

文章编号:1000-8055(2013)05-1101-06

抽吸对高超侧压进气道自起动性能的影响

赵一龙, 范晓樯, 王 翼, 王振国

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

摘 要: 针对某型高超侧压进气道设计了纵向槽、横向槽和圆孔等 4 种抽吸方案, 对各方案的进气道流场进行了数值模拟。结果表明: 抽吸可以显著提升进气道的自起动性能, 且对进气道不起动流场的分离区进行抽吸的效果最佳。文中最优方案将进气道的自起动马赫数由 4.6 降至 3.7。对进气道进行了马赫数为 4 条件下变攻角的风洞试验, 验证了抽吸对提升进气道自起动性能的有效性。

关 键 词: 高超侧压进气道; 自起动; 抽吸; 数值仿真; 风洞试验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of bleeding on self-starting characteristics of side-compression hypersonic inlet

ZHAO Yi-long, FAN Xiao-qiang, WANG Yi, WANG Zhen-guo

(Science and Technology on Scramjet Laboratory,

College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Various bleeding cases with slots and holes were designed for a side-compression hypersonic inlet, and the numerical simulation was conducted. The results show that the self-starting characteristics of the inlet can be significantly improved, and bleeding in the separation zone of the inlet has the best effects. The self-starting Mach number of the inlet was reduced from 4.6 to 3.7 in the research. The inlets with different attack angles were tested in the wind tunnel at the flow condition of Mach 4. The experimental results confirmed the bleeding effects on the improvement of the self-starting characteristics of the inlet.

Key words: side-compression hypersonic inlet; self-start; bleeding; numerical simulation; wind tunnel test

高超侧压进气道是一种各压缩面为近似平面, 具有一定三维压缩特征的进气道形式, 具有以下优点: ①同时利用前体楔面和侧板对来流进行纵向和横向压缩, 有效降低了纵向平面内的压缩角和唇口激波的强度, 从而大幅降低唇口激波与边界层的相互干扰; ②前伸的侧板与后退的唇口间形成的溢流窗口能够使进气道在低马赫数下实

现自动溢流^[1], 有利于进气道起动, 是一种宽范围固定几何进气道; ③进气道的压缩面为近似或纯平面, 加工相对简单。在很长一段时间内, 针对高超侧压进气道的研究比较深入和广泛, 并取得了较大进展^[2-8]。

在当前的工程应用中, 为进一步拓宽超燃冲压发动机的工作范围, 要求进气道的工作范围较

收稿日期: 2012-05-22

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1101_019.html

基金项目: 国家自然科学基金(10802096)

作者简介: 赵一龙(1986—), 男, 山东五莲人, 博士生, 研究领域为高超声速推进技术。

宽,高超侧压进气道也同样面临着如何降低自启动马赫数、提升自启动性能的问题.对于固定几何进气道方案,降低进气道自启动马赫数的方法主要有两种:型面优化和流动控制.显然,在进气道方案已经确定的前提下,流动控制是提升进气道自启动性能行之有效的方法.

抽吸是高超声速进气道流动控制中一种行之有效的方法^[9-12],本文针对某型高超侧压进气道,开展了通过抽吸的方式来提升进气道自启动性能的研究.针对进气道的构型特点设计了 4 种抽吸方案,对各方方案进气道的自启动性能进行了数值

模拟,并进行了 $Ma=4$ 条件下的风洞试验,结合仿真和试验的方法研究了抽吸对进气道自启动性能的影响.

1 进气道构型及抽吸方案设计

1.1 进气道构型

本文所研究的原型进气道构型如图 1 所示,该进气道底板采用三级楔角压缩,总压缩角为 14° ,侧板采用前掠构型.进气道的总收缩比为 6.0,内收缩比(唇口横截面与出口横截面面积之比)为 1.45,侧向收缩比为 1.67,图中 $H=99\text{ mm}$.

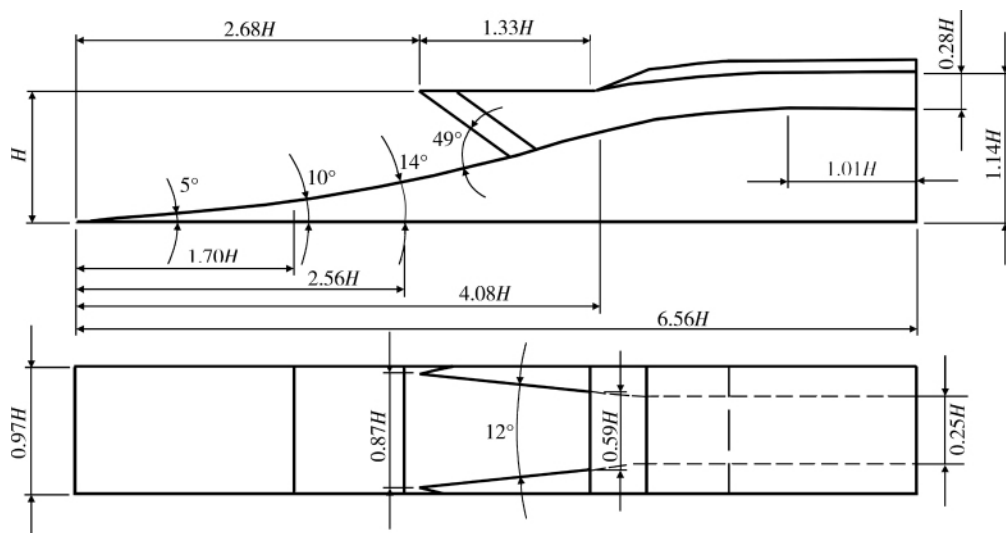
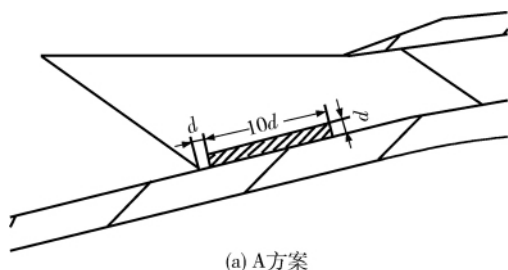


图 1 原型进气道构型图

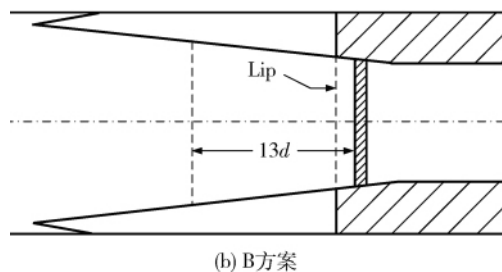
Fig. 1 Schematic of basic inlet

1.2 抽吸方案设计

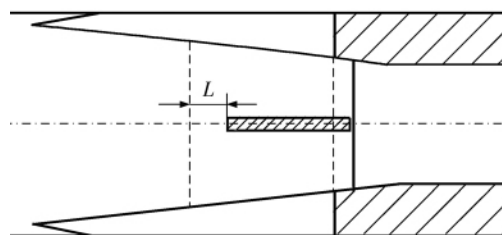
针对进气道的构型特点,设计了 4 种抽吸方案.前 3 种方案为槽抽吸,槽的尺寸相同,第 4 种为均匀分布的圆孔抽吸,孔的面积之和与槽的面积相等.抽吸槽(孔)的背压为环境大气压力,各方方案如图 2 所示(图中 $d=5.5\text{ mm}$, $R=1.75\text{ mm}$,方案 C 根据抽吸槽纵向位置的不同分成 C-1, C-2 和 C-3 共 3 个子方案).



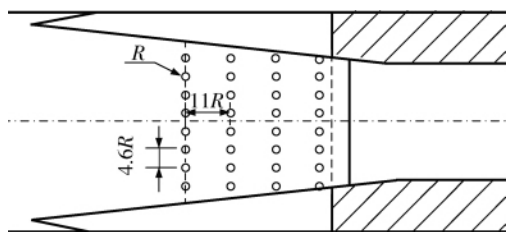
(a) A 方案



(b) B 方案



(c) C 方案(C-1: $L=0$; C-2: $L=3d$; C-3: $L=6d$)



(d) D方案

图2 进气道抽吸方案示意图

Fig. 2 Schematics of bleeding cases

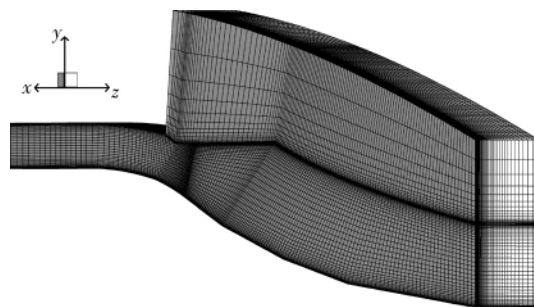


图3 进气道流场计算域网格

Fig. 3 Mesh of inlet flow field computational zone

2 数值模拟

2.1 数值模拟方法

本文数值模拟采用有限体积法离散理想气体可压缩 Navier-Stokes (N-S) 方程, 使用三维定常隐式求解器求解, 流动方程的无黏项采用 2 阶 Roe 格式离散, 黏性项采用 2 阶中心差分格式离散, 气体黏性采用 Sutherland 公式计算, 比热比为 1.38, 湍流模拟采用 $k-\omega$ shear stress transport (SST) 两方程模型. 由于进气道流场左右对称, 所以只对其单侧流场进行模拟. 采用结构化网格划分整个流场区域, 网格量为 363 400, 网格向壁面加密, 第 1 层网格距离壁面的高度为 0.1 mm, 整个计算域的网格如图 3 所示, 不同抽吸方案进气道的网格在原型进气道网格的基础上稍作修改.

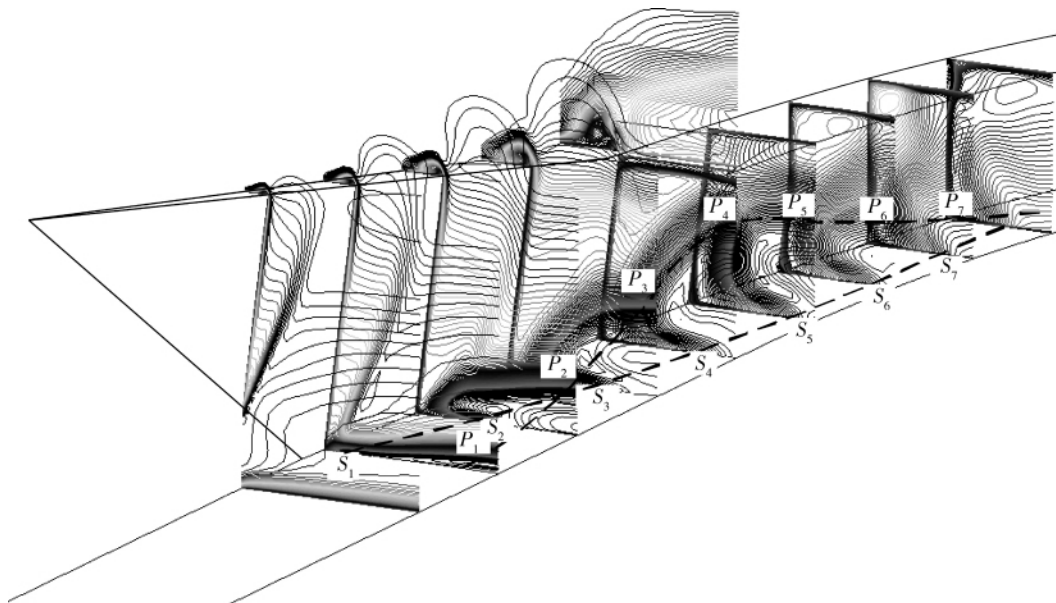
流场入口来流边界条件为压力远场, 出口为压力出口. 进气道壁面为 300 K 等温无滑移壁面,

中心面为对称面. 按照等动压原则设置来流参数, 即以不同的马赫数飞行时, 进气道来流的动压相等, 均为 20 km 高度以 $Ma=4$ 飞行时的动压. 在进气道自起动马赫数的计算中, 首先计算进气道在较低来流马赫数 ($Ma=3$) 下的不起动流场, 采用来流参数进行全场初始化, 获得进气道的不起动流场后, 在该流场的基础上提高来流马赫数, 每次计算的来流马赫数增量为 0.1, 直至进气道实现自起动.

2.2 不起动流场分析

为了分析抽吸对高超侧压进气道自起动性能的影响, 首先需要对原型进气道不起动状态下的流场结构进行分析. 图 4 给出了 $Ma=4$ 时原型进气道不起动流场的马赫数等值线图.

由图中可以看出, 当进气道不起动时, 其内收缩段入口附近存在一个较大的分离区, 该分离区

图4 $Ma=4$ 时原型进气道不起动流场马赫数等值线图Fig. 4 Mach number contours of unstarted flow field of basic inlet at $Ma=4$

由侧板激波和唇口激波共同作用于底板边界层后形成,呈现出三维不规则构型^[13]. 图中将分离区在底板上的边线标记为 S 线,在中心对称面上的边线标记为 P 线. 由图中可以看出,虽然分离区宽度较大,但其与底板的接触面积较小,表现为 S 线迅速向中心线收缩,在 S_4 点及其之后,与中心线之间形成一条狭长区域,这使得分离区呈现出“半悬空”的特征. P 线呈现先升高后降低的趋势,最高点为 P_4 点.

2.3 抽吸对进气道自起动性能的影响

按照前文的数值模拟方法对原型进气道和各方案抽吸控制下的进气道的自起动马赫数进行了模拟,结果如表 1 所示.

表 1 各方案进气道自起动马赫数

Table 1 Self-starting Mach number of different inlets

抽吸方案	原型	A	B	C-1	C-2	C-3	D
Ma	4.6	4.3	4.0	3.8	3.8	3.7	4.0

由表中可以看出,原型进气道在 $Ma=4.6$ 时才能够实现自起动,而施加抽吸控制后,进气道自起动马赫数均有所降低. 各方案中, A 方案的自起动马赫数最高, C-3 方案控制效果最佳,使进气道的自起动马赫数降至 3.7. 由于各方案抽吸控制下进气道起动后的流场差异不大,所以仅给出 C-3 方案进气道在来流 $Ma=3.7$ 时的流场,如图 5 所示.

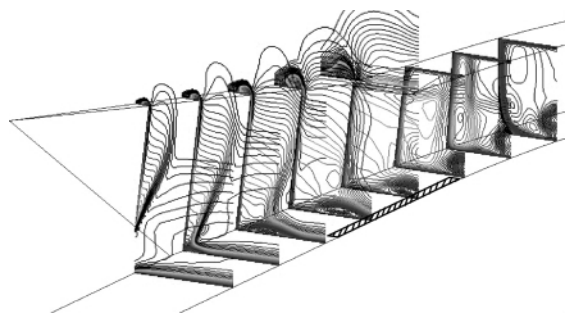


图 5 $Ma=3.7$ 时 C-3 进气道流场马赫数等值线图

Fig. 5 Mach number contours of flow field of C-3 inlet at $Ma=3.7$

由图中可以看出,存在于不起动流场中的分离区已经消失,进气道实现起动^[14],流场中存在的小范围的低速流动是由侧板激波诱导底板边界层分离所形成^[15].

对分离区进行抽吸必然会损失一部分进气道所捕获的质量流量, C-3 方案的抽吸槽抽吸掉了 2.2% 的进气道捕获质量流量,使得进气道的自起

动马赫数降低了 0.9.

结合不同方案抽吸槽(孔)的位置进行分析可以发现,抽吸控制的效果与方案中抽吸槽(孔)相对于分离区的位置有关. A 方案抽吸槽位于侧板根部,完全处于分离区之外,其抽吸掉的是未分离的高速气流,对分离区影响不大,因而控制效果有限. B 方案的横向抽吸槽和 D 方案均匀分布的抽吸孔均有一半的面积处于分离区内,起到了对分离区内分离气体进行抽吸的作用,一定程度上抑制了分离区的形成,所以效果优于 A 方案. C 方案的抽吸槽位于底板中心线上,由于这一区域内的流动全部分离,抽吸槽完全处于分离区之内,抑制分离区形成的作用最强,所以控制效果最佳. C 方案中, C-3 方案优于其他方案,分析原因是由于 C-3 方案的抽吸槽位置相对比较靠后,处于图 4 中的 S_2 点与 S_5 点之间,由图中可以看出,该区域恰好为分离区最高的区域,所以在该位置进行抽吸对抑制分离区形成的效果最佳. 综合以上分析可知,抽吸通过抑制进气道不起动时分离区的形成来提升其自起动性能,在分离区内抽吸控制效果最佳.

2.4 抽吸对进气道综合性能的影响

为了考察抽吸对进气道综合性能的影响,本文研究中对各方案进气道在来流 $Ma=4$ 和 $Ma=6$ 时的流场进行了模拟,表 2 给出了相应的质量流量系数和总压恢复系数.

表 2 各方案进气道性能对比

Table 2 Performances of different inlets at $Ma=4$ and $Ma=6$

抽吸方案	质量流量系数 ($Ma=4$)	总压恢复系数 ($Ma=4$)	质量流量系数 ($Ma=6$)	总压恢复系数 ($Ma=6$)
原型	0.556	0.401	0.847	0.447
A	0.562	0.487	0.820	0.490
B	0.652	0.665	0.839	0.481
C-1	0.652	0.658	0.840	0.476
C-2	0.651	0.669	0.839	0.477
C-3	0.648	0.680	0.838	0.481
D	0.651	0.665	0.838	0.482

由表中可以看出,在来流 $Ma=4$ 时,由于原型进气道和 A 方案进气道没有实现起动,内收缩段入口处存在较大的分离区,导致溢流量偏大,捕获质量流量和总压恢复系数较低,其余方案的进

气道均已起动,质量流量系数为 0.65,比不起动时提高了 17%,总压恢复系数达到 0.67,较不起动时提高了 67%。由此可见,抽吸控制通过提升进气道的自起动性能,使其在低马赫数下实现起动,大幅提升了进气道的质量流量系数和总压恢复系数。在来流 $Ma=6$ 时,由于抽吸掉了一部分气体,进气道的质量流量系数略微有所降低,较原型进气道低 1% 左右,但由于抽吸掉的是边界层内的低速气体,所以进气道的流场品质获得提升,总压恢复系数有所提高,较原型进气道提高 7%。综合来看,抽吸控制通过提升进气道的自起动性能,大幅提升了进气道在低马赫数时的性能,而在高马赫数时,抽吸在使进气道流量系数略微降低的前提下可以提高进气道的总压恢复系数。

3 试验研究

3.1 试验设备及模型

本文试验研究工作在国防科学技术大学的 $\phi 440$ mm 高焓风洞中进行,风洞喷管出口气流参数如表 3 所示。

表 3 风洞气流参数

Table 3 Flow parameters of wind tunnel

Ma	p/Pa	T/K	p_0/MPa	T_0/K	Re
4.0	5529	217	0.88	877	7.34×10^6

本文对原型进气道和 C-3 方案进气道进行了风洞试验,试验模型及其在风洞内的安装如图 6 和图 7 所示。风洞起动时,喷管出口气流逐渐增加,并迅速达到稳定状态,进气道在风洞内的起动过程为自起动^[16]。试验中对进气道的底板壁面压力进行测量,进气道壁面有 30 个测压点沿程分布在底板中心线上,压力采集通过 Pressure System Inc. 的 9116 型压力扫描阀进行。



图 6 进气道试验模型

Fig. 6 Experimental model of inlet



图 7 进气道试验模型的风洞安装

Fig. 7 Experimental model of inlet in wind tunnel

3.2 试验结果分析

由于试验过程中风洞喷管出口马赫数无法改变,而对于进气道而言,在来流马赫数一定的情况下,可以通过改变其攻角来考察进气道的自起动性能^[17]。本文采用这一方法来验证抽吸对进气道自起动性能的影响。

首先,针对原型进气道开展了来流 $Ma=4$ 时攻角分别为 0° , -1° 和 -2° 的风洞试验,试验中进气道壁面压力曲线如图 8 所示。由图中可以看出,在虚线圈出的区域内,攻角为 0° 和 -1° 时的压力值较 -2° 时明显偏高,这是由于进气道无法起动,相应区域的流场中存在分离区所致。当攻角为 -2° 时,压力曲线比较平缓,说明分离区消失,进气道实现起动。

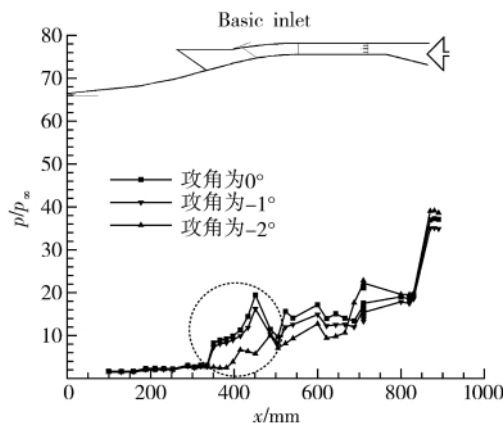


图 8 原型进气道试验压力曲线

Fig. 8 Experimental pressure curve of basic inlet

对 C-3 方案进气道进行了来流 $Ma=4$ 时攻角为 0° 和 4° 的风洞试验,压力曲线如图 9 所示。由图中可以看出,抽吸控制下的进气道不仅在 0° 攻角时能够起动,而且当攻角为 4° 时依然能够起动,说明抽吸使得进气道的自起动性能获得了较大的提升,验证了前文数值模拟的结论。

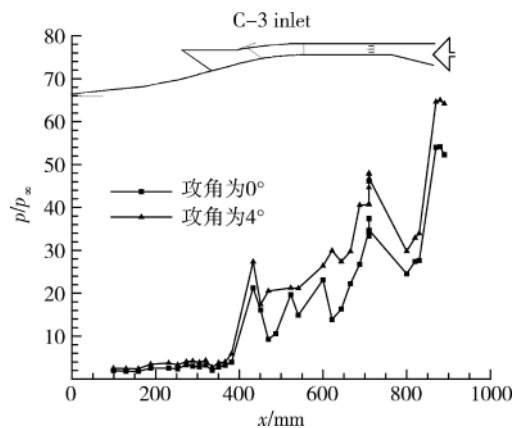


图9 C-3方案进气道试验压力曲线

Fig. 9 Experimental pressure curve of C-3 inlet

4 结 论

本文针对某型高超侧压进气道,开展了抽吸对高超侧压进气道自启动性能影响的数值模拟和实验研究,得出以下结论:

1) 抽吸控制可以通过抽吸极小的质量流量,大幅提升高超侧压进气道的自启动性能,本文研究中,在抽吸掉2.2%的进气道捕获质量流量的情况下使得进气道的自启动马赫数降低了20%。

2) 在进气道不起动流场的分离区内进行抽吸可以强烈抑制不起动分离区的形成,对提升进气道自启动性能的效果最优。

3) 低马赫数时,抽吸通过提升进气道的自启动性能来提高进气道的质量流量系数和总压恢复系数;高马赫数时,抽吸通过吸除少量边界层内的低速气流可以提高进气道的总压恢复系数。

参考文献:

- [1] 贾地,范晓樯,冯定华,等.高超声速侧压式进气道溢流特性研究[J].航空动力学报,2007,22(1):85-89.
JIA Di, FAN Xiaoqiang, FENG Dinghua, et al. Spillage characteristics of sidewall compression scramjet inlets [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 85-89. (in Chinese)
- [2] Rodi P E, Trexler C A. The effects of bodyside compression on forward and afterward swept sidewall compression inlets at Mach 4[R]. AIAA 94-2708, 1994.
- [3] Holland S D. Mach 10 experimental database of a three-dimensional scramjet inlet flow field[R]. NASA Technical Memorandum 4686, 1995.
- [4] Goonko Y P, Latypov A F, Mazhul I I, et al. Structure of flow over a hypersonic inlet with side compression wedges [J]. AIAA Journal, 2003, 41(3): 436-447.
- [5] Chen L H, Gu H B, Chen F, et al. Comparison of external and sidewall compression scramjet inlet models[R]. AIAA

2003-7043, 2003.

- [6] Holland S D. Experimental investigation of generic three-dimensional sidewall-compression scramjet inlets at Mach 6 in tetrafluoromethane[R]. NASA-TM-4497, 1993.
- [7] 金志光,张堃元.典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能比较[J].航空动力学报,2008,23(9):1553-1560.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Performance comparison between 2-D scramjet inlet and 3-D sidewall compression scramjet inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1553-1560. (in Chinese)
- [8] Gruhn P, Gülhan A. Experimental investigation of a hypersonic inlet with and without sidewall compression [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(3): 718-729.
- [9] Schulte D, Henckels A, Wepler U. Reduction of shock induced boundary layer separation in hypersonic inlets using bleed [J]. Aerospace Science and Technology, 1998, (4): 231-239.
- [10] Haberle J, Gülhan A. Internal flow field investigation of a hypersonic inlet at Mach 6 with bleed [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(5): 1007-1017.
- [11] Haberle J, Gülhan A. Investigation of the flow field of a 2D SCRAM-jet inlet at Mach 7 with optional boundary layer bleed [R]. AIAA 2007-5068, 2007.
- [12] CHANG Juntao, FAN Yi. Effectss of boundary-layers bleeding on performance parameters of hypersonic inlets [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2009, 81(3): 204-211.
- [13] 王翼,范晓樯,梁剑寒,等.高超侧压高超声速进气道不起动流场试验与数值模拟研究[J].宇航学报,2008,29(6): 1927-1931.
WANG Yi, FAN Xiaoqiang, LIANG Jianhan, et al. Experimental and numerical investigation on the unstart flowfield of a three-dimensional sidewall compression hypersonic inlet [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6): 1927-1931. (in Chinese)
- [14] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets [R]. AIAA-96-2914, 1996.
- [15] Panaras A G. Review of the physics of swept-shock/boundary layer interactions [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1996, 32(2/3): 173-244.
- [16] 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. (in Chinese)
- [17] 郭斌,张堃元.攻角动态变化对侧压式进气道启动特性影响的风洞试验 [J].航空动力学报,2009,24(10): 2221-2227.
GUO Bing, ZHANG Kunyuan. Wind tunnel experiment of the influence of dynamic change of attack angle on start property of sidewall compression scramjet inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2221-2227. (in Chinese)