

细长旋成体大攻角压心系数的理论分析与数值模拟*

马洋¹, 汪雷¹, 王丹丹², 杨涛¹, 张青斌¹

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南长沙 410073; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要:从旋成体大攻角流动的气动力公式出发, 推导了大攻角条件下压心系数随攻角和马赫数变化的关系式。基于可实现的 $k-\varepsilon$ 两方程模型, 利用 CFD 方法对大攻角绕流时 7 种典型形状旋成体进行数值模拟, 给出了压心系数随攻角和马赫数变化的数值结果。数值模拟结果与理论分析结论一致。研究表明存在一个与旋成体几何形状密切相关的“外形判别式”, 在符合细长旋成体的假设条件下, 压心系数随攻角和马赫数的变化规律由该“外形判别式”唯一确定。

关键词:旋成体; 大攻角; 压心系数; $k-\varepsilon$ 模型; 数值模拟

中图分类号: V211 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2013)02-0007-05

Theoretic analysis and numerical simulation of coefficient of pressure center of body of slender revolution at high-angle-of-attack

MA Yang¹, WANG Lei¹, WANG Dandan², YANG Tao¹, ZHANG Qingbin¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Beijing Institute of Space System Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The relationship of coefficient of pressure center of body of revolution and angle-of-attack and Mach number was deduced, based on the aerodynamic formulas of high-angle-of-attack flow. Adopting a $k-\varepsilon$ two-equation turbulence model following the realizable rules, seven kinds of body of revolution with different shapes in high-angle-of-attack flow fields were researched by means of CFD, and the numerical results were derived. The numerical simulation results were consistent with the ones in theoretic analysis. Research results indicate that there is a geometric discriminant, which is correlated with the geometric configuration that has strong influence on the law of variation of the coefficient of pressure center.

Key words: body of revolution; high-angle-of-attack; coefficient of pressure center; $k-\varepsilon$ model; numerical simulation

为了达到较高的机动性能, 现代飞行器经常利用增大飞行攻角的方法, 充分利用大攻角飞行时的非线性涡升力输出所需的过载。尽管非旋成体外形的飞行器不断涌现, 但还是有相当数量的飞行器以旋成体为基本形状。

旋成体虽然几何形状简单, 但其在大攻角下的绕流问题却非常复杂, 当飞行攻角增大到一定程度, 由于三维边界层的分离, 旋成体背风面将形成分离涡, 卷起形成特定的空间涡结构。从现有的文献看, 对该问题的研究主要集中在背风面的涡结构^[1-2]、由不对称涡结构引起的侧向力特性^[3-4]和大攻角流动控制技术^[5-6]等, 较少涉及大攻角绕流条件下旋成体稳定性的分析, 本文从细长体理论和横向比拟理论出发^[7], 推导旋成体压心系数随攻角和马赫数变化的规律, 再采用 CFD 方法模拟 7 种典型形状的旋成体大攻角绕流

流场, 细致分析了细长旋成体几何外形对压心系数影响。

1 理论分析

大攻角时, 旋成体的法向力由两部分组成, 即位流法向力和粘性法向力。单位长度旋成体上的位流法向力可由细长体理论得到^[7]:

$$f_p = q_\infty \sin 2\alpha \cos \frac{\alpha}{2} \frac{dA}{dx} \quad (1)$$

其中: q_∞ 为来流动压, A 为旋成体的横截面积, α 为飞行攻角。

在计算粘性法向力时, 运用横流比拟理论, 基于这样的假设: 在定态大攻角旋成体绕流时, 其横向绕流流态与二维圆柱的绕流流态类似, 三维旋成体大攻角绕流时, 某截面处单位长度上粘性法向力系数 C_{dn} 等于二维圆柱绕流的阻力系数 C_{dc} ,

* 收稿日期: 2012-11-28

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11272345)

作者简介: 马洋(1982—), 男, 湖南常德人, 博士研究生, E-mail: mldy0612@sina.com;

杨涛(通信作者), 男, 教授, 博士生导师, E-mail: taoy90@163.com

这样单位长度旋成体由背风面粘性分离产生的法向力为:

$$f_v = 2\eta r C_{dc} \frac{\rho V_\infty^2}{2} \sin^2 \alpha \quad (2)$$

其中: r 为当地半径; C_{dc} 为二维圆柱绕流的阻力系数; η 为绕流阻力系数的修正系数。

记单位长度旋成体上的总法向力为 $f = f_p + f_v$, 旋成体总长 L , 则大攻角绕流时, 旋成体的总法向力和对质心 x_C 的俯仰力矩为:

$$Y = \int_0^L f dx \quad (3)$$

$$M_{zG} = \int_0^L f(x_G - x) dx \quad (4)$$

法向力系数和俯仰力矩系数为:

$$C_y = \frac{A_b}{A_{ref}} \sin 2\alpha \cos \frac{\alpha}{2} + \eta C_{dc} \frac{A_p}{A_{ref}} \sin^2 \alpha \quad (5)$$

$$m_{zG} = \left[\frac{V_B - A_b(L - x_G)}{A_{ref}L} \right] \sin 2\alpha \cos \frac{\alpha}{2} + \eta C_{dc} \frac{A_p}{A_{ref}} \left(\frac{x_G - x_C}{L} \right) \sin^2 \alpha \quad (6)$$

其中: A_{ref} 为参考面积, A_b 、 A_p 分别为旋成体底端面积和水平投影面积, V_B 为旋成体体积, x_C 为旋成体水平投影形心至顶点的距离。这样, 纵向压心系数为:

$$\bar{x}_p = \frac{x_p}{L} = \frac{x_G}{L} - \frac{m_{zG}}{C_y} \quad (7)$$

将式(5)和(6)代入式(7)可以看出, 在旋成体外形及来流条件给定的条件下, 压心系数只与攻角有关, 为研究压心系数与攻角的关系, 式(7)对攻角求导。

记:

$$A = \frac{V_B - A_b(L - x_G)}{A_{ref}L}, B = \eta C_{dc} \frac{A_p}{A_{ref}} \left(\frac{x_G - x_C}{L} \right)$$

$$C = \frac{A_b}{A_{ref}}, D = \eta C_{dc} \frac{A_p}{A_{ref}}, h = \sin 2\alpha \cos \frac{\alpha}{2}, g = \sin^2 \alpha$$

则压心系数对攻角的导数:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{x}_p}{\partial \alpha} &= - \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{Ah + Bg}{Ch + Dg} \right) \\ &= \frac{(BC - AD)(h'g - hg')}{(Ch + Dg)^2} \end{aligned} \quad (8)$$

从式(7)可以看出, 当外形和攻角确定的情况下, 压心系数只与旋成体的横向阻力系数 C_{dn} 有关, 而 C_{dn} 取决于横流马赫数 Ma_n 和横流雷诺数 Re_n :

$$C_{dn} = C_{dn}(Ma_n, Re_n) \quad (9)$$

$$Ma_n = \frac{v_n}{a} = Masin\alpha \quad (10)$$

$$Re_n = \frac{\rho v_n L}{\mu} \quad (11)$$

将式(10)、(11)代入式(9):

$$C_{dn} = C_{dn} \left(Masin\alpha, \frac{\rho Ma \cdot asin\alpha \cdot L}{\mu} \right) \quad (12)$$

可见, 当外形、攻角和飞行高度确定条件下, 压心系数只与来流马赫数 Ma 有关, 为研究压心系数与马赫数的关系, 式(7)对马赫数求导, 可以得到:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{x}_p}{\partial Ma} &= - \frac{\partial}{\partial Ma} \left(\frac{Ah + Bg}{Ch + Dg} \right) \\ &= - \frac{\frac{\partial C_{dn}}{\partial Ma}}{C_{dn} \cdot (Ch + Dg)^2} \cdot (BC - AD) \cdot gh \end{aligned} \quad (13)$$

当 $\alpha \in (0, 90^\circ)$ 时, $h'g - hg' < 0$, $gh > 0$; 同时旋成体的横向阻力系数 $C_{dn} > 0$, C_{dn} 随 Ma 的增大而增大, 即 $\frac{\partial C_{dn}}{\partial Ma} > 0$; $(Ch + Dg)^2 > 0$, 则由式

(8)和(13)可知, $BC - AD = \frac{\eta C_{dc} A_p}{A_{ref}^2 L} [A_b(L - x_c) - V_B]$ 的符号决定了 $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial \alpha}$ 和 $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial Ma}$ 的符号: 当 $A_b(L - x_c) - V_B > 0$ 时, $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial \alpha} < 0$ 、 $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial Ma} < 0$, 即压心系数随

着攻角和马赫数的增大而变小, 从而旋成体稳定性变差; 当 $A_b(L - x_c) - V_B < 0$ 时, $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial \alpha} > 0$ 、 $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial Ma} > 0$, 即压心系数随着攻角和马赫数的增大而变大, 从而旋成体稳定性变好。

以上的推导基于细长体理论和横流比拟理论, 理论结果的适用范围是大长径比的旋成体外形。

2 数值模型及计算条件

使用 Fluent 软件求解三维定常可压缩流动, 为较准确模拟细长旋成体背风面的分离涡, 选取可实现的 $k - \varepsilon$ 两方程湍流模型, 对流项采用二阶迎风格式(具体流动控制方程和湍流模型方程见文献[8])。旋成体表面满足无滑移边界条件, 远场边界满足压力远场边界条件, 来流湍流度取 1%, 湍流粘性比等于 1。使用 Pointwise 软件划分网格, 以尖拱形细长旋成体为例(如图 1), 只对一半流场进行网格划分, 生成的结构网格周向 60 点, 径向 150 点, 轴向 110 点, 总共约 100 万网格单元。在靠近旋成体表面对网格进行加密, 最靠近物

面的一层网格间距为 $10^{-4}d$ 。

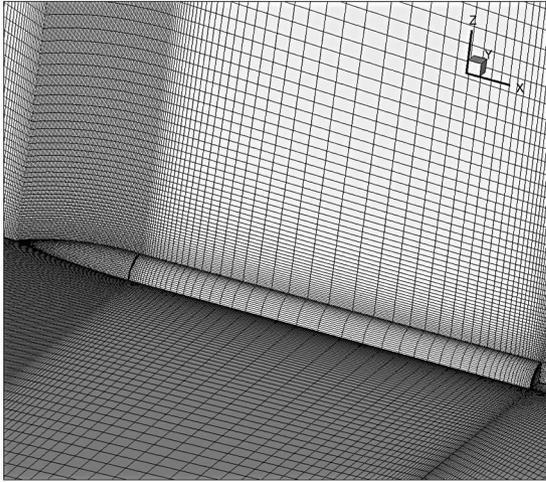


图1 尖拱形细长旋成体计算网格示意图
Fig. 1 Computational grids of slender body of revolution

3 计算结果与分析

3.1 细长体大攻角绕流结果验证

为验证本文数值模型的准确性,针对文献[9]中的数据,图2给出了本文计算结果与试验结果的对比,可见压心系数吻合最好,最大误差不超过2.5%,法向力系数的误差约为1%~3.5%,轴向力系数与试验结果的误差最大,约为1.8%~4.5%。总体来说,本文计算模型较为准确,计算结果可信。

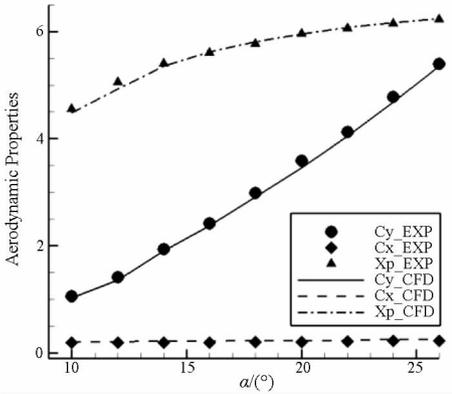


图2 尖拱形细长旋成体数值结果与试验数据比较
Fig. 2 Comparison of CFD results of slender body of revolution and test data

3.2 不同几何形状的旋成体大攻角绕流特性分析

表1和表2分别给出了7种典型细长旋成体几何形状示意图和具体的计算状态。

表1 典型形状细长旋成体代号及尺寸

Tab. 1 Symbol and dimension of typical slender body of revolution

| 外形代号 | 外形尺寸 |
|------|------|
| S1 | |
| S2 | |
| S3 | |
| S4 | |
| S5 | |
| S6 | |
| S7 | |

表2 计算状态列表

Tab. 2 Computational cases

| 计算外形 | Ma | Re _d | α/(°) |
|-------------|-----|-------------------------|--------|
| | 2.5 | 4.41 × 10 ⁶ | 14、16、 |
| S1 S2 S3 S4 | 1.5 | 2.65 × 10 ⁶ | 18、20、 |
| S5 S6 S7 | 0.7 | 1.23 × 10 ⁶ | 22、24 |
| | 0.5 | 0.882 × 10 ⁶ | |

首先利用上文理论推导的结论,预测这7种形状细长旋成体的压心系数随攻角的变化规律。如果将决定压心系数随攻角和马赫数变化规律的几何参数 $A_b(L - x_c) - V_B$ 称为“外形判别式” Δ_{geo} 的话,表3给出了“外形判别式”的大小以及相应的压心系数随攻角和马赫数变化规律:S1、S4、S5、S6、S7的压心系数会随攻角和马赫数的增大而增大,S3正好相反,S2的压心系数对攻角和马赫数的变化不敏感。

表3 “外形判别式”及压心系数变化规律

Tab. 3 Geometric discriminant and the law of variation of coefficient of pressure center

| 外形代号 | Δ_{geo} | $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial \alpha}$ | $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial Ma}$ | 外形代号 | Δ_{geo} | $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial \alpha}$ | $\frac{\partial \bar{x}_p}{\partial Ma}$ |
|------|--------------------|--|--|------|----------------|--|--|
| S1 | -4.1 | >0 | >0 | S5 | -4.2 | >0 | >0 |
| S2 | 5×10^{-6} | ≈0 | ≈0 | S6 | -3.7 | >0 | >0 |
| S3 | 0.42 | <0 | <0 | S7 | -4.5 | >0 | >0 |
| S4 | -4.1 | >0 | >0 | | | | |

图 3 和图 4 给出了 $Ma = 2.5$ 和 0.5 时不同形状细长旋成体压心系数随攻角的变化情况,可以看出本文研究的 7 种典型形状细长旋成体压心系数随攻角变化的趋势与上文理论推导的结论完全一致;S1、S4、S5、S6、S7 的压心系数随着攻角增大而增大;S3 的压心系数随着攻角增大而减小;S2 的压心系数对攻角的变化不敏感。从图中还可以看出, Δ_{geo} 绝对值越大,压心系数随攻角变化越快,这样的规律可以从式 (8) 和 (13) 中反映出来。

图 5 和图 6 给出了攻角为 14° 和 18° 时不同形状细长旋成体压心系数随马赫数的变化情况,可以看出本文研究的 7 种典型形状细长旋成体压心系数随马赫数变化的趋势与上文理论推导的结论完全一致。另外从图中还可以看出,当马赫数较小时,压心系数变化缓慢,马赫数较大时,压心系数变化较快,这主要是因为马赫数较大时,动压能更有效地改变压心位置。

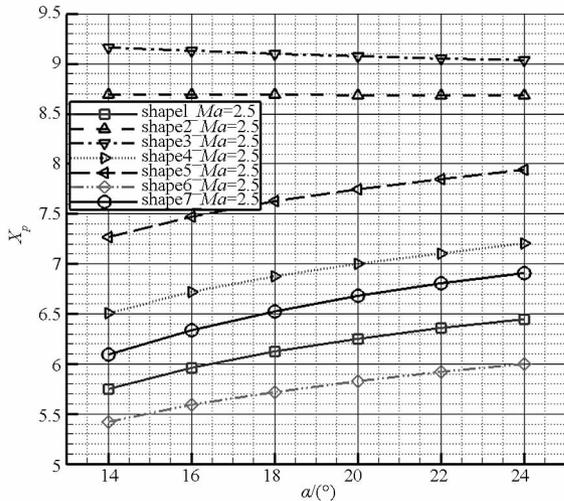


图 3 $Ma = 2.5$ 时压心系数随攻角变化
Fig. 3 X_p vs angle-of-attack at $Ma 2.5$

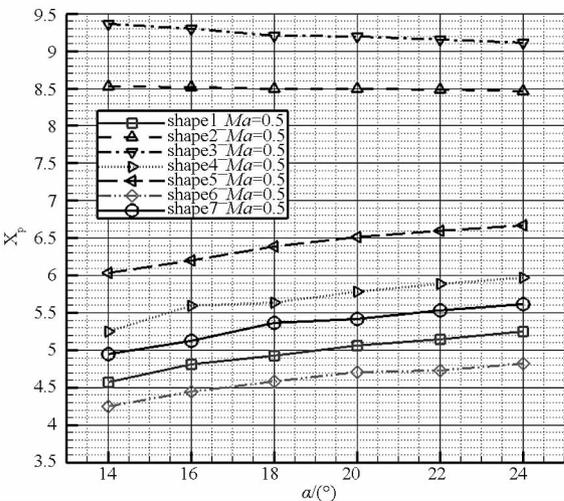


图 4 $Ma = 0.5$ 时压心系数随攻角变化
Fig. 4 X_p vs angle-of-attack at $Ma 0.5$

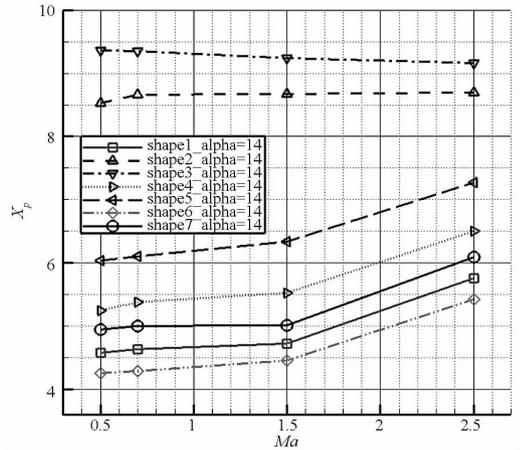


图 5 $\alpha = 14^\circ$ 时压心系数随马赫数变化
Fig. 5 X_p vs Mach number at $\alpha = 14^\circ$

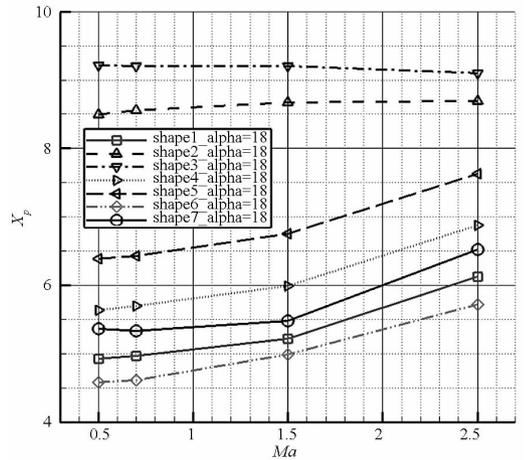


图 6 $\alpha = 18^\circ$ 时压心系数随马赫数变化
Fig. 6 X_p vs Mach number at $\alpha = 18^\circ$

进一步对比研究锥柱旋成体锥和柱长度对其压心系数的影响。图 7 和图 8 给出了攻角为 24° 、不同马赫数条件下,锥柱体锥长和柱长对压心系数的影响。可以看出,随着锥长或是柱长的增加,锥柱旋成体的压心系数几乎线性增加,并且压心系数随锥长增大的斜率要大于随柱长增大的斜率,即:增加锥长对增大压心系数的效果更明显一些。

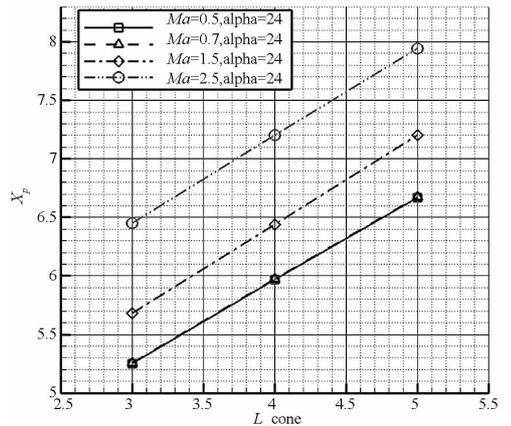


图 7 锥柱旋成体锥长对压心系数的影响
Fig. 7 The influence of cone length of cone-cylinder body of revolution on coefficients of pressure center

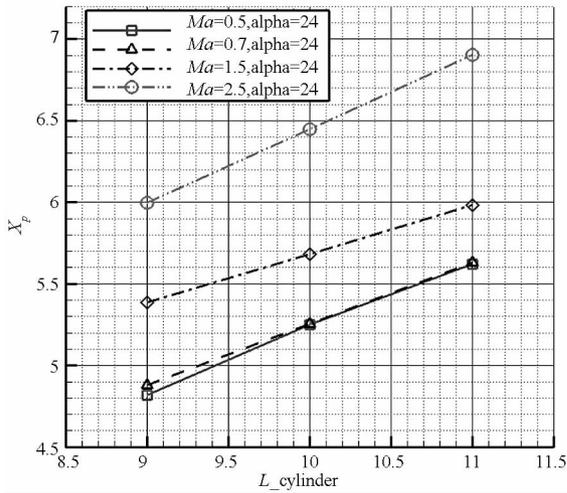


图8 锥柱旋成体柱长对压心系数的影响

Fig. 8 The influence of cylinder length of cone-cylinder body of revolution on coefficients of pressure center

4 结论

通过对旋成体压心系数的理论分析和数值模拟得到了以下结论:

(1) 大攻角条件下,当细长旋成体的 Δ_{geo} 大于零时,压心系数随着攻角(或马赫数)增大而减小; Δ_{geo} 小于零时,压心系数随着攻角(或马赫数)增大而增大; Δ_{geo} 等于零时,压心系数对攻角的变化不敏感。

(2) Δ_{geo} 绝对值越大,压心系数随攻角(或马赫数)变化越快,反之亦然。

(3) 对于锥柱旋成体而言,增加锥长或是柱长均能增大压心系数,增强稳定性,但增加锥长的效果相对要好一些。

另外,由于旋成体大攻角绕流问题的复杂性,为了得到了较高精度的计算结果,很多学者在进行数值模拟时尝试了不同的数值模型^[10-12]。本文选取的数值模型离精细化模拟的要求还存在较大差距,下一步可以从改进湍流模型入手,对大攻角绕流时旋成体压心系数进行细致研究。

参考文献 (References)

[1] 管小荣,徐诚.细长体大攻角非对称涡流的数值研究[J].弹道学报,2007,19(1):55-58.
GUAN Xiaorong, XU Cheng. Numerical investigation of asymmetric vortical flow over a slender body at large angles of attack[J]. Journal of Ballistics, 2007, 19(1): 55-58. (in Chinese)

[2] 贾春.细长锥体大攻角脱体涡的机理研究[D].西北工业大学硕士学位论文,2007.
JIA Chun. Mechanism study on separation vortices of slender conical body at large angles of attack [D]. Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)

[3] 蔡国华.旋成体在无侧滑大攻角下的横向气动力特性[J].上海航天,1999,(4):1-5.
CAI Guohua. The transverse aerodynamic characteristics of slender body of revolution at high angles of attack without sideslip[J]. Aerospace Shanghai, 1999, (4): 1-5. (in Chinese)

[4] 林炳秋,叶卫国.组合体大迎角侧向气动特性研究[J].空气动力学学报,2003,21(2):250-254.
LIN Bingqiu, YE Weigu. A study of lateral directional aerodynamic characteristics for combinations at high angle of attack[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2003, 21(2): 250-254. (in Chinese)

[5] 裴曦,陈志敏,李昌明.细长旋成体大迎角分离控制数值研究[J].工程力学,2009,26(7):12-15.
PEI Xi, CHEN Zhimin, Li Changming. Numerical study on the slender body at high angle of attack [J]. Engineering Mechanics, 2009, 26(7): 12-15. (in Chinese)

[6] 管小荣.细长旋成体大攻角绕流非对称性及其微型射流控制研究[D].南京:南京理工大学,2008.
GUAN Xiaorong. Study on asymmetry of flow around slender body of revolution at high incidence and asymmetry control using minute Jets [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2008. (in Chinese)

[7] 吴甲生,雷娟娟.制导兵器气动布局与气动特性[M].国防工业出版社,2008.
WU Jiasheng, LEI Juanjuan. Aerodynamic configuration and characteristics of guided weapons [M]. National Defence Press, 2008. (in Chinese)

[8] 刘仙名,符松.用可实现 $k-\epsilon$ 模式对细长体大攻角分离流场的数值模拟[J].计算力学学报,2006,23(3):275-279.
LIU Xianming, FU Song. Numerical simulation of separated flows over slender body at high-angle-of-attack with $k-\epsilon$ model conforming realizability [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2006, 23(3): 275-279. (in Chinese)

[9] Wilcox F J, Jr; Birch T J, Allen J M. Force, surface pressure and flowfield measurements on slender missiles configurations at supersonic speeds [C]//18th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2000.

[10] Josyula E. Computational simulation improvements of supersonic high-angle-of-attack missile flows [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(1).

[11] 张利锋,李栋.细长体大攻角非对称分离的数值模拟研究[J].科学技术与工程,2008,8(8):2272-2275.
ZHANG Lifeng, LI Dong. Numerical simulation study on asymmetry detached flow of a slender body at high angles of attack [J]. Science Technology and Engineering, 2008, 8(8): 2272-2275. (in Chinese)

[12] 杨云军,周伟江.细长体大迎角湍流流场的数值模拟[J].空气动力学学报,2003,21(3):351-355.
YANG Yunjun, ZHOU weiji. Numerical simulation of turbulence flows about a slender pointed body at high angle of attack [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2003, 21(3): 351-355. (in Chinese)