



旋转式尾翼弹箭气动特性仿真计算

张超^{1*}, 王永祥², 杨文凤¹, 王学德³

(1.中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089; 2.中国人民解放军 93987 部队, 青海 西宁 810007;

3.南京理工大学 能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 为了深入研究尾翼式弹箭的气动特性变化规律, 基于滑移网格方法开展了旋转式尾翼弹箭非定常绕流流场的仿真计算, 利用 ANF 标模风洞实验结果验证了数值仿真方法的正确性。以某十字布局尾翼式弹箭为研究对象, 在不同马赫数 ($Ma=0.9\sim 2.0$)、攻角 ($2^\circ, 4^\circ$)、旋转速度 (π rad/s, 2π rad/s, 4π rad/s)、尾翼斜切角 ($0^\circ, 1^\circ, 2^\circ$) 下, 分析了旋转式尾翼弹箭的各气动特性参数变化规律及其影响机理。计算结果表明: 旋转速度对弹箭的纵向气动特性 (阻力、升力、俯仰力矩特性) 基本没有影响, 主要影响滚转特性和马格努斯特性; 斜切尾翼角对弹箭的升力特性参数和俯仰力矩特性基本没有影响, 主要影响阻力、滚转以及马格努斯特性; 弹箭绕其纵轴旋转 ($0^\circ\sim 360^\circ$) 过程中, 阻力特性参数和升力特性参数呈现周期性变化规律, 并且当弹箭旋转至 45° 时, 瞬时升阻比最小; 弹体是产生阻力特性的主导因素 (85% 左右); 弹体和尾翼对升力特性的贡献各占 50% 左右。因此, 在弹箭设计过程中要注意斜切尾翼角度以及转速所带来的影响, 选取合适的斜切角。

关键词: 弹箭; 旋转速度; 斜切尾翼角; 气动特性; 数值仿真

中图分类号: TJ385 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-499X(2024)04-0088-09

Simulation and Calculation of Aerodynamic Characteristics of Rotating Missile with Tail Fins

ZHANG Chao^{1*}, WANG Yongxiang², YANG Wenfeng¹, WANG Xuede³

(1.Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China;

2.Unit 93987 of PLA, Xining 810007, China;

3.School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to study the aerodynamic characteristics of the missiles with tail fins, simulation was conducted to study the unsteady flow-field of the missiles with rotating tail fins based on sliding mesh method. The numerical simulation method adopted in this paper was verified by the wind tunnel experimental results of army-navy finner (ANF) standard model. Taking a certain cross-shaped layout tail-fin missile as the research object, the variation laws and influencing mechanisms of various aerodynamic-characteristic-parameters at different Ma ($Ma = 0.9 - 2.0$), attack angles ($2^\circ, 4^\circ$), rotation speeds (π rad/s, 2π rad/s, 4π rad/s), and tail-fin inclination angles ($0^\circ, 1^\circ, 2^\circ$), were analyzed. The calculation results show that the rotation speed has little effect on the longitudinal aerodynamic characteristics (drag, lift, pitch moment characteristics) of the missile, mainly affecting the roll characteristics and Magnus effect. The inclination angle of the tail fin has little effect on the lift characteristics parameters and pitch moment characteristics of the missile, mainly affecting the drag, roll characteristics and Magnus effect. The resistance characteristics parameters and lift characteristics parameters of the missile show periodic variation during missile rotating around its longitudinal axis ($0^\circ\sim 360^\circ$), and the instantaneous coefficient of lift and drag is the smallest when the missile rotates to 45° . The body is the dominant factor in generating the resistance characteristic (about 85%). The

contribution of the body and tail to the lift characteristics is basically about 50% each. Therefore, in the design process of the projectile and arrow, attention should be paid to the advantages and disadvantages of the fin cant angle and rotation speed, and a suitable oblique angle should be selected.

Key words: missile; rotation speed; fin cant angle; aerodynamic characteristics; numerical simulation

弹箭斜切尾翼引起的自旋能大幅提高弹箭的气动稳定性,可以显著克服由于制造工艺导致的弹箭质量分布不均、结构不对称等缺点,同时还可以减少飞控系统的通道数,降低制造成本。然而,弹箭自旋也会造成锥形运动、马格努斯效应和复杂的气动特性等一系列问题^[1-2]。因此,探究弹箭自旋下的气动特性变化规律,为弹箭的理论设计提供必要的数据支撑显得尤为重要。

GAO 等^[3]对旋转弹箭的流场进行了数值仿真,发现尾翼安装角对马格努斯效应有显著影响。XU 等^[4]研究了海拔高度(0~60 km)对超声速下旋转弹箭气动特性的影响,发现在高海拔条件下马格努斯力矩会存在换向的现象。BHAGWANDIN^[5]对标模弹箭的绕流流场进行了仿真,结果表明 ANF 弹箭旋转速度越快,其滚转特性、马格努斯力及力矩则越大,并且呈等比例增大趋势。雷娟棉等^[6]利用 CFD (computational fluid dynamics, CFD) 仿真软件对大攻角条件下的高速旋转弹丸的气动参数进行了计算,结果表明大攻角下弹丸的非对称涡畸变是产生马格努斯效应的主要原因。周德娟^[7]对不同尾翼数的自旋弹箭的滚转力矩进行了计算,发现尾翼数对滚转特性影响最大,尾翼数越多其滚转力矩系数的绝对值越小。张超等^[8-9]研究了低速旋转弧形尾翼弹箭的气动特性,发现尾翼凹凸面的压力差是产生滚转换向效应的主要原因。卢天宇等^[10]对超声速下尾翼式旋转弹箭进行了数

值仿真,发现尾翼附近的激波是造成马格努斯效应的主导因素。

从上述文献可知,国内外的科研人员对旋转弹箭气动进行了深入而广泛的研究,尤其是针对马格努斯效应,但缺乏系统地研究旋转弹箭整体气动特性的变化机理。基于以上背景,本文系统地研究转速、尾翼斜切角、马赫数、攻角对旋转弹箭气动特性的影响规律,重点分析了尾翼斜切角、转速对于弹箭气动特性参数的影响。

1 数值计算方法与计算模型

1.1 数值计算方法

CFD 软件提供了实现弹箭旋转的几种方式:动网格技术、多重坐标法以及滑移网格技术。相比于前两种方式,滑移网格技术是 20 世纪 90 年代末兴起的数值仿真技术,兼具计算精度高、内存消耗少、计算速度快等优点,因此被广泛应用于旋转部件的 CFD 仿真领域。其原理是将计算域分为远场非旋转域以及包含弹箭模型的旋转域,旋转域和非旋转域之间在 CFD 计算中会设置一个滑移网格界面,通过该界面进行数值插值,从而保证旋转域和非旋转域之间的通量守恒,如图 1 所示,图 1(a)给出了包围弹箭的旋转域网格划分拓扑图,图 1(b)给出了旋转域和非旋转域的网格划分拓扑图,图 1(c)给出了划分旋转域和非旋转域的边界尺寸图,图中, D 为弹体直径。

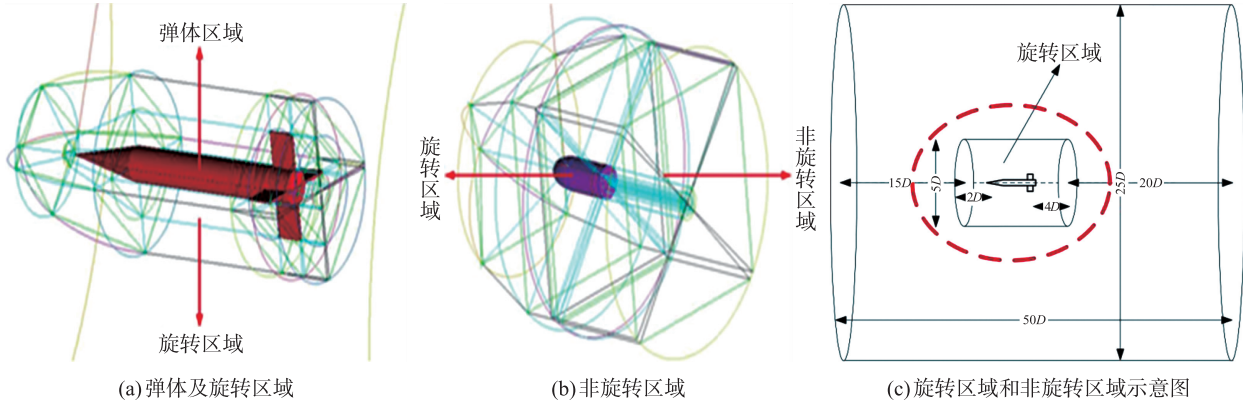


图 1 弹体计算域示意图

Fig. 1 Diagram of the projectile computational-domain

为了大幅提高 CFD 弹箭气动仿真运行速度,须以非旋转状态下弹箭气动仿真计算结果作为旋转状态下的弹箭气动仿真计算的输入(两者计算的工况必须一致,比如相同的攻角、马赫数),然后在 CFD 软件,设置弹箭绕其纵向以恒定的角速度进行旋转;CFD 气动仿真的湍流模型选取带有旋转及曲率的 Realizable $k-\varepsilon$ 模型,采用二阶迎风差分格式^[10-12]进行隐式迭代,非定常计算的时间步长公式^[13]为

$$\Delta t = \frac{1}{W\Omega^*}$$

式中: W 为外循环时间步长, Ω^* 为弹箭转速。

1.2 控制方程

弹箭在运动过程中流场满足三大守恒定律,即质量守恒、动量守恒以及能量守恒,基于滑移网格的三维积分守恒型非定常 N-S 方程组为

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho dV + \iint_S \rho(\mathbf{U}-\mathbf{v}_m) \cdot \mathbf{r} dS = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho \mathbf{U} dV + \iint_S [\rho \mathbf{U}(\mathbf{U}-\mathbf{v}_m) + p\mathbf{I} - \boldsymbol{\tau}] \cdot \mathbf{r} dS = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho e dV + \iint_S [\rho e(\mathbf{U}-\mathbf{v}_m) + p\mathbf{U} - \boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{U}] \cdot \mathbf{r} dS = \iint_S \mathbf{q} \cdot \mathbf{r} dS \end{cases}$$

式中: $\rho, \mathbf{U}, e$ 分别为气流的密度、速度矢量和单位体积的能量; $\mathbf{v}_m$ 为弹体的运动速度矢量, p 为静压力, $\mathbf{I}$ 为单位张量, $\boldsymbol{\tau}$ 为黏性张量; $\mathbf{q}$ 为热通量; V 和 S 分别为控制体的体积分和面积分的积分区域, $\mathbf{r}$ 为 S 的外法向单位向量。

1.3 计算模型

本文以图 2 所示的弹箭模型为研究对象,采用 4 片十字型布置的尾翼结构,尾翼斜切角以图中点 A 为旋转中心,4 片尾翼同向偏转角 γ 分别为 $0^\circ, 1^\circ, 2^\circ$,其中弹体直径 $D=412$ mm,其余参数详见图 2 所示。计算工况:静温 $T=288$ K;静压为 $101\,325$ Pa;马赫数 $Ma=0.9, 1.1, 1.4, 1.6, 2.0$;攻角 $\alpha=2^\circ, 4^\circ$;转速 $\Omega^*=\pi$ rad/s, 2π rad/s, 4π rad/s,对应的无量纲转速 Ω 分别为 $0.003\,8, 0.007\,6, 0.015\,2, \Omega=D\Omega^*/c$, c 为当地声速。进行网格划分时,为了保证网格质量,尾翼前缘、后缘部分均采取圆弧过渡处理。

1.4 算法有效性验证

为了验证本文算法的有效性,选取如图 3 所示的 ANF (army-navy finner, ANF) 弹箭模型^[14]以及表 1 所示的计算工况进行验证,其中 ANF 弹箭直径

$D_1=31.75$ mm,弹头部长度 $L_n=2.836D$,圆柱部长度 $L_c=7.164D$,弹体头部顶角 $\beta_0=10^\circ$,尾翼翼梢弦长 $b_1=0.94D$,翼展长 $l_w=2.0D$,质心位置 $X_{mc}=6.1D$, N 为外循环时间步长, i 为内循环时间步长。

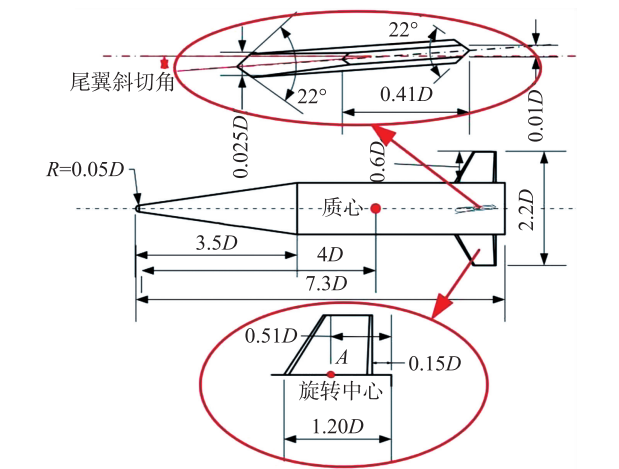


图 2 弹箭模型及尺寸参数

Fig. 2 Model and size parameters of the projectile

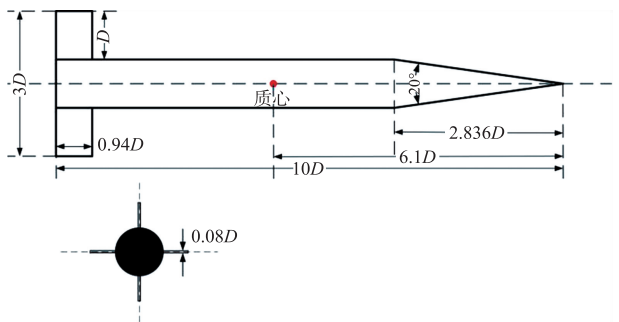


图 3 ANF 弹箭模型

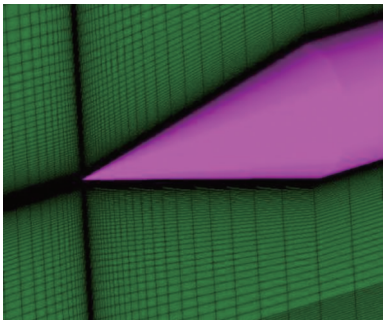
Fig. 3 Schematic diagram of ANF projectile

表 1 ANF 模型计算条件

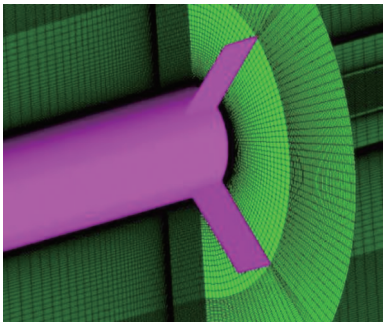
Table 1 ANF model calculation conditions

Ma	p_0/Pa	T_0/K	Ω
2.49	44 816	311.1	0.035
			0.058
$\Omega^*/(\text{rad}\cdot\text{s}^{-1})$	N	$\Delta t/\mu\text{s}$	i
385.8	1 440	1.131	20
643			

采用多块对接方式生成计算域网格,同时为了准确捕捉到弹箭表面的流动现象,对弹体附近网格进行加密处理,网格划分结果如图 4 所示。设置第一层网格距离壁面为 1.0×10^{-5} m,伸展比为 1.1,以便保证 $y^+<1$ 。弹箭表面设置为无滑移壁面条件,弹体跟随旋转区域以相同的转速同步运动,非旋转区域和旋转区域的交界面设置为滑移边界条件,非旋转区域的外边界设置为压力远场条件。



(a) 头部网格

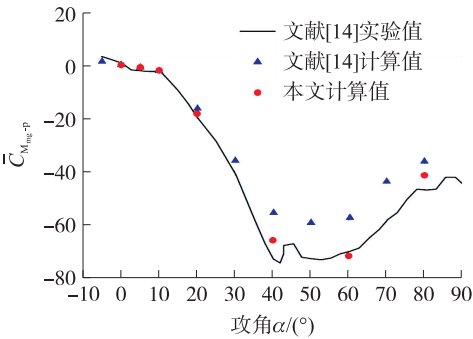


(b) 尾翼网格

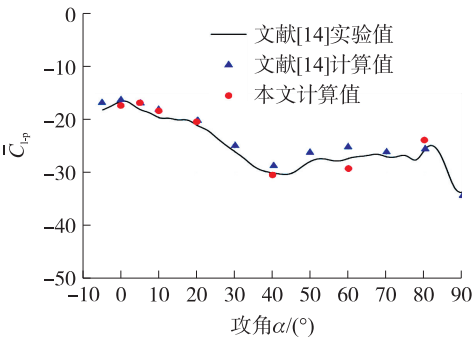
图 4 网格示意图

Fig. 4 Diagram of mesh

图 5 为风洞实验值、参考文献中计算值以及本文的计算值的对比。



(a) 平均马格努斯力矩系数



(b) 平均滚转力矩系数

图 5 ANF 计算结果

Fig. 5 ANF calculation results

由图 5 可知,三者的误差随着攻角的增加而增加,但在 10° 攻角内,三者的误差小于 4%。而本文的计算工况均为小攻角 ($2^\circ, 4^\circ$),因此可知该算法在求解小攻角下旋转弹箭气动特性参数上具有很好的可信度。

1.5 无关性验证

对于非定常计算来说,时间步长和网格数是影响计算效率和结果精度的关键参数,为了提高计算效率的同时不降低结果精度,因此需要进行时间步长和网格数的无关性验证,计算工况选取 $Ma = 1.4$, $\alpha = 2^\circ$, $\Omega^* = \pi$ rad/s, $\gamma = 0^\circ$, 网格数 M 分别为 3.5×10^6 , 4.5×10^6 , 5.5×10^6 , 时间步长 $\Delta t = 0.004$ s, 0.006 s, 0.008 s。

阻力系数 C_D 和升力系数 C_L 随网格数、时间步长的变化如表 2 所示。三组网格数下, C_D 和 C_L 的最大偏差分别不超过 0.4% 和 0.82%,因此网格数选取最小的一组,即 $M = 3.5 \times 10^6$;时间步长为 0.008 s 与 0.004 s 的 C_D 和 C_L 差异较大(分别为 0.99% 和 1.22%),而 0.006 s 与 0.008 s 的 C_D 和 C_L 差异更为接近(分别为 0.4% 和 0.41%),因此选取时间步长为 0.006 s。

表 2 无关性验证结果

Table 2 Independence verification results				
M	C_D	C_L	$\Delta C_D / \%$	$\Delta C_L / \%$
3.5×10^6	0.501	0.245	-0.40	-0.82
4.5×10^6	0.496	0.247	-0.60	1.65
5.5×10^6	0.499	0.243	-	-
$\Delta t / s$	C_D	C_L	$\Delta C_D / \%$	$\Delta C_L / \%$
0.004	0.502	0.246	-	-
0.006	0.501	0.245	0.40	0.41
0.008	0.507	0.249	0.99	1.22

2 弹箭数值仿真计算

2.1 阻力系数分析

不同尾翼斜切角、攻角和转速下,阻力特性参数随马赫数的变化曲线如图 6 所示。由图 6(a)可知,随着马赫数的增大,平均阻力系数(弹箭旋转一周下的瞬时阻力系数的平均值)呈先增大后减小的变化规律,并且在跨声速附近 ($Ma = 1.1$) 最大。这是由于平均阻力系数在亚声速附近主要由摩阻分量和波阻分量构成,而到了跨声速附近时,平均阻力系数还额外受涡阻分量影响。当 $Ma \geq 1.4$ 时,弹箭前部

的激波由脱体状态演变成附体状态,波阻分量对平均阻力系数的贡献显著减小。 $\alpha=2^\circ$ 和 4° 时,无量纲转速分别为 0.003 8,0.007 6,0.015 2 的平均阻力系数的变化趋势基本一致,表明转速对弹箭平均阻力系数基本没有影响。对比图 6(c)和图 6(d)可知,尾翼斜切角对平均阻力系数影响非常显著,这是由

于尾翼的布置方式为差动分布,即以弹体纵截面为对称面,左侧尾翼斜切角为 $+\gamma$,则右侧尾翼斜切角为 $-\gamma$,由于随着攻角的增大,阻力特性参数呈非线性增大趋势, $+\gamma$ 造成的阻力增量要大于 $-\gamma$ 造成的阻力减量,因此平均阻力系数随斜切角的增加呈现增大趋势。

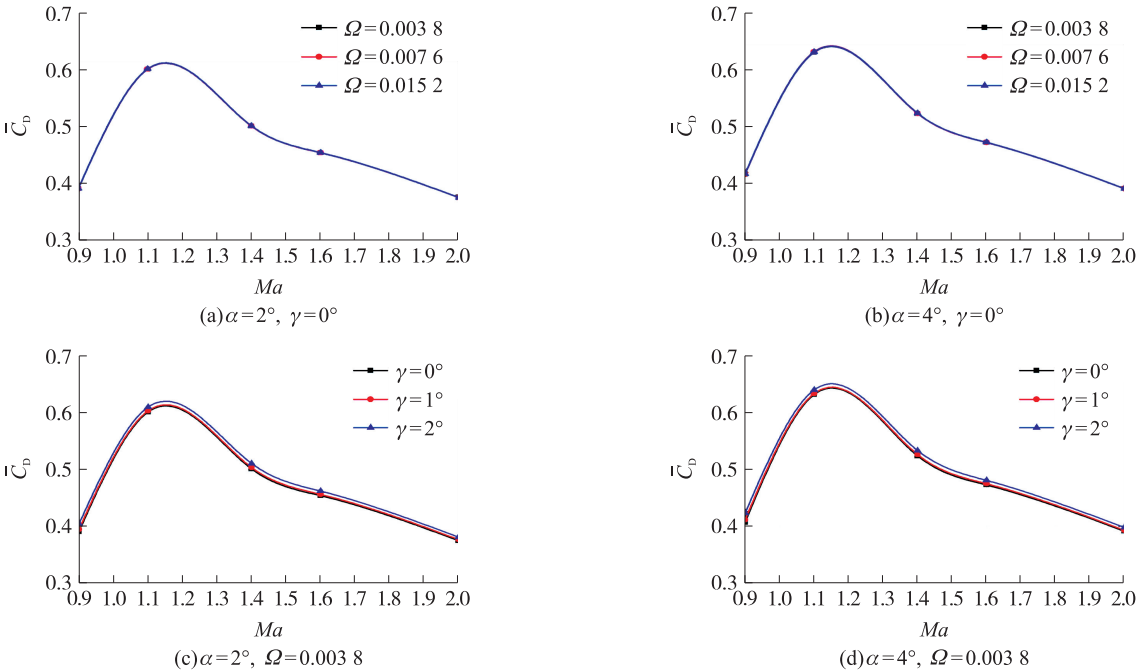


图 6 平均阻力系数变化规律
Fig. 6 Variation of averaged drag coefficient

各马赫数下阻力系数随滚转角 Φ 的变化曲线如图 7 所示,在弹箭绕其轴向旋转($0^\circ \sim 360^\circ$)过程中,瞬态阻力系数基本呈周期性变化,有 4 个波峰、波谷,每个周期内为先增大后减小的趋势,并且当滚转角为 45° 时,瞬态阻力系数最大。

表 3 给出了弹体和尾翼对阻力特性参数的影响。由表可知:相同马赫数下, $\alpha=2^\circ$ 的弹体和尾翼对阻力特性参数的贡献与 $\alpha=4^\circ$ 的弹体和尾翼对阻力特性参数的贡献基本相当;弹体是引起阻力特性参数的最主要的因素,尾翼对其贡献只占 13%~18%。

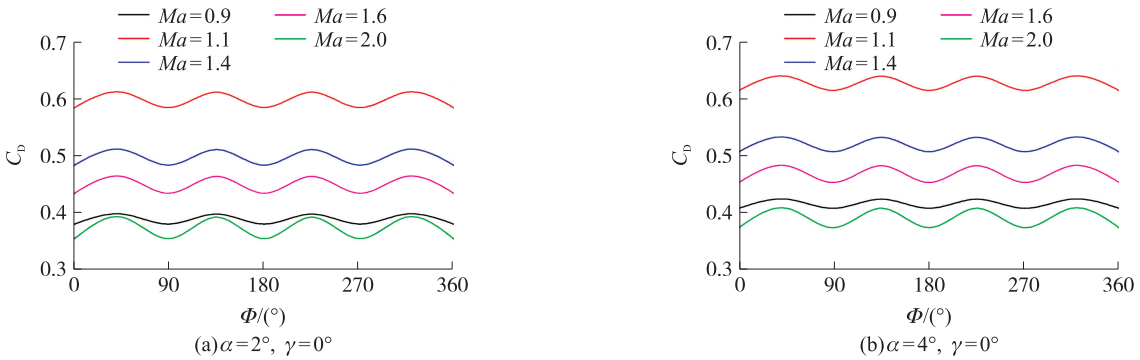


图 7 阻力系数随滚转角变化曲线($\Omega=0.0038$)
Fig. 7 Curve of drag coefficient changing with rolling angle

表 3 不同部件提供的平均阻力系数大小($\Omega=0.007\ 6$)

Table 3 Averaged drag coefficient provided by different components

Ma	$\alpha=2^\circ$				$\alpha=4^\circ$			
	弹体提供的平均阻力系数	百分比/%	尾翼提供的平均阻力系数	百分比/%	弹体提供的平均阻力系数	百分比/%	尾翼提供的平均阻力系数	百分比/%
0.9	0.322	84.3	0.060	15.7	0.344	84.6	0.063	15.4
1.1	0.511	86.7	0.078	13.3	0.548	86.9	0.083	13.1
1.4	0.417	84.5	0.077	15.5	0.444	84.8	0.080	15.2
1.6	0.370	83.1	0.075	16.9	0.393	83.2	0.079	16.8
2.0	0.299	81.1	0.070	18.9	0.319	81.4	0.073	18.6

2.2 升力特性分析

图 8 对比了不同尾翼斜切角、攻角和转速下,升力特性参数随马赫数的变化曲线。由图 8(a)可知,在马赫数从亚声速增加到超声速的过程中,平均升力系数(弹箭旋转一周下的瞬时升力系数平均值)先增大后减小,并且在跨声速附近($Ma=1.1$)升力特性参数最大,该变化是由于空气的可压缩性及弹箭表面的激波和膨胀波引起的。对比图 8(a)和图 8(b)可知:在攻角较小的工况下,攻角越大,平均升力特性系数

越大,并且随攻角的增大呈等幅增大趋势。这是由于当马赫数一定时,随着攻角的增大,弹箭上各部分产生的升力都是等幅增大;同时发现不同转速下的平均升力系数参数曲线基本重合,表明低速旋转不会改变弹箭的升力系数。对比图 8(c)和图 8(d)可知:斜切尾翼角对升力特性参数的影响可忽略不计,这是由于正的尾翼斜切角造成的升力增量等于负的尾翼斜切角造成的升力减量,因此总体的升力系数随斜切角的增加呈现不变趋势。

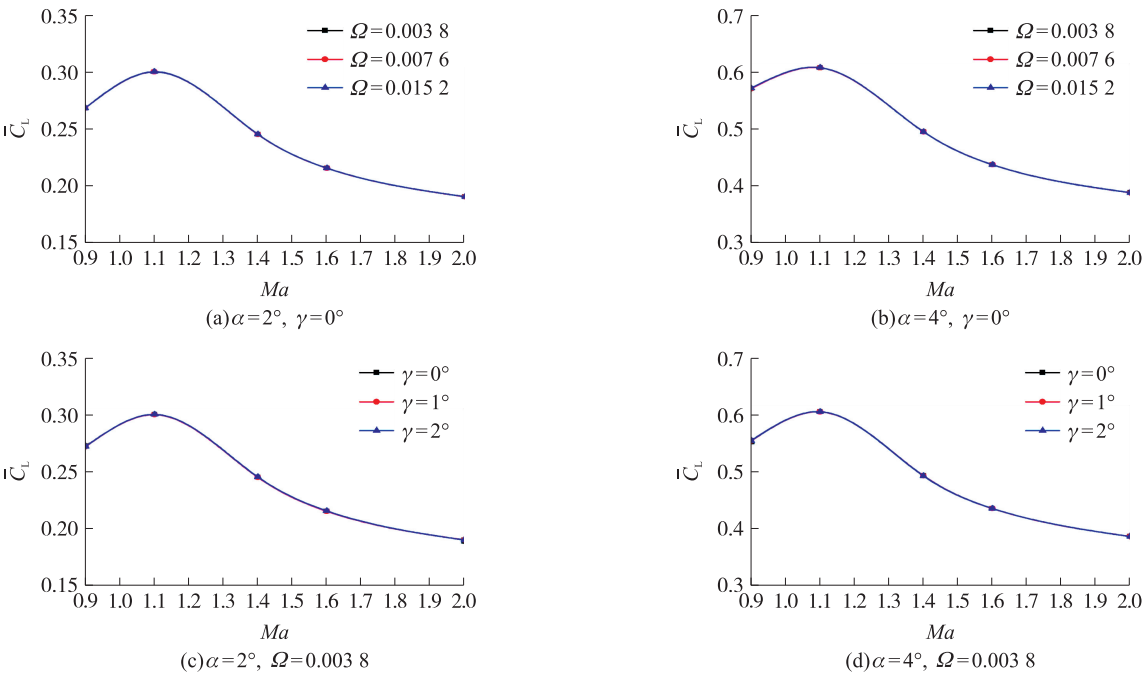


图 8 平均升力系数变化曲线

Fig. 8 Variation of averaged lift coefficient

各马赫数下升力系数随滚转角变化曲线如图 9 所示。由图可知,升力系数随滚转角的变化规律与阻力系数随滚转角的变化规律一致,区别在于当弹箭滚转到 45° 时,瞬态升力系数为最小值,而瞬态阻力系数为最大值,所以当弹箭尾翼处于“X”分布时,其升阻比

最小。

表 4 给出了弹体和尾翼提供的平均升力系数及其所占比例。相同马赫数下, 2° 攻角下的弹体和尾翼对升力特性参数的贡献与 4° 攻角下弹体和尾翼对升力特性参数的贡献基本相当;弹体和尾翼对升

力特性参数的贡献基本各占一半。

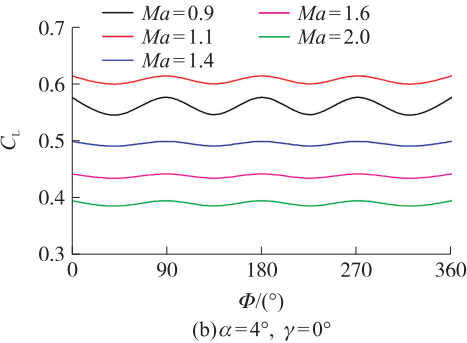
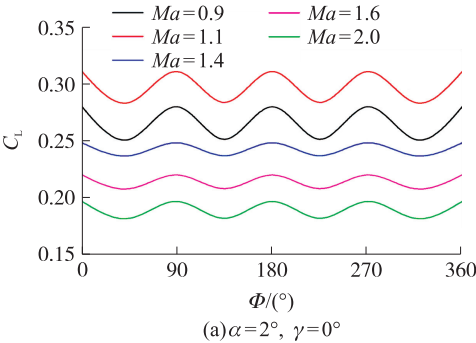


图 9 各马赫数下升力系数随滚转角变化曲线($\Omega=0.003\ 8$)
Fig. 9 Curve of lift coefficient changing with rolling angle

表 4 不同部件的平均升力系数($\Omega=0.003\ 8$)
Table 4 Average lift coefficient provided by different components

Ma	$\alpha=2^\circ$				$\alpha=4^\circ$			
	弹体提供的平均升力系数	百分比/%	尾翼提供的平均升力系数	百分比/%	弹体提供的平均升力系数	百分比/%	尾翼提供的平均升力系数	百分比/%
0.9	0.132	49.2	0.136	50.8	0.279	48.9	0.291	51.1
1.1	0.147	49.1	0.153	50.9	0.297	49.0	0.309	51.0
1.4	0.113	46.0	0.132	54.0	0.229	46.4	0.265	53.6
1.6	0.102	47.5	0.113	52.5	0.210	48.0	0.227	52.0
2.0	0.097	51.1	0.093	48.9	0.200	51.7	0.187	48.3

2.3 俯仰力矩特性

图 10 给出了不同尾翼斜切角、攻角和转速下,平均俯仰力矩系数随马赫数的变化曲线。由于俯仰力矩系数可以认为是各个部件产生的升力乘以该部

件到弹箭质心的距离形成的力矩,因此其随攻角、尾翼斜切角、转速和马赫数的变化规律与升力特性参数的规律一致。

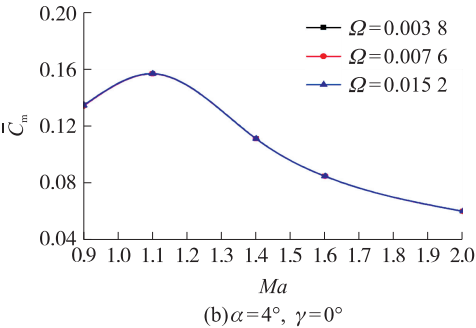
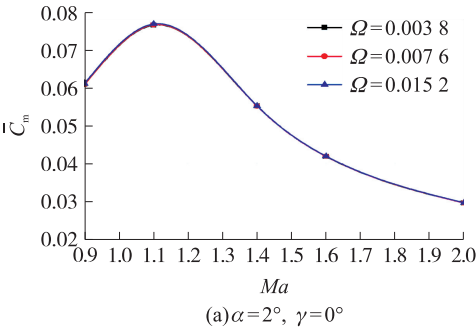


图 10 平均俯仰力矩系数变化曲线
Fig. 10 Variation of averaged pitch-moment coefficient

2.4 滚转力矩特性

图 11 对比了不同尾翼斜切角、攻角和转速下,平均滚转力矩系数随马赫数的变化曲线,以弹箭的旋转方向作为该力矩的正向。滚转力矩系数是导转力矩参数(引起弹箭旋转)与滚转阻尼力矩参数(负值,阻碍弹箭旋转)之和。 2° 和 4° 攻角下,滚转力矩系数均为负值,这是由于当

尾翼斜切角 $\gamma=0^\circ$ 时,此时只存在空气黏性引起的阻尼力矩;同时发现随着转速的成倍增加,滚转力矩特性参数也成倍增加;随着尾翼斜切角 γ 的增大,滚转力矩特性参数全部变成正值,这是由于尾翼斜切角产生了导转力矩并且大于滚转阻尼力矩;同时发现,随着尾翼斜切角呈倍数增加,滚转力矩特性参数也成倍增加,这是由于导

转力矩随着尾翼斜切角成倍数增加而滚转阻尼

力矩不变。

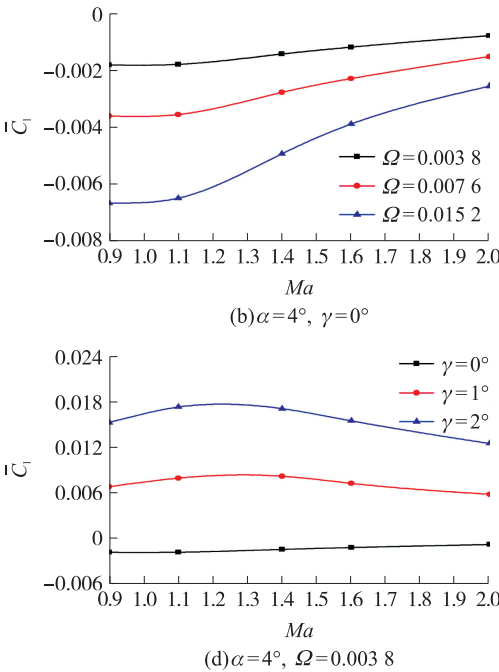
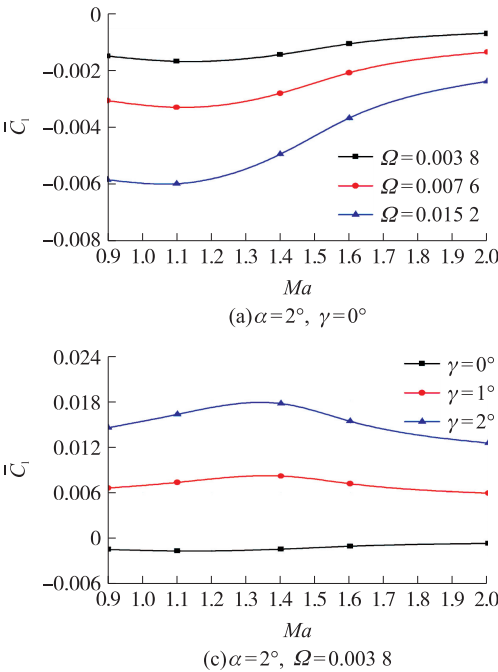


图 11 平均滚转力矩系数变化曲线

Fig. 11 Variation of averaged roll-moment coefficient

2.5 马格努斯力特性分析

图 12 为不同尾翼斜切角、攻角和转速下,马格努斯特性参数随马赫数的变化曲线图。 2° 和 4° 攻角下,平均马格努斯力系数均为正值,并且随着 Ma 从亚音速增加到超声速的过程中,急剧增大,然后缓慢减小。由图 12(a)和图 12(b)可知,在相同工况

下,随着转速的增加,平均马格努斯力系数基本呈现半幅增大趋势,其原因在于旋转会加剧弹箭两侧压力差值(侧向力增大,马格努斯效应增强)。由图 12(c)和图 12(d)可知,随着尾翼斜切角的增大,马格努斯力呈倍增趋势,其原因在于较大的尾翼斜切角同样加剧尾翼两侧的压力差值。占一半;

④弹箭绕其纵轴旋转过程中,呈现 90° 为周期的周期性变化规律,当弹箭旋转至 45° 时,瞬时升阻比最小。

3 结论

本文开展了斜切尾翼式弹箭在绕其纵轴旋转的气动特性 CFD 仿真,研究了低速旋转、斜切尾翼角、攻角、马赫数和滚转角对流场和弹箭气动特性的影响,得到如下结论:

- ①低速旋转对弹箭阻力特性、升力特性、俯仰力矩特性影响较小,只会对弹箭滚转力矩特性(倍幅增大趋势)以及马格努斯力特性(半幅增大趋势)产生显著影响;
- ②随着尾翼斜切角由 0° 增加到 2° ,弹箭阻力特性以及马格努斯效应(倍幅增大趋势)、滚转特性(倍幅增大趋势)显著增强,但对弹箭升力特性及俯仰力矩特性的影响有限;
- ③弹体是产生阻力特性的主要原因,贡献量值能占总数的 $82\% \sim 87\%$;升力特性参数由弹体和尾翼两部分组成,两者对升力特性参数的贡献基本各

参考文献

[1] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2011.
QIAN Xingfang, LIN Ruixiong, ZHAO Yanan. Missile flight mechanics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2011. (in Chinese)

[2] De SPIRITO J. CFD prediction of Magnus effect in subsonic to supersonic flight; AIAA 2008-427[R]. 2008.

[3] GAO Yi, LEI Juanmian, YIN Jintao. Magnus effect over aerodynamic components of spinning missile [J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2022, 23: 447-460.

[4] XU Yihang, CHEN Shaosong, ZHOU Hang. Analysis of the Magnus moment aerodynamic characteristics of rotating missiles at high altitudes [J]. International Journal of Aerospace Engineering,

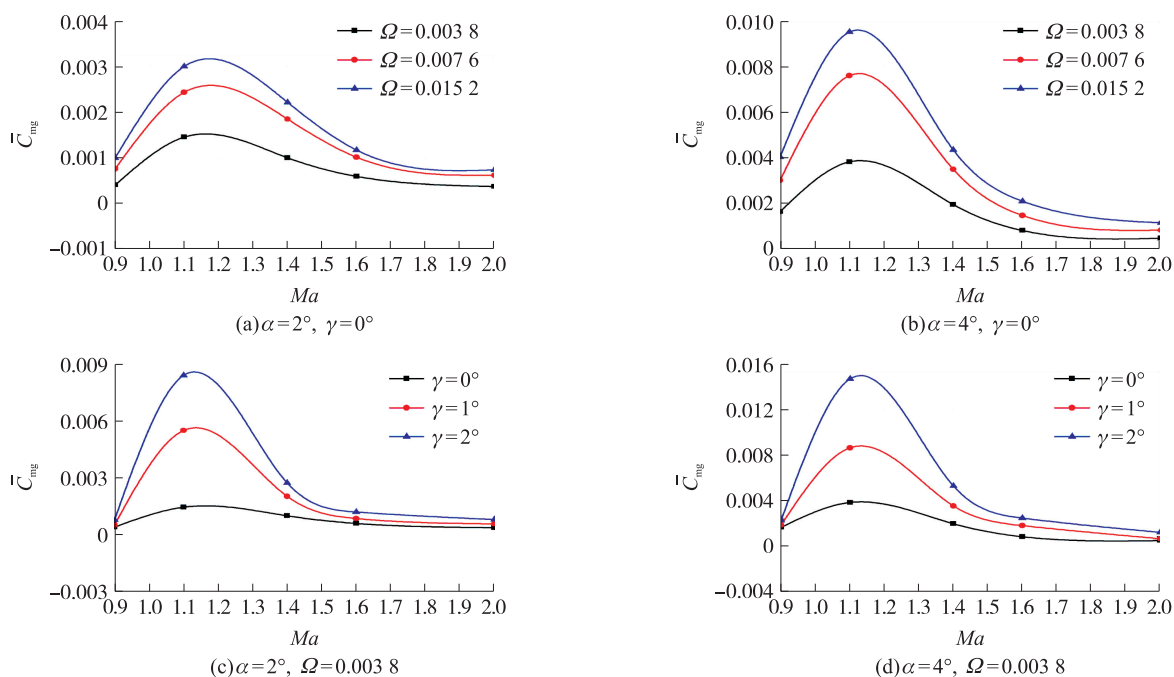


图 12 平均马格努斯力系数曲线

Fig. 12 Variation of averaged Magnus coefficient

2021;6623510.

- [5] BHAGWANDIN V. Numerical prediction of roll damping and Magnus dynamic derivatives for finned projectiles at angle of attack; AIAA 2012-2905[R]. 2012.
- [6] 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 Juanmian, LI Tiantian, HUANG Can. A numerical investigation of Magnus effect for high-speed spinning projectile[J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(6): 718-725. (in Chinese)
- [7] 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.
- ZHOU Dejuan. Research on roll damping derivatives and other aerodynamic characteristics of wing-body assemblies with different tail structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2012. (in Chinese)
- [8] 张超, 李丹, 田磊, 等. 尾翼倾斜角对旋转弹箭气动特性影响[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(5): 15-20.
- ZHANG Chao, LI Dan, TIAN Lei, et al. Influence of angle of tail blade on aerodynamic characteristics of rotating projectiles[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(5): 15-20. (in Chinese)
- [9] 张超, 杨文凤, 孙鑫, 等. 弧形尾翼对弹箭气动特性影响研究[J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(4): 33-38.
- ZHANG Chao, YANG Wenfeng, SUN Xin, et al. Research on the influence of a curved tail on aerodynamic characteristics of a projectile[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2023, 44(4): 33-38. (in Chinese)
- [10] 卢天宇. 超声速下尾翼式旋转弹箭面外力和面外力矩数值研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2018.

LU Tianyu. Numerical study on the external force and out-of-plane torque of tail rotor projectile under supersonic velocity[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2018. (in Chinese)

- [11] 姚鹏, 陈少松. 旋转体制下鸭式布局弹箭正弦舵气动特性分析[J]. 弹道学报, 2021, 33(3): 19-24.
- YAO Peng, CHEN Shaosong. Analysis on aerodynamic characteristics of canard-configuration missile with sinusoidal rudder under rotating system[J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(3): 19-24. (in Chinese)
- [12] 石磊, 杨云军, 周伟江. 弯曲和旋转修正的湍流模型在旋转翼身组合弹箭中的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(4): 620-626.
- SHI Lei, YANG Yunjun, ZHOU Weijiang. An assessment of rotation and curvature correction for turbulence models for spinning projectile[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(4): 620-626. (in Chinese)
- [13] 周文涛, 常思江. 自由旋转卷弧翼弹箭的气动特性数值分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2023, 55(12): 113-122.
- ZHOU Wentao, CHANG Sijiang. Numerical analysis of aerodynamic characteristics of free-rotating wraparound fins projectile[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2023, 55(12): 113-122. (in Chinese)
- [14] JENKE L M. Experimental roll-damping, Magnus and static-stability characteristics of two slender missile configurations at high angles of attack(0-90°) and Mach numbers 0.2 through 2.5[R]. Tennessee: Arnold Engineering and Development Center, 1976.