

doi: 10.7690/bgzdh.2020.08.016

高速箭弹滚转气动特性

王纪林¹, 相翠玲², 余陵¹, 冯钦¹, 林智¹

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094; 2. 山西北方兴安化学工业有限公司, 太原 030000)

摘要: 为提高尾翼弹射击精度, 对高速箭弹滚转气动特性进行研究。建立火箭弹简化模型, 对不同翼片斜置角的火箭弹进行数值模拟, 采用有限体积法对空间进行离散, 通过多参考系模型模拟火箭弹的定常旋转, 得出火箭弹的滚转阻尼力矩导数和平衡转速, 并分别对有、无旋转条件下的气动特性进行分析。计算结果表明: 火箭弹升力系数随攻角的增大而增大, 随翼片斜置角的增大变化不大; 滚转阻尼力矩导数在高空时会骤减, 平衡转速随着马赫数的增大而增大。

关键词: 高速箭弹; 翼片斜置角; 滚转阻尼力矩导数; 平衡转速

中图分类号: TJ415 **文献标志码:** A

Rolling Aerodynamic Characteristics of High Speed Projectile

Wang Jilin¹, Xiang Cuiling², Yu Ling¹, Feng Qin¹, Lin Zhi¹

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China;

2. Shanxi North Xing'an Chemical Industry Co., Ltd., Taiyuan 030000, China)

Abstract: In order to improve the firing accuracy of tail-wing projectiles, the rolling aerodynamic characteristics of high speed projectiles were studied. A simplified model of rocket projectile is established to simulate the rocket with different oblique blade angle of the rocket's wing. The finite volume method is used to discretize the space. The steady rotation of rocket projectile is simulated by multi-reference system model. The derivative of rolling damping moment and the balanced rotational speed of rocket projectile are obtained, and the aerodynamic characteristics of rocket with and without rotation are analyzed respectively. The calculation results show that the lift coefficient of rocket increases with the increase of angle of attack, but does not change with the increase of oblique angle of wing; the rolling damping moment derivative decreases sharply at high altitude, and the balance speed of projectile increases with increase of Mach number.

Keywords: high speed projectile; oblique angle of the wing; rolling damping moment derivative; balance speed

0 引言

长径比较大的火箭弹, 多采用尾翼式稳定装置。尾翼弹在飞行时, 全弹压心移到质心之后, 产生稳定力矩, 使火箭弹稳定飞行^[1]。为提高尾翼弹射击精度, 除具备恰当的稳定储备量之外, 还应使弹在飞行中低速旋转。获得旋转的方法有很多: 膛线赋予的旋转、喷管斜置赋予的旋转^[2]以及尾翼赋予的旋转。常见赋予旋转的尾翼有斜置翼、斜切翼等^[3]。斜置尾翼是每片翼片与火箭弹轴线之间均有大小相等、方向相同的安装角, 靠斜置尾翼产生的气动导转力矩能够使火箭弹在全弹道上保持低速旋转^[4]。

在考虑飞行高度情况下, 笔者利用 Fluent 对火箭弹在不同翼片斜置角下进行数值模拟计算, 得到不同翼片斜置角下该火箭弹从 $Ma0.7 \sim 3.7$ 的升力系数、滚转力矩系数等与攻角的关系。利用多参考系模型模拟火箭弹的匀速滚转, 得到火箭弹在不同

Ma 下的滚转阻尼系数和平衡转速, 并得出滚转力矩导数、平衡转速与 Ma 和翼片斜置角的关系。

1 计算模型及网格

1.1 物理模型

火箭弹简化模型如图 1 所示, 火箭弹长径比为 25, 为六尾翼火箭弹。为了研究翼片斜置角对火箭弹气动特性的影响, 笔者分别取 1° 、 3° 和 5° 3 个不同翼片斜置角的火箭弹进行数值模拟。

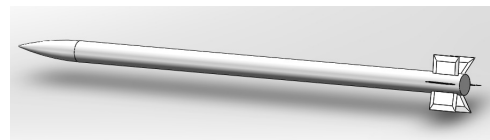


图 1 火箭弹简化模型

1.2 网格划分

图 2 为火箭弹外流场网格。考虑到后面需要计算火箭弹的平衡转速, 将外流场分为近场域和远场

收稿日期: 2020-04-11; 修回日期: 2020-05-17

作者简介: 王纪林(1995—), 男, 重庆人, 硕士, 从事计算流体力学研究。E-mail: wjl010204@163.com。

域 2 个域进行网格划分。为准确模拟滚转力矩等系数,对弹体表面区域进行加密,保证 $y^+ \leq 1$ 且有 10 层以上的网格在边界层内^[5]。图 3 为弹头与翼片处网格细节。

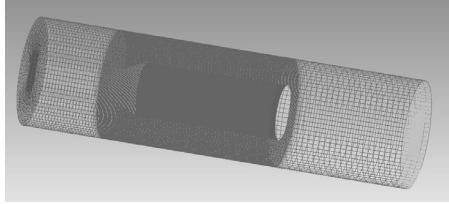
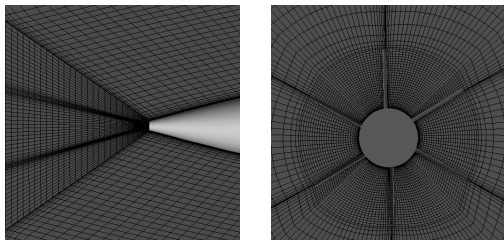


图 2 外流场计算网格



(a) 弹头 (b) 翼片

图 3 弹头与翼片处网格

为了验证外流场的网格无关性,在生成的网格中通过增减节点数,得到 4 组不同数量的外流场网格。用这 4 组网格分别对火箭弹在 Ma 2.3、攻角 4 的情况下进行数值模拟,得出火箭弹的阻力系数结果如表 1 所示。网格数量为 592 万和 723 万的阻力系数结果误差为 0.253%,592 万网格的计算精度完全可以达到要求。考虑到计算精度和计算资源,笔者进行数值模拟计算时所选用的网格数量为 592 万。

表 1 不同网格数量下的阻力系数

网格数量/万	336	469	592	723
阻力系数	0.544 8	0.550 6	0.553 0	0.554 4

2 数值计算方法

2.1 控制方程

笔者采用的控制方程为 3 维积分形式的雷诺平均 N-S 方程^[6]。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V W dV + \iint_{\partial V} F \cdot n ds = \frac{1}{Re} \iint_{\partial V} F_v \cdot n ds \quad (1)$$

其中: V 为任意控制体; W 是守恒变量; F 为对流通量; F_v 为粘性通量; n 为控制体边界单位外法向矢量。

采用有限体积法对空间进行离散,空间离散采用 2 阶迎风格式——通量差分分裂(Roe-FDS)格式。湍流模型采用对逆压差流、翼型以及跨声速激波方面模拟更加精确和可靠的 SST $k-\omega$ 湍流模型^[7]。

2.2 多参考系模型

多参考系模型是不同旋转或移动速度每个区域的稳态近似。它将计算域分成多个子域,每个子域有自己的运动方式。以同时存在静止和旋转域情况为例,选取随旋转部件一起运动的一个坐标系,相对这个旋转参考系来讲,流动是稳定的,进行稳态流场计算即可,从而简化了问题的分析^[8]。

在进行网格划分时,将流场分为近场域和远场域 2 个区域,近场域即为旋转域。计算时,在近场域中赋予一定的转速即可得到相应的滚转力矩系数。插值得出滚转力矩系数为零时的转速,即为模型的平衡转速^[9]。

2.3 数值方法验证

采用 F4 弹对文中的数值计算方法进行验证。F4 弹详细参数见文献[5]。网格划分采用与 1.2 节相同的划分方法。图 4 给出了 F4 弹在攻角 $\alpha=4^\circ$, $Ma=2.0$ 时的密度云图和马赫数云图。图 5 给出了 F4 弹以 $\omega=62.8$ rad/s 的角速度匀速滚转时的法向力系数、俯仰力矩系数及滚转阻尼力矩系数随马赫数的变化曲线。从图 5 中可以看出:在跨声速及超声速时,采用 SST $k-\omega$ 湍流模型得到的结果比实验结果误差更小,精度更高。

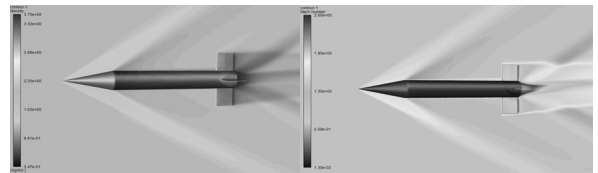
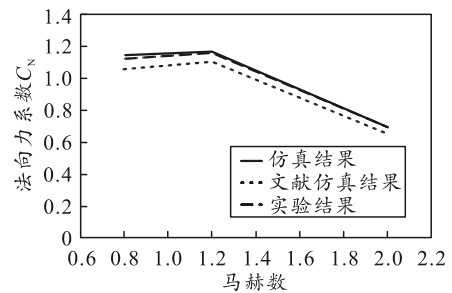
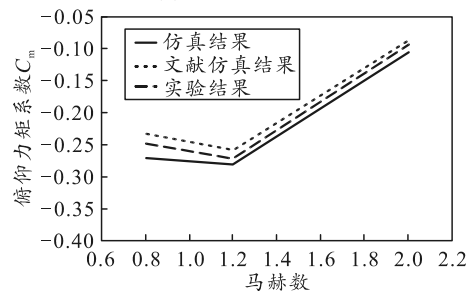


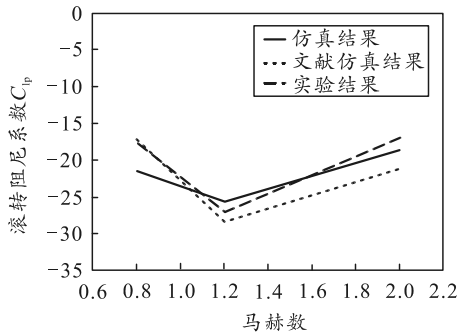
图 4 F4 弹流场云图



(a) 法向力系数



(b) 俯仰力矩系数



(c) 滚转阻尼系数

图 5 F4 弹气动参数结果

2.4 计算工况

笔者在流场计算时考虑飞行高度对气动参数的影响，根据质点弹道计算初步预估的外弹道结果，计算弹道上主要的飞行马赫数对应的空气动力参数，计算的工况如表 2 所示。

表 2 计算工况

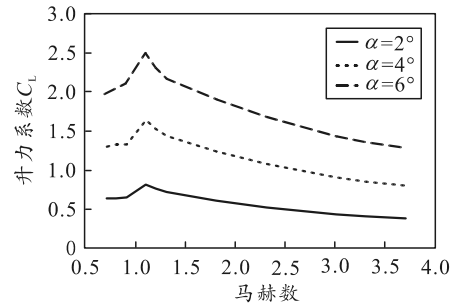
Ma	高度/km	气压/Pa	温度/K
3.7	2.2	77 548	273.8
3.3	3.0	70 121	268.6
3.0	7.2	39 963	241.4
2.3	15.4	11 374	216.6
1.8	18.7	6 778	216.6
1.3	13.0	16 579	216.6
1.2	0	101 325	288.0
1.1	0	101 325	288.0
0.9	0	101 325	288.0
0.8	0	101 325	288.0
0.7	0	101 325	288.0

3 计算结果分析

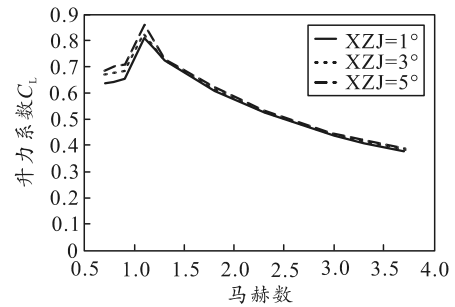
3.1 无旋转条件下的气动特性

图 6(a)为翼片斜置角(XZJ)为 1° ，火箭弹在各攻角下升力系数 C_L 随 Ma 的变化趋势。从图中可以看出：火箭弹升力系数随 Ma 的增大呈现先增大后减小的规律，在亚声速时，火箭弹升力系数随 Ma 增大而缓慢增大；当 Ma 达到跨声速时，弹表部分区域出现激波，周围流场比较复杂，使得升力系数急剧增大并在 $Ma=1.1$ 附近达到顶峰；当 Ma 达到超声速时，升力系数随 Ma 增大而减小，符合空气动力学规律。同时，从图 6(a)中的升力系数曲线还可以看出，升力系数在不同攻角情况下变化规律相同，且相同 Ma 下的升力系数随攻角的增大而增大，变化近似线性。图 6(b)为火箭弹在攻角 $\alpha=2^\circ$ 时，不同翼片斜置角下的升力系数随 Ma 的变化趋势。从图中可以看出：翼片斜置角对火箭弹升力系数的影响并不明显，特别是在超声速区域，不同翼片斜置角下的升力系数曲线几乎重合。这是由于翼片两两对称布置，虽然改变了翼片的斜置角，但对称的两

翼片之间的升力相互抵消，故翼片增大斜置角对火箭弹升力系数的影响并不明显。



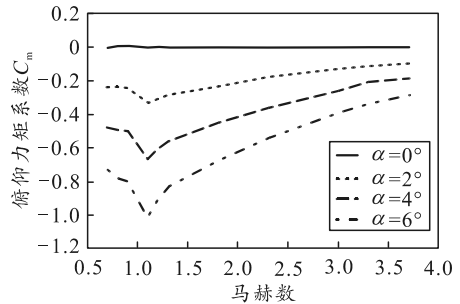
(a) 不同攻角下的 C_L



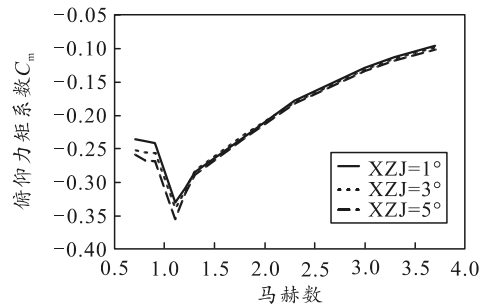
(b) 不同斜置角下的 C_L

图 6 升力系数 C_L

图 7(a)为翼片斜置角为 1° ，火箭弹在各攻角下俯仰力矩系数 C_m 随 Ma 的变化趋势。从图中可以看出：在零度攻角下火箭弹俯仰力矩系数几乎为零，在其他攻角下俯仰力矩系数的绝对值随 Ma 的增大呈先增大后减小的趋势，与升力系数变化规律相同。从图 7(b)可以看出，俯仰力矩系数随斜置角的变化也并不明显。



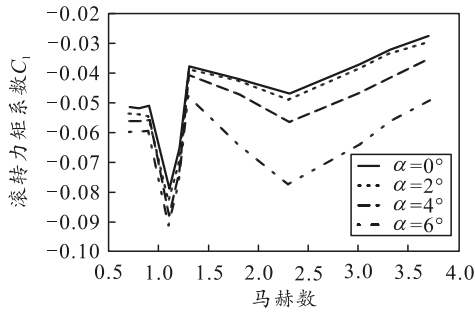
(a) 不同攻角下的 C_m



(b) 不同斜置角下的 C_m

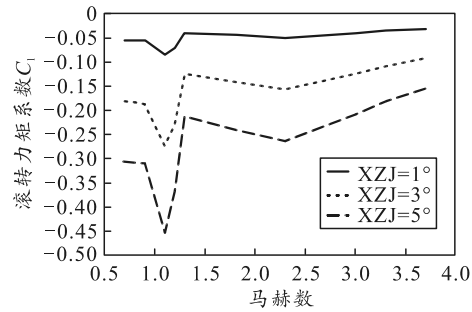
图 7 俯仰力矩系数 C_m

图 8(a)为翼片斜置角为 1°，火箭弹在各攻角下滚转力矩系数 C_l 随 Ma 的变化趋势。从图中可以看出：在亚声速与跨声速时，滚转力矩系数的绝对值变化规律与升力系数变化规律相似，先增大后减小；但在 $Ma=1.3\sim 2.3$ 时，滚转力矩系数绝对值先骤减后增加。这是由于在 $Ma=1.3\sim 2.3$ 时，火箭弹飞行高度较高，空气密度较小，所提供的滚转力矩也较



(a) 不同攻角下的 C_l

小，故滚转力矩系数在此处产生突变。同时从图 8(a)也可以看出：滚转力矩系数随攻角的增大而增大，尤其在超声速区域滚转力矩系数增大趋势不断增大。图 8 (b)为火箭弹在攻角 $\alpha=2^\circ$ 时，不同翼片斜置角下的滚转力矩系数随 Ma 的变化趋势。从图中可以看出：滚转力矩系数的绝对值随斜置角的增大而增大，近乎线性增加。



(b) 不同斜置角下的 C_l

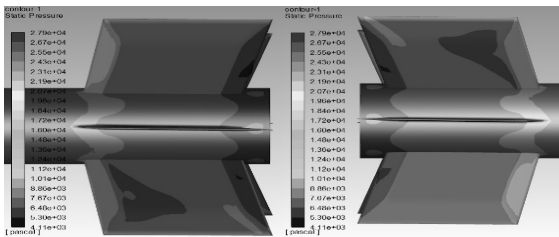
图 8 滚转力矩系数 C_l

3.2 旋转条件下的气动特性

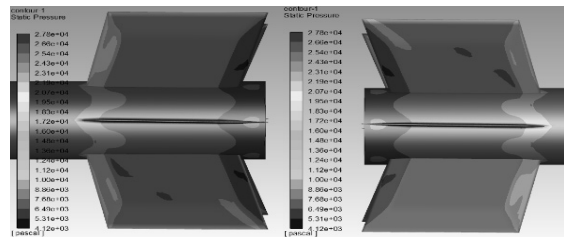
采用插值的方法，在流场中不断赋给近场域一定的转速时，进行定常旋转模拟，直至火箭弹的滚转力矩系数等于或者接近 0，此时所给定的转速即为火箭弹的平衡转速^[10]。

图 9 为 1°翼片斜置角的火箭弹在 $Ma=1.8$ 、攻角 $\alpha=0^\circ$ 时，无旋转和平衡转速下尾翼两侧的压力分布。图左侧为迎风面，右侧为背风面。图 9(a)为无旋转条件下火箭弹翼片的压力分布。从图中可以看出：由于翼片斜置角的存在，气流高速掠过翼片时，在翼片的迎风面和背风面会产生较大的压差，迎风面所受压力大于背风面，使得火箭弹加速

旋转，直至达到火箭弹的平衡转速。图 9(b)为平衡转速下火箭弹翼片的压力分布。从图中可以看出：火箭弹达到平衡转速后翼片背风面低压区基本消失，迎风面和背风面压力基本相同，此时，由翼片产生的导转力矩与滚动阻尼力矩相等，火箭弹的转速不再变化，处于匀速转动状态。图 10 为 1°翼片斜置角的火箭弹在 $Ma=1.8$ 、攻角 $\alpha=0^\circ$ 时，无旋转和平衡转速下尾翼横截面处压力分布。图(a)为无旋转条件下尾翼横截面处压力分布，两翼片间分布一较大的高压区和一较小的低压区；图(b)为平衡转速下尾翼横截面处压力分布，两翼片间低压区消失。

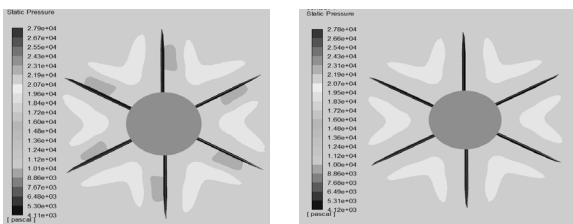


(a) 无旋转条件下翼片压力分布



(b) 平衡转速下压力分布

图 9 火箭弹尾翼两侧压力分布



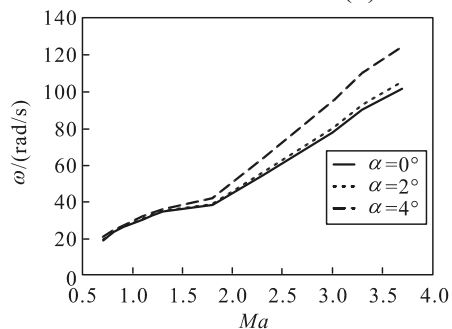
(a) 无旋转

(b) 平衡转速

图 10 火箭弹尾翼横截面处压力分布

图 11(a)为翼片斜置角为 1°，火箭弹在各攻角下的平衡转速随 Ma 的变化趋势。从图中可以看出：平衡转速随 Ma 的增大而增大，但不再呈线性变化。这可能是由于在计算中考虑了飞行高度，在不同高度给了不同的压力值。从计算工况中可以看出：从 $Ma 1.2\sim 1.8$ 压力逐渐减小，从 $Ma 1.8\sim 3.7$ 压力逐渐增大。从图中可以看出：在超声速区

域随压力的减小平衡转速的增长趋势减小，随压力的增大平衡转速的增长趋势加大。从图 11(b)中可以

(a) 不同攻角下的 ω

看出，火箭弹平衡转速随斜置角的增大而增大近乎线性增加。

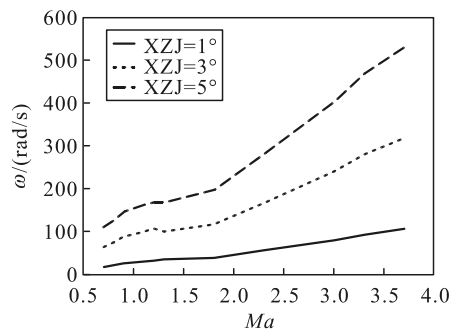
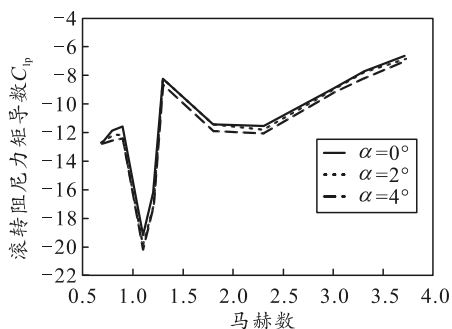
(b) 不同斜置角下的 ω

图 11 火箭弹平衡转速

从图 12(a)中可以看出：火箭弹滚转阻尼力矩导数与滚转力矩系数变化相似，在 $Ma=1.3\sim 2.3$ 时有

(a) 不同攻角下的 C_{lp}

突变。从图 12(b)中可以看出，火箭弹滚转阻尼力矩导数绝对值随斜置角的增大有略微增大的趋势。

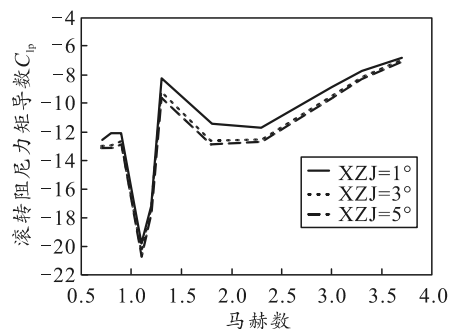
(b) 不同斜置角下的 C_{lp}

图 12 滚转阻尼力矩导数

4 结束语

笔者通过对火箭弹外流场进行数值仿真，对不同翼片斜置角的火箭弹在无旋转和平衡转速情况下的气动特性进行了分析，得出以下结论：

1) 火箭弹升力系数随 Ma 的增大先增大，在 $Ma=1.1$ 左右达到峰值，而后随 Ma 的增大而减小；斜置角对升力系数几乎没有影响。俯仰力矩系数的变化规律与阻力系数相似。

2) 利用多参考系模型对火箭弹进行定常旋转模拟，通过插值得出不同 Ma 下火箭弹的平衡转速。考虑飞行高度后，火箭弹平衡转速随马赫数不再呈线性变化。

3) 考虑飞行高度后，由于高空空气密度较小，火箭弹滚转力矩系数及滚转阻尼力矩导数会骤减。

参考文献：

[1] 朱福亚. 火箭弹构造与作用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 6-7.

[2] 万莹. 斜切角尾翼对弹箭滚转特性的影响研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2012.

[3] 林书豪, 余陵, 卓长飞, 等. 某六尾翼火箭弹的气动特性研究[J]. 计算机仿真, 2018, 35(11): 72-76.

[4] 周长省, 鞠玉涛, 陈雄. 火箭弹设计理论[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2014: 268-269.

[5] 周德娟. 不同尾翼结构形式的翼身组合体滚转阻尼导数及其它气动特性的研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2012.

[6] 米百刚, 詹浩, 朱军. 基于 CFD 数值仿真技术的飞行器动导数计算[J]. 空气动力学学报, 2014(6): 834-839.

[7] 彭家忠. 某大长径比弹箭飞行器的气弹特性研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.

[8] 叶川, 马东立. 利用 CFD 技术计算飞行器动导数[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(2): 196-200, 219.

[9] 赵博博, 刘荣忠, 郭锐, 等. 扭曲尾翼飞行器的气动特性[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(3): 19-24.

[10] 咎博勋, 薛百文, 黄通, 等. 某小口径旋转弹丸气动特性[J]. 兵工自动化, 2019, 38(6): 39-42.