

基于 HIFIRE-5 外形的高超声速飞行器 流场特性数值仿真研究

裴金亮, 于海涛, 鲍文春, 冉景洪, 孔德才, 杨学军

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 采用数值仿真方法, 开展了高超声速飞行器 (HIFIRE-5) 的流场特性计算研究, 精确捕捉高超声速流场中的波系、背流面横向流动及表面流动现象, 并对激波及横向流动其机理进行了详细分析。结果表明, 所用数值计算方法有效, 横向流动和横流失稳是产生流场三维涡系结构的主要原因, 该认识可为类似外形高超声速飞行器的气动外形设计、优化及气动特性分析提供参考。

关键词: HIFIRE-5; 高超声速; 数值计算; 流场转捩; 流场分析

中图分类号: V211.73

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2017) 03-0033-06

Numerical Simulation Research on Flow Characteristics of Hypersonic Vehicles (HIFIRE-5)

PEI Jin-liang, YU Hai-tao, BAO Wen-chun, RAN Jing-hong, KONG De-cai, YANG Xue-jun

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The flow field characteristics of hypersonic vehicle HIFIRE-5 has been investigated based on the numerical computational method. The method succeeded in capturing the phenomenon of shock wave system, crossflow transition in the leeward face and surface flow. The mechanism of forming flow structure has also been analyzed simultaneously. The research results indicate that: (1) the numerical method is valid and effective; (2) crossflow and crossflow instability are the main reason of 3D vortex system in the flow field. The acquisition can provide design reference for hypersonic vehicle configuration design, optimization and aerodynamics analysis.

Key words: HIFIRE-5; Hypersonic; Numerical simulation; Flow transition; Flow field analysis

0 引言

高超声速国际飞行研究与试验 (HIFIRE, 见图 1) 项目是美国空军研究实验室 (AFRL) 和澳大利亚国防科学与技术组织 (DSTO) 联合实施的一个高超声速项目^[1], 旨在研究并验证新一代高超声速航空航天系统所需的关键技术^[2-3]。

虽然 HIFIRE-5 外形简单, 但是流动问题比较

复杂, 存在超声速激波、三维横向流动、流动不稳定、在接近尾端区域处于转捩不转捩之间等复杂问题^[4]。国外除开展过针对 HIFIRE-5 飞行试验研究外, 针对此种外形还开展过大量的数值计算及风洞试验研究^[5-7]。国内的高超声速飞行器研究者在风洞试验及数值仿真工作也开展了多项研究, 并在计算模型及风洞试验等方面取得了大量的成果^[9-11], 见图 2。

收稿日期: 2017-03-29; 修订日期: 2017-06-22

基金项目: 国家自然科学基金项目 (11372054)

作者简介: 裴金亮 (1983-), 男, 工程师, 主要从事气动与热环境方面研究。E-mail: 303587590@qq.com

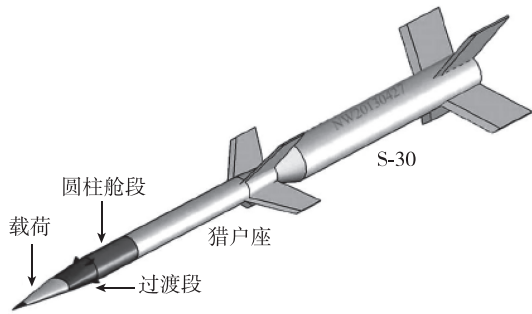


图1 HIFIRE-5试验用飞行器结构布局

Fig. 1 Structural layout of HIFIRE-5 aircraft used in flight test

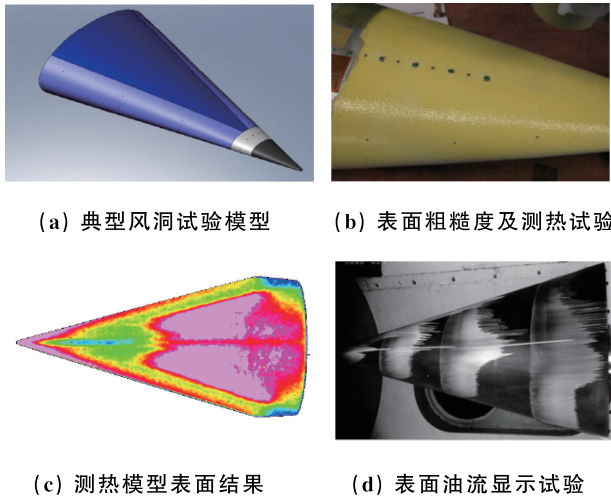


图2 国外针对 HIFIRE-5 的风洞试验研究

Fig. 2 Wind tunnel test of HIFIRE-5 in foreign countries

本文针对 HIFIRE-5 高超声速状态下的流动问题, 提出耦合两种网格类型建立适用于面对称外形的高超声速飞行器复杂分离流动的数值计算方法, 开展针对高超声速风洞状态的 HIFIRE-5 飞行器流场特征研究, 精确捕捉高超声速流场中的波系、背流面横向流动及表面流动参数, 可为类似外形高超声速飞行器的气动外形设计、优化及气动特性分析提供参考。

1 计算模型

1.1 控制方程

积分形式的控制方程, 其质量、动量和能量方程分别如式 (1)、式 (2)、式 (3) 所示:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} d\Omega + \oint_S \rho \mathbf{v} \cdot d\mathbf{S} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} d\Omega + \oint_S \rho \mathbf{v} (\mathbf{v} \cdot d\mathbf{S}) = - \oint_S p \cdot d\mathbf{S} + \oint_S \overline{\boldsymbol{\tau}} \cdot d\mathbf{S} + \int_{\Omega} \rho \mathbf{f}_c d\Omega \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho E d\Omega + \oint_S (\rho \mathbf{v} H - k \nabla T - \overline{\boldsymbol{\tau}} \cdot \mathbf{v}) \cdot d\mathbf{S} \\ = \int_{\Omega} (\rho \mathbf{f}_c \cdot \mathbf{v} + q_H) d\Omega \end{aligned} \quad (3)$$

其中, Ω 、 S 分别是控制体的体积和表面积; ρ 、 \mathbf{v} 、 p 、 \mathbf{f}_c 分别为气体的密度、速度矢量、压强和体积力矢量; E 、 H 、 T 分别是单位体积气体的总能、总焓和总温; q_H 表示外部热源; $\overline{\boldsymbol{\tau}}$ 为黏性摩擦应力张量。

$$\tau_{ij} = \mu \left[\left(\frac{\partial v_j}{\partial x_i} + \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \delta_{ij} \right] \quad (4)$$

其中, μ 为气体的黏性系数; δ_{ij} 为内部应力张量。

1.2 网格划分参数设置

为了充分捕捉边界层内的流动特征及波系结构, 全计算域划分为结构化网格, 应用尺寸函数对边界层及激波边界附近进行网格加密, 见图 3。根据 $Y^+ < 1$ 计算要求获得壁面第一层网格高度, 且边界层内满足 $Y^+ < 10$ 的网格点不少于 5 个。确定壁面第一层网格高度约为 5×10^{-4} mm。为充分捕捉面对称飞行器背流面的三维涡系结构, 采用全模几何模型进行流场的网格划分。初始流场计算网格数量约 300 万, 高精度流场计算网格约 1000 万。

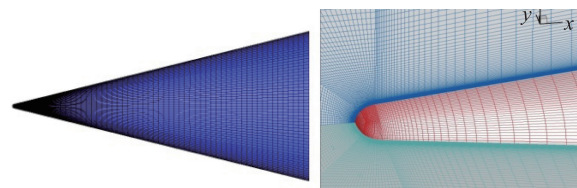


图3 物面及空间网格划分

Fig. 3 Grid partition of surface and space mesh

计算域网格划分设置及边界条件定义如图 4 所示。其中计算域外形尺寸参数设置如下: 计算域中特征尺寸 $L_1 = 10R_{2b}$, $L_2 = 30R_{1b}$, $L_3 = 2L_c$, 其中 R_{2b} 为底部椭圆截面半径, R_{1b} 为椭球头长轴半径, L_c 为飞行器特征长度。不同网格精细度下的对称面及物面网格见图 5。

1.3 计算模型参数设置

本文基于 Fluent 商业软件对计算模型进行设置:

- 1) 选用基于有限体积的耦合隐式定常求解方法, 计算精度选用双精度格式;
- 2) 依据实际风洞来流条件选用层流计算模型;
- 3) 流体选用可压缩空气, 选用 Sutherland 定律修正高速可压缩流动的气体黏度;

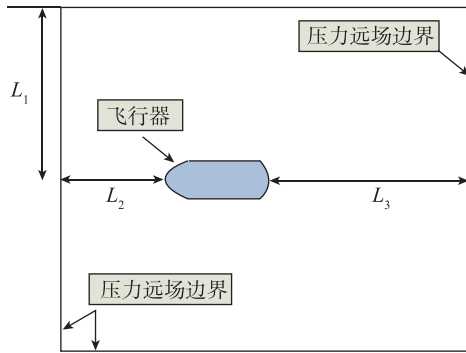
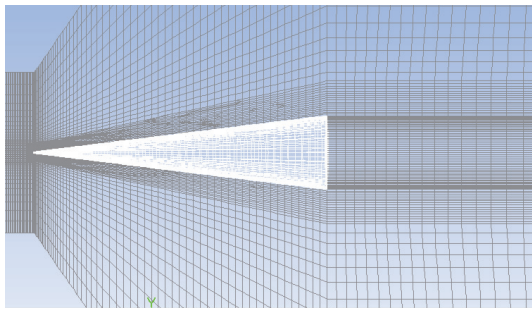
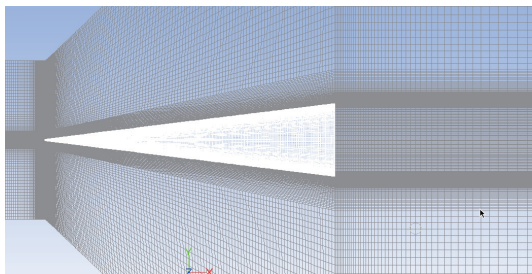


图 4 计算域及边界条件设置

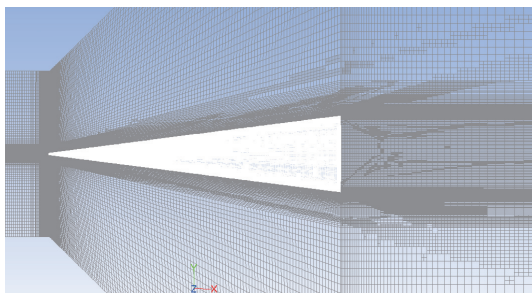
Fig. 4 Setting of computational domain and boundary conditions



(a) 粗网格-300 万



(b) 细网格-800 万



(c) 精细化网格-1000 万

图 5 不同网格精细度下的对称面及物面网格

Fig. 5 Mesh of symmetry plane and surface at different mesh densities

4) 空间差分格式选用 AUSM+ 格式，动量方程选用 2 阶迎风格式；

5) 物面根据初场流动状态选用无滑移等温壁

面条件 (303K)，考虑到为风洞试验模型，壁面绝对粗糙度及相对粗糙度在默认值的基础上相应降低，选用钢材料作为物面属性；

6) 模拟高超声速来流，远前方来流选用压力远场边界。

1.4 边界条件的设置

根据文献中的风洞来流参数确定数值计算边界条件，将风洞中来流的单位长度雷诺数、马赫数、静温、壁温条件等输入条件，代入理想气体状态方程。同时考虑到高速流动下气体黏性的变化，依据 Sutherland 公式 $\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{288.15}\right)^{1.5} \cdot \frac{288.15 + C}{T + C}$ 修正黏性系数，获取计算边界条件如表 1 所示。

表 1 计算模型边界条件

Tab. 1 The boundary conditions of computation model

Ma	攻角/(°)	侧滑角/(°)	静压/Pa	静温/K	壁温/K
6.0	4.0	0.0	707.318	52.8	303

2 计算方法的有效性分析

2.1 收敛性及计算模型改进

本文对粗网格算例（激波捕捉法）采用 1 阶单精度格式，计算残差均能控制在 10^{-4} 以下，计算迭代步数不大于 5000 步就能实现收敛。为了精确捕捉流场结构，对计算模型进行改进后，计算稳定性（2 阶精度）增强，计算收敛速度加快，典型流场参数（激波间断，流场细节捕捉）的前后对比如图 6、图 7 所示。

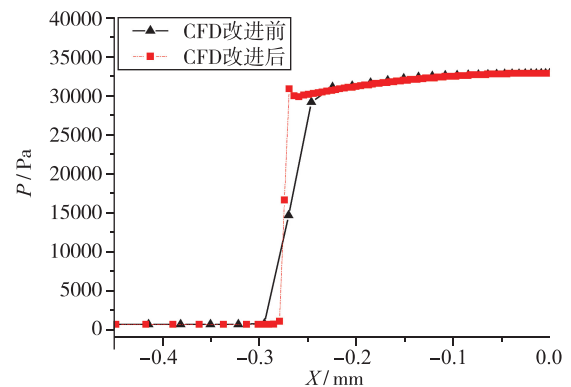


图 6 中心子午线沿 X 方向的压力分布

Fig. 6 Axial pressure distribution along meridian line

计算模型的主要改进措施如下：

1) 物面和激波面附近采用自定义函数梯度自适应网格加密技术，网格在原有基础上增加 15%；

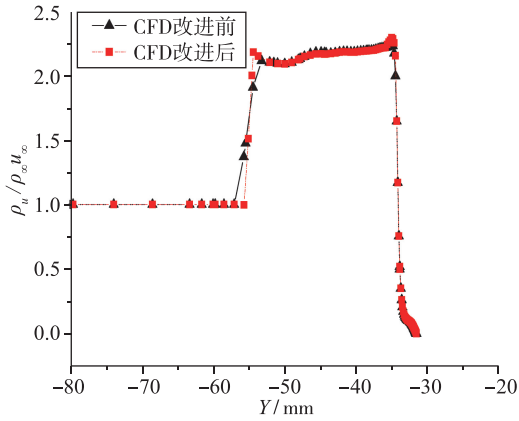


图7 对称面内 X=250mm 位置迎风面沿 Y 向流场通量
Fig. 7 Flux of windward flow field along Y direction at symmetry plane

2) 适时调整计算松弛因子, 在前期计算时增大松弛因子, 提高收敛速度, 后期接近收敛时, 降低松弛因子, 增加计算稳定性;

3) 为了强化横向流动模拟, 流动选用 W-Cycle 循环方式, 计算收敛速度明显增加, 节省计算时间 20%。

2.2 计算结果验证

根据 Kimmel 等^[8]利用热线仪测量的的试验数据, 给出了激波和边界层位置关系, 将 XY 对称面内 X=250mm 位置迎风面沿 Y 向流场通量进行了对比, 如表 2 所示, 数值仿真的激波位置(取激波面中值)和边界层边缘(99%主流通量)与试验结果一致, 坐标相对误差在±5%以内。

表 2 计算结果与试验对比

Tab. 2 Comparisons between calculation and experiment results

对比项 参数	计算	试验	相对误差
激波位置	-55.80mm	-55.47mm	0.59%
边界层位置	-34.03mm	-34.60mm	-1.65%
相对宽度	21.77mm	20.87mm	4.31%

3 计算结果流场特征分析

3.1 横向流动现象及轴向发展

通过提取飞行器典型流场参数及截面云图分布, 对流场结构进行了分析。从模型表面的极限流线(图 8)看, 迎风面和背风面均存在横向流动现象, 从模型长轴边缘向中心子午面方向发生横向流动, 后部截面较前部截面流动现象明显。在高超声速状态下, 椭圆锥附近的激波面呈现典型

的三维分布形态, 激波面离椭圆锥长轴横向截面的距离较短轴小, 形成了典型压差驱动下的横向流动现象。横向流动在中心子午面附近聚集, 形成涡结构。附面层沿轴向截面不断增厚, 同时涡结构不断发展。迎风面的边界层和涡结构受压缩作用, 边界层厚度较背风面薄, 也未形成背风面典型的羊角涡结构。

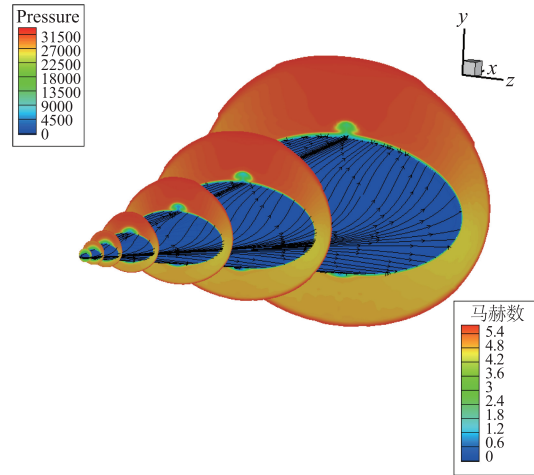


图 8 空间马赫数及表面极限流线图

Fig. 8 The characteristic value distribution of Ma and limiting streamline

3.2 三维激波结构及边界层分布

椭圆锥头部形成很强的脱体激波, 激波厚度很薄(约 0.05mm), 脱体距离约 0.3mm, 如图 9 所示。

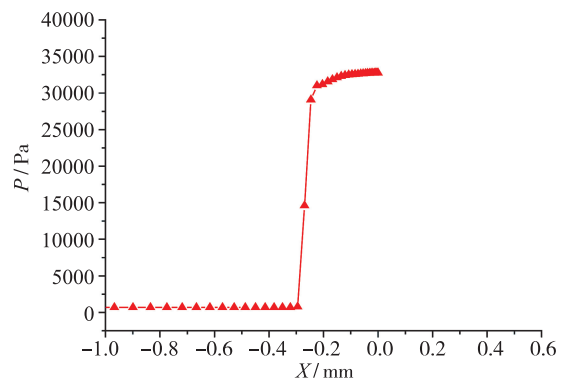


图 9 中心子午线 (Y=0mm 位置截线) 沿 X 方向的压力分布
Fig. 9 The pressure distribution of meridian line along X direction

从模型头部不同轴向位置的子午面压力分布(图 10)看, 迎风面的激波强度较背风面强。除 X=0.2R_b (R_b=0.965mm) 截面来流经过激波面压力继续提高外, 其他截面经历激波面之后不断下降。在相同轴向位置处, 迎风面激波离物面的距离较背风面近, 激波厚度较背风面薄。

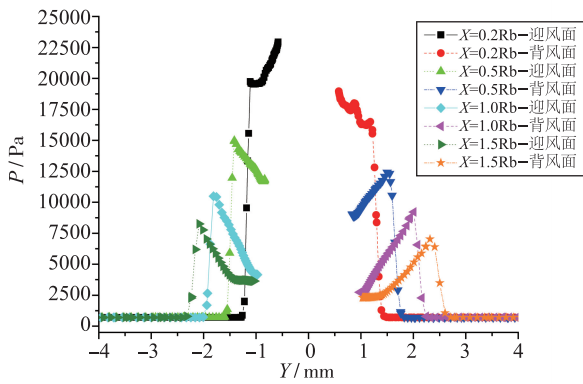


图 10 对称面内不同 X 位置沿 Y 向的迎、背风压力分布
Fig. 10 The pressure distribution of windward and leeward face along Y direction at symmetry plane

3.3 底部截面流动分析

从 $X=328\text{mm}$ 位置 (底部截面位置) 截面速度分量 U 、 W 的云图 (图 11) 看, 子午面两侧的流动呈对称分布, 背风面自长轴到短轴的横向运动有一定的拟序结构。

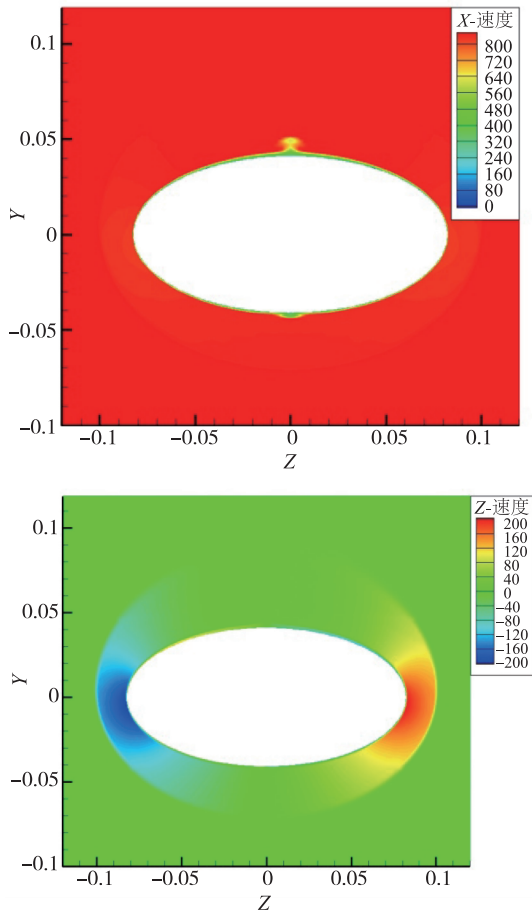


图 11 $X=328\text{mm}$ 位置 (底部截面位置) 截面速度分量 U 、 W 的云图

Fig. 11 The characteristic velocity value of U 、 W at base section

从底部截面迎风面 $Z=0\text{mm}$ 、 6mm 和 9mm 的速度分量 U 、 W 沿 Y 向分布 (图 12) 看, 远场无横向流动现象, 附面层内横向流动速度由外指向内部方向, 横向速度最大达 40m/s ; 激波与附面层之间横向流动速度由内指向外部, 横向速度最大达 15m/s ; 从轴向速度分布看, 尾部截面存在远离物面的激波和物面附近的膨胀波系, 远前方经过激波后速度降低, 经过膨胀波后速度增加。

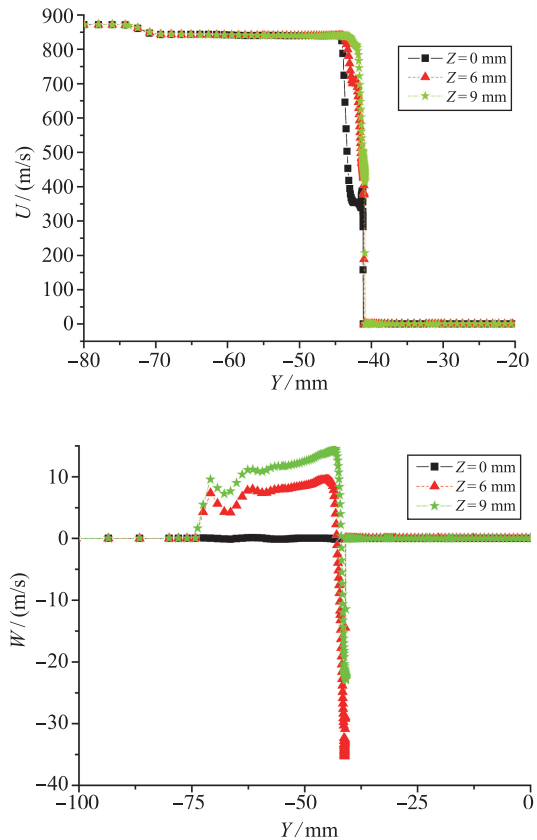


图 12 迎风面 $Z=0\text{mm}$ 、 6mm 和 9mm 位置速度分量 U 、 W 沿 Y 向分布

Fig. 12 The velocity distribution of U 、 W along Y direction at windward face

4 结论

本文利用数值仿真方法, 有针对性地建立了椭球锥外形的流场仿真研究方案, 结合典型流场参数的分布情况, 开展了详细的流场特征及流动机理分析, 主要结论如下:

1) 针对 HIFIRE-5 高超声速飞行器复杂气动特性问题, 提出耦合两种网格类型、建立适用于面对称外形的高超声速飞行器复杂分离流动的数值计算方法, 精确捕捉高超声速流场中的激波结构, 横向流动及分离涡结构, 提高了计算精度及

计算效率,丰富了研究方法。

2) 在高超声速状态下,椭圆锥附近的激波面呈现是典型的三维分布形态,迎风面的激波强度较背风面强。头部激波脱体,激波面离椭圆锥长轴横向截面的距离较短轴小,形成了典型压差驱动下的横向流动现象。

3) 飞行器迎风面和背风面均存在横向流动现象,从模型长轴边缘向中心子午面方向发生横向流动,形成涡结构。附面层沿轴向截面不断增厚,同时涡结构不断发展,最终形成饱和定常横流涡。饱和定常横流涡具有明显的“上抛下扫”的特点,产生非常强烈的剪切流动及横流速度拐点,最终导致横流涡的失稳,猝发边界层转捩。

4) 基于本文的椭球锥外形的高超声速流动特性分析,为进一步深入认识高超声速流动问题、产生机理和转捩现象打下一定的基础,也可为后续新型高超声速飞行器的气动外形设计及气动特性研究提供参考。

参考文献

- [1] 柏楠,牛文. 美国披露 HIFiRE-5 试飞分析结果 [J]. 飞航导弹, 2013 (8): 82-86.
- [2] 沈娟,李舰. HIFiRE 项目研究概述 [J]. 飞航导弹, 2010 (11): 18-21.
- [3] 周建兴,余文学. HIFiRE 项目进展概述及其飞行试验特点分析 [J]. 战术导弹技术, 2015 (6): 11-20.
- [4] Borg M P, Kimmel R L, Stanfield S. Traveling crossflow instability for HIFiRE-5 in a quiet hypersonic wind tunnel [R]. AIAA 2013-2737, 2013.
- [5] Berger K T, Rufer S J, Kimmel R, et al. Aerothermodynamic characteristics of boundary layer transition and trip effectiveness of the HIFiRE flight 5 vehicle [R]. AIAA 2009-4005, 2009.
- [6] Gosse R, Kimmel R, Johnson H. CFD study of the HIFiRE-5 flight experiment [R]. AIAA 2010-4854, 2010.
- [7] Juliano T J, Schneider S P. Instability and transition on the HIFiRE-5 in a Mach-6 quiet tunnel [R]. AIAA 2010-5004, 2010.
- [8] Kimmel R, Adameczak D, Gosse R, et al. Ground test and computation of boundary layer transition on the hypersonic international flight research and experimentation (HIFiRE) -5 vehicle [R]. Air Force Research Laboratory, 2011-3025.
- [9] 王江峰,伍贻兆,季卫栋,等. 高超声速复杂气动问题数值方法研究进展 [J]. 航空学报, 2015, 36 (1): 159-175.
- [10] 贺旭照,赵慧勇,乐嘉陵. 吸气式高超声速飞行器气动力气动热的数值模拟方法及应用 [J]. 计算物理, 2008, 25 (5): 555-560.
- [11] 李素循. 典型外形高超声速流动特性 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 6-15.