

文章编号:1000-8055(2012)06-1355-07

类水滴进口高超声速内收缩进气道 设计及数值研究

李永洲, 张堃元, 南向军, 张 林

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用压升规律可控的轴对称基准流场, 结合流线追踪及截面渐变等技术设计了类水滴进口圆形出口高超内收缩进气道构型, 在设计点和接力点进行了数值模拟, 并和设计参数相同的矩形转圆形内收缩进气道进行了比较. 结果表明: 设计点和接力点两者总体性能相当, 类水滴进口进气道出口流场较均匀, 并且具有更好的起动性能. 此外, 类水滴进口的几何非对称性造成了进气道整个流场结构的非对称.

关 键 词: 高超声速进气道; 内收缩进气道; 方转圆; 类水滴进口; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Design and numerical investigation of hypersonic inward turning inlet with water-drop like shape intake

LI Yong-zhou, Zhang Kun-yuan, NAN Xiang-jun, ZHANG Lin

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The water-drop like shape to circular shape transition hypersonic inward turning inlet has been designed with the technology of streamline tracing and gradual change section, using an axisymmetric basic flowfield with controllable pressure rising distribution. Numerical simulations were conducted on both design point and translation point, and the comparison of performance was performed with the rectangular to circular shape transition inward turning inlet with the same design parameters. The results indicate that two types of inward turning inlet have the roughly equivalent general performance, while the water-drop like shape intake has a more uniform exit flowfield and a better starting characteristic. Furthermore, the flowfield structure of water-drop like shape intake is asymmetric due to the asymmetric geometry shapes.

Key words: hypersonic inlet; inward turning inlet;
rectangular to circular shape transition; water-drop like shape intake;
numerical simulation

高超声速进气道作为超燃冲压发动机的关键部件, 其正常和高效的工作直接关系着整个推进系统的性能. 进气道通常要求设计点的性能良好,

接力点可以起动, 可在宽马赫数范围正常工作, 出口气流均匀, 较轻的结构质量等. 迄今为止, 国内外学者已经对二元进气道、轴对称进气道和侧压

收稿日期: 2011-06-25

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1355_022.html

基金项目: 国家自然科学基金(90916029)

作者简介: 李永洲(1984—), 男, 宁夏固原人, 博士生, 研究方向为高超声速推进技术.

式进气道进行了大量数值和试验研究^[1-2],其设计技术已经相对成熟.上世纪 60 年代以来,国内外研究者对以 Busemann 进气道为代表的高超内收缩进气道也开展了许多研究^[3-6].文献[7]给出了上世纪 50 年代以来高超进气道的研制进程,其中内收缩进气道研究在 2000 年前后得到极大的发展.此外,一些高超飞行器也采用了内收缩进气道,比如美国与澳大利亚成功试射的 Hycause 飞行器^[8];洛克西德马丁公司提出的 Falcon 方案^[9-10].大量的研究表明,高超内收缩进气道具有压缩效率较高、浸润面积小及适应性广等优点.正是基于内收缩进气道的这种优势,它可能成为进气道未来发展的一种趋势并引起高超飞行器总体布局的革新^[11].

从飞行器一体化设计的角度考虑,对于腹部进气的飞行器而言,进气道进口通常是矩形,这样便于进气道的模块化.(椭)圆形燃烧室在结构质量、浸润面积、热防护、减阻及角区流动控制方面要明显优于矩形燃烧室,因而各国学者对矩形转(椭)圆形进气道的设计方法进行了大量的研究^[12-13],已经对这类常规进口的进气道流场及性能有了比较深入的认识.但是,对于进口截面形状非常规或者是复杂进口的高超进气道,国内外研究不多,这种进气道大多直接作为飞行器前体^[14].文献[9]给出了高超飞行器 Falcon 的进气道两侧布局方案,这种布局不但可以增加机身的有效容积率,而且不用考虑前体状态变化及其附面层发展对进气道性能的影响.考虑到机翼后掠,进气道的进口截面必须非对称,这样才能保证顶板前缘线后掠并成为机翼前缘的一部分,从而实现与飞行器一体化的目的.由于缺乏详细的资料,这类复杂进口进气道的设计方法、性能和特点都不得而知.

通过对矩形转圆内收缩进气道研究发现,这种进气道喉道附近存在较大的横向压力梯度,从而产生较强的横向流动并在对称面相撞卷起对涡结构,对涡流动损失较大且在隔离段内发展较快,从而导致出口流场均匀性变差.为了限制这种对涡流动,一个可行的方法是改变横截面的压力分布来有效避免横向流动在对称面相遇.基于这种思想,参考 Falcon 的进气道进口形状,本文设计了一种特殊进口形状转圆形内收缩进气道,期望通过改变进气道左右两侧的压力分布来限制横向流相遇,改善流场结构,最终可以应用到两侧布局的高超声速飞行器上.由于这种特殊进口形状与

水滴形类似,本文称之为“类水滴”进口.通过数值模拟研究了这种类水滴进口转圆内收缩进气道(Model A)的流场特点及总体性能,并与相同设计参数的常规方转圆进气道(Model B)进行了比较.

1 进气道构型设计

内收缩进气道是利用流线追踪的方法从基准流场中截取部分流场生成的,因此基准流场特征决定了相应进气道基本性能.性能良好的基准流场必须有高的压缩效率,为了兼顾起动性能,参考内收缩比必须较小.选取反正切压升规律^[15]作为基准流场的壁面压升规律,该压升规律初始段压缩量小有利于减弱前缘激波,中间段主要对气流进行等熵压缩,故压缩效率高,末尾段压缩较缓有利于减小内压缩量,改善进气道起动性能.本文以 $Ma=6.0$ 作为基准流场的设计马赫数,进口半径为 R_i ,前缘压缩角为 4° ,中心体半径取进口半径的 5%,压升规律为

$$\frac{p(x)}{p_r} = c \cdot \arctan[a(x-b)] + 1.0 + c \cdot \arctan(ab) \quad (1)$$

其中 p_r 为壁面处前缘激波的波后静压.采用壁面压升规律可控的反设计方法^[16]就可以得到如图 1 所示的基准流场.基于该基准流场,结合流线追踪技术便可得到不同进口形状的进气道无黏型面.

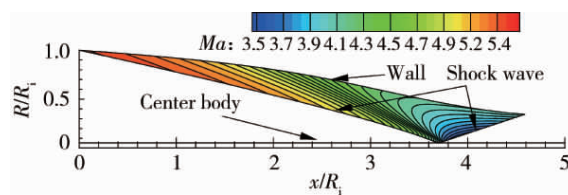


图 1 轴对称基准流场结构图

Fig. 1 Axisymmetric basic flowfield

在反正切压升规律的基准流场中,采用“类水滴”进口截面,结合流线追踪技术“割出”如图 2 所示的类水滴转圆进气道^[17],这种进气道顶板前缘线后掠.类水滴进口具体形状见图 3(a),图形的上半部分曲线是双纽线,下半部分曲线是通过缩放上半部分曲线的纵坐标得到.作为对比,本文还研究了常规的方转圆进气道,图 2 和图 4 是两种进气道最终构型.两种进气道设计马赫数都是 6.0,捕获面积相同,黏性修正后总收缩比均为 5.98,通过后切形成的 V 形唇口保证参考内收缩比(参考内收缩比指唇口末端横截面与喉道面积

之比)均为 1.25 以保证低马赫数的起动性能,隔离段长度为当量直径的 7 倍。

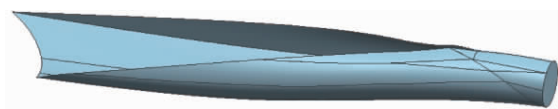


图 2 Model A 类水滴转圆进气道构型(不含隔离段)

Fig. 2 Model A the configuration of the water-drop like shape to circular shape transition inlet (without isolator)

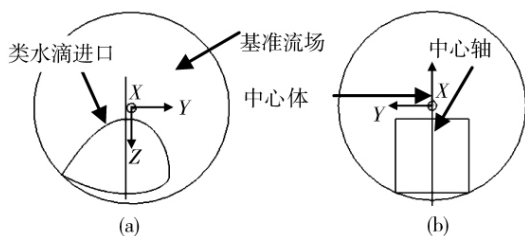


图 3 高超内收缩进气道进口截面示意图

Fig. 3 Schematic of intake

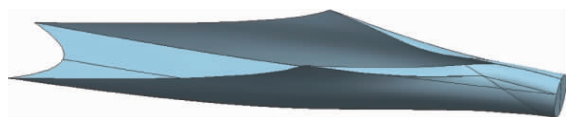


图 4 Model B 方转圆进气道构型(不含隔离段)

Fig. 4 Model B the configuration of rectangular to circular shape transition (without isolator)

2 进气道流动特征及性能

2.1 数值模拟方法

本文采用商用 FLUENT 软件求解,湍流模型为 Renormalization group(RANG) $\kappa-\epsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数法。流动方程、 κ 方程、 ϵ 方程均选择二阶迎风格式离散。Model A 由于进口截面不具有对称性,所以对整个模型进行计算,壁面附近对网格进行了加密,网格总数约 160 万,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,对壁面取绝热无滑移、固体边界条件。采用压力远场和压力出口边界条件。各残差指标下降至少 3 个数量级,并且流量沿程守恒时认为收敛。

在设计点和接点分别对 Model A 和 Model B 进行了三维黏性数值模拟。设计点马赫数为 6.0,来流静压为 2549.22 Pa,静温为 221.55 K;接点马赫数为 4.0,来流静压为 5529.3,静温为 216.65 K。

2.2 设计点流动特征

一般而言,造成内收缩进气道流场不均匀有多方面因素,其中轴对称基准流场的压力分布特征居于主导地位,它决定了反射激波后存在横向压力梯度进而造成了压力掺混和涡流区的形成,而这些对波系的反射也造成很重要的影响。此外,渐变截面的设计方法是将两条流线通过混合函数进行数学处理,这样形成的型线不是气动上的流线,流动发生了设计过程难以预计的变化,进而加剧了整个流场的结构的复杂性,一定程度上也降低了截面渐变内收缩进气道的总体性能。

图 5 给出了设计点进气道对称面和出口截面的流动图谱,从对称面马赫数分布图可以看出,Model A 的唇口激波打在肩部附近,有效地抵消了部分膨胀,而 Model B 由于唇口激波打在肩部靠后的区域,激波与顶板附面层相互作用,产生了小的分离包。对于出口截面马赫数分布,下部马赫数大,上部马赫数小。由顶板和唇口压差产生的对涡结构导致了隔离段内主流区和涡流区的分层结构,下洗的程度不同造成涡流区高度也不同,其中 Model B 对称面出口的涡流区高度占出口高度的一半左右,出口主流呈月牙形,被挤向两侧,仅占出口截面 2/5 左右;Model A 出口主流区偏向左侧,而且出口中心区存在主流,右侧上下各存在一个涡流区并相互独立。

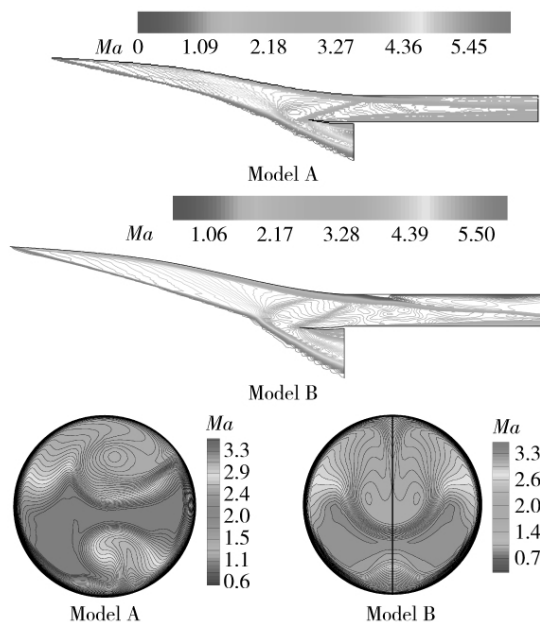


图 5 设计点进气道对称面和出口截面等马赫线图

Fig. 5 Mach isoclines of symmetry and exit plane at design point

图 6 是进气道沿流向各横截面的马赫数分布图,可以看出 Model A 在横向压力梯度作用下形成的涡流区发展特点,在隔离段内,偏向右侧上下各有一个涡流区并不断向下游发展,其中右下侧涡流区较大;Model B 由于是对称结构,所以气流在对称面相撞形成一个较大的对涡区。

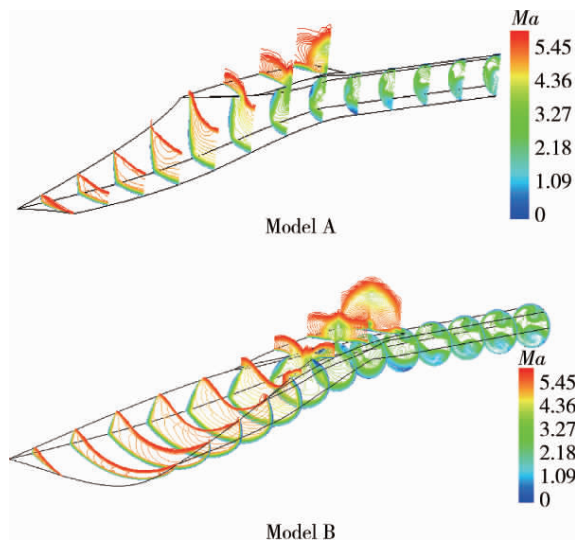


图 6 设计点进气道沿流向各横截面马赫线图

Fig. 6 Mach isoclines of each cross sections along the flow direction at design point

分析进气道壁面极限流线有利于找出对涡流动的形成原因,图 7 给出了进气道的壁面极限流线图,从图中可以看出,对于 Model B 而言,喉道附近上下壁面存在较大的压差,靠近唇口一侧的波后气流在压差的作用下沿侧壁面下洗并流向顶板对称面,下洗的气流在对称面相撞卷起对涡并向下游不断发展直至出口。由于对涡结构在隔离段内发展较快,出口均匀性变差。对于 Model A,从左图可以看出,由于进口截面的不对称,其左侧的压缩量明显高于右侧,左侧壁面的流线在隔离段内向右侧下洗,而右侧来流只有小部分在喉道处由于压差作用向顶板下洗,两者在右下侧相遇并卷起涡,随着气流不断向下游发展(图 6),到出口时形成了明显的涡流区(图 5)。

从右图可以看出,由于 Model A 左侧气流的下洗,造成了左上侧压力减小,从而有一部分右侧来流流向唇口板方向,在右上侧形成涡流区并不断发展在出口形成了一个小的涡流区(图 5)。从图 5 和图 6 也可以看出,两个涡流区沿程直至出口都没有相遇,从而减小了涡流区的大小,出口较为均匀。综上所述可以看出,类水滴这种非对称进口截面可以有效地避免横向流动在对称面相遇形成对涡结构,保持中心的主流区一直延伸至出口,改善了流场结构。

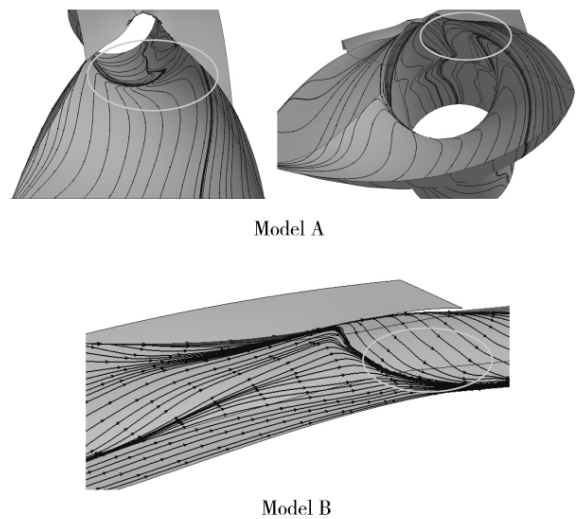


图 7 设计点进气道的壁面极限流线

Fig. 7 Surface limit streamlines on inlet wall at design point

2.3 设计点性能

在分析了进气道流动特征之后,表 1 给出了设计状态下两种进气道喉道截面和出口截面的总体性能,其中畸变指数的定义^[18]

$$D = \left(\sum_{i=1}^N | \rho_i u_i - \overline{\rho u} | A_i \right) / \dot{m} \quad (2)$$

$$\overline{\rho u} = \left(\sum_{i=1}^N \rho_i u_i \dot{m}_i \right) / \dot{m} \quad (3)$$

表 1 设计点进气道的总体性能参数

Table1 General performance parameters of inlets at design point

Model	φ	喉道截面			出口截面			
		σ	π	Ma	σ	π	Ma	D
A	0.93	0.73	22.3	3.11	0.53	24.5	2.77	0.36
B	0.94	0.73	23.4	3.08	0.53	26.5	2.70	0.43

在设计点, 两种进气道的总体性能相当, 最大差别在于出口畸变指数, Model B 即方转圆进气道的出口畸变较大, Model A 相对减小了 16.3%, 这说明了通过改变横截面的压力分布可以一定程度上改善出口流场的均匀性. 进气道前缘激波相交于唇口截面前方, 有一定溢流(图 5), 设计点的流量系数都达到 0.93 以上. 对于反正切规律生成的基准流场, 由壁面至中心体, 压力梯度逐渐增大, 越接近对称轴的流线末端压力梯度值越大^[15]. 由于进口截面的相对位置不同(图 3), 造成需要追踪的流线各异, 其中 Model A 靠近中心体的流线较少, 因而其喉道增压比较小.

2.4 起动性能分析

高超声速进气道自起动是一个非定常过程, 本文采用拟稳态变化过程进行模拟, 即在一个不起动流场基础上, 逐渐增加来流马赫数, 改变相应来流条件继续计算, 直至某个马赫数下进气道再次起动为止, 由此得到进气道的自起动马赫数. 数值仿真结果表明, 见表 2, 两种进气道的起动马赫

数差别较小, 但是自起动马赫数有较大的差别, Model B 的自起动马赫数为 4.7. 究其原因, 在收缩比和内收缩比相同的情况下, 进气道低马赫数下增压比, 以接力点为例(表 3), Model B 大于 Model A, 从而说明 Model B 的实际压缩量大, 因此其起动性能较差; Model A 低马赫数下总压恢复系数高, 从而提高喉道处的流通能力, 利于进气道的起动; 在捕获面积相等的情况下, 流量系数越高代表实际捕获流量越大, 越多的捕获流量就意味着更重的流量负担. 综合上述三方面因素可以看出, 方转圆进气道喉道的实际流通能力下降较大, 从而起动性能变差.

表 2 进气道的起动性能
Table 2 Starting characters of inlets

模型	起动马赫数	自起动马赫数
Model A	3.6	4.0
Model B	3.8	4.7

表 3 接力点进气道总体性能参数
Table 3 General performance parameters of inlets at translation point

Model	φ	喉道截面			出口截面			
		σ	π	Ma	σ	π	Ma	D
A	0.75	0.83	15.0	1.99	0.72	16.9	1.81	0.23
B	0.77	0.82	17.2	1.99	0.69	19.0	1.81	0.24

自起动性差别明显的主要原因可以从不起动流场结构进行分析, 图 8 和图 9 分别给出了来流 $Ma=3.4$ 时两种进气道对称面等马赫线图及分离包的三维形态, 从中可以看出, 肩点前存在的反射激波与顶板附面层相互作用形成了分离区, 分离区逐渐增大前移直至外压段, 形成不起动流场, 属于软不起动. Model A 和 Model B 的分离包相比而言, Model B 的分离包范围大且高度高, 从外压段前部一直延伸到隔离段内, 约占进气道内压段进口截面 2/5. 另外, 分离区产生了一道强的诱导激波, 使波后气流以更大的角度流向唇口, 进一步加剧了唇口激波对分离区的影响. 因此, Model B 的实际流通面积急剧减小. 对于 Model A, 分离区范围很小(从外压段后部到进口为止), 分离包高度小且不对称, 偏向左侧(顺来流方向), 右侧分离包很小, 这与左侧压缩量大有关. 两侧分离包约占内压段进口截面的 1/5, 因此分离区对进气道

实际流通能力影响较小. 随着来流马赫数增加, 分离包将向内收缩段下游移动并逐渐

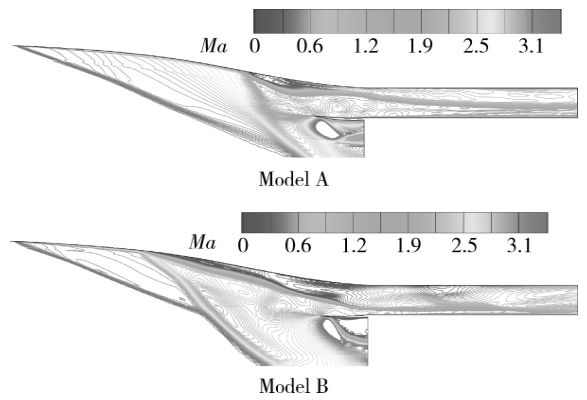


图 8 $Ma=3.4$ 时两种进气道对称面等马赫线图
Fig. 8 Mach isoclines of symmetry plane
at $Ma=3.4$

变小,当内部波系正常建立时,进气道即实现自启动.相对 Model B,Model A 的分离包更容易“吞入”且内部的波系更早正常建立,因此其自启动马赫数更小.

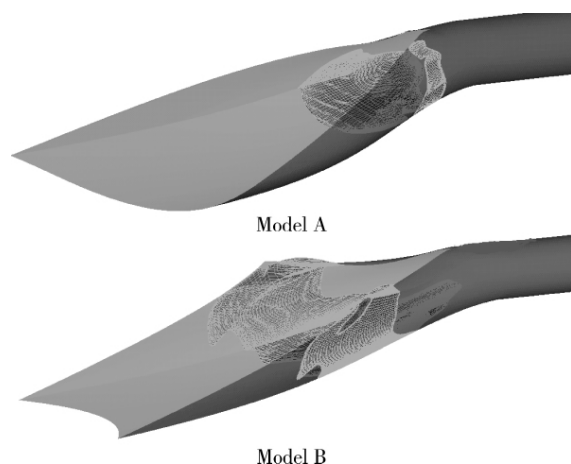


图 9 $Ma=3.4$ 时两种进气道分离包的三维形态
Fig. 9 Three-dimensional shape of separation bubble in the inlets at $Ma=3.4$

2.5 接力点流动特征及性能

在接力点 $Ma=4.0$,来流条件变化使得进气道内部流动状态偏离了基准流场,此时进气道的性能如何,也是一个十分关注的问题.

图 10 给出了接力点两种进气道对称面和出口

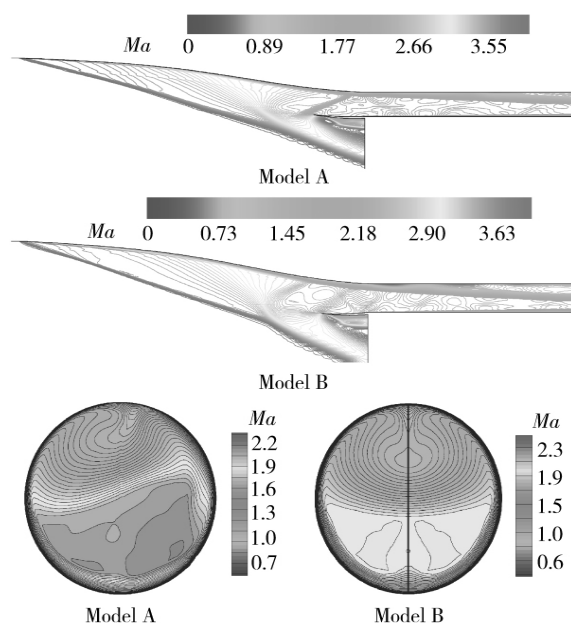


图 10 接力点进气道对称面和出口截面等马赫线图
Fig. 10 Mach isoclines of symmetry and exit plane at translation point

口截面等马赫线图,与设计点相比,入射激波角增大,与唇口的距离增加,进气道的溢流量增大.对于出口马赫数,它们仍然表现出和设计状态相似分布规律,表现为截面上部分存在低能区.另外,来流马赫数的降低也造成了波后横向压力梯度的减小,气流下洗减弱,涡流区随之减小,而且唇口激波的反射波也变弱,从而隔离段内的反射波系强度变弱,提高了出口截面均匀性. Model B 主流区占出口截面的一半,而 Model A 超过了一半且呈现出非对称性,但非对称性减弱.

接力点两种进气道喉道截面和出口截面的总体性能见表 3. 同设计点趋势一样,两者的总体性能相当,Model A 的总压恢复,出口流场畸变优于 Model B,但流量系数和压比低于 Model B.

3 结 论

本文以类似 Falcon 飞行器的进气系统为背景,研究了类水滴进口转圆内收缩进气道的设计方法、流场特点及性能,并与方转圆进气道进行对比,得出以下结论:

1) 本文采用反正切压升规律的轴对称基准流场,结合流线追踪技术,成功地完成了“类水滴”这种非对称进口截面转圆内收缩进气道的气动设计.

2) 与相同总收缩比、内收缩比、捕获面积和设计马赫数的方转圆进气道相比,类水滴转圆进气道的起动机更佳,其中自启动马赫数差别明显,类水滴转圆进气道接力点($Ma=4.0$)可以实现自启动,而方转圆进气道为 $Ma=4.7$.

3) 两种进气道不论在设计点还是接力点,总体性能相当,有较大差别的是出口畸变指数,类水滴转圆进气道畸变更小,其中在设计点相对方转圆进气道减小了 16.3%.

4) 两种进气道的流场结构存在明显的差别,类水滴进口的非对称造成其流场整体的非对称.另外,这种非对称性也有效避免了横向流动在对称面相遇形成对涡结构,改善了流场结构.

初步研究表明,较常规的方转圆进气道,类水滴进口内收缩进气道有更好的总体性能,值得进一步深入研究.

参考文献:

- [1] Voland R T, Auslende A H, Smart M K. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test[R]. AIAA 1999-4848,1999.

- [2] Trexler C A. Performance of an inlet for an integrated scramjet concept[J]. Aircraft, 1974, 11(9): 589-591.
- [3] Molder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [4] Van Wie D M, Molder S. Applications of Busemann inlet designs for flight at hypersonic speeds[R]. AIAA 1992-1210, 1992.
- [5] Billig F S. SCRAM-A supersonic combustion ramjet missile[R]. AIAA 1993-2329, 1993.
- [6] 孙波, 张堃元, 金志光. 流线追踪 Busemann 进气道马赫数 3.85 实验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 396-399. SUN Bo, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Experimental research of Mach 3.85 performance of a streamline traced hypersonic Busemann inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 396-399. (in Chinese)
- [7] Bulman M J, Siebenhaar A. The rebirth of round hypersonic propulsion[R]. AIAA 2006-5035, 2006.
- [8] Walker S H, Rodgers F C, Esposito A L. Hypersonic collaborative Australia/United States experiment (HY-CAUSE)[R]. AIAA 2005-3254, 2005.
- [9] Elvin J D. Integrated inward turning inlets and nozzles for hypersonic air vehicles; US, 20070187550A1. 3[P]. 2007-08-16.
- [10] Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview[R]. AIAA 2005-3253, 2005.
- [11] Billig F S, Jacobsen L S. Comparison of planar and axisymmetric flowpaths for hydrogen fueled space access vehicle [R]. AIAA 2003-4407, 2003.
- [12] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3): 408-416.
- [13] Sabeen J, Lewis M J. Optimization of a hypersonic inlet with a rectangular to circular transition[R]. AIAA 1999-0612, 1996.
- [14] Dissel A F, Kothari A P. Investigation of two-stage-to-orbit air breathing launch-vehicle configurations [J]. Spacecraft Rockets, 2006, 43(3): 568-574.
- [15] NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan. Numerical and experimental investigation on hypersonic inward turning inlets with basic flow field using arc tangent curve law of pressure rise[R]. AIAA 2011-2270, 2011.
- [16] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 518-523. NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-523. (in Chinese)
- [17] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 矩形转圆形高超声速内收缩进气道数值及实验研究 [J]. 航空学报, 2011, 32(6): 988-996. NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Numerical and experimental investigation of hypersonic inward turning inlets with rectangular to circular shape transition[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 988-996. (in Chinese)
- [18] Bagaveyev N T, Engbom W A, Bhagwandin V A. Parametric investigation of racetrack-to-circular cross section transition of a dual-mode ramjet isolator [R]. AIAA 2010-0942, 2010.