

堑尾翼型的表面结构设计及其气动性能的仿真探究

王涵信¹ 卢业玮¹ 肖新愉² 李 均³ 孟庆鑫³ 张 宇³

(哈尔滨工业大学¹机电工程学院; ²仪器科学与工程学院; ³物理学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要 为解决传统翼型产生的边界层分离问题,提升机翼气动性能,本文基于 NACA4412 翼型提出了一种新翼型——堑尾翼,并在大量的仿真实验基础上证实,堑尾翼型具有比原翼型更优越的气动性能。本研究对不同形状、不同风速、不同攻角情形下堑尾翼型的升阻比增益倍数进行了系统讨论。研究数据表明,堑深为零、堑长约为翼型弦长 1/3 的堑尾翼型具有较优的气动性能,在中低速流场中堑尾翼最高可以得到 1.6 倍的升阻比增益倍数。因此,本研究可为中低速飞行器的翼型设计提供新的思路,在增大载荷的同时提高能源的利用率。

关键词 翼型优化;气动性能;流体仿真;翼尾湍流;升阻比

DESIGN AND SIMULATION ON AERODYNAMIC PERFORMANCE OF SUNKEN TRAILING EDGE AIRFOIL

WANG Hanxin¹ LU Yewei¹ XIAO Xinyu² LI Jun³ MENG Qingxin³ ZHANG Yu³

(¹ School of Mechanics Engineering; ² School of Instrumentation Science and Engineering;

³ School of Physics, Harbin Institute of Technology, Harbin, Heilongjiang 150001)

Abstract In the genre of aerospace, the transition of the boundary layer always seems to be a problem that limits the aerodynamic performance of a wing. Thus, an increasing number of experiments and researches are working on optimizing the airfoil to dilute the turbulence. Based on the NACA4412 airfoil, in this paper, a new type of airfoil, sunken trailing edge airfoil, is proposed and tested by means of the Flow Simulation unit of SOLIDWORKS. And it has been verified that the new airfoil has the superior aerodynamic performance compared to the original airfoil by a large number of simulation experiments. The lift drag ratio gain of the sunken trailing edge airfoil is systematically discussed with different shapes, wind speeds, and angles of attack. The research data show that when the sunk depth is around naught and the length is about one third of the chord, sunken trailing airfoil produces the greatest lift-drag ratio increase, which can be up to 60% more than the prototype's in mid-speed flow field. Thus, this study brings a new way to design an airfoil of medium and low speed aircraft, increasing load while improving energy utilization.

Key words airfoil optimization; aerodynamic performance; CFD simulation; turbulence on the trailing edge; lift-drag ratio

收稿日期: 2022-11-15

基金项目: 2021 年高等学校教学研究项目(DWJZW202105db);黑龙江省高等教育教学改革重点委托项目(SJGZ20200050);黑龙江省规划课题(GJC1319024)资助。

通讯作者: 李均,男,教授,主要从事大学物理教学和钙钛矿材料电磁特性研究工作,lijuna@hit.edu.cn。

引文格式: 王涵信,卢业玮,肖新愉,等. 堑尾翼型的表面结构设计及其气动性能的仿真探究[J]. 物理与工程,2023,33(3):88-92,98.

Cite this article: WANG H X, LU Y W, XIAO X Y, et al. Design and simulation on aerodynamic performance of sunken trailing edge airfoil[J]. Physics and Engineering, 2023, 33(3): 88-92,98. (in Chinese)

流体力学中连续性方程与伯努利方程是固定翼飞机设计的理论基础,在此基础上的大量实验结果表明,翼型的升力与来流速度、流体密度以及翼型形状均有关^[1]。飞行器的不断发展促进了机翼的进一步优化,由于机翼的形状直接影响着飞机的气动特性,因此研究与改良翼型具有重要意义。在 20 世纪 30 年代初期,美国国家航空咨询会(缩写为 NACA,后改为 NASA)对低速翼型进行了系统的实验研究。在 1932 年,确定了 NACA 四位数翼型族。不同的翼型具有其独特的几何特性和气动特性,便于设计人员选取理想翼型。在现有翼型资料中,NACA 系列翼型的资料较为丰富,飞行器也较多采用这一系列的翼型。

国内外学者针对不同领域的技术要求相继提出了对已有翼型的各种优化方案,给予了翼型研究新的内容和使命。Chakshu Baweja 等^[2]以波音 737 的翼型为模板,发现尾缘凹陷的存在极大地改变了机翼上方的流动分离,有效地延缓了边界层的分离,提升了机翼的气动性。Rabii EL MAANI 等^[3]采用 ANSYS/Fluent 软件对 NACA0012 翼型在不同马赫数下的二维跨音速流动进行了数值模拟,结果与实验吻合,并用遗传算法高效地优化了翼型气动性能。李治国等^[4]在叶片吸力面适当开设凹槽,发现凹变翼型升力系数显著增加,阻力系数略有下降。李根等^[5]以 NACA0012 翼型为基础翼型(弦长 c 为 0.15m),在距翼型压力面尾缘 $0.1c$ 处加装凹槽-襟翼,并发现不同厚度的凹槽-襟翼均可提升翼型气动性能。韩中合和焦红瑞^[6]在叶型尾部加装了 Gurney 襟翼,进一步改进翼型尾部形成钝尾缘,并对其气动性能进行研究。该研究发现加装钝尾缘的翼型周围的流场明显优于 NACA4412 原翼型流场,且改进后翼型的气动性能得到了提高。

综上所述,有效改善翼型气动性能方案虽然众多,但大多应用于风力机领域,优化翼型在飞机机翼上的应用较少。本文从加快翼尾上缘的边界层气流速度,本着减弱边界层分离的初衷,结合飞机机翼的复杂功能,以 NACA4412 翼型为模板,在接触面粗糙度为 $50\mu\text{m}$,机翼弦长 200mm,来流速度 10m/s ,攻角 0° 的基础上,提出铰尾翼型表面结构的设计方案,并进一步研究了其气动性能。

采用 SOLIDWORKS 中的 Flow Simulation 模块工具对原始翼型、铰尾翼型进行数值模拟计算,对翼型改进前后的气动性能、流场分布进行对比分析。

1 理论设计与研究方法

1.1 铰尾翼的提出

来流掠过飞行器时,贴近机翼上表面处的流体微团的受力情况可以由图 1 表示。

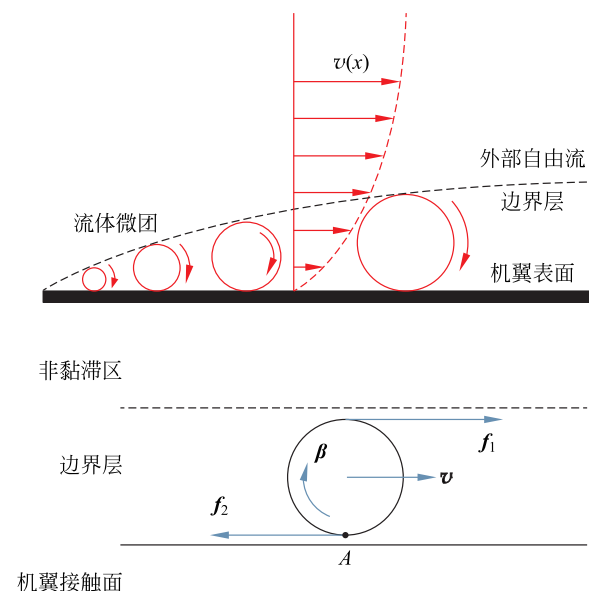


图 1 流体微团运动与受力示意图

微团下侧为边界层,上侧为外部非粘滞区。在边界层的影响下,微团受到来自边界层的摩擦力 f_2 和来自外部非粘滞区的粘滞力 f_1 作用,产生了向前翻滚的趋势;同时,摩擦力在这一过程中占主导,使得微团逐渐降速。因此,边界层在中后段将这些微团的平动状态变为滚动状态。剧烈滚动的微团形成湍流,造成流场局部失稳的情况;速度骤减的微团也无法维持原先的较低压强,升力因此受到削弱。因此,以上这两个因素对于机翼的性能有着较大的负面影响,而这一负面影响缘于微团与边界层的长时接触。

通过仿真模拟可以观察到,原翼型在 10mps 的风力环境中翼尾出现了湍流(见图 2),导致机翼受到的升力呈现波动。在此影响下,机翼此时的升阻比在迭代 1500 次之后依然无法收敛,且平均

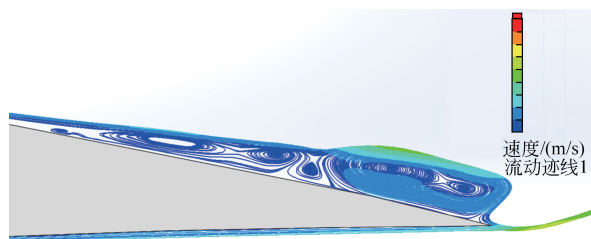


图2 NACA4412翼型在10m/s来流中翼尾湍流迹线图

值也较低。

综上所述,解决翼尾湍流问题并增大升阻比的根本方法就是使机翼上表面边界层对绕流的影响达到最小。本工作在这一思想下提出了铰尾翼型,如图3所示。这种翼型在NACA4412的基础上,将尾部上缘进行了切削处理:在边界上取一点A,在A点正下方取一点B,与翼尾端点C连接成一条折线,沿此折线切割进而可以得到这种翼型(A、B两点的确切位置将在后文进行探讨)。

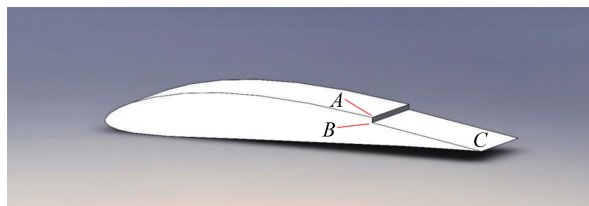


图3 铰尾翼横截面示意图

当气体微团即将发生滚动时(在A点处),其将突遇一个铰下的断崖结构(AB段)和一个平坡(BC段)。微团在自身惯性下保持向机翼后方流动,但在经过AB段后的一小段时间与机翼脱离接触,因此这时的摩擦力 f_2 为零。微团在这样的结构保护下,自旋强度有所减弱,并在周围气团的粘滞力作用下,一定程度地恢复了平动的速度,有效地维持了上表面的低压。

1.2 研究方法

由于铰尾翼的形状由A、B两点的位置确定,因而探究最适铰尾翼型的途径即是寻找A、B两点的最佳位置。SOLIDWORKS软件的Flow Simulation工具箱可以对于空间物体的平面绕流情况进行有限元分析,进而可以得到不同参数配置的铰尾翼经过迭代后的升阻比和外部流场。

本研究选用弦长为200mm的NACA4412翼型(轮廓曲线参数由软件Profili导出)。在Flow

Simulation中选用 4×4 m的计算域和比率因数为10的5级网格进行1500次迭代仿真。研究将用遍历的方式得到升阻比与翼型形状(A、B两点位置)的数值关系。对不同流速环境下(10m/s、15m/s、30m/s、50m/s、100m/s)和不同形状的铰尾翼的气动性能进行全面探讨。选出上述工作中较优翼型,研究不同攻角的情况下其与原翼型的气动性能优劣。

2 结果与讨论

2.1 铰尾翼型的气动性能初探

现选用与C点水平距离55mm的A点,和与A点垂直距离1mm的B点进行模拟仿真,并假设来流速度为40m/s。

根据速度切面对比图(见图4),NACA4412原型机翼上表面气流在半程处便过早减速,继续行进的过程中,速度持续减小并诱发湍流,此时边界层发生分离(粒子迹线可参照图2)。而下方的铰尾翼型则较好地维持了上表面气流的速度,边界层始终紧贴在机翼上缘,且几乎不出现湍流。由此可见,铰尾翼能更好地限制机翼后侧的湍流,进而起到增大升阻比的作用。

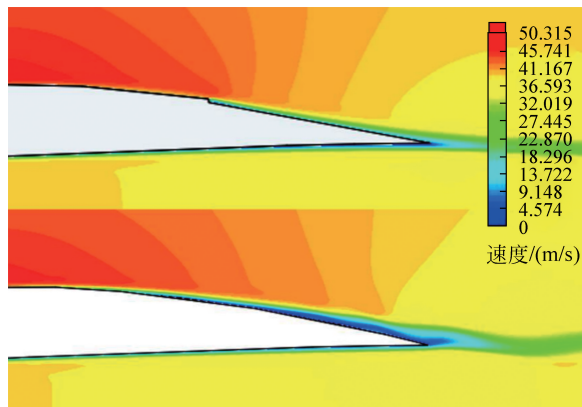


图4 铰尾翼(上)和原翼型(下)的速度场切面对比图

对于原NACA4412翼型和基于NACA4412翼型的铰尾翼型进行仿真模拟并监视升阻比参数(见图5)。可以发现,原翼型由于伴有较强湍流,升阻比随着迭代次数(单次迭代大致对应 2.5×10^{-4} s的物理时间)呈现较显著波动,且最终平均升阻比较低(如图中黑色点划线)。而当气流流过铰尾翼型时,分离流对升阻比的波动效果被明显削弱,并且在1500次迭代后,升阻比稳定的维持在了较高

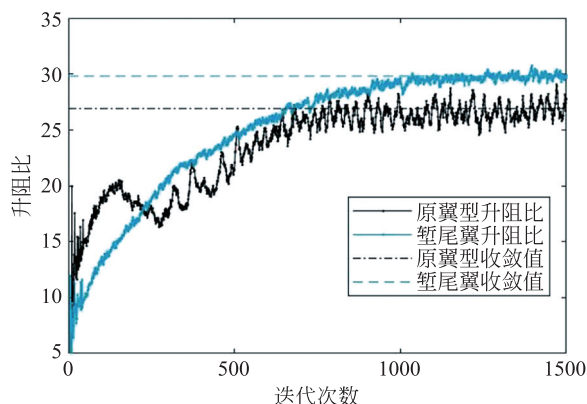


图5 原翼型与铎尾翼的升阻比随迭代次数变化情况

位(图中灰色虚线所示)。这体现了铎尾翼型在解决普通机翼尾部湍流问题的有效性。

2.2 中低速流场中的仿真过程

设A点与翼尾C点之间的水平距离是铎长 x ,B点与A点的垂直距离是铎深 y ,根据一般情况对铎长 x 和铎深 y 进行取值范围约束: $50 \leq x \leq 80, 0 \leq y \leq 2$ (单位mm)。

取 x 的步长为5mm, y 的步长为1mm进行遍历,可得到单一速度的流场环境下的数据。再改变不同的风速(10m/s、15m/s、30m/s、40m/s、50m/s、100m/s),就可以得到如下的数据汇总表(图中的每一个数值都是对应参数下的铎尾翼升阻比与原NACA4412翼型升阻比的比值,即 $\frac{K}{K_0} = \frac{L/D}{L_0/D_0}$ 。下方数据表中的升阻比比值的物理意义是气动性能增益倍数)。

经表1可发现,铎尾翼型在低速环境下(10m/s与15m/s)的气动性能相较于原翼型变化不大,且参数配置不当(A、B两点位置不佳)会出现负面效果;随着流速的增大(30m/s和50m/s),铎尾翼型对机翼上缘气流的转捩可以起到较好的限制作用,进而达到提高升阻比的目的;而随着风速的进一步增大(100m/s),较高速气流对翼型轮廓的变化(翼型的 x 、 y 参数)变得更加敏感,且总体增益效果不再显著。

此处需要特别说明两点:

(1) 铎深为0mm时不代表退化为原翼型,而是把A、C两点间的弧面部分切削为平面(见图6)。

表1 不同流场中不同 x 和 y 的取值所对应的铎尾翼型气动性能增益倍数

	2	1	0		2	1	0
80	0.776	0.877	0.984	80	0.900	0.982	0.961
75	0.792	0.894	1.020	75	0.896	1.016	0.982
70	0.811	0.918	0.987	70	0.929	1.053	1.091
65	0.851	0.936	1.027	65	0.963	1.072	0.979
60	0.866	0.942	0.992	60	0.964	1.090	1.150
55	0.894	0.978	1.053	55	1.042	1.176	0.926
50	0.928	0.995	1.055	50	1.037	1.081	1.048
风速为 10m/s				风速为 15m/s			
	2	1	0		2	1	0
80	0.799	1.121	1.176	80	0.753	0.895	1.039
75	0.830	1.000	1.000	75	0.799	0.915	1.363
70	0.894	1.267	1.296	70	0.869	0.987	1.086
65	0.919	1.060	1.415	65	0.898	1.021	1.354
60	0.976	1.359	1.560	60	0.934	1.051	1.181
55	1.014	1.010	1.002	55	0.988	1.108	1.547
50	0.838	0.989	0.915	50	0.776	0.882	0.931
风速为 30m/s				风速为 40m/s			
	2	1	0		2	1	0
80	0.808	0.936	1.132	80	0.547	0.670	0.906
75	0.929	1.302	1.308	75	0.592	0.708	1.130
70	0.852	0.958	1.176	70	0.617	0.836	1.042
65	0.893	1.006	1.628	65	0.668	0.881	1.230
60	0.946	1.084	1.265	60	0.763	0.863	1.205
55	0.970	1.084	1.492	55	0.790	0.873	1.223
50	0.827	0.915	0.987	50	0.836	0.931	0.951
风速为 50m/s				风速为 100m/s			

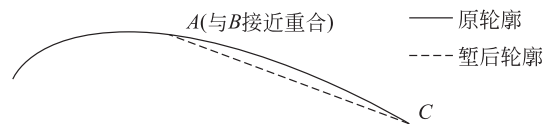


图6 铎深为0时的铎尾翼型示意图

(2) 这里得出的性能优良的铎尾翼型是在升阻比方面的最优翼型,而不是在去除湍流方面的最优翼型。换言之,铎尾翼型也可能存在着一些湍流,只不过此时的小幅度湍流不主要出现在上表面,而是出现在图7中,铎尾翼型的下表面。这种小幅度湍流使得机翼升阻比呈现波动(与图5中所示情形类似),但对于平均升阻比不构成实质性负面影响。

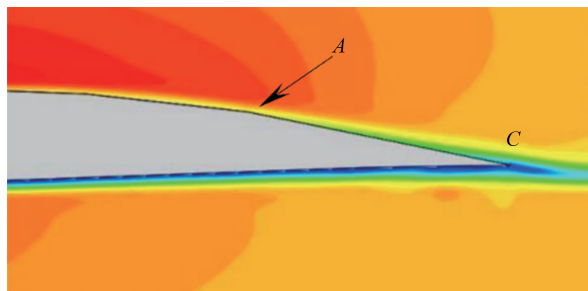


图7 铎尾翼速度场切面图

2.3 升阻比对机翼攻角的敏感度分析

铁饼的纵向截面形状与机翼相似。研究表明,在同样初速度下投掷,选取合适的初攻角可以有效提高成绩^[7];在扑克牌飞行中,当出射角较小时,出射角增加,水平位移也随之增加^[8]。

受此启发,在研究了铎尾翼 0 攻角时的气动性能之后,本节将使用参数(铎长,铎深)为(60,0)、(65,0)、(70,0)和(75,0)的铎尾翼型来研究不同攻角下的铎尾翼型和原翼型各自的升阻比。研究依然利用 SOLIDWORKS 的 Flow Simulation 插件,利用正交分解的方法对气流速度增加垂直的分量 V_y 进而模拟有攻角时的流场环境。对仿真软件得到的数据进行处理,做出了不同攻角下的平均升阻比增量,其折线对比如图 8 所示。

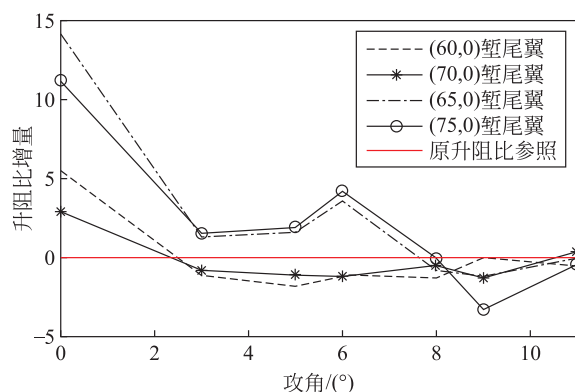


图8 四种铎尾翼对于原翼型的升阻比增量与攻角的关系

形状恰当的铎尾翼型(如图中的(65,0)和(75,0)铎尾翼型)在小攻角条件下(从 $0^\circ \sim 8^\circ$ 这一范围内)对升阻比的增益较为明显,对翼尾的转捩现象具有较好的抑制作用,因而具有比原翼型更出色的气动性能;而形状较不合适的铎尾翼型对于升阻比的负面影响也维持在很小的幅度。随着攻角的继续增大,原翼型和铎尾翼型气动性能急

表2 原翼型和四种铎尾翼升阻比与攻角的关系

攻角/ $^\circ$	原翼型 升阻比	(60,0) 铎尾翼	(65,0) 铎尾翼	(70,0) 铎尾翼	(75,0) 铎尾翼
0	31.941	37.471	46.128	34.843	43.133
3	53.136	52.056	54.421	52.347	54.664
5	60.150	58.331	61.759	59.070	62.086
6	54.187	53.016	57.769	53.036	58.392
8	45.632	44.352	44.892	45.160	45.579
9	38.048	38.074	36.861	36.786	34.780
11	8.805	8.268	8.764	9.187	8.391

剧下降,铎尾翼的优势消失。原因在于,大攻角条件下,机翼前后缘的垂直距离较大,气流经过前缘后,较大部分气流不再继续附着于机翼表面,而是直接向后散开,远离机翼。因此,此时翼尾周围的气体流量过小,形状不同(是否下铎)对整体流场的作用不再显著。此时即将出现失速现象,因此探讨大攻角情况下的升阻比增益倍数是没有意义的。

3 结论

本文提出了对 NACA4412 翼型进行了优化,提出铎尾翼型,并有如下结论:

(1) 改良后的铎尾翼型与原 NACA4412 翼型相比,有效地削弱了翼尾湍流,铎尾翼型升阻比最高可提升 60%,由此证明了本文所提出的铎尾翼模型的可行性。

(2) 在中低速流场中铎尾翼型平均升阻比明显大于原始翼型,且随铎深减小,平均升阻比增益倍数不断增加(最高可至 1.628 倍);随铎长减小,平均升阻比增益倍数总体呈现先增加后减小的趋势。铎尾翼型在 $30 \sim 50 \text{ m/s}$ 的流速场中获得最佳性能。

(3) 在攻角为 $0^\circ \sim 8^\circ$ 的范围内,形状合适的铎尾翼对气动性能产生积极影响。

参考文献

- [1] 何建勋,唐芳,熊畅,等. 基于简易风洞的薄翼模型升力测量实验[J]. 物理与工程, 2018, 28(2): 113-117.
HE J X, TANG F, XIONG C, et al. Experiment of lift coefficient measurement based on thin airfoil model of simple wind tunnel[J]. Physics and Engineering, 2018, 28(2): 113-117. (in Chinese)
- [2] CHAKSHU B, RAKESH D, UTSAV N, et al. Analysis and optimization of dimpled surface modified for wing plan-forms[J]. 2016 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), 2016, 7: 492-496.

(下转第 98 页)

枢,利用舵机控制电路、超声波检测和水泵控制电路组成了控制部分;以激光发射器、三棱镜、激光接收器组成了光路部分。经过不同杯型的测试,装置可以精确识别水杯中的水位到达指定位置,并可以对不同杯型实现自动注水和停止注水,实验中注入杯内的水位与设定的理论水位误差在5%范围内;杯型可调范围在4.5003~14.656cm。该装置有针对性地解决了接水不便,安全隐患等问题,具有成本低、体积小、操作便捷等优点。并且包容性高,与其他功能的控制系统并行,互不干扰,应用市场大,有望大规模投入生产。

参 考 文 献

- [1] 马培松,陶华伟,李益民,等. 基于单片机的多功能饮水机设计[J]. 河南科技,2022,41(17):20-23.
MA P S, TAO H W, LI Y M, et al. Design of multifunctional Water dispenser based on single-chip microcomputer[J]. Henan Science and Technology, 2022,41(17): 20-23. (in Chinese)
- [2] 赵宇鹏,朱海,刘付生,等. 一种具有分杯功能的全自动饮水机[J]. 机械制造,2021,59(8):32-34,49.
ZHAO Y P, ZHU H, LIU F S, et al. A full-automatic Water dispenser with cup dividing function[J]. Machinery Manufacturing, 2021, 59(8): 32-34, 49. (in Chinese)
- [3] 汤斌,邓捷,李军红. 一种新型饮水机出水控制装置的设计与实现[J]. 电子世界,2020(11):127-128.
TANG B, DENG J, LI J H. Design and implementation of a new type of water outlet control device for Water dispenser[J]. Electronics World, 2020(11): 127-128. (in Chinese)
- [4] 刘远明,高晓. 具有报警功能的水位自动控制器[J]. 电子制作,2011(3):48-50.
LIU Y M, G X. Automatic water level controller with alarm function[J]. Electronic production, 2011(3): 48-50. (in Chinese)
- [5] 马文蔚,周雨青,解希顺. 物理学下册[M]. 6版. 北京:高等教育出版社,2014,162.
- [6] 李光明,孙英爽,党晓娟. 基于LabVIEW和Arduino的远程监控系统设计与实现[J]. 计算机测量与控制,2015,23(10):3522-3524,3528.
LI G M, SUN Y S, DANG X J. Design and implementation of a remote monitoring system based on LabVIEW and Arduino[J]. Computer Measurement and Control, 2015, 23(10): 3522-3524, 3528. (in Chinese)
- [7] HUANG BIN,黄斌. 全自动水位控制器设计[C]. //2012年全国工业控制计算机年会论文集. 2012:262-267.
HUANG B. Design of a fully automatic water level controller[C]. Proceedings of the 2012 National Industrial Control Computer Annual Conference, 2012: 262-267. (in Chinese)
- [8] 张潮,郑玉强. 基于protues与LabVIEW联合仿真的消防水泵监测系统研究[J]. 石家庄铁道大学学报(自然科学版),2019,32(4):46-50.
ZHANG C, ZHENG Y Q. Research on Fire Water Pump Monitoring System Based on Joint Simulation of Prototypes and LabVIEW[J]. Journal of Shijiazhuang Tiedao University (Natural Science Edition), 2019, 32(4): 46-50. (in Chinese)
- [9] 吴蒙,赵志杰,李鹏,等. Arduino IDE下PID控制程序的设计与实现[J]. 现代制造技术与装备,2017(12):73-75.
WU M, ZHAO Z J, LI P, et al. Design and Implementation of PID Control Program in Arduino IDE[J]. Modern Manufacturing Technology and Equipment, 2017(12): 73-75. (in Chinese)
- [10] 张本任,熊勇,张加,等. 基于Arduino开发环境的无人艇控制系统设计[J]. 舰船科学技术,2019,41(3):83-87.
ZHANG B R, XIONG Y, ZHANG J, et al. Design of unmanned boat control system based on Arduino development environment[J]. Ship Science and Technology, 2019, 41(3): 83-87. (in Chinese)
- [3] RABII E M, BOUCHAIB R, ABDELKHALAK E H. CFD Analysis and shape optimization of naca0012 airfoil for different mach numbers[J]. 2019 5th International Conference on Optimization and Applications (ICOA), 2019, 5: 1-6.
- [4] 李治国,郝波,闫文刚,等. 凹变翼型对风力机气动性能影响的实验研究[J]. 太阳能学报,2022,43(1):147-153.
LI Z G, HAO B, YAN W G, et al. Experimental study on influence of concave airfoil on aerodynamic performance of wind turbine[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2022, 43(1): 147-153. (in Chinese)
- [5] 李根,缪维跑,李春,等. 凹槽-襟翼对翼型动态失速特性影响研究[J]. 热能动力工程,2022,37(3):151-159.
LI G, MIAO W P, LI C, et al. Effect of trailing edge dimple-flap on dynamic stall characteristics of airfoil[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(3): 151-159. (in Chinese)
- [6] 韩中合,焦红瑞. 加装钝尾缘改善风力机桨叶气动性能的研究[J]. 动力工程,2009,29(11):1073-1077.
HAN Z H, JIAO H R. Study on aerodynamic performance of airfoil by mounting a blunt trailing edge to wind blade[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2009, 29(11): 1073-1077. (in Chinese)
- [7] 葛隆祺. 体育运动中的流体力学[J]. 工科物理,1995(1):24-27.
GE L Q. Fluid dynamics in sports[J]. Physics and Engineering, 1995(1): 24-27. (in Chinese)
- [8] 柯春旭,刘萍,周明烁,等. 扑克牌飞行的动力学分析[J]. 物理与工程,2021,31(5):104-111.
KE C X, LIU P, ZHOU M S, et al. Dynamic analysis of a flying playing card[J]. Physics and Engineering, 2021, 31(5): 104-111. (in Chinese)

(上接第92页)