

## 电磁发射高速旋转弹丸马格努斯效应\*

李开, 鲁军勇, 张晓, 冯军红, 李湘平, 杜佩佩

(海军工程大学舰船综合电力技术国防科技重点实验室, 湖北武汉 430033)

**摘要:** 和传统火药发射弹丸相比, 电磁发射弹丸具有初速高、射程远等优势, 但尾部的电枢臂槽会使弹丸部流场不再轴对称, 产生独特的气动力特性。基于三维非定常 Navier-Stokes 方程, 采用滑移网格技术, 分析电磁发射弹丸的气动力特性。研究表明, 对于高速旋转的电磁发射弹丸, 马格努斯效应来源于激波层内流场畸变和电枢臂的迎风面积变化的共同作用; 电枢臂迎风面积的周期性变化是导致气动力和力矩周期性变化的原因, 马格努斯力矩在滚转角  $45^\circ$  和  $135^\circ$  时分别达到最小值和最大值; 电枢臂槽的存在既加剧了马格努斯效应 ( $135^\circ$  时增加 50% 以上), 又使得压心周期性前移 (绝对前移量达 5%), 并且随着转速的增加, 马格努斯力矩增加和压心前移效果越来越显著, 不利于弹丸的动稳定。

**关键词:** 电磁发射; 旋转弹丸; 马格努斯效应; 气动特性; 压心

**中图分类号:** V211.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2022)06-014-07

## Magnus effect of electromagnetic launch hypervelocity spinning projectile

LI Kai, LU Junyong, ZHANG Xiao, FENG Junhong, LI Xiangping, DU Peipei

(National Key Laboratory of Science and Technology on Vessel Integrated Power System, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

**Abstract:** Compared with the traditional gunpowder bullets, electromagnetic launch bullets have the advantages of high muzzle velocity and long fire range. However, the bullet shape is no longer axisymmetric because of the armature groove at the tail, resulting in unique aerodynamic characteristics. Based on the three-dimensional unsteady Navier-Stokes equation, the aerodynamic characteristics of electromagnetic projectile were analyzed by using the sliding grid technique. Results show that for the hypervelocity spinning electromagnetic projectile, the Magnus effect comes from the interaction of shock layer distortion and the upwind area variation of the armature arm. The aerodynamic force and the moment varies periodically with the roll angle due to the periodic variation of the upwind area of the armature arm, and the Magnus moment reaches the minimum and the maximum at the roll angle of  $45^\circ$  and  $135^\circ$ , respectively. The influence of the armature arm groove is remarkable, which not only worsens the Magnus effect (increased by more than 50% at  $135^\circ$ ), but also makes the pressure center move forward periodically (the absolute forward amount is up to 5%). Furthermore, with the increase of spinning speed, the increase of the Magnus moment and the pressure center move-forward effect become more and more significant, which is harmful to the dynamic stability of the projectile.

**Keywords:** electromagnetic launch; spinning projectile; Magnus effect; aerodynamic characteristics; pressure center

作为一种不同于化学能的新式发射技术, 电磁发射技术发展迅速, 发射对象大至飞机、导弹, 小至无动力弹丸, 应用广泛。电磁发射弹丸正朝着远程化、精确化和高效能的方向发展<sup>[1]</sup>。

电磁发射旋转弹丸采用轨道式电磁发射方式, 弹丸采用一体化设计, 尾部为电枢臂; 脉冲电流从上导轨经电枢臂流向下导轨, 在导轨和电枢臂上产生感应磁场, 从而产生洛伦兹力推动弹丸前进, 如图 1 所示。和传统的步枪子弹相比, 电磁发射弹丸初速更高 ( $Ma \geq 5$ ), 有效射程更远, 有着较大的应

用潜力。出于提供枢轨接触力的需要, 尾部通常开有电枢臂槽, 使得弹丸不再轴对称。为使弹丸出膛后稳定飞行, 电磁发射弹丸通常采用电磁或机械赋旋的方式, 赋予其较高的出膛转速<sup>[2]</sup>。Tang 等采用辅助导轨电磁起旋的方式, 使弹丸高速 ( $\geq 100\ 000$  (°)/s) 起旋<sup>[3]</sup>。在枪口初始扰动作用下, 弹丸在俯仰方向产生攻角; 高速旋转时由于马格努斯效应, 会在偏航方向诱导产生侧向力和偏航力矩, 影响弹丸的稳定性和射击精度。

鉴于马格努斯效应对旋转弹箭气动特性特别

\* 收稿日期: 2020-11-30

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (52207068, 51925704, 51907203)

作者简介: 李开 (1989—), 男, 河南开封人, 助理研究员, 博士, E-mail: LiKai898989@126.com;

鲁军勇 (通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: jylu2019@163.com

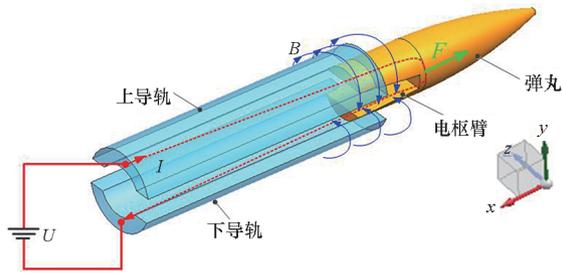


图 1 电磁发射弹丸原理

Fig. 1 Schematic of electromagnetic launch projectile

是动稳定性影响显著,国内外开展了许多研究。Despirito 等<sup>[4]</sup>对 M910 旋转弹丸绕流场进行了模拟,发现在亚/跨声速来流下,非定常 RANS/LES 方法与试验结果吻合较好。Klatt 等<sup>[5]</sup>采用三维 RANS 仿真和风洞试验方法研究了 6.37 mm 直径弹丸的马格努斯效应成因,发现马格努斯力在  $10^\circ \sim 15^\circ$  时达到最大值,大攻角情况下横截面气动分离位置的变化是导致马格努斯效应的主要原因。Roxan 等<sup>[6]</sup>对炮弹和导弹的马格努斯效应进行了综述:对于旋转弹丸,小攻角时旋转会导致附面层的不对称,大攻角时旋转会改变分离涡的形状和位置;对于有翼弹,翼的马格努斯效应是重点。雷娟棉等<sup>[7]</sup>基于 realizable  $k - \varepsilon$  湍流模型,对 SOCBT 高速旋转弹丸进行了数值仿真,发现弹体周向压力和切应力分布的畸变、边界层畸变、大攻角下涡的非对称畸变是马格努斯效应产生的主要原因,且船尾对弹体马格努斯力和力矩的影响很大。陈白冰等<sup>[8]</sup>采用旋转壁面法对 SOCBT 标准弹体模型的马格努斯效应进行了仿真分析;结果表明,大攻角时采用 Spalart-Allmaras 湍流模型可以较好地模拟旋转引起的附面层堆积和分离区的相互作用。吴放等<sup>[9]</sup>基于滑移网格技术,对超声速条件下 ANF 低旋尾翼弹箭开展了马格努斯效应研究,发现马格努斯效应随攻角增大而增加,且在  $40^\circ \sim 60^\circ$  攻角范围内达到峰值;马格努斯力和力矩在较大转速下呈线性增大趋势。

上述文献对旋转弹箭气动特性的研究更侧重于数值仿真方法,研究对象只包括高速旋转的轴对称炮弹或子弹以及低速旋转带翼火箭弹,对带有电枢臂槽的非轴对称高速旋转电磁发射弹丸的气动特性研究还未见诸文献。本文将采用理论分析和数值仿真方法对比考虑和不考虑电枢臂槽两种情况下弹丸的气动力,分析电枢臂侧向开槽对弹丸气动特性的影响。

## 1 物理模型

兼顾减阻和毁伤效果,旋转弹丸长细比为

6 : 1,即  $L = 6D$ ,弹丸尾部开有 U 形电枢臂槽,如图 2 所示。后续气动力和气动扭矩方向定义与图 2 坐标系一致。力矩参考点为头部定点,转速沿  $x$  轴正向。对弹丸的绕流计算域进行多块结构网格划分,共分为 164 个区,274 万网格,如图 3(a) 所示。为了对比分析电枢臂槽的影响,设计了去电枢臂槽的对照模型,如图 3(b) 所示。计算工况见表 1。

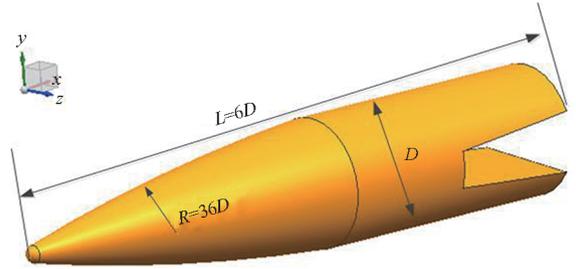
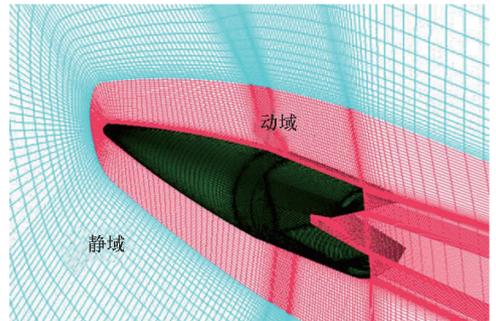


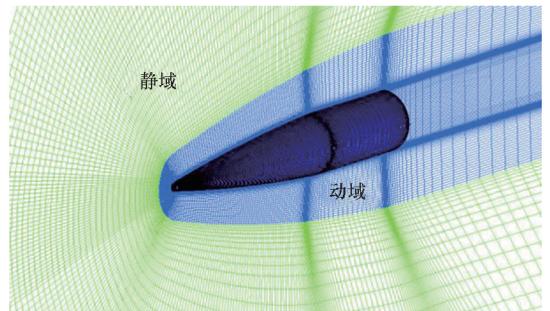
图 2 旋转弹丸物理模型

Fig. 2 Physical model of spinning projectile



(a) 有电枢臂槽

(a) With armature arm groove



(b) 无电枢臂槽

(b) Without armature arm groove

图 3 计算域及弹丸表面网格

Fig. 3 Calculation region and projectile surface mesh

表 1 计算工况

Tab. 1 Calculation condition

$Ma$	攻角/ $(^\circ)$	静压/ kPa	静温/ K	转速/ (r/s)	壁面
5.0	0 ~ 10	101.325	300	0 ~ 2 000	无滑移 绝热壁

## 2 数学模型与仿真方法验证

基于理想完全气体 Navier-Stokes 方程,控制方程为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}^T \cdot \mathbf{u} + p \mathbf{I}) = \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho e_t}{\partial t} + \nabla \cdot [(\rho e_t + p) \mathbf{u}] = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{u}) + \nabla \cdot \mathbf{q} \quad (3)$$

其中: $\rho$ 、 $p$  代表密度和静压; $\mathbf{u}$  为速度矢量; $e_t$  为总温; $\boldsymbol{\tau}$ 、 $\mathbf{q}$  分别代表应力张量和热流密度矢量,如式(4)、式(5)所示。

$$\tau_{ij} = \begin{cases} \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) & i \neq j \\ 2\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \mathbf{V} & i = j \end{cases} \quad (4)$$

$$q_n = k \frac{\partial T}{\partial n} \quad n = x, y, z \quad (5)$$

动力黏度  $\mu$  由层流黏性系数  $\mu_1$  和湍流黏性系数  $\mu_t$  组成,二者分别由 Sutherland 公式<sup>[10]</sup> 和  $k-\omega$  SST 湍流模型确定<sup>[11]</sup>。导热系数  $k$  由分子动力学方法确定。

采用瞬态滑移网格显式求解方法<sup>[12]</sup>,初场由旋转坐标系法稳态流场计算结果确定。对流项差分采用 AUSM+ 格式,黏性项采用二阶中心差分。显式步进时间步长由转速确定,取为旋转  $1^\circ$  所需时间。为验证网格无关性,设计了壁面网格雷诺数  $y^+$  为 10、1、0.25 三种网格,发现  $y^+ = 1$  和  $y^+ = 0.25$  时的气动力系数相差 1% 以内,取  $y^+ = 1$ ,与参考文献一致<sup>[13]</sup>。

为了验证计算方法,选用 6 倍弹径弹丸 SOCBT 算例(如图 4 所示),进行了旋转流场仿真分析。飞行工况  $Ma = 3$ ,无量纲转速  $\bar{\omega} = 0.19$ 。图 5 给出了马格努斯力矩仿真结果与试验结果及参考文献仿真结果的对比,可以看出,在  $10^\circ$  攻角范围内,三者吻合良好,验证了计算方法的准确性。

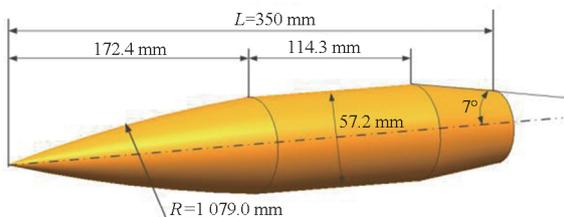


图 4 SOCBT 几何模型

Fig. 4 Geometric model of SOCBT

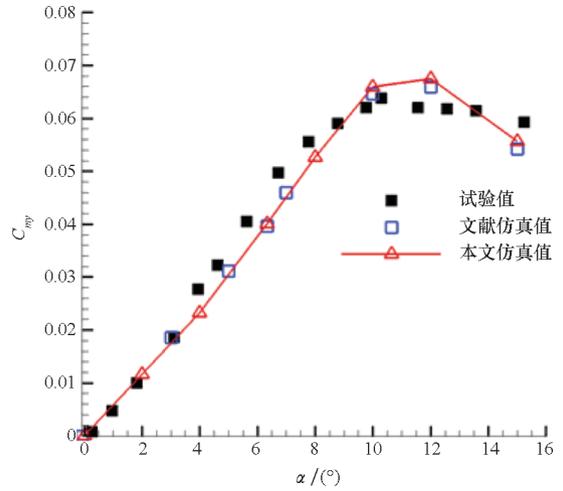


图 5 SOCBT 算例马格努斯力矩仿真与试验值对比

Fig. 5 Comparison of experimental and simulated Magnus moment for SOCBT

## 3 计算结果

### 3.1 马格努斯力和力矩

分析忽略电枢臂的轴对称模型的马格努斯效应。不同攻角和角速度下的马格努斯力矩系数如图 6 所示,可以看出,在  $0 \sim 2000$  r/s 范围内,马格努斯力矩与转速成正比,且随攻角增大逐渐增大。攻角  $\alpha = 10^\circ$ 、 $\omega = 2000$  r/s 对应的马格努斯力矩系数约为 0.07,约为俯仰力矩的 1/4,马格努斯效应较为显著。

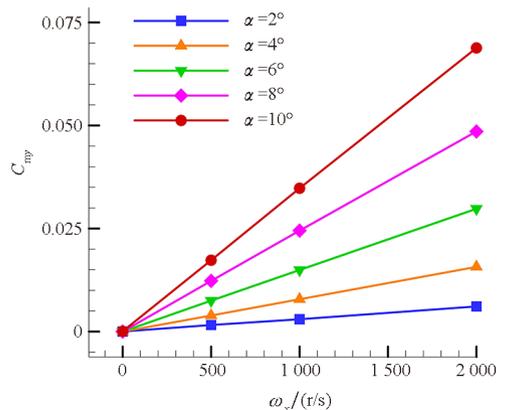
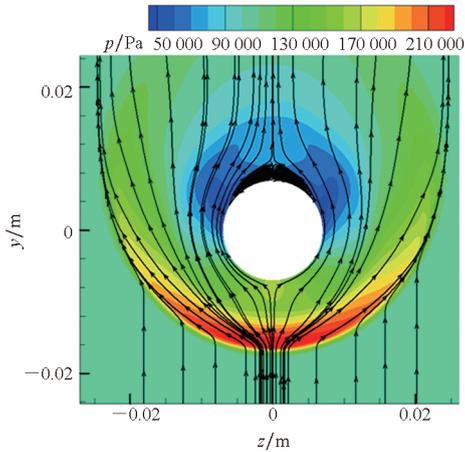


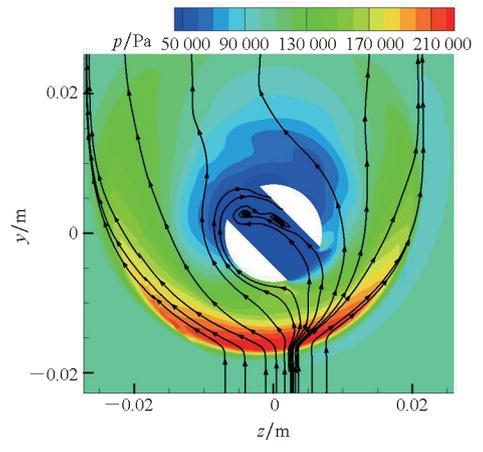
图 6 不同攻角和角速度下的马格努斯力矩系数

Fig. 6 Magnus moment coefficient under different attack angle and spinning speed

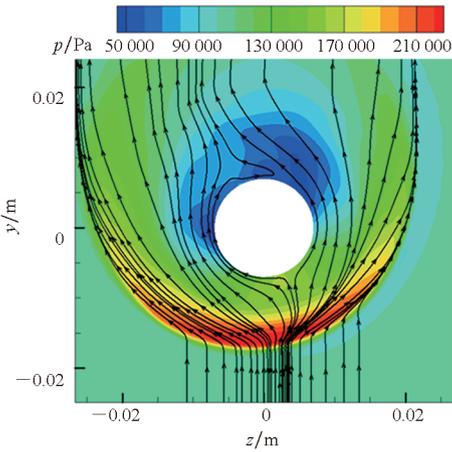
图 7 给出了无电枢臂模型在  $\alpha = 8^\circ$  时,有无转速的横截面( $x/D = 5.78$ )流场对比。图中的黑色矢量线是流线,在正攻角下,激波位于弹体下方。可以看出,弹丸旋转后,尾部截面激波层内流场畸变,激波向  $-z$  向偏移,造成右侧( $+z$ )壁面压力升高,左侧压力降低,从而产生绕  $y$  轴正向的马格努斯力矩。



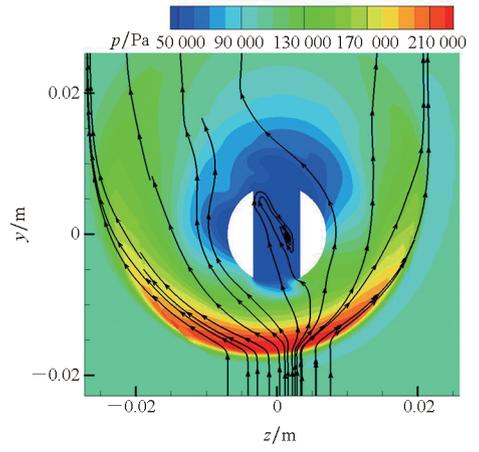
(a)  $\omega_x = 0$  r/s



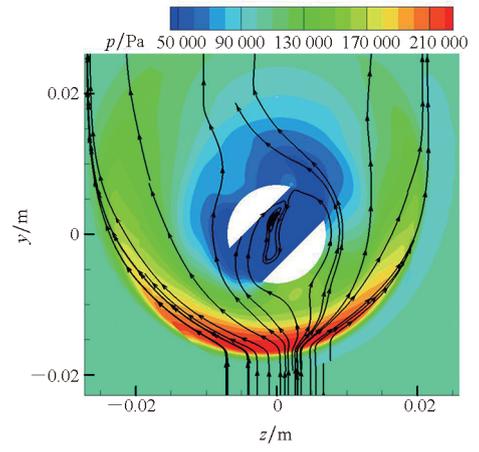
(b)  $\gamma = 45^\circ$



(c)  $\omega_x = 2000$  r/s



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

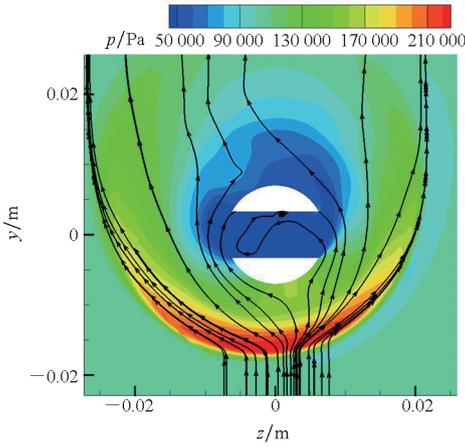


(d)  $\gamma = 135^\circ$

图7 轴对称弹丸的横截面压力云图

Fig.7 Cross section pressure contours of axisymmetric projectile

对于电磁发射弹丸,除了上述高速旋转引起的激波层内流场畸变带来的马格努斯力和力矩之外,电枢迎风面积的周期性变化也会对侧向力和力矩产生影响。图8给出了考虑电枢臂后的电磁发射弹丸在不同滚转角度下的尾部( $x/D = 5.78$ )横截面压力云图,图中 $\alpha = 8^\circ, \omega_x = 2000$  r/s。可以看出,电枢臂槽内和背风面为低压区,尾部侧向



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

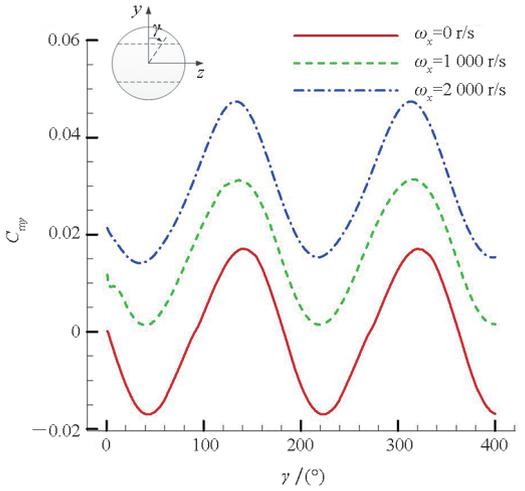
图8 电磁发射弹丸的  $x/D = 5.78$  位置横截面压力云图

Fig.8 Cross section pressure contours of electromagnetic launch projectile at  $x/D = 5.78$

力主要由下方的迎风面提供。因此,当滚转角变化时,下方迎风面的位置会出现周期性变化,从而产生诱导侧向力和力矩。在滚转角为  $45^\circ$  和  $135^\circ$  附近时,电枢臂迎风面积变化诱导侧向力分别达到正向和负向最大值。

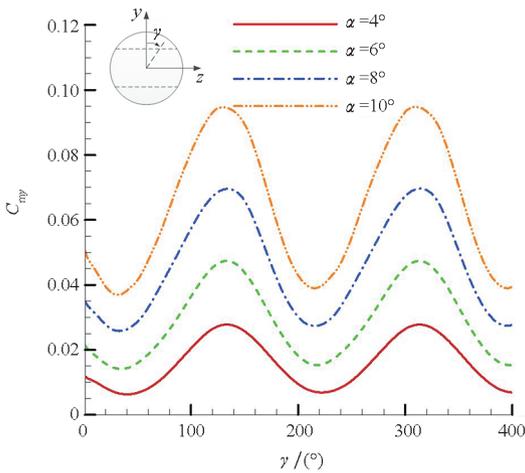
叠加两种因素后,带电枢臂槽弹丸的马格努斯力矩随滚转角周期性变化(周期为  $180^\circ$ ),在

45°和 135°时分别达到最小值和最大值,如图 9 所示。同样原因,马格努斯力在 45°和 135°分别达到最大值和最小值,如图 10 所示。可以看出,零转速时,诱导侧向力矩仅由尾部迎风面(电枢臂)的左右不对称变化导致,一个周期内的时均马格努斯力和力矩为零;相同攻角下,随着转速的增加,激波层畸变的影响逐渐增加,马格努斯力矩曲线向正向平移,平移量近似与转速呈正比;相同转速下,随着攻角的增加,马格努斯力和力矩曲线的平移量增加,且波峰和波谷的差值越来越大,激波层内流场畸变和电枢臂迎风面积变化带来的马格努斯效应更加显著。



(a) 不同转速 ( $\alpha = 6^\circ$ )

(a) Different rotational speed ( $\alpha = 6^\circ$ )

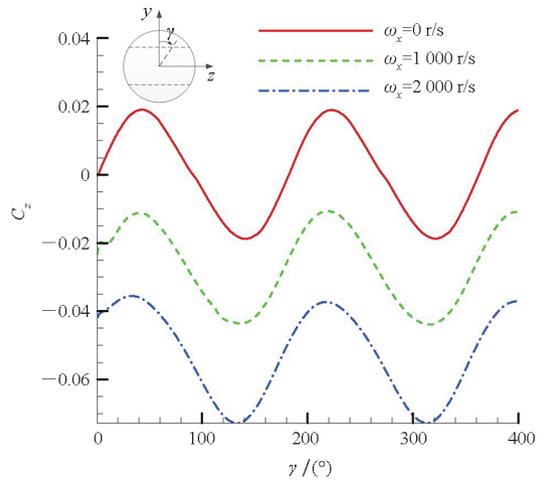


(b) 不同攻角 ( $\omega_x = 2\ 000\ \text{r/s}$ )

(b) Different angle of attack ( $\omega_x = 2\ 000\ \text{r/s}$ )

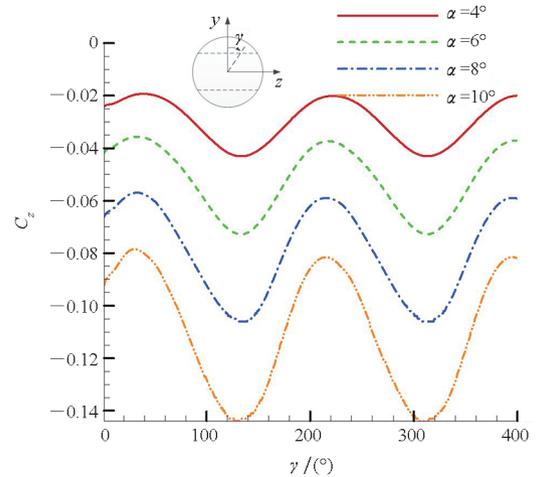
图 9 马格努斯力矩随滚转角的周期性变化(尾部有电枢臂槽)

Fig.9 Periodical variation of Magnus moment along with roll angle for the projectile with armature arm groove



(a) 不同转速 ( $\alpha = 6^\circ$ )

(a) Different rotational speed ( $\alpha = 6^\circ$ )



(b) 不同攻角 ( $\omega_x = 2\ 000\ \text{r/s}$ )

(b) Different angle of attack ( $\omega_x = 2\ 000\ \text{r/s}$ )

图 10 马格努斯力系数随滚转角的周期性变化(尾部有电枢臂槽)

Fig.10 Periodical variation of Magnus force along with roll angle for the projectile with armature arm groove

可见,不同于轴对称体,电磁发射弹丸在转动过程中,电枢臂迎风面的变化是诱导侧向力和力矩波动变化的原因。有无电枢槽马格努斯力矩的对比情况如图 11 所示,由图可知,峰值时刻马格努斯力矩比无电枢臂轴对称模型大 50% ~ 100%。图 12 给出了有无电枢臂侧向壁面压力的对比,其中有电枢工况的滚转角为 135°。可以看出,转动之后,右侧(+z)和左侧(-z)的壁面压力分别位于无旋转情况的曲线上方和下方,这是正向马格努斯力矩产生的来源;电枢臂槽的存在直接导致了电枢尾部( $x/D > 5$ )壁面压力进一步降低,产生了比轴对称体更大的马格努斯力矩。

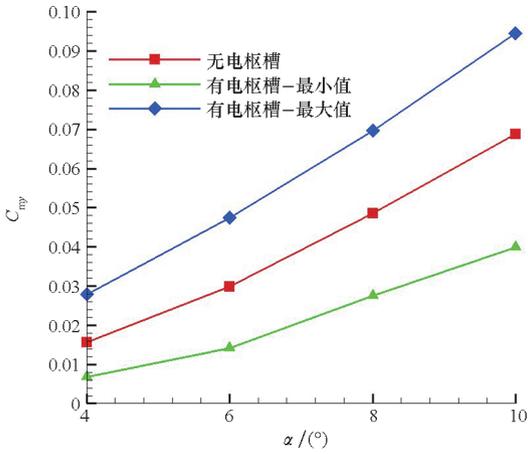


图 11 有无电枢槽马格努斯力矩对比  
Fig. 11 Comparison of Magnus moment with and without armature groove

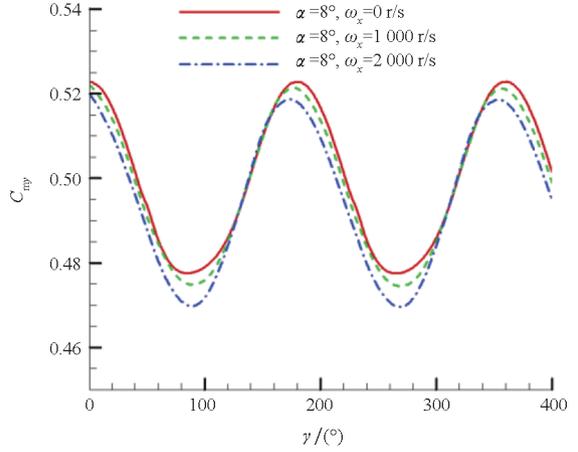


图 13 不同转速下纵向压心分布 ( $\alpha = 8^\circ$ )  
Fig. 13 Comparison of pressure center under different rotational speed ( $\alpha = 8^\circ$ )

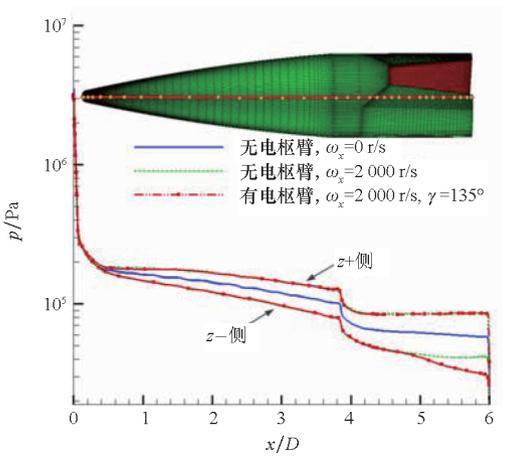


图 12 有无电枢臂侧向壁面压力对比  
Fig. 12 Comparison of lateral wall pressure with and without armature groove

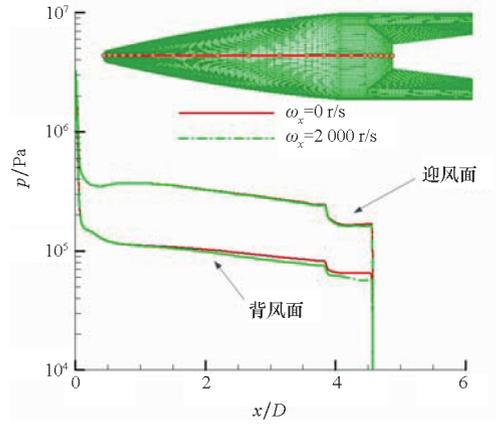


图 14 不同转速下壁面压力的对比 ( $\gamma = 90^\circ$ )  
Fig. 14 Comparison of wall pressure under different rotational speed ( $\gamma = 90^\circ$ )

### 3.2 纵向压心

图 13 给出了攻角  $\alpha = 8^\circ$  时,不同转速下的纵向压心分布。可以看出,纵向压心位置随滚转角变化较大(绝对变化量达 5%)。由于滚转角  $\gamma = 0^\circ$  时,弹丸尾部电枢臂槽迎风面积最大,压心系数最大,而  $\gamma = 90^\circ$  时最小。还可以看出,在较大滚转角范围内,随着转速的增加,压心有前移趋势,前移量约为 1%。图 14 给出  $\gamma = 90^\circ$  时不同转速下壁面压力对比,可以看出,压心前移的原因是转速增加会导致背风面压力降低。压心前移将导致静稳定裕度降低,由此带来的动稳定性的变化在弹丸设计时需要特别考虑。

### 4 结论

以电磁发射弹丸为对象,采用滑移网格法,通过对比有无电枢臂开槽的弹丸模型的气动力特

性,得到了如下结论:

1) 与常规的轴对称弹丸不同,高速旋转的电磁发射弹丸的马格努斯效应更为显著,除了受激波层内流场畸变的影响,还受到电枢臂迎风面积变化的影响。后者导致马格努斯力矩随滚转角周期性变化(周期为  $180^\circ$ ),使其在  $45^\circ$  和  $135^\circ$  时分别达到最小值和最大值。

2) 电磁发射旋转弹丸的纵向压心位置也受到了电枢臂迎风面积变化的显著影响,绝对变化量达 5%;并且随转速增加有前移的趋势:转速为 2 000 r/s,压心系数绝对前移量达 1%。

### 参考文献 (References)

[1] 马伟明,鲁军勇,李湘平. 电磁发射超高速一体化弹丸[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(4): 1-10.  
MA W M, LU J Y, LI X P. Electromagnetic launch hypervelocity integrated projectile [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(4): 1-10. (in Chinese)

- [2] BECHERINI G, TELLINI A, DO TELLINI B. Electromagnetic and mechanical gyro stabilization in railgun launcher [C]//Proceedings of 12th Symposium on Electromagnetic Launch Technology, 2004: 32-36.
- [3] TANG B, XU Y T, WAN G, et al. Method of ballistic control and projectile rotation in a novel railgun[J]. Defence Technology, 2018, 14(5): 628-634.
- [4] DESPIRITO J, PLOSTINS P. CFD prediction of M910 projectile aerodynamics; unsteady wake effect on Magnus moment [C]//Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2007: 6580.
- [5] KLATT D, HRUSCHKA R, LEOPOLD F. Investigation of the Magnus effect of a generic projectile at Mach 3 up to 16 degrees angle of attack[J]. Journal of Applied Mechanics, 2013, 80(3): 031603.
- [6] CAYZAC R, CARETTE E, DENIS P, et al. Magnus effect; physical origins and numerical prediction [J]. Journal of Applied Mechanics, 2011, 78(5): 051005.
- [7] 雷娟棉, 李田田, 黄灿. 高速旋转弹丸马格努斯效应数值研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(6): 718-725.  
LEI J M, LI T T, HUANG C. A numerical investigation of Magnus effect for high-speed spinning projectile [J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(6): 718-725. (in Chinese)
- [8] 陈白冰, 骆振华, 袁振宇, 等. 旋转弹体马格努斯效应数值模拟方法研究[J]. 航空工程进展, 2018, 9(2): 184-190.  
CHEN B B, LUO Z H, YUAN Z Y, et al. Numerical investigation on Magnus effect of a spinning projectile [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(2): 184-190. (in Chinese)
- [9] 吴放, 王学德, 常思江, 等. 旋转尾翼弹马格努斯效应数值模拟[J]. 弹道学报, 2018, 30(1): 12-18.  
WU F, WANG X D, CHANG S J, et al. Numerical investigation on Magnus effect for rotation fin-stabilized projectile [J]. Journal of Ballistics, 2018, 30(1): 12-18. (in Chinese)
- [10] 李开. 高温真实气体条件下的磁控热防护机理研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.  
LI K. Mechanism analysis of magnetohydrodynamic heat shield system including high temperature real gas effect [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017. (in Chinese)
- [11] 陈东阳, ABBAS Laith K, 王国平, 等. 旋转弹丸气动特性的尺度自适应模拟[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2018, 39(3): 526-533, 540.  
CHEN D Y, ABBAS L K, WANG G P, et al. Scale adaptive simulation on aerodynamic characteristics of spinning projectile [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2018, 39(3): 526-533, 540. (in Chinese)
- [12] 柴振霞, 刘伟, 刘绪, 等. 谐波平衡法数值模拟周期性非定常流动[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(4): 168-173.  
CHAI Z X, LIU W, LIU X, et al. Numerical simulation of periodic unsteady flow by harmonic balance method [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(4): 168-173. (in Chinese)
- [13] CHUGHTAI F A, MASUD J, AKHTAR S. Unsteady aerodynamics computation and investigation of Magnus effect on computed trajectory of spinning projectile from subsonic to supersonic speeds [J]. The Aeronautical Journal, 2019, 123(1264): 863-889.