

基于被动引射的大扩张比喷管流动数值研究



吴超, 黄兴

中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002

摘要: 针对大扩张比喷管地面试验过程中分离流动现象, 基于数值方法研究分离状态流场特征, 分析了分离位置与喷管入口参数的关系, 并与经验公式进行了对比。在此基础上, 开展被动引射方案的仿真计算, 分析引射筒长度、直径等参数对喷管流态的影响。计算结果表明, 大扩张比喷管地面试验过程由于逆压梯度产生分离流动, 数值计算流场及分离位置与经验公式结果接近; 通过引射筒的被动引射可以实现地面试验时喷管满流状态, 流场受引射筒长度和直径等参数影响。此研究结果可为大扩张比喷管地面试验设计提供参考。

关键词: 大扩张比; 轴对称喷管; 被动引射; 计算流体力学; 分离流动

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.10.004

喷管是发动机主要的部件之一, 其方案设计对于吸气式发动机的性能有着重大的影响^[1-3]。随着飞行高度增加, 环境压力减小, 为实现最佳性能, 喷管达到临界工作状态时的扩张比也增加。在大扩张比喷管地面试验过程中, 过膨胀会造成高温燃气在喷管内的分离流动现象, 从而对试车结果的评定、结构传热等产生影响, 严重时可能对喷管和发动机结构造成破坏^[3-4], 因此受到广泛的关注和研究。

针对喷管流动分离问题, 国内外开展了大量的研究。对分离流动的模式进行了分析, 通过试验和仿真表明了存在两种流动模式^[5-8]。胡海峰^[9]等采用数值方法详细研究了喷管流动中出现气流分离模式的变化情况, 并对大扩张比喷管流动特性与喷管结构耦合的气动弹性问题进行了分析; 王-白^[10]针对抛物线喷管研究了型面参数对流动分离模式转换的影响; 王晓辉^[11]开展了固体火箭发动机喷管分离流动及其数值模拟研究, 分析了喷管在不同入口总压情况下的流场参数分布; 周文清^[12]为研究气流分离对喷管性能的影响, 开展了理论计算与数值模拟分析, 获得了分离点位置及推力系数的变化; 贾睿东^[13]对超声速喷管中激波分离诱发流场对称破缺的机理进行了深入研究, 并提出控制方法。这些研究工作对大扩张比喷管的分离流动进

行了全面深入的分析, 为喷管设计及地面试验提供了参考。

为避免大扩张比喷管地面试验中分离流动带来的不利影响, 通常需要在高空台下开展试验^[14]。但高空模试车台系统复杂, 受发动机尺寸影响, 费用昂贵且时间周期长, 对于试验条件提出了较高的要求。引射技术是一种在流体流动控制中常用的技术, 其在高空台设计中也得到了应用^[15], 但是研究相对较少, 且在高空台实现过程较为复杂。

针对大扩张比喷管地面试验中的分离流动问题, 本文开展了基于简单几何结构引射筒进行流动控制的研究, 基于数值建模方法, 研究了分离流场的参数分布规律, 在此基础上针对引射方案, 分析了不同参数对流场的影响, 研究基于被动引射方案实现地面试验过程中喷管满流工作的可行性, 为地面试验提供一种分离抑制的技术途径。

1 计算模型

1.1 几何模型及计算条件

以轴对称喷管为研究对象, 喷管包含收缩段、喉道和扩张段, 壁面型线由圆弧及相切的几何关系组成, 扩张比为45.2。

收稿日期: 2022-02-24; 退修日期: 2022-03-12; 录用日期: 2022-04-28

引用格式: Wu Chao, Huang Xing. Numerical study of nozzle flow with large expansion ratio based on passive injection [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(10): 31-37. 吴超, 黄兴. 基于被动引射的大扩张比喷管流动数值研究 [J]. 航空科学技术, 2022, 33(10): 31-37.

被动引射方案主要由喷管和引射筒组成,引射筒为等直径圆筒,直径略大于喷管出口截面直径,前缘与喷管出口截面齐平,两者几何位置关系如图1所示。图1中,A为喷管进口,B为对称轴,C为壁面,D为出口边界。喷管主要设计参数和计算条件见表1。

表1 计算参数

Table 1 Calculation parameters

参数	数值
喉道高度/m	0.12
出口直径/m	0.8064
喷管长度/m	1.0
喷管扩张比	45.2
燃气比热容/(J/(Kg·K))	3650
燃气摩尔质量/(g/mol)	19.8
进口总温/K	3500
最大进口总压/MPa	6.2
环境压力/MPa	0.101

1.2 网格划分及边界条件

根据喷管的流动特点,过膨胀时在较高的反压作用下会产生流动分离,近壁面边界层区域网格对于分离点的预测十分关键。建模过程中,对近壁面区域网格进行加密,第一层网格 Y' 约为1。根据分离流场特点,会在中心区域形成马赫盘,对对称轴区域网格也进行加密。由于喷管和引射筒几何模型相对简单,流场全部生成结构化网格,共约42万。

计算模型的主要边界条件包括4类,如图1中所示。喷管进口为压力进口边界,指定进口燃气的总温和总压值,由于流动为亚声速,静压只作为初始条件,数值与总压一致。实际工作过程中发动机的压力是随时间变化的,采用UDF函数指定进口压力随时间的变化关系,模拟压力建立过程。数值计算时间步长0.01s,共计算800时间步。计算模型的

几何对称轴为对称轴边界条件,喷管壁面、引射筒壁面均为壁面边界条件,无需指定参数。计算过程中,外部区域边界为压力出口边界,模拟环境大气参数,给出压力和温度值。

1.3 控制方程与数值解法

流场控制方程为微分形式的N-S方程。在喷管流动仿真中,燃气和空气的物性参数有很大的差别,组分模拟计算时,通过求解第*i*种组分的对流扩散方程预测每一种组分的局部质量分数 Y_i

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_i Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (1)$$

式中, R_i 是第*i*种组分的生成率, S_i 是在此条件下控制方程中用户自定义的源相导致的附加生成率,喷管流动过程中,燃气与空气不产生化学反应,仅计算组分扩散过程。

湍流条件下,质量扩散按照式(2)计算

$$\vec{J}_i = -\left(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \nabla Y_i \quad (2)$$

式中, Sc_t 为湍流施密特数; $D_{i,m}$ 为第*i*中物质的扩散系数。

气体黏性由Sutherland公式计算,采用三系数方程

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (3)$$

式中, μ 为气体黏性; T 为静温; μ_0 和 T_0 分别为黏性和温度的参考值; S 为常数。

基于有限体积法,采用与时间相关的耦合隐式解法求解控制方程。对控制方程中的扩散项和对流项分别采用二阶中心差分格式和二阶迎风格式离散。湍流模型对于分离流动的预测十分关键。根据文献研究选择S-A模型,以更好地计算逆压梯度下的分离流动^[9]。

1.4 分离位置经验公式

试验结果表明,当喷管出口压力(压强)与环境大气压力比大于0.3时,喷管中燃气流动正常;当此比值小于0.3~0.4时,喷管中将出现激波分离现象。过膨胀喷管中是否出现分离可以用式(4)进行判断^[16]

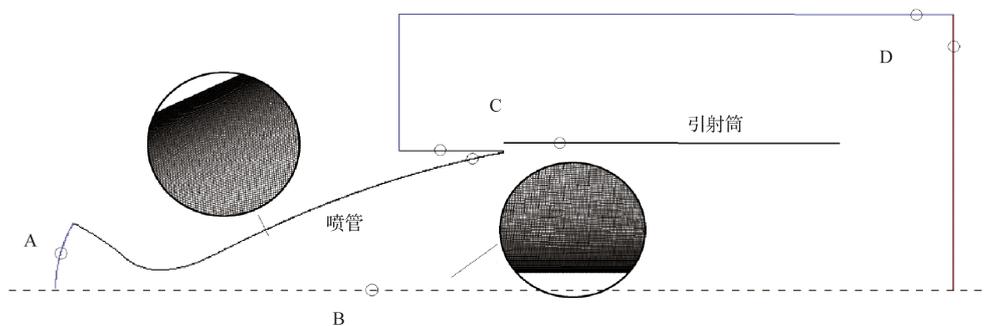


图1 计算模型及局部网格

Fig.1 Calculation model and local grid

$$\frac{p_i}{p_a} = \frac{2}{3} \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{0.2} \quad (4)$$

式中, p_i 为分离点压力; p_a 为环境压力; 而 p_c 则为燃烧室压力。

2 仿真计算与分析

2.1 喷管流场分析

针对典型工况进行数值计算, 分析喷管在不同的进口压力下的流动特征。图2和图3分别给出了进口压力1.3MPa和6.2MPa不同工况下的流场马赫数及燃气组分分布。可以看到, 两种工况下喷管中均产生了分离流动和马赫盘。高温燃气经过喉道后加速到超声速状态压力不断降低, 外界环境压力相对较高。根据激波理论, 喷管出口截面的压力理论值分别为1041Pa和4964Pa, 远低于环境压力。在较大的逆压梯度下, 燃气从壁面附近边界层开始分离, 并向上游传播, 产生了曲面的激波流动现象。激波分为内外两层, 内激波中心主流在对称轴附近产生了由正激波组成的马赫盘, 而外激波气流向中心汇聚, 并沿着马赫盘外侧流动。两个不同工况下的流动特征相似, 但是随着进口压力的提高, 在环境压力不变的前提下, 分离点和马赫盘的位置均向喷管出口移动, 与之对应, 喷管中流动最大马赫数也提高。

对应于马赫数分布, 由图3燃气组分分布规律来看, 分离区域从进口发展而来, 气体组分以空气为主。在大范围的分离区域, 空气将燃气流“压制”在中心区域。在空气和燃气之间, 存在相互扩散的过渡区域, 随着与分离点距离的增加, 扩散边界越来越宽。

2.2 分离位置计算

针对不同进口压力条件进行计算和分析, 将喷管壁面分

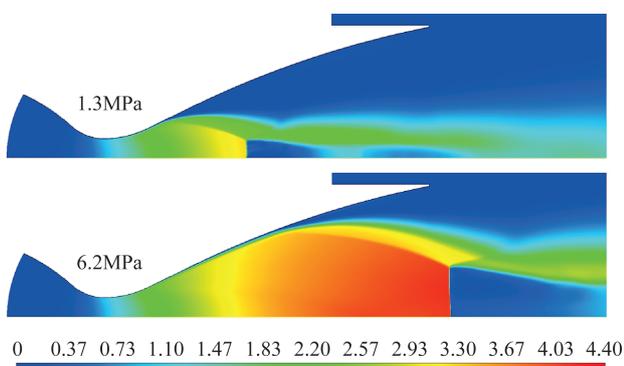


图2 典型工况流场马赫数分布

Fig.2 Mach number distribution of flow field under typical working conditions

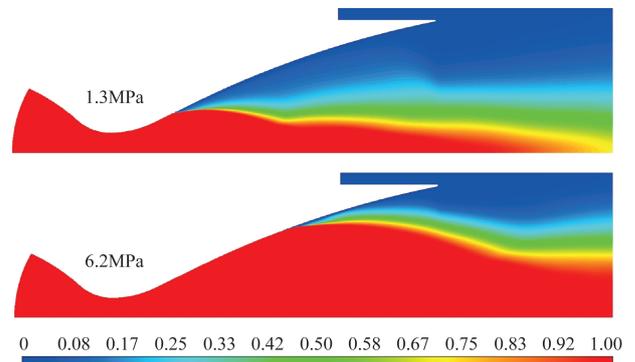


图3 典型工况燃气组分分布

Fig.3 Distribution of gas components under typical working conditions

离区域压力进行对比, 如图4所示。可以看到, 喷管进口压力变化对于分离点的位置具有决定性的影响。进口压力越低, 燃气通过喷管喉道扩张流动过程中压力下降越快, 气流更容易从壁面分离。在最小压力点后壁面压力迅速上升, 此后压力值缓慢上升, 直至在喷管出口位置与环境压力接近。随着进口压力的提升, 分离点不断向出口方向移动, 最小压力点的位置也后移。另外, 通过曲线对比可以发现, 压力曲线在前半段的下降速率大, 不同进口条件下壁面压力最低值基本相同, 分离区域压力曲线平直, 数值接近环境压力。

将数值计算的分离位置对应的扩张比 ξ 计算结果, 与按照式(4)计算的结果进行对比(见图5), 可见数值计算的分离点扩张比变化规律与经验公式一致, 随着进口压力 p 增加, 分离点扩张比 ξ 增大, 曲线进行呈现线性变化的特点。在较低的压力下, 两个计算结果的曲线一致性较好; 当压力增大到4MPa以后, 数值计算结果略低于经验公式的数值, 但最大误差在10%以内。上述结果对比表明, 本文数值模型能够较好预测建模方法的可行性。

2.3 引射参数影响及流场分析

喷管流场计算结果表明, 由于按照高空使用要求设计的喷管扩张比大, 地面试验时, 即使在最大工作压力下, 喷管仍然处于过膨胀工作状态, 喷管内产生了分离流动。为此, 开展了通过被动引射实现喷管内正常流动的可行性研究。在被动引射方案中, 引射筒的长度 L_i 和直径 D_i 是主要的几何参数, 作为影响流场的主要参数加以研究, 计算过程中喷管进口压力均取值6.2MPa。

(1) 引射筒长度 L_i 的影响

从图6的马赫数分布图来看, 随着引射筒长度增加, 对喷管的引射作用增强, 流场的参数分布和喷管内流动过程也发生变化。与无引射筒马赫数分布对比, 当引射筒长度

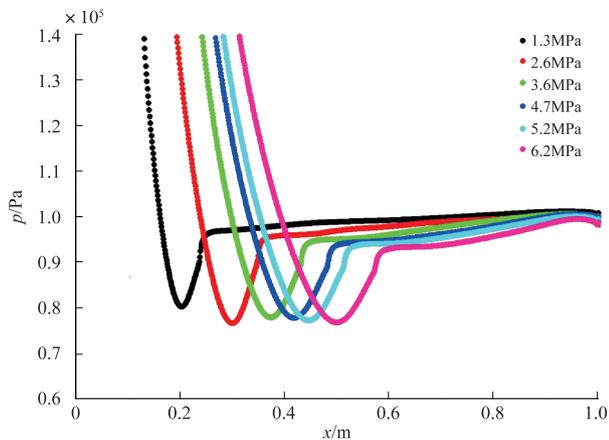
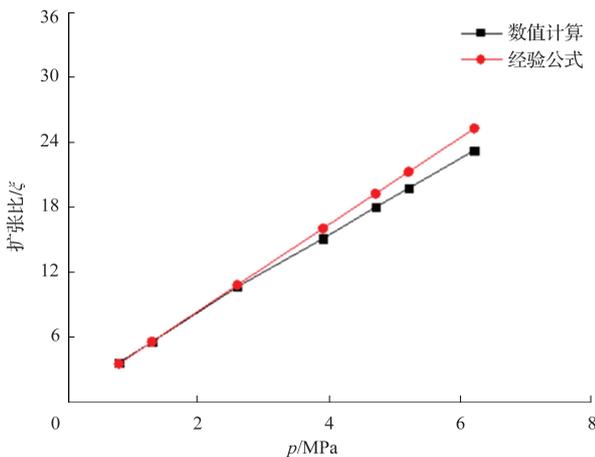


图4 喷管壁面分离区压力对比

Fig.4 Pressure comparison of nozzle wall separation zone

图5 分离位置扩张比 ζ 随进口压力 p 变化Fig.5 The expansion ratio ζ of separation position changes with inlet pressure p

为0.5m时,两者之间相似,燃气在喷管的中后部开始分离,在对称轴附近产生了明显的马赫盘,喷管未达到满流状态,但是分离位置向出口方向移动,马赫盘的位置 x_i 也明显向后移动。

当引射筒长度为1.0m时,壁面分离区位置已经靠近喷管出口,基本可以保证喷管的满流工作状态,消除了壁面分离现象。此时,第一级马赫盘继续向后移动。随着长度进一步增加,在引射筒内燃气逐渐变成紧靠筒壁的贴壁流动,经过一段距离后,燃气从引射筒壁面分离。与分离位置的变化相对应,随着引射筒长度 L_i 增加,喷管中心区域形成的马赫盘也向后移动,尤其是引射筒长度为2.0m时,相对于其他状态而言,明显的特征是马赫盘基本消失。

根据计算结果,将第一级马赫盘位置 x_i 随引射筒长度 L_i

的变化关系进行对比,如图7所示。可以看到,两者之间近似呈抛物线关系。随着马赫盘向后移动,喷管流场的最大流动速度有所增加,但变化量较小。根据计算,引射筒长度 L_i 由0增加到2m时,喷管流动最大速度由 Ma 4.16增加到 Ma 4.38。

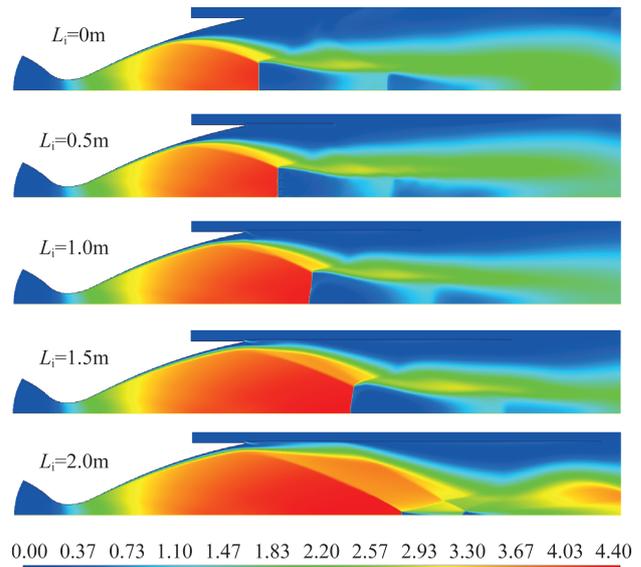
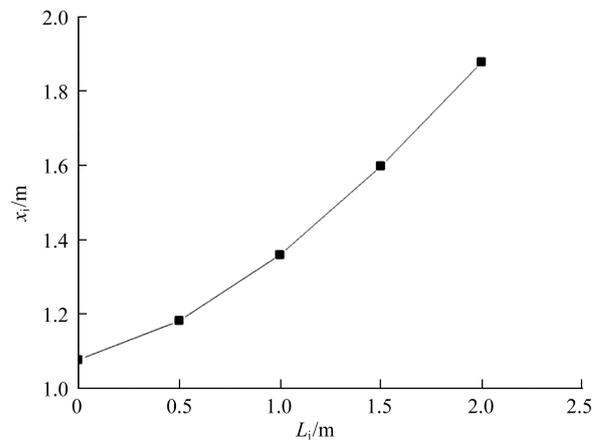
图6 不同引射筒长度 L_i 喷管马赫数分布Fig.6 Mach number distribution of different ejector cylinder lengths L_i 图7 马赫盘位置 x_i 随引射筒长度 L_i 变化Fig.7 The position x_i of Mach plate changes with the length L_i of ejector cylinder

图8给出了长度2.0m工况下引射筒前端局部区域流速及流线变化。此时喷管内流动达到满流状态,从喷管中喷出的高速气流与引射筒壁面存在一定夹角,在等直径的引射筒前端产生了一道内收缩激波,激波后气流流线偏转到水平方向并在引射筒内流动。在高速低压燃气流摩擦

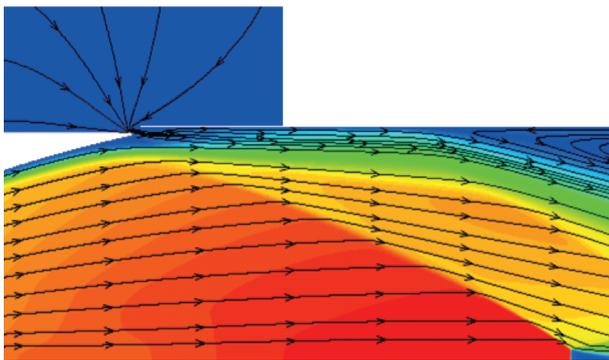


图8 局部流场变化

Fig.8 Local flow field variation

和剪切作用下,外部空气通过引射筒与喷管出口之间的间隙进入引射筒内,并沿着筒壁向后流动。在筒内逆压梯度作用下,经过一段距离燃气流从引射筒壁面分离后向中心汇聚,并产生一道弱斜激波,气流流线向中心偏转,同时诱导分离区产生逆时针的回流现象。此工况下引射筒的中心区域基本没有产生马赫盘。

表2中对比了不同引射长度下流经引射筒与喷管出口间隙的流量。可以看到,随着引射筒长度的增加,通过间隙的流量也增加,但两者之间为非线性关系。引射筒长度超过1m后,流量增加的趋势减缓,长度为1.5m和2.0m时喷管均为满流状态,间隙区域的流场参数已基本保持不变,引射筒内的分离区未影响到缝隙流动,此时引射流量也不变。

表2 不同引射长度下经过缝隙的流量对比

Table 2 Comparison between flow through gap under different ejection lengths

工况	引射筒长度 L_i /m	引射流量/(kg/s)
1	0	1.02
2	0.5	2.71
3	1.0	3.90
4	1.5	4.56
5	2.0	4.56

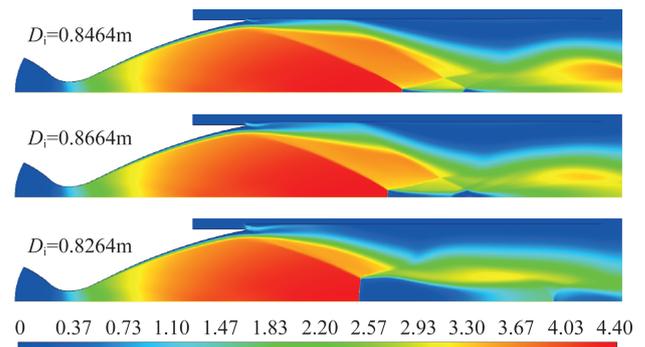
(2) 引射筒直径 D_i 的影响

直径 D_i 的变化改变了引射筒和喷管出口位置的间隙,对引射的流场和通过缝隙的流量产生影响,从而可能对流场产生影响,需要对此加以分析。

针对喷管进口压力6.2MPa的状态,固定引射筒长度为2m,分别对引射筒直径0.8264m、0.8464m和0.8664m三种工况的流场进行分析。

对比图9中的流场参数变化,三种工况下均可保证喷管内的满流工作状态,引射筒直径的不同对流场的影响主

要表现在引射筒内。当引射筒直径为0.8264m时,对应的间隙高度为10mm,流场中消除了马赫盘流动现象。直径为0.8464m时,间隙为20mm,流场马赫数分布与间隙为10mm时基本一致,但引射筒的分离位置略向前移动,中心区域的马赫盘尺寸很小。间隙进一步增加到30mm(直径为0.8664m)时,引射筒内燃气已经不能贴壁流动,而是发展到喷管的出口截面位置,气流从喷管出口处就开始向中心汇聚。与此同时,马赫盘的位置朝向喷管进口方向移动,且间隙为30mm时中心马赫盘已经十分明显。

图9 不同直径 D_i 的喷管流场马赫数分布Fig.9 Mach number distribution of different D_i

从表3的流量来看,引射筒直径对于马赫盘的位置有一定的影响,间隙越大则马赫盘的位置越向前移动。与之对应,随着间隙的增加,引射流量显著增大。从数值上看,间隙为300mm时的流量是间隙为10mm时流量的3.09倍,两者之间接近线性关系。

表3 不同引射筒直径下引射流量

Table 3 Ejection flow under different ejector cylinder diameters

直径 D_i /m	马赫盘位置/m	引射流量/(kg/s)
0.8264	1.88	4.56
0.8464	1.80	9.15
0.8664	1.64	14.10

3 结论

本文针对大扩张比喷管地面工作过程中,由于过膨胀而产生的局部分离流动问题,建立了基于等直引射筒的被动引射方案数值仿真模型,开展了不同引射筒长度和直径下的流场参数计算,并对计算结果进行分析,得出以下结论:

(1) 基于本文建立的数值仿真模型,可以较好地计算大扩张比喷管流动状态及预测分离流动现象,仿真计算与经

验公式计算分离点结果较为接近,表明建模方法可行。

(2)引射筒的长度对引射效果和流场参数分布有重大影响。针对进口压力6.2MPa的工况计算结果表明,当引射筒长度达到1.0m以上时,可以实现喷管的满流工作状态,消除喷管内分离流动现象。

(3)增加引射筒的直径,会增加通过引射筒和喷管间隙的引射流量,同时造成马赫盘前移。在给定的典型工况下,直径增加间隙增大到30mm时还可保证喷管的满流工作状态,相对于间隙10mm的工况,出现了明显的马赫盘,且引射位置前移到引射筒前端,引射效果下降。

本文的研究表明,增加引射筒长度和减小引射筒与喷管出口的间隙,有利于实现喷管的满流工作状态。通过合理控制引射筒尺寸参数,可以实现对大扩张比喷管地面试验时过膨胀产生的分离流动现象的抑制,被动引射是一种可行的技术途径。

AST

参考文献

- [1] 瞿丽霞,李岩,白香君. 流体推力矢量技术的应用验证研究进展[J]. 航空科学技术, 2020, 31(5): 64-72.
Qu Lixia, Li Yan, Bai Xiangjun. Application verification research progress on fluid thrust vectoring technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(5): 64-72. (in Chinese)
- [2] 郭大鹏,季军,李鹏,等. 高超声速飞行器后体推减阻高速风洞试验技术[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 74-82.
Guo Dapeng, Ji Jun, Li Peng, et al. The thrust minus afterbody drag wind tunnel experiment technique of hypersonic vehicle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 74-82. (in Chinese)
- [3] 刘沛,李耿,赵利. 大扩张比喷管分离流动冷流试验研究[J]. 试验流体力学, 2017, 31(1):62-66.
Liu Pei, Li Geng, Zhao Li. Experiment study on cold separation flow in large expansion ratio nozzle[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(1): 62-66. (in Chinese)
- [4] Kurt B S, Andrew M B. Flow separation side loads excitation of rocket nozzle FEM[R]. AIAA-2007-2242,2007.
- [5] Vicent L, Heuy D K, Toshiaki S, et al. Numerical investigation of transient side loads in start-up process of a rocket nozzle[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2010, 24(2): 593-399.
- [6] Gross A, Weiland C. Numerical simulation of hot gas nozzle flows[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004,20(5):879-891.
- [7] 李耿,侯晓,陈慧,等. 固体火箭发动机喷管分离流场数值模拟及试验研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(3):324-328.
Li Geng, Hou Xiao, Chen Hui, et al. Analysis of numerical simulation and test of the separated flow field in solid rocket motor nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(3):324-328. (in Chinese)
- [8] Joseph H R, David M M, Andrew M B. Nozzle side load testing and analysis at Marshall Space Flight Center[R]. AIAA-2009-4856, 2009.
- [9] 胡海峰,鲍福廷,蔡强,等. 大膨胀比火箭发动机喷管流动分离与气动弹性分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(6) :711-716.
Hu Haifeng, Bao Futing, Cai Qiang, et al. Flow separation and aeroelastic coupling analysis in overexpanded rocket nozzles [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(6): 711-716. (in Chinese)
- [10] 王一白,梁远舰,赵宇辉,等. 抛物线喷管型面参数对流动分离影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4):955-960.
Wang Yibai, Liang Yuanjian, Zhao Yuhui, et al. Numerical simulation of effect of parabolic nozzle contour parameters on flow separation[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 955-960. (in Chinese)
- [11] 王晓辉,于存贵. 固体火箭发动机喷管分离流动及其数值模拟[J]. 兵工自动化,2011, 30(12) :23-25.
Wang Xiaohui, Yu Cungui. Flow separation and numerical simulation of solid rocket motor nozzle[J]. Ordnance Industry Automation, 2011, 30(12) :23-25. (in Chinese)
- [12] 周文清,崔建伟,韩小波,等. 固体运载火箭变轨发动机喷管气流分离研究[J]. 深空探测学报, 2016, 3(2): 181-186.
Zhou Wenqing, Cui Jianwei, Han Xiaobo, et al. Research for flow separating of solid launch vehicle orbit maneuver motor nozzle [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 181-186. (in Chinese)
- [13] 贾睿东,冯喜平,陈慧,等. 超声速喷管中激波分离诱发流场对称破缺的机理及其控制[J]. 航空动力学报, 2020, 35(1): 215-224 .
Jia Ruidong, Feng Xiping, Chen Hui, et al. Mechanism of symmetry breaking of flow field incuded by shock separation in supersonic nozzle and its control[J]. Journal of Aerospace

- Power, 2020, 35(1): 215-224. (in Chinese)
- [14] 吴继伟. 某高空台后舱压力控制系统建模与非线性控制方法研究[D]. 绵阳:西南科技大学, 2020.
- Wu Jiwei. Research on modeling and nonlinear control method of pressure control system of rear cabin of altitude test facility [D]. Mianyang: Southwest University of Science and Technology, 2020. (in Chinese)
- [15] 陈健, 吴继平, 王振国, 等. 高空模拟试车台主被动引射方案数值研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1): 126-130.
- Chen Jian, Wu Jiping, Wang Zhenguo, et al. Numerical study on positive and passive ejection for high altitude test facility[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(1): 126-130. (in Chinese)
- [16] 董师颜. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:北京理工大学出版社, 1996.
- Dong Shiyan. Principle of solid rocket motor[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1996. (in Chinese)

Numerical Study of Nozzle Flow with Large Expansion Ratio Based on Passive Injection

Wu Chao, Huang Xing

AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China

Abstract: In view of the separation flow phenomenon in the process of large expansion ratio nozzle ground test, the flow field characteristics of separation state are studied based on numerical method, and the relationship between separation position and nozzle flow parameters is analyzed, and compared with empirical formula. On this basis, the simulation calculation of the passive injection scheme is carried out, and the influence of parameters such as ejector barrel length and diameter on nozzle flow pattern is analyzed. The results show that the flow field and separation position of the nozzle with large expansion ratio are close to the results of the empirical formula due to the adverse pressure gradient during the ground test; the full flow state of the nozzle can be realized by passive injection of the ejector barrel, and the flow field is affected by the length and diameter of the ejector barrel. The results of this paper can provide a reference for the ground test design of nozzle with large expansion ratio.

Key Words: large expansion ratio; axisymmetric nozzle; passive injection; computational fluid dynamics; separated flow