

文章编号: 1000-8055(2007)06-0967-07

高超声速轴对称流道冷流特征 及气动力特性研究

孙 姝, 张红英, 王成鹏, 吕英伟, 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: 对一种轴对称形式的高超声速飞行器全流道开展了风洞实验和数值模拟研究, 分析了不同来流总压、飞行攻角全流道的流场结构和气动力特性. 研究结果表明: (1) 一定范围内雷诺数的变化对全流道的流动结构和模型的气动力特性无显著影响, 因此所获得的风洞实验结果有望通过某种形式推广到飞行状态下使用; (2) 飞行攻角对全流道的流动结构和升力系数有着显著影响, 但阻力系数的影响并不明显; (3) 研究范围内来流马赫数的变化对全流道的流动结构有着一定影响, 但研究范围内, 阻力系数随马赫数的变化幅度较小; (4) 由于轴对称流道的浸润面积较大, 研究范围内该类飞行器的摩擦阻力在全机阻力中占据了较大的比重, 设计状态下达全机气动力的 62%; (5) 与实验结果的对照表明, 所采用的数值模拟方法具有较高的精度.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 轴对称形式高超飞行器; 全流道; 气动力特性; 飞行攻角; 来流马赫数
中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

A study on the full flowpath and the aerodynamic characteristic of an axisymmetric hypersonic vehicle

SUN Shu, ZHANG Hong-ying, WANG Cheng-peng, LÜ Ying-wei,
CHENG Ke-ming, WU Yi-zhao

(Hypersonic Aerodynamics Research Center,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Using the combined experiments and computational fluid dynamics (CFD), a study was carried out to investigate the aerodynamic characteristics and the full flowpath of an axisymmetric hypersonic vehicle. Results indicate: (1) Over the tested range the Reynold number brings no obvious influence on the flow pattern and the aerodynamics characteristic of the hypersonic vehicle. (2) Despite 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) With the increase of the free stream Mach number, the drag coefficient fluctuates slightly though changes can be found in the full flowpath. (4) Over the tested flight conditions the friction drag of the axisymmetric hypersonic vehicle occupies a significant proportion of the total aerodynamic drag and at the design condition the proportion reaches 62%. (5) The experimental results prove the reliabilities of the CFD.

Key words: aerospace propulsion system; axisymmetric hypersonic vehicle;
full flowpath; lift coefficient; drag coefficient; free stream Mach number

收稿日期: 2007-01-08; 修订日期: 2007-04-02

基金项目: 国防科工委基础预研项目(A2520060219); 中国博士后基金(0601042B); 江苏省博士后基金(20060400935)

作者简介: 孙姝(1979), 女, 安徽芜湖人, 博士后, 主要从事内外流空气动力学及飞行器一体化设计、数值仿真及实验研究.

轴对称外形以其结构简单, 便于制造、携带和发射等优点成为工程设计部门广泛采用的一种高超声速飞行器总体布局形式. 从上个世纪 60 年代开始, 美国的 HRE 计划、HyFly 计划、俄罗斯 CFAM 与美国 NASA 的合作研究计划等均对轴对称形式的高超声速飞行器(或发动机流道)开展了大量的研究工作. 从公开的文献报导来看, 推进系统的部件设计及性能研究是关注的焦点, 如进气道的设计及性能改进、进气道的变几何方案研究、燃烧室设计及性能研究、飞行器前缘钝化对内流道性能的影响^[1-11]等. 而少有文献对轴对称形式的全流道特征进行分析, 更不用说研究流道特征对飞行器气动特性的影响. 事实上, 推进系统各部件的流道之间存在强烈的耦合作用, 并对飞行器的气动力特性有着显著的影响^[12-14]. 因此, 深入探讨轴对称流道的流动特征及对飞行器气动力的影响规律, 无论是对推进系统还是对飞行器的安全、高效工作均有重要的工程实用意义.

结合一种轴对称形式的高超声速飞行器全流道, 本文开展了风洞实验及数值模拟研究, 分析了其流道特征及气动力特性, 研究中还考虑了飞行攻角、来流马赫数、雷诺数等的影响.

1 研究对象及研究方法

1.1 实验模型

所研究的轴对称内流道实验模型总长为 453 mm, 最大直径为 130 mm, 采用尾部支撑方式, 可分车次分别进行测力或测压实验. 图 1 给出了模型的结构示意图, 进气道的波系封口马赫数为 7.0, 其外唇罩前缘到前锥体顶点的距离为 237 mm, 一级、二级和三级外压缩角(即锥体各级压缩面的折角)分别为 9°, 3°, 5°. 进气道的喉道高度

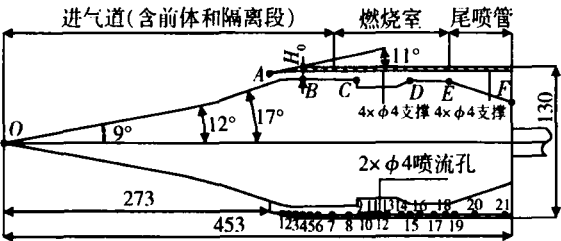


图 1 轴对称内流道示意图

Fig. 1 Sketch of the experimental model

H_0 为 7 mm, 其后的等截面隔离段长 $4H_0$. 燃烧室主要由等直段、1 度扩张的膨胀段和凹腔等部件组成, 暂未考虑燃料喷射支板. 喷管内膨胀段的扩张角为 17°. 此外, 出于结构安装的需要, 在内

流道中还布置了两排共 8 个 $\Phi 4$ mm 的支撑, 其导致的内流道最大堵塞比为 5.0%. 图 2 所示为模型在风洞中的实物照片.

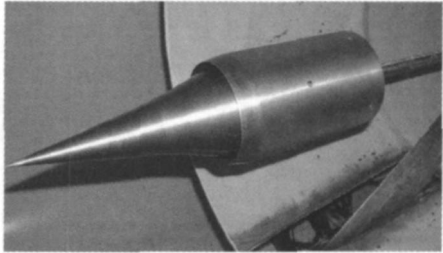


图 2 实验模型在风洞中的照片

Fig. 2 Photograph of the experimental model

为了监视通道内的流态建立情况, 在模型唇罩的内壁面上布置了 21 个静压测点, 其周向位置位于模型的下方, 与对称面沿周向错开 16°.

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 —凹腔的前缘点, D —凹腔的后缘点, E —喷管内膨胀段进口, F —喷管内膨胀段出口(图 1), 以便于在下文中进行结果描述.

1.2 实验条件

本文的全部实验工作是在南京航空航天大学的高超声速风洞(NHW)上完成的. NHW 为一座下吹—真空抽吸暂冲式高马赫数风洞, 主要由洞体部分、高压气源、真空系统、测试系统和控制系统组成. 实验段喷管的出口直径为 500 mm, 名义实验马赫数范围为 6.0~8.0, 模拟飞行高度为 27~59 km, 有效实验时间大于 10 s. 在本文的研究中, 实验参数的变化范围为: 来流马赫数 7.0, 攻角 0°~4°, 来流总压 500~2 000 kPa.

1.3 数值方法

数值模拟在本文中被用来获取更多的流场细节, 以对实验结果进行解释及必要的补充. 采用 MacCormack 等人提出的有限体积法对雷诺平均后的三维 N-S 方程进行离散并求解. 其中, 无粘对流通量项采用基于 MUSCL 插值的 Roe 格式进行裂解, 粘性通量项采用二阶中心差分格式进行离散. 时间推进使用了 LU-SGS 隐式方法. 湍流模型选用了可实现的 $k-\epsilon$ 模型, 并在近壁区使用了壁面函数法进行处理.

研究中所用到的边界条件类型有: 压力远场边界、压力出口边界、压力进口和等温固壁边界等. 各边界条件参数依据实验状态给定.

在进行网格生成时, 选择直径为 500 mm, 长

为 1 000 mm 的圆柱形作为计算域, 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 47 个子区域, 各个子区域相互对接构成复杂的流场空间, 网格单元总数约为 200 万. 图 3 给出了该飞行器固壁面 and 对称面的网格分布情况, 可以看出, 在内流道以及壁面附近等流动参数梯度较大的区域, 网格单元均布置得较为细密.

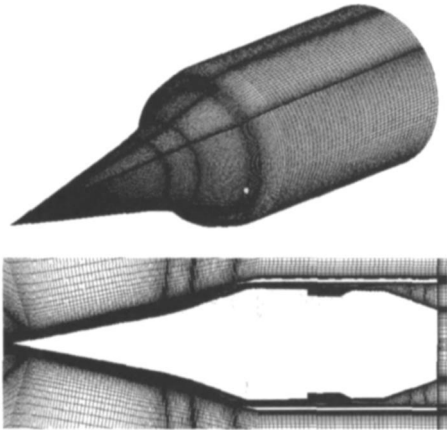


图 3 模型固壁表面和对称面的网格分布
Fig. 3 Grids of the wall and symmetry plane

2 结果分析

2.1 设计状态下的流场结构

图 4 给出了设计状态下 ($Ma_0 = 7.0, \alpha = 0^\circ$) 模型进口波系的纹影照片, 此时来流总压为 1 000 kPa. 可以看出, 进气道的口部波系清晰稳定, 三道外压缩激波在唇罩前缘准确汇聚, 且前锥体压缩面上无可察觉的分离包及诱导激波存在, 表明此时进气道处于起动工作状态.

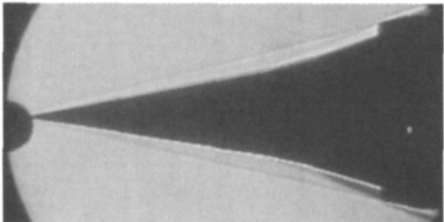


图 4 $Ma_0 = 7.0, \alpha = 0^\circ$ 时的进口波系 (实验结果)
Fig. 4 Schlieren photograph of the shock system at the entrance of the inlet (Experimental results)

图 5 给出了设计状态下实验获得的唇罩内壁面静压分布规律. 可以看出, 在唇罩内型面的折转处以及凹腔的下游附近存在两处显著的压强高峰, 两高峰之间则为一分布相对平坦的压强低谷, 其具体成因将在下文中依据仿真结果分析给出. 图 5 中还对比给出了仿真获得的沿程静压分布,

不难发现, 无论是从趋势还是从数值来讲其与实验数据均符合较好, 因此所采用的仿真方法是可信的, 可作为进一步分析的有力工具.

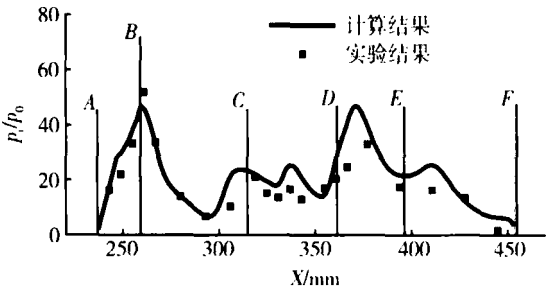


图 5 $Ma_0 = 7.0, \alpha = 0^\circ$ 时唇罩的壁面静压分布
Fig. 5 Static pressure distribution of the cowl at design operation

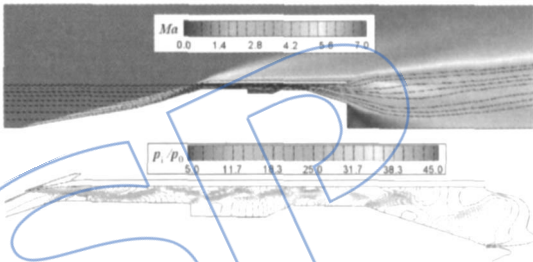


图 6 设计状态下流道对称面上的流动图谱 (仿真结果)

Fig. 6 Flow structure on the symmetry plane at design operation (Computational results)

图 6 所示为设计点状态下仿真获得的静压测量点所在剖面的流动图谱, 该图清晰地展示了零攻角下全流道的流动情况. 可以看出, 与唇罩前缘等直径的马赫 7 级自由流管, 在飞行器流道中经历了先减速增压, 后加速膨胀的复杂过程. 由于尾喷管出口的气流马赫数要远低于自由流马赫数 (7.0), 且流动方向呈发散趋势, 因而自由流在经历飞行器流道后其轴向动量受到了显著的削减, 给模型带来了较大的气动阻力. 表 1 列出了设计状态下模型的阻力系数, 仿真和实验结果吻合良好, 均表明此时模型的阻力系数在 0.2 以上. 此外, 仿真结果显示, 由于轴对称流道的浸润面积较大, 该类飞行器的摩擦阻力在全机阻力中占据了较大的比重, 达 62%.

表 1 $Ma_0 = 7.0, \alpha = 0^\circ$ 时模型的气动特性

Table 1 Aerodynamic characteristics of the model at design operation

	总阻力系数	摩阻(比例) / %	波阻(比例) / %
计算	0.229	62	38
实验	0.215	—	—

由图 6 可对内流道的流动情况作进一步分析,并对图 5 中的沿程静压分布给出解释.不难看出,气流进入内流道后在进气道唇罩内侧撞击形成强的斜激波,同时受唇罩弯曲内型面不断发出的弱压缩波的影响,进口段的沿程静压大幅度升高并在 B 点达到峰值.在 B 点后,由于流动受到了肩部强膨胀波的干扰,压缩后的气流又重新加速,故壁面静压显著下降.随后,唇罩前缘压缩波的反射波在唇罩内壁上再次入射,使得壁面静压又明显上升.当气流经过 C 点后,在凹腔剪切层前缘诱导激波、激波在剪切层的反射膨胀波等的影响下, C - D 区域间的沿程静压呈小幅波动.在凹腔的下游附近,受凹腔末端斜面导致的强激波以及随后膨胀波的影响,沿程静压急剧上升达到峰值后又快速下降.最后,在喷管内膨胀段,由于其入口有斜激波、膨胀波的入射,因而壁面压强也略有波动,但整体仍呈下降趋势直至出口(F 点).

2.2 来流总压的影响

在开展进一步的规律研究之前,首先对来流总压的影响进行了实验研究.研究中的来流总压范围为 500~ 2 000 kPa,所对应的单位雷诺数范围为 $3 \times 10^6/\text{m} \sim 1.2 \times 10^7/\text{m}$.图 7 和图 8 分别给出了 $Ma_0=7.0, \alpha=0^\circ$ 时,来流总压对唇罩壁面静压分布以及模型阻力系数的影响.两图表明,不同来流总压下唇罩壁面沿程静压分布重合较好,且飞行器阻力系数无明显变化.故不难推测研究范围内来流总压(或雷诺数)对全流道的流动结构无显著影响.为此,下文中均统一选择来流总压 1 000 kPa 进行实验研究,而不再考虑雷诺数的影响.

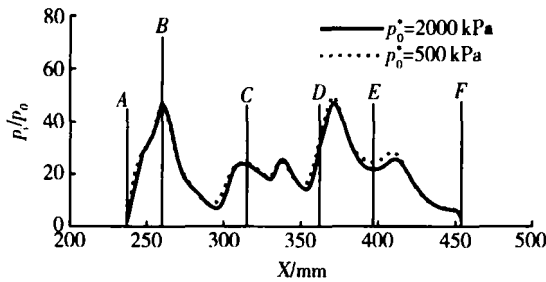


图 7 不同总压下唇罩固壁面的沿程静压分布
(实验结果)

Fig. 7 Static pressure distribution of the cowl at different free stream total pressure
(Experimental results)

2.3 飞行攻角的影响

图 9 给出了 $Ma_0=7, \alpha=4^\circ$ 时进口波系的实验纹影照片.由该图可以看出, 4° 攻角时前体的流

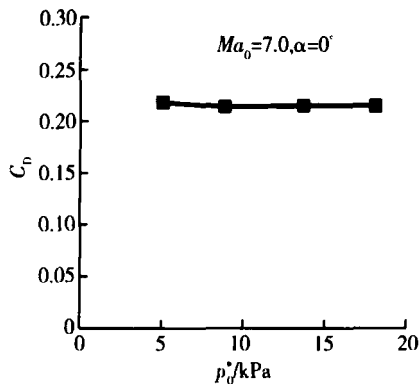


图 8 不同总压下模型的阻力系数(实验结果)
Fig. 8 Drag coefficient versus free stream total pressure
(Experimental results)

动表现出显著的不对称性,前锥体上方的边界层显著增厚,且外压缩波系远离外唇罩前缘,有显著的溢流存在,而下方的外压缩波系则提前交于进口前方,有强的滑流层进入内通道.显然,攻角带来的上述流动结构的变化,均不利于发动机的高效、稳定工作.

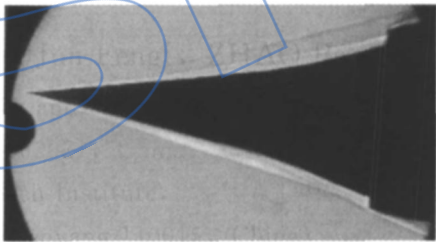


图 9 $Ma_0=7, \alpha=4^\circ$ 时的进口波系
Fig. 9 Shock system at the entrance of $Ma_0=7, \alpha=4^\circ$

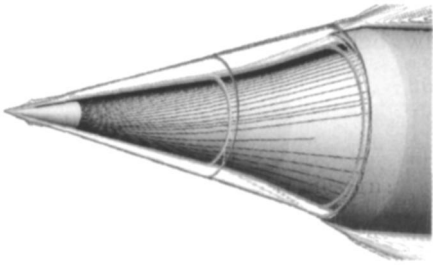


图 10 $Ma_0=7.0, \alpha=4^\circ$ 时前体流动情况
(马赫数分布图谱)

Fig. 10 Flow structure of the forebody at $Ma_0=7.0, \alpha=4^\circ$
(Mach number contourplot)

图 10 给出了仿真结果以对攻角下前锥体的流动作进一步分析.可以看出,攻角的存在使得前锥体的压缩波系表现出明显的不对称,下方波系向锥体表面靠拢而上方则刚好相反,因此头道激波的波面与唇罩前缘发生交叉,使得外压波系仅在某一周

向位置(交叉点)贴口. 另外, 攻角状态下气流受压缩强度沿周向分布的不均匀性还导致了显著的横截面压强梯度(下方压强高, 上方低), 并驱动前锥体下方的边界层低能气流不断往上方堆积, 因而使得前锥体上表面附近的边界层显著增厚.

图 11 和图 12 分别给出了攻角状态下对称面的等马赫数图谱以及上方、下方唇罩壁面的静压分布, 据此可以分析攻角对内通道流态以及模型尾部喷流的影响. 仔细观察两图不难看出, 攻角状态下通道内凹腔前始终有下方的静压比上方高, 边界层气流在通道内进一步向上方堆积, 故使得锥体上方肩部下游附近的激波/边界层干扰加强, 且上方凹腔的剪切层外凸, 而下方凹腔的剪切层内凹. 另一方面, 攻角的存在还改变了尾喷流的外流环境, 使得尾喷口附近下方的外流压强升高, 上方的外流压强降低, 因而影响了尾喷流的外部膨胀特征, 使得尾喷流的边界显著向上偏转.

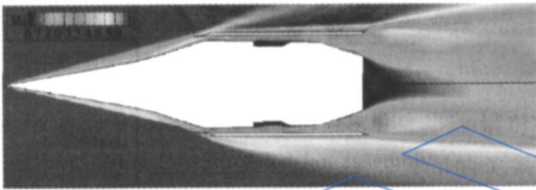


图 11 $Ma_0 = 7.0, \alpha = 4^\circ$ 时全流道流动图谱
Fig. 11 Mach number contour plot of the full flow path at $Ma_0 = 7.0, \alpha = 4^\circ$

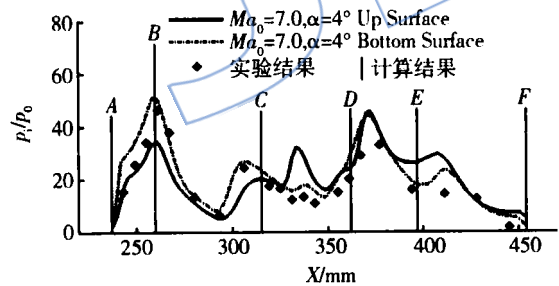


图 12 $Ma_0 = 7.0, \alpha = 4^\circ$ 时唇罩内壁面的静压分布
Fig. 12 Static pressure distribution of the cowl at $Ma_0 = 7.0, \alpha = 4^\circ$

图 13 所示为 $Ma_0 = 7.0, \alpha = 4^\circ$ 时飞行器气动特性随攻角的变化曲线. 可以看出, 研究范围内, 该类飞行器的摩擦阻力系数均大于压差阻力系数. 另外, 随着攻角的增加, 模型的摩擦阻力系数、压差阻力系数以及总阻力系数均无明显变化, 而升阻比则急剧上升.

2.4 飞行马赫数的影响

借助数值模拟手段, 本文还研究了来流马赫

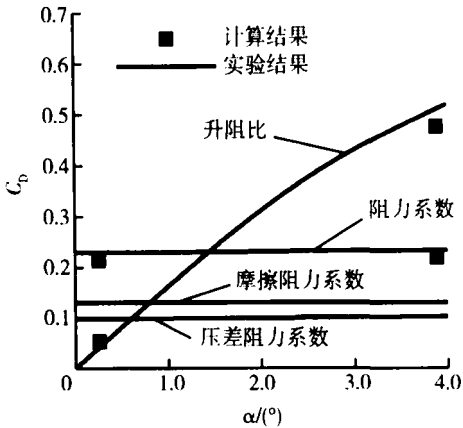


图 13 飞行器气动特性随攻角的变化曲线
Fig. 13 Aerodynamics characteristics versus angle of attack

数对轴对称流道的流动特征及气动特性的影响. 图 14 和图 15 分别对比给出了 $Ma_0 = 6.0$ 和 8.0 时, 静压测量点所在剖面的马赫数分布图谱和压比分布图谱. 显然, 马赫数的变化改变了口部波系的贴口情况, 在低于设计马赫数时 ($Ma_0 = 6.0$) 导致了显著的进口溢流, 而在高于设计马赫数时 ($Ma_0 = 8.0$) 则使得三道外压缩激波在进口

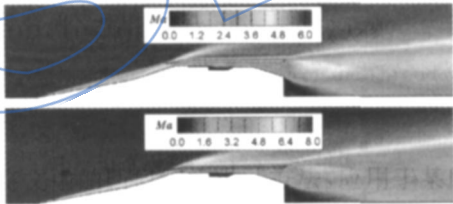


图 14 $Ma_0 = 6.0$ 和 8.0 时纵剖面的马赫数分布图谱
Fig. 14 Mach number contour plot on the symmetry plane at different free stream Mach number

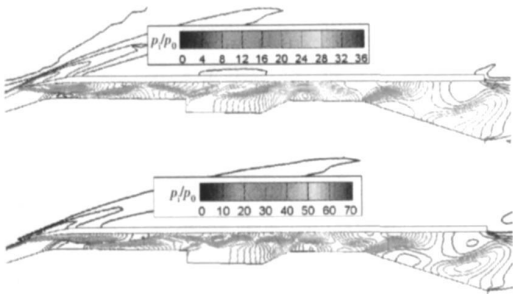


图 15 $Ma_0 = 6.0$ 和 8.0 时纵剖面的压比分布图谱
Fig. 15 Static pressure contour plot on the symmetry plane at different free stream Mach number

附近提前交汇, 并合并成一道强波在唇罩内壁入射, 其反射波在中心体的肩部诱导了显著的边界层分离. 另一方面外, 对于内通道流动而言, 随着来流马赫数的增加, 通道内入射激波、反射激波的

斜角逐步减小,其入射点、反射点也不断后移,但总的来说其内部流动结构并无显著变化。图16中的沿程静压曲线也证实了这一点。由该图可以看出,不同马赫数下唇罩内壁的静压曲线形状相似,但随着来流马赫数的增加其值整体向上平移,在前后两个压强峰附近,其上升幅度尤为显著。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14)。

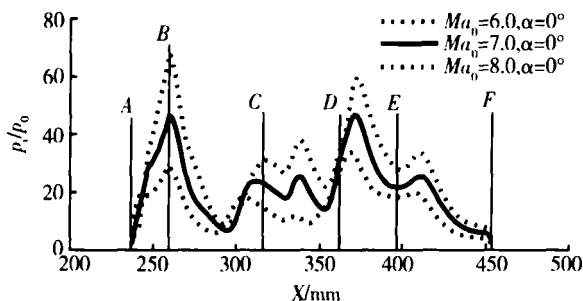


图16 不同自由流马赫数下唇罩内壁的静压分布
Fig. 16 Static pressure distribution of the cowl at different free stream Mach number

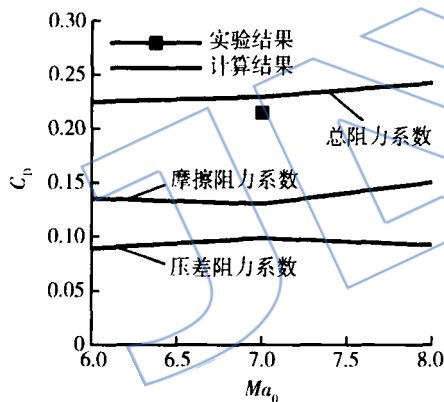


图17 飞行器各阻力系数随来流马赫数的变化
Fig. 17 Aerodynamics characteristics versus free stream Mach number

图17给出了飞行器的波阻系数、摩阻系数以及总阻力系数随马赫数的变化曲线。可以看出,对于所研究的轴对称流道而言,研究范围内阻力系数随马赫数的变化幅度较小,2.0的马赫数跨度仅导致了0.02不到的总阻力系数变化,且始终有摩擦阻力系数大于波阻系数。

3 结论

对一种轴对称形式的高超声速飞行器全流道开展了风洞实验和数值仿真研究,获得了来流总压、飞行攻角以及来流马赫数对全流道流动特征以及飞行器气动特性的影响规律,主要结论如

下:

- (1) 一定范围内,雷诺数的变化对全流道的流动结构和模型的气动力特性无显著影响;
- (2) 飞行攻角对全流道的流动结构和升力系数有着显著影响,而给阻力系数带来的变化并不明显;
- (3) 研究范围内来流马赫数的变化对全流道的流动结构有着一定影响,但研究范围内,阻力系数随马赫数的变化幅度较小;
- (4) 由于轴对称流道的浸润面积较大,研究范围内该类飞行器的摩擦阻力在全机阻力中均占据了较大的比重,设计状态达全机气动力的62%。
- (5) 与实验结果的对照表明,所采用的数值模拟方法具有较高的精度。

参考文献:

- [1] William H, Davis P. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. AIAA Education Series, AIAA Inc, U SA, 1994.
- [2] Bachchan N, Hillier R. Hypersonic inlet flow analysis at off design conditions [R]. AIAA 2004-5380.
- [3] Zanchetta M, Cain T. An axisymmetric internal compression inlet [R]. AIAA 1998-7957.
- [4] Hsia-Yen Chuan. Full navier-stokes analysis of an axisymmetric scramjet inlet [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 826-833.
- [5] 谭慧俊,郭荣伟.高超声速混合模块冲压发动机亚燃模块进气道的高焓风洞实验研究 [J]. 航空学报, 2007, 28(4): 686-693.
- TAN Huijun, GUO Rongwei. Wind tunnel tests of hypersonic inlets for ramjet models of the ramjet scramjet combined engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 686-693.
- [6] Smart M K. Design of three dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition [J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3): 512-520.
- [7] Watanabe Y, Miyagi H, Sekido T. Conceptual design study on combine cycle engine for hypersonic transport [R]. IS-ABE-93-7018.
- [8] Voland R T, Auslender A H. CIAM/NASA Mach 6.5 Scramjet Flight and Ground Test [R]. AIAA 1999-4848.
- [9] Roudakov A S, Semenov V L. Recent flight test results of the joint CIAM-NASA Mach 6.5 scramjet flight program [R]. AIAA 1996-0357.
- [10] Billing F S. Shock wave shapes around spherical and cylindrical nosed bodies [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, 4(6): 822-823.
- [11] Edney B E. Effects of shock impingement of the heat transfer around blunt bodies [J]. AIAA Journal, 1986, 16(1): 15-21.

[12] 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力特性影响的实验研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 624-628.
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(4): 624-628.

[13] 孙姝, 张红英, 程克明, 等. 类 X43 A 飞行器全流道冷流流态的仿真及实验验证研究[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 912-917.
SUN Shu, ZHANG Hongying, CHENG Keming, et al. A study of the full flowpath of a hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 912-917.

[14] Tan H J, Guo R W. Experimental study of the unstable unstarted condition of a hypersonic inlet at Mach 6[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(6): 715-726.

