

旋转弹丸马格努斯力矩计算

谢立军¹, 张婷婷², 刘周², 杨云军²

¹彩虹无人机科技有限公司, 北京

²中国航空气动力技术研究院, 北京

收稿日期: 2023年11月7日; 录用日期: 2023年12月13日; 发布日期: 2023年12月27日

摘要

出于提高飞行稳定性的目的, 弹丸在飞行过程中通常采用绕体轴旋转的飞行方式。精确计算由于旋转产生的马格努斯力和力矩, 对旋转弹箭设计、弹道计算和稳定性研究都至关重要。本文的主要目的是比较RANS湍流模型和DDES湍流模型在旋转弹箭马格努斯力矩计算上的适用性。数值模拟了高速旋转的M910弹丸, 计算结果表明: 对于马格努斯力矩, 在亚声速和跨声速范围内RANS方法计算的结果与试验有很大的差异, DDES混和法与试验吻合较好, 规律性较DES方法更好。RANS方法和DDES混合方法的主要差异在于尾迹流动, RANS方法得到的是定常尾迹, 而DDES混合方法得到是非定常尾迹。

关键词

旋转, 弹丸, 马格努斯, DDES, M910

Magnus Moment Computation of Spinning Projectiles

Lijun Xie¹, Tingting Zhang², Zhou Liu², Yunjun Yang²

¹CH UAV Science & Technology Co. Ltd., Beijing

²China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing

Received: Nov. 7th, 2023; accepted: Dec. 13th, 2023; published: Dec. 27th, 2023

Abstract

In order to improve the flight stability of a projectile, the projectile usually rotates around its body axis during flight. Accurate calculation of Magnus forces and moments due to rotation is crucial for the design, trajectory calculation, and stability research of rotating projectiles. The main purpose of this article is to compare the applicability of the RANS turbulence model and the DDES turbulence model for numerical simulation of Magnus moments. The numerical simulation of a high-speed

rotating M910 projectile was conducted. The calculation results showed that for the Magnus moment, in the subsonic and transonic velocity ranges, the RANS method calculated results were significantly different from the experimental results, while the DDES hybrid method was in good agreement with the experimental results, and had better regularity compared to the DES method. The main difference between the RANS method and the DDES hybrid method is the wake flow. The RANS method produces a steady wake, while the DDES hybrid method produces an unsteady wake.

Keywords

Spinning, Projectiles, Magnus, DDES, M910

Copyright © 2023 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

为提高其飞行稳定性, 战术武器通常采用绕轴转动的飞行模式, 如导弹、火箭弹、炮弹等。旋转弹丸在飞行时会产生额外的侧向力—马格努斯力[1] [2]。由此产生的马格努斯力矩将影响弹丸的航向动稳定性, 降低命中精度, 因此对旋转马格努斯力矩的准确预测就成了弹箭研发的重要课题。然而, 作用在弹箭上的气动力与气矩, 却因为低速尾迹流动与强制旋转运动的耦合等复杂的气动干扰而呈现出极强的非线性、非定常状态, 这对准确预测弹箭的气动特性提出了挑战。

20 世纪 80 年代以来, 国内外开展了大量的飞行器旋转空气动力学效应研究工作。Vishal [3]使用雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS)计算 Finner 滚动阻尼和马格努斯力矩, 但轴向力相对于试验值[4]偏高。DeSpirio [5]对 M910 旋转弹丸绕流场进行了数值模拟, 结果显示在亚声速和跨声速下流速, 采用 RANS/LES 混合的 DES 湍流模型, 计算的马格努斯力矩更好地与实验值相符合。RANS/LES 混合法的 basic 思想是: 采用 RANS 高效可靠地模拟高频小尺度运动占主导地位的近壁区域, 同时利用 LES 精确计算低频大尺度运动占优的非定常分离流动区域。RANS-LES 混合法是在当前有限计算资源条件下处理高雷诺数大分离流动的合理选择, 已广泛应用于模拟多种流动类型[6] [7] [8] [9]。

国内学者, 主要采用工程方法或者求解 RANS 方程计算旋转弹丸的马格努斯力矩[10]-[16]。陈东阳等[17]选用剪切应力输运(shear stress transfer, SST)湍流模型, 通过求解 RANS 方程进行数值计算, 对 M910 旋转稳定弹丸在不同马赫数和转速条件下的气动参数和流场特性进行计算, 计算结果表明: 基于 SST 湍流模型的 RANS 方法, 对亚音速和跨音速阶段的马格努斯力矩不能进行准确的预测。刘周等[18]研究发现对高速旋转的弹丸大攻角范围 RANS 方程的计算结果与试验数据存在一定的差异, 采用延迟分离涡模拟(DDES)方法的计算结果有较为明显的改善刘周等[18]研究发现对高速旋转的弹丸大攻角范围 RANS 方程的计算结果与试验数据存在一定的差异, 采用延迟分离涡模拟(DDES)方法的计算结果有较为明显的改善。显示出 DDES 方法具有更大的潜力, 以提高旋转弹箭马格努斯效应的数值模拟精度。

工作主要是针对 M910 弹丸亚声速和跨声速 Magnus 力矩难以精确计算的问题, 通过 RANS-LES 混合方法(DDES 方法)和 RANS 方法的比较分析, 确认两种方法在不同速度范围内的适用性。通过分析 M910 弹丸的尾迹流动, 探讨了影响马格努斯力矩的背后流动机理。

旋转弹丸在飞行时会产生额外的侧向作用力 - 马格努斯力旋转弹丸飞行时会产生一个额外的侧向力——马格努斯力[1] [2]。马格努斯力引起的马格努斯力矩却可以影响弹丸的航向动稳定性, 降低命中精度,

因此,准确预测旋转气动特性成为弹箭研制的重要课题。然而由于复杂的气动干扰,比如低速尾迹流动与与强迫的旋转运动的耦合,使作用在弹箭上的气动力和气动力矩呈现较强的非线性非定常特性,为准确预测弹箭的气动特性提出了挑战。

20世纪80年代以来,国内外针对飞行器旋转空气动力效应开展了大量的研究工作。Vishal [3]采用时间精确的雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS)计算了 Finner 滚转阻尼和马哥努斯力矩,但轴向力与试验值[4]相比偏高。DeSpirio [5]对 M910 旋转弹丸绕流场进行了数值模拟,结果显示在亚声速和跨声速来流下,采用 RANS/LES 混合的 DES 湍流模型计算马格努斯力矩与实验值符合更好。RANS/LES 混合方法的基本思想是采用 RANS 高效可靠地模拟高频小尺度运动占主导地位的近壁区域,同时采用 LES 准确计算低频大尺度运动占优的非定常分离流动区域。RANS-LES 混合方法是当前有限计算资源条件下处理高雷诺数大分离流动的合理选择,已经在多种流动类型的模拟中得到广泛的应用[6] [7] [8] [9]。

国内学者,主要采用工程方法或者求解 RANS 方法计算旋转弹丸的马格努斯力矩[10]-[16]。陈东阳等[17]选用剪切应力输运(shear stress transfer, SST)湍流模型,通过求解 RANS 方程,对 M910 旋转稳定弹丸不同马赫数、不同转速情况下的气动参数及流场特性进行数值计算,计算结果表明:基于 SST 湍流模型的 RANS 方法可以较好地计算阻力、法向力、俯仰力矩和压心系数,不能准确预测亚音速和跨音速阶段旋转马格努斯力矩。刘周等[18]研究发现对高速旋转的弹丸大攻角范围 RANS 方程的计算结果与试验数据存在一定的差异,采用延迟分离涡模拟(DDES)方法的计算结果有较为明显的改善,对比研究表明分离点位置对马格努斯效应有着显著影响。表明 DDES 方法对于提高旋转弹箭马格努斯效应的数值模拟精度有较大的潜力。

本文工作主要针对 M910 弹丸亚声速和跨声速马格努斯力矩难以准确计算问题,通过 RANS-LES 混合方法(DDES 方法)和 RANS 方法的对比分析,确认两种方法在不同速度范围的适用性。通过分析 M910 弹丸的尾迹流动,对影响马格努斯力矩的背后流动机理进行探讨。

2. 数值方法

本文中采用非定常的数值模拟,非定常时间离散采用双时间步方法,物理时间层采用二阶向后差分,伪时间层采用 LU-SGS 隐式时间推进。计算采用格心格式的非结构有限体积法,Roe 格式计算无粘通量。

对于非定常 RANS 方法,考虑了 Spalart-Allmaras (SA)和 Menter $\kappa-\omega$ SST 两种湍流模型[19],后文可见两种湍流模型的计算结果基本一致,因此只针对 SA 模型构造了相应的 RANS-LES 混合的 DDES 混合模型。DDES 混合模型通过引入延迟函数 f_d 重新构造了长度尺度 l_{DDES} [20]:

$$l_{DDES} = l_{RANS} - f_d \max \{0, l_{RANS} - l_{DES}\}$$

其中 l_{RANS} 为 RANS 湍流模型长度尺度, l_{DES} 为 DES 湍流模型长度尺度。当 f_d 趋于 0 时,采用 RANS 模型计算,当 f_d 趋于 1 时,采用 DES 模型计算。

3. 数值模拟结果和讨论

3.1. 模型、网格与计算状态

计算模型 M910 弹丸的几何尺寸如图 1 所示,由铝质鼻帽和钢质弹身构成,其中鼻尖直径为 0.22 cm,鼻帽段锥体长度为 4.12 cm;圆柱段直径 1.62 cm,长度为 3.27 cm;底部为一长度为 0.2 cm 的倒角构成。弹丸质心位于距鼻尖 4.99 cm 处,是后文中所有力矩的计算参考点。

计算状态如表 1 所示,来流马赫数横跨亚、跨、超声速三个速度范围,在不同的马赫数下有对应的绕 x 轴的旋转速度,来流的压力都为 101,325 Pa,来流温度为 288 K,计算攻角为 3° 。

计算网格为六面体网格，弹体表面网格如图 2 所示，其中沿弹体流向布置 135 个点(其中锥体段 70 个网格点，圆柱段 50 个网格点，倒角段 15 个网格点)。为能适应亚声速计算，计算域的外边界距离弹体表面 8 倍弹体长度，整个计算域划分为两个外 O-Block，其中在包围弹体的外 O-Block 如图 3 所示，边界层网格内法向布置 50 个点，第一层的网格厚度约为 $0.56 \mu\text{m}$ 。随着来流速度的增大，边界层厚度不断减小，第一层的网格厚度也要求越来越小；图 4 为 $\alpha = 6.34^\circ$ 状态， y^+ 沿弹体表面分布情况(在 xy 平面的截线)，可见整个弹体表面都满足条件 $y^+ \leq 1$ 。

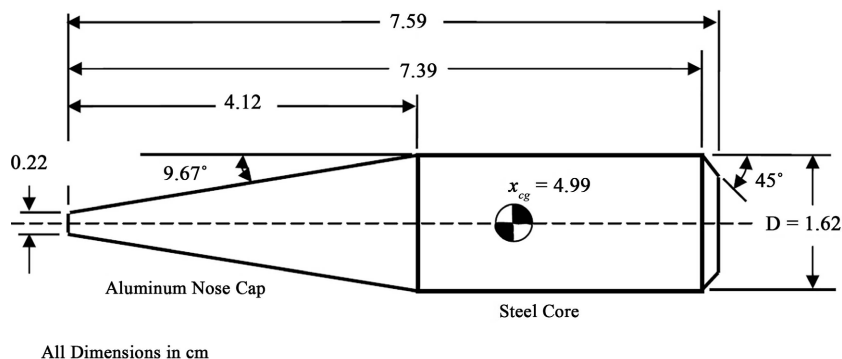


Figure 1. M910 Geometric Dimensions
图 1. M910 几何尺寸

Table 1. Calculation Status
表 1. 计算状态

Ma	U_∞ (m/s)	p_∞ (Pa)	T_∞ (K)	α ($^\circ$)	Ω (rad/s)
0.40	136.1	101325	288	3	1431
0.50	170.1	101325	288	3	1789
0.60	204.1	101325	288	3	2147
0.70	238.1	101325	288	3	2504
0.90	306.2	101325	288	3	3220
0.98	333.4	101325	288	3	3506
1.02	347.0	101325	288	3	3649
1.20	408.3	101325	288	3	4292
1.40	476.3	101325	288	3	5009
2.50	850.5	101325	288	3	8944
3.50	1190.7	101325	288	3	12,522
4.50	1530.9	101325	288	3	16,100

3.2. 计算结果讨论

图 5 为阻力系数随马赫数的变化曲线，SA-DDES 湍流模型的计算结果在整个马赫数范围都与实验数据吻合较好。其中 PRDDAS 软件为利用已有的实验数据而进行估算的半经验工程方法，在弹丸的早期设计中获得了广泛的应用在 $Ma < 2.5$ 范围，SA 湍流模型的计算结果与实验数据相比稍有偏大；而在 $Ma > 2.5$

范围与实验数据和 DDES 的计算结果都基本一致。表明亚声速和跨声速采用 DDES 方法可一定程度提高阻力的预测精度，而在超声速范围，采用 RANS 方法就可获得较为准确的阻力系数。

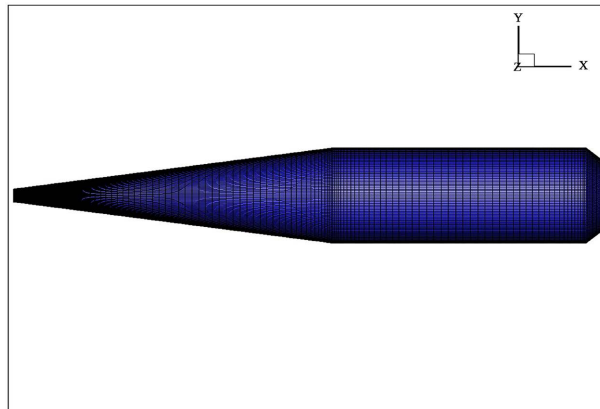


Figure 2. Surface Grid

图 2. 表面网格

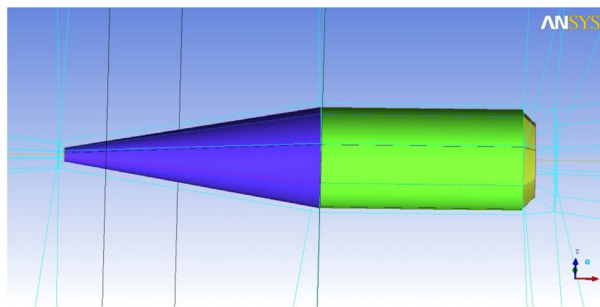


Figure 3. Schematic diagram of O-Block outside the model

图 3. 模型外 O-Block 示意图

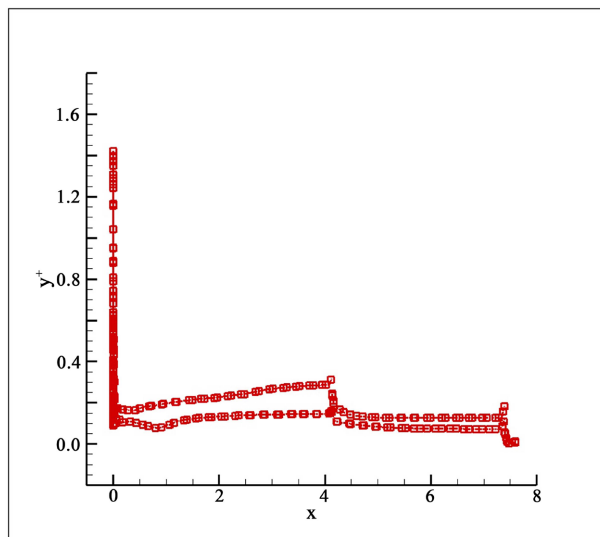


Figure 4. Distribution of y^+ on the pitch plane along the axial direction

图 4. 俯仰平面沿轴向 y^+ 分布

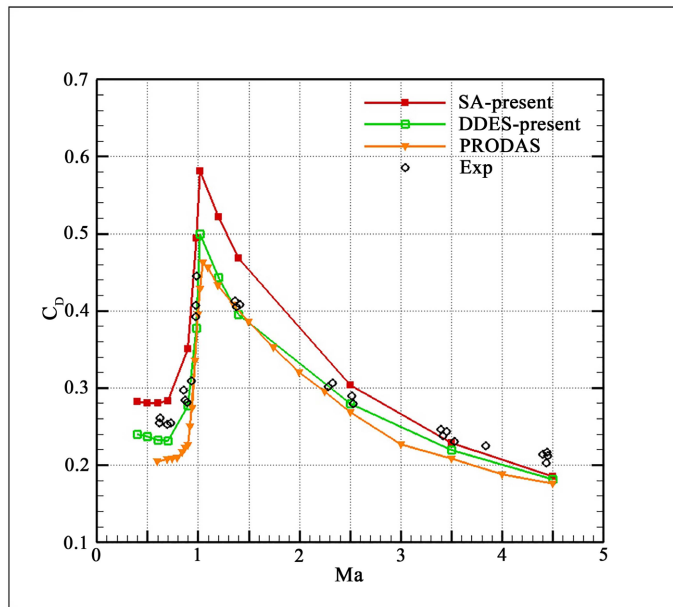


Figure 5. Variation curve of resistance coefficient with Mach number
图 5. 阻力系数随马赫数的变化曲线

图 6 为法向力系数随马赫数的变化曲线，在整个马赫数范围 SA 湍流模型的计算结果都与 DDES 的计算结果吻合较好，尤其在超声速区域，两种方法的计算结果几乎完全吻合，且相比于 PRODAS 的估算结果更接近于实验数据的分布。且在跨声速区 $Ma = 1$ 处，SA 湍流模型与 DDES 的计算结果存在明显的峰值，这与实验观测到的 $Ma = 1$ 处的升力峰值相一致，而 PRODAS 因缺乏激波预测模型，所以其结果未能反映该现象。

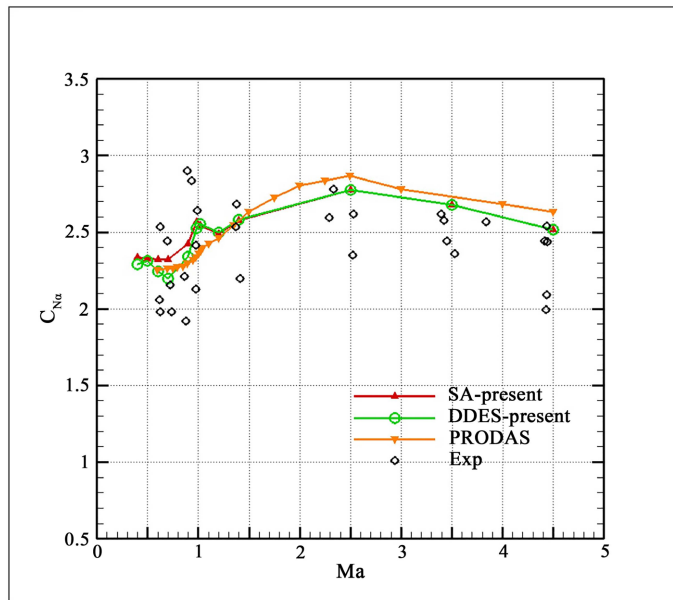


Figure 6. Variation curve of normal force coefficient with Mach number
图 6. 法向力系数随马赫数的变化曲线

图 7 为俯仰力矩系数随马赫数的变化曲线，PRDDAS 因缺乏激波预测模型，其预测结果在 $Ma > 2.5$ 的范围偏高，而在跨声速范围内又偏低；而 SA 湍流模型的计算结果在整个马赫数范围都与 DDES 的计算结果及实验数据吻合较好。

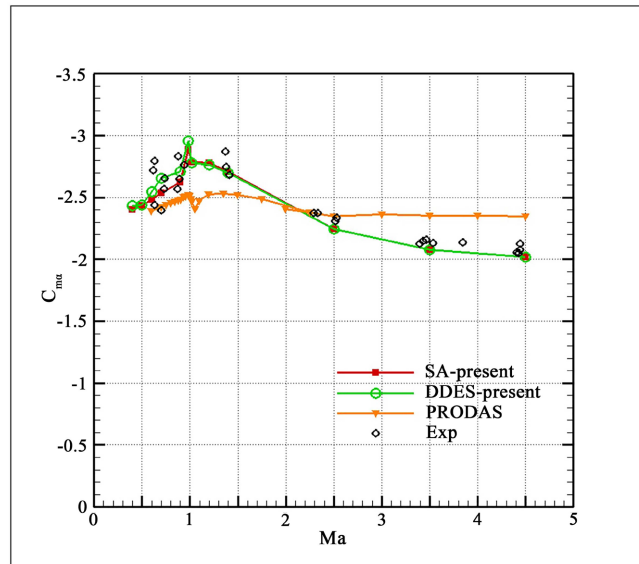


Figure 7. Variation curve of pitch moment coefficient with Mach number
图 7. 俯仰力矩系数随马赫数的变化曲线

图 8 法向力压心随马赫数的变化曲线。整个马赫数范围都 CFD 计算结果都与实验数据吻合较好；法向力压心的变化趋势与法向力系数和俯仰力矩系数的变化规律相一致，根据定义法向力压心由这两个系数计算等到。

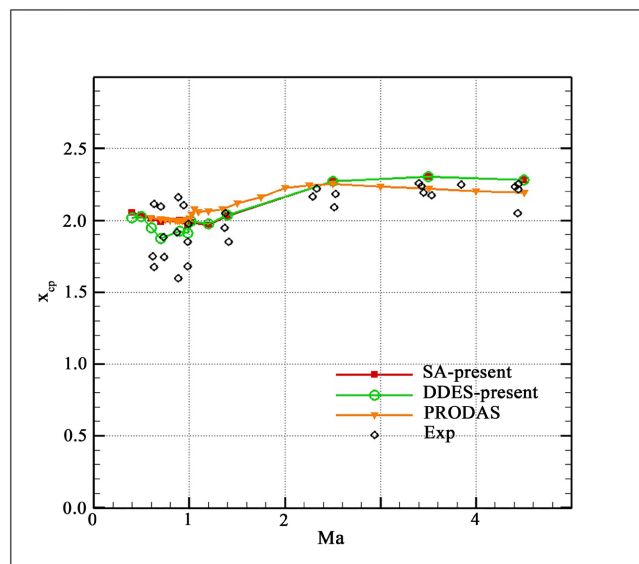


Figure 8. Variation curve of normal force pressure center with Mach number
图 8. 法向力压心随马赫数的变化曲线

滚转阻尼与马格努斯力矩系数是研究旋转弹丸最重要的两个参数，图 9 滚转阻尼系数随马赫数的变化曲线。在整个马赫数范围 SA 湍流模型的计算的滚转阻尼系数都与 DDES 的计算结果几乎完全重合，在 $Ma < 1.8$ 的范围也与 PRODAS 的预测的结果基本一致。CFD 的计算结果与实验数据的分布比较整体偏高，但随马赫数的变化趋势基本相同。

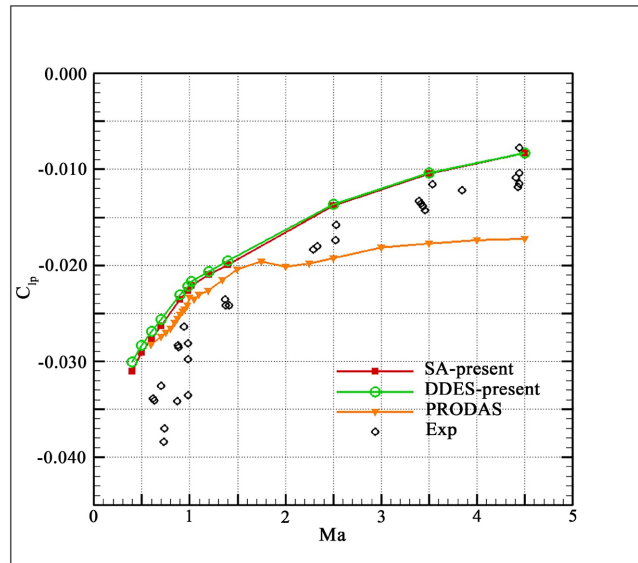


Figure 9. Curve of rolling damping coefficient changing with Mach number

图 9. 滚转阻尼系数随马赫数的变化曲线

图 10 马哥努斯力矩系数随马赫数的变化曲线。在 $Ma < 1.4$ 范围, SA 湍流模型、Despirito 的定常 RANS 方法和 PRDDAS 工程方法都不能预测马格努斯力矩系数的急剧下降趋势。而 SA-DDES 湍流模型因加入了延迟分离涡模型, 其计算结果能与实验数据吻合较好, 且延迟分离涡模型比原来的分离涡模型稳定性更好, 所以比 Despirito 的 DES 计算结果规律性更好; 在 $Ma > 2.5$ 范围, 实验测量及 CFD 计算的 C_{mpa} 都接近于 0, 表明马格努斯力压心与重心的位置非常接近, 使得在弹道范围测量马格努斯力矩较为困难, 增大了实验的不确定度。

图 11 为来流 $Ma = 0.6$ 时 RANS 湍流模型和 DDES 湍流模型计算的等 Ma 数云图。可见 RANS 方法和 DDES 混合方法的主要差异在于尾迹流动。DDES 湍流模型得到的非定常的尾迹流动, 而 RANS 湍流模型得到的是定常的尾迹。

4. 结论

本文针对 M910 弹丸, 从亚声速到超声速通过与试验结果的比对, 对比研究了 RANS-LES 混合方法 (DDES 方法) 和 RANS 方法的适用性, 得到了如下结论:

1) 从亚声速到超声速, 对于法向力, 俯仰力矩、法向力压心和滚转阻尼, 采用 RANS 方法计算的结果就与实验数据吻合较好, 偏差在 10% 之内。

2) 对于阻力系数, RANS 方法预测的阻力系数与试验值相比偏高, 随着 Ma 的增大两者的差异逐渐减小。而 DDES 混合方法的计算结果在整个马赫数范围都与实验数据吻合较好。

3) 对于马格努斯力矩, 在亚声速和跨声速范围, RANS 方法计算的结果与试验差异较大, 而 DDES 混合方法与试验吻合较好, 且与 DES 方法相比规律性更好。

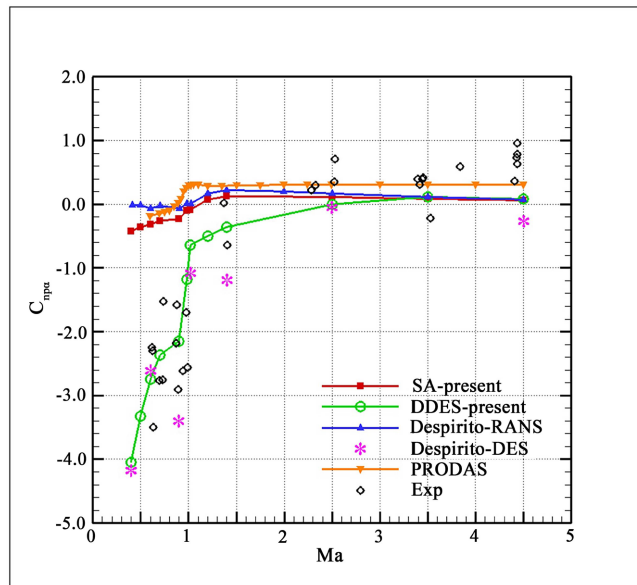


Figure 10. Variation curve of magnus moment coefficient with Mach number

图 10. 马哥努斯力矩系数随马赫数的变化曲线

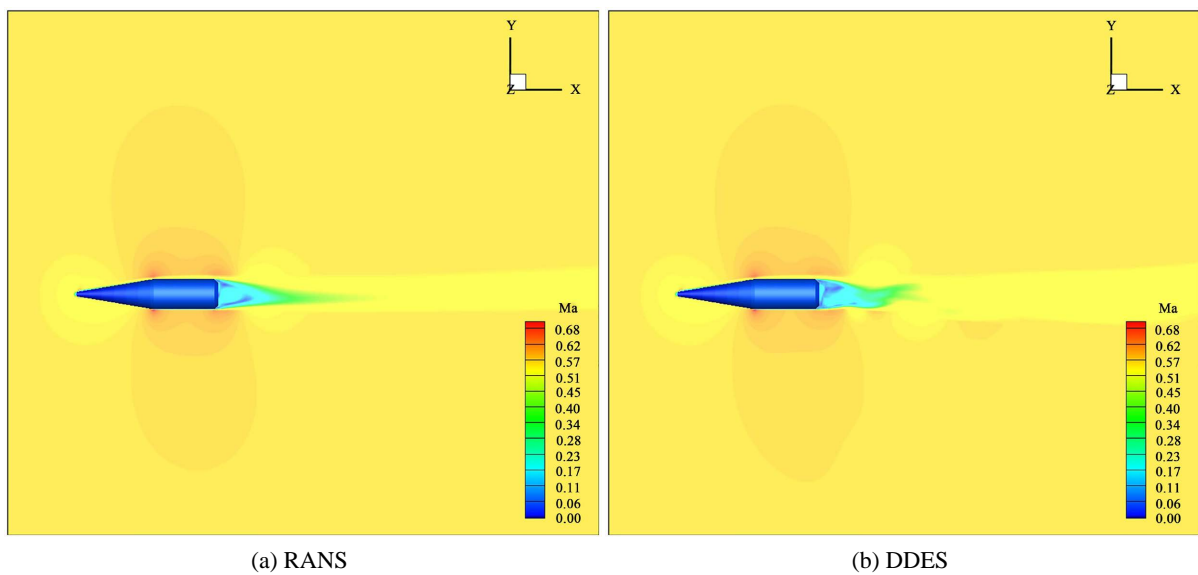


Figure 11. Ma number cloud chart

图 11. Ma 数云图

亚声速和跨声速范围，RANS 方法和 DDES 混合方法的主要差异在于尾迹流动，RANS 方法得到的是定常尾迹，而 DDES 混合方法得到是非定常尾迹。

参考文献

- [1] White, F.M. (2008) Fluid Mechanics. The McGraw Hill Companies, New York.
- [2] Robins, T.K. (2004) Robins Magnus Effect. Current Science, Patna.
- [3] Bhagwandin, V. (2012) Numerical Prediction of Roll Damping and Magnus Dynamic Derivatives for Finned Projectiles.

- tiles at Angle of Attack. *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, 25-28 June 2012, 374-380. <https://doi.org/10.2514/6.2012-2905>
- [4] Jenke, L.M. (1976) Experimental Roll-Damping, Magnus, and Static-Stability Characteristics of Two Slender Missile Configurations at High Angles of Attack (0-90 deg) and Mach Numbers 0.2 through 2.5. Arnold Engineering and Development Center, AEDC-TR-76-58.
- [5] DeSpirito, J. and Plostins, P. (2007) CFD Prediction of M910 Projectile Aerodynamics: Unsteady Wake Effect on Magnus Moment. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Hilton Head, 20-23 August 2007, 625-633. <https://doi.org/10.2514/6.2007-6580>
- [6] Gopalan, H., Heinz, S. and Stollinger, M. (2013) A Unified RANS-LES Model: Computational Development, Accuracy and Cost. *Journal of Computational Physics*, **249**, 249-274. <https://doi.org/10.1016/j.jcp.2013.03.066>
- [7] Lumley, J.L. (1978) Computational Modeling of Turbulent Flows. *Advances in Applied Mechanics*, **18**, 123-176. [https://doi.org/10.1016/S0065-2156\(08\)70266-7](https://doi.org/10.1016/S0065-2156(08)70266-7)
- [8] Heinz, S., Stoellinger, M. and Gopalan, H. (2015) Unified RANS-LES Simulations of Turbulent Swirling Jets and Channel Flows. In: Girimaji, S., Haase, W., Peng, S.H. and Schwamborn, D., Eds., *Progress in Hybrid RANS-LES Modelling*, Springer, Cham, 265-275. https://doi.org/10.1007/978-3-319-15141-0_21
- [9] Kazemi, E. and Heinz, S. (2016) Dynamic Large Eddy Simulations of the Ekman Layer Based on Stochastic Analysis. *International Journal of Nonlinear Sciences and Numerical Simulation*, **17**, 77-98. <https://doi.org/10.1515/ijnsns-2015-0049>
- [10] 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.
- [11] 纪秀玲, 王海鹏, 曾时明, 等. 可旋转鸭舵对旋转弹丸纵向气动特性的影响[J]. 北京理工大学学报, 2011, 31(3): 265-268.
- [12] 马杰, 陈志华, 姜孝海. 高速旋转条件下的弹丸气动特性研究[J]. 弹道学报, 2015, 27(2): 1-6.
- [13] 肖中云, 缪涛, 陈波, 等. 船尾形状对旋成体马格努斯效应的影响[J]. 航空学报, 2018, 39(6): 38-47.
- [14] 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.
- [15] 石磊, 杨云军, 周伟江. 两种湍流模型在高速旋转翼身组合弹箭中的对比研究[J]. 力学学报, 2017, 49(1): 84-92.
- [16] 雷娟棉, 吴甲生. 制导兵器气动特性工程计算方法[M]. 北京: 北京理工大学出版, 2015: 213-217.
- [17] 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.
- [18] 刘周, 谢立军, 杨云军, 等. 弹丸旋转空气动力效应非定常数值模拟[J]. 航空学报, 2016, 37(5): 1401-1410.
- [19] 刘周, 杨云军, 周伟江, 等. 基于 RANS-LES 混合方法的翼型大迎角非定常分离流动研究[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 372-380.
- [20] Liu, Z., Yang, Y.J., Zhou, W.J., et al. (2014) Research on Unsteady Separated Flow over Airfoils at High Angles of Attack Based on Hybrid Methods. *Journal of Aeronautics*, **35**, 372-380.