

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

金志光^{*}, 张堃元, 陈卫明, 刘媛

南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016

摘要: 针对二元高超声速进气道宽马赫数大攻角工作要求,研究了转动唇口变几何进气道调节方案,给出了一种高性能变几何原型进气道设计方法,并通过数值仿真获得了变几何进气道各工况下的调节规律及性能变化规律。研究表明:采用特殊曲面唇口设计的变几何进气道宽马赫数范围内流场结构较好,总体性能优越;以马赫数 $Ma=6.0$ 为设计点的原型进气道采用转动唇口方案无需附面层抽吸即可在唇口开启过程中实现接力点自启动,且最低自启动马赫数降至 $Ma=3.5$;低马赫数大攻角状态下,通过转动唇口合理控制喉部平均马赫数范围可保证进气道正常工作。

关键词: 高超声速进气道; 变几何进气道; 转动唇口; 曲面唇口; 数值仿真

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2013)04-0779-08

超燃冲压发动机宽范围工作要求使得常规定几何进气道难以满足发动机性能的进一步提升需求。这是因为,为提高飞行器加速段性能通常要求进气道具有较大的内压缩,而内压的加大又会使进气道起动变得异常困难^[1]。此外,低马赫数下如果飞行器产生较大的正攻角,则进气道也会因流量过大导致不起动。在当前世界各国高超飞行器马赫数 $Ma=4.0(4.5)\sim 6.0(6.5)$ 的研究范围内,由于定几何进气道结构简单,高低马赫数下的性能协调相对容易实现,因而普遍采用定几何方案。但是,随着飞行器工作马赫数的提高与范围的拓宽,定几何进气道将难以满足设计要求,变几何方案成为必然的发展趋势。当然,相对于定几何进气道而言,变几何进气道会增加系统的重量与结构的复杂性,同时也会带来联接、密封、冷却及控制等问题。但是,由于变几

何进气道在整个工作范围内都能使发动机性能获得显著提高,因而对于简单的变几何方案值得开展深入研究。

鉴于变几何高超声速进气道宽范围内的性能优势,世界各国一直在致力于变几何进气道相关技术的探索,先后提出并研究了多种变几何方案^[2-7]。出于总体布局与结构设计等方面考虑,针对双模态超燃冲压发动机的变几何方案其可动部件主要集中在唇罩一侧,大致有平移唇罩与转动唇罩两大类。美国 X-43A 飞行器就采用了部分唇罩转动的变几何方式^[3],法国“LEA 计划”采用了斜向平移整个唇罩的变几何方式^[4]。此外,还有针对涡轮基组合循环(TBCC)^[5]、火箭基组合循环(RBCC)^[6]等组合推进系统的复杂变几何方案等。

国内南京航空航天大学的张堃元等基于侧压

收稿日期: 2012-05-29; 退修日期: 2012-07-21; 录用日期: 2012-09-20; 网络出版时间: 2012-10-31 15:21

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121031.1521.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11102086)

^{*} 通讯作者. Tel.: 025-84892200-2604 Email: j_zg77@yahoo.com.cn

引用格式: Jin Z G, Zhang K Y, Chen W M, et al. Design and regulation of two-dimensional variable geometry hypersonic inlets. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. 2013,34(4): 779-786. 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. 航空学报, 2013,34(4): 779-786.

式进气道研究了转动唇口、平移唇口及喉部放气等变几何方案^[8-12],取得较理想效果。国防科学技术大学的王翼等对一种顶板压缩面可局部开启的简单变几何方案进行了研究,发现开启式变几何方案能在较大的内收缩情况下实现进气道接力点自启动^[13]。文献[14]和文献[15]针对 $Ma=4.0\sim 7.0$ 范围对转动唇口与平移唇口两种二元进气道变几何方案开展了初步探索研究。

本文在文献[15]研究工作的基础上对转动唇口变几何方案开展了进一步研究,优化了型面设计,去掉了附面层排移隔道,显著提升了进气道宽范围工作性能。文中首先给出了一种高性能变几何原型进气道设计方法,在此基础上对其宽范围调节规律及性能变化规律开展了较详细的数值仿真研究。

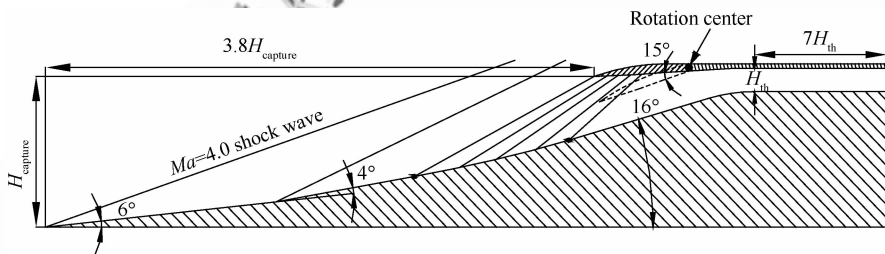


图1 变几何原型进气道气动设计方案

Fig. 1 Aerodynamic scheme diagram of baseline variable geometry inlet

为兼顾进气道高低马赫数下性能,进气道设计点取 $Ma=6.0$ 。考虑到 $Ma=7.0$ 超额定工况,进气道唇罩内型面采用了特殊的曲面设计,如图2所示,压缩面初始段与来流夹角为 2.5° ,后接一段 4° 偏转的凸圆弧以弥散 $Ma=7.0$ 超额定工况下顶压激波在唇口内表面的反射波,优化喉部流场结构。

作为比较,图3给出了一种常规定几何进气道采用的圆弧形唇口设计方案。常规定几何进气道为兼顾低马赫数下的起动性能,其唇口波不可过强,唇口内型面与来流夹角普遍较大,这将导致 $Ma=7.0$ 超额定工况下气流会在唇口内表面出现一段明显的膨胀加速过程,从而加剧顶压激波与唇罩附面层的相互作用。

1 变几何进气道气动设计与性能

1.1 变几何原型进气道设计

图1给出了一种变几何原型进气道气动方案。该方案为提高进气道高马赫数及负攻角性能,总收缩比取为6.5,而为了提高接力点流量系数,其内收缩比较常规定几何进气道显著加大,提高至2.33。考虑到内压段较长,为控制进气道总长度,进气道第1压缩角取为 6° ,第2压缩角取为 4° ,后接 6° 非常规等熵压缩曲面。具体配波时,由等熵压缩面发出的第1道马赫波在 $Ma=4.0$ 下“封口”,后续马赫波打在唇口下游。这样,进气道 $Ma=4.0$ 下的流量系数仅由前体两道波的压缩角大小决定,同时进气道内压段长度可以明显缩短。

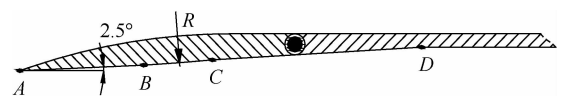


图2 高性能变几何原型进气道曲面唇口设计方案
Fig. 2 Curved cowl surface design of baseline variable geometry inlet with high performance

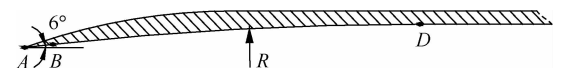


图3 变几何原型进气道常规圆弧形唇口设计方案
Fig. 3 Conventional arc cowl surface design of baseline variable geometry inlet

此外,特殊曲面唇口方案由于初始压缩角较大,进气道外罩阻力也会有所下降。同时,由于变

几何原型进气道外压较小,内压较大,其捕获面积与迎风面积之比达 $AR=0.949$,因而变几何进气道阻力理论上也会低于定几何进气道。

1.2 原型进气道两种唇口设计方案性能比较

图 4 对原型进气道两种唇口设计方案 $Ma=7.0$ 下的流场结构进行了比较。图 4(c) 中的纵坐标 p/p_0 为壁面静压对来流总压无因次化。

表 1 给出了两种方案 $Ma=4.0, 7.0$ 下的总体性能二维数值仿真结果。表中: φ 为进气道流量系数; σ 为截面流量平均总压恢复系数; \overline{Ma} 为截面流量平均马赫数; π 为截面流量平均增压比。

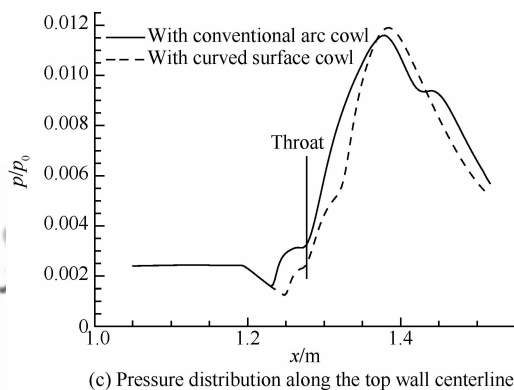
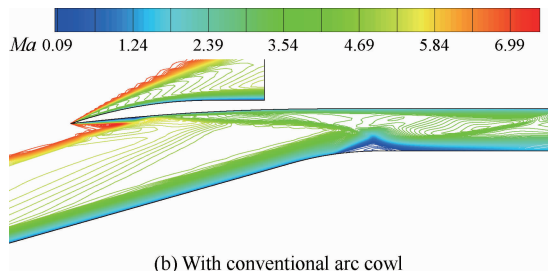
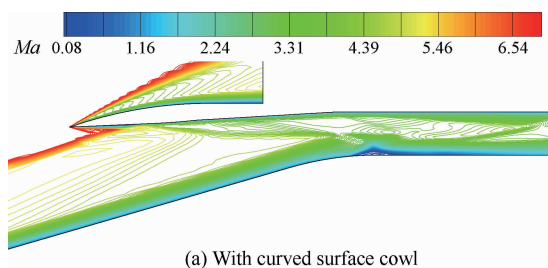


图 4 $Ma=7.0$, 变几何原型进气道两种唇口设计方案流场比较

Fig. 4 Flow field comparison of baseline variable geometry inlets with different cowl designs at $Ma=7.0$

表 1 变几何原型进气道两种唇口设计方案总体性能比较(2D 仿真)

Table 1 Overall performance comparison between two inlets with different cowl designs under different conditions (2D simulation)

Ma	Condition	Throat				Outlet		
		φ	σ	\overline{Ma}	π	σ	\overline{Ma}	π
4.0	Curved surface cowl	0.769	0.804	1.85	19.6	0.724	1.77	18.8
	Conventional arc cowl	0.769	0.832	1.93	17.3	0.768	1.86	17.5
7.0	Curved surface cowl	1.000	0.649	3.36	37.4	0.496	3.22	32.3
	Conventional arc cowl	1.000	0.577	3.12	44.3	0.425	3.05	34.7

计算结果表明,低马赫数下,二者喉部流场差异不大,但在 $Ma=7.0$ 超额定工况下,特殊曲面唇口方案的喉部分离区要明显小于常规圆弧形唇口方案。

从表 1 中也不难看出,由于特殊曲面唇口初始压缩角较大导致进气道 $Ma=4.0$ 下的喉道总压恢复较常规圆弧唇口下降 3.4%,隔离段出口总压恢复下降 5.7%,但其 $Ma=7.0$ 超额定工况下的喉道总压恢复却较常规圆弧唇口方案提高了 12.5%,隔离段出口总压恢复提高 16.7%,因而这种类似“翼型”的特殊曲面唇口

方案折中了进气道高低马赫数下的总体性能,更适合进气道 $Ma=4.0\sim 7.0$ 的宽马赫数范围工作。

1.3 变几何进气道不同工况下的流场结构与总体性能仿真

图 5~图 8 给出了变几何进气道 $Ma=4.0\sim 7.0, 0^\circ$ 攻角下的对称面流场结构。表 2 给出了无限宽前体下进气道总体性能的三维流场数值仿真结果。计算采用的隔离段宽高比为 2.5,隔离段侧面挡板类似 X-51A 的前掠形式。

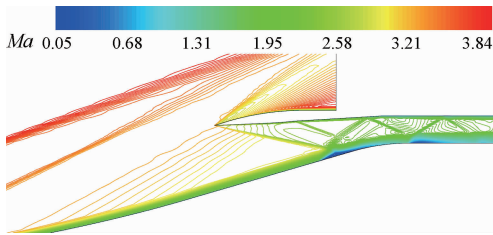
图5 变几何进气道 $Ma=4.0$ 下的对称面流场结构

Fig. 5 Flow field structure of variable geometry inlet in symmetry plane at $Ma=4.0$

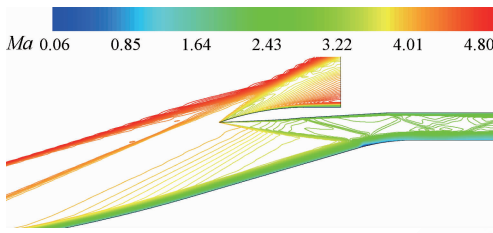
图6 变几何进气道 $Ma=5.0$ 下的对称面流场结构

Fig. 6 Flow field structure of variable geometry inlet in symmetry plane at $Ma=5.0$

图7 变几何进气道 $Ma=6.0$ 下的对称面流场结构

Fig. 7 Flow field structure of variable geometry inlet in symmetry plane at $Ma=6.0$

图8 变几何进气道 $Ma=7.0$ 下的对称面流场结构

Fig. 8 Flow field structure of variable geometry inlet in symmetry plane at $Ma=7.0$

表2 变几何进气道不同工况下的总体性能(3D仿真)

Table 2 Overall performance of variable geometry inlets under different conditions (3D simulation)

Ma	$\alpha/(\circ)$	Throat					Outlet	
		φ	σ	\overline{Ma}	π	σ	\overline{Ma}	π
4.0	0	0.769	0.779	1.77	20.0	0.687	1.67	20.5
	2	0.848	0.761	1.58	25.9	0.686	1.54	25.2
5.0	0	0.881	0.754	2.53	20.1	0.655	2.38	21.4
	4	1.096	0.685	2.21	31.8	0.594	2.07	32.7
6.0	0	1.000	0.691	2.99	26.3	0.570	2.78	28.1
	4	1.243	0.582	2.65	37.5	0.497	2.48	40.3
7.0	0	1.000	0.620	3.27	38.8	0.437	2.97	37.0
	4	1.262	0.464	2.93	48.8	0.353	2.68	50.5

对比表1与表2不难发现,进气道总体性能三维计算结果较二维结果有明显下降。 $Ma=4.0, 0^\circ$ 攻角下,三维计算获得的隔离段出口总压恢复系数较二维结果下降5.1%。 $Ma=7.0, 0^\circ$ 攻角下,隔离段出口总压恢复系数的三维结果则较二维结果下降11.9%,这主要与隔离段宽高比及隔离段侧面挡板形状等因素有关。适当增大宽高比、减小侧板浸润面积有利于提高三维流场性能。从流场结构来看,受侧板附面层引发的隔离段内二次流影响,进气道高马赫数工况下的喉部分离区略大于二维计算结果。

此外,由于进气道第1压缩角较大,导致进气道性能随攻角增加下降明显。从已有研究结果来看,在进气道长度允许范围内,第1压缩角取 4° 左右可使进气道获得较好的攻角特性。

总体来看,该进气道 $Ma=4.0\sim 7.0$ 范围内的气动性能较文献[15]有显著提高。

2 转动唇口变几何方案调节规律研究

2.1 低马赫数下自启动性能数值仿真

针对本文高性能大内收缩比变几何原型进气道
© 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

道,为解决接力点自起动与大攻角工作问题,采用美国 X-43A 飞行器进气道调节方式将其唇罩绕某一支点进行转动,设计了简单变几何方案。通过对转动支点位置及转动角度的研究发现,当支点与顶板肩部之间处于较合适的相对位置时,进气道自起动马赫数最低。支点过于靠前或靠后都会使起动马赫数升高。此外,唇罩转动角度对起动性能也有较大影响,只有当转动支点前的内流道形成略微收缩的通道时进气道才能在较低的马赫数下实现自起动,顺利建立超声速流场。因而,合适的支点位置与合适的转动角度共同决定了整个变几何进气道的最低自起动马赫数。

图 9 给出了转动支点位于 1.4 收缩比截面(相对喉道截面而言),唇罩向下转动 12.5° ,进气道在最低自起动马赫数 $Ma=3.5$ 下实现自起动的数值仿真结果。

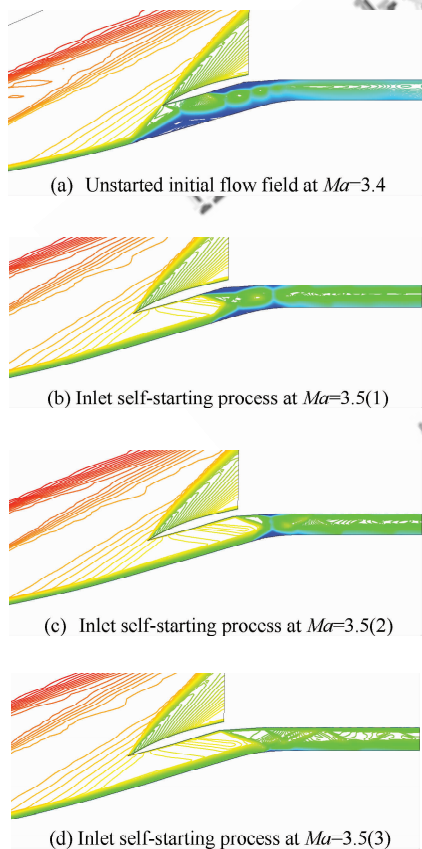


图 9 变几何进气道 $Ma=3.5$ 下的自起动过程数值仿真
Fig. 9 Self-starting process of variable geometry inlet at $Ma=3.5$

由于本文给出的变几何原型进气道设计点取

为 $Ma=6.0$,其唇口长度明显短于以 $Ma=7.0$ 为设计点的进气道,因而顶板附面层相对较薄,无需采用顶板附面层吸除措施便可在较低的马赫数下实现自起动,这对飞行器总体方案设计是非常有利的。文献[14]和文献[15]中的变几何进气道设计点为 $Ma=7.0$,前体相对较长,必须采用附面层吸除才能使进气道起动,并且设计点越高, $Ma=4.0$ 下的性能越难提高。本文设计的变几何进气道其宽范围性能较文献[14]和文献[15]中的变几何进气道有显著提高。

根据第 1 道顶压激波的波后马赫数估算,该变几何进气道在 $Ma=3.5$ 下可实现自起动,相当于进气道在 $Ma=4.0$ 、 $+4^\circ$ 攻角下仍具有自起动能力。

2.2 大攻角范围内的调节规律与性能变化规律

对于变几何原型进气道,由于 $Ma=4.0$ 、 0° 攻角下的流量系数高达 0.77,喉道马赫数仅为 1.77,压缩量偏大,因而攻角的增加极易导致进气道不起动。由表 2 可以看到, 2° 攻角下进气道喉道马赫数已降至 $\overline{Ma}=1.58$,即将进入不起动状态,因而 $Ma=4.0$ 、 2° 攻角以上必须通过转动唇罩适当减小捕获流量。

通过对攻角与唇罩转动角度的组合研究发现,针对本文原型进气道,攻角每增加 2° ,唇罩转动 3° 可保证进气道喉道马赫数维持在 $Ma=1.7$ 左右,由此可形成两种唇罩调节方式:无级调节与多级调节。

无级调节指当原型进气道攻角达到某一马赫数下的极限值时,攻角的继续增加与唇罩调节同步进行,即一个攻角对应一个唇罩位置,此时需不停地反馈攻角来调节唇口位置;多级调节指当原型进气道攻角达到第一极限值时,唇罩位置迅速切换到某一位置,当攻角在某一范围内继续增加时,唇口位置不变。当攻角达到第二临界值时,唇口位置继续向下一个位置迅速切换,如此反复。显然,无级调节可保证各工况下进气道性能最佳,各项参数变化平稳,而多级调节在唇罩位置切换过程中会引起性能参数在一定范围内发生波动。

图 10 给出了变几何进气道 $Ma=4.0$ 不同攻角下的三级唇罩位置调节方式。即 2° 攻角以内,原型进气道工作; $2^\circ\sim 4^\circ$ 攻角范围内,唇罩转 3° ; $4^\circ\sim 6^\circ$ 攻角,唇罩转 6° ; $6^\circ\sim 8^\circ$ 攻角,唇罩转 9° 。

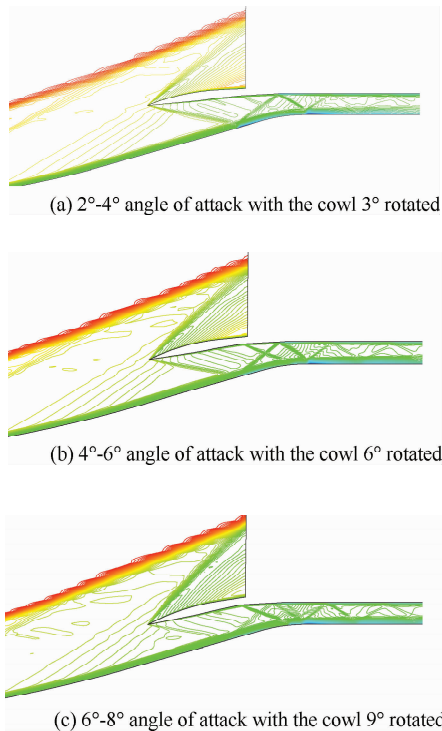
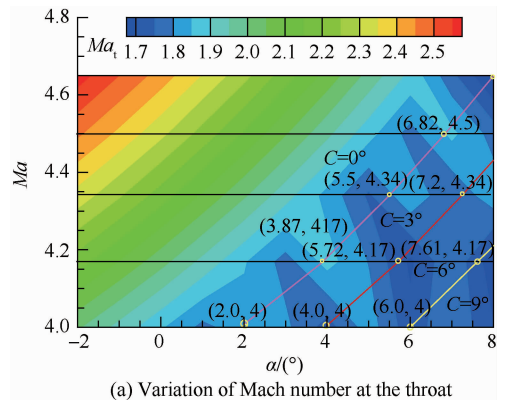


图 10 $Ma=4.0$, 不同攻角下的唇罩转动位置与流场结构
Fig. 10 Rotated cowl position and flow field structure under different angles of attack at $Ma=4.0$

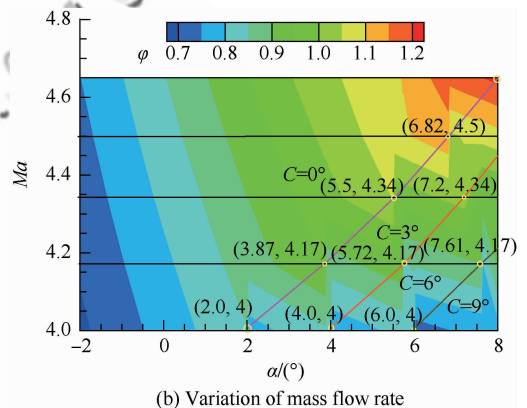
图 11 通过大量的数值仿真给出了变几何进气道低马赫数大攻角范围内的调节规律与性能变化规律。图中: C 为唇口转动的角度。

图 11(a) 给出了变几何进气道 8° 攻角范围内的喉道马赫数 Ma_t 变化。图中 3 条边界线分别代表了某一马赫数下原型进气道 (0° 唇罩位置)、 3° 唇罩位置及 6° 唇罩位置可工作的临界攻角边界。不难发现, 来流马赫数越高, 需调节攻角范围越小, 原型进气道可工作的临界攻角范围越大。 $Ma=4.65$ 以上, 8° 攻角以内, 进气道无需调节。显然, 3 条边界线代表的调节区域大小与进气道设计密切相关。如进气道总收缩比适当降低、第 1 压缩角适当减小等都能使 3 条边界线整体向右平移, 进气道调节区域减小。

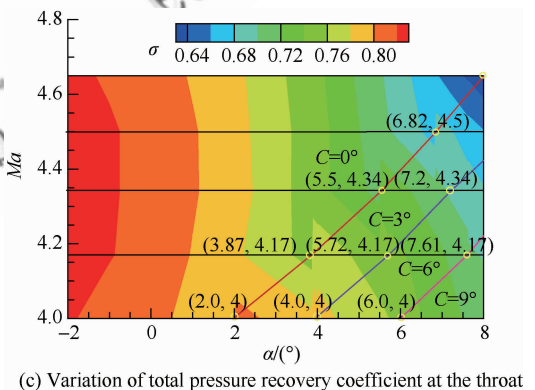
图 11(b)~(c) 分别给出了变几何进气道各工况下流量系数与喉道总压恢复系数的变化规律。从某一马赫数下的性能参数变化来看, 变几何过程中, 随攻角增加, 流量系数与总压恢复系数总体呈下降趋势。



(a) Variation of Mach number at the throat



(b) Variation of mass flow rate



(c) Variation of total pressure recovery coefficient at the throat

图 11 变几何进气道调节规律与性能变化规律
Fig. 11 Law of performance variation and regulation of variable geometry inlet

3 结论

- 1) 采用特殊曲面唇口设计的变几何进气道宽马赫数范围内总体气动性能优越。
- 2) 以 $Ma=6.0$ 为设计点的变几何原型进气道采用转动唇口调节方案无需顶板附面层控制即可在接力点下顺利实现自启动。

3) 低马赫数大攻角状态下通过转动唇口合理控制捕获流量与喉部平均马赫数可保证进气道正常工作。唇口转动过程中,进气道流量系数、总压恢复系数总体呈下降趋势。

4) 随来流马赫数升高,变几何进气道需调节的攻角范围减小。基于文中的二元变几何方案, $Ma=4.65$ 以上, $+8^\circ$ 攻角范围内进气道无需调节。

参 考 文 献

- [1] van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets. AIAA-1996-2914, 1996.
- [2] Bouchez M, Falempin F. Airbreathing space launcher interest of a fully variable geometry propulsion system status. AIAA-1999-2376, 1999.
- [3] Huebner L D, Rock K E, Ruf E G, et al. Hyper-X flight engine ground testing for X-43 flight risk reduction. AIAA-2001-1809, 2001.
- [4] 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. AIAA-2006-4513, 2006.
- [5] Zhang H J, Liang D W, Guo R W. Study of flow characteristics for a variable geometry inlet on combined engine. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2201-2207. (in Chinese)
张华军, 梁德旺, 郭荣伟. 一种组合发动机变几何进气道流场特性研究. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2201-2207.
- [6] Liu X W, He G Q, Liu P J. Investigation of a RBCC 2D variable-geometry inlet scheme. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(4): 409-418. (in Chinese)
刘晓伟, 何国强, 刘佩进. 一种 RBCC 二元进气道变几何方案研究. 固体火箭技术, 2010, 33(4): 409-418.
- [7] Mrozinski D P, Hayes J R. Numerical and experimental analysis of a hypersonic variable geometry inlet. AIAA-1999-899, 1999.
- [8] Jin Z G, Zhang K Y. Concept of a varied geometry scramjet inlet with rotatable cowl. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 43-48. (in Chinese)
金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道简单唇口调节方案设计. 推进技术, 2008, 29(1): 43-48.
- [9] Wu J Q, Zhang K Y. Dynamic investigation on hypersonic sidewall compression inlets with cowl valve during the process of transition. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 296-301. (in Chinese)
吴俊琦, 张堃元. 带唇口封气活门的高超侧压进气道过渡态工况气动性能. 航空动力学报, 2009, 24(2): 296-301.
- [10] Pan J, Zhang K Y. Self-starting characteristics for sidewall-compression inlet with variable internal contraction ratio. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3):

278-281. (in Chinese)

潘瑾, 张堃元. 可变内收缩比侧压式进气道自起性能. 推进技术, 2007, 28(3): 278-281.

- [11] Pan J, Zhang K Y. Study on back pressure and self-starting characteristics for sidewall-compression inlet with variable internal contraction ratio by moving cowl. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 104-109. (in Chinese)
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起性能. 航空动力学报, 2009, 24(1): 104-109.
- [12] Chen Q H, Zhang K Y. The primary investigation on variable throat and top wall of sidewall compression inlet. Nanjing: College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
陈秋华, 张堃元. 喉道顶板可调侧压式进气道初步研究. 南京: 南京航空航天大学能源与动力学院, 2006.
- [13] Wang Y, Fan X Q, Liang J H, et al. Experimental investigation on the starting characteristics of a hypersonic inlet with moving entrance door. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1014-1018. (in Chinese)
王翼, 范晓墙, 梁剑寒, 等. 开启式高超声速进气道启动性能试验. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1014-1018.
- [14] Jin Z G, Zhang K Y. A variable geometry scramjet inlet with a translating cowl operating in a large Mach number range. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1503-1510. (in Chinese)
金志光, 张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口简单变几何方案研究. 宇航学报, 2010, 31(5): 1503-1510.
- [15] Jin Z G, Zhang K Y. Investigation of a variable geometry scramjet inlet with a rotating cowl operating in a large Mach number range. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1553-1560. (in Chinese)
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. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1553-1560.

作者简介:

金志光 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 内流气体动力学。

Tel: 025-84892200-2604

E-mail: j_zg77@yahoo.com.cn

张堃元 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 内流气体动力学。

E-mail: zkype@nuaa.edu.cn

陈卫明 男, 硕士研究生。主要研究方向: 内流气体动力学。

E-mail: cwm_xh@163.com

刘媛 女, 硕士研究生。主要研究方向: 内流气体动力学。

E-mail: liuyuannuaa@163.com

Design and Regulation of Two-dimensional Variable Geometry Hypersonic Inlets

JIN Zhiguang^{*}, ZHANG Kunyuan, CHEN Weiming, LIU Yuan

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

Abstract: A variable geometry inlet with a rotating cowl operating in a large Mach number range with large angles of attack is studied through numerical simulation, which yields a design method of the baseline variable geometry inlet with high performance and a law of performance variation and regulation under different conditions. The result shows that: the variable geometry inlet with curved cowl has better performance and flow field structure in the large Mach number range. The variable geometry inlet designed at Mach number $Ma = 6.0$ with a rotating cowl can realize self-start at $Ma = 4.0$ without the boundary layer diverter, and the lowest Mach number of self-start is $Ma = 3.5$. The cowl can maintain the normal working of the inlet by rotating properly to control the average Mach number of the throat at low incoming Mach numbers with large angles of attack.

Key words: hypersonic inlet; variable geometry inlet; rotating cowl; curved cowl; numerical simulation

<http://hkxb.buaa.edu.cn>
<http://hkxb.buaa.edu.cn>

Received: 2012-05-29; **Revised:** 2012-07-21; **Accepted:** 2012-09-20; **Published online:** 2012-10-31 15:21
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121031.1521.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11102086)

*** Corresponding author.** Tel.: 025-84892200-2604 E-mail: j_zg77@yahoo.com.cn