

二元高超声速进气道自起动特性试验

南向军, 张蒙正

(中国航天科技集团公司 西安航天动力研究所 研发中心, 西安 710100)

摘 要: 为了研究二元高超声速进气道的自起动特性, 针对一带前掠侧板的混压式二元进气道, 在来流马赫数为4和3.5状态开展了风洞试验, 利用反压系统实现了进气道的起动、不起动和自起动过程。分析试验结果可知, 进气道在来流马赫数为4和3.5状态均可自起动, 但在来流马赫数为3.5, 2°攻角状态不能自起动。当反压过大引起进气道不起动时, 侧板根部均存在分离包、分离激波并引起溢流。从不起动状态进气道的流场结构看, 该二元进气道的不起动属于软不起动, 其机理不同于经典的自起动理论。但是试验结果表明, 进气道的自起动马赫数仅略低于自起动理论值。当内压段入口马赫数低于2.5时, 采用经典自起动理论估算自起动性能仍具有较高的精度。

关 键 词: 进气道; 高超声速; 自起动; 内收缩比; 风洞试验

中图分类号: V23

文献标志码: A

Self-start characteristics test of 2-D hypersonic inlet

NAN Xiang-jun, ZHANG Meng-zheng

(Research Center, Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to study the self-start characteristics of 2-D hypersonic inlet, a mixed compression 2-D inlet with swept side wall was tested in a wind tunnel at free stream Mach number 4 and 3.5. The start, unstart and self-start phenomena were obtained with back pressure simulation system. Results showed that the inlet allowed for self-start at Mach number 4 and 3.5, rather than at Mach number 3.5 with 2 degree angle of attack. With the inlet unstart by high back pressure, separated bubble and separated shock appeared on top wall near the bottom of side wall, and spillage was induced. After analysis of the phenomena and data from test, it indicated the inlet's unstart behavior was soft, and different from classic self-start theory. But the test data showed that the self-start Mach number was lower than the value from classic self-start theory slightly. When the Mach number of internal compression part was below 2.5, its self-start Mach number could be approximately estimated by classic self-start theory.

Key words: inlet; hypersonic; self-start; internal contraction ratio; wind tunnel test

作为吸气式发动机的关键部件之一, 进气道承担捕获空气, 并对其减速增压的任务。衡量进气道性能的主要参数有流量捕获能力、压缩效率、压缩量以及自起动能力。一般而言, 这些性能之间往往相互矛盾, 如自起动能力和压缩量, 这些矛盾在进气道型面设计时应综合考虑。

对于工作马赫数较高(大于5)的高超声速进气道而言, 为避免总偏转角过大导致唇口激波太强、损失太大的问题, 往往采用混压式设计。但是混压式设计的引入也带来了复杂的自起动问题, 这是一个值得引起足够重视的问题。

Kantrowitz等^[1]在研究内压式进气道时发

现,气流从超声速减速到亚声速而不经激波的流场难以建立,流场中不可避免地存在一道正激波,或者位于入口前,或者位于喉道下游,最终建立哪种流场和初始条件、来流马赫数及收缩比有关,习惯称前者为不起动流场,称后者为起动流场.经过深入研究后,他给出了内压式进气道收缩比和自起动马赫数之间的理论关系式,即自起动限.随后该理论被广泛用作进气道自起动性能的评估方法和设计依据^[2-3].一些试验^[4]和数值计算结果^[5]表明,利用该理论确定进气道的自起动性能是有效的.

自起动限也被用于指导变几何进气道的设计.如文献[6]在研究可变唇口圆形 Busemann 进气道时,利用自起动限确定了内收缩比的调节范围,最终通过移动唇口实现了大收缩比进气道在来流马赫数为 4 时成功起动.

美国 Van Wie 等对二元混压式进气道的自起动机理进行了系统的试验研究^[7],结果表明自起动机理有两种:一种是由几何收缩堵塞引起的不起动,表现为内压段入口形成正激波并引起溢流,称为硬不起动,这和经典自起动理论相符;另一种是由于分离引起的进气道溢流,导致进气道性能下降,称为软不起动,这是不同于经典自起动理论的另一情况.

对于高超声速进气道而言,自起动问题更加复杂.随着研究的不断深入,多个风洞试验表明,在高来流马赫数下进气道的自起动内收缩比往往高于自起动限,这表明该设计原则在部分情况下过于苛刻.文献[8]在研究 REST 进气道时,发现该进气道在来流马赫数为 6 可以自起动,但其内收缩达到 2.15,远高于自起动限.文献[9]在研究放气对进气道起动特性的影响时也发现了这一问题.

国内也对二元、侧压式等进气道的起动问题进行了大量的研究^[10-12],并取得了有意义的成果.近几年来,还从开槽放气^[13-14]及流动控制^[15]方面对自起动的影响进行了研究.

然而进气道的自起动性能和进气道的类型、设计原则及工作条件等有关,很难获得一种普遍适用的评估方法.

本文对一种带前掠侧板的二元高超声速进气道,在来流马赫数 $Ma_\infty = 4, 3.5$ 状态进行了试验研究,通过纹影观察、压力数据和理论分析等系统研究该进气道的自起动特性,以获得前掠侧板和进气道起动性能之间的关系.

1 二元高超声速进气道气动构型

图 1 给出了某定几何二元高超声速进气道的气动型面.该进气道设计点马赫数为 6,采用 3 级斜楔压缩,收缩比为 5.9,唇口收缩比为 2.1.设计的工作马赫数范围为 4~6,接力点马赫数为 4,期望在接力点实现自起动.

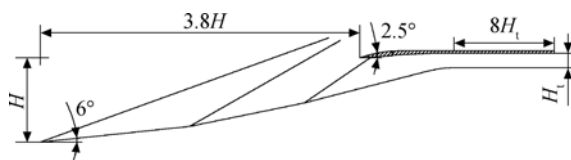


图 1 二元高超声速进气道型面

Fig. 1 Configuration of 2-D hypersonic inlet

理想的二元情况下,来流进入唇口内就无法溢出,其唇口收缩比就是内收缩比,即内收缩比为 2.1,该数值已大于自起动理论的极限收缩比(1.66128),理论上进气道无法自起动.为此,借鉴美国 X-51A 试飞器^[16]的设计思想,采用了前掠侧板构型,如图 2 所示.

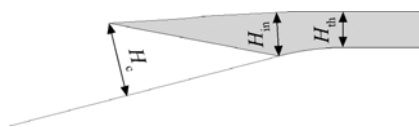


图 2 进气道内压段

Fig. 2 Internal compression part of inlet

采用这种侧板后,实际的纯内压部分显著减少.一般认为唇口截面至喉道截面为内压段,在本文研究的情况下,进气道内压段指侧板根部截面至喉道截面,即图 2 中 H_{in} 至 H_{th} 段.为了评估进气道的内压缩量,定义两个收缩比:

$$1) \text{ 唇口收缩比 } C_{rc} = H_c / H_{th}$$

$$2) \text{ 内收缩比 } C_{ri} = H_{in} / H_{th}$$

由于唇口收缩比过大,设计侧板时尽量确保内收缩比较小,从而获得较好的自起动性能.根据文献[10]对进气道自起动的研究结果,当内收缩比在 1.24 以下时,进气道可在来流马赫数为 3.85 下自起动.为了令进气道在接力点可自起动,保守考虑取内收缩比为 1.22.另一方面,当进气道工作于来流马赫数为 4.0 状态时,内压段入口马赫数约为 2.5,对应的自起动内收缩比约为 1.3,理论上该进气道自起动马赫数应该小于 4.0.

为了获得进气道的自起动特性,一个有效的办法是在风洞试验中,通过加载和减小反压来实

现进气道的自启动过程,以验证在某一来流马赫数下进气道能否自启动.为此针对该进气道方案开展了风洞试验.

2 试验方案

进气道试验模型如图 3 所示,主要由进气道主体、测量段、方转圆段、流量筒和反压系统组成.测量段用于测量进气道的性能,内部装有 5 根皮托耙.流量筒内装有“米”字耙,用来测量进气道的流量.流量筒外装有安装支座,和风洞弯刀支架相连.

进气道模型的捕获面积为 0.01 m^2 ,前缘至喉道长为 609.2 mm ,宽为 80.5 mm ,喉道高为 21 mm ,隔离段长为喉道高度的 8 倍.考虑到两侧溢流,将进气道外压缩段适当加宽,并增加了溢流挡板,隔道宽略大于挡板最大附面层厚度,约为 14.3 mm .

在进气道的顶板和唇口板压缩面上布有沿程静压测点,测点分布如图 4 所示.顶板上共 24 个测点(T01~T24),唇口板共有 15 个静压测点(C01~C15).

试验风洞是一座 $600\text{ mm}\times 600\text{ mm}$ 闭式风洞,工作马赫数范围为 $0.4\sim 4.45$.风洞具有纹影系统,可拍摄进气道工作过程中的波系结构.风洞具备的反压系统,可实现进气道在吹风过程中的反压调节,节流面积随锥位移动距离呈线性变化关系.

试验在来流马赫数为 4 和 3.5 两个状态开展,该风洞这两个状态的来流条件见表 1.

为了模拟自启动过程,反压系统施加的反压先逐渐增大,隔离段中形成激波串.反压逐渐增大,直到激波串推出进气道内压段,导致进气道不

启动.之后反压逐渐减小,如激波串可被吞入,不起动形成的溢流现象消失,进气道恢复启动,则表示进气道可自启动.如不起动形成的溢流现象仍存在,则表示进气道不能自启动.这是目前研究进气道自启动特性有效且可信的方法.

表 1 风洞来流条件

Table 1 Free stream condition of wind tunnel

来流 马赫数 Ma_∞	总压 p^*/MPa	静压 p_0/Pa	动压 q_∞/Pa	单位雷诺数 $Re/10^6$
3.5	0.529	6464.40	57027.30	32.24
4	0.562	3652.10	41108.80	28.03

3 试验结果

首先在接力点开展了试验.图 5 为试验中拍摄的纹影照片,进气道 3 个斜楔压缩面形成的 3 道斜激波清晰可见,唇口附近没有形成弓形激波,侧板根部没有分离激波,也没有分离包,流场结构正常.由此可知,进气道处于启动状态.

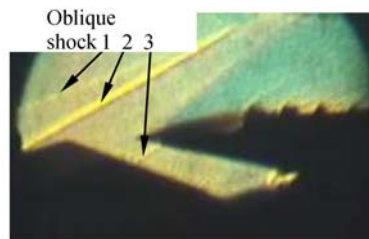


图 5 进气道启动流场纹影照片

Fig. 5 Schlieren image of start flowfield of inlet

利用反压系统得到了反压 p_0 对进气道沿程压力 $p(x)$ 的影响,如图 6 所示.在来流马赫数 $Ma_\infty=4$,攻角 $\alpha=0^\circ$,无反压时,进气道的沿程压力为图中方块点所示(与圆点重合).隔离段内存在激波和膨胀波相交反射,导致静压值出现多次升降.总体上没有上升的趋势,表明此时隔离段内没有形成激波串.当反压增大至 $24 p_0$ (自由来流静压)时,隔离段出口静压值明显抬升,这表明激波串进入隔离段.随反压逐渐增大,激波串逐渐前移,直到反压为 $46.66 p_0$ 时,激波串前缘已非常接近喉道截面,此时进气道处于临界状态.当反压进一步增大到 $49.35 p_0$ 时,激波串被推出隔离段导致进气道不起动,此时纹影如图 7 所示.和启动状态流场不同,侧板根部形成了明显的分离,并出现分离激波.分离包是不稳定的,分离激波一直处于动态过程中.

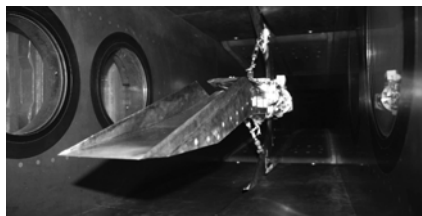


图 3 进气道试验模型

Fig. 3 Inlet model in test

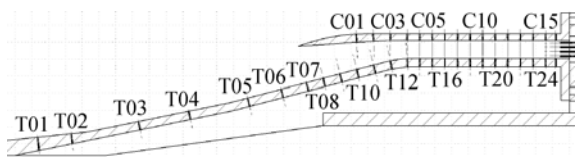


图 4 进气道压缩面静压测点分布

Fig. 4 Static pressure taps on inlet compression surface

当反压过大时,进气道出现喘振,影响了进气道压缩面流场.此后反压逐渐减小,减小到一定程度后,分离激波消失,进气道流场恢复到起动状态,并且压缩面的沿程压力也和反压施加前的状态吻合.这表明进气道在来流马赫数为4状态实现了自起动.

为了更好地捕捉到进气道的自起动马赫数,降低来流马赫数到3.5,进行试验.试验过程中的现象和来流马赫数为4类似.反压对沿程压力的影响如图8所示.当反压未施加时,进气道处于起动状态,当反压达到 $31.18p_0$ 时,进气道不起动,反压减小后沿程压力回到反压施加前状态,进气道恢复起动.沿程压力的变化和来流马赫数为4类似,这表明进气道在来流马赫数为3.5状态仍然具有自起动能力.

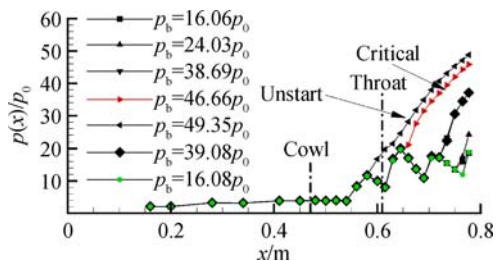


图6 反压对沿程压力的影响($Ma_\infty=4, \alpha=0^\circ$)

Fig. 6 Variation of pressure distribution with back pressure ($Ma_\infty=4, \alpha=0^\circ$)

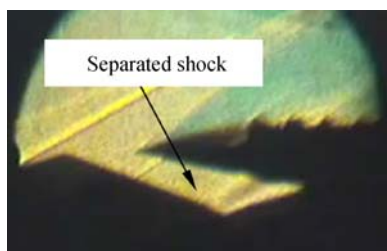


图7 进气道不起动流场纹影照片($Ma_\infty=4, \alpha=0^\circ$)

Fig. 7 Schlieren image of unstart flowfield of inlet ($Ma_\infty=4, \alpha=0^\circ$)

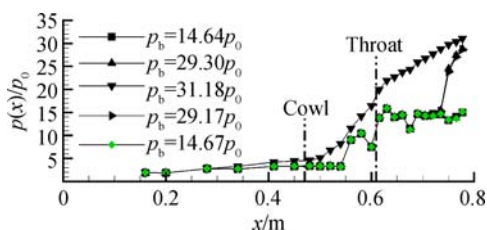


图8 反压对沿程压力的影响($Ma_\infty=3.5, \alpha=0^\circ$)

Fig. 8 Variation of pressure distribution with back pressure ($Ma_\infty=3.5, \alpha=0^\circ$)

当来流马赫数 $Ma_\infty=3.5$ 时,进气道出口马赫数约为1.6,接近正常工作的极限.限于试验条件,利用增大攻角来实现进气道内压段入口马赫数的小幅度降低.为此在来流马赫数 $Ma_\infty=3.5$, 攻角 $\alpha=2^\circ$ 状态开展了第3次试验.

图9给出了反压对进气道沿程压力的影响.可见,反压施加前,进气道压力分布和 0° 攻角相似,是起动的流场.反压增大到 $35.21p_0$ 以后,再减小节流面积导致进气道不起动.减小反压后,进气道的沿程压力没有恢复到施加反压前的状态,纹影照片如图10所示,波系和图7类似.此时隔离段出口马赫数仅为0.84左右,增压比为30,远大于起动状态(增压比为17.9).这些试验数据表明进气道在来流马赫数为3.5, 2° 攻角状态无法自起动.

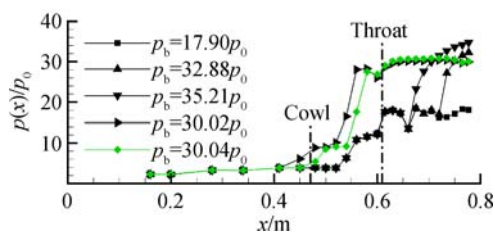


图9 反压对沿程压力的影响($Ma_\infty=3.5, \alpha=2^\circ$)

Fig. 9 Variation of pressure distribution with back pressure ($Ma_\infty=3.5, \alpha=2^\circ$)

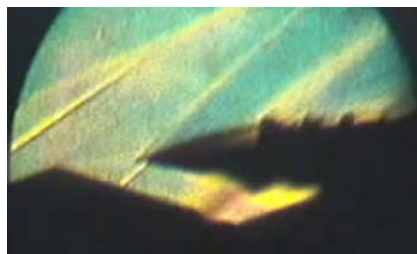


图10 进气道不起动流场纹影照片($Ma_\infty=3.5, \alpha=2^\circ$)

Fig. 10 Schlieren image of unstart flowfield of inlet ($Ma_\infty=3.5, \alpha=2^\circ$)

4 自起动特性

进气道不起动状态,如唇口前形成弓形激波引起溢流,则为硬不起动,和经典自起动理论相符.如唇口附近形成分离引起溢流,则为软不起动.不起动状态的流场结构决定了进气道的自起动机理.

4.1 流场结构

从试验中得到的纹影可知,和弓形激波溢流不同,高超声速进气道不起动时内压段入口存在分离激波,它通过这道分离激波溢流以实现流量

平衡,这表明该进气道属于软不起动。

由来流马赫数为 3.5, 2° 攻角的试验可知,进气道不能自启动时,形成了一个稳定的不起动流场。侧板根部产生了分离包,分离激波形成溢流。内压段静压一直上升,并在后半部分存在一次突升,略有降低后缓慢上升趋于稳定。此时隔离段出口马赫数小于 1,仅为 0.84。根据这些试验数据和纹影可知,不起动进气道内压段的一种合理的流场结构应和图 11 相似。顶板上存在分离包,并伴有分离激波,唇口激波和分离激波及其反射波系导致主流区气流马赫数降低,到内压段的某一截面气流马赫数 Ma 达到 1,形成气动喉道。之后亚声速气流在等效的扩张段内减速增压,直至隔离段内趋于不变。不起动状态隔离段出口马赫数为 0.84,据此可由一维流理论估算出气动喉道面积约为几何喉道面积的 97%。

分析该流场可知,气动喉道致使流动发生壅塞,形成了一定的反压,该反压和此时分离包的尺寸相平衡,形成了一个相对稳定的流场。反压的减小已经无法破坏这个平衡,进气道也就不能实现自启动。如通过某种方式破坏这个稳定的流场,消除分离,就有可能实现进气道自启动,如在分离包处放气。

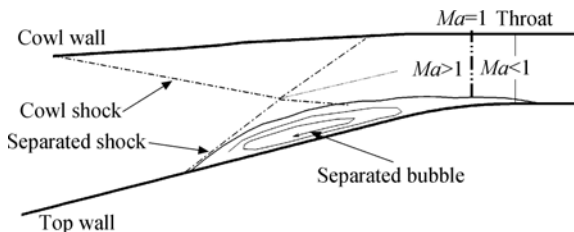


图 11 进气道不起动流场结构示意图

Fig. 11 Schematic of unstart flowfield of inlet

4.2 自启动马赫数

虽然该二元进气道的自启动机理不同于经典自启动理论,但是通过对比分析,可以对经典理论的实际预测能力有进一步的认识。

对于混压式进气道,自启动问题是由内压段引起的。当内收缩比一定,且位于合理范围内时,内压段入口马赫数是决定进气道能否自启动的关键参数。试验中没有获得该数据,利用 CFD 获得了进气道试验状态下的流场。图 12 为来流马赫数为 3.5, 0° 攻角状态时进气道对称面的流场,可见内压段入口(对应于侧板根部)气流马赫数约为 2.2,唇口截面马赫数约为 2.8。图 13 为来流马赫

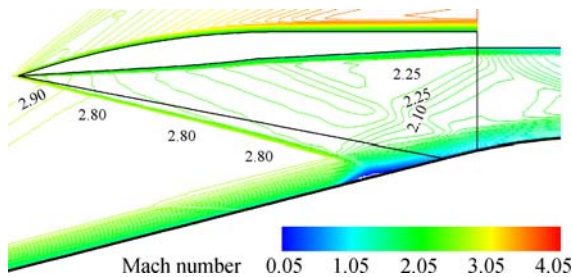


图 12 对称面马赫数分布 ($Ma_\infty = 3.5, \alpha = 0^\circ$)

Fig. 12 Mach number contours on symmetric plane ($Ma_\infty = 3.5, \alpha = 0^\circ$)

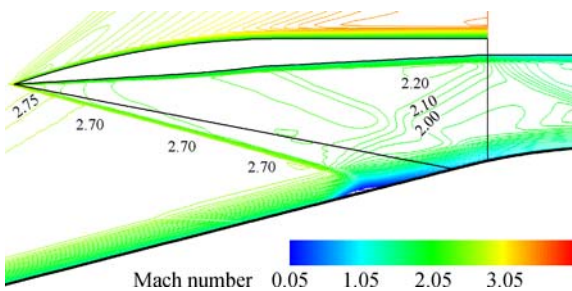


图 13 对称面马赫数分布 ($Ma_\infty = 3.5, \alpha = 2^\circ$)

Fig. 13 Mach number contours on symmetric plane of inlet ($Ma_\infty = 3.5, \alpha = 2^\circ$)

数为 3.5, 2° 攻角状态进气道的流场,带攻角后内压段入口马赫数约为 2.1,比 0° 攻角仅下降了 0.1,唇口截面马赫数也下降了 0.1。

图 14 给出了试验数据和自启动限的对比,也包含了一些文献中的数据。其中 Ma_i 为内压段入口马赫数。图中试验数据分别给出了唇口截面和内压段入口截面两个结果。由图可知,利用唇口截面获得的数据点明显偏离其他的试验结果,从不起动流场的溢流情况看,采用唇口截面估算自启动性能也是不合理的。相反,采用内压段入口截面计算的数据和其他的试验结果吻合较好,也和自启动限的预测比较接近。因此,可以认为带前掠侧板的二元进气道,应以内收缩比来衡量进气道的自启动性能。

对于内压段入口马赫数为 2.2,自启动限得到的极限内收缩比为 1.27,试验中进气道的内收缩比约为 1.22(严格讲自启动收缩比略高于 1.22)。由此可知,自启动限对该进气道极限内收缩比的预估精度在 5% 以内。

由图 14 中的多组试验数据和自启动限的对比可知,当内压段入口马赫数在 2.5 以下时,自启动限和试验数据吻合较好,当内压段入口马赫数大于 2.5 时,自启动限偏于保守。当来流马赫数较高时,附面层更厚,不起动状态分离包更大,“软”的程度

更深.大面积分离包的存在使得进气道不起动状态,内压段产生的是斜激波,而不是正激波.相对而言,高来流马赫数下斜激波的损失大大小于正激波,故更容易趋于起,这是高来流马赫数状态进气道自起性能优于自起极限预测的重要原因.

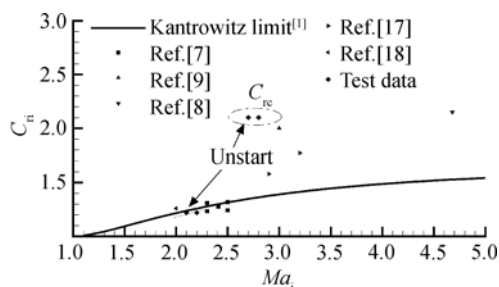


图14 试验数据和自起极限的对比

Fig. 14 Comparison of test data and self-start limit

5 结 论

通过风洞试验研究了高超声速二元进气道的自起特性,结果表明:

- 1) 进气道不起动时,内压段入口产生相对稳定的分离包、分离激波.该分离激波引起溢流实现流量匹配,即软不起动.
- 2) 对于采用前掠侧板的二元进气道,应以纯内压段入口截面计算内收缩比.
- 3) 当内压段入口马赫数小于2.5时,经典的自起理论可用于估算进气道的自起性能,且精度较高.当内压段入口马赫数大于2.5时,自起极限偏于保守.

参考文献:

- [1] Kantrowitz A, Coleman P D. Preliminary investigation of supersonic diffusers[R]. NACA ACR No. L5D20, 1945.
- [2] 孙波,张堃元. Busemann 进气道起问题初步研究[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 128-131.
SUN Bo, ZHANG Kunyuan. Preliminary investigation on Busemann inlet starting characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 128-131. (in Chinese)
- [3] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[R]. AIAA-2005-3379, 2005.
- [4] Matthews A J, Jones T V, Cain T M. Design and test of a hypersonic isentropic-spike intake with aligned cowl[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(5): 838-843.
- [5] Barber T J, Hiatt D, Fastenberg S. CFD modeling of the hypersonic inlet starting problem[R]. AIAA-2006-123, 2006.
- [6] Jacobsen L S, Tam C J, Behdadnia R. Starting and operation of a streamline-traced Busemann inlet at Mach 4[R]. AIAA-2006-4508, 2006.
- [7] Van Wie D M, Kwork F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [8] Smart M K. Experimental testing of a hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 276-283.
- [9] Mölder S, Timofeev E V, Tahir R B. Flow starting in high compression hypersonic air inlets by mass spillage[R]. AIAA-2004-4130, 2004.
- [10] 潘瑾,张堃元. 可变内收缩比侧压式进气道自起性能[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 278-281.
PAN Jin, ZHANG Kunyuan. Self-starting characteristics for side wall compression inlet with variable internal contraction ratio[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 278-281. (in Chinese)
- [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. (in Chinese)
- [12] 梁德旺,袁化成,张晓嘉. 影响高超声速进气道起能力的因素分析[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 714-719.
LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 714-719. (in Chinese)
- [13] 金志光,张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口式变几何方案[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1503-1510.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. A variable geometry scramjet inlet with a translating cowl operating in a large Mach number range[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1503-1510. (in Chinese)
- [14] 赵一龙,范晓楠,王翼,等. 抽吸对高超侧压进气道自起性能的影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1101-1106.
ZHAO Yilong, FAN Xiaoqiang, WANG Yi, et al. Effects of bleeding on self-starting characteristics of side-compression hypersonic inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1101-1106. (in Chinese)
- [15] 王建勇,谢旅荣,赵昊,等. 一种改善高超声速进气道自起能力的流场控制研究[J]. 航空学报, 2015, 36(5): 1401-1410.
WANG Jianyong, XIE Lürong, ZHAO Hao, et al. A flow-control conception of improving self-start performance of hypersonic inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(5): 1401-1410. (in Chinese)
- [16] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA-2008-2540, 2008.
- [17] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2): 288-293.
- [18] Fujimoto A, Niwa N. Experimental and numerical investigation of Mach 2.5 supersonic mixed compression inlet [R]. AIAA 93-0289, 1993.

(编辑:陈越)