



DOI:10.12404/j.issn.1671-1815.2404461

引用格式:李旭,陈耀慧,张道平,等.非致命远程低速电击子弹的尾翼气动特性[J].科学技术与工程,2025,25(13):5422-5428.

Li Xu, Chen Yaohui, Zhang Daoping, et al. Aerodynamic characteristics of tail wing of non-lethal long-range low-velocity electric shock bullet [J]. Science Technology and Engineering, 2025, 25(13): 5422-5428.

武器技术

非致命远程低速电击子弹的尾翼气动特性

李旭,陈耀慧*,张道平,罗志飞

(南京理工大学瞬态物理全国重点实验室,南京 210094)

摘要 非致命电击武器是非致命武器领域的研究热点,近年来对无线远程电击子弹的研究是热点问题中的重点,因此针对非致命远程低速电击子弹尾翼设计,选取了 Clark Y、Eppler 387、NACA-66 共 3 种在低速有较好气动特性的翼型,使用 CFD 软件用 NACA0012 翼型在 30 m/s 下的仿真结果与文献仿真结果和风洞试验结果对比,验证了算法的有效性,然后对 3 种翼型低速的气动特性进行仿真,分别得到了在 30、35、40 m/s 飞行速度下对应不同迎角的升力系数、阻力系数和升阻比。结果表明在同一飞行速度下,3 种翼型的升力系数和阻力系数都随攻角的增加逐渐增大,但升力系数的增长幅度逐渐变小,阻力系数的增长幅度逐渐变大,升阻比随攻角的增加先增大后减小,经过对比发现翼型 Eppler 387 的气动性能优于另外两种翼型,速度为 40 m/s、攻角 4°~6°为最佳工况,既能满足非致命远程低速电击子弹的结构设计的要求,又能在提供尽可能大滚转力矩的同时产生较小的阻力。

关键词 远程电击武器;非致命;低速翼型;气动特性;数值模拟

中图分类号 TJ011.1⁺3; **文献标志码** A

Aerodynamic Characteristics of Tail Wing of Non-lethal Long-range Low-velocity Electric Shock Bullet

LI Xu, CHEN Yao-hui*, ZHANG Dao-ping, LUO Zhi-fei

(National Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

[Abstract] The non-lethal electric shock weapon is a research hotspot in the field of non-lethal weapons. In recent years, the research on wireless long-range electric shock bullets has become a key issue within this field. Therefore, aiming at the design of non-lethal long-range low-velocity electric shock bullet empennage, three airfoils of Clark Y, Eppler 387 and NACA-66 with good aerodynamic characteristics at low velocity were selected. The simulation results of NACA0012 airfoil at 30 m/s using CFD software were compared with the literature simulation results and wind tunnel test results to verify the algorithm's effectiveness. Subsequently, the aerodynamic characteristics of the three airfoils at low velocity were simulated, and the lift coefficient, drag coefficient and lift-drag ratio corresponding to different angles of attack at 30, 35 and 40 m/s were obtained respectively. The results show that at the same flight velocity, the lift coefficient and drag coefficient of the three airfoils gradually increase with the increase of the angle of attack, but the growth rate of the lift coefficient gradually decreases, and the growth rate of the drag coefficient gradually increases. The lift-to-drag ratio increases first and then decreases with the increase of the angle of attack. After comparison, it is found that the aerodynamic performance of the airfoil Eppler 387 is better than that of the other two airfoils. The velocity of 40 m/s and the angle of attack between 4° and 6° are the best working conditions, which can not only meet the structural design requirements of non-lethal long-range low-velocity electric shock bullets, but also produce less drag while providing as much rolling moment as possible.

[Keywords] long-range electric shock weapon; non-lethal; low-velocity airfoil; aerodynamic characteristics; numerical simulation

当前的国际环境中存在着许多不稳定的因素^[1],为适应新时代的发展需求,发展非致命武器,降低执法过程中的误杀伤和硬杀伤,对于维护社会稳定环境至关重要。其中,非致命电击武器成为了

该领域的研究热点问题。

在国外,美国宇航局研究员在 1974 年成功研制出了第一代非致命电击枪——泰瑟枪,该枪利用火药推动带电飞镖射向目标^[2]。1995 年和 1999 年,

收稿日期:2024-06-14 修订日期:2025-01-22

第一作者:李旭(2001—),男,汉族,河南平顶山人,硕士研究生。研究方向:弹箭气动优化设计。E-mail:emaillixu@126.com。

*通信作者:陈耀慧(1979—),男,汉族,广西北海人,博士,副研究员。研究方向:弹箭气动优化设计。E-mail:yhchen@njust.edu.cn。

投稿网址:www.stae.com.cn

泰瑟国际公司又相继推出了第二代和第三代产品,通过发射 2 个 6 m 长的细电线与系统的电源相连的飞标,击中人体后释放高电压低电流的电脉冲使人暂时失去肌肉控制能力^[3]。近年来国内也针对非致命电击武器进行了相应的研究。罗雷等^[4]指出了人机工程中绿色设计环节对非致命武器设计的重要意义;董晶晶^[5]对可控发射能量新型防暴枪关键技术进行了研究;刘春来等^[6]研究了气动发射防暴武器的弹道特性问题,提高了弹道理论模型的准确性;宋艳生^[7]改进了一种采用信号枪发射的新型电击子弹,解决了泰瑟枪只能有限次发射的问题;雷海亮等^[8]设计了一种线膛式电击枪增程子弹,提高了射击距离。

传统非致命电击武器存在着射程过近、发射枪有线连接导致命中率低的问题。美军研制出的有效射程 90 m 的新产品为了保证远距离的射程通常采用较快的弹丸初速度,在对象距离较近时会对目标造成额外伤害,而低速飞行时弹丸飞行的稳定性又难以保证,射击精度存在着提升空间。针对上述问题,所研究的非致命远程低速电击子弹采用自旋稳定。汤斯佳等^[9]通过数值模拟比较了 3 种螺旋桨翼型的气动特性,选取了较好的翼型。因此为选择合适尾翼实现飞行过程中的自旋,现选取 Clark Y、Eppler 387、NACA-66 三种低雷诺数测试^[10]翼型进行数值仿真,探究翼型分别在 30 ~ 40 m/s 飞行速度下不同攻角 α 时的升阻力特性,以期为后期的非致命远程无线电击弹药的研究提供技术基础。

1 计算方法与模型

1.1 控制方程

当来流攻角或雷诺数较大时,翼型绕流的尾缘附近会出现分离流动,进而会出现非定常涡脱落现象^[11],所以在计算时需要考虑流体的黏性。控制方程满足 Navier-Stokes (N-S) 方程,该状态下可将空气视为恒密度不可压状态,固体与气体只有极小热量交换,因此不考虑能量守恒方程。

质量守恒方程表达式为

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

式(1)中: \mathbf{V} 为流体速度矢量; ρ 为密度; t 为时间; ∇ 为矢量微分算子。

动量守恒方程表达式为

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{V})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \mathbf{V}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau}) + \rho \mathbf{g} + \mathbf{F}_v \quad (2)$$

式(2)中: p 为流体微元上的压力; \mathbf{F}_v 为外部体积力; $\boldsymbol{\tau}$ 为应力张量; \mathbf{g} 为重力加速度。

1.2 湍流模型

所研究的翼型飞行速度较低,其周围空气流动可认为是定常不可压缩流动,采用 SST $k-\omega$ 湍流模型,风速、湍动能和比耗散率的廓线保持性较好^[12]。与标准 $k-\varepsilon$ 模型相比,SST $k-\omega$ 模型中增加了横向耗散导数项,同时在湍流黏度定义中考虑了湍流剪切应力的输运过程,模型中使用的湍流常数也有所不同。这些特点使得 SST $k-\omega$ 模型的适用范围更广,可以用于带逆压梯度的流动计算和翼型计算等。

1.3 离散方式

采用有限体积法进行离散,压力与速度项选择 Simple 方法,对流项的空间离散格式使用高阶离散中的二阶迎风格式,扩散项采用二阶迎风格式,时间离散项以二阶隐式时间积分进行求解。

1.4 几何模型

考虑到采用折叠布置翼型的尺寸限制,排除掉升阻比极高的大弯度翼型,选取以下 3 种:Clark Y 翼型在小于 10° 的攻角下具有较高的升力^[13];Eppler 387 翼型适用于低速飞机的螺旋桨^[14];NACA-66 作为薄翼型^[15],在低速下有较好的气动特性。3 种翼型示意图如图 1 所示。

选取 Clark Y、Eppler 387、NACA-66 共 3 种翼型作为研究对象,每种翼型的弦长均为 8 mm,为减小计算域大小对计算结果的影响^[16],建立长度为 150 mm 宽度为 100 mm 的计算域,如图 2 所示,边 BCD 设置为速度入口,边 BAD 设置为压力出口,翼型表面设定为无滑移壁面。

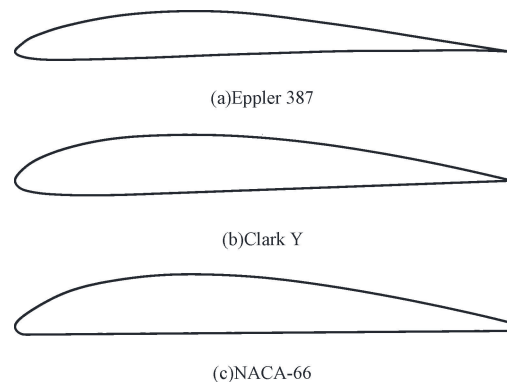


图 1 3 种翼型

Fig. 1 Three airfoils types

1.5 网格划分

采用结构网格对 3 种翼型进行 O 形结构划分,以 Eppler 387 翼型的网格为例,翼型附近网格划分如图 3 所示,第一层网格高度使 y^+ 保持约等于 1。

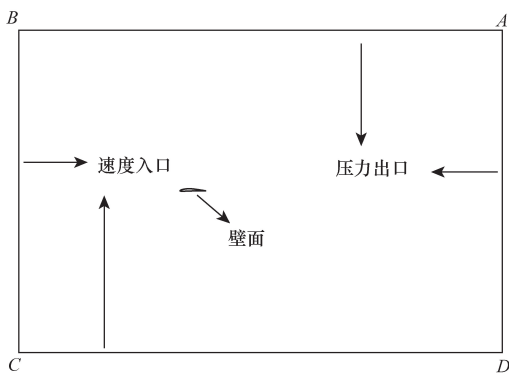


图2 计算域几何

Fig. 2 Computational domain geometry

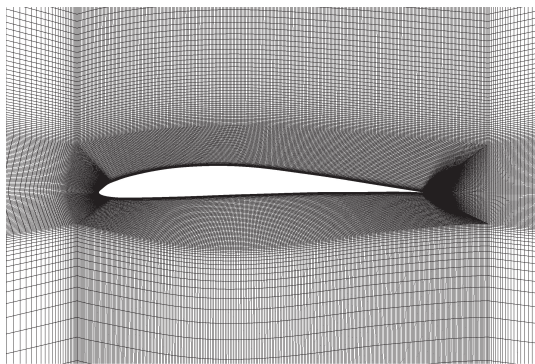


图3 Eppler 387翼型计算网格

Fig. 3 Eppler 387 airfoil computational grid

2 无关性及数值模拟算法验证

2.1 网格无关性验证

为验证网格无关性,针对 Clark Y 翼型设计了 3 套网格,通过改变节点数量的方式使网格数量分别为 120 000、340 000、490 000。在来流速度为 30 m/s、攻角为 10° 的工况下计算升阻力系数,网格无关性验证结果如表 1 所示。将 3 个网格数量下的数据进行对比发现,当网格数量达到 490 000 时,升力系数与 120 000 网格仅相差 1.7%,阻力系数基本保持不变,考虑到过多的网格会增加计算时间,因此采用 340 000 网格。

表1 网格无关性验证

Table 1 Grid independence verification

N	C_L	C_D
120 000	0.636 7	0.112 4
340 000	0.604 8	0.111 2
490 000	0.594 6	0.105 5

注: N 为网格数量; C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数。

2.2 数值模拟算法验证

为了验证本文数值模拟方法的正确性,参考白越等^[17]的数值模拟配置,对 Eppler 387 翼型在具有旋转运动且运动雷诺数 $Re = 19\ 000$ (文献[17]的

雷诺数 $Re = 20\ 000$) 的工况中进行了模拟试验。图 4 给出了不同攻角 α 下翼型的升阻力系数。不难看出,升阻力随攻角变化的趋势与文献[17]中报道的趋势高度吻合。同时,升阻力系数的数值也与文献[17]中给出的数值接近。总体上看,数值结果清晰表明了本文算法的有效性。

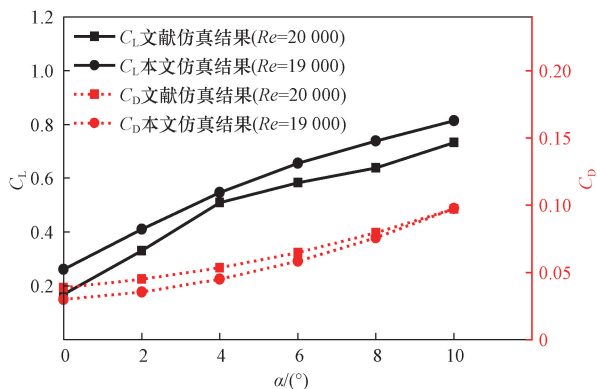


图4 Eppler 387 升阻力系数对比

Fig. 4 Comparison of lift-to-drag ratio of Eppler 387

3 计算结果分析

对 Clark Y、Eppler 387、NACA-66 翼型在来流速度分别为 30、35、40 m/s,攻角为 0° ~ 10° 时进行数值模拟,研究了 3 种翼型的升阻力系数、升阻比随雷诺数和攻角的变化规律。其中雷诺数计算公式为

$$Re = \frac{\rho V d}{\mu} \quad (3)$$

式(3)中: ρ 为密度,取 1.225 kg/m³; d 为参考长度,取值 0.008 m; μ 为动力黏性系数,取值 1.789 4 × 10⁻⁵ kg/(m·s); V 为速度,为 30、35、40 m/s。由此计算出速度 V 为 30、35、40 m/s 时对应的雷诺数分别为 16 000、19 000、22 000。

3.1 升力特性分析

同一翼型在 3 个雷诺数下的升力系数如图 5 所示,雷诺数的改变通过改变来流速度实现。

如图 5(a)所示,3 个雷诺数下,6° 攻角以前,Clark Y 的升力系数分别随攻角增加呈线性增长趋势,攻角大于 6° 后升力系数增长就较为缓慢,特别是在 $Re = 22\ 000$ 时的升力系数更是基本保持不变。

如图 5(b)所示,Eppler 387 的升力系数分别随攻角的增加而增加,也随着雷诺数的增加而增加,并且随着雷诺数的增加,升力系数随攻角的增加幅度也增加,表明 Eppler 387 这个翼型在这 3 个飞行速度下具有较好的升力特性。

如图 5(c)所示,3 个雷诺数下 NACA-66 的升力系数分别随攻角增加而增加,但是增长越来越缓慢。

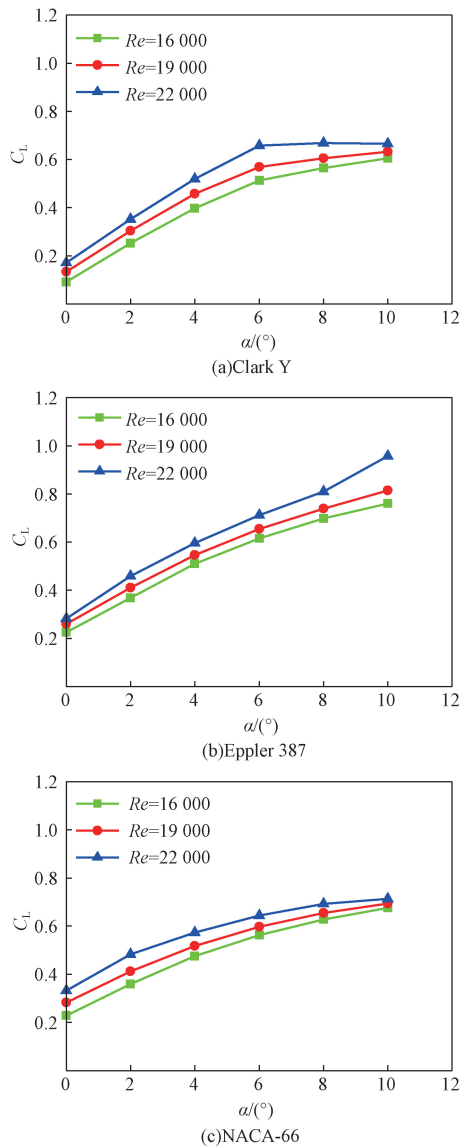


图5 同一翼型在3个雷诺数下的升力系数
Fig. 5 The lift coefficient of the same airfoil at three Reynolds numbers

此外,随着雷诺数的增加,升力系数随攻角的增加幅度也减小,当攻角达到 10° 时,3个雷诺数下的升力系数已经十分接近。

同一雷诺数下,3种翼型的升力系数如图6所示。

如图6(a)和图6(b)所示, $Re = 16\ 000$ 和 $19\ 000$ 时, 6° 攻角以前,3种翼型的升力系数分别随攻角增加呈线性增长趋势,攻角大于 6° 后,Clark Y的升力系数增长速度明显减缓,NACA-66的升力系数增速略有减缓,而Eppler 387则基本不变,说明这两种飞行速度下Eppler 387的升力特性更好。

如图6(c)所示, $Re = 22\ 000$ 时,攻角大于 6° 后,NACA-66的升力系数增长已经十分缓慢,Clark Y的升力系数基本不再增加,而Eppler 387的升力系数

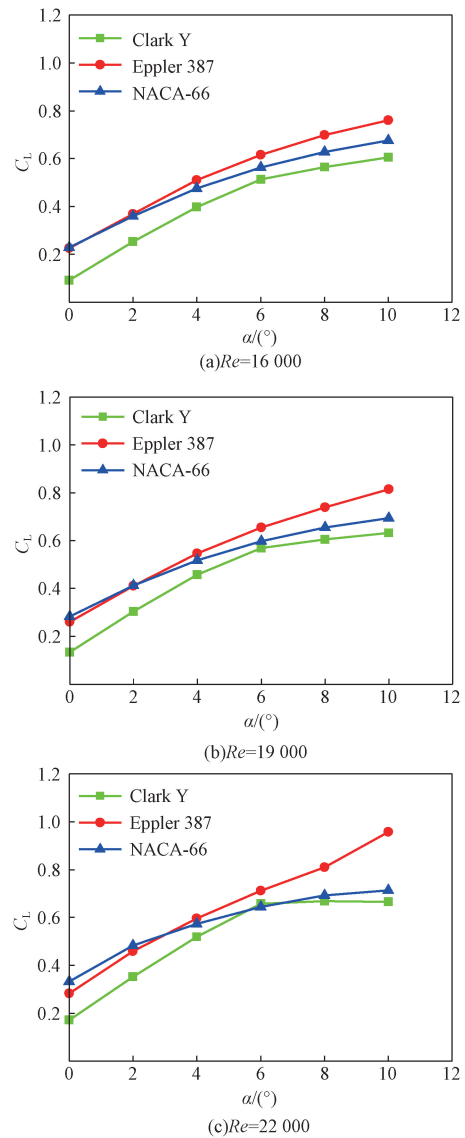


图6 同一雷诺数下3种翼型的升力系数
Fig. 6 The lift coefficient of three airfoils under the same Reynolds number

仍然保持线性增加。说明该飞行速度下Eppler的升力特性优于另两种翼型。

3.2 阻力特性分析

同一翼型在不同雷诺数下的阻力系数如图7所示。

如图7(a)所示,3个雷诺数下, 6° 攻角以前,Clark Y的阻力系数分别随攻角增加而增长,但是增长速度十分缓慢,攻角大于 6° 后阻力系数则呈线性增长趋势。

如图7(b)所示,3个雷诺数下,Eppler 387的阻力系数分别随着雷诺数的增加而减小,并且随着雷诺数的增加,阻力系数随攻角的增加幅度也减小, $Re = 22\ 000$ 时最为明显。表明翼型Eppler 387在这3个飞行速度下具有较好的阻力特性。

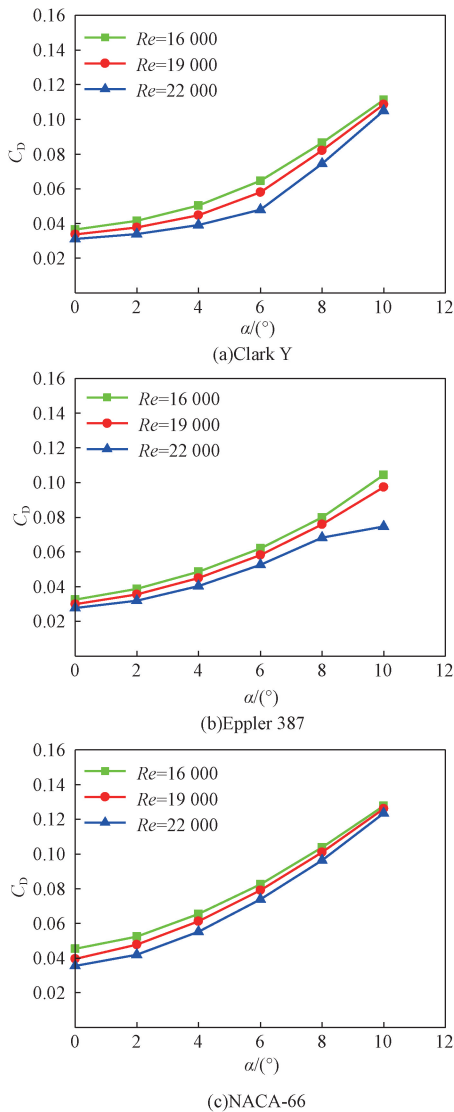


图7 同一翼型在3个雷诺数下的阻力系数
Fig. 7 The drag coefficient of the same airfoil at three Reynolds numbers

如图7(c)所示,NACA-66的阻力系数分别随攻角增加而增长,且随着雷诺数的增加,阻力系数随攻角的增加幅度也增加,攻角达到 10° 时,3个飞行速度下的阻力系数达到较大值且非常接近。

同一雷诺数下3种翼型的阻力系数如图8所示。

如图8(a)所示,3个翼型在 $Re = 16\,000$ 时的阻力系数都随攻角增加而增大,各个攻角下NACA-66的阻力系数最大,Eppler 387的阻力系数最小。

如图8(b)所示, $Re = 16\,000$,攻角处于 $0^\circ \sim 4^\circ$ 时,NACA-66的阻力系数大于Eppler 387,攻角处于 $4^\circ \sim 6^\circ$ 时,Eppler 387的阻力系数和NACA-66基本相等,攻角大于 6° 后,Eppler 387的阻力系数最小并且随攻角的增长幅度最慢。

如图8(c)所示,NACA-66与Clark Y的阻力系

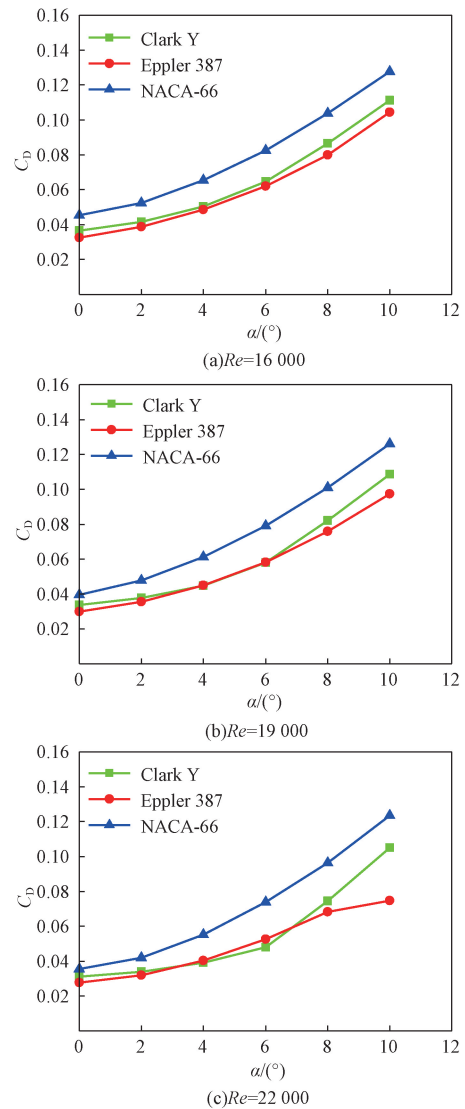


图8 同一雷诺数下3种翼型的阻力系数
Fig. 8 The drag coefficient of three airfoils under the same Reynolds number

数分别随攻角的增加而增大,且随攻角的增加幅度越来越大,而Eppler 387的阻力系数随攻角的增加幅度逐渐减小。这说明Eppler 387在 $Re = 22\,000$ 时有较好的阻力特性。

3.3 升阻比特性分析

同一翼型在3个雷诺数下的升阻比对比如图9所示。

从图9(a)可以看出,3个雷诺数下, 4° 攻角以前,Clark Y的升阻比分别随攻角增加呈线性增长趋势, 6° 攻角之后,升阻比迅速下降, $Re = 16\,000$ 时的最大升阻比甚至不到8。

从图9(b)可以看出,3个雷诺数下,Eppler 387的升阻比在攻角达到 4° 时达到最大值,之后升阻比逐渐下降,在 $Re = 22\,000$ 时,攻角达到 10° 时,升阻比又出现了上升。此外,升阻比随雷诺数的增加而

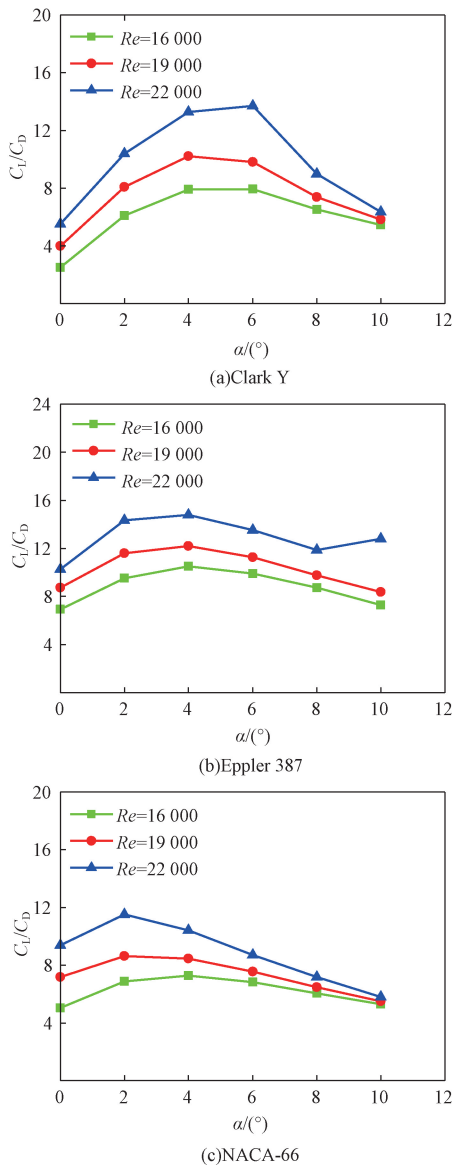


图9 同一翼型在3个雷诺数下的升阻比
Fig. 9 The lift-to-drag ratio of the same airfoil at three Reynolds numbers

增大, $Re = 16\ 000$ 时的最大升阻比约为 10, $Re = 22\ 000$ 时的最大升阻比却接近 15。这表明, Eppler 387 在 3 个飞行速度下都有较好的升阻比特性。

从图 9(c) 可以看出, 3 个雷诺数下 NACA-66 的升阻比分别随攻角增大先增加后减小, 随雷诺数的增大而增加, 2° 攻角时基本已经达到最大值, $Re = 22\ 000$ 时的最大升阻比不到 12, $Re = 16\ 000$ 时的最大升阻比不到 7, 小于同一雷诺数下 Eppler 387 和 Clark Y 的升阻比。

如图 10(a)、图 10(b) 所示, 3 个翼型的升阻比都随攻角先增大后减小, $2^\circ \sim 4^\circ$ 攻角时, Clark Y 的升阻比逐渐超过 NACA-66, Eppler 387 的升阻比始终大于另外两种翼型, 在 4° 攻角时达到最大值。

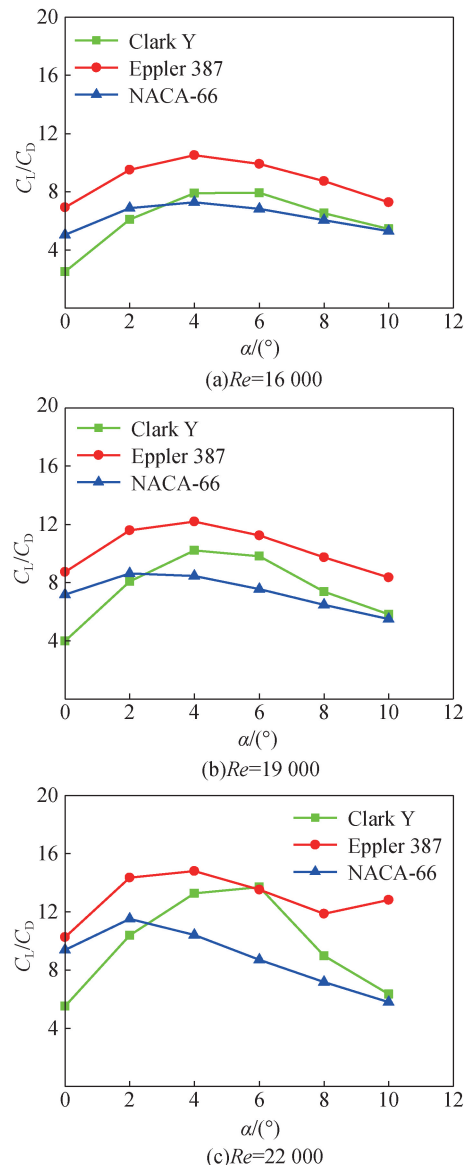


图10 同一雷诺数下3种翼型的升阻比
Fig. 10 The lift-to-drag ratio of three airfoils under the same Reynolds number

如图 10(c) 所示, NACA-66 的升阻比在 2° 攻角达到最大值之后便随攻角增加一直减小, Clark Y 的升阻比在 6° 攻角前一直增大, 在 6° 攻角时略微超过了 Eppler 387, 之后迅速下降; 其他工况下 Eppler 387 的升阻比始终大于另外两种翼型。这说明在 3 个雷诺数下, Eppler 387 的升阻比特性都要优于其他两个翼型。这是因为 Eppler 387 更加弯曲, 翼型的中弧线影响气动特性^[18]。

4 结论

通过数值模拟针对 Clark Y、Eppler 387、NACA-66 三种翼型, 在 30、35、40 m/s 的速度下, 分别对 0° 、 2° 、 4° 、 6° 、 8° 、 10° 攻角的升阻力系数进行

计算,得到了3个翼型的升阻力系数变化规律,结论如下。

(1)同一攻角下,随着雷诺数的增加,3个翼型的升力系数增大,阻力系数减小,升阻比增大。

(2)同一雷诺数下,随着攻角的增加,3个翼型的升力系数增大,随攻角的增长幅度越来越慢;阻力系数增大,随攻角的增长幅度越来越快;升阻比先增大后减小,在攻角为 $2^{\circ} \sim 6^{\circ}$ 达到最大值。

(3)3种翼型中 Eppler 387 在同种工况下的气动性能要优于 Clark Y 和 NACA-66,其中最佳工况为 $Re = 22\ 000$ 即飞行速度 40 m/s ,攻角为 $4^{\circ} \sim 6^{\circ}$ 。所以采用 $4^{\circ} \sim 6^{\circ}$ 的尾翼偏转角既能满足将来非致命远程无线电击弹药的结构要求,也能在提供尽可能大的滚转力矩的同时产生较小的阻力。

参 考 文 献

- [1] 武兵科. 国际体系变迁、理性国家建设与恐怖主义浪潮的兴衰[J]. 国际观察, 2023, 181(1): 124.
Wu Bingke. International system change, rational nation building and the rise and fall of the waves of terrorism[J]. International Review, 2023, 181(1): 124.
- [2] 刘恒之. 警用电击武器简介[J]. 现代世界警察, 2019(3): 44.
Liu Hengzhi. Introduction of police electroshock weapon[J]. Modern World Police, 2019(3): 44.
- [3] 王亚伟, 李钊, 张有龙. 非致命武器发展综述[J]. 现代军事, 2003(2): 14.
Wang Yawei, Li Zhao, Zhang Youlong. Overview of the development of nonlethal weapons[J]. Conmilit, 2003(2): 14.
- [4] 罗雷, 郭三学. 非致命武器的绿色人机工程分析[J]. 科学技术与工程, 2007, 7(3): 384-386, 392.
Luo Lei, Guo Sanxue. Green man-machine engineering analysis of the non-lethal weapon[J]. Science Technology and Engineering, 2007, 7(3): 384-386, 392.
- [5] 董晶晶. 可控发射能量新型防暴枪关键技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2008.
Dong Jingjing. Research on the key technology of control-lable launch energy new riot gun [D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2008.
- [6] 刘春来, 郭三学. 气动发射防暴武器弹道特性仿真研究[J]. 计算机仿真, 2015, 32(11): 10-13, 31.
Liu Chunlai, Guo Sanxue. Simulation of ballistic characteristic of pneumatic launching antiriot weapons [J]. Computer Simulation, 2015, 32(11): 10-13, 31.
- [7] 宋艳生. 一种新型电击子弹[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(2): 27.
Song Yansheng. A new type of electric shock bullets[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017, 38(2): 27.
- [8] 雷海亮, 战仁军. 线膛式电击枪增程电击子弹设计[J]. 现代制造技术与装备, 2019(5): 30-31, 37.
Lei Hailiang, Zhan Renjun. Design of long-range electric-shock bullet for rifle shot gun[J]. Modern Manufacturing Technology and Equipment, 2019(5): 30-31, 37.
- [9] 汤斯佳, 曹德松, 闫文辉, 等. 高速航空螺旋桨翼型气动特性及数值仿真[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(28): 12667-12673.
Tang Sijia, Cao Desong, Yan Wenhui, et al. Numerical study on aerodynamic performance of airfoils using by high speed aviation propeller[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(28): 12667-12673.
- [10] 关键, 郭正. 绕翼型低雷诺数流动的数值仿真[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(24): 7275-7281.
Guan Jian, Guo Zheng. Numerical simulations of low-reynolds-number flows over airfoil[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(24): 7275-7281.
- [11] 闫文辉. NACA4412 翼型低速绕流的定常/非定常计算对比研究[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(2): 283-287.
Yan Wenhui. Steady/unsteady numerical study of NACA4412 airfoil around flow[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(2): 283-287.
- [12] 李德顺, 马国林, 郭涛, 等. 基于两方程湍流模型的均匀流中湍流动能衰减规律研究[J]. 太阳能学报, 2022, 43(4): 418-427.
Li Deshun, Ma Guolin, Guo Tao, et al. Research on attenuation law of turbulent kinetic energy in uniform flow based on two-equation turbulence model[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2022, 43(4): 418-427.
- [13] Bayram H. Numerical investigation of airfoils aerodynamic performances[J]. International Journal of Energy Applications and Technologies, 2022, 9: 1-5.
- [14] Jayakaran M, Wilfred O, Viswanath Y, et al. Design and optimization of propeller for low-speed aircraft[C]//AIP Conference Proceedings. Bengaluru, India: AIP Publishing, 2023: 030012.
- [15] 丁举, 王建强, 刘正浩, 等. 极地破冰船螺旋桨设计探讨[J]. 船舶, 2023, 34(1): 175-184.
Ding Ju, Wang Jianqiang, Liu Zhenghao, et al. Discussion on propeller design of polar icebreaker[J]. Ship & Boat, 2023, 34(1): 175-184.
- [16] 周锟, 胡进. 绕流直接数值模拟误差分析[J]. 力学与实践, 2023, 45(1): 54-66.
Zhou Kun, Hu Jin. Error in numerical simulation of external flow around an immersed body[J]. Mechanics in Engineering, 2023, 45(1): 54-66.
- [17] 白越, 曹萍, 高庆嘉, 等. 六转子微型飞行器及其低雷诺数下的旋翼气动性能仿真[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(3): 325-329.
Bai Yue, Cao Ping, Gao Qingjia, et al. Characterization of a multi rotor micro air vehicle and simulation of airfoil aerodynamics at low Reynolds-number[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(3): 325-329.
- [18] Khushbash S, Javed A, Shams T. Computational analysis of low mass moment of inertia flying wing[C]//2021 International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technologies. Islamabad, Pakistan: IEEE, 2021: 204-211.