

多点集中力下高超进气道弹性 变几何研究

杨顺凯, 张堃元, 王磊, 李永洲

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对二元高超声速进气道需在宽马赫数 Ma 为 4.5~6.0 的范围内工作的要求,探索了一种在多点集中力作用下进气道曲面压缩面弹性可调的变几何方案。通过数值计算,首先对集中力数目的选取进行了研究,发现 3 个集中力对型面变形更为有效;然后对在 3 个集中力作用下产生变形的进气道进行了流固耦合分析,结果表明变形型面的静压分布与理想型面的静压分布基本吻合;对其性能进行分析,结果表明: Ma 为 6.0 设计的进气道,变形后在 Ma 为 4.5, 5.0 流量系数分别达到 0.98 和 1.00,且出口总压恢复系数与未变形的进气道相比基本保持不变。由此说明,多点集中力下弹性可调的变几何方案是可行的,并有助于提高非设计点下进气道的性能。

关 键 词: 多点集中力; 高超进气道; 弹性变几何; 宽马赫数范围; 流固耦合

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on elastic deformable geometry of hypersonic inlet with multiple forces

YANG Shun-kai, ZHANG Kun-yuan, WANG Lei, LI Yong-zhou

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Since 2-D hypersonic inlet should work with Mach number ranging from 4.5 to 6.0, an elastically deformable scheme of inlet's compression surface with multiple forces was explored in this work. With numerical computation, the optimal number of forces was firstly studied. The results showed that three forces were more effective in elastic deformation. Then the inlet deformation with the three forces was analyzed by the method of fluid-structure interaction (FSI). The results indicated that the distribution of static pressure on the deformable compression surface was almost consistent with that on the ideal surface. The results of performance analysis demonstrated that the flow coefficient of the 2-D inlet designed at Mach number is 6.0 could reach 0.98 at Mach number is 4.5 and 1.00 at Mach number is 5.0 after deformation. Furthermore, the total pressure at exit section just remained unchanged compared with fixed geometry inlet. These indicate that the elastically deformable scheme of 2-D inlet with multiple forces is feasible, and also helpful to improve the inlet's characteristics at off-design points.

Key words: multiple forces; hypersonic inlet; elastic deformable geometry;
large Mach number range; fluid-structure interaction (FSI)

收稿日期: 2014-04-09

基金项目: 国家自然科学基金(90916029, 91116001)

作者简介: 杨顺凯(1989—),男,山东烟台人,硕士生,主要从事内流气体动力学研究。

高超声速进气道一般要求能在宽马赫数范围内工作,而传统的定几何进气道一般是在单一设计点下设计完成的,只在设计马赫数下工作时才具有较好的性能,随着工作马赫数远离设计点,定几何高超进气道的性能下降明显^[1-3],因而需要采用一定的手段来提高非设计点进气道的性能,如降低设计马赫数以兼顾高低端性能^[4],或者采用变几何方式^[5-8]. 作为机理研究,也可以在定几何进气道中采用某些方式改变激波形状^[9]等. 传统的变几何方式大多采用机械式可调结构,如法国宇航研究院和德国宇航研究院共同研制的 JAPHAR 计划,采用进气道唇罩前缘部分旋转的变几何方案^[10],国内也研究过唇口板可前后移动、转动的高超进气道以及喉部有可调放气口的进气道^[11-16],本文所提出的变几何方案基于曲面压缩/曲面激波的气流压缩方式,采用可弹性变形

的曲面压缩面,在一定布局的驱动力作用下,产生所希望的弹性变形,以控制弯曲激波形状,实现宽马赫数范围进气道性能参数(如流量系数、总压恢复系数)保持在预定范围,例如在 $Ma=4.5\sim 6.0$ 范围内流量系数始终接近 1 的目的. 至于弹性压缩面变形的驱动力来源,可以从进气道喉部后方隔离段引气并控制驱动活塞压力实现预期的弹性变形,从而改变进气道的型面形状.

本文针对二元高超声速进气道,采用多个气动集中力的方式来改变进气道压缩面形状,希望通过研究能够验证这种新型变几何方式的可行性,并能提高进气道在非设计点下的气动性能.

1 弹性变几何的基本构思

图 1 是本文研究的在多个气动集中力作用下,压缩面弹性可调二元高超进气道的基本构思.

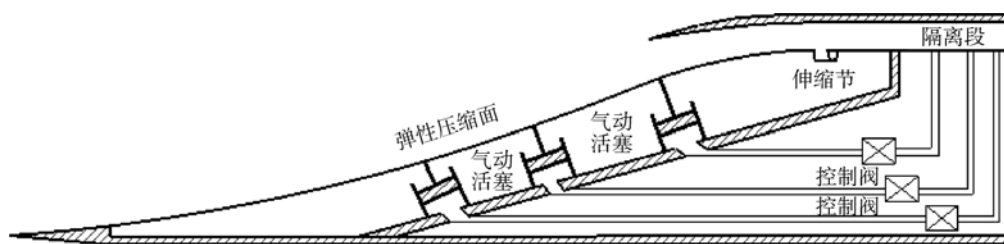


图 1 压缩面弹性可调二元进气道基本构思图

Fig. 1 Primary conception of 2-D inlet with elastic deformable compression surface

如图 1 所示,二元高超进气道采用弯曲激波的压缩方式,气动活塞分布在压缩面下表面,活塞周围气压为当地大气压,活塞内气体引自隔离段,利用控制阀来调节活塞内气压的大小. 压缩面上表面作用的是经弯曲激波压缩后的气体压力,下表面作用的是当地大气压及多个由气动活塞提供的气动力.

本文所构思的气动弹性变几何方案就是指压缩面在上下压力和下表面多个集中力的作用下,产生弹性变形,从而改变弯曲激波形状,提高进气道性能. 在给定压缩面几何尺寸及所采用弹性材料物性的前提下,压缩面发生弯曲变形并生成所希望的弯曲激波,这是典型的流固耦合问题.

2 弹性变几何初步分析

2.1 基准进气道

本文选取 $Ma=4.5, 5.0, 6.0$ 共 3 个马赫数作为进气道的工作马赫数,进气道压缩面包括内外压缩面两部分,外压缩面是通过给定其上的压

力分布,利用有旋特征线法反设计出其形状^[17],内压缩面由样条曲线优化得到,由此可分别设计出 3 个马赫数下激波封口对应的理想型面,如图 2 所示,值得注意的是,在这 3 个马赫数下设计的曲面压缩面所产生的曲面激波均打在唇口上,流量系数均为 1.

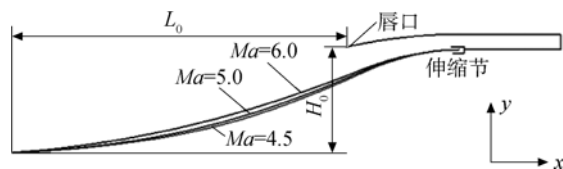


图 2 3 个马赫数下激波封口所对应的理想型面

Fig. 2 Theory molded surfaces with shock on lip at three Mach numbers

图 2 中,基准进气道外压缩面 x 向长度 L_0 为 500 mm,捕获高度 H_0 为 150 mm,总收缩比为 6.8,上述几何尺寸对 3 个马赫数下的理想型面均相同,然而压缩面的形状不同,使得进气道的内收缩比有所差异,最大内收缩比为 1.9.

本文以 $Ma=6.0$ 对应的理想型面作为进气道的初始型面,压缩面选用的弹性材料为弹簧钢,密度为 7800kg/m^3 ,弹性模量为 200 GPa ,泊松比为 0.3 ,材料厚度为 3 mm . 压缩面的前 80 mm 形状固定不变,后端通过一水平伸缩节来限制压缩面垂直方向的变形,使其只能在 x 方向自由移动,伸缩节后的部分为隔离段,隔离段长度是喉道高度的 7 倍.

气动弹性变几何方案的基本思想是在不同马赫数下,通过调节气动力的大小,使初始进气道型面变形至各马赫数下对应的理想型面,达到激波始终处于贴口状态的目的.

2.2 流固耦合过程分析

如前所述,在压缩面产生弹性变形的过程中,流体与压缩面之间的耦合不可避免,属于典型的流固耦合问题.

对压缩面进行受力分析,如图 3 所示.

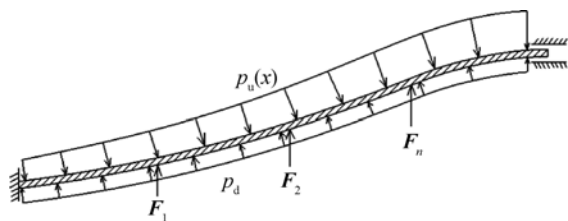


图 3 压缩面受力分析

Fig. 3 Stress analysis of compression surface

压缩面上表面作用的流体压力 $p_u(x)$,下表面作用着分布大气压力 p_d 和集中力 $F_i(i=1\sim n)$,分布载荷 p_d 可视为当地大气压,压缩面在 $p_u(x)$, p_d 和 F_i 的作用下产生弹性变形. 所谓的流固耦合即是指压缩面的变形会引起 $p_u(x)$ 的分布,而 $p_u(x)$ 的改变,又反过来作用于压缩面,使压缩面形状重新改变,如此不断往复,最终趋于平衡的这一过程. 要求解流固耦合问题,应先分别求解固体域和流体域,然后流固进行数据交换,将固体域的位移变形传给流体,将流体域的压力传给固体. 流体域的 $p_u(x)$ 可以根据压缩面的形状,通过 CFD 来求解, p_d 保持不变. 求解固体域时,压缩面面结构及约束方式均已知且变形为弹性变形,型面上各点变形均符合线性叠加原理,由此可分别求出 $p_u(x)$, p_d 以及各个集中力对压缩面产生的变形^[18],最后将产生的变形线性叠加,便可得到压缩面上各点的变形量. 如此不断重复求解流固域,直至最后趋于平衡.

2.3 气动集中力数目 F_i 的确定

很显然,随着气动集中力 F_i 个数的增加,曲面变形实现理想型面的可能性也增加. 但是在弹性压缩面下表面增加气动活塞会使进气道结构变得更为复杂,因此在保证变形符合要求的前提下,气动活塞数目减少,结构就相对简单. 文章分别探索了在 $1\sim 3$ 个气动活塞作用下进气道的变形. 在外压缩面 $80\sim 500\text{ mm}$ 间,气动活塞采用均布的布局方式,活塞数目及作用位置如表 1 所示.

表 1 气动活塞个数及作用位置

Table 1 Number and position of pneumatic pistons

气动活塞 数目/个	作用位置
1	$x=290\text{ mm}$ (B 点)
2	$x=220\text{ mm}$ (A 点), $x=360\text{ mm}$ (C 点)
3	$x=220\text{ mm}$ (A 点), $x=360\text{ mm}$ (C 点), $x=500\text{ mm}$ (D 点)

研究者拟采用直接给定作用点位移的变形方式来探索气动活塞的最佳个数. 为此,先以 $Ma=6.0$ 的理想型面为基准,比较 $Ma=4.5, 5.0$ 的理想型面相对于 $Ma=6.0$ 理想型面的变形量,分别求出各气动活塞在 $Ma=4.5, 5.0$ 时的 y 向位移量 Δ ,如表 2 所示.

表 2 各马赫数理想型面相对于初始型面 4 点的
 y 向位移

Table 2 y displacement of four points on each Mach theory molded surface relative to that of initial molded surface

Ma	Δ_A/mm	Δ_B/mm	Δ_C/mm	Δ_D/mm
4.5	-8.71	-10.64	-10.43	-4.60
5.0	-6.18	-7.07	-6.62	-2.41
6.0	0	0	0	0

然后在 $Ma=4.5, 5.0$ 流固耦计算时,确保这些控制点的变形量严格按此进行,如此可得到 $Ma=4.5, 5.0$ 来流下 1 个、2 个、3 个气动活塞作用时的整个曲面压缩面,再与 $Ma=4.5, 5.0$ 下的理想型面进行比较,得到如图 4 所示的均方差图.

研究结果表明:首先,在给定 1 个点~3 个点位移的作用下,进气道整个型面是朝向理想型面变形的,不会产生弯折扭曲一类的非理想变形;其次,3 个点位移作用相对于 1 个点和 2 个点位移

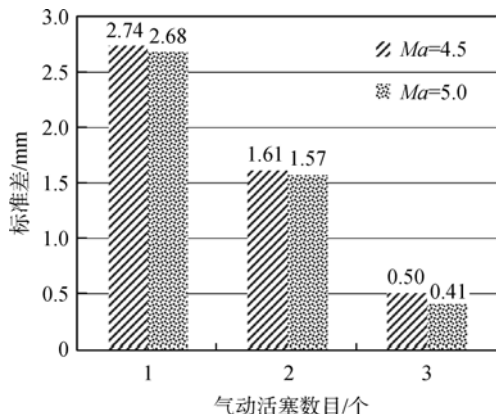


图 4 变形型面与理想型面的均方差图

Fig. 4 Standard deviation of deformable molded surfaces and theory molded surfaces

作用,进气道变形后的型面更贴近于理想型面且与理想型面基本吻合,因此,气动集中力的数目确定为 3 个且作用位置为 A, C, D 三点。

2.4 气动集中力的求解

文中第 2.3 节中给出了 3 个点位移下变几何的结果,然而气动活塞对型面是以力的方式直接作用的,因此,仅探讨给定 3 个点的位移是不够的,还需要进一步确定在不同马赫数下 3 个点处应施加的气动力。第 2.3 节中分别得到了 3 个马赫数下 3 个点变形作用下进气道变形后的最终型面,可以把进气道在 3 个马赫数下变形后的上表面的压力分布作为型面上表面作用力,下表面作用的是当地大气压力以及 3 个集中力。现在问题变为:已知结构的形状及固定方式,且已知结构的上下表面作用的均布载荷及 3 个点的变形量,求 3 个点处气动集中力的大小。

文中调用 ANSYS 静态结构分析模块及设计优化模块,通过给定 3 个点的目标变形量,对 3 个点处单位宽度集中力 $f(f = F/d)$ 的取值进行优化,规定集中力和变形量的正向为 +y 向,优化结果如下。

3 数值计算结果分析

在上述分析的基础上,采用 ANSYS 和 CFX 软件分别对固体域和流体域进行计算,并在 Workbench 平台上完成流固数据的交换。固体域为整个压缩面,压缩面前端 80 mm 完全固定,后端仅在水平方向可自由移动,下表面作用当地大气压, A, C, D 三点集中力的大小按表 3 给出的结果设定;流体域是指压缩面上表面气流,在流体计

算过程中,选取 $k-\epsilon$ 湍流模型,采用标准壁面函数对近壁面进行计算。将进气道进口定义为 inlet,进口速度、压力、温度均按来流条件(如表 4 所示)给定,出口定义为 outlet,为超声速出口,远场定义为 farfield,气动参数与进口一致,壁面定义为 wall,流固交界面定义为 interface,交界面及壁面处采用四边形网格,并进行加密处理,其他区域采用三角形网格。仿真过程中开启网格变形,变形方式为“increase near small volumes”。流固耦合时间步长设为 0.1 ms,总耦合时间为 10 ms。

表 3 不同马赫数下位移变形量的优化结果

Table 3 Optimization results of displacement deformation at each Mach number

Ma	作用点	目标变形量/mm	$f/(N/mm)$
6.0	A	0	1.38
	C	0	2.70
	D	0	4.07
5.0	A	-6.18	0.97
	C	-6.62	1.03
	D	-2.41	3.93
4.5	A	-8.71	0.23
	C	-10.43	1.13
	D	-4.60	4.13

表 4 来流条件表

Table 4 List of incoming flow condition

马赫数	来流静压/Pa	来流静温/K
4.5	4531	217.9
5.0	3670	219.2
6.0	2549	221.6

初始型面在 3 个气动集中力的作用下发生弹性变形,根据不同的来流条件,对各气动力做相应的调整,由此得到不同马赫数下的变形型面。通过数值计算,可以得到变形型面的性能参数,首先将各马赫数下的变形型面与对应的理想型面在外压缩面(80~500 mm)上的压力分布作对比。

由图 5(图中 p_x 为 x 方向上位置压力, p_0 为来流静压)可以看出变形后的外压缩面的压力分布与理想型面的压力分布大致吻合。如前所述,理想型面的外压缩面是通过给定压缩面压力分布并利用特征线法反设计出来的,由此可以推断出两种型面的外压缩面基本吻合,说明以上所探索的

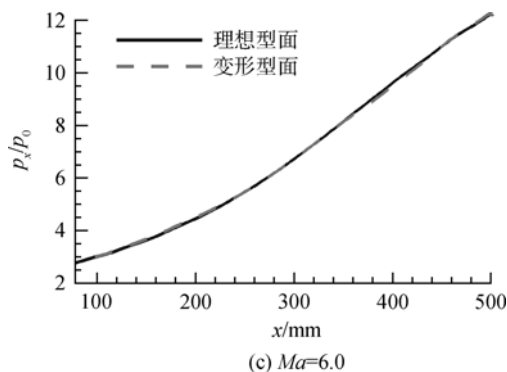
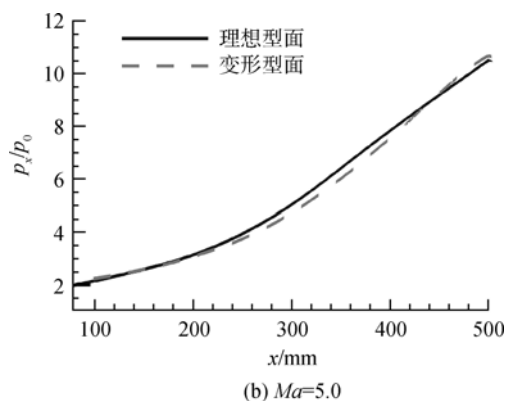
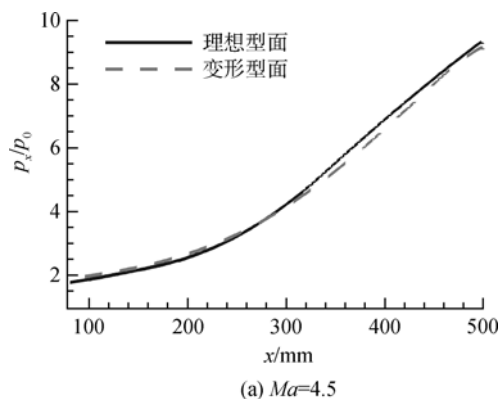


图5 各马赫数下变形型面与理想型面在80~500 mm 的压力分布对比

Fig. 5 Pressure distribution at 80~500 mm compared deformable surface to theory surface at each Mach number

多点集中力作用下的气动弹性变几何方案是可以实现的。

同时,对该变几何方案在进气道性能方面的影响也进行了探讨, $Ma=4.5, 5.0$ 和 6.0 来流条件下,变形型面与初始型面的流场马赫数分布如图6所示。

由图6可以看出,在非设计点 $Ma=4.5, 5.0$,没有变形的初始型面产生的弯曲激波远离唇口,而型面变形后,弯曲激波基本都能贴口。设计点 $Ma=6.0$ 两种型面的弯曲激波都打在唇口上,

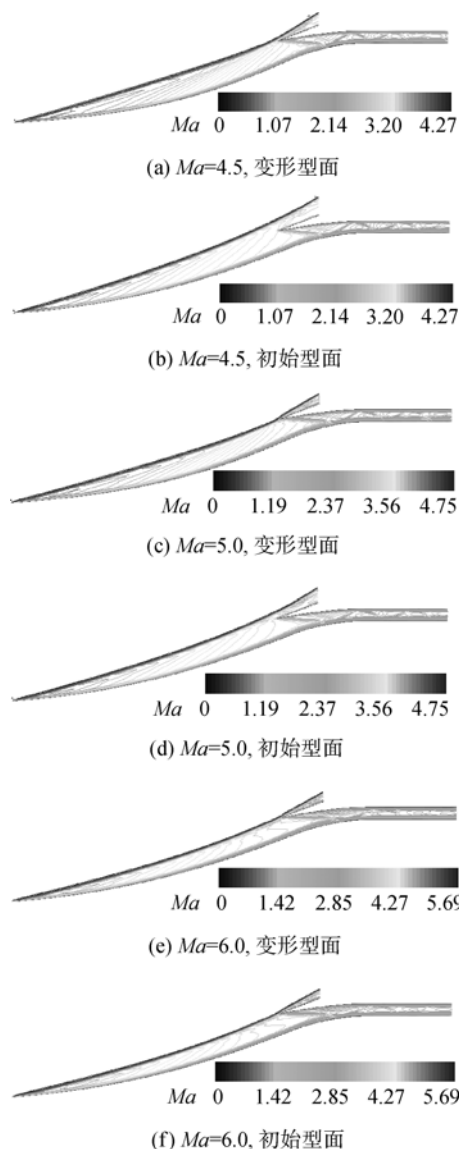


图6 不同来流条件下变形型面与初始型面马赫数分布对比图

Fig. 6 Mach number distribution compared deformable surface to theory surface at different incoming conditions

说明变形型面基本没有影响设计点弯曲激波形状。

下面从流量系数、静压比、总压恢复系数等几个进气道性能指标,对不同马赫数下的变形型面与初始型面性能作对比。

从表5中可以看出,采用变几何方案的进气道在 $Ma=4.5, 5.0$ 的流量系数达到 0.98 和 1.00 ,分别提高了 28.1% 和 14.9% ,出口截面静压比分别增加了 8.50 倍和 6.34 倍来流静压,总压恢复系数基本保持不变;而在设计点 $Ma=6.0$ 下,进气道性能基本保持不变。从而验证了该气动变几何思想在保持设计点原有性能的前提下,确实能提高非设计点进气道的性能,特别是 $Ma=$

4.5 的流量系数几乎接近于 1.00,值得进一步的探索和研究。

表 5 不同马赫数下变形型面与初始型面进气道性能对比
Table 5 Inlet characteristic compared deformable surface to theory surface at different Mach numbers

Ma	是否变形	流量系数	出口截面静压比	出口截面总压恢复系数
4.5	否	0.80	20.30	0.66
	是	0.98	28.80	0.67
5.0	否	0.87	23.33	0.61
	是	1.00	29.67	0.60
6.0	否	1.00	29.94	0.49
	是	1.00	29.89	0.50

研究工作还表明,采用这种调节方式,有可能根据需要改变弯曲激波的形状,实现对流量系数在一定变化范围的控制。

4 结 论

通过以上研究,得出如下结论:

1) 在 $Ma=4.5\sim 6.0$ 范围内,3 个点集中力变几何方案可以使初始型面变至各马赫数对应的理想型面,具有可行性。

2) 变形进气道相对于定几何进气道,在非设计点 $Ma=4.5$ 和 5.0 下,流量系数分别提高了 28.1%,14.9%,出口静压比分别增加了 8.50 倍和 6.34 倍来流静压,总压恢复系数基本保持不变;而设计点 $Ma=6.0$ 下进气道性能基本保持不变。

3) 采用本文研究的气动变几何方案,可使弯曲激波在非设计点下更贴近唇口, $Ma=6.0$ 设计的进气道,在 $Ma=4.5$ 流量系数可以达到 0.98。

参考文献:

- [1] Hagenmaier M A, Tam C J, Chakravarthy S. Study of moving start door flow physics for scramjet[R]. AIAA 99-4957, 1999.
- [2] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington DC: AIAA Inc, 1994.
- [3] 金志光, 张堃元, 刘媛. 马赫数 4~7 的高超声速式进气道气动设计与性能[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1201-1208.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan, LIU Yuan. Design and performance investigation of sidewall compression scramjet inlets operating from Mach 4 to Mach 7[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1201-1208. (in Chinese)
- [4] 孙波, 张堃元, 金志光, 等. 流线追踪 Busemann 进气道设计参数的选择[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 55-59.
SUN Bo, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Selection of design parameters for stream traced hypersonic Busemann inlets[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 55-59. (in Chinese)
- [5] Bouchez M, Falempin F. Airbreathing space launcher interest of a fully variable geometry propulsion system status 1999[R]. AIAA 99-2376, 1999.
- [6] Huebner L D, Rock K E, Ruf E G, et al. Hyper-X flight engine ground testing for X-43 flight risk reduction[R]. AIAA-2001-1809, 2001.
- [7] Falempin F, Wendling E, Goldfeld M, et al. Experimental investigation of starting process for a variable geometry air inlet operating from Mach 2 to Mach 8[R]. AIAA-2006-4513, 2006.
- [8] Mrozinski D P, Hayes J R. Numerical and experimental analysis of a hypersonic variable geometry inlet[R]. AIAA 99-0899, 1999.
- [9] 谭慧俊, 陈智, 李光胜. 基于激波形状控制的定几何高超声速可调进气道概念及初步验证[J]. 中国科学: E 辑 技术科学, 2007, 37(11): 1469-1479.
TAN Huijun, CHEN Zhi, LI Guangsheng. The concept and preliminary experiment of the adjustable inlet with fix geometry hypersonic based on controlling shock[J]. Science in China: Press E Technological Sciences, 2007, 37(11): 1469-1479. (in Chinese)
- [10] Eggers T H, Haupt N M. Design studies of the JAPHAR experimental vehicle for dual mode ramjet demonstration [R]. AIAA-2001-1921, 2001.
- [11] 金志光, 张堃元, 陈卫明, 等. 高超声速二元变几何进气道气动方案设计与调节规律研究[J]. 航空学报, 2013, 34(4): 779-786.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan, CHEN Weiming, et al. Design and regulation of two dimensional variable geometry hypersonic inlets[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(4): 779-786. (in Chinese)
- [12] 金志光, 张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口式简单变几何方案[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1502-1510.
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): 1502-1510. (in Chinese)
- [13] 金志光, 张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道转动唇口变几何方案研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1553-1560.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Investigation of a variable geometry scramjet inlet with a rotating cowl operating in a large Mach number range[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1553-1560. (in Chinese)
- [14] 潘瑾, 张堃元. 移动唇口变收缩比侧压式进气道反压特性

- 和自启动性能[J]. 航空动力学, 2009, 24(1): 104-109.
- PAN Jin, ZHANG Kunyuan. Study on back pressure and self-starting characteristics for sidewall-compression inlet with variable internal contraction ratio by moving cowl [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 104-109. (in Chinese)
- [15] 潘瑾, 张堃元. 可变内收缩比侧压式进气道自启动性能[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 278-281.
- PAN Jin, ZHANG Kunyuan. Self-starting characteristics for sidewall-compression inlet with variable internal contraction ratio[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 278-281. (in Chinese)
- [16] 陈秋华. 喉道顶板可调侧压式进气道初步研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- CHEN Qiuhua. The primary investigation on variable throat and top wall of sidewall compression inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [17] 王磊, 张堃元, 向有志, 等. 高超声速二元弯曲激波压缩面反设计方法的参数化研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(4): 441-446.
- WANG Lei, ZHANG Kunyuan, XIANG Youzhi, et al. Parameter analysis of reverse design method of 2-D hypersonic curved shock compression surface [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(4): 441-446. (in Chinese)
- [18] 李学军, 朱萍玉, 刘义伦. 复杂载荷下变刚度静不定梁程序化求解[J]. 工程力学, 2003, 20(4): 116-121.
- LI Xuejun, ZHU Pingyu, LIU Yilun. Computerized solution of statically indeterminate beams with varying flexural rigidity under complex load [J]. Engineering Mechanics, 2003, 20(4): 116-121. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)