

文章编号: 1000-8055(2006) 01-0031-05

双模态冲压发动机进气道/隔离段流场的数值研究

韩兆林, 王 强

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 进气道/隔离段装置是双模态冲压发动机的关键部件, 在为发动机提供足够的空气流量的同时, 还要有良好的起动特性和良好的出口流场品质。采用有限体积法、隐式的二阶TVD迎风格式和S-A湍流模型, 对进气道/隔离段装置进行了数值研究, 分析了不同收敛角以及不同外罩长度对进气道/隔离段性能的影响。研究结果表明隔离段进口在马赫数高, 畸变小, 畸变小的情况下承受反压能力强, 流场出口品质好。

关键词: 航空、航天推进系统; 双模态; 进气道; 隔离段; 数值模拟

中图分类号: V 235. 21

文献标识码: A

Numerical Investigation on Inlet/ Isolator Flow Field of a Dual-Mode Scramjet

HAN Zhao-lin, WANG Qiang

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Inlet and isolator are key components of the dual-mode scramjet. They should not only provide enough airflow to the engine, but also show preferable starting characteristics and supply airflow with good quality. In this paper, finite volume method and 2nd order TVD upwind scheme were exploited with S-A turbulence model to investigate the flow field in the inlet and isolator. The influence of inlet convergent angle and inlet cowl length on the performance of inlet and isolator was analyzed. The investigation indicates that isolator tend to resist higher back pressure and provide exit airflow with better quality under conditions of high mach number and low distortion.

Key words: aerospace propulsion system; dual-mode; inlet; isolator; numerical simulation

双模态超燃冲压发动机是未来高马赫数飞行器动力装置发展的主流, 其中进气道/隔离段是双模态超燃冲压发动机实现宽马赫数和高超声速飞行的关键部件。超燃冲压发动机和机体是高度一体化的, 这样前体可以象外压式进气道一样对来流空气进行预压缩。进气道/隔离段是冲压发动机

压缩空气的主要部件, 要求有良好的起动特性、较高的空气流量捕获系数, 较高的总压恢复系数, 隔离段有良好的出口流场品质以及较高的抵抗燃烧室形成高压的能力^[1]。

进气道/隔离段的实际流动非常复杂, 不仅以粘性流为主, 而且存在大量激波-膨胀波、激波-

收稿日期: 2005- 01- 05; 修订日期: 2005- 06- 13

作者简介: 韩兆林(1979-), 男, 辽宁葫芦岛人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院硕士生, 主要从事发动机内流气动热力学的研究。

附面层之间的相互干涉作用、附面层分离和转捩^[2]。近年来随着数值计算技术的不断发展,数值模拟研究逐步成为进气道研究的主要手段^[3~6]。本文采用有限体积法、S-A 湍流模型求解N-S 方程,通过改变进气道外罩长度和收敛角,研究亚燃模态下进气道隔离段进气畸变和进气道不同压缩率对进气道/隔离段性能的影响,并与试验结果进行比较,更详细的描述进气道工作时其内部的流动情况。

1 数值计算方法

1.1 控制方程

控制方程选用一般曲线坐标系下的二维强守恒形式的N-S 方程,CFD 算法为时间推进的有限体积法。为提高收敛速度和求解精度,离散格式选用隐式二阶迎风格式。

1.2 湍流模型

本文采用的湍流模型为S-A 湍流模型^[7],它是Spalart 鉴于 $k-\epsilon$ 模型的缺点而提出的随时空演化的单方程涡粘系数模型,既保持了涡粘模型的简单形式,又能够包含雷诺应力的松弛性质。实践证明,此模型尤其适用于包含壁面流动的流场计算中,并且在具有逆压梯度的边界层计算中获得了较好的结果。

1.3 计算网格与边界条件

本文为了更好地模拟壁面附近的附面层流动情况,计算中采用了等比法加密固体壁面附近的计算网格,计算网格为非结构化网格,如图1所示。

流场计算的边界条件为:

- (1) 进口边界: 给定总温、总压和来流马赫数。
- (2) 出口边界: 进气道内部出口为亚音速流

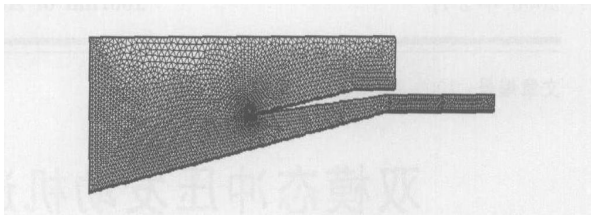


图1 计算网格

Fig.1 Computation grid

动,给定出口反压,其余参数一阶外推;进气道外部出口为超声出口,采用一阶外推。

(3) 远场边界: 采用一阶外推。

(4) 壁面边界: 采用无滑移壁面条件,并满足壁面条件及零压力梯度条件。

2 试验模型介绍

本文研究对象为 $Ma=4.0$ 的二维进气道/隔离段装置^[8],试验模型如图2所示,包括前体盘、进气道、隔离段、扩压器和节流阀五部分,进气道前体盘用来模拟飞行器前体导致的附面层增厚情况,节流阀用来模拟燃烧室带来的反压,楔面压缩角为 11° ;外罩长度有3种长度,与喉道高度比 t 分别为6.25、9.75和11.0;隔离段长度可调,与喉道高度比分别为2.7、4.7、8.7和16.7;扩压器扩张角有两种,一种是扩张角为 20° ;另一种是前面的扩张角为 6° ;后面扩张角为 20° 。本文的研究的对象是进气道/隔离段,因此没有考虑扩压器部分。

3 计算及结果分析

3.1 计算可靠性的验证

为了保证计算的可靠性,进气道进口条件与试验条件相同: 来流马赫数为4.03、静压 1.378×10^6 Pa,总温533 K。本文选取了两个模型进行计算,提取模型下壁面的静压分布,与试验结果进行

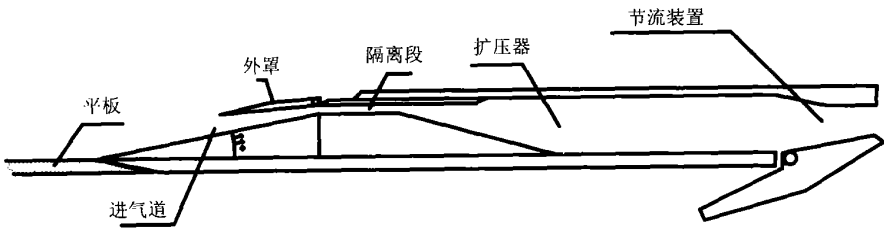


图2 试验模型简图

Fig.2 Sketch of the test modle

了比较。为了更好的与试验进行比较,对进气道的几何尺寸和压力分别进行了无量纲化,分别除以喉道高度 H_{th} 和进口静压 P_{in0} 。

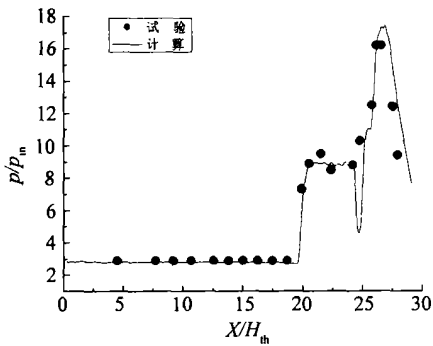


图3 长外罩进气道/隔离段装置下壁面压力计算结果与试验对比

Fig. 3 The contrast between computed and experimental pressure distribution

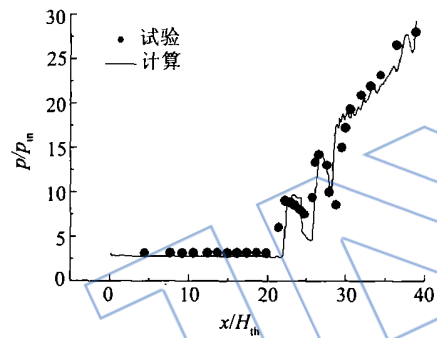
曲线与试验值进行的比较,可以看到计算结果与试验数据吻合的比较。第一个压力突升是由于外罩产生的斜激波打在楔面上,气流过斜激波压力升高;在进气道与隔离段相交处压力降低,是因为膨胀波的出现导致的,并且进气道的几何喉道位置与气动喉道位置重合。

(2) 模型采用进气道外罩长度为63.5 mm,隔离段长度为47.725 mm,隔离段后面为6扩张段,反压 P_b 分别为0.28 MPa和0.18 MPa。图4(a)和图4(b)分别为反压 P_b 为0.28 MPa和0.18 MPa下壁面压力计算曲线与试验值进行的比较。

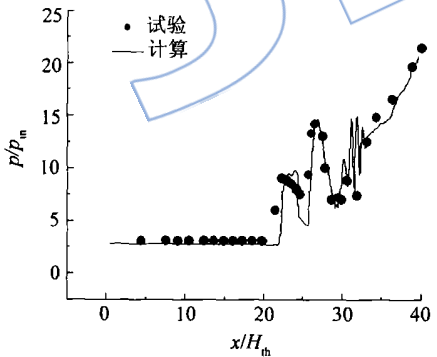
从图中可以看到在不同外罩长度下计算结果与试验结果吻合的比较,在不同反压情况下也能很好的吻合试验结果,这样可以保证后面的计算可以较为准确的说明问题。

3.2 进气道收敛角对进气道/隔离段影响的研究

本节选取的计算模型为外罩长度为99.06



(a) $p_b = 0.28$ MPa



(b) $p_b = 0.18$ MPa

图4 短外罩进气道/隔离段装置下壁面压力计算结果与试验对比

Fig. 4 The contrast between computed and experimental pressure distribution

(1) 模型采用进气道外罩长度为99.06 mm,收敛角 β 为6.1°;隔离段长度为47.725 mm,验证反压条件最小的情况。图3 为下壁面压力的计算

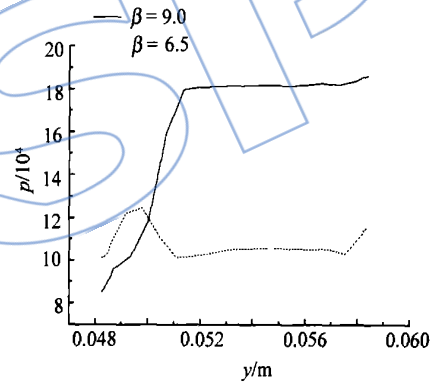


图5 隔离段进口压力分布图

Fig. 5 Pressure distribution along y direction for the inlet of isolator

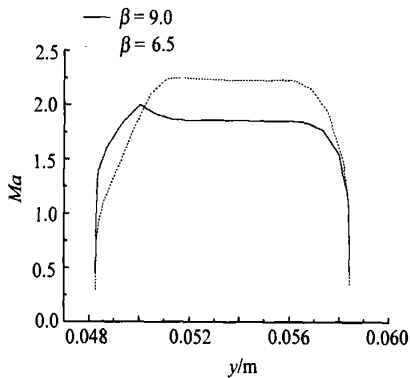


图6 隔离段进口马赫数分布图

Fig. 6 Mach number distribution along y direction for the inlet of isolator

mm, 隔离段长度为 88.392 mm, 收敛角为 6.5 和 9.0 两个模型, 收敛角不同进气道对来流空气的压缩亦不同。图5 为隔离段进口压力的分布图, 大收敛角隔离段进口的压力要远高于小收敛角的情况, 图6 为隔离段进口马赫数分布图, 可以看出随着收敛角的增加隔离段进口马赫数随之减小, 图7 为隔离段出口马赫数分布图, 小收敛角模型隔离段出口的气流更为均匀。

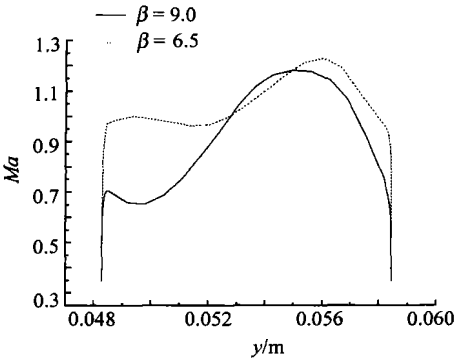


图7 隔离段出口马赫数分布图

Fig. 7 Mach number distribution along y direction for the outlet of isolator

3. 3 外罩长度对进气道/ 隔离段影响的研究

本节选取外罩长度分别为 99.06 mm 和 47.725 mm, 隔离段长度88.932 mm 两个模型, 为保证进气道压缩相同, 而外罩长度又不同, 所以进气道的收敛角是不同的。

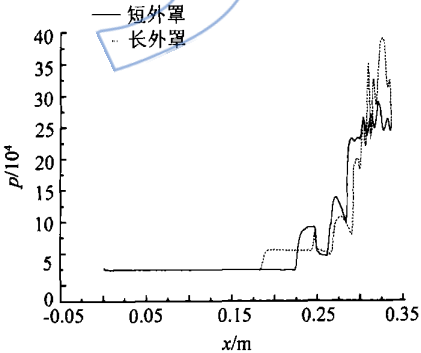


图8 两种模型下壁面压力对比

Fig. 8 The contrast of lower wall pressure between two models

图8 为反压 $P_b = 0.25 \text{ MPa}$ 时两种模型下壁面压力的分布图, 唇口有反射激波导致在隔离段前压力突变, 由于外罩长度不同所以压力突变的位置不同, 长外罩模型隔离段内压力要明显高一

些。图9 为隔离段进口马赫数的分布图, 可以看到

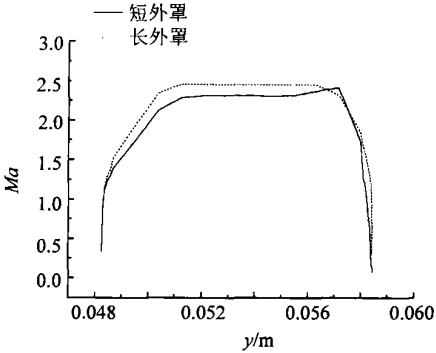


图9 隔离段进口马赫数分布图

Fig. 9 Mach number distribution along y direction for the inlet of isolator

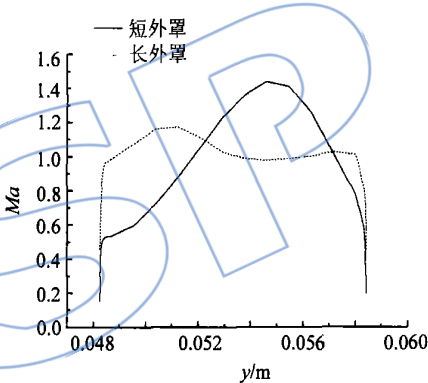


图10 隔离段出口马赫数分布图

Fig. 10 Mach number distribution along y direction for the outlet of isolator

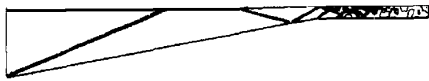


图11 短外罩模型等压力图

Fig. 11 Static pressure contours of the short cowl



图12 长外罩模型等压力图

Fig. 12 Static pressure contours of the long cowl

长外罩隔离段进口马赫数更高, 分布要更为均匀。图10 为隔离段出口马赫数的分布图, 可以看出隔离段进口流场的品质对隔离段出口流场有显著的影响, 马赫数高、畸变小, 隔离段出口流场的品质会有明显的不同。图11 和图12 分别是隔离段反压

$P_b = 0.25 \text{ MPa}$ 时两种模型等压力曲线图, 可以看到随着外罩长度的增加, 正激波在隔离段中的位置前移, 所以隔离段承受反压的能力要强, 总压恢复系数分别为 0.377 和 0.387, 长外罩的情况下总压恢复系数要大。

4 结 论

(1) 超声速进气道/隔离段内流场十分复杂, 同时存在激波/膨胀波、激波/附面层之间的干扰等现象, 本文的计算方法能够较好的描述流场的流动特征。

(2) 随着进气道收敛角的增加, 隔离段进口压力升高, 马赫数降低, 隔离段特性下降; 小收敛角可使隔离段出口的气流更为均匀。

(3) 进口马赫数高的隔离段, 其性能比较优越。长外罩/隔离段结构的隔离段进口马赫数高, 分布比较均匀, 畸变小, 承受反压能力强, 出口流场品质好。

参考文献:

[1] 刘小勇. 超燃冲压发动机技术[J]. 飞航导弹, 2003(2): 38~42.
Liu Xiaoyong. Technology of Scramjet Engine[J]. *Journal*

of Flying Missile, 2003(2): 38~42.

[2] Schmisser J D, Datta V Gaitonde. Numerical Investigation of New Topologies in Strong Crossing Shock-Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions[R]. *AIAA Paper* 2000-0931.

[3] Van Keuk J, Ballmann J. Numerical Simulation of Hypersonic Inlet Flows[R]. *AIAA Paper* 98-1526.

[4] Masatoshi Kodera, Kazuhiro Nakahashi. Scramjet Inlet Flow Computations by Hybrid Grid Method[R]. *AIAA-98-0962*.

[5] Chung-Jen Tam, Mark A Hagenmaier. Unsteady Analysis of Scramjet Inlet Flowfield Using Numerical Simulations [R]. *AIAA Paper* 99-0613.

[6] Akihisa D, Masuya G. Effects of Airframe Integrated configuration on Scramjet Inlet Performance[R]. *AIAA Paper* 2000-0619.

[7] 罗静, 王强, 额日其太. 轴对称矢量喷管内流特性的不同湍流模型计算[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 326~329.
Luo Jing, Wang Qiang, Eri-qitai. Computation for the Effect of Turbulence Models on Internal Performance for Axisymmetric Vectoring Exhaust Nozzles [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(4): 326~329.

[8] Saied Emami, Carl A Trexler, Aaron H Auslender. Experimental Investigation of Inlet-Combustor Isolators for a Dual-Mode Scramjet at a Mach Number of 4[R]. *NASA Technical Paper* 3502.