

文章编号:1000-6893(2009)04-0625-05

一种带前体的高超声速矩转圆形进气道研究

李璞, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

Investigation of a Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Circular Shape Transition and Forebody

Li Pu, Guo Rongwei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要: 对一种带前体的高超声速矩转圆形进气道开展了数值仿真及高焓脉冲风洞试验研究。结果表明: (1) 来流马赫数为6时进气道出口马赫数为2.60, 总压恢复系数为0.40, 增压比为39.8, 流量系数为0.769; 来流马赫数为5时进气道出口马赫数为2.28, 总压恢复系数为0.45, 增压比为19.7, 流量系数为0.643; (2) 超声通流时, 内通道上、下壁面静压大幅波动; (3) 隔离段内较强的横向压力梯度使得进气道出口流场畸变较大; (4) 前体横向溢流较大, 对进气道性能不利; (5) 数值仿真与实验结果吻合较好, 验证了计算方法的可靠性。

关键词: 航空航天推进系统; 高超声速进气道; 矩转圆形; 前体

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Abstract: A study is carried out on a hypersonic inlet with rectangular-to-circular shape transition and forebody using numerical simulation and high enthalpy wind tunnel test. Results indicate: (1) For the test condition of free stream Mach number 6, the total pressure recovery, pressure ratio and mass flow ratio of the inlet are 0.40, 39.8 and 0.769 respectively with a Mach number of 2.60 at the inlet exit, and at free stream Mach number 5 the total pressure recovery is 0.45, pressure ratio is 19.7, the mass flow ratio is 0.643 and the Mach number at the inlet exit is 2.28; (2) When the outlet of the duct is fully opened, static pressure fluctuates greatly along the top and bottom inner walls; (3) The distortion at the inlet exit is quite high due to the strong lateral pressure gradient in the isolator; (4) The forebody causes more lateral spillage, which may adversely affect the performance of the inlet; (5) The experimental results prove the reliabilities of the method based on CFD.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic inlet; rectangular-to-circular shape transition; forebody

2004年11月16日,美国的X-43A进行了第3次飞行试验,飞行马赫数达到9.6,是目前速度最快的吸气式飞行器。X-43A采用与机身一体化设计的二元进气道,这种升力体外形使得飞行器具有较大的升阻比,有利于高超声速飞行。但是,其二元燃烧室的结构强度和刚度与重量的矛盾比较突出,需要加以改进。目前改进的途径有两种:采用矩转椭圆形进气道或者矩转圆形进气道。从解决上述矛盾来看,后者更具有优势;但是从气动设计和技术难度的角度考虑,矩转圆形进气道又较矩转椭圆形进气道困难。由于矩转圆形进气道的结构特点,从宽高比较大的矩形进口逐渐转变到圆形的出口,进气道存在较大的横向收缩和横向压力梯度。而类似X-43A这种外形的

飞行器通常采用较长的前体,沿程发展的边界层大量吸入进气道。为了满足起动性能,喉道前的横向收缩不能过大;否则,在强横向压力梯度作用下边界层向进气道中间汇聚,与唇罩入射激波相互作用容易形成较大的分离区甚至导致不起动。因此,大部分甚至全部的横向收缩需要在较短的隔离段内完成,横向压力梯度大,形成较强的二次流,带来损失的同时也增大了出口流场的畸变程度,将对发动机的推力产生不利影响。

目前,国外对矩转椭圆形进气道关注较多,包括设计、数值仿真和风洞试验^[1-4];对矩转圆形进气道的研究则较少,基本上都是数值仿真^[5-7],而且研究中对前体边界层的影响均考虑不多。因此,本文对一种带前体的高超声速矩转圆形进气道开展了数值仿真及高焓脉冲风洞试验研究,对此类进气道进行了有益的探索。

1 物理模型

本文研究的矩转圆形进气道前体为二元形式(见图1),其4级压缩角分别为 1° 、 2° 、 4° 和 5° ,唇罩处气流压缩角为 6° 。前体宽度为120 mm,没有侧板,进气道进口宽度为90 mm,存在横向溢流。进气道进口为矩形,宽高比为2.107。因外压缩较弱,

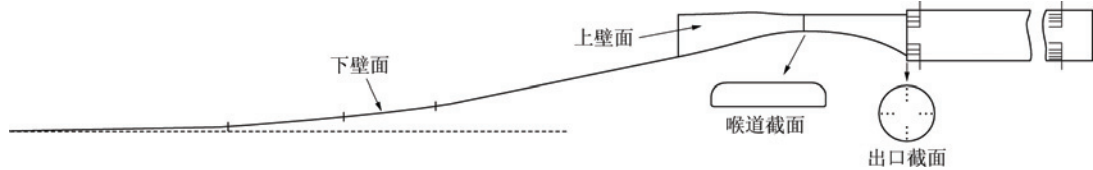


图1 进气道示意图

Fig.1 Schematic view of inlet

2 数值方法

2.1 计算说明

采用有限体积法求解雷诺平均后的三维 N-S 方程,利用 Jones 和 Launder 提出的标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,二阶迎风格式离散,壁面附近根据非平衡壁面函数进行修正。

计算的收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程的残差下降3个数量级,且进气道出口流量稳定。进气道出口性能参数以流量平均的方式得到。计算中自由来流的参数与喷管出口参数一致,并考虑了温度对比热的影响以及来流的气体成分。

2.2 计算网格及边界条件

选取进气道的一半进行流场计算。为了适应黏性计算以及激波捕捉的需要,网格进行了必要的加密,在型面钝化处、近壁区、内流道及激波附近等型面、流动参数变化较剧烈的区域,网格单元进行了局部加密,整个计算域网格单元总数约80万,均为六面体网格。图2给出了进气道进口附

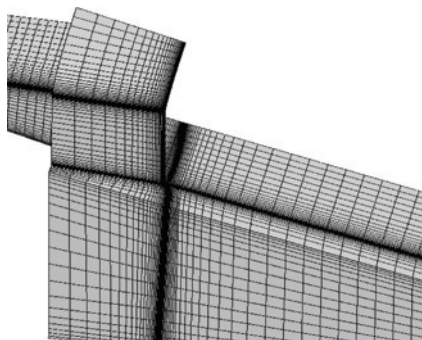


图2 进口附近网格的示意图

Fig.2 Grids at entrance

内收缩比取为2.45以满足出口马赫数的要求。由于内收缩较大,起动马赫数为5以满足进气道起动的要求,设计马赫数为6,迎角分别为 2° 、 4° 。喉道后的隔离段采用等面积设计,并逐渐过渡到出口的圆形截面。其后是长径比为10的突扩等直管道,在等直管道出口处设置有反压调节锥。此外,前体前缘、唇罩及侧壁前缘均做了钝化处理。

近网格的示意图。

计算中用到了压力远场边界、对称边界、压力出口边界及无滑移绝热固壁边界。

3 试验设备

3.1 风洞介绍

试验在中国空气动力研究与发展中心脉冲燃烧风洞中进行。风洞采用烧氢补氧的方式获得高的来流总焓,喷管出口直径为450 mm。 $Ma=6$ 时来流总温为1625 K,来流总压为5.5 MPa; $Ma=5$ 时来流总温为1260 K,来流总压为4.3 MPa。在试验模型外可安装扩压器以延长试验时间,并扩大均匀区范围。在整个试验过程中,前体及进气道进口均位于均匀区内。图3给出了模型在风洞中的照片。

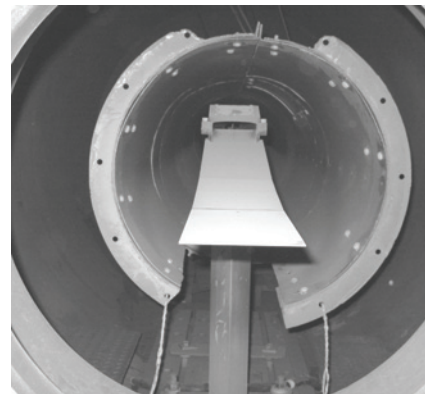


图3 模型在风洞中

Fig.3 Test model in wind tunnel

3.2 数据测量

在进气道出口及等直管道出口前均安装了皮

托压测量排架(见图1),并在同一截面设置了相应的静压测点,通过测量的皮托压换算得到进气道出口马赫数、总压恢复系数以及流量系数等参数。上述两截面的皮托压测点分别为 4×3 , 4×5 ,静压测点均为8个并沿周向均布。此外,在进气道对称面的上下壁均设置了静压测点,以获得沿程静压分布并监测内通道的波系情况。壁面静压孔直径为0.6 mm,皮托探针为外径1.5 mm的厚壁不锈钢管以防止烧蚀。压力测量采用压阻式传感器,采样频率为11 kHz。

4 结果与分析

4.1 沿程静压分布

图4给出了 $Ma=5$ 时试验获得的进气道对称面的静压分布,同时给出了计算结果进行对比。

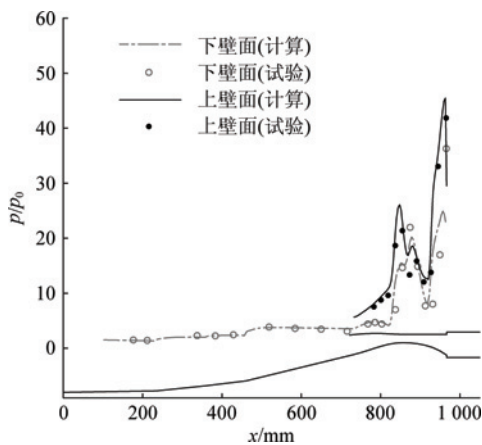


图4 $Ma=5$ 时静压分布

Fig. 4 Static pressure distribution along walls at $Ma=5$

可以看出,通道内激波、膨胀波的形成、相交和反射使得静压出现大幅波动;隔离段上壁面静压整体上高于下壁面,其原因是隔离段下壁面形成的膨胀波使得当地静压较低。结合试验数据还可以看出,前体第4级压缩面上的静压(图4中第6~9点)沿程逐渐减小,第6点和第9点的静压值相差几乎20%,这与进气道的压缩背道而驰,更加重了内压缩通道的负担。而没有横向溢流的二元前体显然不会出现此类现象,因此这是横向溢流所致。此外还可以发现,除个别点外,仿真结果与试验结果吻合较好,表明所采用的数值方法是可信的。

图5给出了 $Ma=6$ 时试验获得的进气道对称面的静压分布,同时给出了计算结果。对比可以发现, $Ma=6$ 时的静压分布趋势与 $Ma=5$ 时相

同,而数值则大幅度的提高。仿真结果与试验结果整体上仍符合较好。

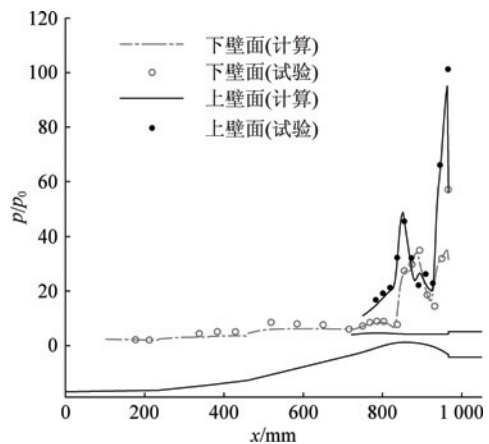


图5 $Ma=6$ 时静压分布

Fig. 5 Static pressure distribution along walls at $Ma=6$

4.2 进气道流场

图6给出了 $Ma=6$ 时内通道对称面的马赫数图谱。不难看出,由于前体较长,边界层沿程发展,虽存在横向溢流,但进口处的边界层厚度仍达整个进口高度的1/4左右,与唇罩入射激波相互作用从而在喉道附近的下壁面形成较大的低速区。

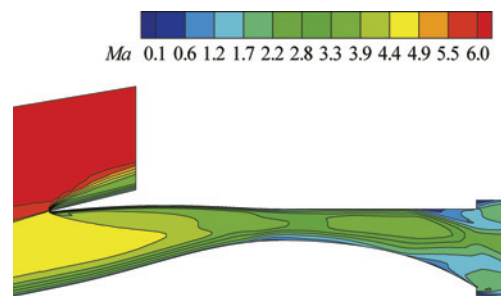


图6 $Ma=6$ 时对称面马赫数图谱

Fig. 6 Mach number contour of symmetry plane at $Ma=6$

图7给出了 $Ma=6$ 时出口上游一倍当量直径处的二次流图谱。由于隔离段内存在较强的横向压力梯度,形成较强的二次流,驱动边界层向进气道的对称面堆积,这将在进气道出口流场形成较大的畸变。

图8~图10分别给出了进气道出口截面的马赫数、静压及总压图谱。

从图8可以看出,进气道出口马赫数分布很不均匀,低速区主要集中在纵剖面附近,而高速区则位于两侧略偏下位置。从图9可以发现,出口截面静压分布同样很不均匀,且最大值已达最小

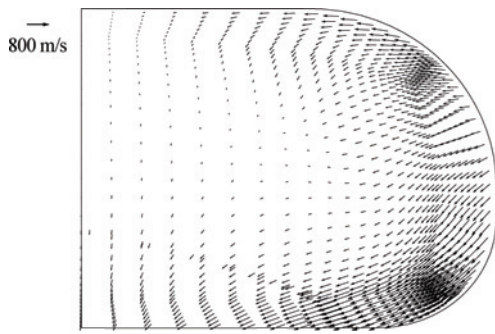


图7 $Ma=6$ 时出口上游一倍当量直径处的二次流图谱
Fig. 7 Secondary flow pattern at one equivalent diameter upstream of exit at $Ma=6$

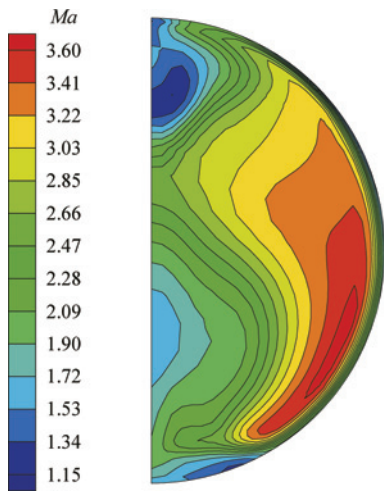


图8 $Ma=6$ 时进气道出口马赫数图谱
Fig. 8 Mach number contour of exit at $Ma=6$

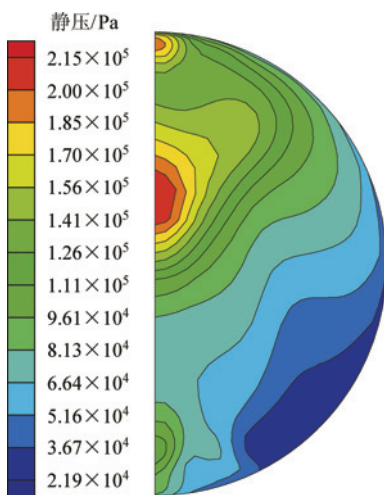


图9 $Ma=6$ 时进气道出口静压图谱
Fig. 9 Static pressure contour of exit at $Ma=6$

值的10倍之多。图10的总压图谱表现出了与马赫数类似的分布规律,但两侧的高总压区明显上移。出口下方大范围的低总压区是吞入的前体边界层及二次流驱动所致。显然,出口流场的极度

不均匀是带前体的矩转圆形进气道内流动的一个特点。它向进气道/燃烧室相容性工作提出了挑战,同时这也许预示着一种由矩形转椭圆的设计是这类高超声速进气道更好的折中方案。

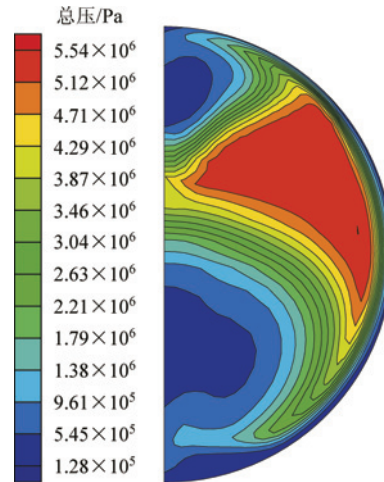


图10 $Ma=6$ 时进气道出口总压图谱
Fig. 10 Total pressure contour of exit at $Ma=6$

图11给出了 $Ma=6$ 时试验获得的进气道出口皮托压分布(超声通流状态),分别是下壁靶及右壁靶(见图1,逆流方向看)。很明显,进气道出口截面下方是低总压区,而右侧则是高总压区;结合下壁靶探针位置及图10还可看出,距壁面最远的探针位于总压最低的区域,而距壁面较近的两根探针则位于总压相对较高的区域,仿真结果与试验结果趋势一致。

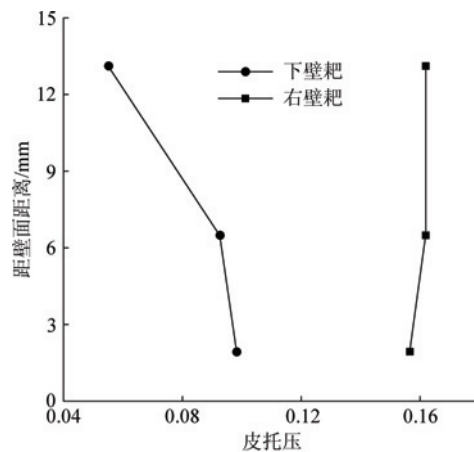


图11 $Ma=6$ 时进气道出口皮托压分布
Fig. 11 Pitot pressure distribution of exit at $Ma=6$

4.3 进气道性能

表1和表2分别给出了 $Ma=5$ 和 $Ma=6$ 时试验获得的进气道性能参数,同时给出了仿真结

果进行对比。计算流量系数的参考捕获面积为零迎角时的迎风面积。 Ma_0 为进气道进口马赫数, α 为进气道迎角, Ma_c 为进气道出口马赫数, σ_c 为总压恢复系数, p_c/p_0 为增压比, φ 为进气效率。

表1 $Ma=5$ 时的进气道性能参数

Table 1 Performance of inlet at $Ma=5$

	Ma_0	$\alpha/(\circ)$	Ma_c	σ_c	p_c/p_0	φ
试验	5.07	2	2.28	0.45	19.7	0.643
计算	5.07	2	2.33	0.48	24.4	0.641

表2 $Ma=6$ 时的进气道性能参数

Table 2 Performance of inlet at $Ma=6$

	Ma_0	$\alpha/(\circ)$	Ma_c	σ_c	p_c/p_0	φ
试验	6.07	4	2.60	0.40	39.8	0.769
计算	6.07	4	2.63	0.42	43.3	0.779

可以看出, $Ma=6$ 时进气道出口马赫数在 2.6 左右, 压缩量合适^[8]。同时, 总压恢复系数达到 0.40, 增压比为 40 左右, 性能较好。除增压比外, 计算结果和试验结果符合较好。此外, 进气道的流量系数较低, 这是前体横向溢流较多的结果; 并且不难分析出, 横向溢流不仅排除了部分边界层, 同时也损失了相当的高能量流, 这显然对进气道的性能不利。当然, 较低的流量系数也是进气道在如此大的内收缩比下仍然能够起动的重要原因。

由前文可知, 正是横向溢流导致前体第 4 级压缩面的沿程静压有较大下降从而加大了内压缩通道的负担; 同时横向溢流也带来了可观的溢流阻力, 加之与流量系数密切相关的发动机推力, 这将给飞行器整体性能带来不利影响。因此, 需要对前体外形进行优化, 以减小横向溢流, 提高进气道和飞行器性能; 同时还应该为边界层提供必要的溢流通道, 以满足进气道起动的要求。

5 结 论

(1) 在工作马赫数范围内, 进气道能正常起动, 且性能良好。

(2) 在超声通流状态下, 内通道上、下壁面静压大幅波动, 隔离段上壁面静压整体上高于下壁面, 隔离段出口段存在很高的静压区。

(3) 激波的反射加之三维曲面压缩使得隔离段内存在很大的横向压力梯度, 导致进气道出口流场畸变较大, 对超声速燃烧室的影响及两者相容性工作有待研究。

(4) 与进气道宽度相当的前体横向溢流较大, 需考虑溢流量、升阻比和进气道起动等诸因素对前体外形进行优化设计, 以期提高性能。

参 考 文 献

- [1] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition[R]. AIAA-98-0960, 1998.
- [2] Smart M K, White J A. Computational investigation of the performance and back-pressure limits of a hypersonic inlet [R]. AIAA-2002-0508, 2002.
- [3] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[R]. AIAA-2003-0012, 2003.
- [4] Smart M K. Experimental testing of a hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[R]. AIAA-1999-0085, 1999.
- [5] Sabeen J, Lewis M J. Optimization of a hypersonic inlet with a rectangular to circular transition[R]. AIAA-1999-0612, 1999.
- [6] Sabeen J, Lewis M J. Optimization of a hypersonic streamtraced power law inlet with a rectangular to circular transition[R]. AIAA-1999-2666, 1999.
- [7] Sabeen J W, Lewis M J. Computational optimization of a hypersonic rectangular-to-circular inlet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 571-578.
- [8] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
Huang Zhicheng. Hypersonic aircraft aerodynamics[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1995. (in Chinese)

作者简介:

李璞(1982—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 内流空气动力学的计算及实验。

Tel: 025-84892202-2415

E-mail: lipu@nuaa.edu.cn

郭荣伟(1939—) 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 内流空气动力学。

Tel: 025-84892202-2415

E-mail: grwei@nuaa.edu.cn

(责任编辑: 赵利)