

矩形转圆形进气道马赫 5 正 8° 攻角启动性能分析

南向军 张堃元 金志光 李永洲

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

摘要:在马赫 5、正 8° 攻角状态对收缩比为 6.9 的带楔形前体的矩形转圆形内收缩进气道进行了风洞试验和数值模拟, 研究了该进气道无放气及有放气时在风洞中的启动特性。结果表明, 无放气状态该进气道在风洞中并不能顺利启动, 不启动状态进气道顶板上存在较大分离区, 分离激波被推出内压缩段, 此时总压恢复仅为 0.378, 增压比为 54.1, 出口马赫数为 1.48。通过在内压段的顶板上激波附面层相互作用区域放气后, 该进气道可在风洞中正常启动。启动后总压恢复为 0.558, 增压比减小至 44.9, 出口马赫数为 1.84, 放气量约为唇口封闭处截面流量的 1.2%。以上研究表明, 放气可有效改善内收缩进气道的启动性能, 启动后放气量较小, 总体性能较优。

关键词:内收缩进气道; 启动特性; 数值模拟; 风洞试验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2012)02-0146-06

Start Characteristics of Hypersonic Inlets with Rectangular to Circular Shape Transition at Ma_5 with Attack Angle 8°

Nan Xiangjun, Zhang Kunyuan, Jin Zhiguang, Li Yongzhou

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

Abstract: A hypersonic inward turning inlet with rectangular to circular shape transition integrated to a wedge fore body, whose total contraction ratio is 6.9, is investigated at Ma_5 , attack angle 8° with numerical simulation and wind tunnel experiment. The starting performance is studied with and without bleed on top wall in the internal compression section. The results indicate that the inlet can not start without bleed. There is large separation bubble on the top wall of the external compression section. When the inlet unstarts, the total pressure recovery, the compression ratio and the Mach number of isolator exit are 0.378, 54.1 and 1.48, respectively. When the bleed slots in the shock wave and the boundary layer interact zone of top wall are open, the inlet starts in the experiment. Then the total pressure recovery, the compression ratio and the Mach number of isolator exit are 0.558, 44.9 and 1.84, respectively, with about 1.2% of the flow entering the cowl closure section lost. The test turns out that the inlet can start with small amount of gas lost and has good performance if it starts.

Key words: inward turning inlet; start characteristics; numerical simulation; wind tunnel test

由于总压恢复高, 浸润面积小及适应性广等优点, 高超声速内收缩进气道已经成为目前研究最多的高超声速进气道构型^[1-3]。国内也对这种高超声速进气道进行了大量的数值及试验研究^[4-7]。研究结果表明, 这类进气道虽然在设计点具有优良的性能, 但低马赫数启动问题较为突出。如何有效地解

决其启动问题成为制约该进气道走向实用的关键。

早在 20 世纪 60 年代, Mölder 等人^[8]提出采用流线追踪技术可将纯内压式的 Busemann 进气道变成兼有内外压缩的混压式进气道, 内收缩比大大减小, 可以有效改善启动性能。后来深入的研究发现, 仅采用流线追踪技术并不能完全解决该类进

基金项目: 国家自然科学基金(90916029)资助项目。

收稿日期: 2011-04-06; 修订日期: 2011-10-07

通讯作者: 张堃元, 男, 教授, 博士生导师, 1943 年生, E-mail: zkype@nuaa.edu.cn。

气道的启动问题,文献[3]最终通过移动唇口减小内收缩比实现了圆形流管 Busemann 进气道在马赫4启动。文献[9]研究表明,通过后切唇口,进一步减小内收缩比,可实现矩形流管 Busemann 进气道在马赫3.85自启动。但如唇口切除量较大,会导致进气道设计点流量系数偏低,性能下降偏大。NASA 兰利研究中心的 Smart^[10]也研究了矩形转椭圆形(Rectangular to elliptical shape transition, REST)进气道在马赫4的启动性能。结果表明,不借助于放气孔,进气道不能启动,而通过侧板和唇口板放气可成功实现进气道启动。国内国防科技大学^[11]也研究了进气道顶板侧板和唇口板放气对进气道启动性能的影响。

对于这种高超声速内收缩进气道,当收缩比较大时,启动问题变得更加尖锐。本文选取了收缩比6.9的带楔形前体的矩形转圆形进气道模型,通过风洞试验和数值模拟研究了该进气道在马赫5、正8°攻角状态的启动特性。

1 试验模型

为了模拟飞行器前体,在进气道前加一个4°斜楔,设计了楔形前体、矩形转圆形内收缩进气道一体化模型。其中矩形转圆形内收缩进气道的基准流场为采用反正切曲线压升规律设计的轴对称基准流场,该基准流场具有较高的压缩效率,同时具有较小的内压缩量。结合流线追踪技术及截面渐变技术设计出进气道的无粘型面,再进行附面层修改后得到进气道的最终物理型面,如图1所示。该模型的设计参数及详细设计过程见文献[12]。

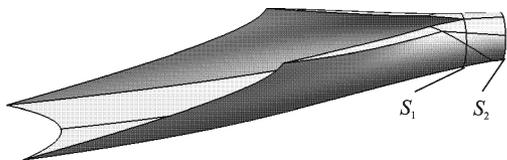


图1 矩形转圆形进气道气动型面

图2为进气道模型在风洞中的照片。进气道捕获面积为0.0136 m²,总收缩比为6.9,内收缩比为1.22。对于这种复杂的进气道,内收缩比较难计算,本文取进气道“V”形唇口封闭处横截面面积和喉道截面面积之比定义为内收缩比,即图1中S₁和S₂截面面积之比。前体长215.9 mm,前缘至喉道长722 mm。其喉道直径为50 mm,隔离段长度为喉道直径的7倍,长350 mm。由于采用了模块化设计,本文研究的仅为一个进气道模块,为保证

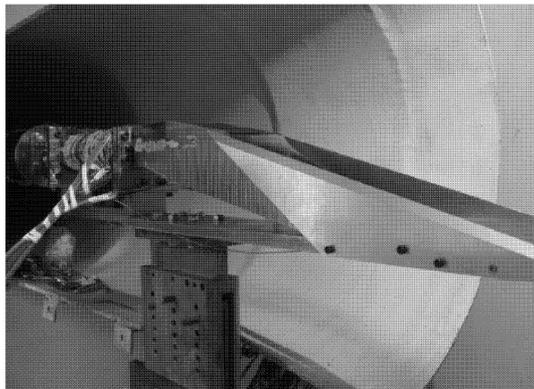


图2 试验模型在风洞中的照片

来流的二维特征,在斜楔前体两侧置有溢流挡板,挡板和进气道侧板之间留有15 mm左右的附面层隔道,防止挡板上的附面层吞入进气道。

在进气道压缩面及隔离段中设置了沿程静压测点,以测量进气道的沿程压力分布。沿程静压测点共布有37个,其中进气道顶板上共布置15个测点,隔离段上壁面和下壁面各布置10和12个静压测点。沿程静压测点在进气道上的位置如图3所示。于进气道唇口封闭附近测点加密,便于监测进气道是否启动。测量截面位于隔离段出口,总压耙采用等环面法布置,共33个测点,呈“米”字形分布,每个半径上均布有4个皮托压测点,如图4所示。中间置一针,作为参考数据。与8排皮托耙测

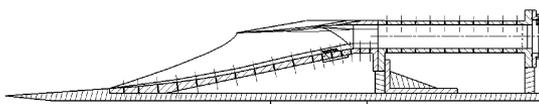


图3 沿程静压测点布置图

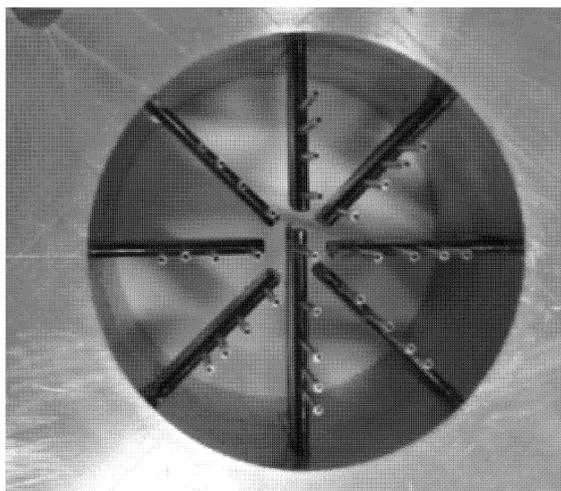


图4 测量截面的皮托耙分布

点相对应布置了8个静压测点,以测量皮托耙截面的静压。

进气道的沿程静压分布可直接由模型上的静压测点测量,进气道的总体性能则主要由位于隔离段出口的“米”字耙测量,由皮托耙测得各个测点的皮托压,各静压测点的静压值均由壁面上的8个静压值线性插值得到,然后由皮托压及静压计算各测点处的气流参数,再采用质量平均得到测量截面的总压、马赫数等参数,最终得到进气道的总体性能。其中测量的静压以来流静压无量纲化,皮托压及总压采用来流总压无量纲化。

考虑到该模型在风洞中不一定能正常启动,在进气道内压段的顶板上预置了4道放气槽,同时设计了放气槽封闭堵块,如图5所示。放气槽可打开和关闭,便于研究无放气和放气状态的启动性能。

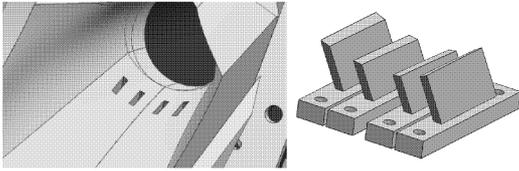


图5 进气道顶板4道放气槽及封闭堵块

本次试验将对前体、矩形转圆形进气道一体化模型进行在马赫5、正 8° 攻角状态下进行风洞试验,研究无放气和放气状态进气道的启动特性及总体性能。

2 试验条件及设备

在南航 $\phi 500$ 高超声速风洞(NHW)中进行了风洞试验。该风洞是一座高压下吹-真空抽吸暂冲式高超声速风洞,主要包括高压气源系统、金属板蓄热式加热器、稳定段、喷管和试验段、彩色纹影系统、真空系统、电气控制系统和数据采集系统等,可运行马赫5,6,7,8,共4个,每次运行可维持约8s。本次试验在来流马赫5条件下进行,来流总压0.7 MPa,总温530 K,风洞雷诺数为 $7.9 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$ 。试验测量系统采用美国PSI公司的电子扫描阀系统,共5个测量模块,80个压力测点。

3 试验结果分析

3.1 无放气状态结果分析

在马赫5、正 8° 攻角无放气状态进行了风洞试验,测量了进气道顶板及唇口板的沿程压力。同时,为了研究进气道的流场结构,在实验条件下采用商

业软件Fluent对进气道进行了三维粘性定常数值模拟,选用的紊流模型为RNG $k-\epsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数。方程的离散均选择二阶迎风格式。流体假设为理想气体,分子粘性系数采用Sutherland公式计算,对壁面取绝热无滑移、固体边界条件。数值模拟时采用马赫5的远场初始化进行了定常数值模拟,得到的是一个正常启动的流场(图6),流场中没有分离存在。图7,8分别为顶板和唇口板的沿程压力分布,其中实线为数值模拟结果,试验数据用方块表示。可见,数值结果和试验结果吻合程度较差,虽然两者在肩点前均有压力突升的过程,但试验结果压力突升点更加靠前,数值模拟更接近肩点,压力突升前的压力分布两者吻合程度较好,后半段的静压吻合程度较差。对于正常启动的流场结构,在肩点前存在一道激波,该激波为进气道前缘激波的反射激波。该激波造成压力突升,但压力突升点应该更加靠近肩点。试验结果得到的压力突升点却更加靠前,沿程压力不吻合表明进气道在风洞试验中并未启动,没有建立正常的流场,从而压力分布和启动的数值结果差别较大。根据数值模拟结果,试验数据中的压力突升点处主流区马赫数约为3.0。试验中该处压力突然提高2.1倍左右,该压比明显低于马赫3来流对应的正激波压比,合理的原因因为进气道顶板压缩面上存在分离包,分离包产生了分离激波,压力突升就是由这道分离激波引起的。分离起始位置明显位于唇口封闭处以前,分离区位于外压段。这种流场结构为典型的由分离引起的不启动流场,高超声速进气道的不启动基本为这种形式。

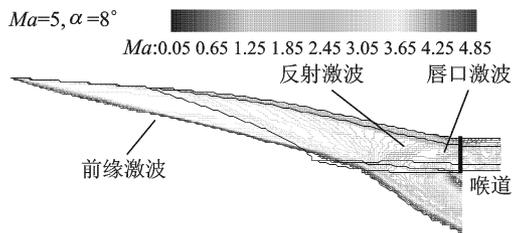


图6 进气道对称面等马赫线图

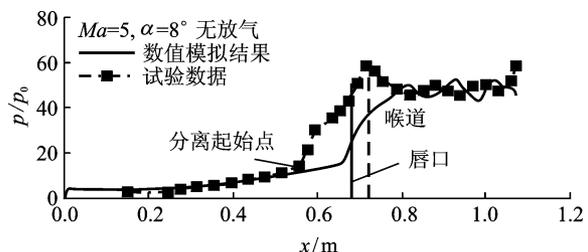


图7 无放气状态进气道顶板沿程压力分布

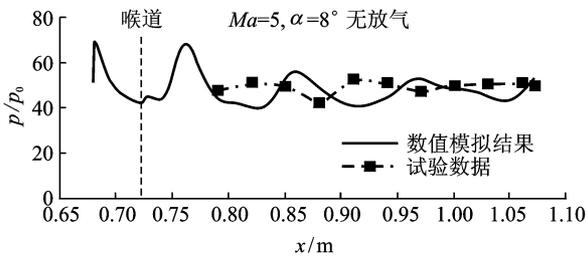
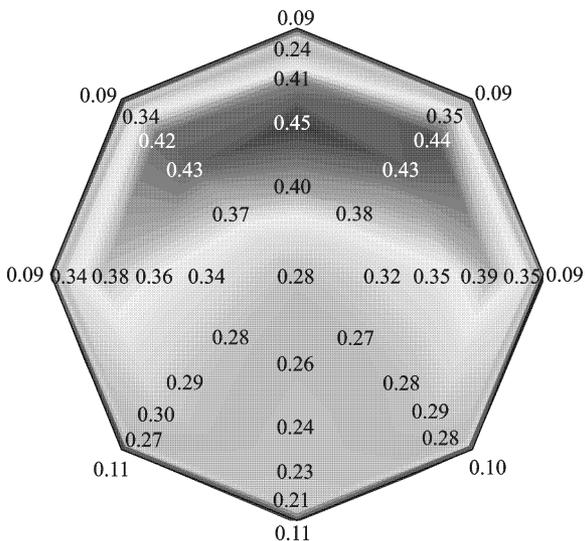


图 8 无放气状态进气道唇口板沿程压力分布

NHW 风洞的启动过程较慢,对进气道而言,流场建立的过程更接近自启动过程。试验中进气道未启动表明该进气道无放气时在马赫 5、正 8°攻角状态不能自启动。在该来流条件下,采用定常的数值模拟得到了启动流场,表明该进气道在实验条件下,理论上存在一个启动的流场。但是这种流场结构在实际中并不一定能顺利建立。由于风洞中流场建立的过程接近自启动过程,具有自启动能力的进气道才能在这种风洞中顺利启动。因此,进气道的自启动性能非常重要。

分离区的形成原因可能是激波附面层相互作用引起的。分析数值模拟得到的流场结构可知,肩点前存在反射激波和附面层相互作用,可能导致附面层分离,在风洞里进气道流场建立过程中,该分离区并不能消除,分离区逐渐增大前移最终稳定在外压段,形成不启动流场。试验前考虑到这种可能引起进气道不启动的原因,在该激波和附面层相互作用区域开了 4 道放气槽。

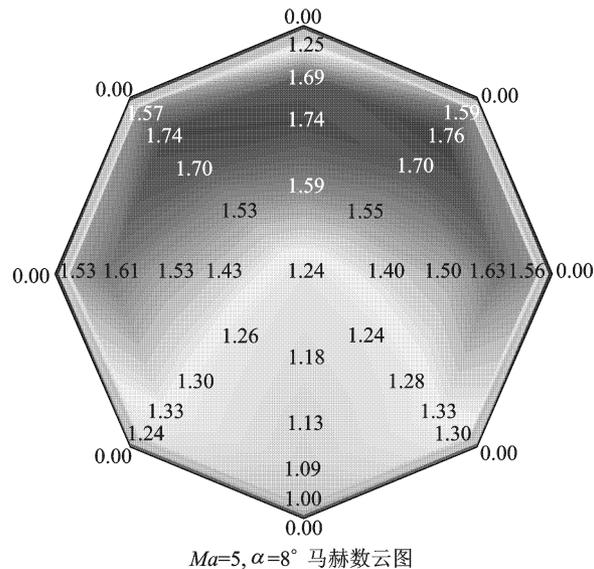
图 9 为试验测量的隔离段出口截面皮托压分布,可见出口流场并不均匀,顶板上存在较大的涡流



Ma=5, α=8° 皮托压云图

图 9 无放气状态隔离段出口皮托压分布

区,主流区近似月牙形。经计算得到的出口截面的马赫数分布如图 10 所示,主流区马赫数可达 1.74,涡流区马赫数为 1.20 左右。虽然进气道处于不启动状态,但对于这种由于分离引起的不启动流场,顶板存在较大分离包,气流经过气动喉道后,存在加速过程,在隔离段内形成激波系,因此隔离段出口基本为超声速区,出口气流马赫数仍然大于 1。



Ma=5, α=8° 马赫数云图

图 10 无放气状态隔离段出口马赫数分布

3.2 放气状态结果分析

由于进气道在马赫 5、正 8°攻角状态不能启动,顶板上存在较大分离区。于是将进气道顶板上的放气槽打开,进行了马赫 5、正 8°攻角风洞试验,同时对放气模型在试验条件下进行了定常数值模拟。图 11,12 分别为试验和数值模拟得到的进气道沿程压力分布。可见,数值结果和实验结果吻合良

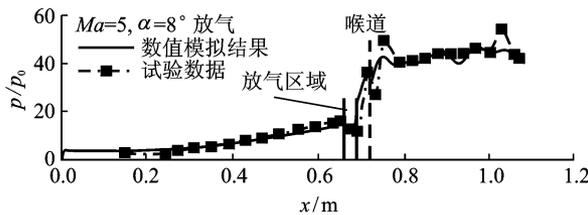


图 11 放气状态进气道顶板沿程压力分布

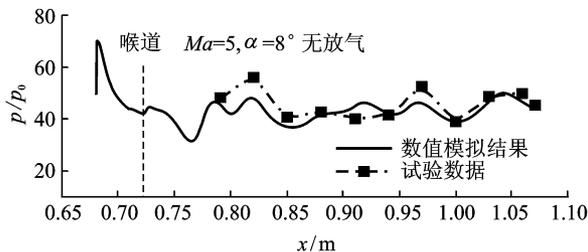


图 12 放气状态进气道唇口板沿程压力分布

好,在顶板放气槽附近,气流压力出现下降,此处由于放气导致流场发生变化,从而影响了沿程压力分布。

放气槽打开后进气道的沿程压力分布和数值模拟结果基本一致。进气道压缩面上没有分离区存在,表明进气道的真实流场和数值结果接近,是一个正常启动的流场。

顶板放气时试验测量的隔离段出口皮托压分布如图 13 所示。相比不放气时涡流区明显减小,皮托压数值明显较大,该截面马赫数分布如图 14 所示,相比不放气时,马赫数明显增大,主流区马赫数达 2.0 以上,该马赫数和数值模拟结果接近(图 15)。出口截面马赫数的测量结果亦表明进气道处于启动状态。

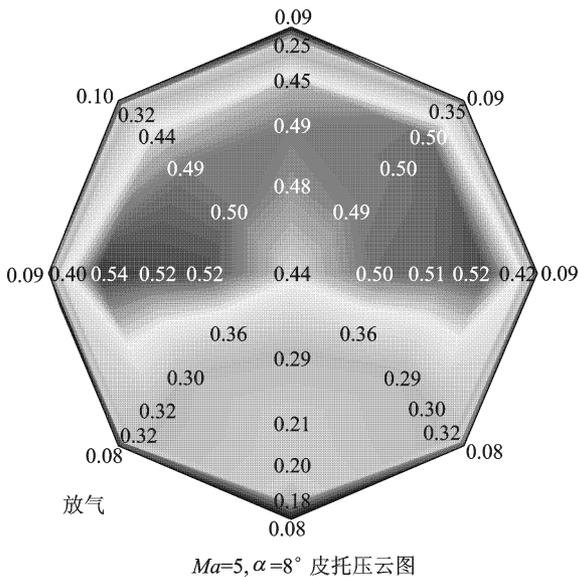


图 13 放气状态隔离段出口皮托压分布

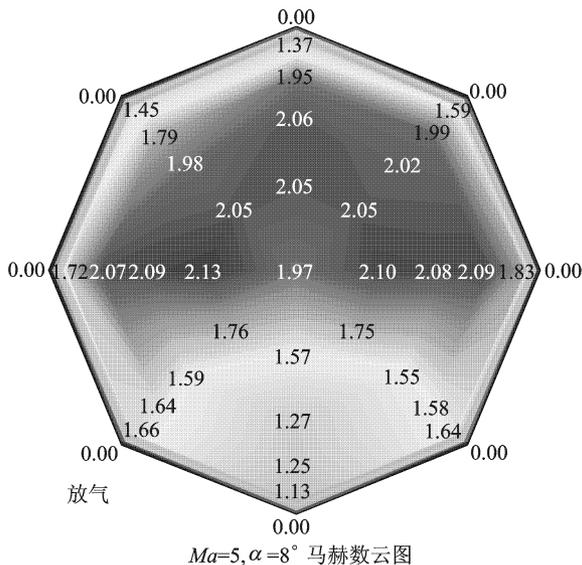


图 14 放气状态隔离段出口马赫数分布

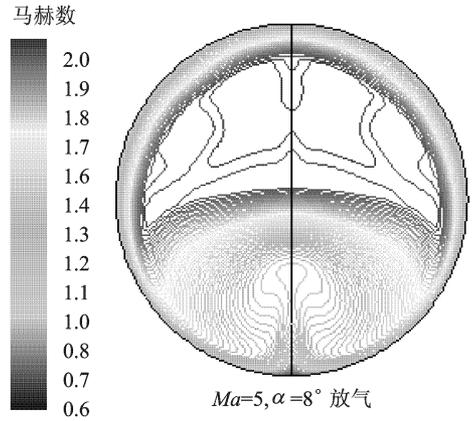


图 15 隔离段出口马赫数分布

3.3 进气道总体性能

表 1 给出了无放气和放气状态的试验和数值模拟得到的进气道总体性能。无放气状态,试验测量的总压恢复明显低于数值结果,流量系数和马赫数也低于数值结果,而增压比明显高于数值结果。流量系数低于数值结果,原因为分离激波溢流所致,正由于顶板分离,导致流通面积减小,进气道实际收缩比增大,从而增压比增大,隔离段出口马赫数偏低,为 1.48 左右。

表 1 进气道的总体性能

状态	流量系数	总压恢复	增压比	Ma_{ex}	
无放气	数值	1.21	0.557	48.5	1.76
	试验	1.11	0.378	54.1	1.48
放气	数值	1.19	0.574	45.1	1.83
	试验	1.21	0.558	44.9	1.84

放气后数值结果和实验结果较接近,并且数值结果表明,放气前后进气道的总体性能变化较小。比较两次试验结果,放气后总压恢复约提高 48%,而此时放气量仅为唇口封闭处截面流量 1.2% 左右(数值结果),同时放气后隔离段出口马赫数提高至 1.84。

4 结 论

本文研究了收缩比为 6.9 的带斜楔前体的矩形转圆形内收缩进气道在马赫 5、正 8° 攻角状态的启动性能。经过数值模拟及试验研究,结果表明:

(1) 无放气状态,该进气道在风洞中不能正常启动,顶板上存在大面积分离,分离激波位于进气道外压段,属于软不启动。此时,总压恢复仅为 0.378,增压比高达 54.1,隔离段出口马赫数约为

1.48。

(2)通过在顶板压缩面上的激波、附面层相互作用区域放气能有效改善进气道的启动性能。启动后进气道总压恢复提高至0.558,增压比为44.9,出口马赫数为1.84。放气量约为唇口封闭截面流量的1.2%。

参考文献:

- [1] Billig F S. SCRAM—a supersonic combustion ramjet missile[R]. AIAA Paper 93-2329, 1993.
- [2] Sun Bo, Zhang Kunyuan, Wang Chengpeng, et al. Investigation on a streamtraced hypersonic busemann inlet[J]. Proc IMechE, Part G: J Aerospace Engineering, 2009,224(G1):57-63.
- [3] Jacobsen L S, Tam Chung-Jen, Behdadnia R, et al. Starting and operation of a streamline-traced busemann inlet at mach 4[R]. AIAA 2006-4508, 2006.
- [4] 孙波,张堃元,王成鹏,等. Busemann 进气道无粘流场数值分析[J]. 推进技术, 2005,126(13):242-247.
Sun Bo, Zhang Kunyuan, Wang Chengpeng, et al. Inviscid CFD analysis of hypersonic Busemann inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005,126(13):242-247.
- [5] 尤延铖,梁德旺,黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究[J]. 推进技术, 2006,27(3):252-256.
You Yancheng, Liang Dewang, Huang Guoping. Investigation of internal waverider-derived hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006,27(3):252-256.
- [6] Xiao Yabin, Yue Lianjie, Gong Peng, et al. Investigation on a truncated streamline-traced hypersonic busemann inlet[R]. AIAA Paper 2008-2634, 2008.
- [7] You Yancheng, Liang Dewang, Guo Rongwei. High enthalpy wind tunnel tests of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet [R]. AIAA 2009-31, 2009.
- [8] Mölder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8):1303-1304.
- [9] 孙波,张堃元,金志光. 流线追踪 Busemann 进气道马赫数 3.85 实验研究[J]. 航空动力学报, 2007,22(3): 396-399.
Sun Bo, Zhang Kunyuan, Jin Zhiguang. Experimental research of Mach 3.85 performance of a streamline traced hypersonic Busemann inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(3):396-399.
- [10] 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.
- [11] 王翼. 高超声速进气道启动问题研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2008.
Wang Yi. Investigation on the starting characteristics of hypersonic inlet [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008.
- [12] Nan Xiangjun, Zhang Kunyuan. Numerical and experimental investigation on hypersonic inward turning inlets with basic flowfield using arc tangent curve law of pressure rise[R]. AIAA 2011-2270, 2011.