

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.04.012

小型巡飞弹螺旋桨气动优化设计

吴超¹, 李海城¹, 许建华^{2,3}, 王欢¹, 尚云斌¹, 金阳¹

(1. 西安现代控制技术研究所, 西安 710065; 2. 西北工业大学航空学院, 西安 710072; 3. 飞行器基础布局全国重点实验室, 西安 710072)

摘要: 小型巡飞弹螺旋桨桨叶尺寸较小, 桨毂占比较大, 螺旋桨性能易受桨毂影响。小型巡飞弹实际飞行螺旋桨转速偏高, 航时不够, 且螺旋桨风洞试验测试结果、设计计算结果以及实际飞行数据差异较大。针对计算结果不吻合的问题, 开展了试验构型的数值模拟, 结果表明桨毂产生较大的负拉力和扭矩, 是造成螺旋桨效率下降、转速上升的主要原因。根据计算结果, 本文给出了巡航工况下桨毂拉力及扭矩的修正公式及螺旋桨优化设计思路。针对试验数据不吻合的问题, 设计了巡飞弹推进系统风洞试验, 成功解决了来流干扰, 获得了准确的测试结果。为了提升螺旋桨效率, 根据螺旋桨涡流理论推导了螺旋桨计算模型, 以巡航工况效率为优化目标, 爬升工况推力及反扭矩为约束条件, 利用遗传算法工具箱开展了螺旋桨气动外形优化设计, 并通过推进系统风洞试验进行了验证。试验结果表明优化设计有效, 巡飞工况下螺旋桨效率提升了 17.2%。

关键词: 巡飞弹; 螺旋桨; 优化设计; 风洞试验

中图分类号: V211

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)04-0698-07

Aerodynamic Optimization Design of Small Loitering Munition Propeller

WU Chao¹, LI Haicheng¹, XU Jianhua^{2,3}, WANG Huan¹, SHANG Yunbin¹, JIN Yang¹

(1. Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China; 2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 3. National Key Laboratory of Aircraft Configuration Design, Xi'an 710072, China)

Abstract: The propeller performance of small loitering munition is easily affected by the smaller blade size and larger hub ratio. A loitering munition encountered the problems of propeller speed is too high, and the endurance is not enough, the propeller wind tunnel test, the calculation results and flight performance are different. Aiming at the problem of inconsistent calculation results, the numerical simulation of the experimental subject was carried out. The result shows that the propeller hub produces a large negative thrust and torque, which is the most important factor leading to a significant decrease in propeller efficiency and increase in propeller speed. According to the calculation results, the formula of the hub thrust and torque correction and the propeller optimization design are given. In view of the large difference between the wind tunnel test efficiency value and flight performance, the propulsion system wind tunnel test was carried out, the problem of incoming flow interference is solved and accurate experimental results are obtained. In order to improve propeller efficiency, a propeller calculation model is derived based on propeller vortex theory, the optimization design of propeller aerodynamic profile is carried out by using genetic algorithm toolbox, with the efficiency of propeller at cruise as objective, the thrust and maximum counter torque in climb as constraints. The design results are verified by the wind tunnel test of the propulsion system. Experimental results show that the optimized design is effective, and the propeller efficiency is increased by 17.2% at cruise.

收稿日期: 2024-04-19; 修订日期: 2024-06-13

通信作者: 李海城, 男, 研究员, E-mail: 282012799@qq.com。

引用格式: 吴超, 李海城, 许建华, 等. 小型巡飞弹螺旋桨气动优化设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(4): 698-704. WU Chao, LI Haicheng, XU Jianhua, et al. Aerodynamic optimization design of small loitering munition propeller [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(4): 698-704.

Key words: loitering munition; propeller; optimization design; wind tunnel test

巡飞弹是指一种可以利用箭载、机载、车载、单兵等多种武器平台投放发射,可遂行战场侦察监视、目标定位、火炮校正射击等多种作战任务的智能弹药^[1-2]。巡飞弹融合无人机和导弹的特点,兼具滞空时间长、作用范围广、使用灵活、突防样式多样等优势。近年来,各国对巡飞弹愈发重视,陆续研制出了一系列先进型号,如以色列的“英雄”系列、美国“弹簧刀”系列等,俄罗斯“柳叶刀”巡飞弹等。2023年11月30日,俄军“柳叶刀”巡飞弹在赫尔松州特亚金卡地区成功击毁两辆乌军坦克^[3],该巡飞弹成本仅为30 000~35 000美元。巡飞弹以其灵活多变的作战方式,在战场上展现出了传统弹药所不具备的优势,影响并改变着战场形式。针对巡飞弹的反制手段也在不断升级,包括增加迷彩网以及电子干扰等。

推进技术是巡飞弹关键技术之一,涡喷推进系统适合高速巡飞弹,活塞推进系统适合长航时巡飞弹,小型巡飞弹多选择电动螺旋桨推进系统,相较于涡喷、活塞等推进系统,电动螺旋桨推进系统^[4]具有结构简单可靠、噪声低、安全性高等优势。作为电动推进系统的重要组成部分,螺旋桨性能直接决定了电动推进系统的推力、效率等核心指标。在螺旋桨设计与试验验证方面,焦俊等^[5-6]开展了低雷诺数飞艇螺旋桨优化设计与气动性能车载试验,采用叶素动量理论计算螺旋桨气动性能,建立了螺旋桨车载测控系统,取得了不错的设计结果。项松等^[7]开展了某型三叶螺旋桨的设计及缩比尺寸风洞试验,设计点的工作效率达到了85.63%。Ghoddoussi等^[8]针对低雷诺数螺旋桨开展了大量实验,给出了可供参考的结论。许建华等^[9]开展了基于CFD技术的螺旋桨气动特性研究,利用有限体积法求解非定常的雷诺数平均N-S方程数值模拟螺旋桨黏性绕流,并计算了螺旋桨轴流状态和侧流状态的气动特性。德国罗罗公司^[10]提出了“动量叶素理论+涡格法”和“动量叶素理论+非线性升力线法”等两种中保真方法,用于快速模拟分布式螺旋桨与机翼干扰的流动。土耳其Bartın大学^[11]提出了一种单个螺旋桨滑流阻力预估新方法,用于预测螺旋桨滑流导致动压增加而形成的寄生阻力和诱导阻力。唐伟等^[12]研究了两个设计点的螺旋桨设计,通过ANSYS CFX软件的数值模拟和车载实验两种手段对螺旋桨性能进行了验证。以上学者在螺旋桨设计计算及试验验证方面开展了大量工作,形成了许多可供借鉴的结论。相

较于无人机等其他传统飞行器,小型巡飞弹受发射筒约束,多为两叶折叠桨,螺旋桨桨径远小于同级别无人机,且桨毂尺寸占比较大,螺旋桨设计时必须考虑桨毂的影响,试验测试时整流罩干扰也容易导致测试结果不准确。

本文针对某巡飞弹螺旋桨转速偏高、航时较短的问题进行了分析,对螺旋桨计算方法进行了完善,建立了巡航工况桨毂拉力及扭矩修正公式,提出了巡飞弹推进系统风洞试验,针对螺旋桨效率低的问题,开展了螺旋桨优化设计,有效提升了巡飞时间。

1 问题分析

某巡飞弹巡飞状态平飞速度为40 m/s,设计推力为10 N,设计平飞转速为7 700 r/min,设计飞行时间为90 min,实际平飞转速为8 200 r/min,实际飞行时间为78 min,未能达到设计指标。

螺旋桨设计过程中采用涡流理论获得螺旋桨气动性能,利用自主研发的螺旋桨绕流RANS求解器ROTNS进行气动性能的分析评估。螺旋桨完成设计后在西北工业大学NF-3风洞开展了风洞吹风试验,螺旋桨设计结果、螺旋桨风洞试验结果、实际飞行气动辨识结果对比如图1所示,试验现场如图2所示。8 200 r/min螺旋桨理论推力为12.85 N、试验测试推力为15.7 N,均高出实际飞行对应的10 N。对比风洞试验与螺旋桨设计计算结果可以看出,试验测试结果数值较高,7 000 r/min时,推力差异为32%,随着转速增加,推力差值逐渐减小,11 000 r/min时差异为0.3%。

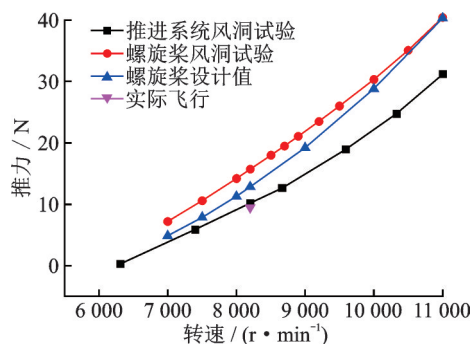


图1 推力对比

Fig.1 Thrust comparison

巡飞弹为推桨,电机及螺旋桨固定于弹尾,螺旋桨在初始设计阶段认为桨毂并不直接面临来流,未考虑桨毂影响,气动计算对象只有桨叶。

考虑到设计工况与实际飞行情况来流存在较

大差异,有可能导致计算不准确,为进一步分析问题,开展了针对试验构型的气动数值模拟。

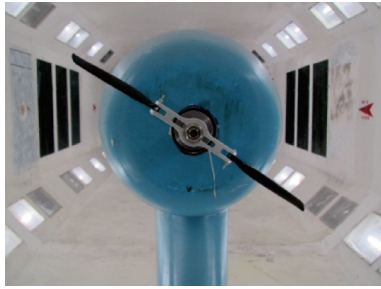


图2 螺旋桨风洞试验

Fig.2 Wind tunnel test of propeller

2 桨毂影响计算

试验构型包括弹身、桨毂和桨叶,如图3所示。螺旋桨绕流采用非定常RANS^[13]方法进行数值模拟,其中湍流模型为 $k-\omega$ SST。采用点对点的多块结构化网格分为两个区域,分别为模拟远场绕流的静止域和模拟桨叶附近绕流的旋转域。拉力和扭矩曲线的收敛较好,气动力的波动基本在均值的2%以内。典型工况下,桨毂处流场分布如图4(a)所示。表1给出了典型工况下,不同转速时各部件的拉力。可以看出,过渡段产生较小的正拉力,而桨毂则产生较大的负拉力。表2给出了不同转速下各部件的扭矩,可以看出过渡段扭矩占总扭矩的4%左右,桨毂扭矩占总扭矩的8%~12%。结合表1的数据分析,桨毂不仅产生较大的负拉力,而且产生相当比重的扭矩,因而桨毂对螺旋桨性能的影响必须考虑。

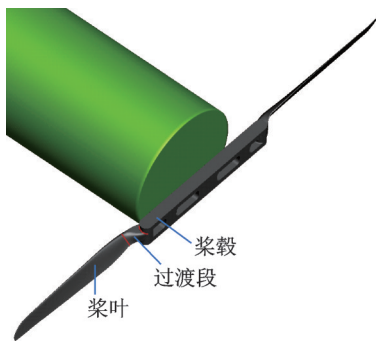


图3 试验构型

Fig.3 Experimental subject

图4(b)给出了桨毂处的压力云图,A区和B区的高压分别导致负拉力和力矩的增加。优化桨毂外形及尺寸能够有效减小A区域带来的负拉力,降低螺旋桨转速能够有效减小B区的动压头,从而降低扭矩。

计入桨毂修正的螺旋桨性能计算结果如表3所示,平飞状态螺旋桨效率计算结果为62.8%,与

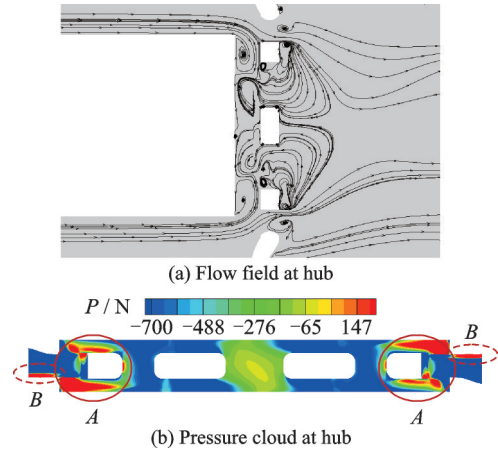


图4 数值模拟计算结果

Fig.4 Numerical simulation results

表1 各组成部分拉力

Table 1 Thrust of each component

参数	转速/($r \cdot \min^{-1}$)			
	7 000	7 500	8 000	9 000
叶片/N	4.89	7.89	11.27	19.20
过渡段/N	0.079	0.182	0.433	0.797
桨毂/N	-1.244	-1.353	-1.517	-1.711
桨毂占比/%	-33.4	-20.1	-14.9	-9.4

表2 各组成部分扭矩

Table 2 Torque of each component

参数	转速/($r \cdot \min^{-1}$)			
	7 000	7 500	8 000	9 000
叶片/($N \cdot m$)	0.433 8	0.581 9	0.901 1	1.255 6
过渡段/($N \cdot m$)	0.022 4	0.027	0.037 8	0.051 1
桨毂/($N \cdot m$)	0.058 9	0.068	0.088 2	0.108 8
桨毂占比/%	11.43	10.05	8.59	7.69

表3 螺旋桨性能

Table 3 Performance of propellers

参数	转速/($r \cdot \min^{-1}$)			
	7 000	7 500	8 000	9 000
推力/N	6.422 6	9.630 6	17.161 9	26.208 6
扭矩/($N \cdot m$)	0.515 1	0.676 9	1.027 1	1.415 5
效率/%	59.53	62.71	63.82	62.40

75%的设计指标相差较大。

综合以上分析结果,给出结论如下:

(1)桨毂不仅产生较大的负拉力,更产生较大的扭矩,是导致螺旋桨效率大幅下降的最主要因素,设计点效率与拉力下降均超过10%;

(2)过渡段产生较小的正拉力与扭矩,影响相对较小;

(3)巡飞弹桨毂必然会带来一定程度效率损失。通过增加螺旋桨桨径,减小桨毂尺寸占比,降低螺旋桨设计转速,优化桨毂外形等措施,有望

显著提升螺旋桨效率。

根据计算获得的桨毂拉力和扭矩随高度(密度)、风速、转速的变化规律,可以提出桨毂拉力及扭矩修正公式。考虑到设计工况下来流速度及高度不变,假设拉力修正量与转速成正比,扭矩修正量与转速平方成正比,给出该状态下桨毂简化计算公式为

$$T_{hub} = -0.2371 \times n_k + 0.4108 \quad (1)$$

$$M_{hub} = -0.0015 \times n_k^2 + 0.0455 \times n_k - 0.1968 \quad (2)$$

式中: T_{hub} 为桨毂拉力, M_{hub} 为桨毂扭矩, n_k 为转速。

3 推进系统风洞试验

螺旋桨风洞试验能够获得螺旋桨在不同工况下的特性曲线,应用于巡飞弹时主要面临以下问题:(1)受尺寸严格约束,小型巡飞弹螺旋桨桨径远小于同级别无人机,常规测试设备包括伺服电动机、测力天平、整流罩等体积太大,来流干扰导致结果不准确;(2)巡飞弹螺旋桨为推桨,试验工况为拉桨,两种推力形式桨盘处流场差异较大,导致结果不准确。

针对以上问题,本文设计了巡飞弹推进系统风洞试验^[14],试验场景如图 5 所示。为了解决来流干扰问题,测试机构在来流方向进行了整流,整流罩直径与弹径相同,螺旋桨采用尾推形式,固定于测试机构上壁面,由电机直接驱动。受整流罩尺寸约束,试验采用杆式天平,整流罩侧壁面开孔对电机进行散热,避免影响天平测量精度。为了尽可能模拟弹上工况,试验选用弹上电机替代传统的伺服电机,通过地面电源电压修正来模拟弹上电源,从而直接获得推进系统在不同工况下的推力包线及功耗。

对不同风速下的螺旋桨性能进行了测试,巡航速度下,不同测试方法的试验结果对比见图 1,3 条曲线中,推进系统风洞试验结果最接近飞行工况,8 200 r/min 时推力为 10.18 N,误差为 7.1%,属于可接受的试验误差范围,实测巡飞工况螺旋桨效率为 63.9%,与计算结果相比,误差为 1.19%。试验结果及计算结果均表明螺旋桨效率未达到设计指



图 5 推进系统试验

Fig.5 Wind tunnel test of propulsion system

标,是导致螺旋桨转速偏高、航时缩短的主要原因,需要开展螺旋桨优化设计。

4 螺旋桨优化设计

4.1 涡流理论

为了快速迭代计算螺旋桨气动特性,可选择的方法有动量理论、叶素理论和涡流理论。动量理论以气流通过桨盘的动量和能量变化为依据,仅处理气流轴向流动,未考虑螺旋桨的旋转效应;叶素理论将桨叶分为有限个微小段,沿径向求桨叶上的总气动力,但未计入螺旋桨桨叶产生的下洗效应与桨叶之间的干扰;涡流理论将绕过螺旋桨的气流看作由各个单独桨叶所激起的涡流场和相应的诱导速度场组成,通过利用涡流理论和限翼展理论,建立起桨叶几何特性与气动推进之间的关系,在螺旋桨气动设计中得到广泛的应用^[15]。可以选择作为优化螺旋桨快速估算的计算方法。

如图 6 所示,在螺旋桨气动力分析时,首先应用翼型理论进行螺旋桨叶素分析,诱导流动由涡流模型建立。根据涡流理论,在径向 r 处取一段长度为 dr ,相应叶素弦长 C_b ,运动过程中前飞速度为 U_0 ,切向速度为 $2\pi n_s r$,叶素安装角为 θ_b ,桨叶尾涡产生的诱导角度为 ϵ ,轴向诱导速度为系数为 a ,环向诱导速度系数 a' 。

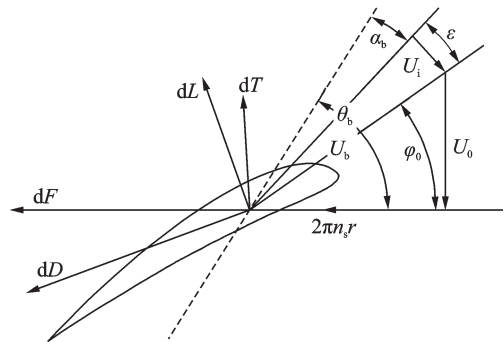


图 6 螺旋桨叶素受力

Fig.6 Force of blade element

实际来流速度为

$$U_b = \sqrt{[U_0(1+a)]^2 + [2n_s \pi r(1-a')]^2} \quad (3)$$

气流对于单个叶素的迎角为

$$\alpha_b = \theta_b - \epsilon - \arctan\left(\frac{U_0}{2\pi n_s r}\right) \quad (4)$$

螺旋桨桨叶数量为 N_B ,桨毂半径为 r_0 , C_l 及 C_d 分别为所选翼型的升力系数、阻力系数,可根据软件 Profili 获得。已知螺旋桨半径为 R ,令 $\theta' = \theta_b - \alpha_b$,拉力可表达为

$$T = \frac{1}{2} \rho U_b^2 N_B \int_{r_0}^R C_b [C_l \cos\theta' - C_d \sin\theta'] dr \quad (5)$$

可以得到螺旋桨扭矩为

$$Q_p = \frac{1}{2} \rho U_b^2 N_B \int_{r_0}^R C_b r [C_1 \sin \theta' + C_d \cos \theta'] dr \quad (6)$$

相应的螺旋桨效率为

$$\eta_p = \frac{U_b \int_{r_0}^R C_b [C_1 \cos \theta' - C_d \sin \theta'] dr}{2\pi n_s \int_{r_0}^R C_b r [C_1 \sin \theta' + C_d \cos \theta'] dr} \quad (7)$$

根据上述推导的基本原理,在已知螺旋桨外形参数的情况下,可计算出螺旋桨拉力、扭矩、效率等参数,其中轴向诱导速度以及环向诱导速度通过迭代法求得,推导迭代计算公式为

$$a_{\text{new}} = \frac{1}{2} \left\{ a + \frac{U_b^2 C_b [C_1 \cos \theta' - C_d \sin \theta']}{8\pi r U_0^2 (1+a)} \right\} \quad (8)$$

$$a'_{\text{new}} = \frac{1}{2} \left\{ a' + \frac{U_b^2 C_b [C_1 \sin \theta' + C_d \cos \theta']}{8\pi r^2 U_0 (1+a)(2\pi r n_s)} \right\} \quad (9)$$

4.2 优化设计

采用遗传算法^[16]对螺旋桨进行螺旋桨气动优化设计。为提高设计效率,采用基于涡流理论的计算程序作为优化过程中的螺旋桨气动性能分析手段,以巡航状态螺旋桨效率为设计点,爬升阶段推力及反扭矩为约束条件。在获得满足气动设计要求的螺旋桨方案后,通过数值模拟,对各设计指标,空间尺寸约束进行详细校核,满足要求,则完成结构铺层设计以及强度校核,给出完整的设计方案,如不满足则对优化参数进行调整,重新迭代计算,直至满足要求。

螺旋桨外形及扭转角可简化为8个参数,螺旋桨直径为 d ,记弦长最大点坐标为 $(x_{c\max}, C_{R\max})$,桨根处弦长的坐标为 $(x_{\text{root}}, C_{R\text{root}})$,桨梢处弦长的坐标为 $(x_{\text{tip}}, C_{R\text{tip}})$,则弦长分布可表示为

$$C_R = \begin{cases} a_1(x - x_{c\max})^2 + C_{R\max} & x \leq x_{c\max} \\ a_2(x - x_{c\max})^2 + C_{R\max} & x > x_{c\max} \end{cases} \quad (10)$$

$$\text{式中: } a_1 = \frac{C_{R\text{root}} - C_{R\max}}{(x_{\text{root}} - x_{c\max})^2}, a_2 = \frac{C_{R\text{tip}} - C_{R\max}}{(x_{\text{tip}} - x_{c\max})^2}$$

扭转角的分布可采用二次函数的一般形式表示为

$$\beta_R = a_\beta x^2 + b_\beta x + c_\beta \quad (11)$$

由于 $x_{\text{root}}, x_{\text{tip}}$ 已知,因此该参数化方法的设计变量有: $d, n, x_{c\max}, C_{R\max}, C_{R\text{root}}, C_{R\text{tip}}, a_\beta, b_\beta, c_\beta$ 共9个。螺旋桨效率数学模型为

$$\begin{cases} \text{Find } x = [d, n, x_{c\max}, C_{R\max}, C_{R\text{root}}, C_{R\text{tip}}, a_\beta, b_\beta, c_\beta] \\ \text{Max } f(x) = \eta_p \\ \text{s.t. } \begin{cases} g_1(x) = T_1 - 10 \\ h_1(x) = T_2 - 34 \\ h_2(x) = M_2 - 3 \end{cases} \end{cases} \quad (12)$$

式中: n 为螺旋桨转速, T_1 为巡航状态推力, M_2 及 T_2 分别为爬升状态所需的扭矩及推力。可以将有约束问题转化为无约束问题^[17],即

$$\begin{cases} \tilde{f}(x) = f(x) + G[g_1(x)] + \sum_i H[h_i(x)] \\ G[g_1(x)] = |g_1(x)| \\ H[h_i(x)] = \begin{cases} 0 & h_i(x) \geq 0 \\ |h_i(x)| & h_i(x) < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (13)$$

遗传算法可以模拟一个人工种群的进化过程,并且通过选择、杂交以及变异等机制,种群经过“优胜劣汰”,从而达到最优状态。借助MATLAB遗传算法工具箱^[18],可以省略遗传算法底层代码的编译过程,快速实现螺旋桨的优化设计。优化结果如图7所示,最优适应度为-0.840 1,即最优螺旋桨效率为84.01%。

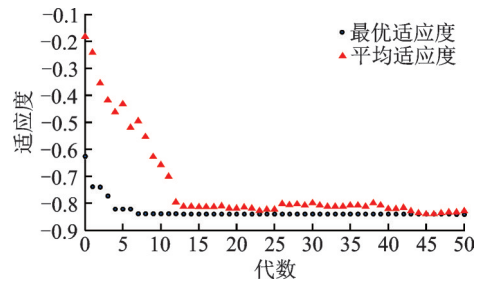


图7 遗传算法收敛结果

Fig.7 Convergence results of genetic algorithm

考虑严格的空约束以及根部的结构强度约束,经过多轮次方案设计,最终确定螺旋桨参数。螺旋桨采用碳纤铺层加泡沫芯填充实心方案,并对根部进行加强,对典型工况下螺旋桨强度及固有频率进行校核,螺旋桨安全系数大于3,使用转速内不存在共振风险,满足使用要求。

螺旋桨模型如图8所示。相较于原螺旋桨,优化后主要进行了以下调整:(1)对桨毂尺寸及气动外形进行了优化设计,长度缩小9.2%;(2)桨径增加24%,降低了巡航状态的设计转速,达到降低桨毂扭矩的目的;(3)桨毂尺寸占比降低8.7%,降低桨毂对气动性能的综合影响。

整理螺旋桨在30~60 m/s条件下前进比效率曲线,如图9所示。可以看到前进比0.7~1.0为较优区间,螺旋桨效率均大于75%,满足设计要求。



图8 螺旋桨模型

Fig.8 Propeller models

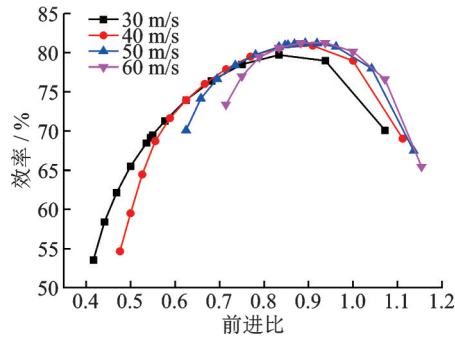


图9 螺旋桨前进比效率曲线

Fig.9 Propeller efficiency versus advance ratio

前进比 0.8~1.0 为最优区间,效率超过 80%,峰值效率为 82.7%,按照巡航状态估算对应转速为 4 000~5 000 r/min,与设计区间吻合较好。

5 试验验证

对设计螺旋桨在 50%~100% 油门状态下, 30~45 m/s 风速下的推力、扭矩及转速等进行测试,螺旋桨的计算结果与推进系统风洞试验结果对比如图 10 所示,其中 A 为试验测试结果,B 为设计计算结果。计算结果与试验结果在变化规律上一致,40 m/s 时最大推力偏差 1.4 N,30 m/s 最大推力偏差 1.5 N,试验结果与计算结果吻合较好。图 10 中 A 曲线横坐标 6 个数据点分别对应 50%~100% 油门,螺旋桨转速及推力随着油门增加而增加。油门开度大于 80% 时,增量逐渐减小。

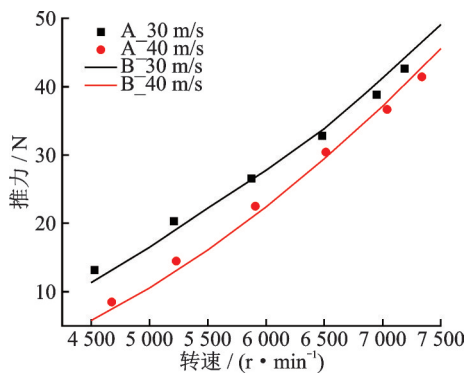


图 10 螺旋桨转速推力曲线

Fig.10 Propeller thrust versus rotational speed

优化前后螺旋桨效率试验结果对比如图 11 所示,其中 O 为优化后螺旋桨、C 为原螺旋桨。可以看出,相比原螺旋桨,优化后螺旋桨效率大幅度提升,平均提升在 15% 以上,峰值效率达到 84.3%。新螺旋桨随着速度增加呈现出效率逐渐增加的趋势,这意味着同样输入功率时,新螺旋桨能够输出更大的推力。

优化前后典型工况下螺旋桨参数如表 4 所示。

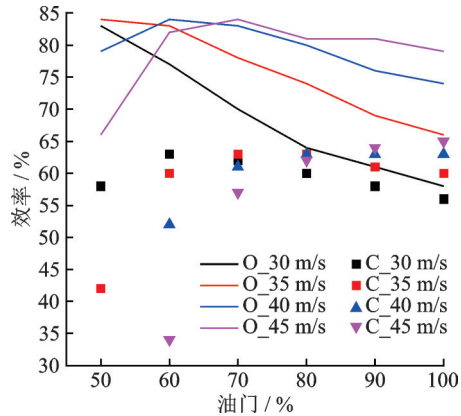


图 11 螺旋桨效率曲线

Fig.11 Propeller efficiency

经过优化设计,巡航工况螺旋桨效率提高了 17.27%,需用油门降低了 14%,螺旋桨功耗降低了 23.59%,实际飞行巡航时间从 78 min 提升到 105 min,航时提升 34%,优化设计有效。

表 4 优化结果

Table 4 Optimization results

螺旋桨工况	优化前		优化后	
	巡航	爬升	巡航	爬升
来流速度/(m·s ⁻¹)	40	35	40	35
油门/%	66	100	52	85
推力/N	10.22	34.38	10.05	34.63
力矩/(N·m)	0.749	1.736	0.976	2.424
转速/(r·min ⁻¹)	8 158	10 978	4 787	6 718
需用功率/W	640	1 995	489	1 704
螺旋桨效率/%	63.9	60.29	81.17	71.08
航时/min	78		105	

6 结 论

从某型巡飞弹螺旋桨效率低的问题出发,开展了试验构型数值模拟,提出了推进系统风洞试验,完成了螺旋桨优化设计,巡航工况螺旋桨效率提升了 17.2%,得到以下主要结论:

(1) 小型巡飞弹螺旋桨尺寸较小,常规螺旋桨风洞试验整流罩及伺服电机体积较大,容易干扰来流导致试验结果不准确;

(2) 推进系统风洞试验更接近真实飞行工况,有效避免了来流干扰,直观反映巡飞弹的推力包线,能够有效验证巡飞弹螺旋桨设计情况;

(3) 螺旋桨桨毂不仅产生较大的负拉力,更产生较大的扭矩,是导致螺旋桨效率下降的主要因素;

(4) 增加桨叶尺寸,降低螺旋桨转速,缩小桨毂尺寸占比,能够有效提升巡飞弹螺旋桨效率。

参考文献:

- [1] 曾家有,刘天庆.攻击型巡飞弹在岛礁区攻防作战中的运用研究[J].战术导弹技术,2020(5):9-14.
ZENG Jiayou, LIU Tianqing. Discussion on the application of loitering attack missiles in reef islands areas attack-defense conforontation[J]. Tactical Missile Technology, 2020(5): 9-14.
- [2] 张威.巡飞弹开启新的作战样式[J].无人平台,2023,19(7):29-32.
- [3] 蒋红磊,陈友龙.飞行的“卡拉什尼科夫”俄罗斯“柳叶刀”巡飞弹[J].坦克装甲车辆,2024,1(4):26-30.
- [4] 冯文韬,黄超凡,李欢利,等.巡飞弹载动力电池应用现状及发展趋势[J].电源技术,2023,47(4):426-429.
FENG Wentao, HUANG Chaofan, LI Huanli, et al. Application status and development trends of power battery for small loitering munitions[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2023,47(4): 426-429.
- [5] JIAO J, SONG Bifeng, ZHANG Y G. Optimal design and experiment of propellers for high altitude airship[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2017(10): 1-16.
- [6] 焦俊,宋笔锋,张玉刚,等.高空飞艇螺旋桨优化设计与起动机性能车载试验[J].航空动力学报,2017,32(1):196-202.
JIAO Jun, SONG Bifeng, ZHANG Yugang, et al. Optimal design and truck-mounted testing of aerodynamic performance for the propeller of high altitude airship[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 196-202.
- [7] 项松,佟刚,吴江,等.某型三叶螺旋桨的设计及性能试验[J].航空动力学报,2016,31(8):1793-1798.
XIANG Song, TONG Gang, WU Jiang. et al. Design and performance test of a kind of three-blade propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8): 1793-1798.
- [8] GHODDOUSSI A, MILLER L S. A more comprehensive database for low Reynolds number propeller performance validation[R]. Washington DC: Aerodynamic Conference, 2016.
- [9] 许建华,宋文萍,韩忠华,等.基于CFD技术的螺旋桨气动特性研究[J].航空动力学报,2010,25(5):1103-1109.
XU Jianhua, SONG Wengping, HAN Zhonghua, et al. Aerodynamic performance research of propellers based on CFD technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2010,25(5): 1103-1109.
- [10] HERZOG N, KELLER D, BREITSAMTER C. Two aerodynamic mid-fidelity approaches on a distributed propulsion wing[J]. Journal of Aircraft, 2024, 61(1): 196-210.
- [11] BIBER K. Estimating propeller slipstream drag on airplane performance[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(6): 2172-2174.
- [12] 唐伟,宋笔锋,张玉刚,等.两个设计点的螺旋桨气动性能[J].航空动力学报,2017,32(2):354-363.
TANG Wei, SONG Bifeng, ZHANG Yugang, et al. Aerodynamic performance of propeller with two design points[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 354-363.
- [13] 韩少强,宋文萍,韩忠华,等.高速共轴刚性旋翼非定常流动高精度数值模拟[J].航空学报,2023. DOI: 10.7527/1000-6893.2023.29064.
HAN Shaoqiang, SONG Wenping, HAN Zhonghua, et al. High-accurate numerical simulation of unsteady flow over high-speed coaxial rigid rotors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023. DOI: 10.7527/1000-6893.2023.29064.
- [14] 王欢,尚云斌,江春茂,等.CG-02风洞螺旋桨动力性能测试数据采集系统[J].测控技术,2023,42(3):93-98.
WANG Huan, SHANG Yunbin, JIANG Chunmao, et al. Date acquisition system for propeller dynamic performance test based on CG-02 wind tunnel[J]. Measurement and Control Technology, 2023, 42(3): 93-98.
- [15] 刘沛清.空气螺旋桨理论及其应用[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006:56-87.
- [16] 范维宇,陈顺怀,郑龙.基于神经网络的船用螺旋桨优化方法[J].舰船科学技术,2023,45(2):47-51.
FAN Weiyu, CHEN Shunhuai, ZHENG Long. Optimization method of propeller based on neural network [J]. Ship Science and Technology, 2023, 45(2): 47-51.
- [17] 吴超,袁先士,薛劲光,等.小型巡飞弹电动推进系统设计及试验验证[J].航空动力学报,2021,36(1):88-96.
WU Chao, YUAN Xianshi, XUE Jinguang, et al. Design and test verification of small loitering munition electric-powered propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(1): 88-96.
- [18] 雷英杰,张善文,李续武.MATLAB遗传算法工具箱及应用[M].西安:西安电子科技大学出版社,2004:1-6.

(编辑:夏道家)