

高超声速自适应激波针数值研究¹⁾

耿云飞²⁾ 阎超

(北京航空航天大学国家计算流体力学实验室, 北京 100191)

摘要 针对传统的与钝体轴线共线安装的固定式激波针方法在有攻角状态所存在的问题, 在前人工作基础上得到一种新型高超声速飞行器减阻 / 降热方法——自适应激波针方法. 将该方法应用于三维高超声速轴对称钝锥外形以及扁平楔外形, 并采用数值模拟的方法对其进行了概念验证. 在 $0^\circ \sim 12^\circ$ 攻角范围内, 对不同 L/D 参数的激波针外形流场以及前缘壁面的压力、热流分布等进行了对比分析. 结果表明, 这种新型自适应激波针方法在攻角从 $0^\circ \sim 12^\circ$, 均可有效降低高超声速飞行器头部壁面的压力和热流, 有效解决了传统激波针方法在较大攻角状态下失效的问题.

关键词 高超声速, 减阻, 热流, 激波针, 数值模拟

中图分类号: V211.3 文献标识码: A 文章编号: 0459-1879(2011)03-0441-06

引 言

装备有雷达或红外制导系统的高敏捷性导弹、可重复使用运载器以及航天飞机等超声速 / 高超声速飞行器, 经常使用较钝的前缘来承受剧烈的气动加热, 而钝前缘所产生的弓形激波将导致波后高压, 进而导致较大的气动阻力, 对飞行器的性能产生不利影响. 为此, 学者们开展了大量有关高超声速钝体减阻 / 降低壁面热流率方法的研究, 其中包括驻点区逆向喷流^[1-2]、沿驻点线能量投放^[3-4]以及头部激波针^[5-6]等方法, 其中激波针方法是一种最简单有效的方法, 其对超声速飞行器巡航状态下的波阻减小量可高达 50%^[7], 而且当流动为层流再附时, 激波针外形还可使头部的热流峰值相对不带激波针的基准外形有所降低.

但是, 传统激波针的减阻效果随攻角的增大而迅速降低^[8-9], 在大约 15° 攻角以上, 几乎所有已知的激波针构型均产生比不带激波针的外形还要高的阻力. 更为糟糕的是在中等和较大攻角下, 激波针产生的锥形激波会入射到钝体壁面, 产生复杂的激波-激波干扰以及激波 / 边界层干扰, 并且产生远高于头部材料承受能力的局部热流峰值. 一种解决上述问题的思路就是随攻角变化来调整激波针, 使激波针保持对准来流, 飞行器头部始终处于激波针

的锥形激波以及头部回流区的包覆之中, 从而避免激波-边界层干扰的产生. Nicholson 等^[10]发明了一种皮托管-活塞-连杆机构, 通过钝体肩部的两对皮托管之间的压力差来驱动气缸内活塞运动, 进而推动连杆运动使激波针自动调整至与来流平行. 但 Schülein^[11]指出, 在如此复杂的流场中, 单纯依靠皮托管的压强数据并不一定能得出激波针需偏转的方向及角度, 同时他提出一种新的激波针调节机构, 并通过风洞试验对其进行了概念验证.

1 外形和网格

1.1 自适应激波针结构

本文将 Schülein 提出的激波针调节方法与 Kobayashi 等^[12]提出的可伸缩激波针概念相结合, 得到一种可伸缩的自适应激波针方法(简称“自适应激波针”), 企图使激波针在有攻角状态可以有效减弱甚至消除外形头部的激波-边界层干扰, 实现在有攻角状态也可以一致有效降低高超声速飞行器头部的压力和壁面热流. 自适应激波针的基本工作原理类似于日常生活中的“风标”, 通过一个俯仰转轴将一对稳定翼与激波针联接起来, 而该俯仰转轴又固定于一个可绕钝体周向转动的滚转轴承上, 从而使激波针同时具有俯仰和滚转两个自由度. 图 1 给出了自适应激波针外形的机构示意图.

2010-11-03 收到第 1 稿, 2010-12-27 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金资助项目 (90716010).

2) E-mail: ffigeng@yahoo.com.cn

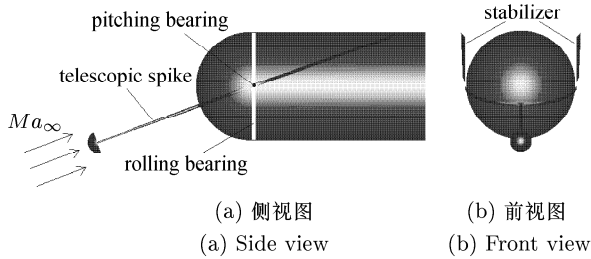


图 1 自适应激波针外形示意图

Fig.1 Sketch of the self-aligning spike concept

当飞行器在无攻角飞行时, 激波针与稳定翼均平行于来流方向, 激波针-稳定翼系统绕俯仰轴和滚转轴的净力矩为 0, 系统处于转动平衡; 若某时飞行器突然产生一个攻角增量 $\Delta\alpha$, 此时激波针和稳定翼将产生一对绕俯仰轴的力矩, 且这对力矩的方向是相反的. 由于稳定翼的迎风面较大、力臂也较长, 因此其产生的力矩 $|M_w|$ 大于激波针的矩 $|M_s|$. 这样, 激波针-稳定翼系统会产生一个恢复力矩 ΔM , 在该恢复力矩的驱动下激波针将重新对准来流, 此时系统达到新的平衡. 同样, 当飞行器发生滚转时, 两侧的稳定翼也会因受力不同而产生一个恢复原来姿态的净转矩, 在此恢复矩的作用下激波针-稳定翼系统绕滚转轴承转动, 使稳定翼重新平行于来流. 因此, 无论飞行器进行俯仰还是滚转机动, 激波针都会保持对准来流方向, 保证飞行器的整个头部都包覆盖在激波针产生的锥形激波内, 并在头部壁面产生稳定的回流区, 达到减阻和降低壁面热流的目的.

为了验证自适应激波针方法在降低高超声速飞行器前缘壁面压力和热流的有效性, 本文将其应用于三维高超声速飞行器前体, 对不同 L/D (激波杆长度与钝体直径之比, 下同) 的自适应激波针外形进行了数值模拟和分析, 并对外形前缘壁面压力以及热流率进行了对比研究.

1.2 外形和网格

轴对称钝锥外形以及扁平楔外形是高超声速飞行器最常采用的前体外形, 因此选取这两种外形作为本文方法应用的基准外形. 所选取钝锥的长度为 1 m, 半锥角为 5° , 头部钝化直径 D 为 10 mm; 扁平楔外形为钝锥外形沿其对称面拉伸 0.6 m 所得.

对于自适应激波针外形, 激波杆的头部外形为直径 $0.2D$ 的半球, 激波针的长度 L 为 $0.5D \sim 2.0D$. 由于外形具有面对称性, 且本文研究的流动不包含侧滑角, 因此仅对外形的一半进行网格生成. 在保持相同法向网格高度的前提下, 对网格的拓扑结构进

行了研究, 发现拓扑结构对热流是有较大影响的, 较好的拓扑结构是保持壁面网格的正交性, 并使流向网格沿弓形激波加密.

对于 CFD 来说, 气动热的预测是一项比较困难的工作, 其结果受到多方面因素, 尤其是法向第 1 层网格高度的影响. 本文在确定热流计算第 1 层网格高度时参考了文献 [13] 中的方法. 为了确认所选择网格的收敛性, 对网格进行加密直到数值解收敛至某个定值. 本文最终所采用的计算网格, 从最短至最长的激波针外形, 分别在流向布置了 210~360 个点, 法向 68~108 个网格点, 周向 101 个网格点. 图 2 给出了激波针外形的头部对称面网格.

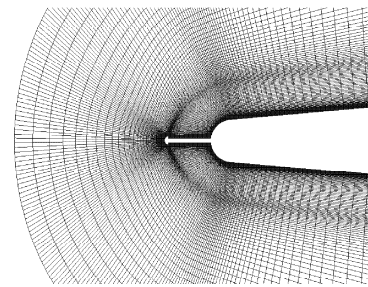


图 2 计算网格

Fig.2 Computational grids

2 数值方法及验证

2.1 控制方程

控制方程采用薄层假设的三维可压非定常的 N-S 方程, 在一般坐标系下可写为如下形式

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial \zeta} = \frac{Ma_\infty}{Re_\infty} \left(\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

其中, $\mathbf{Q} = 1/J(\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho e)$; $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ 为无黏通量项; $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v$ 为黏性通量项.

温度可以通过理想气体状态方程间接得到

$$p = (\gamma - 1)\rho \left[e - \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (2)$$

壁面热流可通过下式计算 [14]

$$q_w = -\frac{Ma_\infty}{Re} \frac{\mu}{(\gamma - 1)Pr} \frac{\partial T}{\partial n} \quad (3)$$

其中 n 为物面的法向, 温度的梯度计算为

$$\frac{\partial T}{\partial n} = (\text{grad } T) \cdot \mathbf{n} = T_x \cdot n_x + T_y \cdot n_y + T_z \cdot n_z \quad (4)$$

$$\left. \begin{aligned} T_x &= T_\xi \xi_x + T_\eta \eta_x + T_\zeta \zeta_x \\ T_y &= T_\xi \xi_y + T_\eta \eta_y + T_\zeta \zeta_y \\ T_z &= T_\xi \xi_z + T_\eta \eta_z + T_\zeta \zeta_z \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

2.2 数值方法

采用有限体积方法对 NS 方程进行离散，对流项采用 Roe's FDS 格式进行离散，并采用 MUSCL 插值使其达到二阶精度，限制器采用 minmod 限制器；黏性扩散项采用二阶中心差分。为提高计算效率，采用时间一阶精度的隐式离散格式，求解时应用 LU 分解技术。

边界条件取远场边界为无反射边界条件，物面边界为黏性流动的无滑移条件；固壁为等温壁，壁

面压力按法向零压力梯度取内场点一阶插值；全场取自由来流值为初始条件。

2.3 算例验证

为了对本文的计算方法进行验证，选取了文献 [6] 中 L/D 为 0.5 的激波针外形进行数值模拟。来流马赫数为 6.8，攻角为 0° ，基于钝体直径的雷诺数为 1.4×10^5 ，壁面温度为 300 K。图 3 给出了基准外形以及激波针外形的头部壁面压力和热流计算结果同文献值的对比，压力的计算结果同文献值吻合很好；热流计算结果同文献值在再附点附近有些差别，但热流的整体趋势是同文献一致的，验证了本文采用数值方法的正确性。

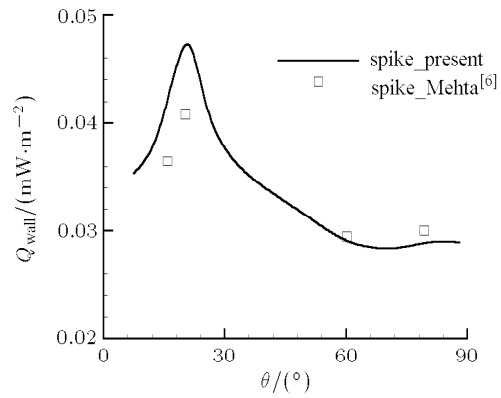
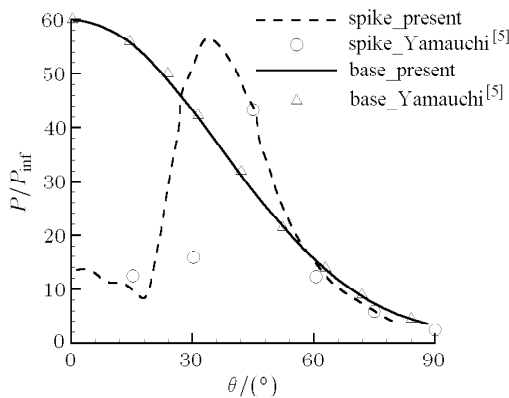


图 3 头部壁面压力及热流对比

Fig.3 Pressure heat flux and distributions

3 计算结果及分析

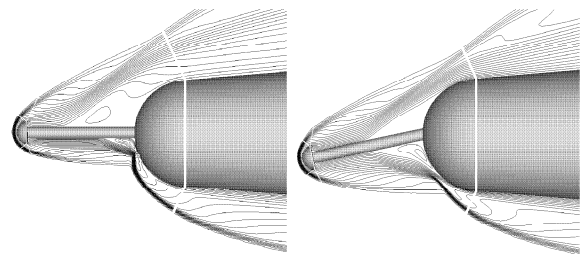
计算的来流马赫数为 6.0，来流大气的参数与 50km 高度处空气的值相同；攻角范围为 $0^\circ \sim 12^\circ$ 。假设在各攻角下，自适应激波针已经对准来流且已达到稳定状态。

在有攻角状态，不论是激波针外形还是基准外形，迎风壁面上的压强和热流都会比相应背风面大，由于本文主要考虑壁面的压力和热流峰值，因此除特别说明，下文中所给的数据均为迎风子午线上的值。

3.1 轴对称外形上应用

图 4 给出了 12° 攻角时， $L/D = 1.0$ 固定式激波针外形以及本文的自适应激波针外形头部对称面流场的等马赫线图。固定式激波针外形迎风面激波严重向激波针根部倾斜并打在头部壁上，对应

的回流区也很小；而自适应激波针由于针杆对准来流，激波针产生的锥形激波相对比较对称，迎风面回流区也较大并且能够覆盖大部分头部壁面，从而保证激波针在较大攻角下仍能保持较好的减阻和降低热流的效果。



(a) 固定式激波针外形 (a) Fixed spike (b) 自适应激波针外形 (b) Self-aligning spike

图 4 对称面等马赫线图

Fig.4 Mach number contour of spiked blunt cone

在本文研究的 L/D 范围内, 同等攻角下前缘壁面的压力以及热流值均随 L/D 的增大而降低. 图 5 给出了无攻角状态不同 L/D 参数的激波针外形和基准外形头部壁面压力和热流分布.

图 6 给出了 $L/D = 2.0$ 的自适应激波针外形

在不同攻角下壁面的压力分布和热流分布. 随着攻角的增大, 迎风面回流区大小受压缩略有减小, 压力和热流有所上升, 但始终低于基准外形的对应值, 其壁面热流水平相对基准外形可以降低 10%~55%.

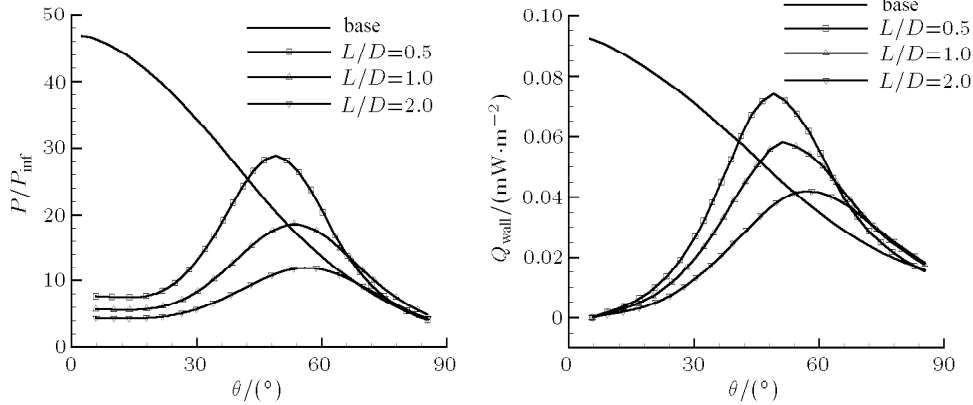


图 5 不同 L/D 自适应激波针外形头部壁面无量纲压力和热流对比 ($\alpha = 0^\circ$)

Fig.5 Surface pressure and heat flux distribution of different L/D spiked configurations ($\alpha = 0^\circ$)

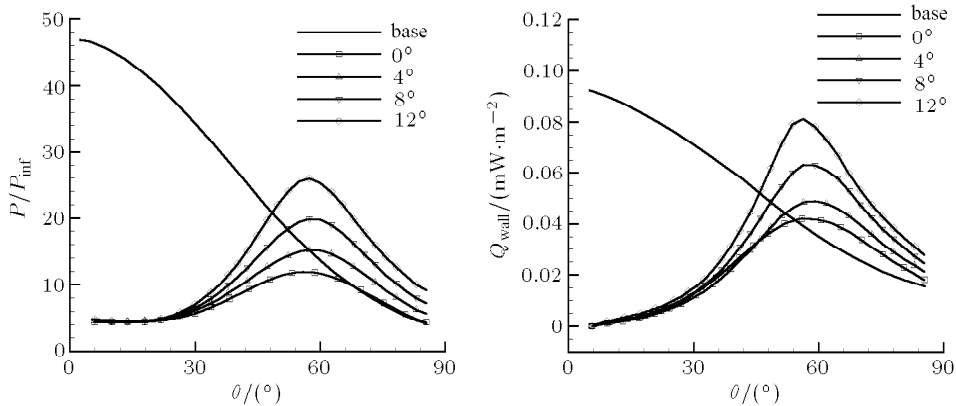


图 6 不同攻角下自适应激波针外形钝体头部壁面压力和热流分布图 ($L/D = 2.0$)

Fig.6 Pressure and heat flux distributions at different angles of attack ($L/D = 2.0$)

3.2 面对称外形上应用

将自适应激波针应用于面对称的扁平楔外形, 发现流动接近二维流动, 流动的压缩性变弱, 激波针产生的锥形激波更加远离壁面, 分离区也变得更大, 这点从图 7 所示的扁平楔外形对称面等马赫线图可以看出.

图 8 为 0° 攻角下不同 L/D 激波针外形头部壁面无量纲压力和热流分布对比, 随着激波针 L/D 的增大, 流场的波系逐渐变弱, 分离区也有所增大, 壁面压力和热流相应降低. 图 9 为 $L/D = 2.0$ 自适应激波针外形不同攻角下头部壁面压强和热流对比, 相

比轴对称钝锥外形的应用结果, 扁平楔的自适应激波针外形能够更显著地降低头部壁面压力和热流,

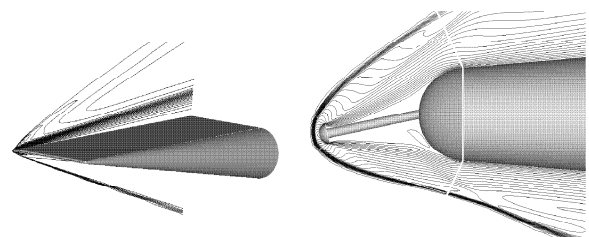


图 7 扁平楔外形流场图 ($L/D = 1.0, \alpha = 12^\circ$)

Fig.7 Flow field of compressed wedge ($L/D = 1.0, \alpha = 12^\circ$)

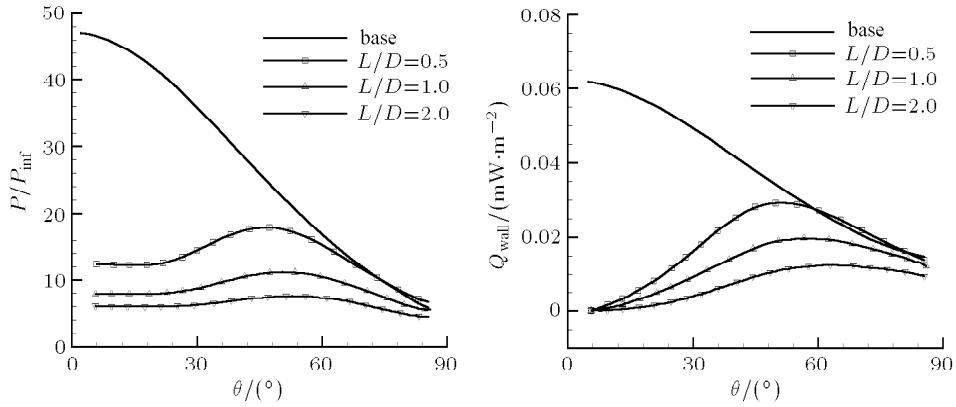


图 8 头部壁面无量纲压力和热流对比 ($\alpha = 0^\circ$)

Fig.8 Comparison of surface pressure and heat flux of different L/D spiked configurations ($\alpha = 0^\circ$)

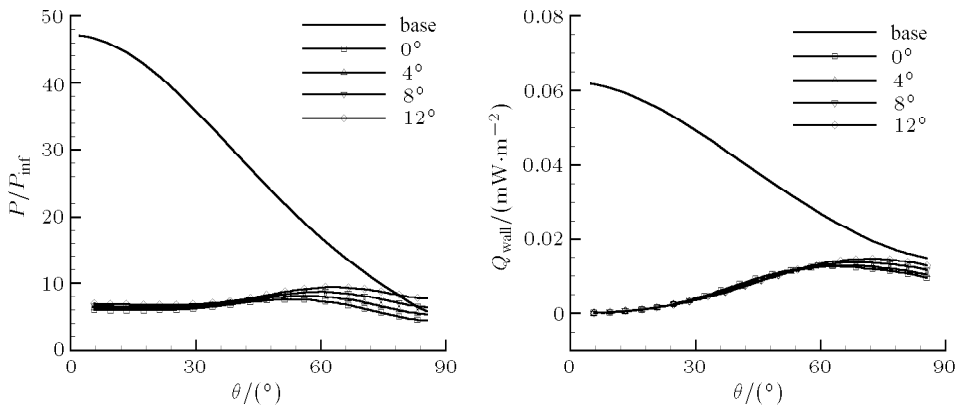


图 9 不同攻角头部壁面压强和热流对比 ($L/D = 2.0$)

Fig.9 Comparison of surface pressure and heat flux at different incidences ($L/D = 2.0$)

并且其减阻降热的效果受攻角的影响很小，不同攻角下均能使壁面压力和热流的峰值限制在基准外形驻点值的 30% 以下。

扁平楔的自适应激波针外形还可使前体的升阻比相对基准外形有所提高，图 10 给出了扁平楔的自

适应激波针外形同基准外形的升阻比对比，可以看出激波针外形的升阻比普遍高于基准外形值。4° 攻角时，激波针前体外形升阻比相对基准外形增大了 36%；最大升阻比相比基准外形也有 20% 左右的提升。

4 结 论

将一种新型自适应激波针方法应用于三维轴对称钝锥外形及扁平楔外形，并对其进行了数值模拟研究，验证了该方法在高超声速条件下降低壁面压强和热流方面的有效性，在本文研究范围内，得到如下结论：

(1) 合理选择激波针的 L/D ，可使自适应激波针在有攻角状态下也可有效降低外形头部壁面的压力和热流水平，且 L/D 越大自适应激波针降低壁面压力和热流的效果越好。对于本文的 $L/D = 2.0$ 自适应激波针外形，可使轴对称钝锥外形的头部壁面热流水平降低 10%~55%，使扁平楔外形的头部壁面热

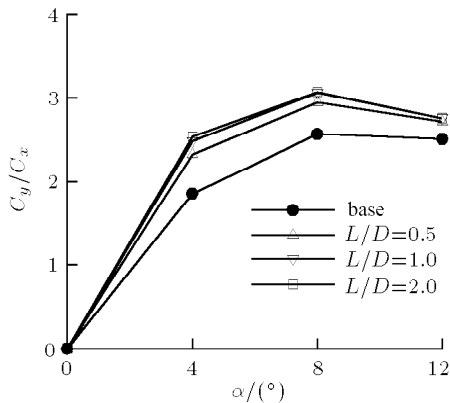


图 10 自适应激波针外形和基准外形升阻比对比

Fig.10 Lift-to-drag ratio of spiked and base configuration

流降低 75% 左右。

(2) 随攻角增大, 轴对称自适应激波针外形的迎风面压力和热流峰值会有比较明显的增大, 而面对称的扁平楔自适应激波针外形壁面压力和热流变化受攻角影响较小。

(3) 由于面对称的扁平楔外形绕流更趋于二维流动, 流动的压缩性变弱, 因此激波针降低头部壁面压力和热流的效果更加明显, 而且还能够使外形的升阻比有 20% 左右的提高。

参 考 文 献

- 1 Meyer B, Nelson HF, Riggins DW. Hypersonic drag and heat-transfer reduction using a forward-facing jet. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(4): 680-686
- 2 Eswar J, Mark P, William BB. Application of a counter flow drag reduction technique in high-speed systems. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, 39(4): 605-614
- 3 Riggins DW, Nelson HF, Johnson E. Blunt body wave drag reduction using focused energy deposition. *AIAA Journal*, 1998, 37(4): 460-504
- 4 Levin VA, Georgievsky PYU. Effective flow-over-body control by energy input upstream. AIAA 2003-0038, 2003
- 5 Yamauchi M, Fujii K, Higashino F. Numerical investigation of supersonic flows around a spiked blunt-body. AIAA 93-0887, 1993
- 6 Mehta RC. Numerical heat transfer study over spiked-blunt bodies at Mach 6.80. AIAA 2000-0344, 2000
- 7 Chang PK. Separation of Flow. Oxford: Pergamon Press, 1970. 777
- 8 Gnemmi P, Srulijes J, Roussel K, et al. Flowfield around spike-tipped bodies for high attack angles at Mach 4.5. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2003, 40(5): 622-631
- 9 Srulijes J, Gnemmi P, Seiler F, et al. Experiments on spike-tipped bodies at the ISL shock tube laboratory compared to CFD results. *Computational Fluid Dynamics Journal*, 2003, 12(2): 441-452
- 10 Nicholson JE, Hill JAF, Wilson JC. Self-balancing spike control. US-Patent 3416758, Dec. 17, 1968
- 11 Schülein E. Wave drag reduction approach for blunt bodies at high angles of attack: proof-of-concept experiments. AIAA 2008-4000, 2008
- 12 Kobayashi H, Maru Y, Fukiba K. Experimental study on aerodynamic characteristics of telescopic aerospike with multiple disks. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(1): 33-41
- 13 Yan C, Gao RZ, Li JZ. A new method for estimating the first normal grid spacing in heat flux computations. AIAA 2009-832, 2009
- 14 阎超. 计算流体力学方法及应用. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006. 18-27 (Yan Chao. Method and Application of Computational Fluid Dynamics. Beijing: Beihang University Press, 2006. 18-27 (in Chinese))

(责任编辑: 刘希国)

NUMERICAL INVESTIGATION OF SELF-ALIGNING SPIKED BODIES AT HYPERSONIC SPEEDS¹⁾

Geng Yunfei²⁾ Yan Chao

(National Laboratory for Computational Fluid Dynamics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract The conventional fixed spike method, in which the spike is mounted with an alignment along the body-axis, always failed at relatively high angles of attack; therefore, a new self-aligning spike method is investigated in the present paper. This method is applied to 3D axi-symmetrical blunt cone and compressed wedge configurations at hypersonic speeds. Numerical simulations are carried out to verify this new concept. Spiked geometries with different L/D parameters at angle of attack ranged from 0 to 12 degrees are investigated. Numerical results reveal that the self-aligning spike method has great capability in drag and heat reduction as compared with the conventional fixed spikes. It can still effectively work even at relatively large angles of attack. This new method can resolve the problem that encountered by the conventional spike method.

Key words hypersonic, drag reduction, heat flux, aerospike, numerical simulation

Received 3 November 2010, revised 27 December 2010.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (90716010).

2) E-mail: ffigeng@yahoo.com.cn