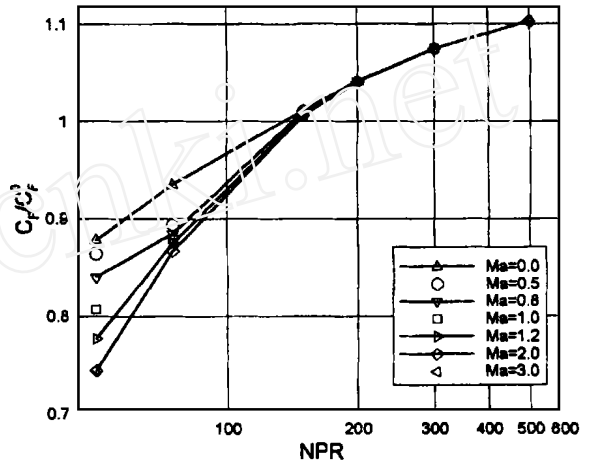


图 6 外流干扰对塞式喷管性能的影响

的时候其飞行速度是比较低的, 而飞行速度较大的时候往往落压比较大, 因此结合运载器的飞行轨道来分析, 外流干扰造成喷管性能损失不会有那么严重。本文根据 X-33 的有关参数, 对类似 X-33 这样的运载器在飞行过程中外流干扰可能造成的推力损失进行了简单估算。文献[4]提供 X-33 的有关参数如下:

地面推力 F_t (kN)	1838	地面比冲 I_s (m/s)	3322
燃烧室压力 P_0 (MPa)	5.9	起飞重量 m (kg)	123942
推进剂重量 m_p (kg)	95340		

根据 $F_t = \dot{m} I_s$, 可以得到喷管的质量流率:

$$\dot{m} = \frac{F_t}{I_s} = \frac{1.838 \times 10^6}{3322} = 553 \text{ kg/s} \quad (4)$$

根据下面的公式就可以计算出不同时刻飞行器的飞行高度以及飞行速度。

$$F = F_t - (\dot{m} - \dot{m}_t)g, \quad F = ma, \quad v = \int a dt, \quad s = \int v dt \quad (5)-(8)$$

查大气表, 可以得到对应不同飞行高度的大气压力和声速, 这样就得到了飞行过程中落压比与飞行马赫数的对应关系, 将估算得到的数据与本文所计算的工况对应起来, 得到了类似 X-33 这样的飞行器在飞行过程中外流干扰造成的喷管推力损失(表 2)。

表 2 飞行过程的喷管推力损失

落压比	背压 (bar)	高度 H (m)	声速 a (m/s)	速度 v (m/s)	马赫数	损失 (%)
75	0.8	2000	333	162	0.94	4.38
150	0.4	7000	312	325	1.04	0.35
200	0.3	9000	304	377	1.24	0.06
300	0.2	12000	295	451	1.53	0.009
500	0.12	15000	295	518	1.76	0.001
1500	0.04	22000	296	662	2.24	0

可以看出,在落压比较低的情况下,外流干扰造成的损失比较大,表中最大为 4.4%,与国外文献^[1]的 4% 左右的分析相近。

7 结束语

将计算分析获得的主要结论总结如下:

(1) 气动塞式喷管内外流干扰是一个比较复杂的问题,外流干扰对喷管效率的影响主要通过造成燃气射流出现过膨胀体现出来的,过膨胀现象则导致射向塞体型面或者塞体底部回流区的压缩波/激波向后移动,造成了型面或底部压力的变化,一般会造成推力损失。

(2) 在落压比较低的条件下,外流干扰造成的推力损失相对比较严重,随着落压比的增加,外流干扰造成的推力损失越来越小,当落压比大于某一临界值后,外流干扰不再会影响喷管的推力。

(3) 在落压比较低的范围,对于一定的落压比条件,外流干扰造成的推力损失随着来流马赫数的增加而增加,当来流马赫数大于某一临界值,外流干扰造成的喷管推力损失不再随来流马赫数增加而增加。

(4) 本文计算的这些工况中,外流干扰造成喷管推力损失最大达到 15.2% ($NPR = 50$, $Ma = 3.0$)。但结合飞行器的飞行过程来看,外流干扰造成喷管性能损失不会有那么严重,根据 X-33 的有关参数进行简单的估算,这种损失最大可接近 4% 左右。

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] Ruf J H and MaConnaughey P K. The Plume Physics Behind Aerospike Nozzle Altitude Compensation and Slipstream Effect AIAA-97-3218
- [2] 张涵信 无波动无自由参数耗散差分式[J]. 空气动力学报, 1988, (6)
- [3] Re R J and Leavitt L D. Static Internal Performance of Single-Expansion-Ramp Nozzles with Various Combinations of Internal Geometric Parameters NASA TM 86270, 1984
- [4] Powell R W, Lockwood M K and Cook S A. The Road from the NASA Access-to-Space Study to a Reusable Launch Vehicle AF-98-V. 4 02