

# 支杆-钝头体带攻角流场和“军刺”挡板作用研究<sup>1)</sup>

韩桂来<sup>2)</sup> 姜宗林

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

**摘要** 通过三维 N-S 方程的数值求解, 研究了支杆-钝头体结构在  $10^\circ$  攻角  $M_\infty = 6.0$  飞行条件下的流场结构和特点, 指出其气动力特性恶化的原因, 提出采用“军刺”挡板改善流场和气动力特性, 并通过对比两种不同挡板作用下的流场和气动力特性变化分析其作用机理, 发现“军刺”挡板结构分割流场抑制三维效应形成的周向流动, 迎风面形成稳定的回流区和剪切层结构, 将迎风面锥激波推离轴线, 降低钝头体肩部流动结构相互作用强度, 并在一定程度上缓解背风面流动干扰, 明显改善支杆-钝头体带攻角飞行时的气动力特性.

**关键词** 支杆-钝头体, “军刺”挡板, 带攻角飞行, 三维数值模拟

**中图分类号:** V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2011)05-0795-08

## 引 言

长时间、远距离高超声速飞行要求飞行器设计兼顾减阻和防热两个方面, 被动防热形式在不同程度上增加了结构重量和飞行阻力, 不利于长时间飞行. 目前, 研究者更倾向于采用主动的流场重构方式达到减阻和防热目的, 其中代表性的做法有逆向射流、集中能量释放和支杆-钝头体. 逆向射流<sup>[1-3]</sup>在飞行器头部设置与飞行方向一致的射流, 零攻角条件下其减阻和降热效果显著<sup>[4-6]</sup>. 但带攻角飞行时, 射流与来流形成夹角, 势必影响流场重构效果, 降低减阻和防热效果, 在部分工况下甚至可能无法正常工作. 集中能量释放<sup>[7-10]</sup>则通过激光聚焦、放电等高能形式在飞行器前方产生局部爆炸, 诱导高速径向流动形成密度较低、温度相对不高的来流形式, 减阻效果甚至高达 96%<sup>[11]</sup>, 但这种方式提高了系统设计和集成的难度, 极大地依赖于激光等技术的储备, 目前仅停留于概念探索阶段.

支杆-钝头体进行流场重构的研究开始于上世纪中叶<sup>[12-14]</sup>, 结果表明支杆可以明显降低钝头体上的热流和压力分布, 具备减阻和防热装置的特征, 零攻角下典型流场如图 1 所示<sup>[15]</sup>. 其优点在于结构简单、效果显著, 零攻角下可实现减阻 30%~60%, 并明显降低整体气动加热. 但是, 这种方式应对带攻角飞行时也存在缺陷: Menezes 等<sup>[16]</sup>通过实验

研究发现其带攻角飞行时减阻性能明显下降, 甚至可能转变为阻力元件, 同时钝头体上的热流也明显增加; Menezes 等<sup>[17]</sup>指出支杆-钝头体带攻角飞行时会形成非定常脉动, 导致轴向力和法向力大幅波动, 对飞行和控制极为不利. Kobayashi 等<sup>[18]</sup>设计了弹簧连接的支杆-圆盘-钝头体结构, 如图 2(a) 所示, 通过圆盘在流场中形成多个回流区, 在马赫数较低 ( $M < 3.0$ ) 时取得了较好的效果, 但对于高超声速流动而言弹簧连接会引起结构振动, 并且在大攻角情形下可能导致背风面形成大面积分离, 不利于控制和稳定. Thurman<sup>[19]</sup>和 Schulein<sup>[20]</sup>则提出通过改变支杆的方向来控制飞行器的气动力/热特性, 并取得了一定的效果, 如图 2(b) 所示; 但在实际的高超声速飞行过程中, 支杆的调节和控制使

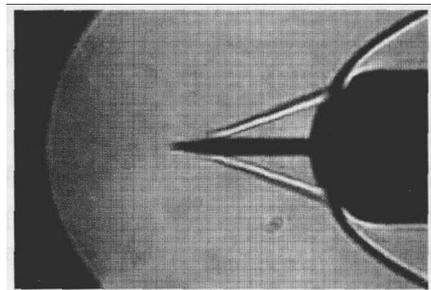


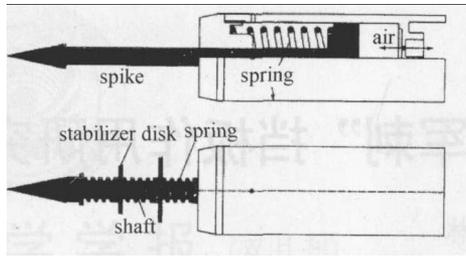
图 1 零攻角下支杆-钝头体流场纹影

Fig.1 Schlieren photograph of flow field around a spiked blunt body at zero angle of attack

2010-12-13 收到第 1 稿, 2011-02-27 收到修改稿.

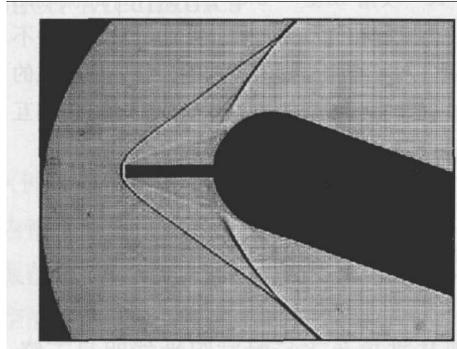
1) 国家自然科学基金资助项目 (90916028).

2) E-mail: hanguilai@imech.ac.cn



(a) 弹簧连接的支杆-圆盘-钝头体结构

(a) Spike-plate-blunt body connected by springs



(b) 支杆转动后的流纹纹影

(b) Schlieren photograph of flow field with a pivoting spike

图 2 支杆-钝头体的两种改进形式

Fig.2 Two forms of modification to spiked blunt bodies

得飞行器设计更加复杂，并且需要一套快速的控制  
系统，其可行性尚待进一步论证。Jiang 等<sup>[21]</sup>和韩  
桂来<sup>[22]</sup>提出采用支杆和侧向射流重构流场，降低  
钝头体肩部激波相互作用强度和表面压力分布。

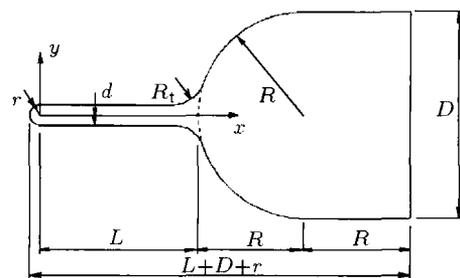
零攻角飞行时，回流区作用是支杆-钝头体实现  
减阻和防热的关键机理之一<sup>[22]</sup>。本文借鉴支杆-钝  
头体的回流区的作用特点，提出采用“军刺”挡板作  
用流场，在迎风面形成稳定的回流区，避免强度高  
的激波/激波、激波/边界层相互作用形式，同时  
降低流动在背风面流动相互干扰，以改善支杆-钝  
头体在带攻角飞行条件下的气动力特性，增强流场  
稳定性适应飞行条件和控制要求。论文通过求解三维  
N-S 方程对带攻角飞行流场进行模拟，研究了支杆-  
钝头体带攻角飞行时的流场特征，并采用两种不同  
尾部结构的“军刺”挡板对流场进行作用，在流场模  
拟的基础上通过气动力特性的对比，指出“军刺”挡  
板结构的作用机理。

### 1 模型与方法

本文求解三维 N-S 方程对支杆-钝头体带攻角  
飞行进行模拟，突出流场的主要形式和特征。由于未  
考虑真实气体效应，流场介质可以看作单一组元，

采用热完全气体模型和理想气体状态方程，其热力  
学参数直接从标准大气层表获得；控制方程中不包  
含扩散效应，黏性系数根据 Sutherland 公式计算，  
并取  $Pr = 0.72$ 。数值模拟采用有限差分方法进行，  
可以保证精度和稳定性，无黏对流项采用二阶精度  
DCD 格式<sup>[23]</sup>离散，黏性项离散则采用二阶中心差  
分格式，时间推进采用显式格式，并应用局部时间  
步长法加速收敛。计算程序已经经过多次的考核，在  
气动力特性计算方面效果较好，对于圆球绕流的计  
算<sup>[22]</sup>显示其气动阻力系数在 0.8713~0.8910，而实  
验结果<sup>[24]</sup>则分布于 0.87~0.90，两者的吻合程度表  
明计算程序具有较高的可信度。本文的研究未采用  
层流的控制方程，未进行湍流模型等方面的处理，  
但在零攻角二维轴对称情形的数值研究表明，采用  
湍流模型(两方程模型)后，湍流耗散使得回流区更  
加稳定，支杆-钝头体结构的减阻性能略有提高。

模型基本几何尺寸和参数标识如图 3(a) 所示，  
其中  $d/D = 0.1$ ,  $R_t/D = 0.2$ ,  $L/D = 1.0$ 。来流马赫  
数取为  $M_\infty = 6.0$ ，攻角  $\alpha = 10^\circ$ ，以  $D$  为特征长度  
对应的雷诺数为  $Re_\infty = 2.26 \times 10^6$ 。计算域采用正交  
化网格，并在固壁边界附近局部加密，尽量降低对计  
算过程和准确性的影响。三维 N-S 方程的计算量较  
大，本文通过区域分解并应用 MPI 非阻塞式通信实  
现计算程序并行化，整个计算域约包括  $1 \times 10^7$  个网  
格点，如图 3(b) 所示。尽管本文采用了  $10^7$  量级  
的网格，但是鉴于气动热模拟对于网格尺度的要求，  
本文暂时未进行气动热影响方面的讨论，壁面边界  
设置为绝热壁面条件。“军刺”挡板设置于迎风面  
对称分布，夹角为  $120^\circ$ ，其外缘为支杆头部和钝  
头体肩部的公切线，但在挡板与钝头体相接位置采  
用两种构造形式：一种是挡板尾部与钝头体完全连  
接，称

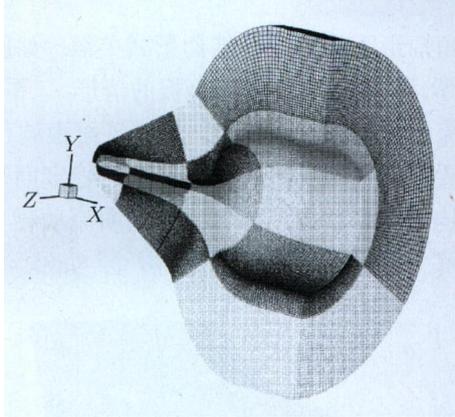


(a) 外形和尺寸标识

(a) Configuration and dimension symbols

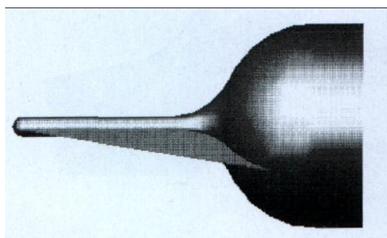
图 3 支杆-钝头体结构及“军刺”挡板结构

Fig.3 Configuration of spiked blunt body and bayonet shaped plates structure



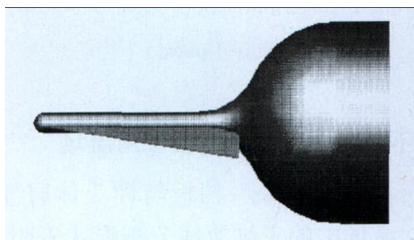
(b) 三维计算域网格划分

(b) Grid generation of 3D computational domain



(c) 尾部封闭挡板

(c) Plates with closed tail



(d) 尾部不封闭挡板

(d) Plates with unclosed tail

图 3 支杆-钝头体结构及“军刺”挡板结构(续)

Fig.3 Configuration of spiked blunt body and bayonet shaped plates structure (continued)

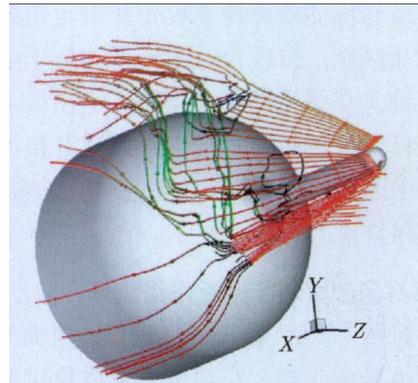
为尾部封闭形式；另一种是挡板尾部设为断面，与钝头体存有间隙，称为尾部不封闭形式，分别如图 3(c) 和 3(d) 所示。本文通过 3 种不同外形的流场和气动特性对比，分析“军刺”挡板的作用机理。

## 2 结果与分析

### 2.1 支杆-钝头体带攻角飞行流场

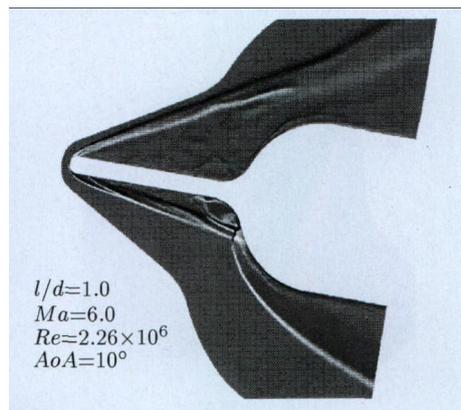
带攻角飞行时，支杆-钝头体流场呈现明显的三维绕流特征，流场中出现显著的周向流动趋势，如图 4(a) 中的 RGB 三维流线所示，代表流线所在位置的 3 个空间方向所对应的流动速度。流线图表明支杆附近的流场具有细长体绕流特征，压力差异

导致迎风面气流“泄漏”至背风面，势必影响迎风面回流区的形成。流场对称面上数值纹影及其与零攻角情形对比如图 4(b) 和 4(c) 所示：迎风面锥激波与钝头体肩部激波作用位置明显偏向轴线，激波/激波、激波/边界层的作用强度较高，与 Edney 提出



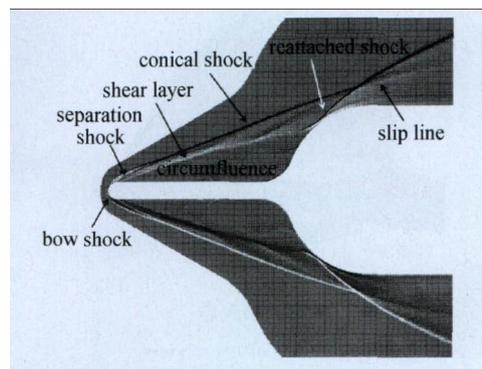
(a) RGB 着色三维流线 (红色—— $u$ , 绿色—— $v$ , 黑色—— $w$ )

(a) 3-D streamline with RGB color (red—— $u$ , green—— $v$ , black—— $w$ )



(b) 带攻角飞行流场纹影

(b) Schlieren photograph of flow field with angle of attack



(c) 零攻角飞行流场纹影

(c) Schlieren photograph of flow field with zero angle of attack

图 4 带攻角支杆-钝头体流场及其与零攻角情形对比

Fig.4 Flow field of spiked blunt body with angle of attack and comparison to that with zero angle of attack

的 IV 型作用形式类似; 迎风面未能形成规则的回流区和剪切层, 钝头体肩部激波不可简单定性为再附激波, 而是由于钝头体本身的高超声速绕流形成的弓形激波, 同时与锥激波结构相互作用形成复杂的局部流动; 背风面流场也未能观察到再附激波、回流区等. 局部特征差异使零攻角和带攻角条件下的流场有本质区别, 带攻角时的流场类似于细长体绕流及其与钝头体绕流的相互作用. 这在很大程度上阻碍了支杆发挥流场重构功能, 而究其根源则在于三维流动中的周向流动, 势必会进一步影响支杆-钝头体的减阻性能.

### 2.2 尾部封闭“军刺”挡板作用流场

尾部封闭“军刺”挡板可以避免迎风面气流泄漏及背风面流场的干扰, 在迎风面形成稳定的回流区结构, 但由于回流区内压力相对较高, 部分气流在挡板尾缘受压力驱动向下游运动, 并具有较强的流向涡量, 分别如图 5(a) 和 5(b) 所示. 对称面上的数值纹影显示, 迎风面形成了稳定的回流区, 其结构

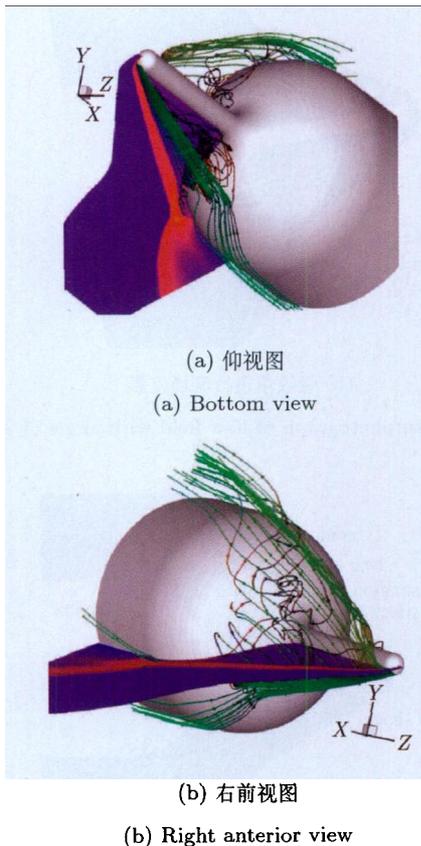


图 5 尾部封闭“军刺”挡板作用下支杆-钝头体流场 RGB 三维流线 (红色—— $u$ , 绿色—— $v$ , 黑色—— $w$ )

Fig.5 RGB colored 3-D streamline of spiked blunt body with tail-closed bayonet shaped plate (red—— $u$ , green—— $v$ , black—— $w$ )

与零攻角情形下的回流区结构形式类似, 如图 6 和图 4(c) 所示. 相对于未设置挡板的情形, “军刺”挡板分割流场, 抑制周向流动, 将迎风面激波 / 激波作用位置推离轴线, 形成一定体积的稳定回流区, 流场结构相互作用强度降低, 背风面流动相互干扰得到缓解, 如图 6 和图 4(b) 所示.

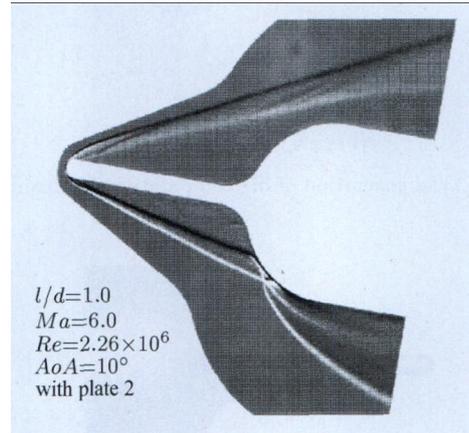


图 6 尾部封闭“军刺”挡板作用下支杆-钝头体流场对称面上数值纹影

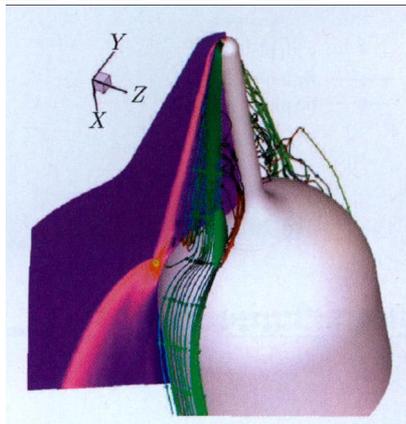
Fig.6 Numerical schlieren photograph on symmetric plane of flow field around spiked blunt body with tail-closed bayonet shaped plate

### 2.3 尾部不封闭“军刺”挡板作用流场

尾部不封闭“军刺”挡板与钝头体肩部存在一定的间隙, 流场中的三维流线分布形式表明: 受“军刺”挡板影响, 周向流动在一定程度上被抑制, 迎风面形成了明显的回流区结构; 但另一方面, 由于挡板尾部不封闭, 部分气流由迎风面进入背风面, 并对流场形成一定的干扰, 如图 7(a) 和 7(b) 所示. 相对于尾部封闭“军刺”挡板, 数值纹影显示流场中同样形成了明显剪切层和回流区结构, 但回流区体积略小, 激波 / 激波相互作用位置偏向轴线, 因此作用强度也相应有所提高; 由于挡板不封闭, 迎风面部分气流直接由挡板尾部进入背风面, 对背风面流场形成了一定的干扰, 但强度较低, 流场仍然较为规则, 如图 6 和图 8 所示.

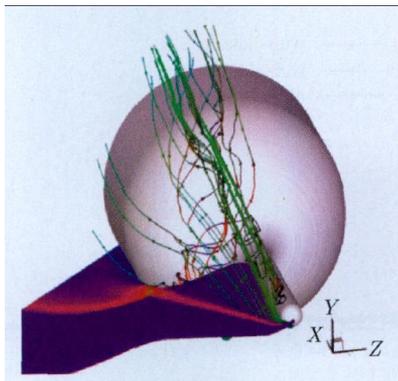
### 2.4 气动力特性

在三维流场模拟的基础上, 本文对支杆-钝头体及其在两种“军刺”挡板作用下的气动力特性进行了计算, 包括轴向力系数  $C_A$ , 法向力系数  $C_N$ , 俯仰力矩系数  $C_M$ , 阻力系数  $C_d$ , 升力系数  $C_l$ , 压力中心  $x_{cp}$  和升阻比  $l/d$ , 其中  $C_M$  的积分过程以零点 (0,0,0) 为



(a) 仰视图

(a) Bottom view



(b) 右前视图

(b) Right anterior view

图 7 尾部不封闭“军刺”挡板结构作用下支杆-钝头体流场的三维 RGB 流线 (红色—— $u$ , 绿色—— $v$ , 黑色—— $w$ )

Fig.7 RGB colored 3-D streamline of spiked blunt body with tail-unclosed bayonet shaped plate (red—— $u$ , green—— $v$ , black—— $w$ )

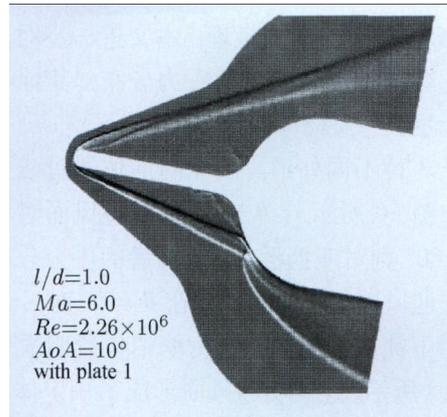


图 8 尾部不封闭“军刺”挡板作用下支杆-钝头体流场对称面上数值纹影

Fig.8 Numerical schlieren photograph on symmetric plane of flow field around spiked blunt body with tail-unclosed bayonet shaped plate

矩心、以使得飞行器抬头(顺时针方向)为正,如表 1 所示.对于支杆-钝头体而言,零攻角时  $C_d = 0.3133$ ,而带攻角飞行时则  $C_d = 0.7784$ ,结合之前的分析可知,支杆-钝头体带攻角飞行时无法形成回流区,迎风面形成较强的流动相互作用,而在背风面形成高超声速绕流和周向流动的相互干扰,气动力特性恶化.

3 种外形的气动力特性统计表明,尾部不封闭和封闭的“军刺”挡板作用下:  $C_A$  分别降低了 17.8% 和 25.6%;  $C_N$  略有增加,变化幅度分别为 4.4% 和 5.4%;

表 1  $10^\circ$  攻角下不同外形支杆-钝头体气动力特性比较

Table 1 Comparisons among different spiked bodies at  $10^\circ$  angle of attack

Cases	$C_A$	$C_N$	$C_d$	$C_l$	$l/d$	$C_M$	$x_{cp}$
without plates	0.7300	0.3421	0.7784	0.2101	0.2700	-0.4053	1.1848
plates undesed	0.6003	0.3570	0.6532	0.2474	0.3787	-0.3943	1.1039
plates closed	0.5433	0.3606	0.5977	0.2608	0.4363	-0.3904	1.0827

$C_d$  和  $C_l$  则有较大变化,  $C_d$  分别降低了 16.1% 和 23.2%,  $C_l$  则分别增加了 17.8% 和 24.1%, 对应的  $l/d$  分别增加了 40.3% 和 61.6%; 同时,  $C_M$  变化幅度有限, 仅为 2.7% 和 3.7%, 且压力中心  $x_{cp}$  基本不变, 有利于飞行器的控制. 因此, “军刺”挡板作用下, 支杆-钝头体的气动力特性可以明显改善, 阻力大幅降低, 升力明显提高, 同时保证俯仰力矩变化不大, 压力中心位置基本不变; 尾部封闭的“军刺”挡板的

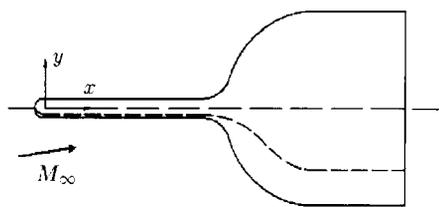
作用更为突出, 需要作进一步讨论.

### 2.5 “军刺”挡板作用机理

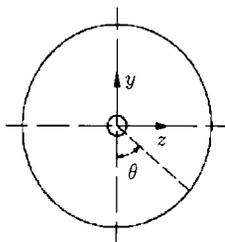
带攻角飞行时, 周向流动使支杆-钝头体迎风面无法形成回流区, 减阻性能大幅下降; 本文采用“军刺”挡板作用流场, 改善其气动力特性. 流场的初步研究表明, “军刺”挡板可以明显抑制周向流动, 在迎风面成功形成稳定回流区; 气动力特性分析表明, 挡板作用流场可以明显提高气动力性能. 为了

分析“军刺”挡板的作用机理, 本文进一步对比 3 种外形的 4 条对应的母线上的压力分布, 其标记方式如图 9 所示.

对于 3 种不同外形, 4 个对应位置母线上的压力分布如图 10 所示.  $\theta = 0^\circ$  对应迎风面对称面位置,  $\theta = 60^\circ$  则对应挡板内侧, 二者的压力分布可以大致表征迎风面的流动情况. 在  $\theta = 0^\circ$  时, “军刺”挡板作用下钝头体肩部的压力峰值位置明显后移, 如图 10(a) 所示. 这表明迎风面形成了一定体积的回流区, 将激波 / 激波相互作用位置推离轴线, 而且封闭的“军刺”挡板使压力峰值下降了约 40%, 迎风



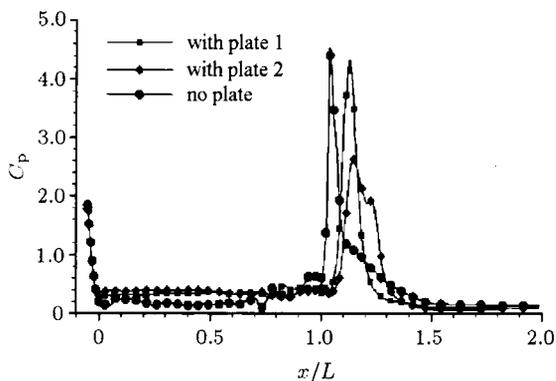
(a) 左视图  
(a) Left view



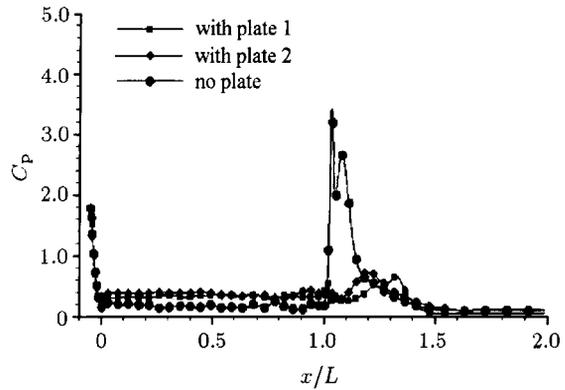
(b) 主视图  
(b) Front view

图 9 支杆-钝头体母线位置标记

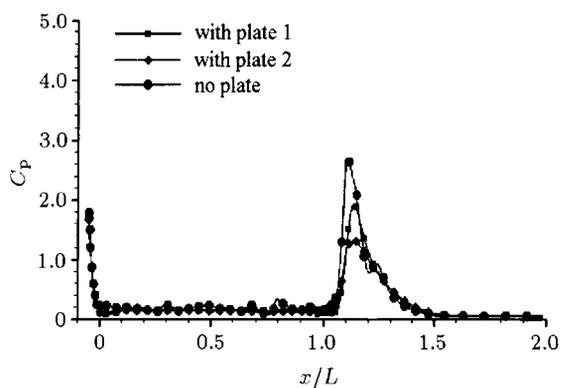
Fig.9 Generating line of spiked blunt body and symbol indicating its location



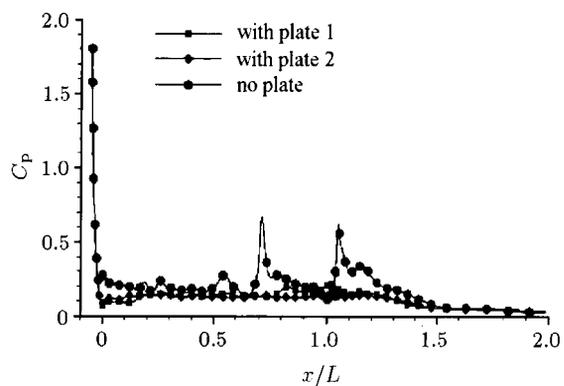
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 60^\circ$



(c)  $\theta = 90^\circ$



(d)  $\theta = 180^\circ$

图 10 3 种不同外形对应母线上的压力分布 (no plate 代表未设置挡板, plate 1 代表挡板不封闭, plate 2 代表挡板封闭)

Fig.10 Distribution of pressure along corresponding generating line of three different configurations (no plate for pure spiked blunt body, plate 1 for plates with tail unclosed, and plate 2 for plates with tail closed)

面流动相互作用明显减弱. 在  $\theta = 60^\circ$  的母线上, “军刺”挡板使钝头体上压力分布相对均匀, 与未设置挡板的情形有量级差别, 如图 10(b) 所示. 因此,

支杆-钝头体带攻角飞行时,周向流动影响迎风面回流区的形成,导致锥激波和钝头体肩部激波形成高强度的相互作用;“军刺”挡板分割流场抑制了周向流动,在迎风面形成稳定的回流区,明显降低激波相互作用强度。

$\theta = 90^\circ$  的母线上的压力分布大致对应于飞行器侧面的流动情况:3种外形对应的分布形式类似,压力峰值位置也相互接近,“军刺”挡板显著降低了压力峰值,降幅分别达到30%和55%,其机理在于挡板抑制周向流动趋势,而其上部形成的绕流降低了侧面的流动结构作用强度。 $\theta = 180^\circ$  时,支杆-钝头体上出现两个局部压力峰值,而在挡板作用下其分布则较为均匀,流场结构相互干扰程度降低;但由于压力值相对较低,对总体的气动力影响较为有限。

结合流场结构分析和气动力特性的对比发现,“军刺”挡板分割流场限制周向流动,显著降低支杆-钝头体带攻角飞行时三维效应的影响,在迎风面形成稳定的回流区和剪切层,降低流场结构的相互作用强度;同时背风面的流动及其相互干扰在一定程度上得到缓解。尾部封闭的“军刺”挡板可以进一步扩大迎风面回流区,降低钝头肩部的流动作用强度;气动力特性对比则进一步验证了这一观点,“军刺”挡板可以明显改善支杆-钝头体带攻角飞行时的气动力特性,适应带攻角飞行条件,其机理仍然归结为回流区的作用。

### 3 结 论

本文采用三维 N-S 方程模拟支杆-钝头体在  $10^\circ$  攻角下的飞行情况,其流场基本特点和气动力特性表明,显著的周向流动导致迎风面无法形成规则的回流区,钝头肩部形成高强度的流动作用形式,支杆重构流场的减阻功能受到影响,气动力特性恶化。本文根据回流区的作用特点,在支杆-钝头体上设置“军刺”挡板作用流场,抑制周向流动,在迎风面形成稳定的回流区,降低流动结构相互作用强度,同时缓解背风面流动相互干扰,大幅提高气动力特性;本文通过对比不同尾部形式的“军刺”挡板对流场的作用,阐述其作用机理在于回流区结构。

可以推断,目前的分析对于攻角较小的情形能够适用,此时的流场结构类似,只是“军刺”挡板结构的作用效果是否明显的程度有所不同;但是,大攻角情形可能导致非线性特征加强,流动现象可能与本文现象出现明显差别。因此,攻角变化情况对

流动过程的影响也需要在以后的工作中作更进一步的研究和探讨。

本文提出采用“军刺”挡板作用流场,改善气动力特性,但是支杆和挡板的气动防热问题在此未作讨论。实际上,关于支杆的防热, Jiang 等<sup>[21]</sup>和韩桂来<sup>[22]</sup>提出无烧蚀自适应减阻防热的概念并开展了相关基础研究,利用冷却液吸收钝头体上气动热,形成侧向射流重点防护支杆头部,维持支杆重构流场功能达到减阻和防热目的;但对于“军刺”挡板的防热问题仍需作更多的探索。

### 参 考 文 献

- 1 Romeo DJ, Sterrett JR. Exploratory investigation of the effect of a forward-facing jet on the bow shock of a blunt body in a Mach 6 free stream. NASA TN D-1605, 1963
- 2 Romeo DJ, Sterrett JR. Flow field for sonic jet exhausting counter to a hypersonic mainstream. *AIAA Journal*, 1965, 3(3): 544-546
- 3 Finley PJ. The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream. *Journal of Fluid Mechanics*, 1966, 26(2): 337-368
- 4 Venukumar B, Jagadeesh G, Reddy KPJ. Counterflow drag reduction by supersonic jet for a blunt body in hypersonic flow. *Physics of Fluids*, 2006, 18(11): 118104
- 5 何琨, 陈建强, 董维中. 逆向喷流流场模态分析及减阻特性研究. *力学学报*, 2006, 38(4): 438-445 (He Kun, Chen Jianqiang, Dong Weizhong. Penetration mode and drag reduction research in hypersonic flows using a counter-flow jet. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2006, 38(4): 438-445 (in Chinese))
- 6 耿湘人, 桂业伟, 王安龄等. 利用二维平面和轴对称逆向喷流减阻和降低热流的计算研究. *空气动力学学报*, 2006, 24(1): 85-89 (Geng Xiangren, Gui Yewei, Wang Anling, et al. Numerical investigation on drag and heat-transfer reduction using 2-D planar and axisymmetrical forward facing jet. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(1): 85-89 (in Chinese))
- 7 Toro PGP, Nagamatsu, Myrabo LN. Experimental heat transfer investigation of a “directed-energy air spike” inlet at mach 10. AIAA Paper 99-2844
- 8 Riggins D, Nelson HF, Johnson E. Blunt-body wave drag reduction using focused energy deposition. *AIAA Journal*, 1999, 37(4): 460-467
- 9 Kremeyer K. Lines of pulsed energy for supersonic/ hypersonic drag reduction: generation and implementation. AIAA Paper 2004-0984
- 10 毛枚良, 董维中, 邓小刚等. 强激光高超声速球锥流场干扰数值模拟研究. *空气动力学学报*, 2001, 19(2): 172-176 (Mao Meiliang, Dong Weizhong, Deng Xiaogang, et al. Numerical simulating study of the interaction between a high powered laser and the hypersonic flowfield about a spherecone. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2001, 19(2): 172-176 (in Chinese))

- 11 Kremeyer K, Sebastian K, Shu CW. Computational study of shock mitigation and drag reduction by pulsed energy lines. *AIAA Journal*, 2006, 44(8): 1720-1731
- 12 Bogdonoff SM, Vas IE. Preliminary investigations of spiked bodies at hypersonic speeds. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1959, 26(2): 65-74
- 13 Maull DJ. Hypersonic flow over axially symmetric spiked bodies. *Journal of Fluid Mechanics*, 1960, 8(4): 584-592
- 14 Wood CJ. Hypersonic flow over spiked cones. *Journal of Fluid Mechanics*, 1962, 12(4): 614-624
- 15 东京大学の鈴木(宏)研究室. <http://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/research-part1.html>
- 16 Menezes V, Saravanan S, Jagadeesh G, et al. Experimental investigation of hypersonic flow over highly blunted cones with aerospikes. *AIAA Journal*, 2003, 41(10): 1955-1966
- 17 Menezes V, Saravanan S, Reddy KPJ. Shock tunnel study of spiked aerodynamic bodies flying at hypersonic Mach numbers. *Shock Waves*, 2002, 12(3): 197-204
- 18 Kobayashi H, Maru Y, Fukiba K. Experimental study of aerodynamic characteristics of telescopic aerospikes with multiple disks. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(1): 33-41
- 19 Thurman WE. A flow-separation spike for hypersonic control of a hemisphere-cylinder. *AIAA Journal*, 1964, 2(1): 159-161
- 20 Schulein E. Wave drag reduction concept for blunt bodies at high angles of attack. In: Proceeding of 26th International Symposium on Shock Waves, Gottingen, Germany, Jul.15-20, 2007
- 21 Jiang Z, Liu Y, Han G, et al. Experimental demonstration of a new concept of drag reduction and thermal protection for hypersonic vehicles. *Acta Mechanica Sinica*, 2009, 25: 417-419
- 22 韩桂来. 高超声速飞行器无烧蚀自适应减阻防热新概念研究. [博士学位论文]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2010 (Han Guilai. Investigations on new concept of non-ablation and adaptive drag reduction and thermal protection system for hypersonic vehicles. [PhD Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2010 (in Chinese))
- 23 Jiang Z. On the dispersion-controlled principles for non-oscillatory shock capturing schemes. *Acta Mechanica Sinica*, 2004, 20(1): 1-15
- 24 Cox RN, Crabtree LF. Elements of Hypersonic Aerodynamics. New York: Academic Press, 1965

(责任编辑: 刘俊丽)

## INVESTIGATIONS ON SPIKED BODY FLYING WITH ANGLE OF ATTACK AND MECHANISMS OF ACTION BY BAYONET SHAPED PLATES<sup>1)</sup>

Han Guilai<sup>2)</sup> Jiang Zonglin

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China)

**Abstract** Three-dimensional Navier-Stokes equation was numerically solved to investigate the flow structure and characteristics of spiked body flying at  $M_\infty = 6.0$  with  $10^\circ$  angle of attack. With reasons for the deterioration of aerodynamic force pointed out, bayonet shaped plates were set to improve the flow field and aerodynamic characteristics. By comparing the actions of plates with two different configurations, the mechanisms for the bayonet structure can be stated as formation of circumfluence and shear layer at windward side due to the plates splitting the flow field and depressing flow in toroidal direction, which will drive conical shock to move away from axial line, lower the strength of interaction between flow structures around the blunt body and weaken the perturbation at leeward side.

**Key words** spiked body, bayonet shaped plate, flying with angle of attack, three-dimensional numerical simulation

Received 13 December 2010, revised 27 February 2011.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (90916028).

2) E-mail: hanguilai@imech.ac.cn