

小型巡飞弹电动推进系统设计及试验验证

吴 超, 袁先士, 薛劲光, 车晓涛, 王 刚, 李顺峰
(中国兵器工业集团有限公司 西安现代控制技术研究, 西安 710065)

摘 要: 为快速获得满足工程需要的小型巡飞弹电动推进系统,采用螺旋桨涡流理论和一阶电动机模型建立了电动推进系统效率计算模型。以巡飞弹巡航阶段电动推进系统效率最高为目标,将爬升阶段巡飞弹所需推力及对应的反扭矩作为约束对桨机参数进行了快速优化设计,得到了电动机与螺旋桨的设计指标。根据该设计指标开展了电动机测功试验,完成了电动机选型;利用 Kriging 代理模型对螺旋桨进行了详细优化设计,并计算了完整的气动参数。针对设计得到的巡飞弹电动推进系统开展了风洞吹风试验,结果显示螺旋桨理论计算与试验测试误差在 8.5% 以内,巡航阶段电动推进系统效率设计结果与测试结果误差在 2.7% 以内,表明所提出的电动推进系统设计方法合理有效,能够为此类巡飞弹设计提供一定程度理论指导。

关 键 词: 巡飞弹; 电动推进系统; 优化设计; 电动机测功试验; 风洞试验

中图分类号: V221 **文献标志码:** A

Design and test verification of small loitering munition electric-powered propulsion system

WU Chao, YUAN Xianshi, XUE Jinguang,
CHE Xiaotao, WANG Gang, LI Shunfeng
(Xi'an Modern Control Technology Research Institute,
China North Industries Group Corporation Limited, Xi'an 710065, China)

Abstract: To obtain an electric-powered propulsion system meeting the engineering requirement of small loitering munition, the vortex theory and the first-order motor model were used to establish the efficiency calculation model of the electric-powered propulsion system. The parameters of the propeller and motor were quickly designed by taking the efficiency of the electric-powered propulsion system at cruise as the objective, and the thrust and maximum counter torque in climb as constraints. According to the indicators of motor and propeller, the motor dynamometer test was carried out and the motor selection was completed, the propeller parameters were optimally designed in detail by using the Kriging agent model, and complete aerodynamic parameters were calculated. The wind tunnel test was carried out for the electric-powered propulsion system of the small loitering munition. The results showed that the deviation between the theoretical calculation and the test of propeller was within 8.5%, the deviation between the design and test results for the efficiency of the electric-powered propulsion system at cruise was within 2.7%, showing that the design method of the electric-powered propulsion system is reasonable and effective, thus providing a reference for the design of small loitering munition.

Key words: loitering munition; electric-powered propulsion system; optimal design; motor dynamometer test; wind tunnel test

巡飞弹是一种可利用多种武器平台投放,在目标区上方巡弋飞行,以执行精确打击、侦察与毁伤评估、通信中继、目标引导、空中预警等多种作战任务的新型精确制导武器^[1-3]。巡飞动力技术是巡飞弹的关键技术之一,直接制约着巡飞弹总体性能指标,如:飞行速度、滞空时间、作战距离等。螺旋桨电动推进系统具有结构简单可靠、噪声低、安全性高等优势,广泛应用于小型巡飞弹,如美国的“弹簧刀”小型巡飞弹^[4],以色列的“英雄”系列巡飞弹^[5]等。性能良好的电动推进系统不仅需要高效的螺旋桨与电动机^[6],更需要通过桨发匹配设计,保证设计工况下的螺旋桨与电动机均可高效工作。

高效电动推进系统设计方面,王刚等提出了电动无人机动力系统优化设计及航时评估方法,设计了一款利用螺旋桨动力配平的飞翼布局无人机^[7-8]。刘新强等开展了平流层飞艇动力推进系统的分析与设计方法研究^[9]。梁冰等提出了小型电动无人机推进系统的设计和优化方法^[10]。张航等开展了电动固定翼无人机动力系统建模与优化设计方法研究^[11]。康桂文等开展了超轻型电动飞机动力系统的参数匹配研究^[12]。他们在高效电动推进系统的建模、匹配及优化设计方面做了很多研究,设计出效率较高的电动推进系统,并形成了很多较为成熟的理论成果。然而上述学者的研究缺乏真实环境下关于电动推进系统的试验验证。

在试验验证方面刘沛清等开展了平流层飞艇螺旋桨地面风洞试验^[13]。项松等提出了某型三叶螺旋桨的设计及性能试验方法^[14]。Ghoddousi 等对雷诺数在 90 000~120 000 之间的螺旋桨进行了大量试验^[15]。林漫群等开展了无人机电动推进系统螺旋桨与发动机匹配试验研究^[16]。谢辉等开展了无人机螺旋桨性能工程检验方法研究^[17]。以上研究通过常规螺旋桨风洞试验,给出了桨机试验及螺旋桨设计的一些规律,但并不完全适用于小型巡飞弹电动推进系统的性能验证。原因为:①小型巡飞弹受空间尺寸约束严格,桨径及推力均远小于普通无人机。常规测试环境中伺服电动机、测力天平在整流后直径远大于弹径,干扰来流,导致测试结果不准确;②根据电动机测试结果及常规螺旋桨风洞试验结果计算得到的电动

推进系统性能参数会多次引入测试误差。

针对以上问题,本文提出了一种小型巡飞弹电动推进系统(下文简称为推进系统)设计及试验验证方法。该方法从某型巡飞弹推进系统实际工程需求出发,首先通过快速匹配设计得到满足要求的推进系统指标参数,然后通过螺旋桨详细设计与电动机测功试验分别得到满足要求的螺旋桨与电动机。针对常规螺旋桨风洞试验应用于小型巡飞弹面临的问题,设计了立式风洞巡飞弹推进系统风洞吹风试验,对设计结果进行校核,并最终通过飞行试验对推进系统性能进行验证。

1 设计与试验方法

本文提出的设计方法主要包括快速匹配设计、详细设计与试验验证两部分,具体可见图 1。快速匹配设计旨在获得电动机与螺旋桨的设计指标,主要包括以下步骤:

1) 根据涡流理论建立螺旋桨效率计算模型,根据一阶电动机模型建立电动机效率计算模型,联立得到推进系统效率计算模型。

2) 根据质量、空间约束以及功率需求选择若干符合要求的电动机。

3) 以巡飞弹巡飞阶段推进系统效率最高为优化目标,将巡飞弹爬升阶段所需推力和对应的反扭矩作为约束,利用遗传算法对推进系统进行优化设计,得到与上述所选电动机高效率匹配的螺旋桨。

4) 从多种方案中选择性能最优的推进系统方案,根据设计工况的扭矩、转速以及功耗给出电动机与螺旋桨设计指标。

详细设计及试验验证旨在根据设计指标获得满足工程需要的巡飞弹推进系统,主要包括以下步骤:

1) 根据电动机设计指标进行电动机筛选,通过电动机测功试验得到电动机详细的性能参数,选出满足要求的电动机。

2) 根据螺旋桨设计指标,利用 Kriging 代理模型优化方法开展螺旋桨详细优化设计,计算螺旋桨完整的气动性能参数,校核设计工况并完成螺旋桨的加工制造。

3) 对设计选取的电动机与螺旋桨进行推进系统风洞吹风试验,得到不同来流速度、不同油门

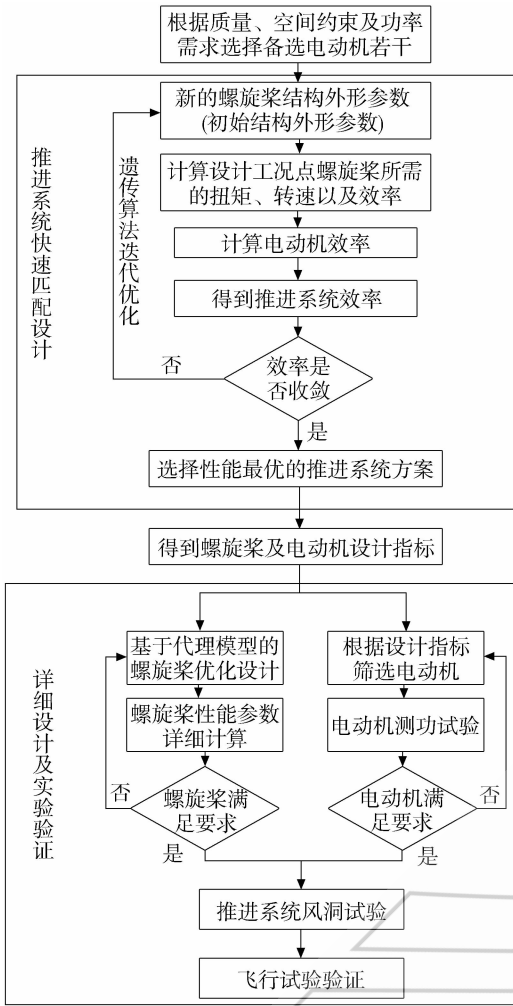


图 1 设计流程图

Fig. 1 Design flow chart

状态下推进系统性能参数。

4) 通过巡飞弹飞行试验对推进系统性能进行综合验证。

2 快速匹配设计

2.1 电动机计算模型

电动机主要作用是将电池的电能转化为机械能并带动螺旋桨转动。无刷电动机由于取消了由电刷和换向器组成的机械接触机构,没有换向火花和机械摩擦,具有效率高,无电磁干扰,寿命长,运行可靠等优势,是小型电推进系统的首选动力形式。一阶电动机模型计算简便快捷,常用来对电动机性能进行快速评估^[18]。

无刷电动机的基本参数包括内阻 R_m 、无负载电流 I_0 、反抗电动势常数 K_e 以及扭矩常数 K_t 。 K_e 表征电动势与电动机转速之比, K_t 表征电动机扭矩与通过绕组电流之比,根据参考文献[19]可得 K_e 与 K_t 相等,令 $K_e = K_t = K$,如图 2 所示

电动机的基本模型,图中 I_m 为总电流, I 为负载电流, V_{emf} 为电动机转子反电动势, V_m 为输入电压。

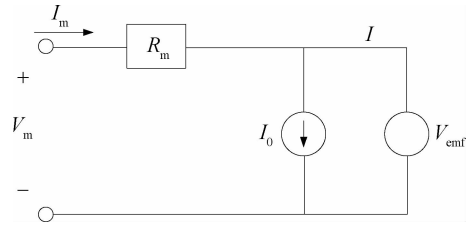


图 2 电动机模型

Fig. 2 Model of motor

对于给定输入电压 V_m 条件下,电动机转速为

$$\omega = -\frac{R_m}{K^2} Q_m + \frac{V_m - I_0 R_m}{K} \quad (1)$$

式中 Q_m 为电动机输出扭矩。

电动机输出功率可由下式计算得到

$$P_m = -\left(\frac{R_m}{K^2}\right) Q_m^2 + \frac{V_m - I_0 R_m}{K} Q_m \quad (2)$$

对应的电动机效率可表达为

$$\eta_m = 1 - \left(\frac{R_m Q_m}{V_m K} + \frac{I_0 K}{Q_m + I_0 K}\right) \quad (3)$$

根据以上推导,在已知电动机基本参数及输入电压的情况下,可以求取电动机转速、功率以及效率随电动机扭矩的变化关系。

2.2 螺旋桨计算模型

螺旋桨气动力快速计算的理论分析方法有动量理论、叶素理论和涡流理论。动量理论未考虑螺旋桨的旋转效应,叶素理论未计入螺旋桨桨叶产生的下洗效应与桨叶之间的干扰。尽管螺旋桨涡流理论并未考虑黏性,但是其计算结果与试验值相比在趋势上是一致的^[20]。因此可以选择作为优化螺旋桨快速估算的计算方法。

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^[21],如图 3 所示,在径向 r 处取一段长度为 dr ,相应叶素弦长为 c_b ,运动过程中来流速度为 U_0 ,切向速度为 $2\pi n_s r$ (n_s 为螺旋桨转速),叶素安装角为 θ_b ,桨叶尾涡产生的诱导角度为 ϵ ,轴向诱导速度系数为 a ,环向诱导速度系数 a' , dL 为升力, dT 为推力, dD 为阻力, dF 为圆周力。

实际气流速度为

$$U_b = \sqrt{[U_0(1+a)]^2 + [2\pi n_s r(1-a')]^2} \quad (4)$$

气流相对于叶素的迎角为

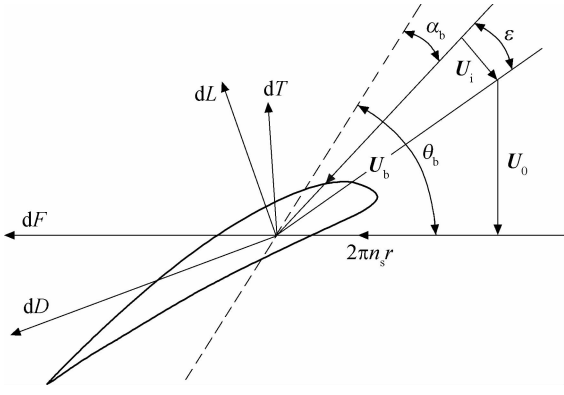


图 3 螺旋桨叶素受力

Fig. 3 Force of rotor blade element

$$\alpha_b = \theta_b - \epsilon - \arctan\left(\frac{U_0}{2\pi n_s r}\right) \quad (5)$$

设螺旋桨的总叶数为 N_b , 桨毂半径为 r_0 , C_l 及 C_d 为翼型的升力及阻力系数, 根据 XFOIL 软件通过线性拟合及二次拟合可得到其计算公式。螺旋桨半径为 r_b , 令 $\theta' = \theta_b - \alpha_b$, 则螺旋桨的推力 T_p 为

$$T_p = \frac{1}{2} \rho U_b^2 N_b \int_{r_0}^{r_b} c_b (C_l \cos \theta' - C_d \sin \theta') dr \quad (6)$$

式中 ρ 为空气密度。

螺旋桨扭矩为

$$Q_p = \frac{1}{2} \rho U_b^2 N_b \int_{r_0}^{r_b} c_b r (C_l \sin \theta' + C_d \cos \theta') dr \quad (7)$$

螺旋桨效率为

$$\eta_p = \frac{U_b \int_{r_0}^{r_b} c_b (C_l \cos \theta' - C_d \sin \theta') dr}{2\pi n_s \int_{r_0}^{r_b} c_b r (C_l \sin \theta' + C_d \cos \theta') dr} \quad (8)$$

根据上述基本原理, 在已知螺旋桨参数的情况下, 可以计算出螺旋桨的推力、扭矩和效率随转速的变化关系^[22], 其中轴向诱导速度系数与环向诱导速度系数可以通过迭代法求得, 推导迭代计算公式如下

$$a_{\text{new}} = \frac{1}{2} \left[a + \frac{U_b^2 c_b (C_l \cos \theta' - C_d \sin \theta')}{8\pi r U_0^2 (1 + a)} \right] \quad (9)$$

$$a'_{\text{new}} = \frac{1}{2} \left[a' + \frac{U_b^2 c_b (C_l \sin \theta' + C_d \cos \theta')}{8\pi r^2 U_0 (1 + a) 2\pi m_s} \right] \quad (10)$$

2.3 快速匹配模型

推进系统效率(η)主要由电动机效率 η_m , 螺旋桨效率 η_p 和电子调速器 η_e 效率决定, 具体关系为

$$\eta = \eta_m \cdot \eta_p \cdot \eta_e \quad (11)$$

其中 η_e 一般为固定值。因此选取合适的电动机和螺旋桨, 即通过桨发匹配设计, 实现设计工况点

电动机和螺旋桨的高效率成为推进系统设计的关键。推进系统效率数学模型如下式所示:

$$\begin{aligned} \text{find } \mathbf{x} &= [d_b, c_1, c_2, c_3, c_4, \theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4] \\ \max f(\mathbf{x}) &= \eta_p \cdot \eta_m \\ \text{s. t. } \begin{cases} g_1(\mathbf{x}) = T_1 - 16 \\ h_1(\mathbf{x}) = T_2 - 52 \\ h_2(\mathbf{x}) = M_2 - 3 \end{cases} \end{aligned} \quad (12)$$

式中 d_b 为螺旋桨直径; c_1, c_2, c_3, c_4 为弦长分布参数; $\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4$ 为扭转角分布参数。 T_1 为巡航阶段所需推力, M_2 及 T_2 为爬升阶段所需的扭矩以及推力。将有约束问题转化为无约束问题

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

采用 MATLAB 遗传算法工具箱^[23] 对上述无约束问题进行优化设计, 可以实现电动机与螺旋桨的快速匹配, 具体过程如下:

1) 以螺旋桨桨径、弦长与扭转角为设计变量, 以巡航阶段的推进系统效率为目标函数, 以爬升阶段的推力及相应的反扭矩为设计约束建立优化模型。

2) 根据螺旋桨外形参数, 得到螺旋桨推力与转速的关系。

3) 根据巡飞弹前飞速度与所需推力确定螺旋桨转速, 该转速即为电动机的转速。

4) 根据螺旋桨转速效率曲线, 确定螺旋桨工作效率。

5) 绘制选定电动机在不同等效电压下扭矩关于转速的曲线族。

6) 通过该族曲线与螺旋桨扭矩和转速曲线的交点确定电动机等效电压(油门状态)。

7) 通过该油门状态和电动机特性曲线图计算得到电动机的工作效率, 从而得到推进系统效率。

8) 判断推进系统效率是否达到最优, 如果已到最优则输出计算结果, 未达到最优则根据新的螺旋桨外形, 进行新一轮迭代。

遗传算法迭代收敛结果如图 4 所示, 最终迭代得到最优适应度为 -0.650051 , 平均适应度为 -0.549136 。

迭代计算得到的结果为 -0.65 , 即巡航阶段最优推进系统效率为 65.0% 。根据计算结果, 考虑一定设计裕量后, 分解得到电动机与螺旋桨的设计输入如表 1 所示。

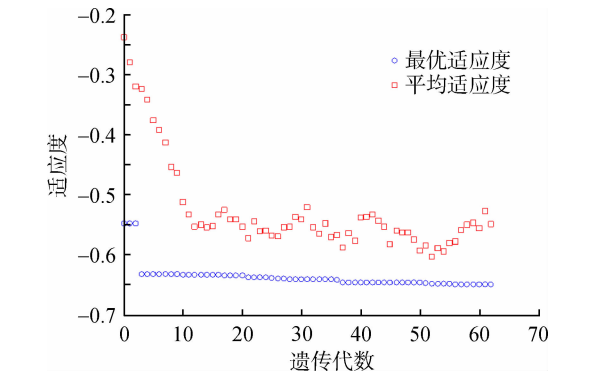


图 4 遗传算法迭代收敛结果

Fig. 4 Iteration results of genetic algorithm

表 1 设计指标		
Table 1 Design indicators		
参数	巡航阶段	爬升阶段
$U_0 / (\text{m/s})$	40	30
T/N	16	52
$n_s / (\text{r/min})$	$7\,500 \pm 500$	$9\,000 \pm 500$
$M / (\text{N} \cdot \text{m})$	1.2 ± 0.1	2.3 ± 0.2
$\eta_m / \%$	> 80	> 85
$\eta_p / \%$	> 70	> 70

3 详细设计及试验验证

3.1 电动机选型

根据初步设计指标,对市面上多种电动机进行筛选,最终选取了 KV 值(转速电压系数,记为 ζ)分别为 250、280、320 的三款电动机在测功机上开展了测试。

测功机主要用于测试电动机的功率,也可以作为电动机的加载设备。测功机由电源、加载设备、扭矩转速传感器、电压电流传感器,以及操作软件组成,如图 5 所示。其基本原理是通过监测输入电压、输入电流、电动机转速及扭矩从而得到电动机基本参数曲线,测功机测得的电压与电流是在电子调速器输入端,因此测得的效率为电动机与电子调速器的组合效率。

3.1.1 KV 值对电动机功率的影响

图 6 为三款所选电动机在满油门时的扭矩转速曲线。从图中可以看出,相同的输入工况下,随着电动机 KV 值增加,电动机转速明显提高,电动机最大功率增加。即电压及油门状态相同的情况下,推进系统可用功率随着电动机的 KV 值增加而增加。

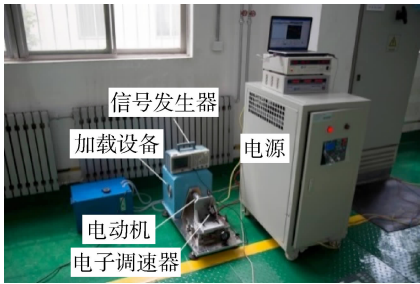


图 5 电动机测功试验

Fig. 5 Motor dynamometer test

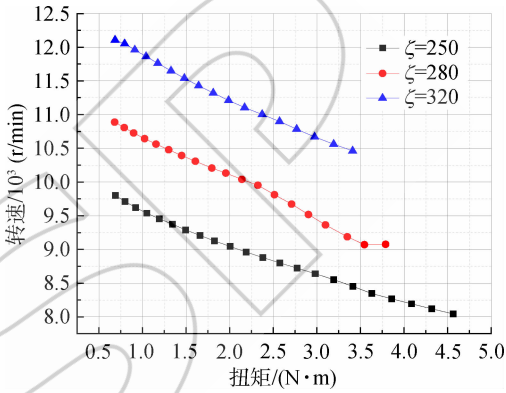


图 6 电动机转速扭矩关系

Fig. 6 Motor rotational speed versus torque

3.1.2 KV 值对电动机效率的影响

图 7 为三款电动机效率随扭矩变化曲线,从图中可以看出,随着 KV 值增加,电动机效率略有下降。测功机采用稳压电源供电,相比巡飞弹上电源,在同样电压下能够输出更多的功率,因此在电动机选型时要考虑不小于 10% 功率裕量。对比三款电动机可以发现,KV 值为 250 的电动机不满足功率要求,KV 值为 320 的电动机效率低于 KV 值为 280 的电动机约 0.7%,但功率提升了 10.6%。在推进系统效率满足要求且质量相

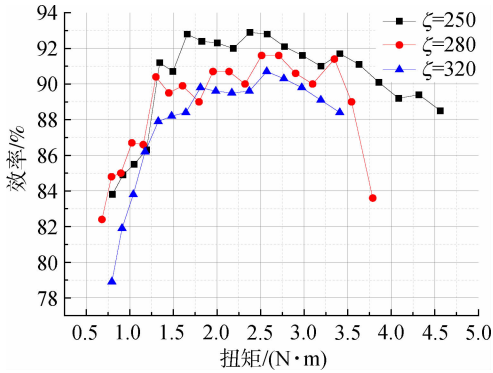


图 7 电动机效率扭矩关系

Fig. 7 Motor efficiency versus torque

同的情况下,选用 KV 值为 320 的电动机具有更高的功率裕量,能够有效提升巡飞弹的飞行包线。

3.1.3 油门状态对电动机性能的影响

KV 值为 320 的电动机在不同油门特性下的电动机效率随扭矩变化关系见图 8,可以看到,电动机效率随油门状态的增加而增加,电动机高效段的扭矩范围,随油门状态的增加而增加。

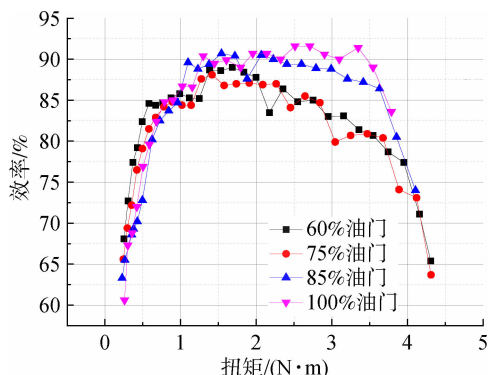


图 8 电动机效率油门关系

Fig. 8 Motor effect versus throttle

3.1.4 电动机选型结果分析

将不同油门下的电动机特性曲线与设计指标对比可以看到,巡飞阶段电动机需用扭矩及转速对应的油门为 60.7%,电动机效率为 84.3%,爬升阶段电动机需用油门 82.1%,电动机效率 89.3%。可以看到在设计工况下电动机均保持较高效率,电动机能够输出足够的功率驱动螺旋桨,选型电动机满足设计指标要求。

3.2 螺旋桨详细设计

成熟的商业电动机能够在比较宽的扭矩范围内保持高效率,因此推进系统设计的关键仍在于根据设计工况点的飞行速度、推力等参数,设计高性能的螺旋桨。在快速匹配设计部分已经得到了一个初步的螺旋桨方案,需要在此基础上通过详细设计,得到满足全包线内使用需求的性能优异的螺旋桨。

3.2.1 气动方案优化设计

根据螺旋桨的使用工况以及前期快速匹配设计结果,分析桨叶剖面雷诺数在 200 000 左右,因此选用 E387 典型低雷诺数翼型^[23]。为了获得最优的螺旋桨效率,利用代理模型优化方法^[24]针对主设计点进行螺旋桨气动优化设计,螺旋桨优化设计过程包括以下步骤:

1) 利用拉丁超立方抽样获取初始样本点,即

不同的螺旋桨外形。

2) 通过涡流理论计算模型对初始样本进行螺旋桨气动性能分析。

3) 根据初始样本点及计算获得的螺旋桨推力、功率、转速等,分别建立 Kriging 代理模型。

4) 利用遗传算法获得最优解,该过程不需要调用 CFD 分析,螺旋桨的气动性能分析通过代理模型获得。

5) 判断是否收敛,满足要求后给出结果。

在获得满足设计要求的螺旋桨方案后,考察螺旋桨几何外形是否满足几何空间的约束,如果不满足,需根据具体情况调整,并对调整后的外形进行分析,考察是否仍然满足设计点和校核点要求。最终得到了满足设计要求和空间约束的螺旋桨其弦长分布和扭转角分布如图 9 所示,螺旋桨外形见图 10。

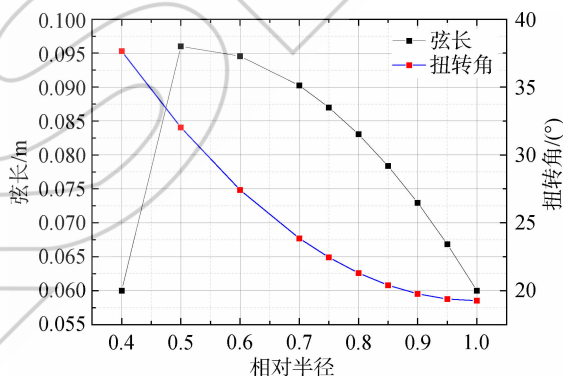


图 9 弦长及扭转角分布

Fig. 9 Distribution of chords and torsion angle

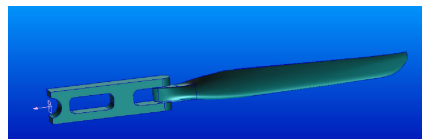


图 10 螺旋桨

Fig. 10 Propeller

3.2.2 螺旋桨设计结果

在获得满足设计要求和空间约束的螺旋桨方案后,利用基于雷诺数平均 Navier-Stokes 方程的螺旋桨绕流求解程序^[25]对不同来流速度、转速下的详细气动参数进行了分析计算,图 11、图 12 分别为不同来流速度下的推力转速曲线及效率前进比曲线,可以看到在 0.6~1.0 前进比时螺旋桨效率均大于 70%,效率最优前进比为 0.7~0.9,螺旋桨效率大于 75%。在 20~60 m/s 的来流速度

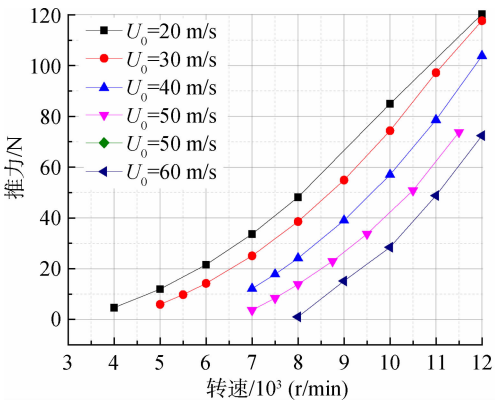


图 11 螺旋桨推力转速曲线

Fig. 11 Propeller thrust versus rotational speed

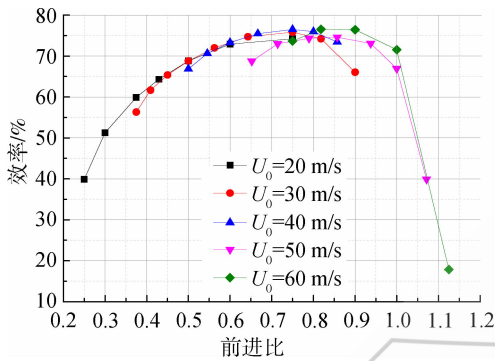


图 12 螺旋桨效率前进比曲线

Fig. 12 Propeller efficiency versus advance ratio

范围内,螺旋桨推力变化均匀,结合设计指标可以看到螺旋桨巡航效率为 75.97%,爬升效率为 72.89%,满足设计指标要求。

3.3 推进系统风洞试验

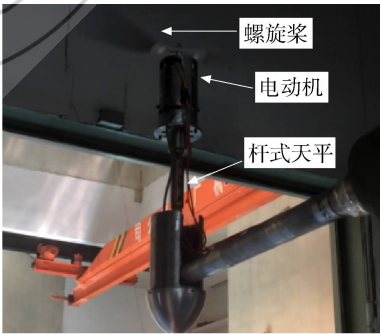
在完成了电动机选型和螺旋桨设计后,初步验证了推进系统可行性,为了进一步校核推进系统的性能,需要进行风洞试验验证。

常规螺旋桨风洞试验针对螺旋桨进行测试,能够得到螺旋桨在不同转速及来流速度下的推力、扭矩等参数,结合电动机测试结果进行匹配计算,可以获得推进系统在飞行包线内的推力特性,应用于巡飞弹时主要面临以下问题:①小型巡飞弹螺旋桨桨径及推力较小,对测试设备精度要求较高,常规的螺旋桨风洞试验测试设备包括伺服电动机、天平、整流罩等,体积太大,干扰来流导致测试结果不准确;②根据螺旋桨风洞试验结果及电动机测试结果计算得到的推进系统参数引入了风洞试验误差、电动机测试误差,测功机电源与巡飞弹上的锂电池放电特性不同也会产生误差,导致最终计算结果与实际结果偏差较大。

针对以上问题,开展了巡飞弹推进系统风洞试验。为了解决来流干扰问题,试验采用了杆式天平并在来流方向进行整流,整流罩外径与巡飞弹弹径保持一致以尽可能模拟真实来流;为解决电源特性问题,试验选用 KV 值为 320 的巡飞弹上的电动机,巡飞弹上的真实电源供电;针对电动机转速波动问题,通过多次测量取均值的方式,提高测试结果精度。巡飞弹推进系统风洞试验,可直接得到不同油门,不同来流速度下的推力特性,测试条件更接近真实巡飞弹上的环境。两种试验方案对比见图 13。



(a) 螺旋桨风洞试验



(b) 推进系统风洞试验

图 13 试验方案对比

Fig. 13 Comparison of test scheme

对 55%~100% 油门状态下,20~50 m/s 的来流速度下的推力、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见图 14。可以看到计算结果与试验结果在变化规律上一致,试验结果与计算结果相比最大误差为 8.5%,试验结果准确。

3.4 推进系统设计结果分析

通过推进系统风洞试验得到了巡飞弹在不同来流速度及油门状态下的可用推力,对比需用推力可以得到图 15。从图中可以看出,巡飞弹平飞有利速度约为 30 m/s,对应最低平飞油门 57%,实际飞行应选在第一平飞范围,设计平飞速度为

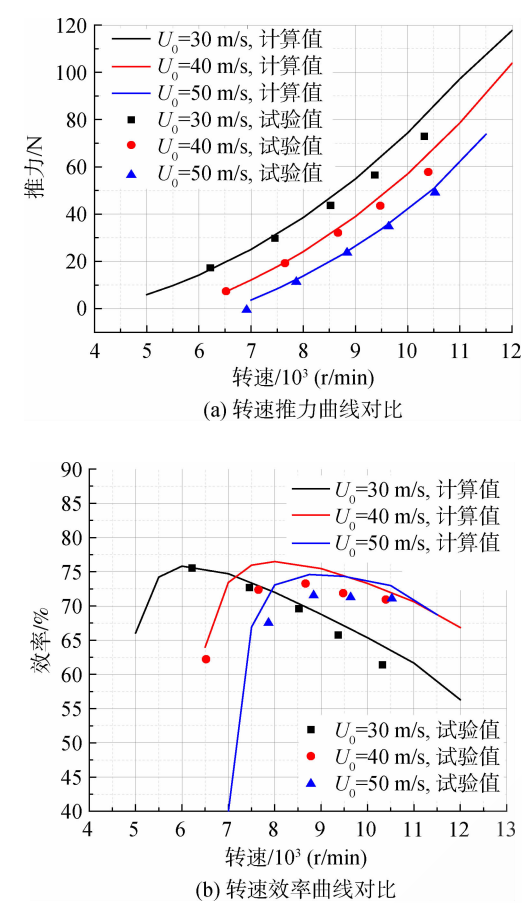


图 14 计算结果与试验结果对比

Fig. 14 Comparison between calculation and test results and experimental test

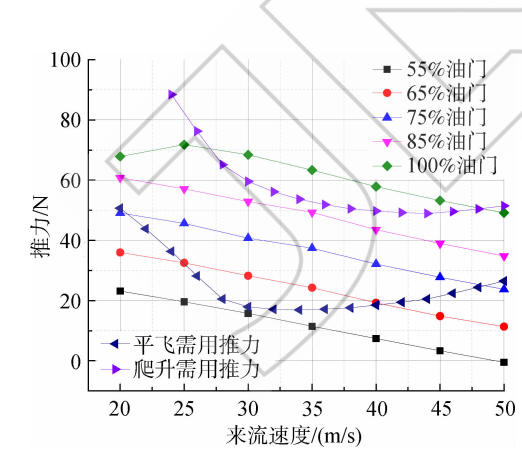


图 15 需用推力与可用推力对比

Fig. 15 Comparison between required thrust and available thrust

40 m/s, 对应油门为 65%, 相比平飞有利速度, 推进系统油门裕量为 8%, 设计点选取合理。27~48 m/s 来流速度范围内, 满油门可用推力均大于爬升需用推力, 满足设计指标要求。

根据推进系统风洞试验结果可以得到螺旋桨在设计工况点所需的转速、扭矩以及效率, 结合电

动机测功试验在不同油门状态下的测试结果, 可以获得所需的电动机油门及效率, 从而得到巡航阶段推进系统效率测试结果为 62.3%, 与设计值 65% 相比, 误差为 2.7%。爬升阶段推进系统效率测试结果为 64.1%, 具体设计结果见表 2。

表 2 设计结果
Table 2 Design results

参数	巡航阶段	爬升阶段
$U_0/(m/s)$	40	30
T/N	16	52
$n_s/(r/min)$	7 386	9 102
$M/(N \cdot m)$	1.17	2.31
$(\eta_m \cdot \eta_b)/\%$	85.7	90.0
$\eta_m/\%$	72.7	71.2
$\eta_b/\%$	62.3	64.1

4 结 论

本文从某型巡飞弹实际需求出发, 完成了小型巡飞弹电动推进系统快速设计以及试验验证, 得出以下主要结论:

- 1) 本文所提出推进系统巡航阶段设计效率为 65%, 测试结果为 62.3%, 理论与实际结果吻合较好, 证明该方法合理有效, 能够获得满足工程需要的性能良好的推进系统。
- 2) 相比于常规螺旋桨风洞试验, 巡飞弹推进系统风洞试验能够直接获得飞行包线内推进系统推力随来流速度、油门的变化规律, 试验结果更接近真实推力特性, 可更好地指导巡飞弹总体设计。
- 3) 成熟的商业电动机具有良好的特性曲线, 能够在较宽的力矩范围内维持比较高的效率, 在效率满足需求的情况下, 优先选用大 KV 值电动机能提升推进系统可用推力, 可有效拓展巡飞弹飞行包线。

参考文献:

[1] 庞艳珂, 韩磊, 张民权, 等. 攻击型巡飞弹技术现状及发展趋势[J]. 兵工学报, 2010, 31(增刊 2): 149-152.
PANG Yanke, HAN Lei, ZHANG Minquan, et al. Status and development trends of loitering attack missiles[J]. Acta Armamentarii, 2010, 31 (Suppl. 2): 149-152. (in Chinese)

[2] 陶福兴, 张恒, 李杰. 一种小型单兵巡飞弹的气动外形设计[J]. 弹箭与制导学报, 2015, 35(6): 111-118.
TAO Fuxing, ZHANG Heng, LI Jie. The aerodynamic de-

- sign of small man-portable loitering munition[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2015, 35(6):111-118. (in Chinese)
- [3] 王硕,施冬梅,陶贵明,等. 单兵巡飞弹发展现状及关键技术分析[J]. 飞航导弹, 2020(3):40-45.
- [4] 张翼麟,郭朝邦,关世义. 军事转型背景下的国外陆军飞航武器发展[J]. 战术导弹技术, 2013(4):5-12.
ZHANG Yilin, GUO Chaobang, GUAN Shiyi. Aerodynamic weapon development of foreign army based on military transformation[J]. Tactical Missile Technology, 2013(4):5-12. (in Chinese)
- [5] 尹兆杰,续媛君,田聪玲. 从哨兵到英雄:以色列单兵反坦克装备发展探析[J]. 飞航导弹, 2018(7):33-36.
- [6] JEREMY E. Electric motor & power source selection for small aircraft propulsion[D]. West Lafayette, US: Purdue University, 2011.
- [7] 王刚,胡峪,宋笔锋,等. 电动无人机动力系统优化设计及航时评估[J]. 航空动力学报, 2015, 30(8):1834-1840.
WANG Gang, HU Yu, SONG Bifeng, et al. Optimal design and endurance estimation of propulsion system for electric-powered unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8):1834-1840. (in Chinese)
- [8] 王刚,胡峪,宋笔锋. 利用螺旋桨动力配平的飞翼布局无人机[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(2):181-187.
WANG Gang, HU Yu, SONG Bifeng. A flying wing UAV trimmed with propeller thrust[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(2):181-187. (in Chinese)
- [9] 刘新强,贺卫亮. 平流层飞艇动力推进系统的分析与设计[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6):1408-1413.
LIU Xinqiang, HE Weiliang. Analysis and design of stratospheric airship propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6):1407-1413. (in Chinese)
- [10] 梁冰,王和平,袁昌盛. 小型电动无人机动力系统设计 and 优化[J]. 航空计算技术, 2010, 40(6):78-80.
LIANG Bing, WANG Heping, YUAN Changsheng. Design and optimization of power system for electric small unmanned aerial vehicles[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(6):78-80. (in Chinese)
- [11] 张航,宋笔锋,王海峰,等. 电动固定翼无人机动力系统建模与优化设计[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6):1311-1321.
ZHANG Hang, SONG Bifeng, WANG Haifeng, et al. Modeling and optimal design of power system for electric fixed-wing quadrotor hybrid unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6):1311-1321. (in Chinese)
- [12] 康桂文,胡雨,李亚东,等. 超轻型电动飞机动力系统的参数匹配[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12):2641-2647.
KANG Guiwen, HU Yu, LI Yadong, et al. Parameters matching of ultralight electric aircraft propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12):2641-2647. (in Chinese)
- [13] 刘沛清,马蓉,段中喆,等. 平流层飞艇螺旋桨地面风洞试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8):1775-1781.
LIU Peiqing, MA Rong, DUAN Zhongzhe, et al. Ground wind tunnel test study of the propeller of stratospheric airships[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8):1775-1781. (in Chinese)
- [14] 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. (in Chinese)
- [15] GHODDOUSSI A, MILLER L S. A more comprehensive database for low Reynolds number propeller performance validations[R]. Washington DC: Applied Aerodynamic Conference, 2016.
- [16] 林漫群,王国文,张士志,等. 无人机推进系统螺旋桨与发动机匹配试验研究[J]. 航天制造技术, 2016(3):1-4, 9.
LIN Manqun, WANG Guowen, ZHANG Shizhi, et al. Experimental study on propeller-engine matching of UAV propulsion system[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2016(3):1-4, 9. (in Chinese)
- [17] 谢辉,王力,张琳. 无人机螺旋桨性能工程检验方法研究[J]. 航空工程进展, 2014, 5(4):418-422.
XIE Hui, WANG Li, ZHANG Lin. Research on checkout method of UAV's propeller[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(4):418-422. (in Chinese)
- [18] LAWRENCE D A, MOHSENI K. Efficiency analysis for long duration electric MAVs[R]. AIAA-2005-7090, 2005.
- [19] JONE J L, FLYNN A M. Mobile robots-inspiration to implementation[M]. Wellesley: A K Petersm Ltd., 1999: 203-213.
- [20] CHARLES N A, ROBERT H L. Design of optimum propellers[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(5):676-682.
- [21] 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.
- [22] MONAL P. Propeller performance measurement for low Reynolds number unmanned aerial vehicle applications[D]. Wichita, Kansas, US: Wichita State University, 2004.
- [23] 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.
- [24] 韩忠华,许晨舟,乔建领,等. 基于代理模型的高效全局气动优化设计方法研究进展[J]. 航空学报, 2020, 41(5):30-70.
HAN Zhonghua, XU Chenzhou, QIAO Jianling, et al. Recent progress of efficient global aerodynamic shape optimization using surrogate-based approach[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(5):30-70. (in Chinese)
- [25] 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 Wenping, HAN Zhonghua, et al. Aerodynamic performance research of propellers based on CFD technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5):1103-1109. (in Chinese)