

文章编号: 1000-8055(2007)08-1279-06

定几何二元倒置“X”型混压式超声速进气道 数值仿真与实验验证

万大为, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对一种定几何二元倒置“X”型混压式超声速进气道开展了数值仿真研究, 结果表明: 随着来流马赫数的增加, 进气道总压恢复系数下降, 而流量系数却先上升, 在设计点达到最大值后下降. 当攻角变化时, 小攻角 $\alpha < 6^\circ$ 时迎背风两侧进气道总压恢复系数虽有下降但变化幅度不大, 对于流量系数, 在小攻角 $\alpha < 6^\circ$ 下背风侧进气道高于迎风侧进气道, 但两侧总的流量随攻角变化不大; 在大攻角状态下($\alpha = 6^\circ \sim 9^\circ$), 背风侧进气道总压恢复系数和流量系数均下降剧烈, 而迎风侧进气道总压恢复系数虽然下降但流量系数却有上升. 同时, 与实验结果对比表明, 两者规律趋势一致.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 二元混压式; “X”型布局; 数值仿真; 实验验证; 超声速进气道

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Numerical simulation and experimental verification of a fixed geometry 2D mixed compression supersonic inlet with sweepforward high light and “X”-type missile configuration

WAN Da wei, GUO Rong wei

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

Abstract: A numerical simulation was conducted for a fixed geometry two-dimensional mixed compression supersonic inlet with sweepforward high light and “X”-type missile configuration. The results indicate: (1) The total pressure recovery declines with the rise of the free stream Mach number, while the mass flow ratio rises firstly and then declines when its maximum value is obtained at the design point. (2) When the angle of attack increases less than 6° , the total pressure recovery of both side inlets decreases in a narrow range; the mass flow ratio of the lee side inlet is higher than that of the windward inlet, the total flow mass of both sides is almost constant. (3) When the angle of attack increases from 6° to 9° , both the total pressure recovery and the mass flow ratio fall rapidly at the lee side inlet, whereas the total pressure recovery declines and mass flow ratio rises at the windward side inlet. (4) The numerical simulation results show a consistent trend with the experimental results.

Key words: aerospace propulsion system; two dimensional mixed compression; “X”-type configuration; numerical simulation; experimental validation; supersonic inlet

收稿日期: 2007-02-06; 修订日期: 2007-04-12

作者简介: 万大为(1979), 男, 湖南岳阳人, 博士生, 主要从事内流空气动力学方面的研究, E-mail: waste_wan@163.com.

在以亚燃冲压发动机为动力的超声速飞行器的设计过程中,进气道的设计及其布局方案的选取对进气道的性能有着重要的影响.在现有进气道设计方案中,混压式进气道由于兼具外阻较小以及起动较易的优点^[1],而被广泛采用^[2-5].在进气道布局方式中,“X”型布局有着广泛的应用,这主要是因为该种布局使飞行器发射、储运方便,飞控易于实现的缘故.其中,按进气道的形状来分,常用的有半圆锥型和二元矩形两种.相对半圆锥型而言,二元矩形布局有着更好的升阻比^[6].后者按压缩面的位置又可分为正置(压缩面背靠弹身)和倒置(压缩面在外侧,面对弹身)两种.研究表明,采用倒置后,进气道外罩可以部分埋入弹体附面层内,从而降低导弹的阻力,因此在导弹总体设计方面具有更大的优势^[7].

早在上世纪60、70年代,国外就针对“X”型布局进气道展开了一系列的研究,且相关成果已付诸应用,如美国的ALVRJ就采用了正置“X”型布局进气道设计.在倒置进气道方面,法国ONERA研究中心作了一系列的研究,结果表明倒置进气道在大攻角和大侧滑角飞行时具有更高的性能^[7];而德国则结合前人的研究成果,在其新的Armiger导弹中采用了倒置“X”型布局的进气道设计方案,但由于条件限制,相关资料文献未见报导.

早期的研究手段主要集中在实验研究方面,受制于当时的条件,国内对“X”型布局进气道的并未开展广泛的研究.近年来,随着计算能力的提高以及CFD技术的发展,数值模拟已成为研究导弹以及发动机的有效手段.通过数值仿真辅以实验验证,国内针对“X”型布局进气道展开了一系列研究.文献[8]采用数值仿真方法对半圆锥和二元“X”型进气道进行了研究,并指出二元矩形进气道在升阻比方面相对半圆锥进气道占优,文献[9]对某正置“X”型二元矩形进气道的攻角特性进行了数值仿真研究,但这些研究主要集中在正置“X”型布局方面,且缺乏实验数据支持;文献[10]针对某定几何倒置“X”型进气道进行了实验研究,并对实验结果进行了分析,但未进行数值模拟,对某些气动特性变化未给出清晰的图谱说明.因此,对这种布局的进气道开展数值仿真研究,以用来对进气道的气动特性及流场结构作出更合理的分析是很有必要的.

本文采用数值仿真方法,对一种定几何混压式倒置“X”型布局进气道展开了研究,并进行了

实验验证.研究表明,本文数值仿真结果与实验数据吻合较好,规律一致.本文研究的进气道在小角度 $\alpha < 6^\circ$ 的范围内,进气道性能对攻角不敏感,具有较好的性能.本研究为倒置“X”型布局的进气道的设计和应用提供了依据.

1 物理模型

本文的研究对象为带弹身的倒置进气道的气动特性,即进气道的总压恢复系数、流量系数随来流状态的变化规律.图1给出了进气道的几何形状示意图.进气道的封口马赫数为3.0,起动马赫数为2.0,最大工作马赫数3.5,采用定几何混压式设计,两级外压缩楔板与水平面夹角分别为 10° 、 17° ,唇口内型面与水平面夹角为 9° ,进气道入口高度与喉道高度之比为2.0,喉道后部扩张段当量扩张角约为 3° .进气道采用倒置“X”型布局,4个进气道沿弹身周向均匀分布,其安装位置距离弹尖的距离为5倍弹身直径.

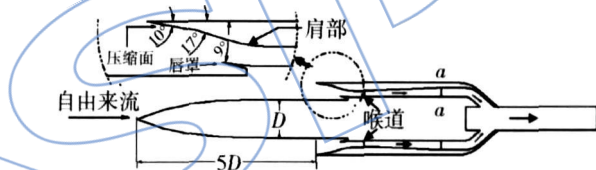


图1 进气道示意图

Fig. 1 Schematic view of the inlet

2 数值方法

2.1 计算方法

计算中采用有限体积法求解雷诺平均后的三维N-S方程,湍流模型采用Jones和Launder提出的标准 $k-\varepsilon$ 模型,按一阶迎风格式离散.由于湍流模型只适用于离开壁面一定距离的湍流区域,而在与壁面临近的粘性边界层中,考虑到分子粘性的影响,须对 $k-\varepsilon$ 方程作出相应的修正,本文在壁面处采用标准壁面函数.

计算收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程以及 $k-\varepsilon$ 方程的残差至少下降5个数量级,且各个出口截面流量稳定.

为简化计算,本文不考虑多组元掺混以及化学反应,即数值仿真对应风洞吹风实验中的冷吹风模型,计算过程中采取在出口处指定当地压力与来流静压比 p_b/p_0 的方法来模拟燃烧室压力的变化,而并不对燃烧过程加以模拟.

2.2 边界条件及计算域

计算用到的边界条件类型有压力远场边界、

压力出口边界以及无滑移绝热固壁等. 本文所有性能参数均取自于进气道的实际出口截面, 即图 1 中 αa 所对应的坐标的截面(αa 为某个进气道的出口截面). 计算时通过掺混段给定出口压力, 掺混段为圆形截面, 长度为其直径的 6 倍.

2.3 计算网格

图 2 给出了研究对象的计算网格示意图. 如图, 本文在网格划分时主要采用六面体网格, 整个计算域被分为数十个子域, 各个子域通过对接方式形成一个整体. 为了适应粘性和激波捕捉的需要, 采用局部网格加密技术. 整个计算域的网格约 180 万.

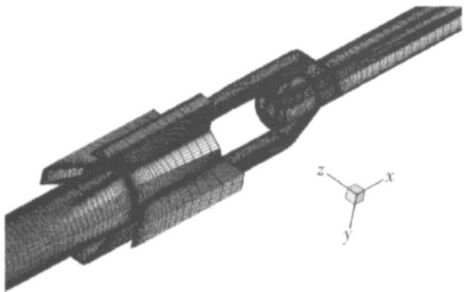


图 2 计算网格示意图

Fig. 2 Computation grid for inlet

3 实验模型及设备

图 3 给出了进气道实验模型示意图, 实验时, 通过调节出口的节流锥的位置来模拟燃烧室内反压的变化. 为了获得进气道的总压恢复系数和流量系数, 在每个进气道出口处安装有总压测量靶. 同时, 在进气道楔面(ramp)侧的壁面上布置有沿程静压孔, 用以测量进气道内的沿程静压分布.

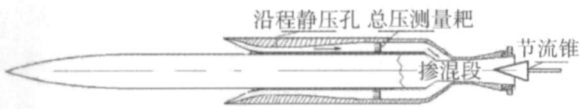


图 3 进气道实验模型示意图

Fig. 3 Schematic view of the inlet model

实验工作是在南京航空航天大学 NH-1 风洞中完成的. NH-1 风洞是暂冲压、跨、超声速风洞, 马赫数 Ma 范围为 0.3~3.5, 实验段截面尺寸为 0.6m×0.6m. 超声速实验可以通过更换喷管获得不同的来流马赫数. 实验段每一侧壁各有两个直径 230 mm 的观察窗, 供纹影仪观察录像以及显示流场使用.

实验来流马赫数为 2.0~3.5, 雷诺数为 3×10^7 , 模型在风洞中的堵塞比为 3.4%. 图 4 给出

了实验模型在风洞中的照片.

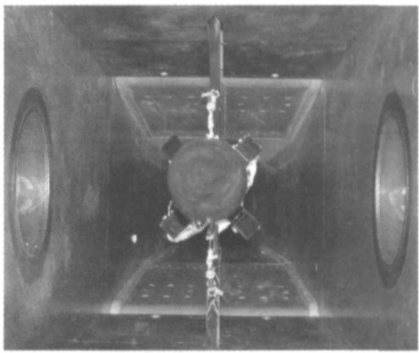


图 4 实验模型在风洞中的照片

Fig. 4 Model in wind tunnel

4 结果及分析

通过数值仿真和实验研究, 得到了进气道的总压恢复系数、流量系数等性能参数随工作条件的变化规律以及有关状态下进气道的沿程静压分布曲线, 现给出分析如下.

4.1 沿程静压分布曲线

图 5 为来流 $Ma=3.0$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$ (考虑到本研究所有状态下均有侧滑角 $\beta=0^\circ$, 故下文如无特别说明, 均指侧滑角 $\beta=0^\circ$ 不变化) 时进气道在临界状态下的沿程静压分布曲线. 其中纵坐标为进气道沿程壁面压力与自由来流的压力的比值, 横坐标为各测量点在进气道中的相对位置. 可以看出, 计算所得的静压曲线与实验结果变化规律是一致的, 其中, 在进气道唇罩稍下游处两者有所差异, 可能是由于湍流模型的选取、壁面粘性的影响以及数值格式的分辨率的局限造成的. 图中, 气流经过进气道入口处的两道斜激波后压力上升, 继而在肩部膨胀扇的作用下压力缓慢下降, 气流进入进气道后, 由于唇口处的激波和肩部膨胀波的交互作用使得压力先有上升后有所下降, 继而通过收敛通道到达喉道处, 在喉道后部经过结尾激波使得压力增大并变为亚声速气流, 然后在扩张通道内压力缓慢上升. 由上所述, 沿程静压能清楚地反映进气道内波系的分布情况, 因此能够为进气道的设计以及计算结果的可靠性提供依据.

4.2 进气道的反压特性

在超声速亚燃冲压发动机中, 进气道的反压特性是进气道/发动机相容工作的基础, 因此必须对其进行研究. 图 6 给出了 $Ma=3.0$ 下进气道的总压恢复系数、流量系数随反压的变化曲线. 图中横纵坐标均按对应的最大数值进行归一化处理,

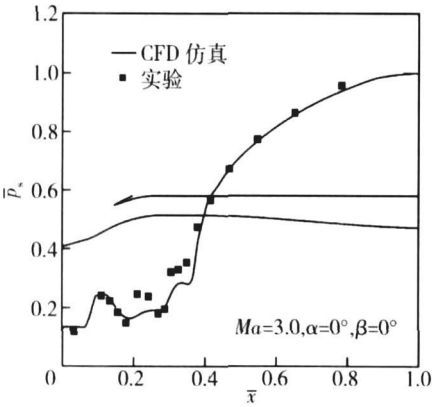


图 5 临界状态下进气道沿程静压分布曲线
Fig. 5 Distribution of static pressure along the duct under critical condition

其中箭头方向为进气道反压增大的方向. 可以看出, 随着反压的增大, 进气道总压恢复系数首先下降, 在某个状态 B 处到达最小值后缓慢上升一直到临界点 C 处达到最大值, 但该数值仍低于状态 A 下对应的数值. 总压恢复系数之所以随反压如此变化是由于, 当进气道处于反压较低的情况下 (A), 进气道处于超声通流状态, 总压损失主要是激波损失以及气流摩擦损失造成的, 因此此时总压恢复系数较高; 随着反压的增加 (B), 在进气道扩张通道内出现了结尾激波, 由于此时波前马赫数较高, 激波损失大, 因此此时进气道总压恢复系数下降; 随着反压的进一步增加 (C), 结尾激波不断前移, 波前马赫数降低, 激波损失减小, 因此此时总压恢复系数上升. 另外, 从图中看出, 当进气道起动之后, 下游压力的变化只要不破坏进气道的起动状态, 其流量系数就保持不变.

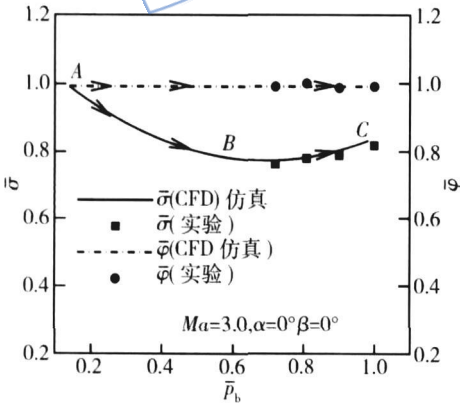


图 6 进气道总压恢复以及流量系数随反压变化曲线
Fig. 6 Total pressure recovery coefficient and mass flow ratio versus back pressure

4.3 进气道性能随来流马赫数的变化

图 7 给出了进气道总压恢复系数随来流马赫

数的变化曲线. 其中纵坐标为按最大总压恢复系数数值归一化处理后的数值. 可以看出, 随着来流马赫数的增加, 进气道总压恢复系数不断下降, 特别是在高于封口马赫数后, 进气道总压恢复系数下降剧烈, $Ma=3.5$ 状态下总压恢复仅为 $Ma=2.0$ 情况下的 40%. 这是由于当来流马赫数超过封口马赫数后, 外压缩斜激波交汇在进气道唇口内, 导致滑流层进入进气道. 同时, 交汇后的强激波与唇口附近壁面的附面层相互作用, 引起局部气流分离, 这也使反压能较容易沿唇口侧壁附面层上传, 使得进气道抗反压能力下降. 这多种因素的作用导致了此时进气道总压恢复系数下降剧烈, 也容易引起进气道的不稳定工作. 因此, 在设计进气道时应选择合适的封口马赫数, 以保证非设计状态下进气道的性能以及稳定工作.

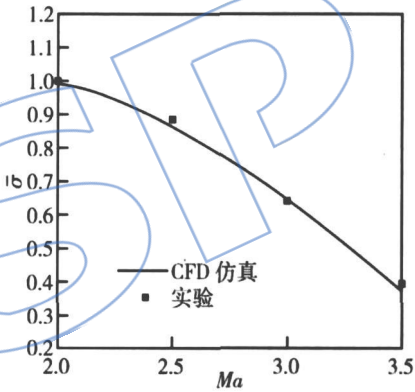


图 7 总压恢复系数随来流马赫数的变化曲线
Fig. 7 Total pressure recovery coefficient versus Mach number

图 8 给出了进气道流量系数随来流马赫数的变化曲线. 图中, 随着来流马赫数的增加, 进气道流量系数首先增大, 在封口马赫数下达到最大值, 随着马赫数的进一步增大, 进气道流量系数反有所下降. 从图 9 给出的 $Ma=3.0$ 和 $Ma=3.5$ 状态下进气道对称面入口处气流的总压恢复系数图谱可明显看出, 由于弹头的激波损失以及弹身的影响, 使得 $Ma=3.5$ 下进气道入口处总压损失高于 $Ma=3.0$ 下, 这就导致了 $Ma=3.5$ 状态下流量系数低于 $Ma=3.0$ 下的数值.

4.4 攻角特性

为便于分析起见, 文中定义处于弹身背风侧的进气道为背风侧进气道, 处于弹身迎风侧的进气道为迎风侧进气道. 图 10 给出了 $Ma=3.0$ 时进气道总压恢复系数随来流攻角的变化曲线. 图中纵坐标为归一化处理后的总压恢复系数. 计算

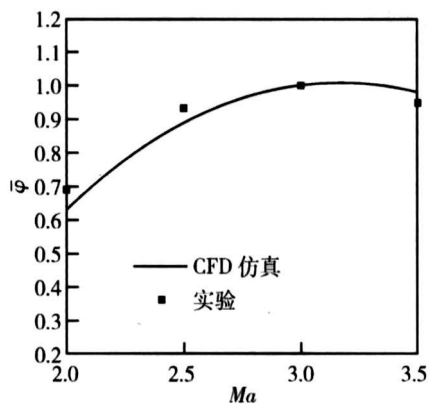


图 8 流量系数随来流马赫数变化曲线

Fig. 8 Mass flow ratio versus Mach number

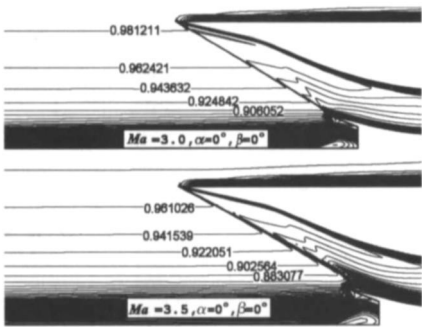


图 9 不同来流马赫数下进气道入口处总压恢复系数图谱

Fig. 9 Contour of total pressure recovery coefficient at different flight Mach number in the entrance of the inlet

结果表明,随着来流攻角的增加,进气道总压恢复系数总体呈下降趋势,但在小角度攻角的时候 ($\alpha < 6^\circ$),两侧进气道总压恢复系数下降幅度并不是很大,图中当 $\alpha = 6^\circ$ 时,背风侧总压恢复系数为 $\alpha = 0^\circ$ 时的 93.5% (数值仿真). 当攻角进一步增加时,背风侧总压恢复系数下降剧烈.

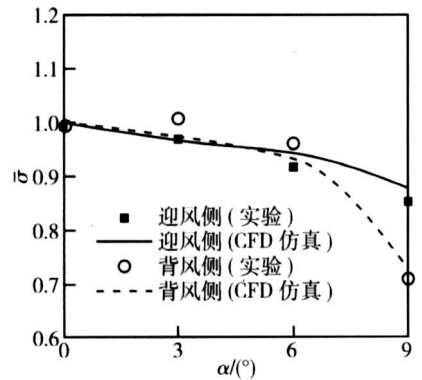


图 10 $Ma=3.0$ 下总压恢复系数随攻角变化曲线

Fig. 10 Total pressure recovery coefficient versus angle of attack ($Ma=3.0$)

图 11 为 $Ma=3.0, \alpha=9^\circ$ 下迎背风两侧进气道入口处的总压恢复系数分布图谱. 可以看出,由

于攻角的影响,背风侧进气道的入口激波的位置相对迎风侧进气道明显前移,远离唇口而与弹身附面层相互作用,这使得弹身附面层气流分离,分离后的低能量气流部分地进入进气道;同时,弹身上洗涡的作用使得弹身低能量气流上卷,这又造成了背风侧进气道的入口处气流总压的降低和不均匀分布,多种因素的综合作用使得背风侧进气道性能的剧烈下降. 另一方面,由于此时背风侧进气道承受反压能力也下降剧烈,共掺混段的结果使得整个进气道承受反压能力下降剧烈,这就导致了迎风侧进气道性能也随之下降.

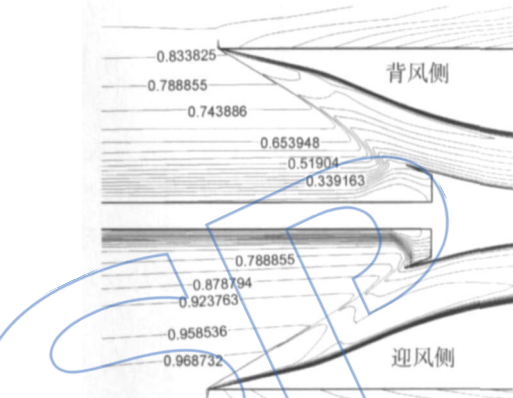


图 11 $Ma=3.0, \alpha=9^\circ$ 进气道入口处总压分布图谱

Fig. 11 Contour of total pressure recovery coefficient in the entrance of the inlet ($Ma=3.0, \alpha=9^\circ$)

图 12 为 $Ma=3.0$ 下进气道流量系数随来流攻角的变化曲线. 图中,当 $\alpha < 6^\circ$ 时,背风侧进气道流量系数高于迎风侧进气道,但两侧总的流量变化不大;当攻角进一步增加时,迎风侧进气道流量系数有所上升而背风侧进气道却下降剧烈. 结合上文分析可知,这是由于有攻角时,迎背风侧进气

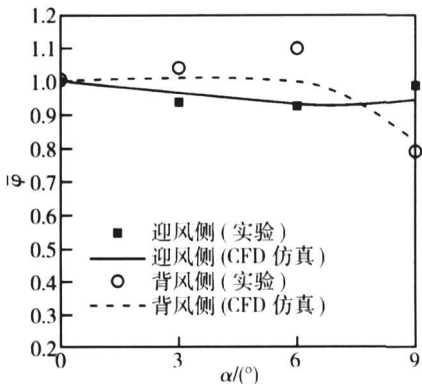


图 12 $Ma=3.0$ 下流量系数随攻角变化曲线

Fig. 12 Mass flow ratio versus angle of attack ($Ma=3.0$)

道的压缩面斜激波系的变化以及弹身周向气流的

不均匀分布而造成的.

5 结 论

本文对一种倒置定几何混压式“X”型布局进气道开展了数值仿真及实验研究,结果表明:

(1) 随着来流马赫数的增加,进气道总压恢复系数下降,而流量系数却先增加,在设计点达到最大数值后略有下降;

(2) 随着攻角的增加,进气道总压恢复系数呈现下降趋势,特别当攻角 $\alpha > 6^\circ$ 时,进气道总压恢复系数下降比较剧烈;而对于流量系数,当 $\alpha < 6^\circ$ 时,背风侧进气道数值略高于迎风侧进气道,当 $6^\circ < \alpha < 9^\circ$ 时,迎风侧进气道流量系数略有上升而背风侧进气道却下降剧烈;

(3) 研究表明,当进气道处于大攻角时,两侧进气道性能表现各异,背风侧进气道性能下降较为剧烈,这就导致了整个进气道的性能的急剧下降,因此在实际使用时应尽可能对这种工况加以避免;

(4) 整体来看,本研究的倒置布局的进气道在小攻角时进气道总压恢复系数下降不大而总的流量几乎保持不变,这无疑是这种布局方式的一种优势;

(5) 数值仿真与实验结果对比表明,二者结果相互吻合较好,规律趋势一致,这说明本文的数值方法可用来开展这类进气道的气动仿真研究.

参考文献:

[1] Goldsmith E L, Seddon J. Practical intake aerodynamic design [M]. Cambridge: Blackwell Scientific Publications, 1993.

[2] Wong N D, Anderson W E. Experimental investigation of a large scale, two dimensional, mixed compression inlet system performance at supersonic condition, $Ma=1.55$ to 3.2

[R]. NASA TN D-6392, 1971.

[3] Murakami A, Yanagi R. Mach 3 wind tunnel test of mixed compression supersonic inlet[R]. AIAA-92-3625, 1992.

[4] Fujimoto A, Niwa N. Experimental and numerical investigation of mach 2.5 supersonic mixed compression inlet[R]. AIAA-93-0298, 1993.

[5] 谢旅荣, 郭荣伟. 定几何混压式轴对称超声速进气道气动特性数值仿真和实验验证[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 78-83.

XIE Lurong, GUO Rongwei. Numerical simulation and experimental validation of the flow in a mixed compression axisymmetric supersonic inlet with fixed geometry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 78-83 (in Chinese).

[6] 李 博. 混压式超声速进气道与弹体一体化流场数值计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2001.

[7] 崔佃飞, 朱守梅, 李宏东, 等. 倒置进气道与弹体一体化流场数值模拟[C] // 2005 年冲压发动机技术交流会论文集(上册). 吉林省吉林市: 中国航空科工集团, 2005: 226-229.

[8] 李 博, 梁德旺. 混压式进气道与弹体一体化流场数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 307-310.

LI Bo, LIANG Dewang. Computation of the integrated flow field around missile and mixed compression intake[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 307-310 (in Chinese).

[9] 白 鹏, 朱守梅. X 型布局导弹冲压发动机攻角特性数值研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(1): 99-103.

BAI Peng, ZHU Shoumei. The numerical study of the effect of the angle of attack of the missile ramjet in the “X” type configuration[J]. Journal of Aeronautics, 2005, 26(1): 99-103 (in Chinese).

[10] 万大为, 郭荣伟. 定几何二元倒置“X”型混压式超声速进气道实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 40(3): 277-281.

WAN Dawei, GUO Rongwei. Experimental investigation of a fixed geometry two dimensional mixed compression supersonic inlet with sweepforward highlight and “X”-type missile configuration[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics. 2007, 40(3): 277-281 (in Chinese)