

# 发动机用扩压器性能及扩压器后射流数值分析

贺 宏, 丁佳伟, 冷海峰, 鱼凡超, 张玉浩

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:**扩压器是火箭发动机进行高空模拟试验的重要地面设备, 针对某空气泄入式圆筒型扩压器设计参数进行了数值研究, 同时对该扩压器后的燃气射流进行了分析。计算结果表明, 扩压器直径是影响扩压器性能的一个重要参数, 在满足喷管出口满流的前提下, 当扩压器直径增大时, 带来的是总压损失逐渐增大, 扩压器内激波串的程度逐渐增强; 长径比并不是一个影响扩压器流场和起动情况的独立参数, 该参数的选取与发动机工况状态和结构状态相关; 泄入间隙的选择可根据发动机的工况进行设计。对扩压器后的燃气射流计算表明, 与不带扩压器的喷管燃气射流相比, 由于燃气在扩压器内总压损失较自由射流小, 扩压器后的燃气射流具有影响区域范围大的特点, 该计算结果可为发动机地面试验不同条件下燃气射流提供一定的预示, 对试验过程中燃气射流引起的环境设计提供借鉴。

**关键词:**扩压器性能; 燃气射流; 数值研究; 环境设计

**中图分类号:**V414.1   **文献标识码:**A   **文章编号:**1672-9374(2021)05-0071-07

## Numerical analysis of the performance of the diffuser for rocket engine and the gas jet after the diffuser

HE Hong, DING Jiawei, LENG Haifeng, YU Fanchao, ZHANG Yuhao

(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technology Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The diffuser is an important ground equipment for high altitude simulation test of rocket engines. The design parameters of an air-bleed cylinder diffuser were studied numerically, and the gas jet after the diffuser was analyzed. The results show that the diffuser diameter is an important parameter affecting the diffuser performance. When the diffuser diameter increases, the total pressure loss increases and the intensity of shock wave in the diffuser increases. The length-diameter ratio is not an independent parameter affecting the diffuser flow field and start-up. The selection of the parameters is related to the engine working condition and structure condition, and the selection of the leakage gap can be designed according to the engine working condition. The calculation of the gas jet after the diffuser shows that, compared with the nozzle gas jet without the diffuser, the gas jet after the diffuser has the characteristics of large area because the total pressure loss of the gas in the diffuser is smaller than that of the free jet. It provides a reference for the environmental design caused by gas jet during the test.

**Keywords:** performance of diffuser; gas jet; numerical study; environmental design

收稿日期: 2021-01-19; 修回日期: 2021-03-23

基金项目: 国防基础科研项目 (JCKY202003XXXX)

作者简介: 贺宏 (1986—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术。

## 0 引言

在液体火箭发动机地面试验过程中,发动机燃烧室压力与环境压力之比达到一定数值,喷管内的流动为完全膨胀流动状态,低于该数值喷管将会处于过膨胀流动状态,甚至出现流动分离现象。对于高空发动机通常采用了大面积比喷管,更易发生喷管分离流动,通常会出现自由激波分离和受限激波分离,以及由这两种激波分离模式转换引起的侧向载荷情况,随着压力和侧向力振荡,这种动态侧向载荷带来的危害会影响发动机的性能指标,甚至破坏发动机相关结构或喷管本体结构<sup>[1-2]</sup>。因此,为了准确考核高空发动机的推力和比冲等性能,通常采用扩压器使得高空发动机的喷管出口达到一定的真空环境,进而使喷管处于满流状态。

针对扩压器的研究,张民庆等研究了扩压器的不同型式对高模试验的影响,结果表明在相同二次流入口面积时圆柱型超声速扩压器的引射系数值小于二次喉道型超声速扩压器<sup>[3]</sup>。杨建文等研究了等截面扩压器的启动性能,结果表明等截面扩压器存在启动、临界、不启动 3 种状态;同时研究了扩压器长度与间隙等两个参数对扩压器的性能影响,研究表明长度一定的情况下,间隙越小,扩压器的启动压比越小;间隙一定的情况下,如果长度不足,扩压器所需的启动压比会很大,甚至很难启动<sup>[4]</sup>。吴薇梵等用数值模拟的方法研究了环形引射器两相流动,结果认为可以通过改变入口工况或调整引射器结构尺寸来实现提高引射器真空度的目的<sup>[5]</sup>。另外还有学者分别从扩压器热力耦合特性、发动机启动过程扩压器内流场的非稳态特性以及引射器的启动特性等方面进行了研究<sup>[6-8]</sup>。

本文在某液体火箭发动机高空模拟方案论证过程中,针对工程研制中的实际问题,进一步研究了扩压器性能及其适应性。在扩压器的设计过程中发现,针对有二次流的空气泄入式圆柱型扩压器,除了长度、间隙等设计参数,还会涉及扩压器的直径以及长径比等参数,基于此,本文针对该问题进行了数值研究。

针对发动机的燃气射流情况,许多学者从不同角度做了大量研究,如蔡红华等研究了液氧煤油发

动机尾焰冲击导流槽时不同导流结构产生的高温影响情况<sup>[9]</sup>。乔野等研究了液氢/液氧火箭发动机尾焰流场,得到了欠膨胀燃气射流近场激波系结构,分析了流场压力等参数的分布情况<sup>[10]</sup>。张磊等采用三维数值模拟的方法研究了超声速燃气射流流场特性,燃气射流与周围大气剧烈掺混,形成了典型的膨胀-压缩-膨胀的循环过程<sup>[11]</sup>。同时,还有学者做了燃气射流喷水降噪、燃气射流外界环境影响、复燃流场以及自由射流产生的噪声等方面研究<sup>[12-16]</sup>。而针对带扩压器的燃气射流目前还未见有研究,本文分析研究了发动机燃气经过扩压器之后的射流情况。

## 1 圆柱型扩压器性能分析

### 1.1 计算物理模型

本文设计的某型火箭发动机用扩压器基本结构如图 1 所示,该扩压器为圆柱型空气泄入式夹层水冷结构。

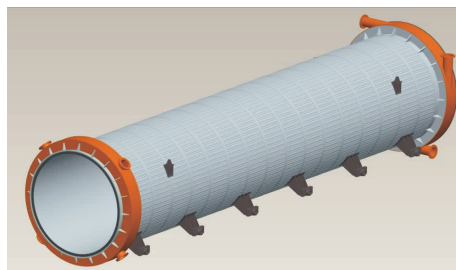


图 1 扩压器基本结构

Fig. 1 Basic structure of diffuser

为了使扩压器性能具备一定的调节能力(具体原理可参见图 2),通常采用间隙调节板控制发动机推力室出口外壁面与扩压器的内壁间隙,从而控制泄入空气量,达到使发动机喷管出口满流状态的作用。

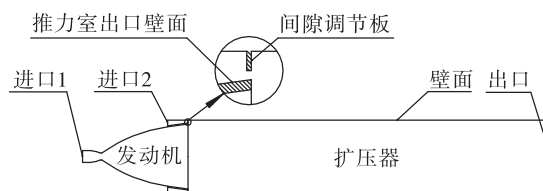


图 2 发动机-扩压器系统基本计算物理型面

Fig. 2 Basic calculation physical profile of engine-diffuser system

由于本节主要研究的是发动机燃气在扩压器内的气动特性,因此设计的发动机-扩压器系统基本计算物理型面如图 2 所示。主要由进口边界(进口 1 和进口 2)、出口边界和壁面边界构成的计算域,整个计算域均采用结构化网格条件。

## 1.2 数值方法与边界条件

控制方程采用质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程,这个方程可以统一采用定常雷诺时均 Navier-Stokes 方程(N-S 方程)表示,雷诺时均 N-S 方程组的守恒形式可以写成

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \nabla \cdot F + \nabla \cdot F_v = Q \quad (1)$$

式中:  $F$ 、 $F_v$  分别为无黏与黏性通量;  $U$  为待求解守恒变量;  $Q$  为源项。

本文采用 CFD-FASTRAN 软件进行了仿真计算。根据计算模型的特点,采用可压缩流动二维轴对称的求解器进行稳态分析,湍流模型选用 Menter-SST  $k-\omega$  模型,该模型在模拟逆压梯度引起的流动分离和超声速中的激波和膨胀波现象时均具有较好的准确度,改进了涡黏系数在壁面逆压区的计算结果<sup>[17]</sup>。进口采用压力进口边界条件,固定总压和总温,出口采用压力出口边界条件,壁面采用绝热无滑移壁面边界条件。空间格式中通量分裂(flux splitting)采用 Roe 方法,梯度限制器采用 min-mod(L)方法。时间推进格式采用欧拉向后差分的隐式非迭代方法(backward euler implicit non-iterative),该格式通常具有较好的稳定性和较高的效率<sup>[18]</sup>。

## 1.3 计算结果分析

针对采用调节挡板调节泄入间隙的扩压器设计,直径、长径比、泄入间隙通常是扩压器设计的 3 个重要参数。本文对影响扩压器流场规律的以上 3 个参数进行了分析。

### 1.3.1 直径分析

本节所选取的泄入间隙为 30 mm,扩压器长度为 12 m,直径分别为 2 400、2 700、3 000 mm 等 3 种设计工况。

图 3 和图 4 分别给出了不同直径下发动机燃气在扩压器内的流场马赫数和压力分布云图。从图中可以看出,发动机喷管在不同的扩压器直径条件下,均达到了满流状态。发动机燃气经过喷管进入

扩压器后继续膨胀,膨胀波受到扩压器壁面作用,反射后形成斜激波,斜激波继续向前与对称的斜激波相交反射,反射的斜激波与壁面的边界层作用形成一系列膨胀波和激波构成的激波串结构后,燃气流振荡式地不断减速增压,在扩压器出口处燃气静压达到与环境压力相匹配,燃气排出。

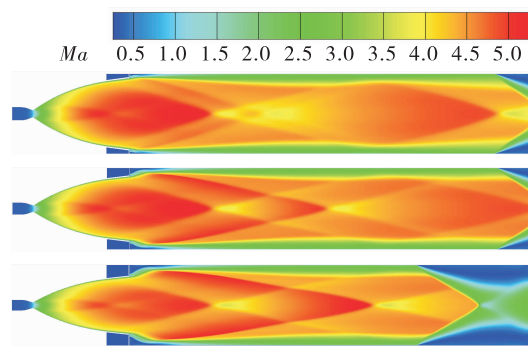


图 3 不同直径扩压器内流场  $Ma$  对比分析

Fig. 3 Comparison analysis of flow field  $Ma$  in diffuser with different diameters

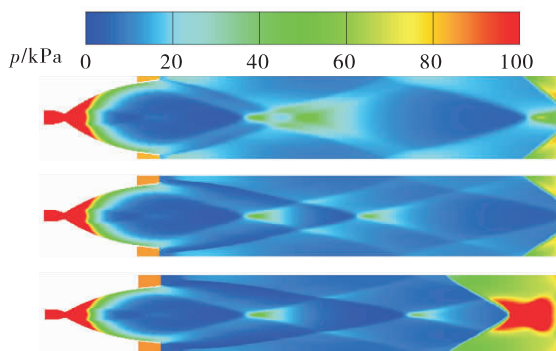


图 4 不同直径扩压器内流场压力对比分析

Fig. 4 Comparison analysis of flow field pressure in diffuser with different diameters

当扩压器直径由 2 400 mm 增大到 3 000 mm 时,燃气流场结构发生了一定的变化。发动机燃气碰撞扩压器壁面后形成的第一道斜激波强度逐渐增强,带来的是总压损失逐渐增大。因此,为了在扩压器出口处达到与环境压力相匹配的状态,随着扩压器直径的增加,扩压器内的激波串强度继续增强。对于本文的研究对象,当扩压器直径为 3 000 mm 时,扩压器出口处斜激波位置也即流动分离点较前两个直径尺寸相比更靠近扩压器内部。

### 1.3.2 长径比分析

文献[4]中虽然没有给出长径比的概念,也没有对长径比影响流场结构的规律进行计算,但是可以分析得到,文献中计算了长径比大约在2~8范围内流场以及扩压器的起动情况,如扩压器长度8 m,间隙60 mm,估算长径比约7.65,当发动机总压6 MPa时,喷管不满流,即扩压器未起动;扩压器长度1.8 m,间隙12 mm,估算长径比约1.89,当发动机总压12 MPa时,扩压器起动。

根据文献[19]中相关介绍,最佳长径比 $L/D \geq 6$ ,而实践证明当 $L/D = 5$ 已完全满足使用要求,甚至还可以再小一点。选定长径比后再按照发动机扩张角进行复核校验。

本节也对扩压器的长径比对流场的影响进行了分析。从本文中的计算状态得到,扩压器长度为12 m,直径分别为2 400、2 700、3 000 mm,对应的长径比 $L/D$ 依次为5、4.4和4。对于本文的研究对象,在长径比为4到5的设计状态时,发动机喷管为满流状态,扩压器为起动状态。

综合以上分析,长径比并不是一个影响扩压器流场和起动情况的独立参数,长径比的选取与发动机的工况状态和结构状态相关。

### 1.3.3 泄入间隙分析

本节在扩压器直径为3 000 mm、长度为12 m的基本结构下,选取不同的泄入间隙进行分析。图5和图6分别给出了低工况和高工况时不同泄入间隙(从上至下间隙分别为10、30、100 mm)的发动机燃气在扩压器内的流场马赫数分布云图。

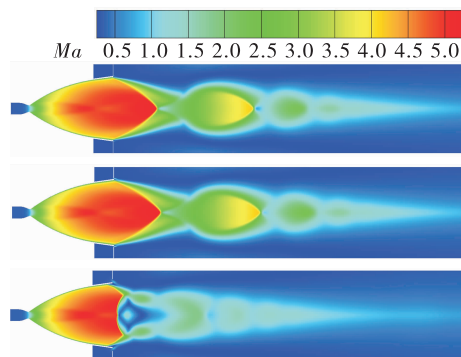


图5 低工况不同间隙扩压器内流场 $Ma$ 对比分析

Fig. 5 Comparison analysis of flow field  $Ma$  in diffuser with different clearance under low operating conditions

从图5中可以看出,低工况时发动机喷管在小间隙条件(10、30 mm)下,达到了临界满流状态;而在大间隙条件(100 mm)时,出现了帽状激波状态的流场,这与文献[4]得到的分析结果一致。

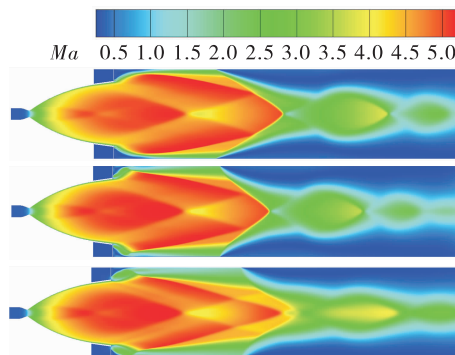


图6 高工况不同间隙扩压器内流场 $Ma$ 对比分析

Fig. 6 Comparison analysis of flow field  $Ma$  in diffuser with different clearance under high operating conditions

从图6中可以看出,高工况时发动机喷管在所有选定的间隙条件下均达到了满流状态,且气流在喷管出口处继续膨胀,扩压器内的流场形态也基本一致。

从上面的分析得到,间隙选取的值越大,表示泄入的空气流量越大,在发动机低工况工作时会出现喷管不满流的情况。而当发动机工况较高时,较大的空气泄入量也能够被发动机引射后继续膨胀,喷管依然处于满流状态。所以间隙的选择可以根据发动机的工况状态进行适当调整。

## 2 扩压器后燃气射流分析

### 2.1 计算物理模型

本节依旧采用二维轴对称计算模型。计算模型如图7所示,本计算模型除了增加与周围环境条件一致的自由射流区域外,其他均与圆柱型扩压器的计算模型相同。

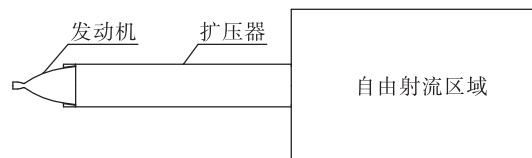


图7 发动机燃气经过扩压器后自由射流计算模型

Fig. 7 Free jet calculation model of engineering gas after diffuser



## 2.2 计算结果及分析

图8是发动机燃气在扩压器内以及扩压器后的射流  $Ma$  云图,可以看出燃气在扩压器内的流场结构与1.3节一致。燃气在扩压器出口处开始形成了过膨胀自由射流流动的典型结构<sup>[20]</sup>,首先形成一道收缩的锥形激波,经过锥形激波后,形成了扩张的锥形激波。激波在自由边界上反射,形成一系列膨胀波,燃气流开始膨胀,膨胀压缩交替形成激波串结构。

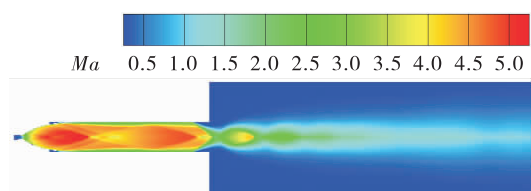


图8 发动机燃气扩压器内外  $Ma$  分布云图

Fig. 8 Cloud diagram of  $Ma$  distribution inside and outside diffuser of engine gas

图9为发动机燃气扩压器内外中心轴线参数分布图,其中图9(a)为中心轴线  $Ma$  数分布,图9(b)为中心轴线压力分布。

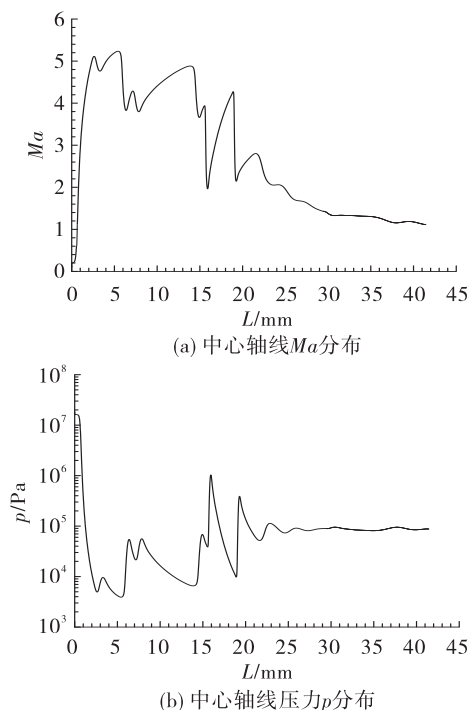


图9 发动机燃气扩压器内外中心轴线参数分布图

Fig. 9 Distribution of central axis parameters of engine gas internal and external diffuser

从图9中也可以得出激波串的结构显示;另外还可以得出,  $Ma$  在不断振荡式降低,压力在不断振荡式升高直到与出口环境压力匹配的过程中,燃气在扩压器内的振荡幅值比在扩压器外的振荡幅值小,即总的激波强度比在扩压器外的激波强度低。

## 2.3 比较分析

本节将发动机燃气自由射流与扩压器后燃气射流进行了比较分析。

图10为燃气自由射流和在扩压器内射流时喷管出口处的马赫数云图(等值线图)。从图中可以看出,发动机自由射流状态时,喷管出口处不满流,出现了流动分离现象;而发动机在扩压器内射流时,喷管是处于过膨胀贴壁流动的满流状态,即达到了满流状态的地面试验目的。

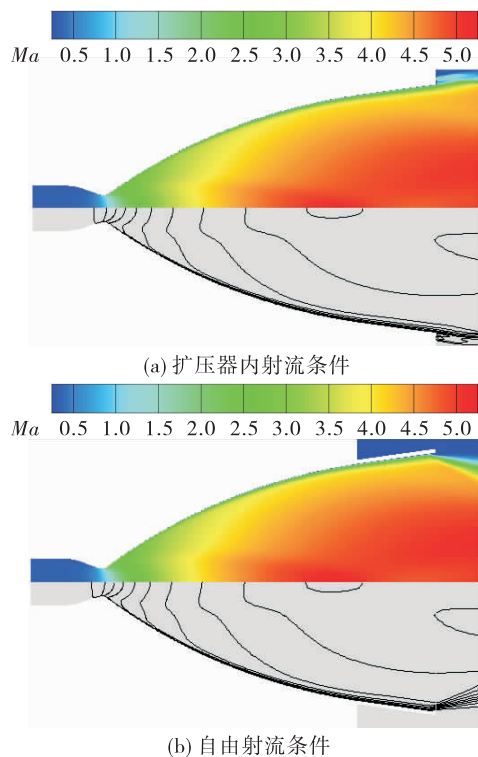


图10 燃气不同射流条件喷管出口处  $Ma$  云图

Fig. 10  $Ma$  cloud diagram at the exit of nozzle with different jet conditions

为了便于对比分析,图11~图14分别为不同射流条件下相同轴向长度范围内的  $Ma$ 、轴向流速、静压和温度对比分析图。为了明显地显示流场的静压云图,流场静压只对比分析了2~100 kPa范围内的压力分布情况。

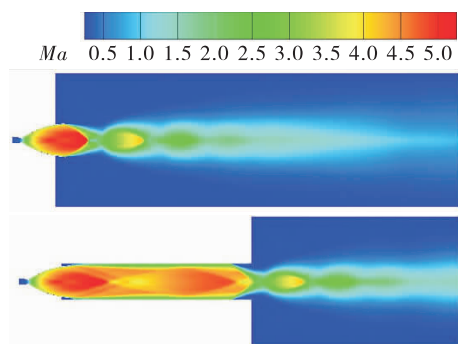
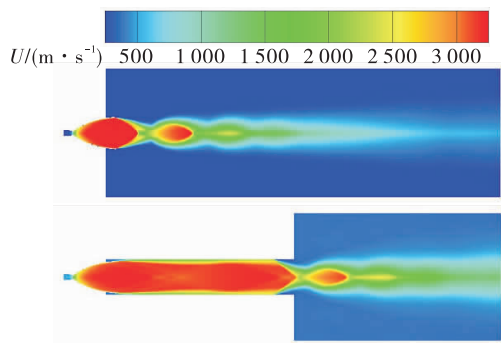
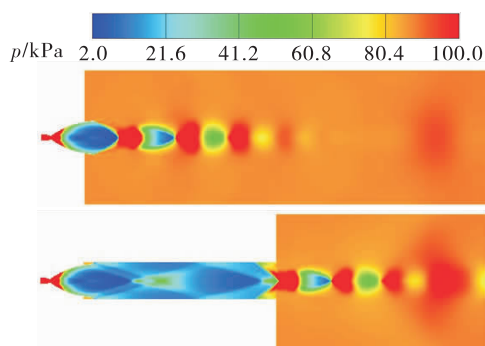
图 11 不同射流条件下  $Ma$  对比Fig. 11 Comparison of  $Ma$  under different jet conditions图 12 不同射流条件下轴向流速  $U$  对比Fig. 12 Comparison of axial velocity  $U$  under different jet conditions

图 13 不同射流条件下流场压力对比

Fig. 13 Comparison of pressure in flowfield under different jet conditions

从图 11 ~ 图 14 中可以看出,燃气在扩压器后的射流流场形态与自由射流的形态比较一致,从 2.2 节的分析由于燃气在扩压器段的总压损失较自由射流段小,导致燃气在扩压器后的射流强度比自

由射流对应位置处的强度大,所以发动机采用扩压器进行高空模拟试验时,其燃气的影响区域和强度都较自由射流大。该结论可为发动机高空模拟试验时燃气射流的环境设计影响区域范围提供借鉴和指导。

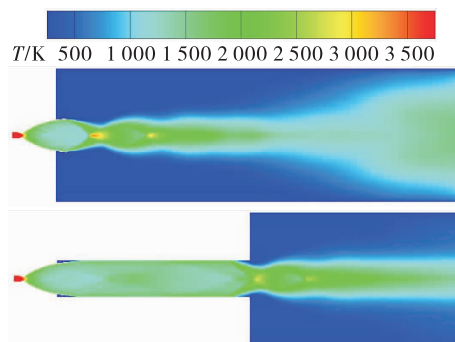
图 14 不同射流条件下流场温度  $T$  对比

Fig. 14 Temperature comparison of flow field under different jet conditions

### 3 结论

1) 通过分析本文所采用的圆柱型扩压器,进一步分析了直径和长径比等参数对扩压器性能的影响。结果表明:当扩压器直径增大时,发动机燃气碰撞扩压器壁面后形成的第一道斜激波强度逐渐增强,带来的是总压损失逐渐增大,为了在扩压器出口处达到与环境压力相匹配的状态,扩压器内的激波串的强度继续增强;同时,长径比并不是一个影响扩压器流场和起动情况的独立参数,该参数的选取与发动机工况状态和结构状态相关;间隙选取的值越大,在发动机低工况工作时会出现喷管不满流的情况,而当发动机工况较高时,较大的间隙时喷管依然处于满流状态,所以间隙的选择可以根据发动机的工况状态进行适当调整。

2) 本文分析了扩压器后的燃气射流问题,并且与发动机燃气自由射流进行了对比分析。结果表明:针对本文所研究的情况,喷管在扩压器内的射流为满流状态,自由射流时出现了流动分离;而射流的流场形态两者基本一致,均符合过膨胀射流的流场结构形态;另外,发动机燃气在扩压器内部的总压损失较小,因此其经过扩压器后受到外界环境的影响,继续按照过膨胀射流的状态进行发展。可

以得到发动机燃气经过扩压器的影响区域要比不经过扩压器的自由射流状态影响大。因此针对带有扩压器的发动机地面试验,要充分考虑发动机燃气的影响区域。

#### 参考文献:

- [1] 叶正寅,吕广亮. 火箭发动机喷管非定常侧向力和流固耦合研究进展[J]. 航空工程进展,2015,6(1):1-12.
- [2] 于洋. RBCC 单边膨胀喷管过膨胀流动分离现象及机理研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.
- [3] 张民庆,张忠利,周立新,等. 超声速自引射装置的工作过程研究[J]. 航空动力学报,2012,27(1):218-224.
- [4] 杨建文,付秀文,刘占一,等. 等截面引射器启动性能数值研究[J]. 应用力学学报,2014,31(5):697-702.
- [5] 吴薇梵,王占林,孔凡超,等. 环形引射器两相流动数值模拟[J]. 火箭推进,2020,46(4):31-37.
- WU W F, WANG Z L, KONG F C, et al. Numerical simulation with two-phase flow in annular ejector[J]. Journal of Rocket Propulsion,2020,46(4):31-37.
- [6] 秦永涛,唐斌运,沈继彬,等. 液氧/煤油发动机试验扩压器热力耦合特性分析[J]. 火箭推进,2016,42(1):71-76.
- QIN Y T, TANG B Y, SHEN J B, et al. Analysis on thermal mechanical coupling characteristics of diffuser in test of liquid oxygen/kerosene rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion,2016,42(1):71-76.
- [7] 杨建文,刘计武,石晓波,等. 启动过程对大膨胀比喷管外压失稳的影响研究[J]. 推进技术,2016,37(6):1182-1188.
- [8] 孙顺利,李纲. 高空模拟引射器启动特性的实验和数值计算研究[J]. 弹箭与制导学报,2017,37(4):63-67.
- [9] 蔡红华,聂万胜,苏凌宇,等. 液氧煤油发动机尾焰冲击导流槽三维数值模拟[J]. 工程热物理学报,2017,38(10):2202-2207.
- [10] 乔野,聂万胜,丰松江,等. 液氢/液氧火箭发动机尾焰流场特性仿真研究[J]. 火箭推进,2015,41(5):43-48.
- QIAO Y, NIE W S, FENG S J, et al. Simulation research on fluid field characteristics of LH<sub>2</sub>/LOX rocket engine plume[J]. Journal of Rocket Propulsion,2015,41(5):43-48.
- [11] 张磊,王浩,阮文俊,等. 超声速燃气射流流场特性的三维数值模拟[J]. 弹道学报,2015,27(2):80-84.
- [12] 徐悦,周旭,张志成,等. 火箭发动机燃气射流喷水降噪研究[J]. 航空动力学报,2010,25(4):816-820.
- [13] 杜伟,田晓丽,白敦卓,等. 外界环境和二次燃烧对喷管射流影响研究[J]. 现代防御技术,2016,44(6):31-36.
- [14] 蔡红华,聂万胜,丰松江. 复燃对液氧煤油发动机尾焰冲击特性影响研究[J]. 推进技术,2016,37(10):1922-1927.
- [15] 蔡红华,聂万胜,侯志勇. 液体火箭发动机尾焰对发射平台冲击效应[J]. 航空动力学报,2016,31(8):1995-2001.
- [16] 李爱琴,李军伟,王宁飞. 火箭发动机自由射流噪声模拟过程[J]. 计算机仿真,2014,31(12):64-68.
- [17] 陈明. 几种湍流模型对超燃发动机冷态流场的数值模拟[J]. 机电技术,2013,36(2):87-89.
- [18] 杨肖峰. 火星探测器气动力热和传热特性研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2013.
- [19] 圆柱形外喷雾冷却扩压器装置设计规范[S]. 航天工业总公司零六七基地地基标准,1996.
- [20] 赵承庆,姜毅. 气体射流动力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,1998.