

文章编号: 1000-8055(2007)10-2166-06

喷流反压模拟技术及在高超声速进气道实验中的应用

孙 姝, 张红英, 程克明, 伍贻兆

(南京航空航天大学 高超气动研究中心 (HARC), 南京 210016)

摘 要: 为研究高超声速进气道的反压特性以及不起动/再起动机特性, 提出了一种凹腔喷流反压模拟技术, 在实验过程中通过控制阀门的开度可方便地且迅速地调节进气道的出口反压. 利用该技术, 还对一种马赫数为 7 级的轴对称高超声速的反压特性及不起动/再起动机特性进行了研究, 展示了该技术的实用性. 结果表明: (1) 所提出的凹腔喷流技术可在进气道下游形成较为均匀的、可控的背压环境, 因此可用于进气道的反压特性研究; (2) 适当调节凹腔的喷流总压, 并在实验中实时控制阀门的开度, 凹腔喷流技术能够在较短的风洞实验时间内(约 8 s)实现进气道起动、不起动、再起动机流态之间的切换, 因此可用于进气道的不起动/再起动机特性研究.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 喷流反压模拟; 高超声速; 进气道; 风洞实验

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Back pressure simulation by cavity injection and its application in hypersonic inlet experiment

SUN Shu, ZHANG Hongying, CHENG Keming, WU Yizhao

(Hypersonic Aerodynamics Research Center,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A kind of back pressure simulation technology by cavity injection is brought forward to improve wind tunnel test capability for hypersonic inlets. During wind tunnel test process, the back pressure of inlet can be adjusted rapidly by regulating the valve of injection pipe. Utilizing this specific simulation technology, the performance at different back pressures and the unstarting/restarting characteristics of an axisymmetric inlet are investigated. The design Mach number of the inlet is 7.0. Results indicate: (1) The newly developed simulation technology can form fairly average and easily controllable back pressure downstream the inlet, so it can be used to investigate the back pressure characteristics of hypersonic inlets. (2) By regulating the valve of injection pipe, the simulation technology can realize the switch of hypersonic inlet started state and unstarted state in about 8 milliseconds, so it is suitable to investigate the starting/unstarting/restarting problem of hypersonic inlets.

Key words: aerospace propulsion system; back pressure simulation by cavity injection; hypersonic; inlet; wind tunnel test

收稿日期: 200705217; 修订日期: 200708210

基金项目: 中国博士后基金(0601042B); 江苏省博士后基金(20060400935); 国防科工委基础预研项目(A2520060219)

作者简介: 孙姝(1972), 女, 安徽芜湖人, 博士后, 主要从事内外流空气动力学及飞行器一体化设计、数值仿真及实验研究.

作为超燃冲压发动机的主要部件之一,高超声速进气道的设计、仿真及实验受到了广泛的重视^[12]12].就高超声速进气道的工作性能及运行能力来说,反压特性以及不起动/再起特性是其非常重要的两个方面.目前,关于进气道的反压特性已有较多的实验研究,一般是通过机械调节改变进气道下游喉道的大小而获得不同的进气道出口反压^[1,6,9].而在起动/再起特性方面,由于依靠机械调节的实验难度较大,且一般所需的风洞工作时间较长,故鲜见有文献报道.

为此,本文提出了一种凹腔喷流反压模拟技术,在实验过程中可通过改变阀门的开度方便地且迅速地调节进气道的出口反压,并使得进气道的起动/再起过程的模拟变得相对简单.利用该技术,本文对一种马赫数为 7 级的轴对称高超声速的反压特性及起动/再起特性进行了研究,展示了该技术的实用性.

1 实验模型及研究方法

1.1 实验模型

选择一种高超声速轴对称进气道进行了实验研究.所采用的实验模型还简单模拟了燃烧室及尾喷管流道.图 1 给出了所研究的实验模型的结构简图.模型总长为 453 mm,最大直径为 130 mm,采用

尾部支撑方式,可分车次进行测力或测压实验.进气道的设计马赫数即进口波系封口马赫数为 7.0,其外唇罩前缘到前锥体顶点的距离为 237 mm,一级、二级和三级外压缩角(即锥体各级压缩面的折角)分别为 9°, 12°, 17°.进气道的喉道高度 H_0 为 7 mm,其后的等截面隔离段长 $4H_0$.燃烧室主要由等直段、1b 扩张的膨胀段和凹腔等部件组成,为简化起见暂未考虑燃料喷射支板的影响.喷管内膨胀段与水平轴线的夹角为 17°.此外,出于结构安装的需要,在内流道中还布置了两排共 8 个的支撑,其导致的内流道最大堵塞比为 5.0%.

另外,在燃烧室凹腔的底部布置了 2 个直径为 4 mm 的喷嘴(沿周向的分布位置分别为 0°和 180°),通过注入二次流来实现凹腔附近的流道壅塞,以模拟燃烧导致的压强升高对全流道流态及飞行器气动力的影响.图 2 给出了实验模型在风洞中的照片.

为了监视通道内的流态建立情况,在模型唇罩的下壁面上设置了 21 个静压测点(其布置情况如图 1),其位置与二次流注入孔沿周向错开了 16°.为便于在下文中进行结果描述,定义了如下特征点: O- 飞行器前体最前点, A- 内流道进口, B- 内流道隔离段进口, C- 凹腔的前缘点, D- 凹腔的后缘点, E- 喷管内膨胀段进口(图 1).

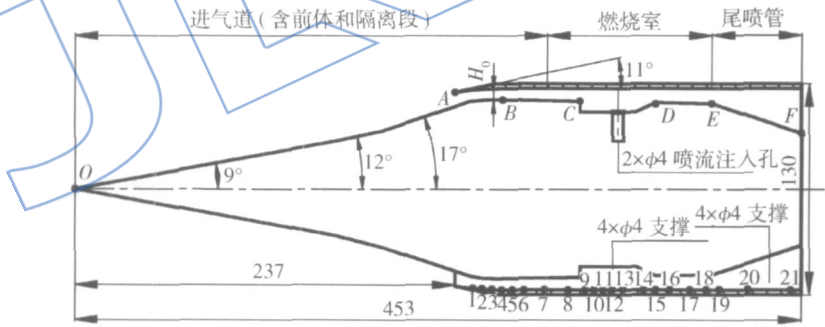


图 1 轴对称内流道示意图 (单位: mm)

Fig. 1 Sketch of the experimental model (Unit: mm)

1.2 实验方法及条件

本文的全部实验工作是在南京航空航天大学的高超声速风洞(NHW)上完成的. NHW 为一座下吹- 真空抽吸暂冲式高马赫数风洞, 主要由洞体部分、高压气源、真空系统、测试系统和控制系统组成. 实验段喷管的出口直径为 0.5 m, 名义实验马赫数范围为 5.0~ 8.0, 模拟飞行高度为 27~ 59 km, 有效实验时间大于 10s. 在本文的研究中, 实验参数的变化范围为: 来流马赫数为 7.0, 来流

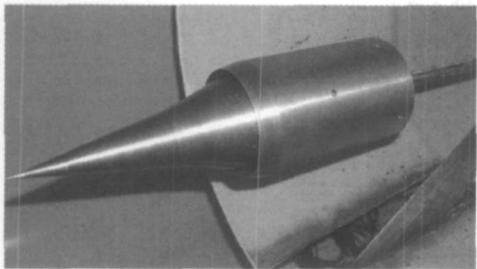


图 2 实验模型在风洞中的照片

Fig. 2 Photograph of the experimental model

总压为 500~ 2 000 kPa.

1.3 数值方法

数值模拟在本文中被用来获取更多的流场细节, 以对实验结果进行解释及必要的补充. 采用有限体积法对雷诺平均后的三维 N2S 方程进行离散并求解. 其中, 无粘对流通量项采用基于 MUSCL 插值的 Roe 格式进行裂解, 粘性通量项采用二阶中心差分格式进行离散. 时间推进使用了 LU2SGS 隐式方法. 湍流模型选用了可实现的 k2E 模型, 并在近壁区使用了壁面函数法进行处理.

所用到的边界条件类型有: 压力远场边界、压力出口边界、对称边界以及等温固壁边界等. 各边界条件参数依据实验状态给定.

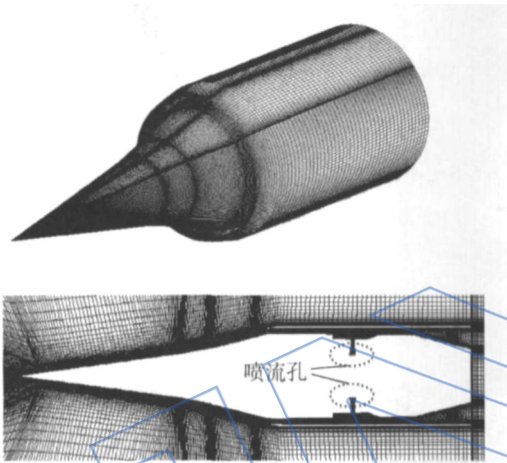


图 3 模型固壁表面和对称面的网格分布
Fig. 3 Grids of the wall and symmetry plane

为了尽可能缩小远场边界条件对研究对象周围流动的影响, 选取了较大的圆柱形计算域, 其直径为 500 mm, 长为 1 000 mm. 整个计算域被分成 47 个子区域分别进行网格生成, 并采用以六面体为主的单元类型进行填充, 各个子区域相互对接构成复杂的流场空间. 图 3 给出了该飞行器固壁表面和对称面的网格分布情况, 可以看出, 在内流道以及壁面附近等流动参数梯度较大的区域, 网格单元均布置的较为细密. 最终的网格单元总数约为 200 万.

2 结果分析

结合风洞实验和数值模拟技术, 对凹腔喷流所形成的背压环境、凹腔喷流所形成的隔离段特性以及凹腔喷流导致的起动/ 不起动/ 再起动的流态特征影响等问题进行了研究.

2.1 凹腔喷流所形成的背压环境

图 4 给出了有/ 无喷流时内流道的唇罩壁面静压分布. 图中静压测点所在截面与喷流孔轴线所在基准面成 166 夹角. 可以看出, 与无喷流状态相比, 二次流的注入显著提高了凹腔前后的唇罩壁面压强. 此外, 无论从静压曲线的趋势还是从数值来讲, 数值仿真结果均与实验数据符合较好, 因此所采用的数值方法可以作为进一步分析的有力工具.

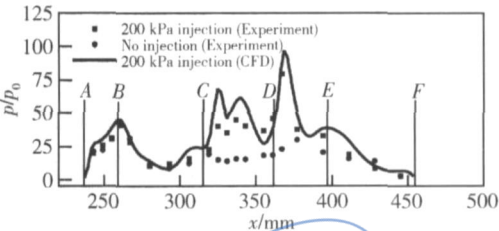


图 4 有/ 无喷流时唇罩壁面静压分布
Fig. 4 Static pressure distributions of the cowl with and without injection

借助仿真结果, 可对喷流导致高压的周向分布特性进行进一步的分析. 图 5 所示为不同周向位置的唇罩壁面静压分布, 图 6 则给出了唇罩壁面的静压分布云图. 结合两图可以看出, 由于喷流在唇罩壁面附近急速滞止, 导致了一极为显著的局部高压区, 当喷流总压为 200 kPa 时其静压值可达自由流的 200 倍以上. 值得注意的是, 在该区域以外(即周向位置约 166 以外) 的唇罩壁面静压较未喷流时也有较大上升, 且沿周向分布较为均匀, 无显著变化. 这表明, 即使只使用 2 个注射孔, 凹腔喷流仍能够在进气道出口形成周向分布较为均匀的高反压条件.

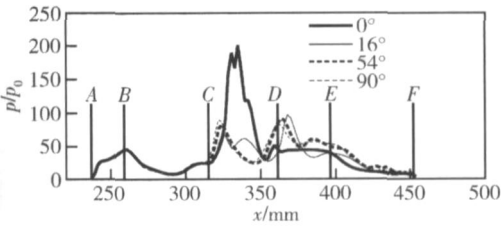


图 5 不同周向位置的唇罩壁面静压分布
(仿真结果, 喷流总压为 200 kPa)

Fig. 5 Static pressure distributions of the cowl along the circular direction at the back pressure of 200 kPa (CFD results)

图 7 给出了各个等周向位置(过弹体轴线)剖面上的马赫数分布图谱. 可以看出, 在喷流孔的对

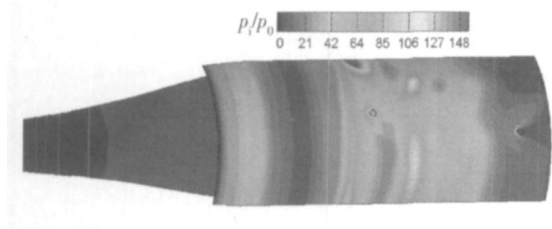


图 6 唇罩壁面的静压分布图谱
(仿真结果, 喷流总压为 200 kPa)

Fig. 6 Contour plot of static pressure distributions of the cowl at back pressure of 200 kPa

称面上, 流动极为复杂. 次流从喷流孔射出后, 在凹腔的低速流区中继续膨胀, 而后与凹腔外的高速主流发生强烈干扰, 并在唇罩壁面附近形成冲击射流, 因而喷流被急剧地减速并增压. 对于喷流孔以外的各周向剖面而言, 内流道的流动结构相似: 喷流形成的局部高压通过凹腔中的低速区沿周向传播, 并通过凹腔的剪切层向隔离段内逆流传播, 使得凹腔剪切层的前端被显著挑起, 形成了一系列的斜激波串. 而且在不同的周向位置, 该激波串的轴向停留位置非常接近.

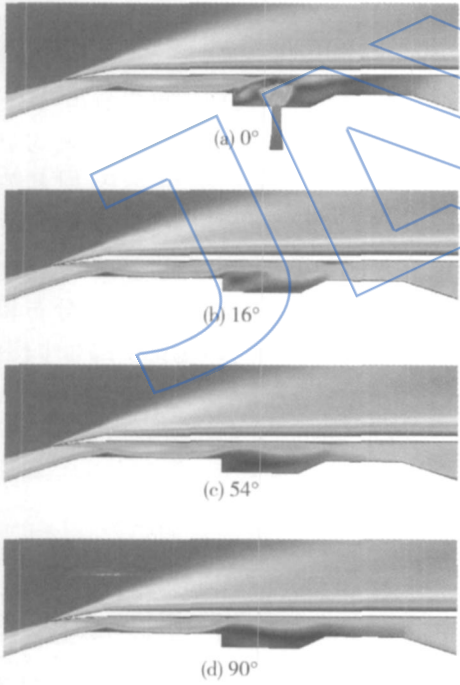


图 7 不同剖面的马赫数分布图谱
(喷流总压为 200 kPa)

Fig. 7 Contour plots of Mach number distributions at different planes along circular direction

通过以上分析, 不难发现本文所采用的高压喷流技术可以在凹腔附近形成均匀的高压环境. 在一定程度上可以代替燃烧室燃烧所形成的高压

环境或进气道的塞锥, 以研究进气道/隔离段的反压特性以及进气道的不起动/再起启动特性的等.

2.2 利用凹腔喷流研究进气道的反压特性

通过调节阀门的开度控制注入的次流流量, 改变凹腔下游的堵塞度, 即可在进气道的下游形成连续可调的背压, 获得进气道的反压特性. 图 8 对比了仿真获得的不同喷流总压下模型全流道唇罩壁面的静压分布. 不难发现, 随着喷流总压的提高, 燃烧室的模拟高压不断上升, 唇罩壁面静压受扰动的最前点位置(即激波串的前缘)不断前移.

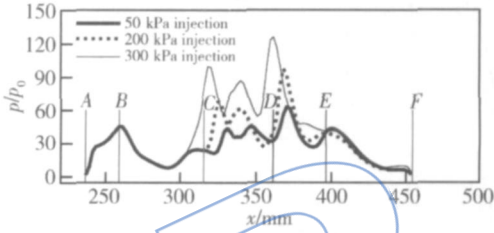


图 8 不同喷流反压下沿程静压曲线的变化规律
(周向位置 16°)

Fig. 8 Static pressure distributions of different back pressure at the plane with circular angle of 16°

图 9 给出了不同喷流总压下全流道对称面(周向角度均为 0°)的马赫数分布图谱. 从该图可以看出, 当喷流总压为 50 kPa 时, 凹腔上方的自由剪切层外凸, 导致了诱导激波的发生, 该诱导激波使得压力升高并通过边界层向上游传递. 当喷流继续增高达到 300 kPa 时, 较高的喷流压力使得喷口所在截面的流动通道完全堵塞, 当地反压进一步增高, 推动管内斜激波串继续前移, 同时壁面静压受扰动的最前点也不断前移.

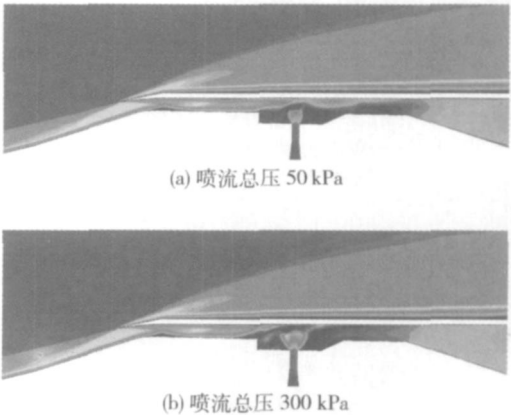


图 9 不同喷流反压下对称面的马赫数分布图谱

Fig. 9 Contour plots of Mach number distributions at back pressure of 50 kPa and 300 kPa

2.3 利用凹腔喷流研究进气道的不起动/再起
动特性

利用凹腔喷流技术, 本文还对该进气道的不起动/再起
动特性^[13]进行了初步的研究. 具体实现过程如下: 风洞流场建立 y 进气道起
动 y 凹腔喷流总压调至 500 kPa, 阀门全开 y 进气道不起
动 y 凹腔喷流阀门全关 y 进气道再起
动. 初步研究结果表明, 对于所研究的进气道而言, 凹腔喷流
技术能够在较短的风洞实验时间内(约 8 s)实现
进气道起动、不起动、再起
动流态之间的切换. 图 10 给出了三种状态下进气道前体波系的纹影照片. 该图表明, 当喷流所形成的背压环境超过进气道的反压承受极限时, 可使进气道迅速从起动状态转入不起
动状态. 此时, 该轴对称进气道进口前存在显著的分
离包和诱导激波, 且与二元进气道的不起
动状态相比^[13,14], 其分离包较厚较长, 将进气道进口完全堵塞, 并一直延伸到了一级压缩锥面. 另外, 与二元进气道相比, 该轴对称进气道不起
动状态下的非定常流特征较弱, 仅表现出了小

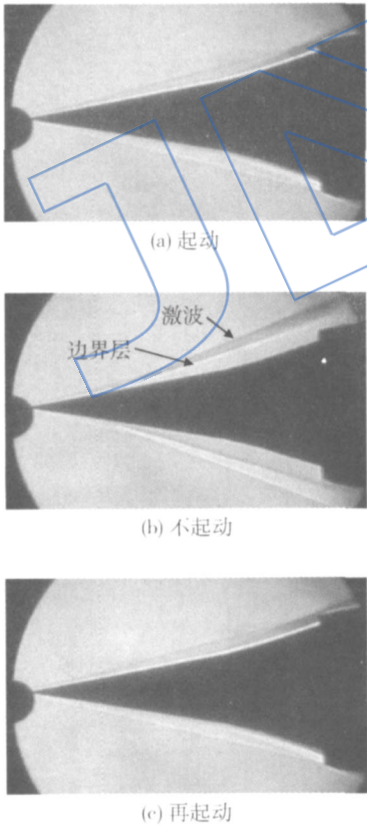


图 10 不同时刻进口波系纹影照片
Fig. 10 Schlieren photograph of the shock system at the entrance of the inlet while the inlet is at started state, unstarted state and restarted state

幅的波系振荡. 而当凹腔喷流阀门关死后, 进气道进口前的分离包又迅速被吸入进气道内, 进气道的起动流态得以重新建立, 这表明所研究的进气道具有再起
动能力.

图 11 给出了当进气道处于起动、不起
动、再起
动三种状态时, 轴对称内流道唇罩壁面的沿程时均静压分布. 由该图可以发现, 进气道起动与再起
动状态的沿程静压分布趋势一致, 数据接近, 而喷流不起
动时的内流道唇罩壁面静压数值则整体偏低, 仅凹腔区域存在一压力峰值, 其值约有 34 倍自由流的压比. 这是因为, 当进气道处于喷流不起
动时, 进气道进口完全堵塞, 内流道出现了大面积的低速回流区, 流道的增压仅依靠一级锥以及分离包导致的诱导激波完成, 因此内流道整体静压数值较低. 而凹腔附近压力峰值的出现则是由于高压喷流的影响造成的.

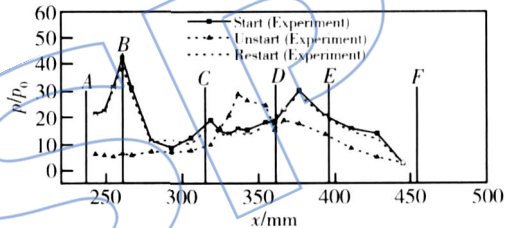


图 11 进气道起动、喷流不起
动、再起
动状态下的沿程时均静压对比(周向截面 16)

Fig. 11 Static pressure distributions of the cowl while inlet is at started state, jet caused unstarted state and restarted state

3 结 论

提出了一种凹腔喷流实验技术, 并在轴对称高超声速进气道的风洞实验中进行了实践, 得到了如下主要结论:

- (1) 所提出的凹腔喷流技术可在进气道下游形成较为均匀的、可控的背压环境, 因此可用于进气道的反压特性研究;
- (2) 适当调节凹腔的喷流总压, 并在实验中实时控制阀门的开度, 凹腔喷流技术能够在较短的风洞实验时间内(约 8 s)实现进气道起动、不起
动、再起
动流态之间的切换, 因此可用于进气道的不起
动/再起
动特性研究;
- (3) 所研究的高超声速轴对称进气道在喷流不起
动后, 若关闭高压喷流能够重新起动, 因而具有再起
动能力;
- (4) 与二元进气道相比, 所研究的轴对称进

气道不起动状态下的流动特征有明显不同,进口分离包偏厚偏长,且非定常流特征较弱.

参考文献:

[1] William H, Davis P. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. AIAA Education Series, USA: AIAA Inc, 1994.

[2] Bachchan N, Hillier R. Hypersonic inlet flow analysis at of2design conditions[R]. AIAA, 200425380.

[3] Carroll B F, Dutton J C. Characteristics of multiple shock wave/ turbulent boundary2layer interactions in rectangular ducts [J]. Journal of Propulsion Power, 1990, 6(2): 182 193.

[4] Zanchetta M, Cain T. An axismmetric internal compres2 sion inlet[R]. AIAA, 1992 7957.

[5] Hsia Y C. Full Navie2Stokes analysis of an axisymmetric scramjet inlet[J]. AIAA Journal of Propulsion and Pow2 er, 1993, 9(4): 822 833.

[6] Smart M K. Design of three2dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3): 4082416.

[7] Holland S D. Internal aerodynamics of a generic three2d2 mensional scramjet inlet at Mach 10[R]. AIAA 9245520.

[8] 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): 252256.

YOU Yancheng, LANG Dewang, HUANG Guoping. In2 vestigation of internal waveride2derived hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 252 256.

[9] 谭慧俊, 郭荣伟. 亚、超燃混合模块发动机亚燃模块进气道的M6级高焓风洞实验研究[J]. 航空学报, 2007, 28 (4): 7832790.

TAN Huijun, GUO Rongwei. Wind tunnel tests of hyper2 sonic inlets for ramjet modules of ramje2scramjet com2 bined engine[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 782 790.

[10] 谭慧俊, 郭荣伟. 二维弯曲等截面管道中的激波串特性研究[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1032 1045.

TAN Huijun, GUO Rongwei. Characteristics of shock train in two dimensional bends with constant area[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2007, 28(4), : 1032 1045.

[11] 范晓楠, 李桦, 李晓宇, 等. 高超声速二维进气道参数化设计方法初探[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 62 71.

FAN Xiaoqiang, LI Hua, LI Xiaoyu, et al. Preliminary in2 vestigation on parametric design method of the two2dimer2 sional hypersonic inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 62 71.

[12] 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 基于遗传算法和空间推进方法的高超声速进气道优化设计研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(5): 1012 1015.

CHENG Bing, XU Xu, CAI Guobiao. Optimization de2 sign of hypersonic inlets using genetic algorithm based on a parabolized Navie2Stokes flow solver[J], Journal of A2 tronautics, 2006, 27(5): 1012 1015.

[13] TAN H J, GUO R W. Experimental study of the unstabl2e unstarted condition of a hypersonic inlet at Mach 6[J]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(4): 782 788.

[14] SUN Shu, ZHANG Hongying. The full flowpath analysis of a hypersonic vehicle[J]. Chinese Journal of Aeronan2 tics, 2007, 20(5): 3852393.