

文章编号:1000-8055(2011)03-0518-06

压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计

南向军¹, 张堃元¹, 金志光¹, 孙 波²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京理工大学 机械工程学院 航空宇航系, 南京 210094)

摘 要: 针对高超声速内收缩进气道, 以有旋特征线理论研究了一种型面压升规律可控的新型轴对称基准流场; 结合流线追踪技术, 以等压力梯度为例, 探讨了一种圆形进口的内收缩进气道设计方法, 并对三种不同压升规律的内收缩进气道性能进行了比较. 结果表明, 采用基准流场的内收缩进气道, 能较好地保持基准流场的预定压升规律, 从而拓宽了基准流场的选择范围, 提高了型面设计的灵活性. 针对所研究的三种压升规律, 压力梯度逐渐增大的进气道其压缩效率最高, 等压力梯度次之, 压力梯度逐渐减小的进气道压缩效率最低. 此外, 研究发现, 通过调整压升规律还可改变进气道的内外压分配, 有助于实现此类进气道的宽马赫数范围工作.

关 键 词: 高超声速进气道; 内收缩进气道; 基准流场; 压升规律; 数值仿真

中图分类号: V231

文献标识码: A

Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient

NAN Xiang-jun¹, ZHANG Kun-yuan¹, JIN Zhi-guang¹, SUN Bo²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Department of Aerospace Engineering, School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Axisymmetric basic flowfields with controlled pressure gradient used for hypersonic inward turning inlets were investigated using the rotational method of characteristics. In combination with streamline tracing technique, a circular inward turning inlet with the law of constant pressure gradient was designed and numerically simulated. Results show that the inward turning inlet could maintain the same law of pressure rise as its basic flowfield. Through study of the three laws of wall pressure rise, pressure gradient increase, steadiness and decrease, it's found the inlet with the first law of pressure rise has the maximum compression efficiency, and the inlet with the third law of pressure rise has the lowest compression efficiency. In addition, we can get good internal and external compression assignment by adjusting the law of pressure rise, contributing to make this type of inlet operate well over a large wide range of Mach number.

Key words: hypersonic inlet; inward turning inlet; basic flowfield;
law of pressure rise; numerical simulation

收稿日期: 2010-03-22; 修订日期: 2010-05-28

基金项目: 航空基金联合基金(2008ZB52022)

作者简介: 南向军(1985—), 男, 陕西咸阳人, 博士生, 研究方向为内流气体动力学. E-mail: nanxj12@163.com

高超声速进气道是超燃冲压发动机的关键部件之一。近年来,各类曲面压缩的高超进气道以其较高的性能获得了各国专家学者的高度关注与深入研究。其中,采用流线追踪的各类内收缩进气道就是目前的一大研究热点。

早在上世纪60年代,加拿大的 Mölder 等人^[1]就首先研究了基准 Busemann 进气道和该流场的控制方程(Taylor-Maccoll 方程),指出除了外锥形流和内锥形流外,还有 ICFA(internal conical flow “A”)和 ICFB(internal conical flow “B”)流场满足该方程^[2]。基于他们的先期研究,诸多学者设计出了多种气动构型的 Busemann 进气道^[3-5],并对 Busemann 进气道的起动问题进行了研究^[6-7]。除基准 Busemann 流场外,美国航空航天局(NASA)兰利研究中心的 Smart^[8-9]采用倒置等熵喷管流场为基准流场,设计了矩形转椭圆形 REST(rectangular to elliptical shape transition)进气道。英国牛津大学的 Matthews 等人^[10]利用特征线法得到了等压力和等楔角轴对称基准流场,成功设计出模块化乘波式高超声速进气道。文献[11]以直母线内收缩锥轴对称流场为基准流场,设计了内乘波进气道气动型面。

不同的内收缩进气道其设计方法相似:首先选择性能优良的轴对称基准流场,然后结合流线追踪等技术得到进气道的无黏型面,再对无黏型面进行附面层修正得到最终的气动构型。可见,基准流场对此类进气道的性能至关重要。目前可采用的基准流场主要有 Busemann 流场、倒置等熵喷管流场、等楔角流场及等压力梯度流场等四大类。通过分析这几种流场的压升规律可知,除等压力梯度流场外,其他三种基准流场的压升规律相似,均表现为沿程压力梯度逐渐增大类型,这不利于附面层稳定发展。

课题组在对 Busemann 进气道的长期研究中发现,虽然 Busemann 进气道设计点性能优良,但其起动问题比较突出,型面设计受限太多,难以同时兼顾高低马赫数下的性能。因此,本文另辟蹊径,尝试探索了一种型面压升规律可控的基准流场生成方法,以期获得性能优良、压升规律更为合理的高性能内收缩进气道气动构型。

1 压升规律可控的基准流场设计

1.1 特征线法生成轴对称基准流场

采用有旋特征线法作为计算工具,根据给定壁面压力分布逐点计算壁面的空间坐标并最终得

到壁面型线。对于内收缩轴对称流场,当入射激波直接在对称轴上反射时,由于存在奇异性,正规反射不能稳定存在,必然转化为马赫反射,故于对称轴上加一圆柱中心体,以产生稳定的正规反射^[12]。

轴对称基准流场的设计参数主要包括以下四个:来流马赫数,前缘压缩角,压力分布规律以及中心体半径。本文取以下设计参数为例:来流马赫数 $Ma=6$,前缘压缩角 $\delta=6^\circ$;压力分布规律为 $p=(0.5x^2+2x+1)p_{inlet}$,其中 p_{inlet} 为前缘激波后靠近壁面处压力值;中心体半径为进口半径的 $1/10$ 。进口半径取 0.25 m ,采用特征线程序计算得到了该基准流场的物理型面。如图1,其中曲面1为基准流场物理壁面,曲面2为前缘激波面,曲面3为反射激波面。设计中形成的特征线网格如图2所示,流场结构如图3所示。对特征线法计算的物理壁面,采用商业软件 FLUENT 进行了无黏数值模拟,由无黏模拟得到的壁面压升规律对特征线法进行校核。图4为特征线法(MOC)和计算流体动力学(CFD)两种方法计算得到的壁面压力分布曲线对比图,可见两者吻合。

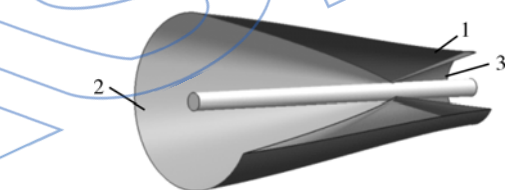


图1 轴对称基准流场物理壁面

Fig. 1 Surface of axisymmetric basic flowfield

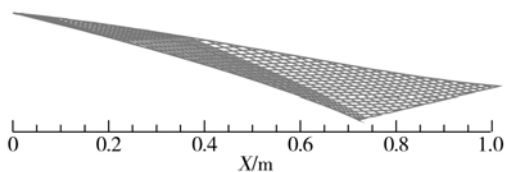


图2 特征线法计算网格

Fig. 2 Mesh of characteristic method

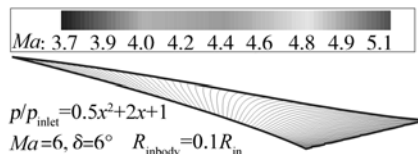


图3 特征线法计算的等马赫线图

Fig. 3 Mach contours of axisymmetric basic flowfield

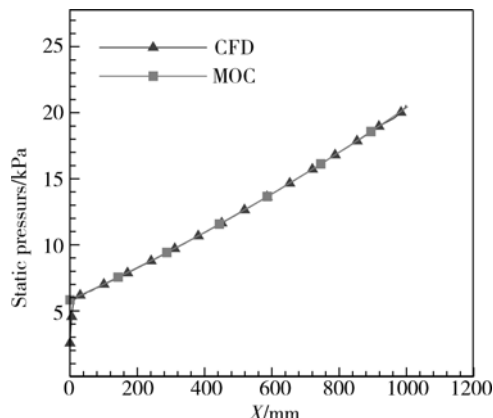


图4 特征线法和CFD计算的沿程压力对比

Fig. 4 Pressure distributions of characteristic method and CFD

1.2 等压力梯度基准流场特性分析

等压力梯度分布规律作为一种典型的压升规律,相比几种传统基准流场的压升规律,肩点附近压力梯度较小,有利于附面层稳定,故本文对该流场进行了初步研究。

选定的基准流场设计参数见表1,设计的基准流场如图5所示,可见其壁面型线为一带拐点的复杂曲线,拐点位置大约在流场中间截面处。拐点以前型面主要对气流压缩,而拐点以后,对气流压缩的同时,逐渐将气流向轴线方向偏转,再经过反射激波偏转后,出口气流已基本与对称轴平行。入射激波在靠近壁面附近近似为直线,而从壁面到对称轴,激波逐渐弯曲。对于这种流场,随着压力梯度值的增大,激波的弯曲程度增大,激波强度增加,波后马赫数降低,这容易导致反射激波脱体,故流场是否存在受到脱体边界的限制。

表1 轴对称流场设计参数

Table 1 Design parameters of axisymmetric flowfield

设计参数	参数值
来流马赫数 Ma	6
前缘压缩角 $\delta/(\circ)$	6
进口半径 R_{in}/m	0.25
压升规律 dp/dx	$2.0 p_{inlet}$
中心体半径 R_{inbody}	$0.1 R_{in}$

图5中标示了该基准流场的5条流线。沿流线的压力分布如图6所示。可见,只有壁面上压力分布严格符合给定压力分布规律——等压力梯度分布,离基准流场壁面越远的流线上压力分布越偏离线性分布,而且离壁面越远的流线上压力梯

度越大,不同流线上压力分布不同是这种轴对称基准流场的重要特征。

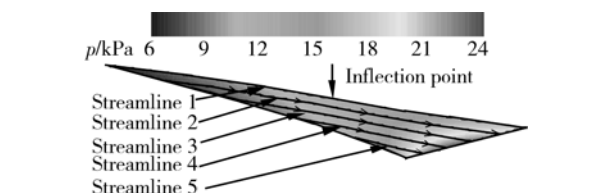


图5 基准流场结构图

Fig. 5 Axisymmetric basic flowfield

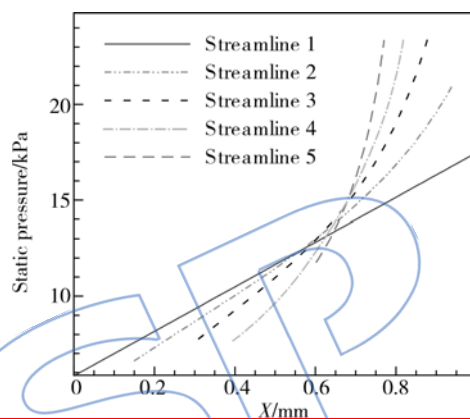


图6 不同流线的压力分布

Fig. 6 Pressure distributions on streamlines

由于第一道激波为弯曲激波,而第二道激波近似为直激波,流过每条流线的气流受压程度不同,最终表现为第二道激波后的气流压力不均匀。于第二道激波后取一直线,该线上的压力分布如图7所示,从对称轴至壁面,气流压力逐渐减小,压力差可达70%。

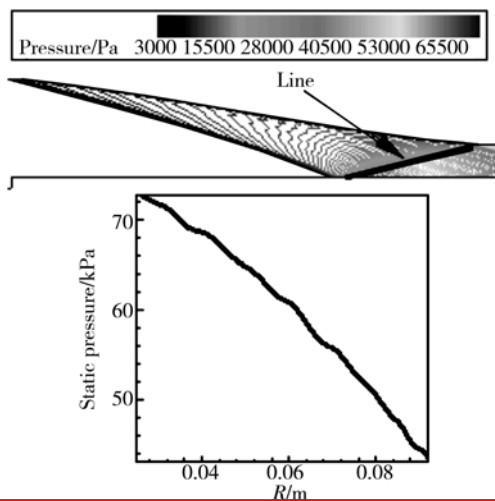


图7 第二道激波后气流压力分布

Fig. 7 Pressure distribution after the second shock wave

2 压升规律可控的内收缩进气道设计

首先选取合适的壁面压升规律及设计参数,由前述方法得到基准流场壁面及流场.选取进口形状,结合流线追踪技术得到进气道无黏型面.再对其进行附面层修正得到最终的气动型面.位移厚度采用文献[13]中的方法计算,沿流线进行黏性修正.本文选取等压力梯度基准流场,设计参数见表1,进口形状取圆形,设计了等压力梯度内收缩进气道型面.记为 Model A.如图8所示.

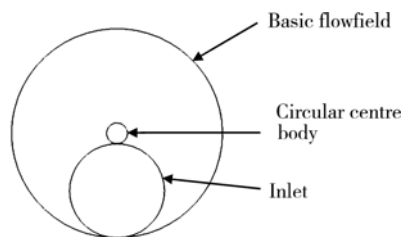


图8 进气道型面设计及型面示意图
Fig. 8 Schematics of inlet design process

该进气道气动构型和圆形进口 Busemann 进气道相似,主要的区别是该进气道出口截面形状由流管形状确定,出口不再是圆形,而类似心形.凹陷的部分是由于基准流场轴线处增加了圆柱中心体,中心体占据了对称轴附近的部分空间,导致进气道靠近对称轴处的型面下陷.这种进气道的总收缩比和内收缩比较基准流场稍大.原因为:等压力梯度基准流场为有旋流场,有旋流场气动参数和长度息息相关,不同半径处的气流参数完全不同,不同半径处的流线不再具有相似性.

3 进气道流场数值仿真

3.1 等压力梯度规律的进气道性能分析

采用商用软件 FLUENT 对 Model A 的无黏型面进行了无黏数值模拟,得到该进气道的流场结构如图9所示,前缘曲激波贴口,流量系数达1.00.反射激波打在肩点.但由于流场有旋,肩点处并没有完全消波,仍有一道很弱的反射激波.该

反射激波在隔离段内多次反射.流场结构和基准流场接近,较好地保留了基准流场的特征.

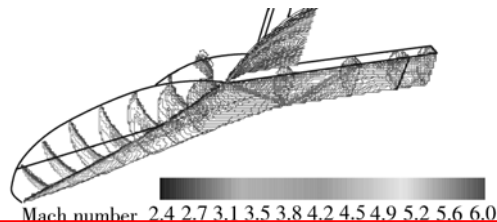


图9 Model A 无黏型面无黏模拟流场结构
Fig. 9 Inviscid simulated flowfield of Model A's inviscid surface

对 Model A 进气道无黏型面进行了附面层修正后,在设计点 $Ma=6$ 进行了黏性数值模拟,图10为设计点 $Ma=6$ 流场结构图,可见,经附面层修正后,前缘激波贴口,流量系数为0.99.在喉道附近,出现了较强的流向涡.由图10可明显看出隔离段出口有较强的涡流区.通过对比无黏和黏性模拟结果,发现壁面的极限流线如图11所示,无黏情况气流没有出现下洗,而黏性情况气流沿壁面下洗,对称面两侧的两股下洗气流在对称面处相遇,卷起对涡,对涡在隔离段内发展至隔离段出口已占出口截面一半左右.

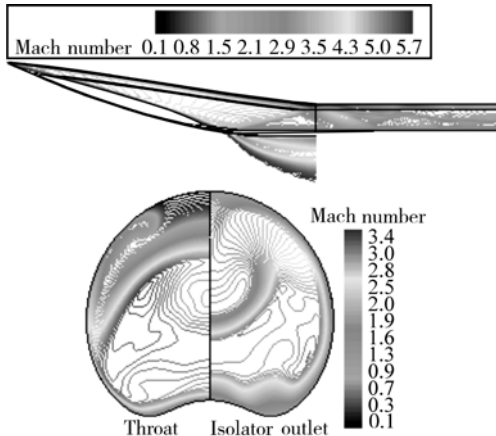


图10 Model A 黏性数值模拟流场结构
Fig. 10 Viscous simulated flowfield of Model A

构成进气道最终型面的型线中,只有对称面和顶板的交线是基准流场的壁面流线.图12为该条流线在基准流场、进气道无黏流场以及黏性流场中的压力分布.可见三种情况下,这条流线上的压力分布均能较好地保持等压力梯度规律.因此,经过流线追踪技术可以较好地保留基准流场的沿程压升规律.

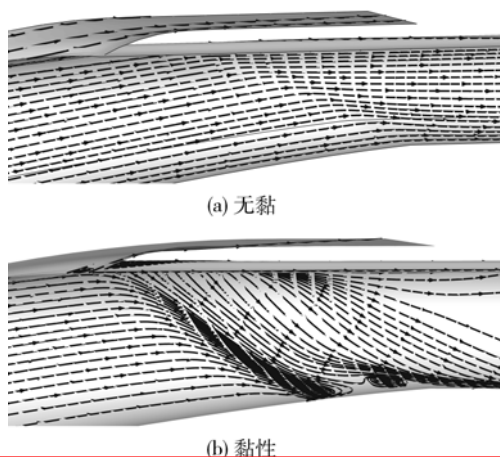
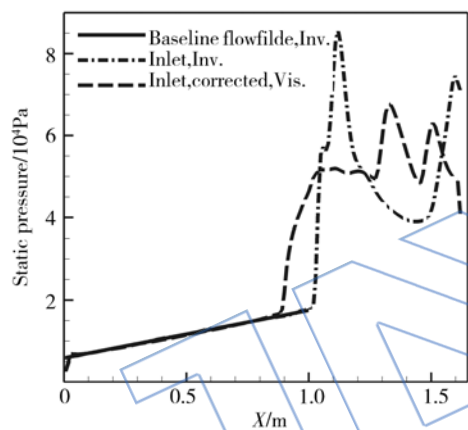


图 11 无黏和黏性模拟壁面极限流线

Fig. 11 Limit streamlines on wall of inviscid and viscous simulation

图 12 进气道顶板 and 对称面交线上的压力分布
Fig. 12 Pressure distribution along the intersecting line of top wall and symmetry plane

3.2 三种压升规律对进气道性能影响

单调的压力梯度变化规律有三种:单调递增,单调递减以及压力梯度为常数.本文给出三种典型的较简单的压力分布规律:轴向压力梯度为定值,线性增加及线性减小.具体数学表达式为

$$p/p_{\text{inlet}} = 0.5x^2 + 2x + 1 \quad (1)$$

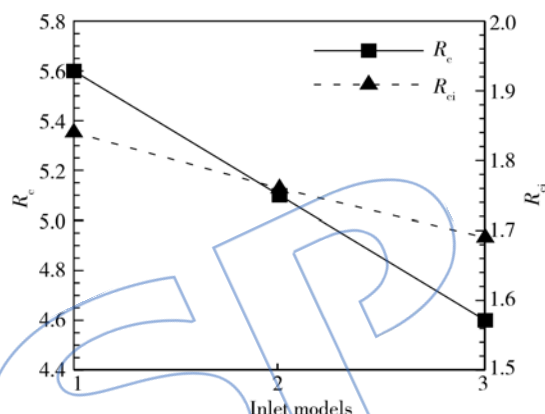
$$p/p_{\text{inlet}} = 2x + 1 \quad (2)$$

$$p/p_{\text{inlet}} = -0.5x^2 + 2x + 1 \quad (3)$$

式(1)压力分布和 Busemann 基准流场压升规律相近.从前缘至喉道,压力梯度逐渐增大.式(2)为等压力梯度分布.相比第一种,后半段压力梯度较小,抗分离能力较强.式(3)为压力梯度逐渐减小的分布规律.相比前两种,由于后半段压力梯度逐渐减小,抗分离能力最强.

采用以上三种压升规律设计了三个进气道气

动构型,分别记为 Model 1, Model 2 (同 Model A), Model 3, 进行了黏性数值模拟.研究发现, Model 1 的总收缩比 R_c 和内收缩比 R_{ci} 均最大, Model 2 的总收缩比和内收缩比较小, Model 3 的总收缩比和内收缩比均最小(图 13). 因此,控制基准流场的压升规律可以有效改变进气道的总收缩比及内收缩比,也即调整进气道的总压缩量和内压缩量.通过减小基准流场后半段的压力梯度可以减小进气道的内压缩量,这为设计定几何宽马赫数高超内收缩进气道提供了依据.

图 13 总收缩比及内收缩比随压升规律的变化
Fig. 13 Variation of R_c and R_{ci} with laws of pressure rise

数值模拟表明,这三种压升规律对进气道设计点的流场结构影响较小.前缘激波均贴口,流量系数均达 0.99.在肩点附近由于激波、附面层相互作用导致部分分离.喉道截面后,由于气流压力不均匀,高压气流下洗,与对称面碰撞产生对涡.三个模型的增压比和总压恢复如图 14 所示, Model 1 的沿程压力梯度一直增大,对气流的压缩量最大,故增压比最高.由于压力梯度大,进气道前缘激波更加弯曲,激波强度更强,激波损失最大,总压恢复最低. Model 2 的沿程压力梯度保持不变,低于 Model 1,故其增压比低于 Model 1,总压恢复高于 Model 1. Model 3 的沿程压力梯度逐渐减小,前缘激波最弱,故压缩量最小,增压比最小,总压恢复最高.由于三个模型的压缩量不同,难以用总压恢复来衡量压缩效率,故引入参数: $(1-\sigma)/\pi$ 来衡量三个进气道单位压比的总压损失,该参数为进气道产生单位增压比所造成的总压损失.单位增压比的总压损失越小,则进气道的压缩效率越高.如图 15 所示,单位压比 Model 1 的损失最小,故 Model 1 有最高的压缩效率, Model 2 压缩效率低于 Model 1, Model 3 压缩效

率最低。

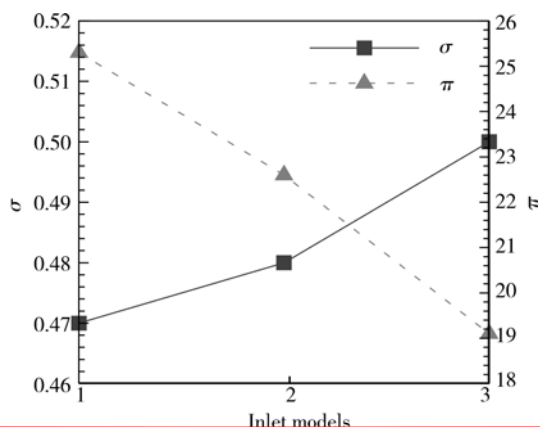


图14 总压恢复及增压比随压升规律的变化

Fig. 14 Variation of total pressure recovery and static pressure ratio with laws of pressure rise

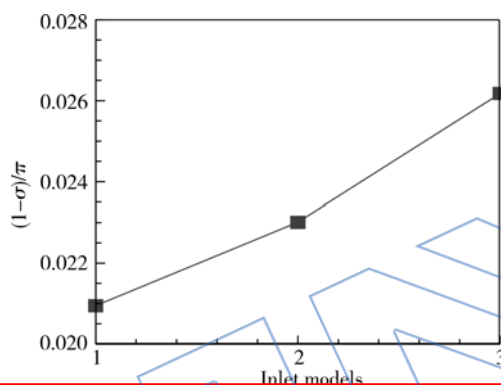


图15 三个模型的单位压比总压损失比较

Fig. 15 Variation of $(1-\sigma)/\pi$ with laws of pressure rise

4 结论

本文采用有旋特征线理论,研究了根据壁面给定压力分布规律生成轴对称基准流场的方法。基于新的基准流场,设计了沿程压升规律可控的内收缩进气道,并对其性能进行了研究,得到以下主要结论:

- 1) 等压力梯度轴对称基准流场为有旋流场。与无旋流场不同的是,该流场中离对称轴不同距离的流线上的压升规律不同,流线也没有相似性。
- 2) 进气道壁面沿程压力分布和基准流场基本相同,可以通过改善基准流场的沿程压升规律来改善最终进气道的沿程压升规律。
- 3) 通过调节壁面压升规律可以控制进气道的总收缩比及内收缩比,减小基准流场后半段的

压力梯度可以减小进气道的内收缩比,这为设计定几何宽马赫数高超声速内收缩进气道提供一种可能的方法。

4) 采用压力梯度逐渐增大的压升规律可使进气道压缩效率最高,采用等压力梯度规律的进气道压缩效率次之,压力梯度逐渐减小的进气道压缩效率最低。

参考文献:

- [1] Mölder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [2] Mölder S. Internal, axisymmetric, conical flow [J]. AIAA Journal, 1967, 5(7): 1252-1255.
- [3] Billig F S. SCRAM—A supersonic combustion ramjet missile [R]. AIAA Paper 93-2329, 1993.
- [4] Sun B, Zhang K Y, Wang C P, et al. Investigation on a streamtraced hypersonic busemann inlet [J]. Aerospace Engineering, 2009, 224(1): 57-63.
- [5] Jacobsen L S, Tam C J, Behadnia R, et al. Starting and operation of a streamline-traced busemann inlet at Mach 4 [R]. AIAA 2006-4508, 2006.
- [6] 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): 128-131. 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, 2006, 22(3): 128-131. (in Chinese)
- [7] Mölder S, Timofeev E V, Tahir R B. Flow starting in high compression hypersonic air inlets by mass spillage [R]. AIAA 2004-4130, 2004.
- [8] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition [R]. AIAA 98-0960, 1998.
- [9] Smart M K. Experimental testing of a hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition [R]. AIAA 99-0085, 1999.
- [10] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake [R]. AIAA 2005-3379, 2005.
- [11] You Y C, Liang D W, Guo R W. High enthalpy wind tunnel tests of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet [R]. AIAA Paper 2009-31, 2009.
- [12] Hornung H G. Oblique shock reflection from an axis of symmetry [J]. Fluid Mech., 2001, 409(1): 1-12.
- [13] Travis W D, Ioannis N, Graham V C. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization [R]. AIAA 2006-297, 2006.