

空气泄入式扩压器内流场分析

闫 峰

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 空气泄入式扩压器是发动机高空模拟试验设备, 扩压器内流场情况是评价扩压器性能的重要依据。使用 CFD 软件分析计算了三种不同空气间隙 (0mm, 10mm, 20mm) 的扩压器模型, 得到了不同间隙下扩压器内流场压力、温度等参数的分布情况。探讨了发动机喷管偏心对扩压器内流场造成的影响。计算结果与试验数据相吻合, 证明扩压器模型正确。

关键词: 空气泄入式扩压器; 流场分析; CFD; FLUENT

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 04-0038-06

The flow field analysis of air leaked-in diffuser

Yan Feng

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

Abstract: The air leaked-in diffuser is a key equipment of the attitude simulation test of a kind of rocket engine. The internal flow field is an important basis for the diffuser performance assessment. Three kinds of diffuser models with different air clearances (0mm, 10mm, 20mm) were analyzed and computed based on the Computational Fluid Dynamics (CFD) software, and the pressure parameters distribution and the temperature parameters distribution of the internal flow fields of the diffuser at different clearances were obtained. Tests show that the computational fluid dynamics analyzing results of the diffuser flow field are in good accordance with those of the tests, the diffuser model is correct. The influence of nozzle off-center on the diffuser flow field is also studied.

Key words: air leaked-in diffuser; flow field analysis; CFD; FLUENT

收稿日期: 2009-02-26; 修回日期: 2009-06-09。

作者简介: 闫峰 (1978—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术。

0 引言

为了进行液体火箭发动机高空环境模拟试验,需设计加工相应的模拟试验装置——扩压器。发动机喷管处的压力能否满足高空环境的要求,是高空环境模拟试验成败的关键,也是评价扩压器性能最重要的指标。因此,对于扩压器内压力分布的研究就特别重要。本文运用计算流体力学分析方法对扩压器内流场进行分析,为扩压器的设计生产提供可靠的数值模拟结果。

1 CFD 分析方法 及 FLUENT 软件

1.1 CFD 分析方法

计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, 简称 CFD) 是通过计算机数值计算和图像显示,对包含有流体流动和热传导等相关物理现象的系统所做的分析。CFD 是在流动基本方程控制下对流动的数值模拟,可以得到复杂流场内各个位置上的基本物理量的分布,以及这些物理量随时间的变化情况。

1.2 FLUENT 软件

FLUENT 是目前处于世界领先地位的 CFD 软件之一,具有模拟各种流体流动、传热、燃烧和污染物运移等功能,已被广泛应用于航空航天等领域。FLUENT 只是一个 CFD 求解器,必须导入 GAMBIT、Tgrid 或其他 CAD 软件生成网格模型。FLUENT 本身提供的主要功能包括导入网格模型、提供计算的物理模型、施加边界条件和材料特性、求解和后处理。

2 空气泄入式扩压器内流场分析

2.1 建立几何模型

在流场分析前,必须对扩压器和发动机喷管进行必要的简化以便建立准确的几何模型。通过 GAMBIT 软件建立扩压器几何模型,以发动机喷出的燃气和间隙泄入的空气为研究对象,设定发动机喷管出口与扩压器组成的区域为计算区域。

模型由燃气进口、出口、壁面和空气间隙组成。发动机喷管不进行建模,只建立喷口模型——伸入扩压器部分简化为矩形,燃气垂直于喷口截面喷入扩压器内,空气间隙轴对称布置在喷口两侧,如图 1 所示。

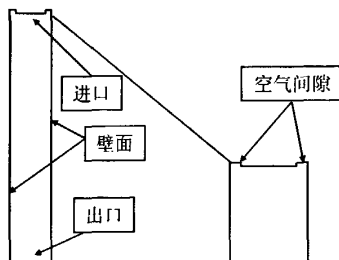


图 1 几何模型

Fig.1 Geometry model

2.2 划分网格

在 GAMBIT 中划分网格时,为了获得均匀的网格,采用了分步划分方法:先对各线段划分节点,然后划分计算域,得到较规则的网格。靠近扩压器内壁为研究的重点,所以对此处的网格进行了局部细化。

2.3 定义边界类型

划分网格后,对建立的模型需进行边界类型定义,才能在 FLUENT 中进行计算流体力学分析,边界类型定义如表 1 所示:

表 1 边界类型

Tab.1 Boundary type

名 称	类 型
进口	VELOCITY INLET
出口	PRESSURE OUTLET
空气间隙	VELOCITY INLET
壁面	WALL

2.4 计算模型及控制方程

在计算扩压器内流场时,使用了 2D 分离式求解器,流动按稳态问题处理;分析时考虑了热交换,使用能量方程;湍流模型采用标准两方程 $k-\varepsilon$ 湍流模型。

采用标准 $k-\varepsilon$ 模型求解流动及换热问题时,

控制方程包括连续性方程、动量方程、能量方程、 k 方程、 ε 方程与湍流粘度方程。这些方程都可表示成如下通用形式：

$$\frac{\partial(\rho\Phi)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u\Phi)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v\Phi)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w\Phi)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial z} \right) + S \quad (1)$$

也可记为：

$$\frac{\partial(\rho\Phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho u\Phi) = \text{div}(\Gamma \text{grad}\Phi) + S \quad (2)$$

在标准 $k-\varepsilon$ 模型中，根据 Launder 等人的推荐值及后来的实验验证，模型常数的取值为：

$$C_{1\varepsilon}=1.44, \quad C_{2\varepsilon}=1.92, \quad C_{\mu}=0.09, \\ \sigma_k=1.0, \quad \sigma_\varepsilon=1.3$$

3 不同空气间隙下扩压器内流场计算

空气泄入间隙的大小直接影响空气进入扩压器中的流量，从而影响发动机喷管出口的环境压力。根据不同的空气泄入间隙（间隙量分别为 0mm、10mm、20mm），在建模软件 GAMBIT 中建立了三个不同空气间隙几何模型，并定义了燃气、空气和壁面三种材料。研究随着空气泄入间隙的变化扩压器内流场的变化情况。通过对不同空气间隙几何模型的分析计算，得到各种模型的流场参数分布情况，其中压力和温度的等值线如图 2 和图 3 所示。

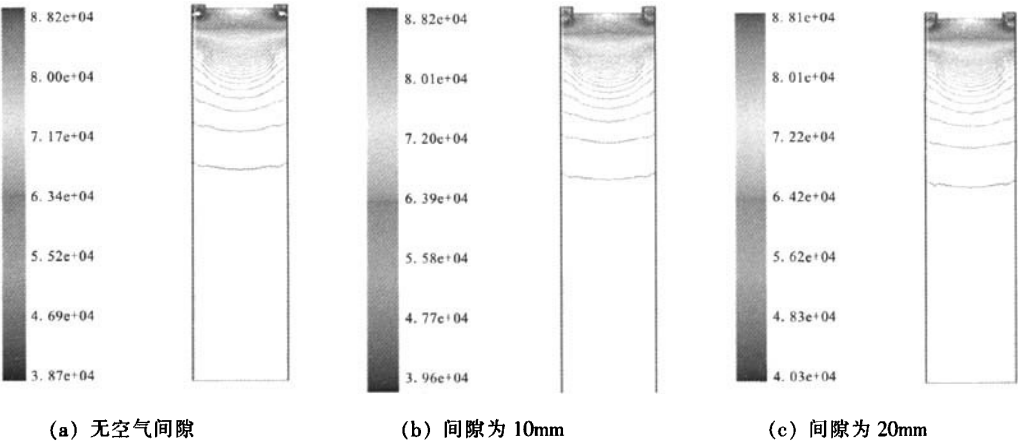


图 2 压力等值线
Fig.2 Pressure isoline

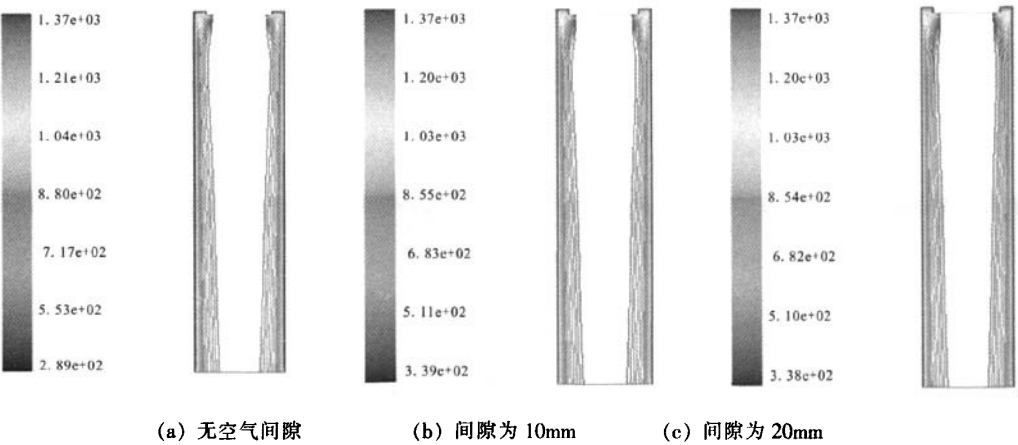


图 3 温度等值线
Fig.3 Temperature isoline

从上图可以看出：压力分布具有明显的轴对称性，压力低值出现在发动机喷管出口处，压力高值在扩压器出口处，并且压力沿着扩压器轴向从发动机喷管出口向扩压器出口方向增加；压力最低值出现在喷管出口截面上，并且随着空气间隙的增大而增大；温度分布具有从中线向扩压器壁面递减的规律，而且随着间隙的增大，泄入的空气降低了扩压器内壁的温度。

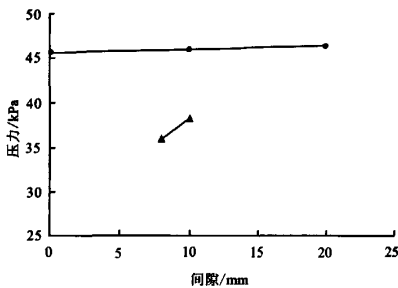


图 4 空气间隙与发动机出口压力曲线

Fig.4 Curves of air clearance vs engine exit pressure

图中，●代表根据 CFD 计算分析结果绘制的曲线；▲代表根据实际测量结果绘制的曲线

发动机出口压力是高空模拟试验最重要的参

数，也是考核扩压器设计性能最重要的依据，因此，绘制空气间隙与发动机出口压力曲线如图 4 所示。可以看出由 CFD 计算结果分布曲线在试验测量曲线之上，说明计算结果略高于实际测量值；在间隙为 10mm 时，CFD 计算结果比实际测量结果高 12%，满足工程要求。因此，通过 CFD 数值方法进行模拟，可以得到与实际情况比较吻合的结果。

4 发动机喷管偏心对扩压器内流场的影响

在发动机和扩压器安装过程中，要求发动机和扩压器应保持同心，但是由于安装偏差，难免造成发动机喷管和扩压器轴线的偏斜。需要研究其对扩压器性能的影响。

通过在 GAMBIT 中建立发动机喷管偏心几何模型（扩压器与发动机轴线夹角为 5°），研究喷管偏心对扩压器内流场的影响。经过 CFD 分析计算，得出发动机喷管偏斜后扩压器内压力和温度的等值线如图 5 和 6 所示。

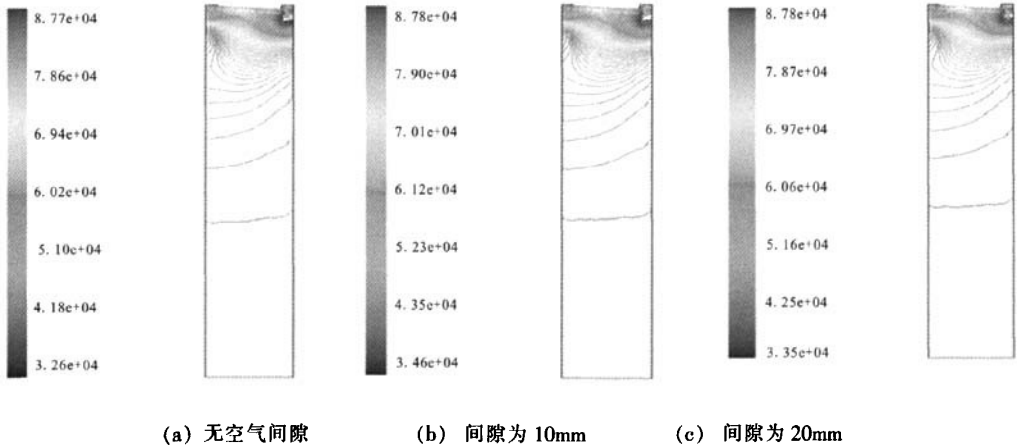


图 5 压力等值线

Fig.5 Pressure isoline

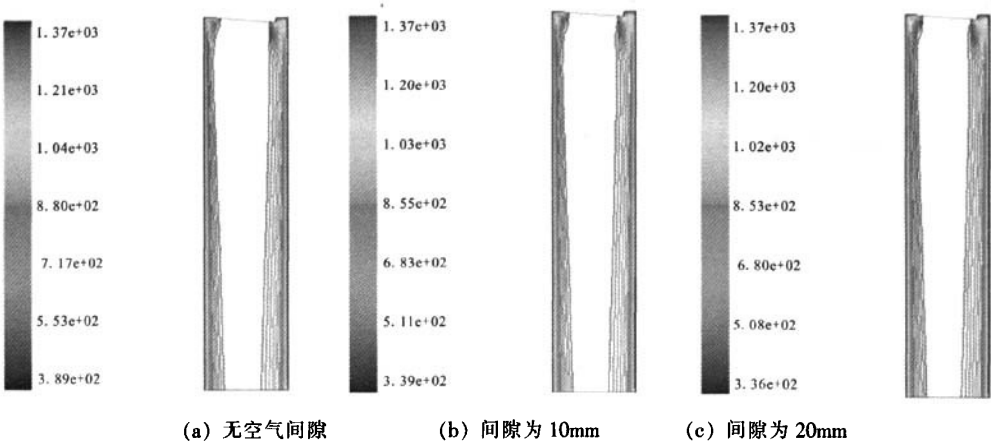


图 6 温度等值线

Fig.6 Temperature isoline

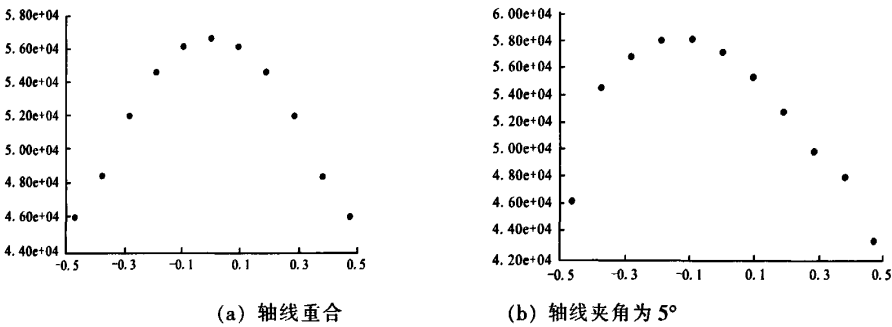


图 7 发动机喷管出口处压力分布 (间隙为 10mm)

Fig.7 Pressure distribution along the engine nozzle exit

从上图可以看出：发动机喷管轴线与扩压器轴线不重合时，扩压器内流场呈现不对称性，压力和温度分布不均匀；使扩压器内壁受热不均匀，局部温度、应力升高，长时间试车将造成扩压器结构强度降低，寿命缩短。空气间隙为 10mm 时，发动机喷管出口处压力分布如图 7 所示。发动机安装无偏斜时压力最大值为 56.56kPa，喷管与扩压器轴线夹角为 5°时压力最大值为 58.06kPa，升高了 2%，模拟高度下降了 200m。空气间隙小于 10mm 时，安装偏心造成壁面温度的升高；无空气间隙时温升最大，为 92.8K；随着空气间隙的增加，两种情况下扩压器内壁温度最大值趋于一致。扩压器内壁温度最大值变化如图 8 所示。

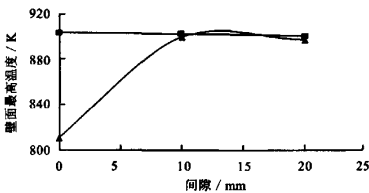


图 8 扩压器内壁温度最大值

Fig.8 Maximum value of the diffuser inner wall

图中，▲代表发动机安装无偏斜，■代表发动机喷管与扩压器轴线夹角为 5°

5 结论

通过使用 CFD 软件 FLUENT 分析计算了三种不同空气间隙的扩压器模型，得到了不同间隙下扩压器内流场压力、温度等参数的分布情况。

通过分析计算发动机轴线与扩压器轴线夹角为5度时的模型,初步探讨了发动机喷管偏心对扩压器内流场造成的影响:扩压器内压力、温度的分布不均匀,单边压力、温度升高,难于满足试验对发动机喷管出口压力的要求,造成发动机的高空模拟试验失败,并使扩压器寿命降低。计算流体动力学的计算结果与试验数据相吻合,证明了扩压器模型建立的正确性。

参考文献:

- [1] 王福军. 计算流体动力学分析——CFD软件原理与应用[M]. 北京:清华大学出版社, 2004.
- [2] 闫峰. 基于有限元软件 ANSYS 的扩压器强度分析[J]. 火箭推进, 2007, 33(6): 38-42.

(编辑:王建喜)

(上接第20页)

对于重复使用的发动机,需要多次、较长时间工作,评估标准与一次性使用有较大差别,系统压力低的燃气发生器循环和低室压的补燃循环更为适宜。

4 结论

(1) 液氧/甲烷具有良好的性能,符合可重复使用运载器、无毒上面级和轨道推进系统的要求,是未来航天运载器理想的推进剂组合。

(2) 对于液氧/甲烷发动机的动力循环方式,一次性使用的发动机应采用高性能的高压补燃循环,其中部分甲烷冷却推力室的富燃补燃循环综合性能具有一定优势;重复使用的发动机应根据工作次数和工作寿命,重点考虑系统压力低的燃气发生器循环和低压的补燃循环。

参考文献:

- [1] 孙宏明.液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.
- [2] Philippart K D, Moser M D. Stability Analyses of Liquid Oxygen/Methane Injectors Using Currently Available Analytical Tools[R]. AIAA88-2851.

- [3] Judd D, Buccella S, Alkema M, et al. Development Testing of a LO₂/Methane Engine for in-Space Propulsion [R]. AIAA 2006-5079.
- [4] Klepikov I A, Katorgin B L. The New Generation of Rocket Engines, Operating by Ecologically Safe Propellant Liquid Oxygen and Liquefied Natural Gas [R]. IAF-97-S.1.03.
- [5] Leudiere V, Supie P, Beaurain A, et al. KVD-1 Engine in LOX/CH₄[R]. AIAA 2007-5446.
- [6] Zurbach S, Thomas J L. Recent Advances on LOX/Methane Combustion for Liquid Rocket Engine Reinjector[R]. AIAA 2002-4321.
- [7] Torano Y, Arita M, Takahashi H, et al. Current Study Status of the Advanced Technologies for the J-I Upgrade Launch Vehicle - LO₂/LNG Engine [R]. AIAA 2001-1783.
- [8] Kim K, Ju D. Development of Chase-10 Liquid Rocket Engine Having 10tf Thrust Using LO₂ & LNG (Methane) [R]. AIAA 2006-4907.
- [9] 张小平, 丁丰年.我国载人登月重型运载火箭动力系统探讨[J]. 火箭推进, 2009, 35(2): 1-6.
- [10] 王鹏武. 全流量补燃循环液氧/甲烷发动机系统分析[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 15-18.

(编辑:马杰)