

类水滴进口高超内收缩进气道参数化分析

钟启涛 张堃元 李永洲 南向军

(南京航空航天大学江苏省航空动力系统重点实验室, 南京, 210016)

摘要:基于马赫数分布规律可控的轴对称基准流场,使用流线追踪和截面渐变方法设计了进口截面形状非对称的类水滴形进口转圆形出口高超内收缩进气道,研究了设计参数横向位置 d ,纵向位置 h 和进口形状曲线参数 a 对性能的影响规律。在相同约束条件下对比了类水滴形进口进气道与常规矩形转圆、方形转圆进气道的性能差异。结果表明:在设计点,所研究的设计参数对类水滴进口进气道总体性能影响显著;在捕获面积和内收缩比相同的情况下,类水滴进口进气道综合性能明显优于常规矩形转圆、方形转圆进气道。

关键词:高超声速进气道;内收缩进气道;类水滴进口;参数化;数值模拟

中图分类号:V231.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2014)06-0901-08

Parametric Analysis of Hypersonic Inward Turning Inlet with Water-Drop Like Shape Intake

Zhong Qitao, Zhang Kunyuan, Li Yongzhou, Nan Xiangjun

(Key Laboratory of Jiangsu Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The hypersonic inward turning inlet with water-drop like shape to circular shape transition is designed with the technology of streamline tracing and gradual change section, based on the axisymmetric basic flow field with controllable Mach number distribution law. The effects of transverse position d , the lengthway position h and the inlet curve parameter a are analyzed. The inlet with rectangular to circular shape transition is designed under the same condition and compared with the water-drop like shape to circular shape transition inlet. The results show that the studied parameters have great effect on the overall performance of the water-drop like shape to circular shape transition inlet at the design point, and the overall performances of the inlet is obviously better than that with the rectangular to circular shape transition inward turning inlet in conditions of the same capture area and internal contraction ratio.

Key words: hypersonic inlet; inward turning inlet; water-drop like shape intake; parameterization; numerical simulation

近年来,高超声速飞行器成为各国竞相研究的重点,对超燃冲压发动机的研究表明,进气道性能成为了制约高超声速发动机发展的关键因素。目前典型的高超声速进气道主要包括轴对称进气道^[1]、二元进气道^[2]、侧压式进气道^[3-4]和内收缩进气道^[5]等。其中内收缩进气道由于采用了激波和

等熵压缩波进行三维压缩,其压缩效率高于传统的二元、侧压式和轴对称进气道^[6-9]。高超内收缩进气道是在基准流场的基础上,使用流线追踪和截面渐变技术分割出部分流场,取封闭流管作为进气道的无粘型面,再经过附面层修正得到最终的进气道型面。大量的研究表明,高超内收缩进气道不仅压

基金项目:国家自然科学基金重大研究计划(90916029,91116001)资助项目。

收稿日期:2013-12-17;修订日期:2014-04-19

通信作者:张堃元,男,教授,博士生导师,E-mail:zkype@nuaa.edu.cn。

缩效率较高,同时还具有浸润面积小及适应性广等优点。基于这种优势,它有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^[10]。

常规的矩形/方形进口转圆形出口进气道由于进气道结构的对称性和喉道截面存在较大的横向压力梯度,其出口流场存在对涡结构^[11],对涡结构的存在使出口流场的畸变增大,进气道的综合性能降低。为了避免喉道的横向流动在对称面相遇形成较强的对涡结构,同时考虑到进气道进口与升力体类飞行器前缘的一体化,文献^[12]设计了进口截面形状不对称的类水滴形进口转圆形出口高超声速内收缩进气道。本文在文献^[12]研究的基础上,利用数值模拟的方法对类水滴进口转圆形出口内收缩进气道的参数影响规律和流场结构进行了分析,并在捕获面积和内收缩比相同的情况下与矩形转圆进气道和方形转圆进气道进行了比较。

1 类水滴进口高超声速进气道的设计方法

沿程马赫数分布可控方法作为一种反设计的方法,极大地提高了基准流场设计的灵活性。文献^[13]表明反正切规律是一种较优的分布规律,初始段马赫数梯度较小有利于减弱前缘激波提高压缩效率,前半段马赫数梯度整体较大,主要完成对气流的等熵压缩,效率高且可以缩短尺寸;末尾段马赫数梯度不大且逐渐减小,可以降低内压缩量,利于此处附面层的稳定且可以提高起动性能。因此,本文选取了反正切马赫数分布规律设计基准流场进而完成高超内收缩进气道的设计。以6.0作为基准流场的设计马赫数,基准流场前缘压缩角为 4° ,进口半径取为 $R_1=250$ mm作为无因次化的基准,中心体半径取进口半径的5%,马赫数分布规律为

$$Ma(x) = Ma_r - [c \cdot \arctan(a(x-b)) + c \cdot \arctan(ab)]$$

式中 Ma_r 为前缘激波后靠近壁面处马赫数。基准流场如图1所示。

类水滴进口的气道截面形状和在基准流场中的位置如图2所示。类水滴进口下半部分曲线是双纽线的1/4部分,双纽线的中心距为 a ,进口上半部分曲线是通过缩放下半部分曲线的纵坐标得到,缩放比为 c 。参数 d 和 h 的定义如下:参数 d 是类水滴进口纵向参考轴距 Z 轴的距离,当纵向参考轴在 Z 轴左侧时, d 取负值,当纵向参考轴在 Z 轴右侧时, d 取正值;参数 h 是类水滴进口横向参考轴距 Y 轴的距离,

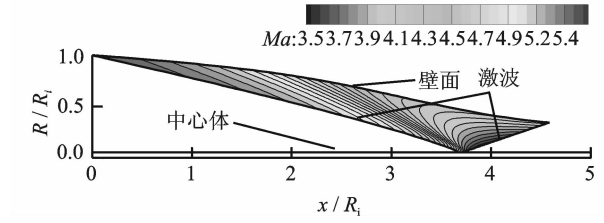


图1 轴对称基准流场结构示意图

Fig. 1 Axisymmetric basic flowfield

离,横向参考轴在 Y 轴以下, h 取正值。下文所有参数的单位在未特殊说明时均为mm。

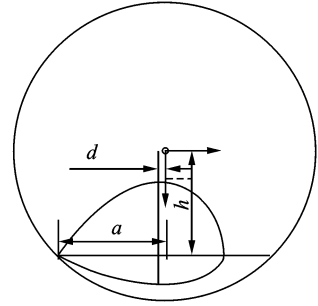


图2 类水滴进口截面形状、参数及位置示意图

Fig. 2 Schematic of water-drop like intake shape, parameters and position

在所选取的基准流场基础上,利用流线追踪和截面渐变技术设计了类水滴进口转圆形出口高超内收缩进气道,如图3所示。模型总收缩比为6.4,为了保证低马赫数的起动性能,通过后切唇口,控制进气道模型的参考内收缩比为1.3,隔离段长度取7倍的喉道当量直径。

为了兼顾高低马赫数下的性能,本文设计点来流马赫数 $Ma=6.0$,静压 $p=2\ 549.22$ Pa,总温 $T^*=221.55$ K;接点来流马赫数 $Ma=4.0$,静压 $p=5\ 529.3$ Pa,总温 $T^*=216.65$ K。使用Fluent软件进行三维粘性计算,采用Roe-FDS计算格式,用二阶迎风格式对控制方程进行离散,近



图3 类水滴进口高超内收缩进气道气动构型(不含隔离段)

Fig. 3 Configuration of hypersonic inward turning inlet with water-drop like shape intake (without isolator)

壁网格做适当加密以满足 y^+ 要求,应用双时间步进隐式的时间离散方法求解非定常流场。采用理想气体模型并考虑比热及分子粘性系数随温度的变化,其中比热随温度的变化采用七次多项式拟合,分子粘性系数随温度的变化采用 Sutherland 公式求解。计算收敛准则为:各控制方程残差指标下降至少 3 个数量级,并且流量沿程守恒。

2 类水滴进口高超内收缩进气道参数化分析

2.1 设计参数 d 对进气道性能的影响

参数化研究使用的是单一变量法,即在其他设计参数不变的情况下,单独改变一个设计参数来研究其影响规律。为了研究纵向参考轴距 Z 轴的距离 d 对进气道性能的影响,保持横向参考轴距 Y 轴的距离 $h = 175.0 \text{ mm}$ 、双纽线中心距 $a = 195.0 \text{ mm}$ 和缩放比 $c = 2.5$ 不变,分别令 $d = -12.5, 0, 12.5, 25.0 \text{ mm}$,设计出进气道 Model A、Model B、Model C、Model D,这 4 种进气道在设计点下的各参考截面马赫数分布流场如图 4、5 所示。

从图 4 中可以看出,在设计点状态下,随着参数 d 从 -12.5 变化到 25.0 mm ,进气道模型肩部壁面附近气流分离程度呈现出先变强后变弱的趋势,Model C 肩部气流分离最为明显。从图 5 可以看出,随着参数 d 增加,喉道截面的两个较为明显的涡流区先向中心靠拢,然后又向两边分开,4 种进气道模型喉道截面中心主流区的大小近似相等但是低速区的位置不同。Model A 喉道截面上方

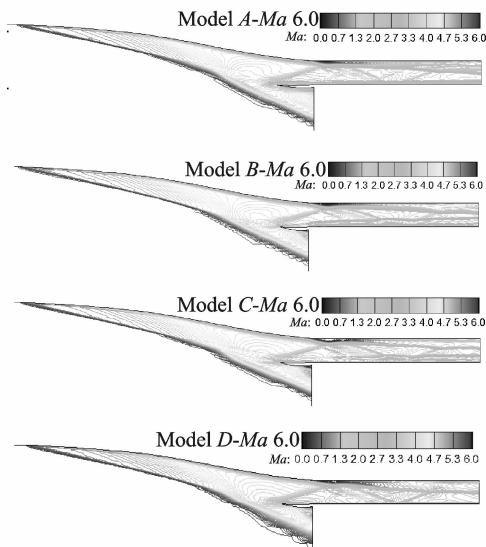


图 4 设计点处模型 A、B、C、D 的 X-Z 平面等马赫线图
Fig. 4 X-Z plane Mach isoclines of models A, B, C, D at design point

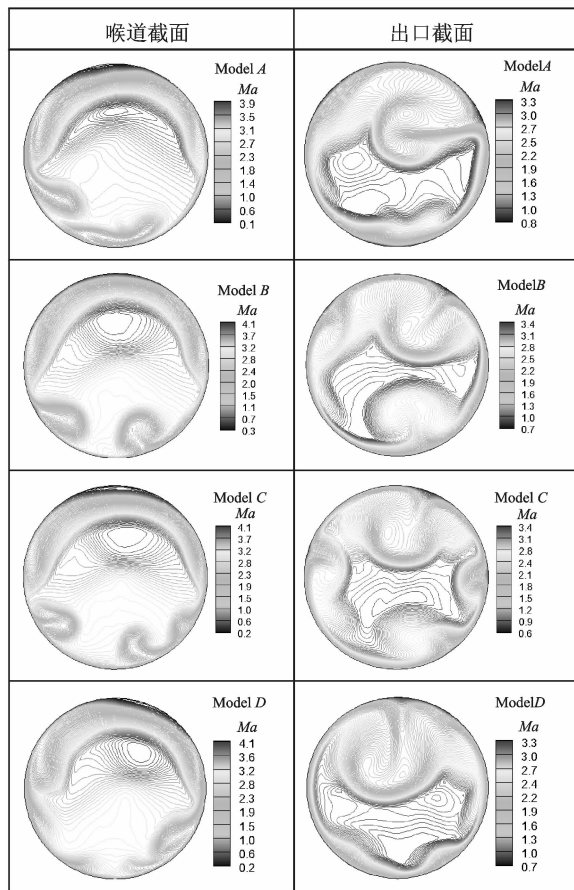
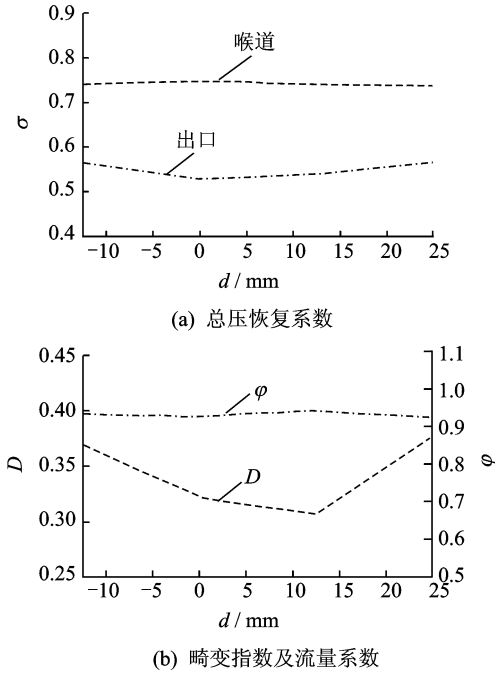


图 5 设计点模型 A、B、C、D 喉道截面和出口截面等马赫线图
Fig. 5 Throat and exit plane Mach isoclines of model s A, B, C, D at design point

有明显的低马赫数区,Model B 截面上方的低马赫数区域有所减小,但是在 Model C 喉道截面的上方和 Model D 喉道截面的右上方都有很明显的分离区出现,从这可以看出,随着进口截面沿着某一方向在横轴上移动,喉道截面的低马赫数区也沿着这一方向在喉道边缘处移动;在出口截面处,Model A 和 Model D 的截面中上方都有一个大的明显的涡流区,导致主流区被挤压到截面下方,Model B 出口截面的右上方和下方分别有一个涡流区,导致主流区被挤压变形的程度比较大,Model C 上方有一个很明显的涡流区,但其下方涡流区较弱且不明显,因此主流区位于截面中心处且较大。这是因为随着横向距离 d 的增加,左右不对称截面所截取的流线的差别变小,因此出口涡流区向对称面移动。当 d 处于最大值,流线差别变小抵消了部分型面不对称性的影响,因此 Model D 的出口出现了较对称的对涡结构。

设计状态下,进气道喉道截面和出口界面的性能参数变化曲线如图 6 所示。

图6 设计点性能参数随 d 的变化曲线Fig. 6 Performance parameters vs. d at design point

出口流场畸变指数 D 定义为

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

其中 $\overline{\rho u} = \left(\sum_{i=1}^N \rho_i u_i \dot{m}_i \right) / \dot{m}$ 。从图6可以看出,在进气道进口形状不变的情况下,随着 d 增大,喉道截面总压恢复系数变化不大,保持在0.74左右,出口截面总压恢复系数先减小后增大,Model B最低,为0.529;流量系数变化不大,Model C的流量系数最高,为0.950;出口流场畸变指数先减小后增大,Model C的畸变指数最小,为0.307。考虑到进气道的综合性能和下一步研究的需要,选择Model C作为下一步研究的对象。

2.2 设计参数 h 对进气道性能的影响

以2.1节研究中所选取的综合性能较优的模型Model C为研究基础,保持 $d=12.5$ mm不变,分别令 $h=135.0, 162.5, 187.5$ 和 196.5 mm,设计出进气道模型Model C0、Model C1、Model C2和Model C3。在设计点对这些模型进行三维数值模拟,各参考截面马赫数分布流场如图7,8所示。

由图7可以看出,随着参数 h 的增大,进气道模型肩部壁面附近的气流分离有所提前,而且隔离段末端顶板侧涡流区与主流区分界面的偏离有所减小,这是因为随着参数 h 增大,唇口激波打在顶板肩部的位置前移;从Model C开始,隔离段下表面激波变强。从图8可以看出,在设计状态下,在

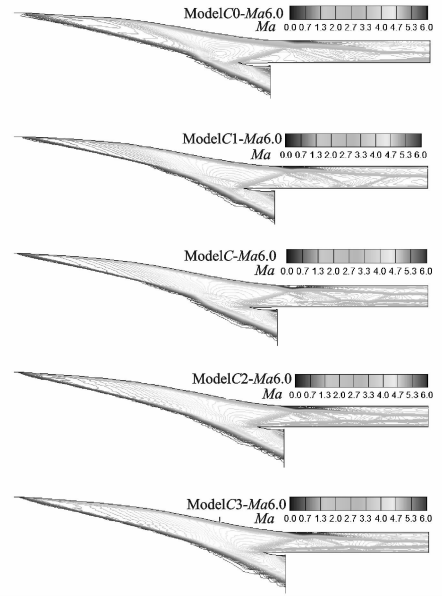


图7 设计点处模型C0、C1、C2和C3的X-Z平面等马赫线图

Fig. 7 X-Z plane Mach isoclines of models C0, C1, C2, C3 at design point

喉道截面处,随着参数 h 值的增加,截面上方的低马赫数区域先变大后变小,截面左下方和右下方的两个涡流区向中间靠拢并且强度逐渐增强;在出口截面处,Model C1的出口截面上方有一个较大的明显的涡流区,随着 h 的增大,这个涡流区逐渐减小,但截面下部逐渐形成了其他的涡流区,从而使得主流区被挤压变形的程度逐渐增大,从图中可以明显看出Model C1的出口截面流场近似于对称分布,主流区较大且挤压变形程度较小,但在Model C3的出口截面上,由于四周受涡流区的影响,主流区变小很多,且挤压变形程度很大。这是因为虽然基准流场中越靠近中心体压力越大,但是在喉道截面附近压差变小,因此随着 h 减小,产生的涡流区会有所减小。进气道喉道截面和出口截面的性能参数变化曲线如图9所示。

从参数变化曲线图中可以看出,在设计点状态下,随着 h 增加,喉道截面处的总压恢复系数先增大后减小,Model C1的喉道截面处总压恢复系数最大为0.757;出口截面处的总压恢复系数则不断减小;进气道流量系数先增大后减小;出口畸变指数先减小后增大,而后又有减小的趋势。考虑到进气道的综合性能最优,Model C1喉道截面处总压恢复系数最大,出口截面处总压恢复系数仅小于Model C0,同时Model C1的出口流场主流范围大而且形状规则,因此选取Model C1作为进一步研

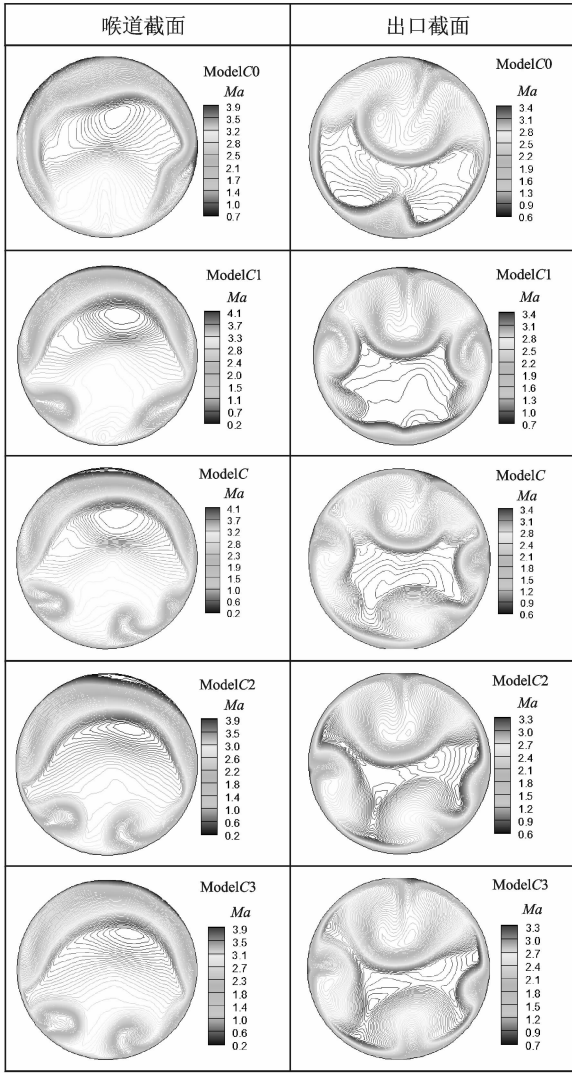


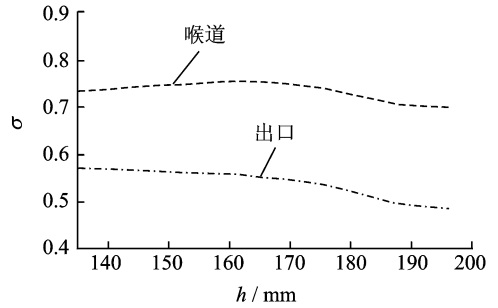
图 8 设计点模型 C0、C1、C、C2 和 C3 喉道截面和出口截面等马赫线图

Fig. 8 Throat and exit plane Mach isoclines of models C0, C1, C, C2, C3 at design point

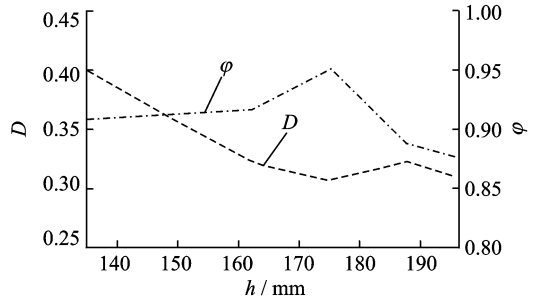
究的对象。

2.3 设计参数 a 对进气道性能的影响

以上节研究所选取的 Model C1 为基础,保持进口截面双扭线中心点位置不变,增加类水滴进口下半部分双扭线的中心距 a ,为了保持进口面积不变,同时减小上半部分的缩放比例 c ,从而构造出新的进气道模型 Model C1a。新的进气道模型 Model C1a 与 Model C1 相比,进口形状变得更为扁平,从而增大了进口型面的不对称性。通过减小双扭线的中心距 a ,同时也增大上半部分曲线的缩放比例 c ,同样保持进口面积不变,构造出新的进气道模型 Model C1b,模型 Model C1b 与 Model C1 相比,进口形状变得更为饱满。这 3 种进气道的相关参数分别为:Model C1a 的 $a=215.0 \text{ mm}$, c



(a) 总压恢复系数



(b) 畸变指数及流量系数

图 9 设计点性能参数随 h 的变化曲线

Fig. 9 Performance parameters vs. h at design point

$=1.878 \text{ mm}$; Mode C1 的 $a=195.0 \text{ mm}$, $c=2.500 \text{ mm}$; Model C1b 的 $a=180.0 \text{ mm}$, $c=3.107 \text{ mm}$ 。在设计点对这 3 个模型进行数值模拟,各参考截面马赫数分布流场如图 10,11 所示。

从图 10,11 中可以看出,在设计点状态下,随着参数 a 的增大,进口不对称程度增加,唇口激波打在顶板肩部的位置前移,在隔离段下部分壁面附近逐渐出现了滑移层;在喉道截面处,随着参数 a 的增大,截面左下方和右下方的两个涡流区逐渐向中间靠拢,挤压主流区,造成主流区域减小;在出口

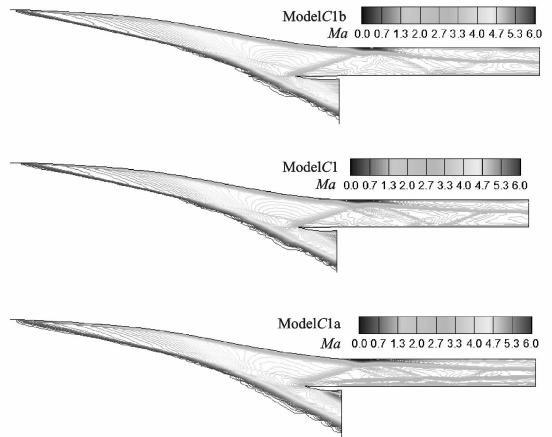


图 10 设计点处模型 C1b、C1、C1a 的 X-Z 平面等马赫线图

Fig. 10 X-Z plane Mach isoclines of models C1b, C1, C1a at design point

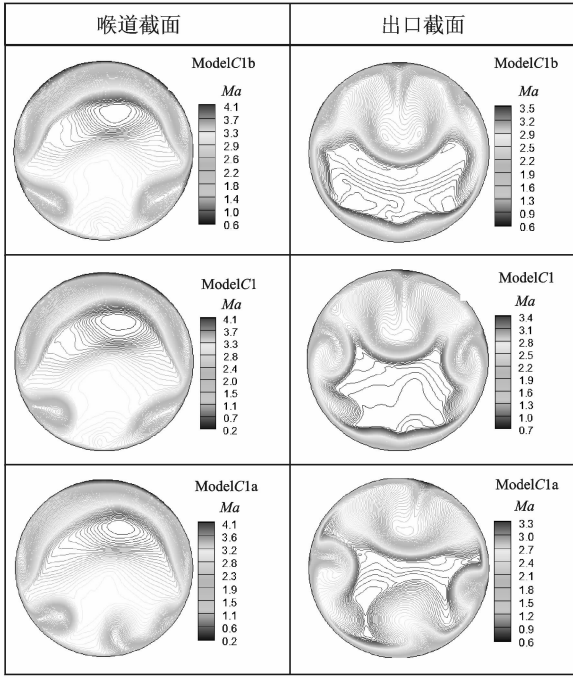


图 11 设计点模型 C1b、C1、C1a 喉道截面和出口截面等马赫线图

Fig. 11 Throat and exit plane Mach isoclines of models C1b, C1, C1a at design point

截面处,随着 a 的增大,出口流场的不对称程度也增大,出口截面上方的涡流区减小,但在截面的两侧和下方逐渐出现涡流区,挤压主流区,使主流区向中心移动的同时减小了主流区的大小。进气道喉道截面和出口截面的性能参数变化曲线如图 12 所示。

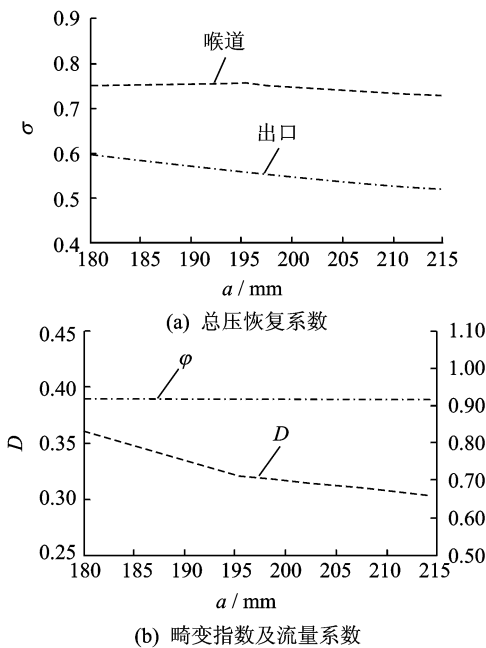


图 12 设计点性能参数随 a 的变化曲线

Fig. 12 Performance parameters vs. a at design point

由设计点性能参数变化曲线图可以看出,在设计点状态下,随着参数 a 的增加,喉道截面的流量系数变化不大,为 0.915 左右,出口总压恢复系数、畸变指数均减小,喉道截面处的总压恢复系数先增大后减小,其中 Model C1 最大,为 0.757。在性能最优的基础上,考虑到与前体的一体化设计,保证前缘线后掠以及与机体的有效融合,最终选定 Model C1 为这 3 种进气道模型中的最优性能模型来进行下一步的研究。

3 与常规矩形转圆、方形转圆进气道的对比

由以上各节研究分析可知,类水滴形进口形状的不对称性对进气道的总体性能有着较大的影响。为了评估类水滴形进口进气道的性能优劣,本节以所研究的数种进气道模型中综合性能最好的模型 Model C1 为基础,将其与常规的矩形转圆进气道模型和方形转圆进气道模型对比。在保证进口面积和总收缩比相等的条件下设计了方转圆进气道模型 Model Rec1 和矩形转圆进气道模型 Model Rec2。所有的模型均通过切割唇口,保证参考内收缩比为 1.3。模型 Model C1、Model Rec1 和 Model Rec2 进口形状和在基准流场中的相对位置如图 13 所示。

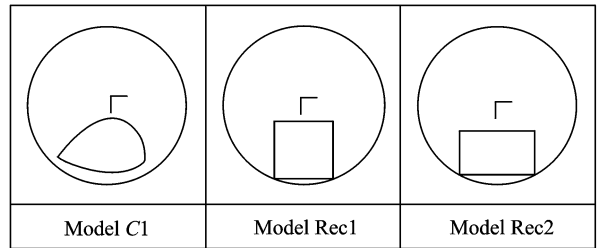


图 13 进气道进口形状及位置示意图

Fig. 13 Schematic of intake shape and position

在设计点和接力点状态下分别对这 3 种模型进行三维数值模拟,各参考截面马赫数分布流场如图 14,15 所示。

从图 14 中可以看出,相对于常规的方转圆进气道 Model Rec1 和矩形转圆进气道 Model Rec2,类水滴转圆进气道 Model C1 隔离段上顶板壁面附近的涡流区与主流区的分界面的偏离减小,这就使得出口截面的主流区向中心靠近。从图 15 中可以看出在喉道截面,Model Rec1 有两个细长的涡流区,对称的分布在流场左右两侧,Model Rec2 流场中有两个涡流区较大,而 Model C1 流场中位于

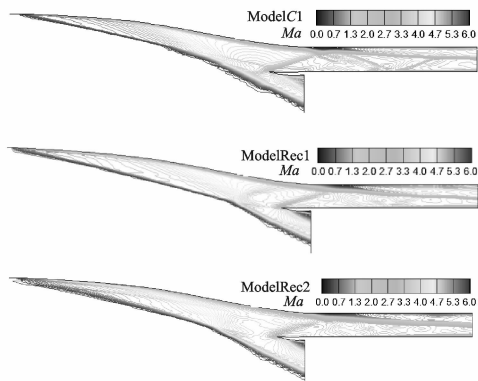


图 14 设计点处模型 C1、Rec1 和 Rec2 的 X-Z 平面等马赫线图

Fig. 14 X-Z plane Mach isoclines of models C1, Rec1, Rec2 at design point

下部的两个涡流区较小且分布不对称。在出口截面,常规进气道 Model Rec1 和 Model Rec2 由于结构对称,均有对涡结构且范围较大;Model C1 出口截面流场有 3 个涡流区但强度较小,主流区较大且较为靠近截面中心区域。

设计点和接力点状态下的这 3 种进气道性能参数分别如表 1,2 所示。从表中数据可以看出,无论是在设计点还是在接力点,类水滴转圆进气道的喉道截面处流量系数、总压恢复系数、出口截面的总压恢复系数和畸变指数都明显优于常规的方转圆进气道模型和矩形转圆进气道。相对方转圆进气道 Model Rec1,在设计点,类水滴转圆进气道 Model C1 的喉道总压恢复系数提高 5.6%,出口畸变指数降低 24.9%,在接力点喉道总压恢复系数和出口总压恢复系数分别提高了 2.4%,3.6%。

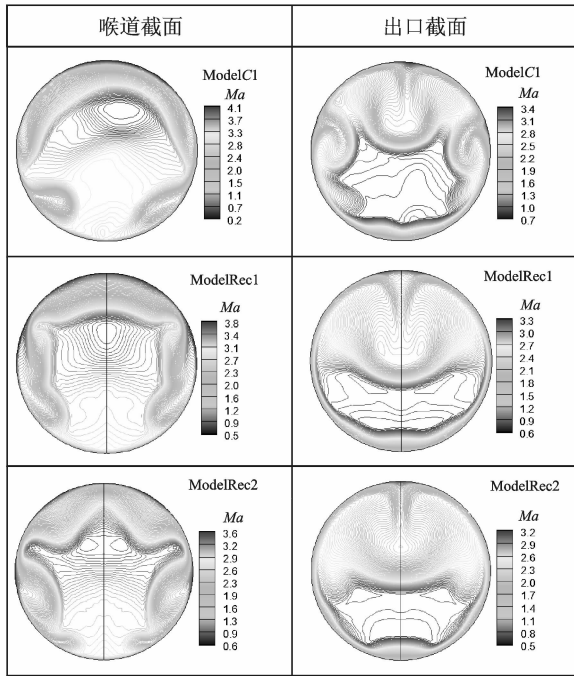


图 15 设计点模型 C1、Rec1、Rec2 进气道喉道截面和出口截面等马赫线图

Fig. 15 Throat and exit plane Mach isoclines of models C1, Rec1, Rec2 at design point

相对于矩形转圆进气道 Model Rec2,在设计点 Model C1 喉道总压恢复系数和出口总压恢复系数分别提高了 11%,7.5%,出口畸变指数降低了 17.4%,在接力点喉道总压恢复系数和出口总压恢复系数分别提高了 8.4%,7.5%,出口畸变指数下降了 2.7%。以上说明类水滴形进口转圆形出口进气道的综合性能要优于常规的方转圆进气道和矩形转圆进气道。

表 1 设计点进气道总体性能参数

Tab. 1 General performance parameters of inlets at design point

模型	喉道截面				出口截面			
	φ	σ	p/p_0	Ma	σ	p/p_0	Ma	D
C1	0.917	0.757	23.57	3.15	0.558	24.37	2.82	0.322
Rec1	0.900	0.717	23.42	3.05	0.555	26.30	2.73	0.429
Rec2	0.898	0.682	27.52	2.93	0.519	29.88	2.62	0.390

表 2 接力点进气道总体性能参数

Tab. 2 General performance parameters of inlets at translation point

模型	喉道截面				出口截面			
	φ	σ	p/p_0	Ma	σ	p/p_0	Ma	D
C1	0.712	0.837	15.13	1.99	0.720	17.19	1.79	0.254
Rec1	0.711	0.817	16.00	1.93	0.695	18.45	1.72	0.258
Rec2	0.696	0.787	18.96	1.79	0.670	21.90	1.59	0.261

4 结 论

(1)保持类水滴进口捕获面积、形状以及纵向位置 h 不变,在设计点状态下,随着横向位置 d 增大,喉道截面总压恢复系数先增加后减小,但是出口截面总压恢复系数和出口畸变先减小后增加;喉道截面下方的两个较为明显的涡流区先向中心靠拢,然后又向两边分开;出口截面上方的涡流区从右上方不断向对称面移动而趋于对称。

(2)保持进口捕获面积、形状和横向位置 d 不变,在设计点状态下,随着 h 增加,喉道截面下方的两个涡流区不断靠近后有所分开,这样在出口截面下方形成了两个明显的涡流区,上方的涡流区是先减小后增加;流量系数先增加后减小;出口总压恢复系数和畸变指数在 $h/R_i < 0.75$ 时不断减小,出口总压恢复系数的最大和最小值相差 0.088。

(3)保持进口捕获面积、横向位置 d 和纵向位置 h 不变,在设计点状态下,随着中心距 a 的增加,出口总压恢复系数和畸变指数都不断减小,喉道截面处的总压恢复系数先增大后减小,出口截面周围逐渐有涡流区产生,主流区变形程度逐渐增大。

(4)通过与捕获面积相同的方转圆进气道和矩形转圆进气道对比发现,无论是在设计点还是在接力点,类水滴转圆进气道的喉道截面处流量系数、总压恢复系数、出口截面的总压恢复系数和畸变指数都明显优于常规的的方转圆进气道和矩形转圆进气道。

参考文献:

[1] Smart S M. Optimization of two-dimensional scramjet inlets[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 430-433.

[2] 向有志,张堃元,王磊,等. 壁面压升可控的高超声速对称进气道优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 2193-2199.
Xiang Youzhi, Zhang Kunyuan, Wang Lei, et al. Optimization design of hypersonic axisymmetric inlet with controllable law of wall pressure rise[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 2193-2199.

[3] 范晓樯,李桦,易仕和,等. 侧压式进气道与飞行器机体气动一体化设计及实验[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 499-502.
Fan Xiaoqiang, Li Hua, Yi Shihe, et al. Experiment of aerodynamic performance for hypersonic vehicle integrated with sidewall compression inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6): 499-502.

[4] 金志光,张堃元,刘媛. 马赫数 4~7 的高超声速侧压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.

[5] 南向军,张堃元,金志光,等. 矩形转圆形进气道马赫 5 正 8° 攻角启动性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(2): 146-151.
Nan Xiangjun, Zhang Kunyuan, Jin Zhiguang, et al. Start characteristics of hypersonic inlet with rectangular to circular shape transition at Ma5 with attack angle 8°[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(2): 146-151.

[6] Mölder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.

[7] Van Wie D, Mölder S. Applications of busemann inlet designs for flight at hypersonic speeds[R]. AIAA 1992-1210, 1992.

[8] Billig F S. SCRAM-A supersonic combustion ramjet missile[R]. AIAA 1993-2329, 1993.

[9] 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.

[10] Billig F S, Jacobsen L S. Comparison of planar and axisymmetric flowpaths for hydrogen fueled space access vehicle[R]. AIAA 2005-3253, 2005.

[11] 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.

[12] 李永洲,张堃元,南向军,等. 类水滴进口高超声速内收缩进气道设计及数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1355-1361.
Li Yongzhou, Zhang Kunyuan, Nan Xiangjun, et al. Design and numerical investigation of hypersonic inward turning inlet with water-drop like shape intake [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1355-1361.

[13] 李永洲,张堃元,南向军. 基于马赫数分布可控概念的高超声速内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2484-2491.
Li Yongzhou, Zhang Kunyuan, Nan Xiangjun. Design of hypersonic inward turning inlets base on concept of controllable Mach number distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 2484-2491.

