

文章编号:1000-8055(2013)04-0775-08

二元高超声速变几何进气道气动特性研究

滕 健, 袁化成

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 设计了一种唇罩可沿来流方向平移的二元高超声速变几何进气道, 对进气道开展了三维数值仿真研究, 就气动特性与相应定几何进气道进行了对比. 结果表明: 通过迎向来流方向平移唇罩, 进气道内收缩比由 1.80 下降至 1.57, 自启动马赫数由 4.9 下降至 3.4. 在来流马赫数为 4.0~7.0 范围内, 变几何进气道与定几何进气道隔离段出口马赫数和增压比相差不大, 变几何进气道流量系数和总压恢复系数可实现提升最大值分别为 21% 和 9%. 二元高超声速变几何进气道综合气动性能明显高于定几何进气道.

关 键 词: 高超声速进气道; 变几何进气道; 可平移唇罩; 数值仿真; 气动特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on aerodynamic characteristics of 2-D hypersonic inlet

TENG Jian, YUAN Hua-cheng

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: A kind of 2-D hypersonic variable geometry inlet with movable lip along flow direction was designed. Three-dimensional computational fluid dynamics computation was carried out to simulate the flowfield of the inlet. Comparison of the aerodynamics characteristics was made between variable geometry inlet and fixed geometry inlet. Results indicate: by translating lip upstream, the contraction ratio (CR) of the variable geometry inlet decreases from 1.80 to 1.57 and the self-start Mach number decreases from 4.9 to 3.4. Within the Mach number range of 4.0~7.0, no major difference of the isolator exit Mach number and static pressure ratio of both inlets are observed. The mass flow rate and total pressure recovery coefficient of variable geometry inlet are at most 21% and 9% higher respectively compared with fixed geometry inlet. The variable geometry inlet has superior aerodynamic performance.

Key words: hypersonic inlet; variable geometry inlet; movable lip; numerical simulation; aerodynamic characteristics

对于吸气式飞行器而言, 进气道在设计状态下的优良气动性能不能保证其在所有关键的工作状态下均能正常稳定地工作. 特别是对于宽马赫数工作范围的高超声速吸气式飞行器, 当处于非设计工作状态时, 进气道能否以较小的阻力及流动损失为发动机提供足够的、满足一定气流品质要求的气流

将是评价进气道综合气动性能的重要标准^[1].

应用于低速飞行器的亚声速进气道与发动机流量匹配相对简单. 当飞行状态改变时, 进气道能够根据发动机对流量的需求自动调节自由流管面积与捕获面积之间的关系从而实现流量的自动调节. 随着飞行器飞行包线逐渐扩大, 飞行速度由亚

收稿日期: 2012-05-08

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.775_008.html

作者简介: 滕健(1987—), 男, 云南巧家人, 硕士生, 主要从事内流气体动力学和高超声速进气道研究.

声速逐渐扩展到超声速、高超声速,定几何进气道很难满足宽马赫数范围的工作要求。此时,进气道变几何设计技术在解决非设计状态下进气道与发动机流量匹配、低马赫数自起动等方面展现出优势,逐渐被业界广泛认识和重视^[1-2]。此外,对于涡轮基组合循环(turbine-based combined cycle, TBCC)和火箭基组合循环(rocket-based combined cycle, RBCC)以及双模态超燃冲压发动机(dual-mode scramjet)而言,变几何进气道是解决各推进循环之间协调工作和实现模态转换的最佳选择,同时变几何进气道将成为飞行器从地面起飞直至超声速和高超声速宽马赫数飞行范围内推进系统正常稳定工作的重要保证^[2-3]。未来太空探索与太空商业活动迈入新阶段的关键因素是天地往返运输成本的大幅降低和更高的飞行器可靠性与安全性,能够实现地面起飞直接入轨并且完全可重复使用将是未来航天器的发展目标。目前世界各航空航天大国积极研究与发展的有双级入轨(two-stage-to-orbit)和单级入轨(single-stage-to-orbit)概念^[3],这两种先进的空天飞机概念都涉及大气层内采用高效高比冲的吸气式推进系统。由于未来空天飞机大气层内的吸气式推进系统涉及从地球表面起飞直至外大气层空间的高飞行环境的变化以及需要完成从亚声速跨越超声速进入高超声速的极宽马赫数变化范围,变几何进气道设计技术将成为吸气式推进系统重点考虑和发展的技术。

鉴于变几何进气道在宽马赫数范围工作的气动性能优势,尤其在超声速领域,各国学者开展了大量的研究工作。法国 ONERA(Office National d'études Et de Recherches Aérospatiales)等机构提出了一种平移唇口的变几何双模态超燃冲压发动机概念^[4-5]。通过沿水平方向移动外唇罩,使进气道在高马赫数时具有较大的内收缩比(CR, 量符号记为 R_c)来对高速气流进行有效地压缩;低马赫数时具有较小的内收缩比利于进气道起动。但是文献仅给出该进气道的设计概念,并未提供详细的方案设计及实验资料。同时,该进气道涉及双模态燃烧,唇罩平移前后燃烧室构型的改变对火焰稳定的影响及模态转换时进气道能否正常工作有待更深入的研究。日本研究机构 ISAS(Institute of Space and Astronautical Science)为其研究的 ATREX(air-turbo-ram-expander-cycle)发动机设计了超声速混压式轴对称变几何进气道^[6]。通过沿轴线平移中心锥实现进气道波系的调节。虽然可以通过平移中心锥使进气道在非设

计马赫数获得尽量高的流量捕获,但是由于该进气道外唇罩几何不可变,低马赫数时中心锥前伸导致进气道的内收缩比增大,不得不增加中心锥气流泄流孔以保证进气道的起动性能,这大大增加了进气道变几何系统的复杂性。

本文基于课题组前期的研究工作^[7],改进和完善了二元高超声速变几何进气道的方案设计,对不同来流条件下进气道的气动特性以及低马赫数进气道的起动性能进行了数值仿真研究。

1 二元高超声速进气道变几何方案

1.1 变几何方案的提出

按单点设计的常规高超声速定几何进气道工作于低马赫数来流条件时,激波偏离唇口且产生超声速溢流,并且来流马赫数越低产生的溢流量越大,进气道所捕获的流量也急剧下降,严重影响了飞行器推力的获得^[8-15]。为了保证高超声速进气道在非设计点马赫数工作时获得较高的流量捕获率,本文提出了一种通过沿来流方向平移外唇罩的高超声速变几何进气道,使其能够在低马赫数来流条件下平移唇罩,保证压缩面上产生的激波实现封口或部分封口,实现进气道非设计状态下较高的流量捕获。图1给出了二元高超声速进气道变几何方案示意图。可以看出,当来流马赫数为设计点 $Ma=7.0$ 时,压缩面上产生的激波封口,当来流马赫数降低至 $Ma=4.0$ 时,激波角增大,此时通过水平移动唇罩至图中虚线所示位置保证激波封口,使进气道捕获的流量与定几何进气道相比大大增加。

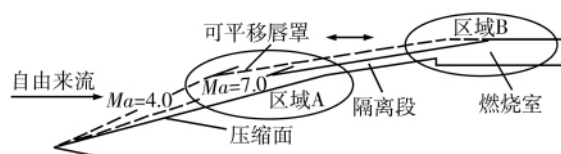


图1 二元高超声速进气道变几何方案示意图

Fig. 1 Variable geometry scheme of 2-D hypersonic inlet

对于混压式进气道而言,进气道的内收缩比是影响进气道起动能力和对气流压缩程度的重要参数。本文提出的变几何方案通过水平移动外唇罩实现进气道非设计马赫数流量捕获的调节,同时在外唇罩移动的过程中唇口位置和隔离段高度等进气道几何参数将改变。图2给出了二元高超声速变几何进气道唇口区域局部放大图。可以看

出,进气道外唇罩从 $Ma=7.0$ 封口位置移动到 $Ma=4.0$ 封口位置过程中,进气道的内压段进口面积与隔离段高度均增大.定义进气道高马赫数封口时的内收缩比与低马赫数封口内收缩比之比为参数 K .

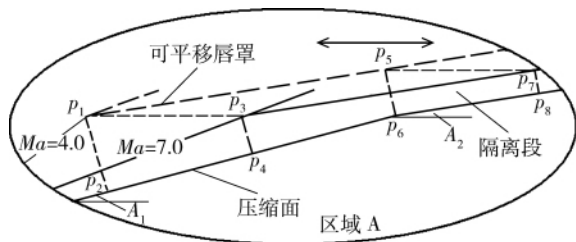


图2 区域A:进气道唇罩局部放大图

Fig. 2 Region A: enlarged drawing of inlet cowl

$$R_{c,high} = \frac{p_3 p_4}{p_7 p_8}, \quad R_{c,low} = \frac{p_1 p_2}{p_5 p_6} \quad (1)$$

$$p_1 p_3 = p_5 p_7 = L_s \quad (2)$$

$$p_1 p_2 = p_3 p_4 + L_s \cdot \sin A_1 \quad (3)$$

$$p_5 p_6 = p_7 p_8 + L_s \cdot \sin A_2 \quad (4)$$

$$K = \frac{R_{c,high}}{R_{c,low}} = \frac{\frac{p_3 p_4}{p_7 p_8}}{\frac{p_1 p_2}{p_5 p_6}} = \frac{1 + \frac{L_s}{p_7 p_8} \cdot \sin A_2}{1 + \frac{L_s}{p_3 p_4} \cdot \sin A_1} \quad (5)$$

通过式(1)~式(5)的推导可以看出,影响 K 的参数有压缩楔面的角度 A_1 ,隔离段与水平面的夹角 A_2 ,进气道从高马赫数封口位置移动至低马赫数封口位置的水平移动距离 L_s 以及高马赫数时进气道内压段入口面积 $p_3 p_4$ 与隔离段高度 $p_7 p_8$. $p_1 p_2$ 和 $p_5 p_6$ 分别为唇罩前伸至低马赫位置内压段入口高度和隔离段高度.通过合理组合这些参数,能够设计进气道使其在低马赫数来流条件下有较小的内收缩比,既保证激波封口也使进气道获得较好的起动能力;同时使进气道在高马赫数来流条件有较大的内收缩比,保证对来流进行有效的压缩使气流获得较高的总压恢复.

1.2 可平移唇罩结构方案

基于上述进气道变几何方案的分析,本文提出了一种可平移唇罩的结构方案.如图3所示,可平移唇罩与燃烧室上壁面搭接,唇罩与燃烧室上壁面前端形成一个凹腔结构且凹腔的长度随着唇罩的前后移动相应改变.为了便于初步分析和估算进气道性能,在下述进气道方案设计时暂时不考虑燃烧室的结构,即认为可平移唇罩与燃烧室固接在一起,数值仿真时同样暂时不考虑可平移

唇罩与燃烧室的连接方式.

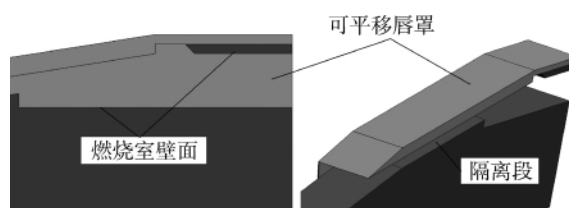


图3 区域B:进气道燃烧室局部放大图

Fig. 3 Region B: enlarged drawing of inlet combustion chamber

2 二元高超声速变几何进气道设计

基于上述进气道变几何分析,设计二元三波系混压式高超声速变几何进气道,进气道的工作范围为 $Ma=4.0 \sim 7.0$.如图4所示,当来流马赫数为 $Ma=7.0$ 时三道激波均封口;当来流马赫数为非设计马赫数时通过平移唇罩始终保证第三道激波封口.

按照图4所示设计二元高超声速变几何进气道.表1给出了进气道的基本设计参数.

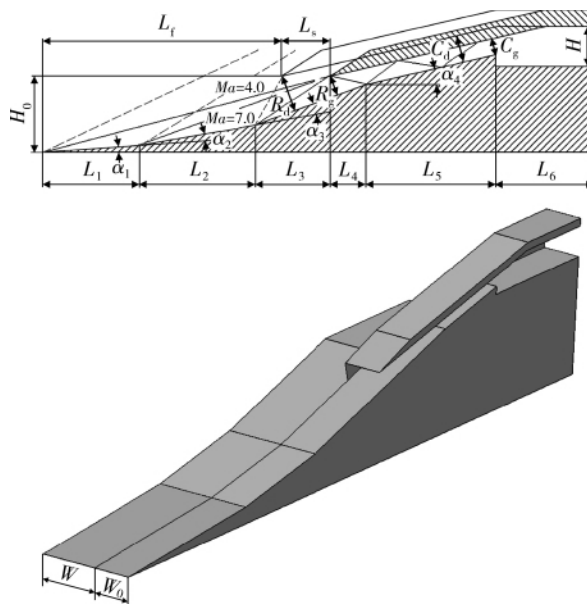


图4 二元高超声速变几何进气道示意图

Fig. 4 Diagram of 2-D hypersonic inlet

根据具体的变几何进气道方案, K 的计算公式做相应调整(式(6)).

$$K = \frac{1 + \frac{L_s}{C_g} \sin \alpha_4}{1 + \frac{L_s}{R_g} \sin (\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3)} \quad (6)$$

$$L_t = L_f + L_s \quad (7)$$

表 1 进气道基本设计参数

Table 1 Basic design parameters of inlet

设计点		K	$R_{c, Ma=7.0}$	$R_{c, Ma=4.0}$	$\alpha_1 / (^{\circ})$	$\alpha_2 / (^{\circ})$	$\alpha_3 / (^{\circ})$	$\alpha_4 / (^{\circ})$			
$Ma=7.0$		1.10	1.80	1.64	5.0	5.7	6.7	12.9			
L_1	L_2	L_3	L_4	L_5	L_6	R_g	C_g	W_0	W	H_0	H
2.12	1.25	1.13	1.19	0.92	1.51	0.21	0.12	0.42	0.63	1.00	0.33

图 5 给出了 $Ma=4.0 \sim 7.0$ 范围内外唇罩平移过程中唇口与压缩楔面前缘之间水平距离 L_t 的变化以及相应状态下进气道内收缩比的变化规律。可以看出,随着马赫数逐渐增大,外唇罩逐渐后退, L_t 增加同时进气道的内收缩比也增大。由此可以实现进气道低马赫数较小内收缩比与高马赫数较大内收缩比的调节。

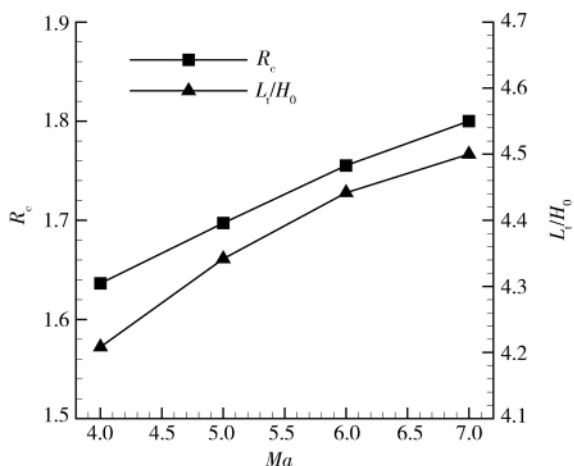


图 5 高超声速进气道几何变化规律

Fig. 5 Variable geometry law of 2-D hypersonic inlet

3 二元高超声速定/变几何进气道数值仿真

为了对比分析二元高超声速变几何进气道气动性能并验证其可行性,按设计点 $Ma=7.0$ 设计二元高超声速定几何进气道,该定几何进气道几何尺寸与变几何进气道 $Ma=7.0$ 状态完全一致。在不同来流条件下,定几何进气道的几何型面保持不变。

3.1 数值方法校核

选用文献[8]中的进气道实验数据对本文采用的数值仿真方法进行验证。采用有限体积法对三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行离散,无黏流量采用基于 MUSCL(monotone upstream-centred schemes for conservation laws)插值的 Roe 格式进行离散,黏性通量采用 2 阶中心差分

格式进行离散,时间推进采用点隐式方法。湍流模型采用 $\kappa-\omega$ SST(shear stress transport)模型。设置压力远场,压力出口和固壁边界条件。计算参数选取与实验参数相同,即自由来流马赫数为 6.0,总温为 1650 K,总压为 5.5 MPa。图 6 给出了进气道上下壁面的压力分布。可以看出,数值仿真获得的壁面压力数据与实验值在趋势和数值上吻合较好。可见,本文采用的数值仿真方法可以较为准确地模拟此类进气道流动,计算结果可信。

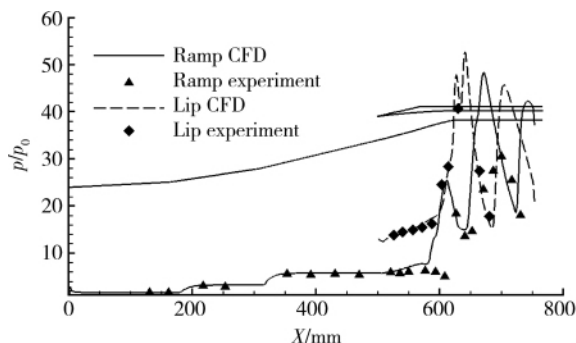


图 6 上下壁面压力分布

Fig. 6 Pressure distribution along lip and ramp wall

3.2 二元高超声速定/变几何进气道自起动机性能对比

采用经过验证的数值仿真方法对二元高超声速定几何与变几何进气道进行数值仿真,图 7 给出了进气道三维数值仿真网格,设置了压力远场,压力出口,对称面和绝热固壁等边界条件。

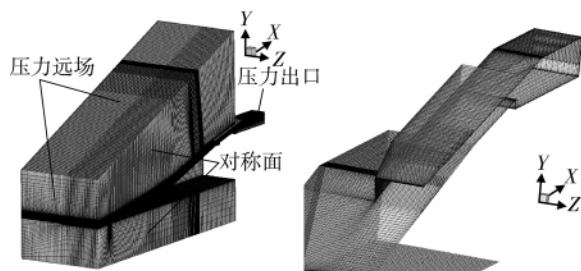


图 7 高超声速变几何进气道三维网格

Fig. 7 3-D mesh of hypersonic inlet

进气道在工作范围内对气流进行有效压缩的前提是能够起动。为了获得设计点较优的气动性能,定几何进气道需要选取较大的内收缩比,然而较大的内收缩比常常导致进气道在低马赫数来流条件下气流在内压段入口处的壅塞,造成进气道不起动。为了对比二元高超声速定/变几何进气道的起动特性,对两种进气道分别开展自起动性能数值仿真。具体的计算方法为在低马赫数不起动流场基础上,以 $\Delta Ma = 0.1$ 逐渐增加来流马赫数,直到进气道入口处的分离包被吸入进气道最终消失,流场稳定,此时的来流马赫数即为自起动马赫数。变几何进气道通过迎着来流方向平移唇罩,使其位于前伸最大位置,即唇罩转折点位于进气道隔离段出口处,此时进气道的内收缩比由 1.80 下降至 1.57;定几何进气道的内收缩比保持为 1.80。图 8 给出了定几何进气道对称面流场马赫数等值图。从图 8(a) 看出,当来流马赫数为 4.8 时,定几何进气道入口处形成一个较明显的分离包。由于分离包的存在,使得气流在内压段经历一个先收缩后扩张的气动通道,导致进气道隔离段出口处的流场参数未达到正常工作的要求;当来流马赫数继续增加至 4.9,如图 8(b) 所示,内压段

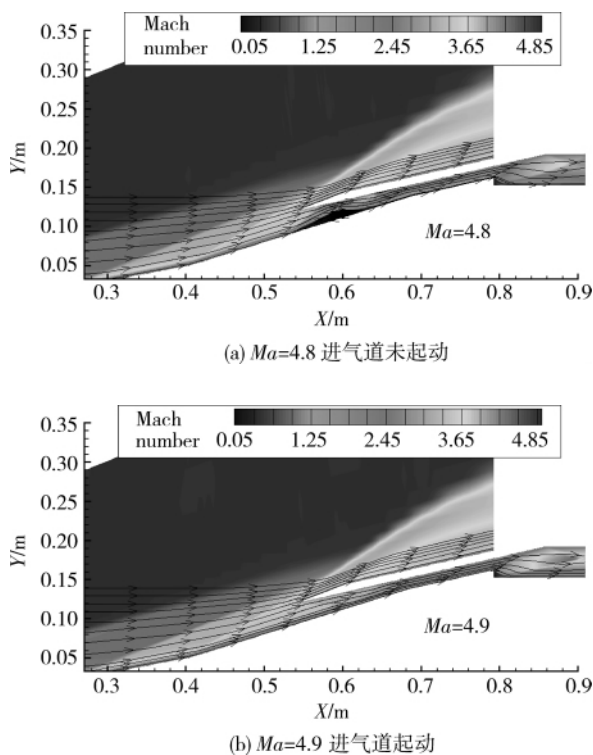


图 8 二元高超声速定几何进气道对称面马赫数等值图(含流线)

Fig. 8 Mach number contour of 2-D fixed geometry hypersonic inlet (incl. streamtrace)

入口处的分离包消失,流场稳定,进气道顺利起动。

图 9 为变几何进气道对称面流场马赫数等值图。可以看出,来流马赫数为 3.3 时,进气道入口处产生较大分离包,进气道无法正常工作。进一步增加来流马赫数,变几何进气道在 $Ma=3.4$ 顺利起动。通过迎着来流平移唇罩使进气道的内收缩比减小,可以有效降低进气道的自起动马赫数。变几何进气道的起动性能优于定几何进气道。

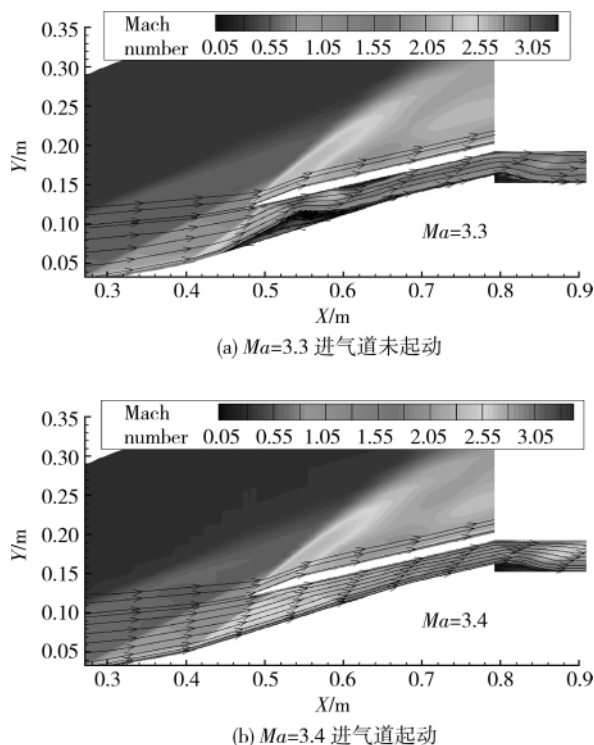


图 9 二元高超声速变几何进气道对称面马赫数等值图(含流线)

Fig. 9 Mach number contour of 2-D variable geometry hypersonic inlet (incl. streamtrace)

3.3 二元高超声速定/变几何进气道气动性能对比

为了对比分析二元高超声速定/变几何进气道正常工作时的气动特性,在来流马赫数为 4.0~7.0 范围内对进气道开展了三维数值仿真,图 10 给出了二元高超声速变几何进气道在来流马赫数为 7.0 时各截面马赫数等值图。

图 11 给出了定几何进气道对称面流场马赫数等值图。定几何进气道的设计点马赫数为 7.0,由于压缩楔面前缘钝化的原因使 $Ma=7.0$ 时进气道第一道激波未能封口,略偏离唇口使进气道产生溢流。随着来流马赫数从 7.0 下降至 4.0,进气道三道楔面产生的激波波角逐渐增加,激波偏

离唇口, 当来流马赫数为 4.0 时, 进气道产生了较严重的溢流。

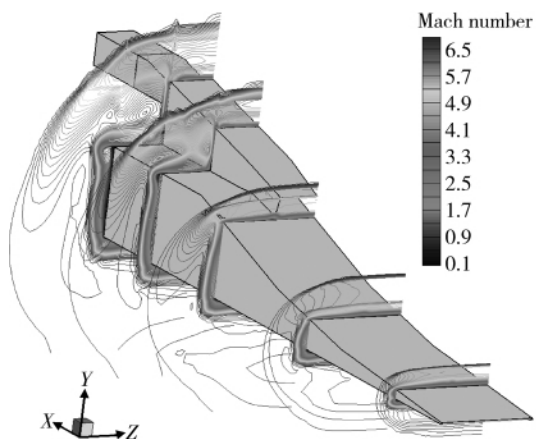
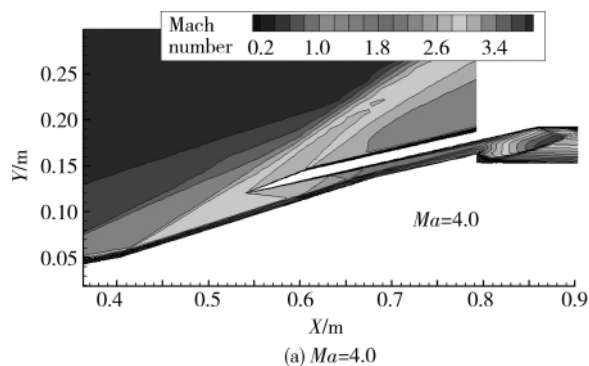
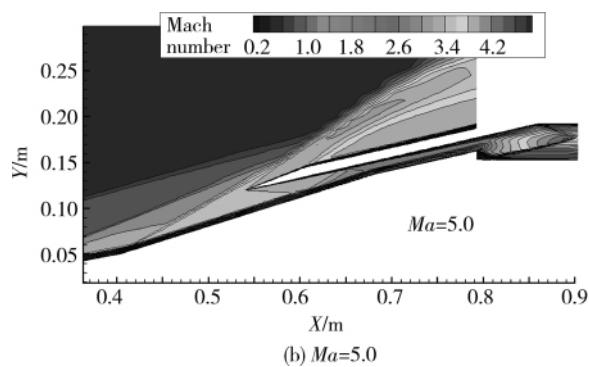


图 10 高超声速变几何进气道截面马赫数等值图

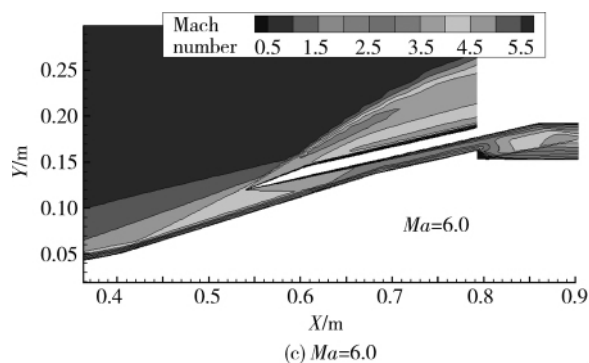
Fig. 10 Mach number contour of hypersonic variable geometry inlet



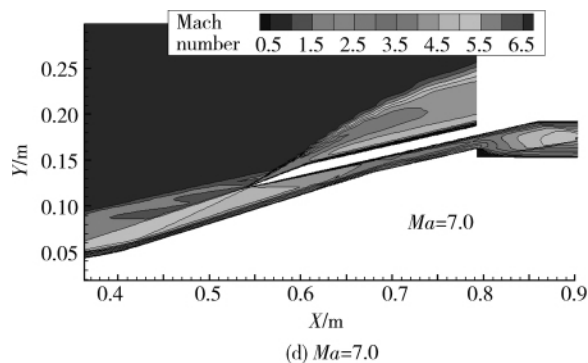
(a) $Ma=4.0$



(b) $Ma=5.0$



(c) $Ma=6.0$

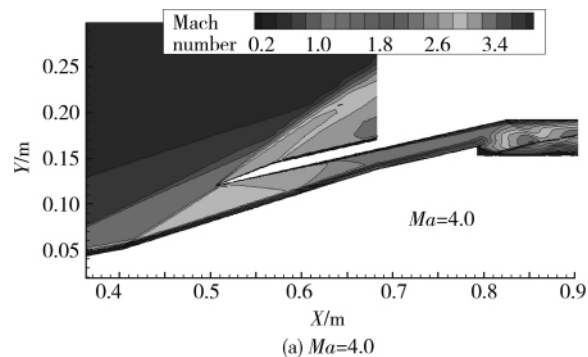


(d) $Ma=7.0$

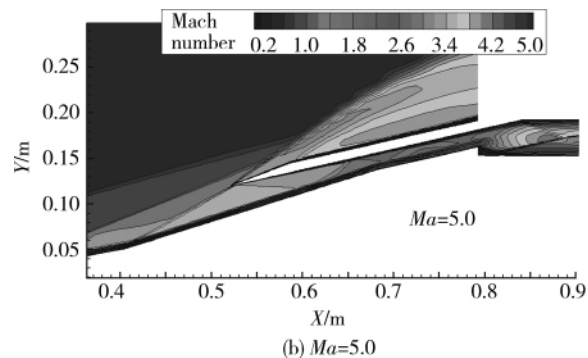
图 11 定几何进气道马赫数等值图

Fig. 11 Mach number contour of fixed geometry inlet

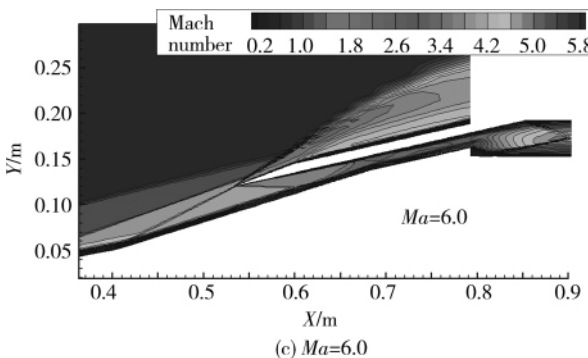
图 12 给出了变几何进气道对称面流场马赫数等值图. 可以看出, 通过迎着来流方向平移唇罩, 进气道始终保证压缩楔面第三道激波封口, 有效降低了进气道低马赫数来流条件下的溢流, 保证了进气道较好的流量捕获。



(a) $Ma=4.0$



(b) $Ma=5.0$



(c) $Ma=6.0$

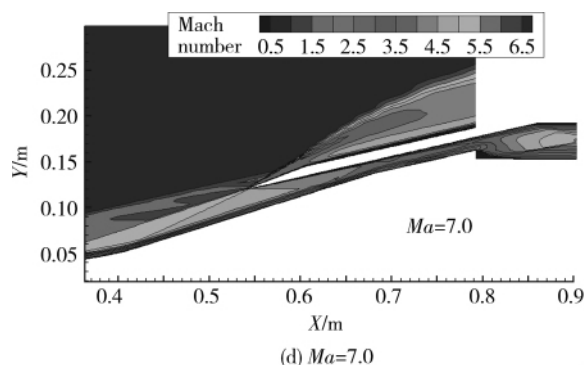


图12 变几何进气道马赫数等值图

Fig. 12 Mach number contour of variable geometry inlet

图13给出了二元高超声速定几何与变几何进气道隔离段出口马赫数和增压比的对比。可以看出,随着来流马赫数的增加,进气道的隔离段出口马赫数和增压比均增加,两种进气道变化趋势基本一致。在低于设计点马赫数为7.0的来流条件下,由于定几何进气道始终保持较高的内收缩比,而变几何进气道平移唇罩降低了内收缩比,导致变几何进气道对气流的减速增压作用略低于定几何进气道,变几何进气道隔离段出口马赫数略高,增压比略低,但是并不影响进气道正常有效的工作。

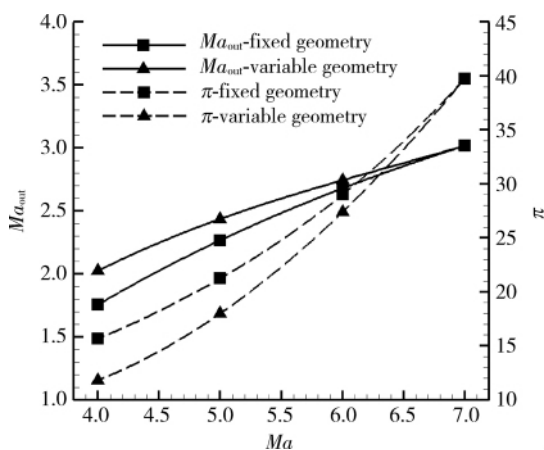


图13 进气道隔离段出口马赫数与增压比

Fig. 13 Mach number of isolator exit and static pressure ratio of inlets

图14给出了二元高超声速定/变几何进气道流量系数与总压恢复系数的对比。可以看出:两种进气道流量系数随着马赫数的增加而增大,总压恢复系数随着马赫数的增加而降低。通过在低马赫数来流条件下平移唇罩,保证了第3道激波封口,变几何进气道流量系数明显高于定几何进气

道,总压恢复系数也高于相同来流条件下定几何进气道值。来流马赫数越低,变几何进气道的气动性能优势越明显。

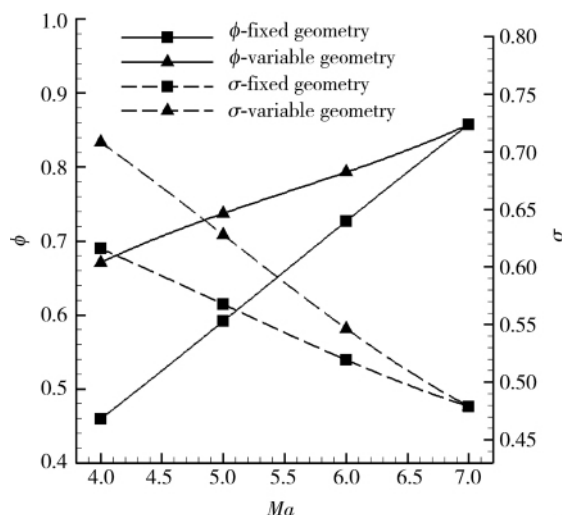


图14 进气道流量系数与总压恢复系数

Fig. 14 Mass flow rate and total pressure recovery coefficient of inlets

4 结论

对二元高超声速变几何进气道开展了设计与三维数值仿真研究,得出如下结论:

- 1) 设计了一种二元高超声速变几何进气道。通过迎着来流方向平移唇罩,进气道内收缩比由1.80下降至1.57,自启动马赫数由4.9下降至3.4。变几何进气道有较好的自启动性能。
- 2) 二元高超声速变几何进气道在设计马赫数下与定几何进气道气动性能基本相同;非设计马赫数下隔离段出口马赫数与增压比相差不大,流量系数和总压恢复系数均明显高于定几何进气道,最大分别可达21%和9%。
- 3) 本文设计的二元高超声速变几何进气道能够通过简单的平移唇罩方式实现较宽马赫数范围综合气动性能的提升。

参考文献:

- [1] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. 2nd ed. Oxford: Blackwell Science Ltd., 1999.
- [2] Blockley R, Shyy W. Encyclopedia of aerospace engineering; Volume 2 propulsion and power[M]. New York: John Wiley & Sons, Ltd., 2011.
- [3] Davis M. The standard handbook for aeronautical and astronautical engineers[M]. London: McGraw-Hill Standard Handbooks, 2003.
- [4] Falempin F, Scherrer D, Laruelle G, et al. French hyper-

- sonic propulsion program PREPHA: results, lessons and perspectives[R]. AIAA-98-1565, 1998.
- [5] Falempin F, Serre L. LEA flight test program-status in 2004[R]. AIAA-2004-3344, 2004.
- [6] Kojima T, Tanatsugu N, Sato T, et al. Development study on axisymmetric air inlet for ATREX engine[R]. AIAA-2001-1895, 2001.
- [7] 袁化成, 滕健, 郭荣伟. 内收缩比可控的二元高超声速变几何进气道研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2468-2474.
YUAN Huacheng, TENG Jian, GUO Rongwei. Research on variable geometry technology of 2-D hypersonic inlet with contract ratio controlled[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2468-2474. (in Chinese)
- [8] 袁化成, 郭荣伟. 矩形截面高超声速进气道高焓风洞实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2748-2755.
YUAN Huacheng, GUO Rongwei. High enthalpy wind tunnel tests of hypersonic inlets with rectangular section[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2748-2755. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] Herrmann C D, Koschel W W. Experimental investigation of the internal compression of a hypersonic intake[R]. AIAA-2002-4130, 2002.
- [11] Mrozinski D P, Hayes J R. Numerical and experimental analysis of a hypersonic variable geometry inlet[R]. AIAA-99-0899, 1999.
- [12] Okai K, Taguchi H, Kojima T, Futamura numerical analysis of variable intake and nozzle for hypersonic engine[R]. AIAA-2003-7069, 2003.
- [13] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA-96-2914, 1996.
- [14] Ferlauto M, Larocca F, Zannetti L. Integrated design and analysis of intakes and nozzles in air-breathing engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(1): 28-34.
- [15] Smart M K. How much compression should a scramjet inlet do[J]. AIAA Journal, 2012, 50(3): 610-619.