

文章编号:1000-8055(2012)11-2468-07

内收缩比可控的二元高超声速变几何进气道研究

袁化成, 滕 健, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 提出了一种进气道内收缩比可控、包括唇口后退等几何动作的变几何进气道的设计思路, 给出了具体的设计过程及影响因素。据此开展了二元高超声速定、变几何进气道气动方案设计, 并进行了细致的数值模拟, 给出了进气道气动性能参数随来流马赫数的变化规律, 将定、变几何进气道气动性能进行了对比分析。结果显示: 设计马赫数下, 定、变几何进气道气动性能基本相同; 非设计马赫数下, 变几何进气道的流量系数明显高于定几何方案, 且马赫数越低, 两者相差越大。静压比、温升比、总压恢复系数及隔离段出口马赫数则相差不大。

关 键 词: 高超声速推进系统; 高超进气道; 变几何; 伸缩唇口; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on variable geometry technology of 2-D hypersonic inlet with contract ratio under controlling

YUAN Hua-cheng, TENG Jian, GUO Rong-wei

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the two-dimensional (2-D) fixed hypersonic, a new concept of variable geometry hypersonic inlet that the tip moving back off to increase the mass capture ratio was presented. The flow in the hypersonic inlet was analyzed with two-dimensional numerical analyzer, and the inlet performance comparisons were made between the variable geometry hypersonic inlet and fixed inlet at different Mach numbers of inflow. The results indicate that the performance of the variable geometry inlet in the same as that of the fixed one at design Mach number, and the performance of the variable geometry inlet is better than that of the fixed inlet at non design point. All of them indicate that the variable geometry hypersonic inlet is satisfying.

Key words: hypersonic propulsion system; hypersonic inlet; variable geometry; translating cowl; numerical simulation

高超声速进气道是吸气式高超声速推进系统的关键部件, 其性能直接影响着推进系统和飞行器的综合性能。据分析, 对 $Ma=5\sim 7$ 一级的碳氢

燃料飞行器, 进气道的压缩效率每提高 1%, 可以使推进系统的比冲增加 3%~5%, 而进气道的流量捕获能力则直接影响着发动机推力的大小^[1]。

收稿日期: 2011-11-03

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.011.html>

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(NS2010054); 高等学校博士学科点专项科研基金(20103218120009)

作者简介: 袁化成(1979—), 男, 黑龙江佳木斯人, 副教授, 博士后, 主要从事高超声速进气道设计、仿真及实验等方面的研究。

E-mail: yuanhuacheng@nuaa.edu.cn

为此,为吸气式推进系统配备性能优良的进气道,对推进系统乃至整个飞行器综合性能的提高具有重要的现实意义。

通常,定几何高超声速进气道是按单点设计的,如果按高马赫数设计进气道,进气道的收缩比较大,低马赫数下,进气道捕获的流量无法满足飞行器的推力要求;如果按低马赫数设计进气道,收缩比较小,高马赫数下性能下降太大,同样无法满足飞行器高超声速飞行的需要。对于要求在较宽马赫数范围工作的高超声速飞行器而言,这种进气道低马赫数下的起动能力与高马赫数下性能间的矛盾更加突出^[2-4]。因此有必要开展按多点马赫数设计的变几何进气道技术研究。虽然变几何进气道也会带来增加了结构的复杂性,增加了质量、变几何的控制以及变几何进气道的柔性等问题。但从理论上讲,变几何进气道在全马赫数范围内均能使发动机获得期望的流量和满足燃烧要求的气流品质,因此,探讨工程上简单可行的变几何进气道技术对高超声速推进技术的发展具有深远意义。

鉴于高超声速变几何进气道在宽马赫数工作范围内的气动性能优势,各国学者一直在致力于变几何进气道相关技术研究。从二元高超声速变几何进气道几何变化方式来看,目前采取的变几何技术主要分为以下几类:转动式、平动式、可调斜板等。法国国家航空宇航技术研究中心(ONERA)等机构研究的导弹用高超声速变几何进气道^[5-6]以及 X-43A 试验飞行器采用的进气道^[7]均采用唇口转动变几何方案,以解决进气道低马赫数下的起动问题。ONERA 等机对伸缩唇口的平动式变几何进气道开展了研究^[8],日本的 hyper 组合发动机以及 ATREX(air-turbo ramjet engine)计划组合发动机对采用可调斜板的变几何技术^[9-10]开展了研究,上述研究均是从改善非设计马赫数下的进气道气动性能的角度出发。

上述变几何方案是目前比较典型的几种二元高超声速进气道变几何方案,各有优势。可调斜板变几何方案其几何调节及协调工作等较为复杂,可靠性较差;转动唇口方案可在飞行器助推阶段将唇口关闭,从而保护冲压发动机及内部机载设备,同时也提高了助推的可靠性及稳定性。但进气道唇口开启过程将对飞行器控制带来不利影响;相对转动唇口方案,伸缩唇口式变几何进气道控制难度较低,但助推过程中可能需要额外封堵装置。上述方案,国外均已开展研究^[5,7-8],但大多只

给出变几何思路,并未给出详细的气动方案及设计结果。国内已有对该设计思路的探索研究^[11-14],严红明等对组合发动机用的可调斜板变几何方案进行了研究^[11],金志光等对前移唇口的变几何方式进行了研究^[12],但其设计过程中采用了附面层排移措施,增加了系统的复杂性。本文作者前期研究中对唇口变化对进气道气动性能的影响进行了研究,给出了唇口角度变化对进气道性能的影响规律^[13],提出了包括唇口开启及后退等几何动作的矩形截面高超声速变几何进气道气动设计方案^[14],但该方案唇口后退过程中进气道内收缩比逐渐减小,这与进气道高低马赫数下对收缩比的要求不符,有待改进。

本文在前期研究工作的基础上,提出了一种内收缩比可控、包括唇口后退等几何动作的变几何进气道的设计思路,据此开展了变几何进气道几何变化规律及气动方案设计,并对其不同来流马赫数下的气动性能进行了数值仿真研究。

1 内收缩比可控的二元高超声速进气道变几何方案

1.1 变几何方案的提出

对于二元混压式高超声速进气道而言,其内收缩比影响了进气道的低马赫数起动能力,外压比和内压比共同决定了进气道的压缩能力,而外压段气流转折角度则影响了进气道非设计马赫数下的流量捕获能力。为了兼顾宽马赫数、定几何高超声进气道低马赫数起动能力和高马赫数压缩能力间的矛盾,能否做到在低马赫数下进气道有较小的内收缩比(保障低马赫数下的起动能力),激波尽可能的封口(保障一定的流量捕获);高马赫数下,进气道的内收缩比增大(保障高马赫数下的压缩能力),激波尽可能的封口(保障流量捕获)。本文的变几何方案就是基于这种考虑而提出的。

图 1 给出了典型的二元混压式高超声速进气道的示意图(假定外压段一道激波,图中点划线为激波,实线为物面),其中角 δ 和 θ 分别表示外压段总压缩角度和隔离段下壁面与气流方向的夹角,隔离段上下壁面平行。由图可见,根据不同来流马赫数下外压段激波角度的变化,前后移动唇口,使得激波封口。同时由于隔离段壁面与来流成一定的角度,因此隔离段沿来流方向向后移动时,进气道的内收缩比发生变化。从理论上分析,按此方案设计,不同的来流马赫数下,既可以改变内收缩比兼顾低马赫数下的起动和高马赫数下的压

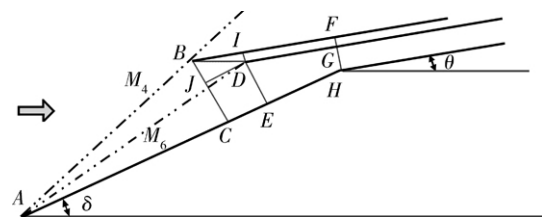


图 1 进气道变几何方案示意图

Fig. 1 Profile of hypersonic variable geometry inlet

选取则应与进气道外压段转折角度一一对应(按式(2)),两者具有较好的线性关系;且在同一外压转折角度下,内收缩比越大,相应的隔离段下壁面转折角度越小.

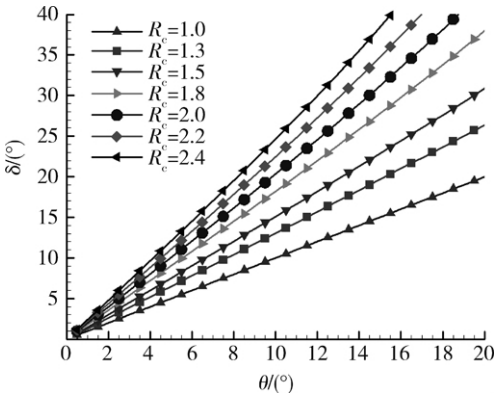


图 2 外压角与隔离段偏转角的关系(等内收缩比)

Fig. 2 Relationship between the angle of forebody and the deflect angle of isolator (equal contract ratio)

2 二元高超声速变几何进气道设计

基于上述设计思路,对二元高超声速变几何进气道进行气动设计,以验证上述变几何进气道设计思想.首先开展定几何进气道设计,在定几何进气道基础上开展变几何进气道设计,并与定几何进气道进行对比分析.

2.1 高超声速定几何进气道气动设计及性能分析

二元高超声速定几何进气道示意图如图 3 所示.设计马赫数为 7,进气道迎风高度为 120 mm,设计工作马赫数范围 4~7,飞行攻角 0°~4.5°,外压段采用三波系设计,设计压比为 16.5.设计状态下,三道外压激波封口.按此条件设计得到二元高超声速进气道的外压段几何尺寸如表 1 中所示,三道外压激波的几何转折角度分别为 2.0°,6.7°及 7.7°,外压段总转折角度为 16.4°.

内压段设计是本变几何设计方案的关键.作为研究的第一步,内压段采用平面压缩设计,唇口

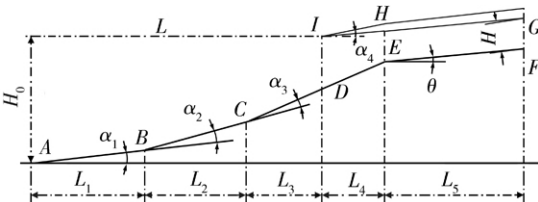


图 3 二元高超声速进气道示意图

Fig. 3 Profile of two-dimensional (2-D) hypersonic inlet

缩效果,同时也能够提高非设计马赫数下的流量捕获.

从图 1 可见,假定高超声速进气道低马赫数和高马赫数下的面积收缩比分别为 R_{c1} 和 R_{c2} ,则有

$$R_{c1} = \frac{L_{BC}}{L_{FH}}, \quad R_{c2} = \frac{L_{DE}}{L_{GH}}$$

假定高马赫数进气道的内收缩比是低马赫数下的 k 倍(k 为大于等于 1 的常数,由设计给定),结合图 1,进一步化简可得

$$k = \frac{1 - \frac{L_{BD}}{L_{BC}} \times \sin \delta}{1 - \frac{L_{BD}}{L_{FH}} \times \sin \theta} \quad (1)$$

特别地,当 $k=1$ 时, $R_{c1}=R_{c2}$,则有

$$R_{c1} = \frac{\sin \delta}{\sin \theta} \quad (2)$$

可见,若要使进气道在不同的来流马赫数下,有不同的内收缩比.设计时可适当调整 k 值,而影响 k 值的因素主要有外压段角度 δ 、隔离段壁面转折角度 θ 、唇口移动距离 L_{BD} 以及低马赫数时的初始参数.通过适当的设计可以做到在低马赫数到高马赫数变化过程中即改善流量捕获能力又改变内收缩比.

1.2 主要几何参数对变几何设计方案的影响

前文分析可见,影响上述变几何方案的主要参数有外压段角度 δ 、隔离段壁面转折角度 θ 、唇口移动距离 L_{BD} 以及进气道低马赫数时的初始几何参数.本节对上述几何参数对变几何方案的影响进行初步分析.

图 2 给出了按式(2)计算得出的不同的内收缩比下,后移唇口进气道内压段面积收缩比保持不变时,进气道外压段总转折角度 δ 和隔离段壁面转折角度 θ 的变化曲线.其中横坐标表示隔离段壁面转折角度 θ ,纵坐标表示外压段总转折角度 δ .从图可以看出,若要在后移唇口的过程中进气道内收缩比保持不变,隔离段壁面转折角度的

侧壁面与机身侧壁面平行. 设计时, 根据前文的研究(见图 2), 初步选择唇口后移过程中内压段的面积收缩比保持不变, 选取面积收缩比为 1.5, 隔离段转折角度 θ 为 11.2° , 隔离段长高比为 8.0.

表 1 进气道几何尺寸

Table 1 Geometrical parameters of 2-D hypersonic inlet									
各段水平长度/mm					各段对应转折角度/($^\circ$)				H/H_0
L_1	L_2	L_3	L_4	L_5	α_1	α_2	α_3	θ	mm mm
355	184	161	111	161	2.0	6.7	7.7	11.2	20.5 120

文献[15]为本文作者前期研究工作对与本文变几何进气道相似的矩形截面高超声速进气道数值仿真与高焓风洞试验结果对比($Ma=6.0$), 结果显示该数值仿真方法可较为准确的模拟此类进气道的流动. 采用与文献[15]相同的数值仿真方法, 即应用 NAPA(NUAA program for aerodynamics)软件, 采用变比热完全气体模型, 2 阶精度的 AUSM+(advection upstream splitting method)格式, BL(Baldwin-Lomax)湍流模型对上述二元高超声速定几何进气道进行数值仿真. 利用 Gridgen 软件生成结构化网格, 网格总计为 20 万左右.

图 4 给出了不同来流马赫时进气道压力等值图. 从图可以看出: 在来流马赫数 4~7 范围内, 高超声速进气道均能顺利起动, 内通道内没有出现流动分离. 设计来流条件下, 三道外压激波交汇于唇口处, 与预期设计相符. 随着来流马赫数的逐渐减小, 外压激波角增加, 外压激波不再交汇, 开始远离唇口, 进口前存在溢流. 且马赫数越小, 上述现象越明显. 可见, 在定几何进气道中, 若高

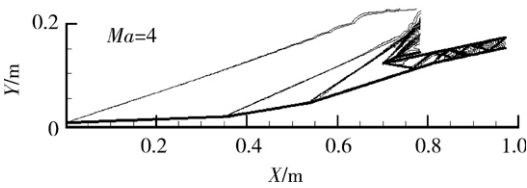
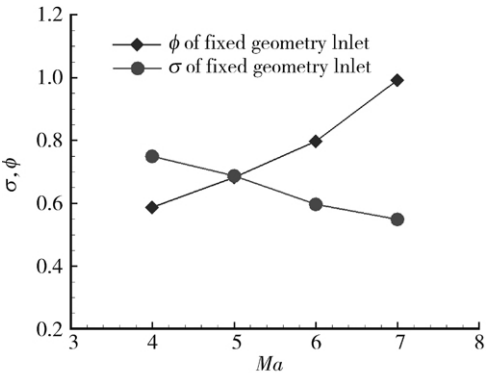


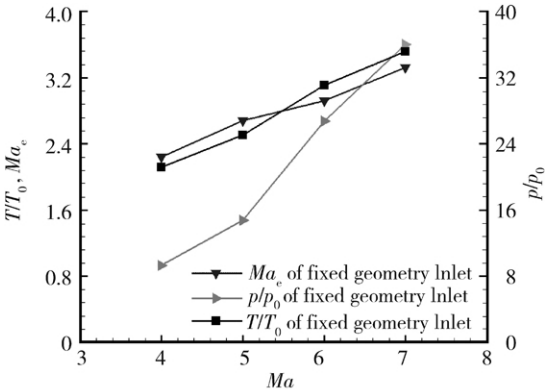
图 4 二元高超声速定几何进气道压力等值图
Fig. 4 Static pressure contour profile of 2-D hypersonic inlet

马赫数下激波封口, 则在低马赫数时进口前溢流较大, 进气道捕获流量能力下降.

图 5 给出了高超声速进气道压比、总压恢复系数、温升比、出口马赫数及流量系数随来流马赫数的变化曲线. 其中横坐标表示来流马赫数, 纵坐标表示相应的进气道参数. 从图可以看出: 设计马赫数下, 进气道流量系数为 0.9917, 隔离段出口马赫数为 3.32, 总压恢复系数为 0.55, 压比为 36.0, 温升比为 3.5. 随着来流马赫数的逐渐减小, 除总压恢复系数逐渐增加外, 其余参数均逐渐降低.



(a) 流量系数、总压恢复系数



(b) 压比、温升比及隔离段出口马赫数

图 5 二元高超声速定几何进气道性能参数随 Ma 数变化

Fig. 5 Parameters $\sigma, \phi, T/T_0, Ma_e, p/p_0$ vs. Ma

2.2 高超声速变几何进气道气动设计及性能分析

根据前文变几何进气道的设计思路,可以通过前后移动唇口调整不同来流马赫数下进气道的内收缩比,可以使其随来流马赫数的变化,增大、减小或是保持不变.当来流马赫数发生变化时,通过前后移动唇口以保证外压段第三道激波封口.根据设计状态的气动型面基础上,当来流马赫数变化时,移动进气道的唇口保证第三道激波封口.根据不同来流马赫数下第三道激波的位置即可确定唇口移动的距离.在移动唇口过程中,保证进气道的内收缩比保持不变.

图 6 给出了变几何进气道唇口移动距离随来流马赫数的变化规律.假定设计马赫数下,唇口的移动距离为 0.不同来流马赫数下,唇口向来流方向移动.其中横坐标表示来流马赫数,纵坐标表示无量纲的移动距离 $\Delta X/H$ (ΔX 为唇口移动距离除以迎风高度 H).

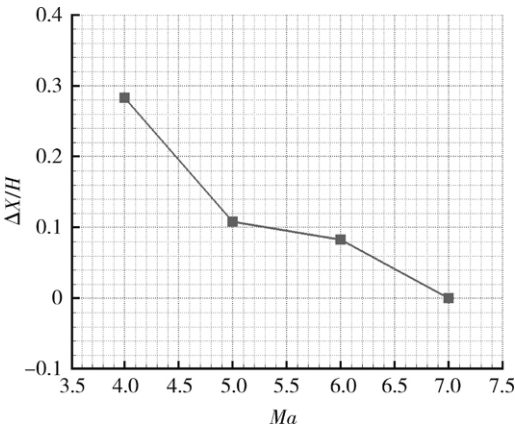


图 6 高超声速进气道几何变化规律

Fig. 6 Variable geometry law of 2-D hypersonic inlet

图 7 给出了不同来流马赫时变几何进气道压力的等值图.从图可以看出:设计来流条件下,三道外压激波交汇于唇口处,与定几何进气道时完全相同.随着来流马赫数的逐渐减小,外压激波角增加,外压激波不再交汇,开始远离唇口,进口前存在溢流,且马赫数越小,上述现象越明显.但由于唇口随来流马赫数的减小逐渐前移,因此,不同来流马赫数下,外压段的第三道激波依然保持封口.不同来流马赫数下,进气道内压段内没有流动分离出现.

图 8 给出二元高超声速定、变几何进气道压比、总压恢复系数、温升比、出口马赫数及流量系数的变化曲线对比.其中横坐标表示来流马赫数,

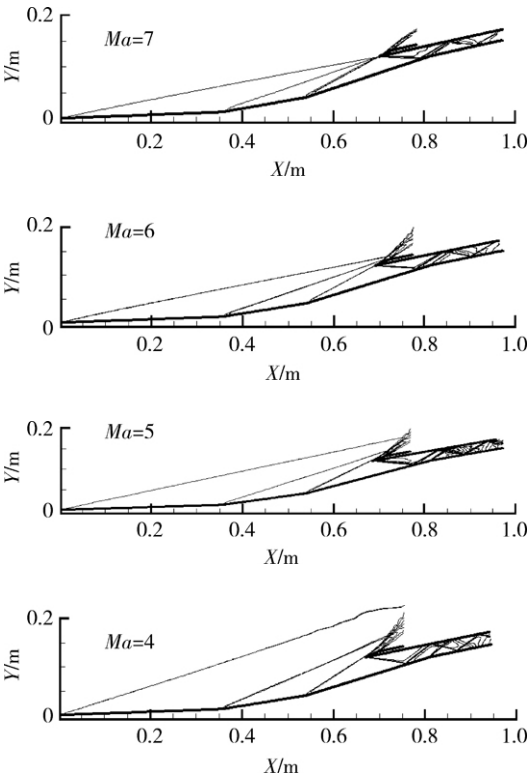
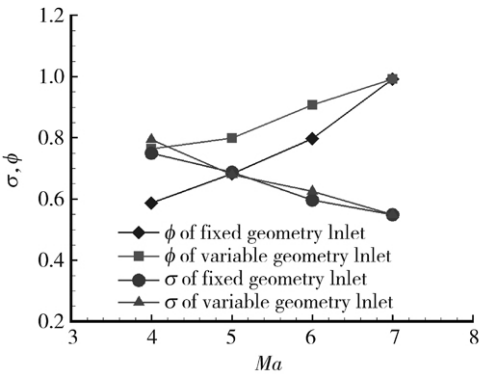
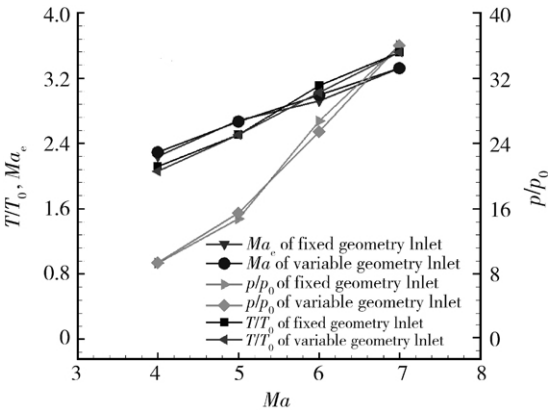


图 7 二元高超声速变几何进气道压力等值图

Fig. 7 Static pressure contour profile of 2-D hypersonic variable geometry inlet



(a) 流量系数、总压恢复系数



(b) 压比、温升比及隔离段出口马赫数

图 8 高超声速变几何进气道性能参数随 Ma 数变化

Fig. 8 Parameters $\sigma, \phi, T/T_0, Ma_e, p/p_0$ vs. Ma

纵坐标表示相应的进气道参数.从图可以看出:设计马赫数定、变几何进气道气动性能完全相同,与预期相符.非设计来流马赫数下,定、变几何进气道的压比、温升比、总压恢复系数及隔离段出口马赫数基本相同;变几何方案非设计马赫数下的流量系数明显高于定几何方案,且马赫数越低,两者相差越大.

图 9 给出高超声速定、变几何进气道总压恢复系数与流量系数的乘积随来流 Ma 变化曲线,其中横坐标表示来流马赫数,纵坐标表示总压恢复系数与流量系数的乘积.从图可以看出,除设计马赫数外,变几何进气道的总压恢复与流量系数乘积明显高于定几何进气道.表明本文设计的变几何进气道整体气动性能优于定几何进气道.

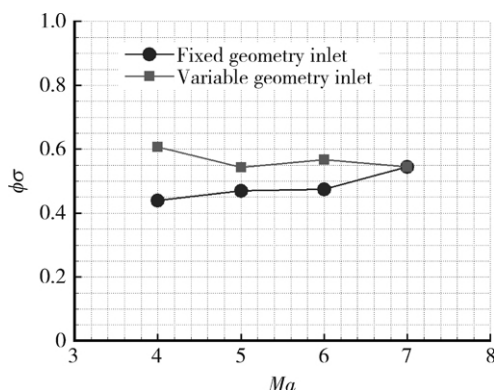


图 9 定、变几何进气道总压恢复系数与流量系数乘积对比

Fig. 9 $\phi\sigma$ comparison of 2-D hypersonic fixed and variable geometry inlets

产生上述现象的主要原因是本文设计的变几何进气道与定几何进气道相比,设计马赫数下的几何尺寸完全相同.不同来流马赫数下,变几何进气道移动唇口保证第三道激波贴口,因此变几何进气道的流量系数大于定几何进气道.同时,变几何进气道移动过程中保持面积收缩比不变,进而进气道的总收缩比不变,所以导致进气道的压比、总压恢复系数、温升比及隔离段出口马赫数基本不变.

3 结 论

本文研究,可以总结如下:

1) 基于变几何进气道的气动需求,提出了一种进气道内收缩比可控、包括唇口后退等几何动作的变几何进气道的设计思路,给出了具体的设计方法及影响因素.

2) 数值仿真结果显示:设计马赫数下,定、变几何进气道气动性能基本相同;非设计马赫数下,变几何进气道总体气动性能优于定几何进气道.

参考文献:

- [1] William H H, David T P. Hypersonic air breathing propulsion [M]. Washington, D C: AIAA Education Series, 1994.
- [2] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA-96-2914, 1996.
- [3] 梁德旺, 袁化成, 张晓嘉, 等. 影响高超声速进气道起动能力的因素分析[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 714-719.
LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia, et al. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 714-719. (in Chinese)
- [4] 袁化成, 梁德旺. 典型高超声速侧压式进气道的不起动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 683-687.
YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Analysis of characteristics of unstart performance for a hypersonic side-wall inlet model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 683-687. (in Chinese)
- [5] Bouchez M, Falempin F. Air breathing space launcher interest of a fully variable geometry propulsion system status 1999[R]. AIAA-99-2376, 1999.
- [6] Mrozinski D P, Hayes J R. Numerical and experimental analysis of a hypersonic variable geometry inlet[R]. AIAA-99-0899, 1999.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] Kojima T, Taguchi T H, Aoki K, et al. Development study of the air-intake of the ATREX engine[R]. AIAA-2003-7042, 2003.
- [10] Keiichi O, Hideyuki T, Takayuki K, et al. Numerical analysis of variable intake and nozzle for hypersonic engine[R]. AIAA-2003-7069, 2003.
- [11] 严红明, 钟兢军, 杨凌, 等. 组合发动机可调进气道气动性能[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 458-467.
YAN Hongming, ZHONG Jingjun, YANG Ling, et al. Aerodynamic characteristics research on variable geometry inlet of combined cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 458-467. (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)

[13]

袁化成,刘大,梁德旺,等.变唇口对高超声速进气道性能的影响[R].新疆:第二届全国冲压发动机会议,2007.

[14]

袁化成.矩形截面高超声速变几何进气道设计方法及气动特性研究[D].南京:南京航空航天大学,2008.
YUAN Huacheng. Designing methodology and flow characteristic of hypersonic variable geometry inlet with rectangular section[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2008. (in Chinese)

[15]

袁化成,郭荣伟.矩形截面高超声速进气道气动设计及实验验证[J].南京航空航天大学学报,2009,41(4):423-428.
YUAN Huacheng, GUO Rongwei. Design and experimental verification of hypersonic inlet with rectangular section [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2009,41(4):423-428. (in Chinese)