

文章编号: 1000-8055 (2008) 12-2262-06

不同飞行工况下的某高超飞行器 流道特征及气动力特性研究

张红英, 孙 姝, 程克明, 伍贻兆

(南京航空航天大学 高超气动研究中心 (HARC), 南京 210016)

摘 要: 对一种类似于 X-43A 飞行器的一体化构形进行了全三维数值仿真模拟, 将前体下表面侧沿程静压分布的计算结果与实验结果进行了对比, 二者吻合较好, 表明数值模拟方法正确, 结果可信. 在此基础上研究了不同飞行工况下飞行器流道特征及气动力特性的变化. 研究结果表明: ①研究范围内来流马赫数的变化对全流道的流动结构和全机气动力特性有着一定影响, 使得飞行器全机的升阻比略有下降; ②随着飞行攻角的改变, 全流道的流动结构和升力系数变化显著, 而阻力系数的变化并不明显; ③侧滑角导致了不对称的流动结构, 但在本文的研究范围内其进气道以及全机的气动特性的不利影响并不明显.

关 键 词: 高超声速飞行器; 飞行工况; 全流道; 气动力特性

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Study on the flowpath and the aerodynamic characteristic of an hypersonic vehicle at different flight conditions

ZHANG Hong-ying, SUN Shu, CHENG Ke-ming, WU Yi-zhao

(Hypersonic Aerodynamics Research Center,

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

Abstract: The 3-D flow numerical simulation of a hypersonic vehicle like X43-A was implemented, and the computational static pressure distribution on the undersurface was compared with the experimental data. The comparison shows that the numerical results are consistent well with the measurements. A study was carried out to investigate the aerodynamic characteristics and the full flowpath of the hypersonic vehicle in different flight conditions. Results indicates: (1) With the increase of the free stream Mach number, the full flowpath and the aerodynamic characteristics fluctuate though changes could be found. (2) Despite of the fact that the drag coefficient is not sensitive to the change of the angle of attack, the lift coefficient and the flow structure of the full flowpath is highly affected. (3) The sideslip affects the asymmetric flowpath but with little unfavorable influence on the aerodynamic characteristic.

Key words: hypersonic vehicle; flight conditions; full flowpath;
aerodynamic characteristic

由于高超声速飞行时, 燃烧室加入能量后获得的冲量增益与进气道捕获的来流巨大冲量相比

为一小量, 目前超燃冲压发动机能够提供的推动飞行器加速的净推力并不乐观, 甚至可能为负值.

收稿日期: 2008-05-04; 修订日期: 2008-10-19

基金项目: 国家自然科学基金(50606017)

作者简介: 张红英(1976-), 女, 四川仁寿人, 讲师, 主要从事高超声速空气动力学及飞行器一体化设计研究.

于是,必须对吸气式高超声速飞行器、推进系统的各部件进行优化设计,以尽可能降低流动阻力、增加推力。然而,仅局限于部件级的优化工作是远远不够的。高超声速飞行器显著的特点是各子系统之间存在多学科耦合,因此将多个最优设计的部件组合不一定得到最优的总体性能,必须进行一体化设计。

早在上个世纪 60 年代末,各国研究学者就对高超飞行器飞推一体化开展了探索和研究。直到目前,这方面研究工作主要集中在飞行器前体与进气道的融合设计、后体和尾喷管的匹配研究、全流道的优化设计、乘波体构形与进气道的耦合影响以及燃烧室的工作状态对飞行器气动特性的影响等^[1-7]。而少有文献研究不同飞行工况下流道特征对飞行器气动力特性的影响。事实上,研究飞行器在不同飞行工况下的升力、阻力、升阻比以及流道特征,无论是对未来高超声速飞行器的飞行演示验证,还是对飞行器的安全、高效工作均有重要的工程实用意义。

为此,本文以数值仿真为主,结合风洞实验技术,对一种类似于 X-43A 飞行器的一体化构形^[8]进行了全三维数值仿真模拟,研究了不同飞行工况下飞行器流道特征及气动力特性的变化。

1 CFD 求解模型

1.1 物理模型

本文的研究对象为一种类 X43-A 飞行器与内通道一体化流场,以下简称 NX-1 模型。如图 1 所示,局部放大图为进气道对称面剖面图,内流道位于机身下腹,其外唇罩前缘到机身顶点的距离为 253 mm。前体压缩面各级折角即进气道的一级、二级和三级压缩角度分别为 5° 、 6° 、 3° 。研究中对燃烧室进行了简化,暂不考虑燃料喷射支板、火

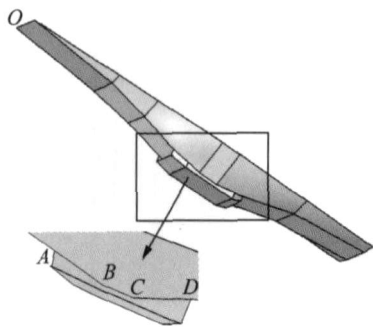


图 1 模型三维造型图

Fig. 1 Configuration of the hypersonic vehicle

焰稳定凹腔等具体细节,采用一等面积段和 2 扩张的膨胀段进行描述。进气道与燃烧室之间存在一等截面隔离段,其高度为 7 mm。喷管上壁面型线被简化为两道直线,其与水平线的夹角分别为 16° 和 7° 。

此外,为了在下文中描述方便,定义如下特征点: O——飞行器前体最前点, A——内流道进口, B——内流道隔离段进口, C——喷管内膨胀段进口, D——内流道出口。

1.2 数值方法

CFD 仿真是本文的主要研究手段,而实验只用来作为辅助验证。本章采用了雷诺平均的三维 N-S 方程数值求解程序,其积分形式可以写成

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \oint_{\partial\Omega} F_c - F_v dS = 0$$

其中 Ω 是控制体体积, $\partial\Omega$ 是控制体边界, W 是守恒变量, F_c 和 F_v 分别是对流通量和粘性通量。

时间离散采用多步 Runge-Kutta 格式,对控制方程的空间离散采用有限体积方法。为了使程序适用于任意形状的网络并提高程序运行效率,采用了基于面的存储方式。离散包括无粘对流项的离散和粘性项的离散两部分。

文中的湍流模型选用了标准 $k-\varepsilon$ 模型,流动方程、 k 方程与 ε 方程的离散均选择二阶精度。并在近壁区则使用了壁面函数法进行处理。在湍动能方程中,根据文献[7]中给出的方法考虑了压缩性对速度脉动项和压力膨胀项的影响。计算的收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程以及 k 、 ε 方程的残差下降 4 个数量级,同时保证飞行器的气动力已经稳定。

所用到的边界条件类型有:压力远场边界、压力出口边界、对称边界。另外,由于所做的实验的时间比较短,只有几秒钟时间。而模型材料是金属的,热沉比较大,在短短几秒内,温度变化不大,所以采用等温固壁边界。计算状态的选取范围为:马赫数 $Ma_0 = 6.5 \sim 8.0$, 攻角 $\alpha = -4^\circ \sim 4^\circ$, 侧滑角 $\beta = 2^\circ \sim 4^\circ$ 。

网格分区生成技术是目前结构网格生成技术的发展方向,网格的分区构造可分为对接分区网格和重叠分区网格。本文中采用易于满足通量守恒的完全对接分区网格。在子区域问题的求解过程中,各子区域分界面上需要建立耦合条件来传递信息,以实现全流域的求解。

模型固壁表面网格分布如图 2 所示,为了尽可能缩小远场边界条件对研究对象周围流动的影响

响,选择长为 10 倍模型长度,宽为 10 倍模型宽度的矩形作为计算域,并采用以六面体为主的单元类型进行填充.整个计算域被分成多个子区域,各个子区域相互对接构成复杂的流场空间.从图 2 可看出,为了适应粘性计算与激波捕捉的需要,采用了网格局部加密技术,在内流道以及型面变化较为剧烈的区域,网格单元均布置得较为细密.最终的网格单元数目约为 200 万.

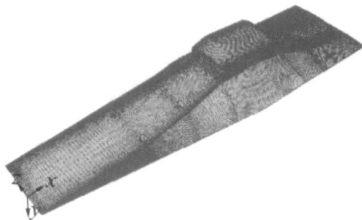


图 2 模型固壁表面网格分布
Fig. 2 Grids of the wall

2 计算与试验结果的比较

为了校验数值模拟的准确性,本文给出了 $Ma_0 = 7.0$, $\alpha = 2^\circ$, $\beta = 0$ 时,计算得到的结果与对应实验结果比较.实验是在南京航空航天大学的高超声速风洞(NHW)上完成的,实验得到了进气道口部的波系纹影和前体下表面侧沿程静压的分布.图 3 给出了进气道口部波系实验纹影图谱和计算所得的口部对称面马赫数分布图谱的比较.由图可知,进气道口部波系清晰稳定,三道压缩波均向唇口前缘靠拢,计算结果和实验结果吻合得较好.

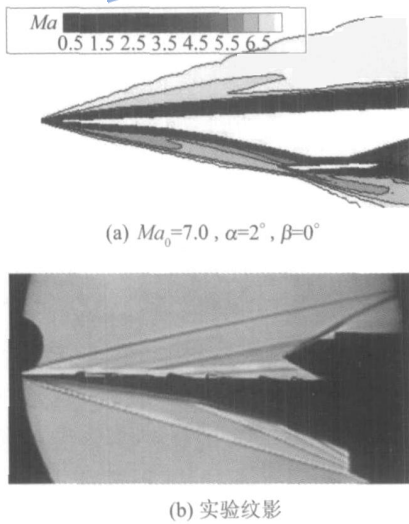


图 3 计算所得的进气道口部波系和实验纹影比较
Fig. 3 Shock system at the entrance

图 4 给出了前体下表面对称线上沿程静压的分布规律.图中横坐标沿模型的轴线方向,坐标原点为飞行器前缘顶点, A, B, C, D 点的位置在 1.1 节中的定义.由于进气道唇罩内型面产生的强的斜激波刚好在肩部折点(B 点)附近入射,反射激波与当地膨胀波相消,因此其反射斜激波的强度得到显著减弱,肩部附近的局部膨胀波也几近消失,这直接导致了等截面段通道内相对均匀的流动参数分布.由该静压分布图可看出,在前体主压缩面上,沿程静压逐渐上升至进气道进口(A 点).而后由于唇罩激波的入射而出现大幅度突升(B 点附近),并在等直段一直维持较高的压强,直到喷管的内膨胀段(C 点)才逐渐开始下降.同时我们可看出,无论从静压曲线的趋势还是从具体数值来讲,数值仿真结果与实验结果均吻合得较好,说明该数值模拟方法能较准确地模拟高超声速进气道的流动状态.

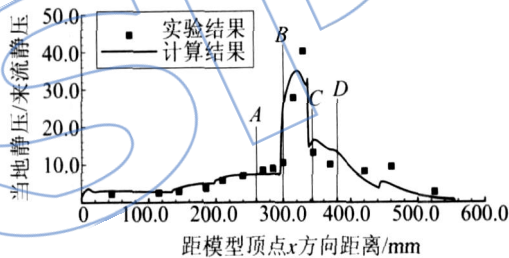


图 4 前体下表面对称线上沿程静压的分布
Fig. 4 Static pressure distribution of the cowl at design operation

3 仿真结果分析

3.1 速度特性

首先计算了来流马赫数变化对全流道流动特征及气动特性的影响.

图 5 所示为 $Ma_0 = 8.0$, $\alpha = 2^\circ$, $\beta = 0$ 状态下全流道对称面的马赫数分布图谱.与图 3 ($Ma_0 = 7.0$, $\alpha = 2^\circ$, $\beta = 0$) 对比可以看出,由于所研究的飞行器前体的三道斜激波压缩角较小,马赫数的增加对进气道外压缩波系的分布情况影响较小.但来流马赫数的提升引起了唇罩入射斜激波的显著增加,因为该斜激波相对于前体三道斜激波来说,气流折转角较大.这就使得进气道的肩部附近存在明显的边界层分离,导致了严重的激波/边界层干扰.可以预计,受肩部边界层分离包导致的诱导激波的影响, A ~ C 区间内压力峰的位置略有扩大和前移,且其取值也将进一步升高.这些变化均将使得高马赫数下飞行器的阻力系数显著增

加. 另外,内通道压强随着来流马赫数的增加而增加这一趋势还使得高马赫数下尾部喷流流管的扩张变得更加明显.

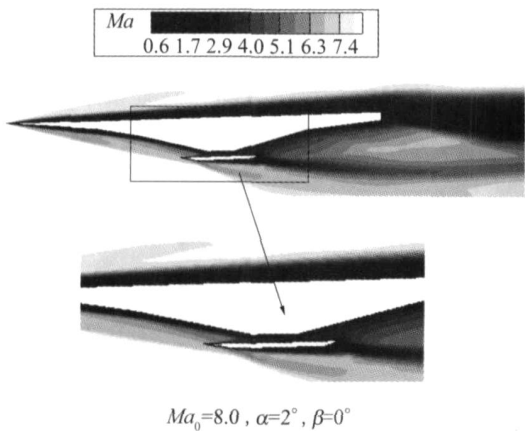


图 5 全流道对称面的马赫数分布图谱

Fig. 5 Mach number contour plot of the full flow path

表 1 对比了 $\alpha = 2^\circ, \beta = 0$ 状态时飞行马赫数对飞行器全机气动特性的影响. 可以看出,随着马赫数的增加,由于内流道压力峰的提升和范围扩大,飞行器全机的阻力系数有显著上升,而尾部喷流流管的扩张加剧则明显增加了全机的升力系数,因此综合上述两个因素,飞行器全机的升阻比略有下降.

表 1 飞行器气动特性随马赫数的变化
Table 1 Aerodynamics characteristics versus angle of
Mach number

马赫数 Ma_0	升力系数 C_L	阻力系数 C_D	升阻比 C_L / C_D
6.5	0.222	0.199	1.12
7.0	0.260	0.241	1.08
7.5	0.262	0.258	1.02
8.0	0.289	0.281	1.03

3.2 攻角特性

高超声速飞行器在飞行过程中不可避免要遇到攻角的变化. 来流马赫数和激波角固定时,气流经过斜激波后的转折角不变. 随着攻角的增大,来流在垂直波面方向上的分量不断增加,斜激波越来越强. 从图 6 给出的 $\alpha = -3.5^\circ$ 和 $\alpha = 3.5^\circ$ 时全流道对称面的马赫数分布图谱可看出,当攻角较小时 ($\alpha = -3.5^\circ$),进气道的外压缩波系较为分散. 随着攻角的增加,进气道三道外压缩波均向唇口前缘靠拢,激波强度也增大. 而对于尾喷流而言,由于攻角的增加使得内腔体的压强显著增加,

尾喷流的过膨胀幅度减小,喷流股上部的再压缩斜激波倾角变小,因而此时尾喷流的第一个波长的长度显著增长.

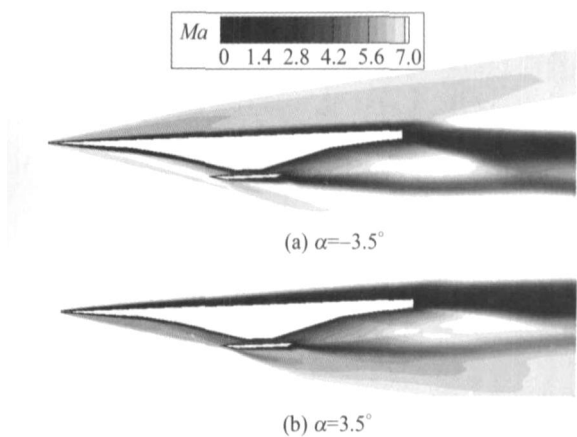


图 6 攻角对流道对称面流动结构的影响

Fig. 6 Flow structure on the symmetry plane versus angle of attack

另外,由于攻角的增加会加大进气道捕获流管的高度,而进气道的喉道高度却保持不变,因此会使得进气道的实际总收缩比不断增加. 这实际上可以理解为,随着攻角的增加,进气道的内收缩比不变,但内通道进口马赫数却不断降低,于是可以推测,随着攻角的进一步增加,进气道有可能出现不起动状态. 因此,对该类布局的飞行器,在进气道的设计过程中应充分考虑飞行器飞行状态的变化,以保证飞行包线范围内进气道均能顺利启动.

不同攻角状态下飞行器前体的近壁流线以及沿程各横截面的静压图谱如图 7 所示. 可以看出,在攻角较小时,飞行器前体的近壁流线较为平直,表明进气道前方的大部分边界层低能气流均进入了内通道. 随着攻角的增加,飞行器前体的压缩强度沿周向分布的不均匀性显著加大,因而驱动更多的前体边界层气流偏离进气道进口,使得进入进气道的低能流不断减少,这对进气道总压恢复性能的改善是有利的. 但另一方面,攻角的增加使得前体压缩强度增强,这将导致超燃进气道的总压损失显著增加.

表 2 为飞行器气动特性随攻角的变化,可以看出:随着攻角的不断增加,升力、阻力、升阻比呈现如下变化趋势:随着攻角的增加阻力系数变化甚微,而升力系数则近似等速率上升,因而升阻比也随着攻角的增加而大幅上升,当 $\alpha = 4.0^\circ$ 时其升阻比几乎接近 2.0. 结合图 6 及前文的分析可知:虽然攻角的增加使得前体压缩程度增大,即

前体阻力增加,但其所导致的内通道高压同时也使得喷管(含后体)推力面上的压强增加,因而其综合效果为阻力系数几近不变.另一方面,就进气道处于起动状态时的升力系数而言,由于前体和后体压强的升高对飞行器的升力均为正贡献,因此升力系数随着攻角的增加而显著上升.

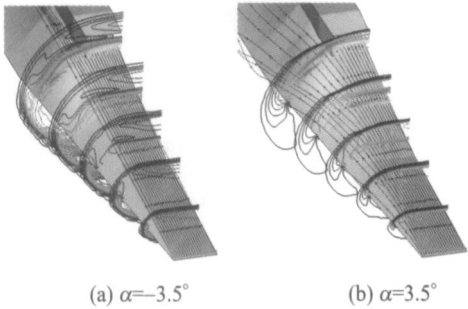


图 7 攻角对前体流动结构的影响

Fig. 7 Flow structure of the forebody versus angle of attack

表 2 飞行器气动特性随攻角的变化

Table 2 Aerodynamics characteristics versus angle of attack

攻角 $\alpha / (^{\circ})$	升力系数 C_L	阻力系数 C_D	升阻比 C_L / C_D
- 3.5	- 0.47	0.243	- 1.93
- 1.0	- 0.136	0.216	- 0.63
2.0	0.248	0.236	1.05
3.5	0.462	0.27	1.67
4.0	0.53	0.28	1.9

3.3 侧滑角特性

借助数值模拟手段,本文还研究了侧滑角对全流道流动特征及气动特性的影响.

图 8 显示出了 2° 、 4° 侧滑角下飞行器前体的流动结构.可看出,侧滑角的存在给前体流动带来了明显的不对称性:迎风侧(图中的右侧)的压缩波系明显增强,背风侧的压缩波系则明显减弱,因而使得前体表面上迎风侧的压强要显著高于背风侧的压强,这直接导致了作用在飞行器上的侧向力;在不对称的横向压强梯度驱动下,前体边界层气流沿流向逐渐向背风侧流动,形成了明显的堆积区.图 9 显示了不同纵向剖面的马赫数分布图,由该图可进一步看出,侧滑角的存在还使得前体压缩波系在内通道进口面上的交线歪曲,其与进气道唇口的吻合程度变差,在迎风侧外压缩波系

进入了内通道,而在背风侧外压缩波系则偏离到了唇口之外.图 10 还给出了 4° 侧滑角下,进气道出口横截面的流动参数分布.总的来说,出口截面上的流动参数分布较为均匀,并未出现集中的低速区和低总压区.但在该横截面图中,仍可分辨出在飞行器的右侧其平均流动马赫数和总压要低于其左侧,这主要是由于外压缩激波进入内通道,以及对于内通道而言右侧为背风侧等缘故.

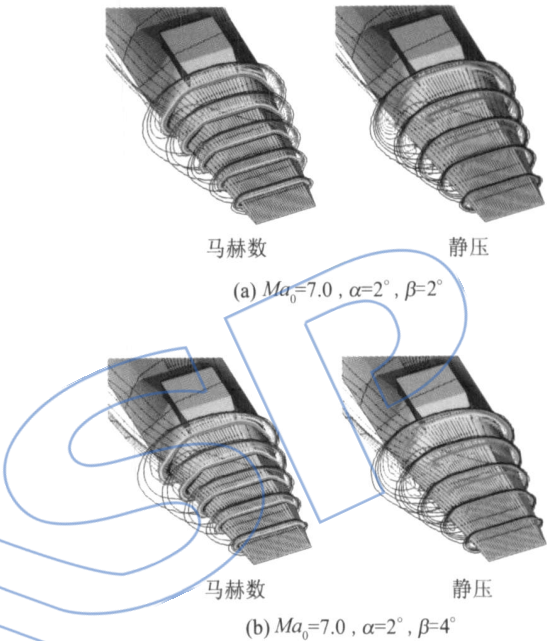


图 8 侧滑角对前体流动结构的影响

Fig. 8 Flow structure of the forebody versus angle of sideslip angle

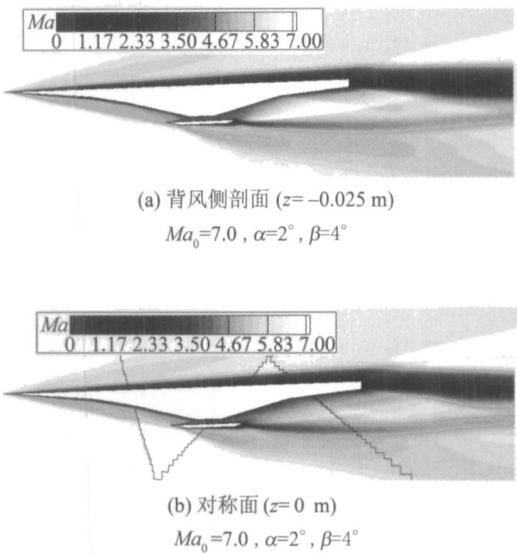


图 9 不同纵向剖面的马赫数分布

Fig. 9 Mach number contour plot of the longitudinal profile

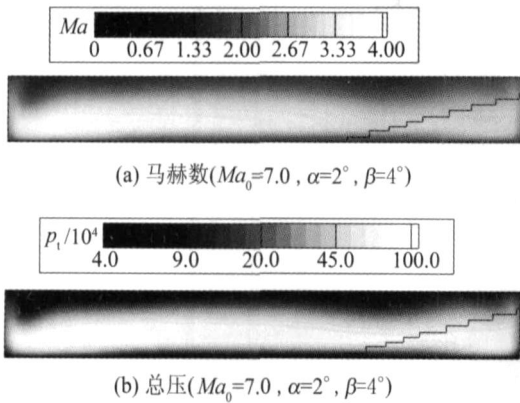


图 10 进气道出口横截面的流动参数分布

Fig. 10 Flow parameter of the cross-sectional at outlet of inlet

图 11 给出了 4 侧滑角下,飞行器后体附近的流动结构.从该图可看出,由于侧滑角的存在,在外流的不对称冲刷、挤压作用下,尾喷流的核心区明显偏向背风侧,其与外流分界面的形状也变得不对称,在迎风侧变得更为陡峭,而在背风侧则较为平缓.

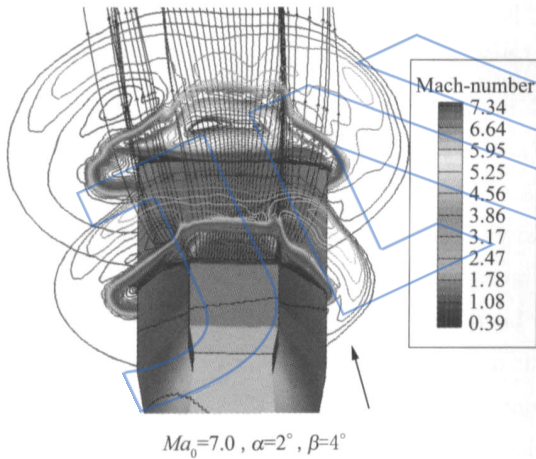


图 11 4 侧滑角下的后体流动结构

Fig. 11 Flow structure of afterbody at $\beta = 4^\circ$

4 结 论

对一种类似于 X-43A 飞行器的一体化构形^[7]进行了全三维数值仿真模拟,研究了不同飞行工况下飞行器流道特征及气动特性的变化.获得了来流马赫数、飞行攻角和飞行侧滑角对全流道流动特征以及飞行器气动特性的影响规律,所得到的主要结论如下:

1) 研究范围内来流马赫数的变化对全流道的流动结构和全机气动特性有着一定影响,使

得飞行器全机的升阻比略有下降;

2) 随着飞行攻角的改变,全流道的流动结构和升力系数变化显著,而阻力系数的变化并不明显;

3) 侧滑角存在导致了不对称的流动结构,但总的来说,在本文的研究范围内其进气道以及全机的气动特性的不利影响并不明显;

4) 从图 4 中可看出,实验结果与计算结果的压力值最大相对误差不超过 10%,因此,所采用的数值仿真方法具有较高的精度.

参考文献:

- [1] Akihsa D, Masuya G. Effects of airframe integrated configuration on scramjet inlet performance [R]. AIAA 2000-0619.
- [2] 刘嘉,姚文秀,雷麦芳,等.高超声速飞行器前体压缩性能研究[J].应用数学和力学,2004,25(1):85-92.
LIU Jia, YAO Wenxiu, LEI Maifang, et al. Forebody compressibility research of hypersonic vehicle [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2004, 25(1): 85-92. (in Chinese)
- [3] 谭慧俊,郭荣伟.亚、超燃混合模块发动机亚燃模块进气道的 M6 级高焓风洞实验研究[J].航空学报,2007,28(4):783-790.
TAN Huijun, GUO Rongwei. Wind tunnel tests of hypersonic inlets for ramjet modules of ramjet-scramjet combined engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 783-790. (in Chinese)
- [4] Ryan P, Starkey M, Lewis J. Critical design issues for airbreathing hypersonic waverider missiles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(4):510-519.
- [5] Von Eggers L, Rudd D, Pines J. Integrated propulsion effects on dynamic stability and control of hypersonic watersides [R]. AIAA 2000-3826.
- [6] Tsuchiya T, Mori T, Maita M. An integrated optimization for conceptual designs of airbreathing launch TSTO vehicle [R]. AIAA 2001-1902.
- [7] Ryan P, Starkey M, Lewis J. Critical design issues for airbreathing hypersonic waverider missiles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001,38(4):510-519.
- [8] 张红英,孙姝,程克明,等.进气道工作状态对吸气式高超飞行器气动特性影响的实验研究[J].宇航学报,2007,28(6):1488-1493.
ZHANG Hongying, SUN Shu, CHENG Keming, et al. Experimental investigation of inlet start/unstart influences on the aerodynamic characteristic of a hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2007,28(6):1488-1493. (in Chinese)