

高空飞艇螺旋桨优化设计与气动性能车载试验

焦俊, 宋笔锋, 张玉刚, 李育斌
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 结合某高空飞艇螺旋桨的总体设计方案要求,完成螺旋桨的优化设计以及气动性能车载试验。采用叶素动量理论作为螺旋桨气动性能的计算方法,并通过风洞试验验证了该方法的可靠性。结合遗传算法对螺旋桨的弦长和扭转角进行了优化,使螺旋桨更加高效轻质,优化后螺旋桨设计点的气动效率增加了2.3%。建立螺旋桨车载试验测控系统,可以改变试验海拔高度和大气参数,得到优化设计螺旋桨不同工况的气动性能。试验结果表明,相同转速和来流条件下,海拔越高,螺旋桨的推力和扭矩越小,海拔为3.6 km时,全尺寸高空飞艇螺旋桨计算推力和扭矩与试验结果的平均相对误差分别为2.8%和9.2%,两者基本吻合,从而验证了高空飞艇螺旋桨车载试验的准确性。

关键词: 高空飞艇; 螺旋桨; 叶素动量理论; 罚函数; 优化设计; 车载试验

中图分类号: V221

文献标志码: A

Optimal design and truck-mounted testing of aerodynamic performance for the propeller of high altitude airship

JIAO Jun, SONG Bi-feng, ZHANG Yu-gang, LI Yu-bin

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Considering the overall requirements of the propeller of a high altitude airship, the propeller was optimized and a truck-mounted testing of aerodynamic performance was carried out. The blade element momentum theory was used to calculate the aerodynamic performance of propeller and verify it by wind tunnel test. By combining blade element momentum theory with genetic algorithm, the chord and twist angle of the original propeller can be optimized, making the propeller more efficient and lightweight, and the aerodynamic efficiency at design point of propeller increased by 2.3%. Then, a truck-mounted testing system was proposed and applied into the acquired propeller test in different altitudes and atmosphere parameters, and the aerodynamic performance of optimized propeller at different conditions was acquired. The results obtained from the truck-mounted testing for the propeller of high altitude airship show that the higher altitude means the smaller thrust and torque with the same rotational speed and free flow. The average relative error of the thrust and torque of the full-scale propeller are 2.8% and 9.2% at altitude of 3.6 km. Thus, the test results are in good agreement with the numerical simulation, verifying the accuracy of the system.

Key words: high altitude airship; propeller; blade element momentum theory; penalty method; optimal design; truck-mounted testing

收稿日期: 2015-04-16

基金项目: 国家自然科学基金(11402204)

作者简介: 焦俊(1989—),男,博士生,主要研究方向为飞行器总体设计。

引用格式: 焦俊,宋笔锋,张玉刚,等. 高空飞艇螺旋桨优化设计与气动性能车载试验[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.

高空飞艇具有定点、长期驻空、能耗低等特点,便于长时间的监测、预警和通信等工作,近年来成为美、英、俄、日等许多航空发达国家关注和发展的热点。复合材料螺旋桨质量轻、效率高,能够满足高空飞艇对动力推进系统的需求^[1-2],因此,高空飞艇一般采用螺旋桨作为推进装置。对于高空飞艇来说,随着运行海拔高度的改变,空气运动黏度不断增加,在 20 km 处的平流层大气密度已达到地面空气密度的 1/14 倍。平流层环境下,螺旋桨的雷诺数很低,因此,翼型的附面层的转捩以及分离等问题相对突出^[3-4]。叶素动量理论作为经典的螺旋桨气动特性分析方法已成功用于对螺旋桨气动特性的评估^[5]。试验方面,国外一般采用变密度风洞进行试验,并且对风洞流场的湍流度要求很高,难度很大^[6]。同时,由于飞艇螺旋桨尺寸较大,桨叶受到气动力和离心力等载荷后的形状和静态相比有所差别,因此,高空飞艇螺旋桨试验需要通过全尺寸模型的试验验证^[7]。

考虑到叶素动量理论在螺旋桨气动性能优化时具有较高的精度和计算效率^[8-9],本文利用叶素动量理论,结合遗传算法对高空飞艇螺旋桨的弦长和扭转角分布进行了优化,并从结构和气动方面进行了综合优化考虑,使螺旋桨在电动机输出功率和可用推力的约束下,能够在设计点状态下维持较高的气动效率。利用螺旋桨车载试验的方法,将试验螺旋桨以及测试设备安装在经过改装的卡车上,通过改变车速、螺旋桨转速和海拔高度,得到全尺寸模型螺旋桨在不同密度、转速以及风速条件下的气动性能数据^[10-11]。对比分析设计螺旋桨的车载试验结果和 CFD 计算数据,从而验证了车载试验的可行性。

1 螺旋桨性能计算方法

1.1 叶素动量理论

在高空飞艇螺旋桨的优化设计过程中,采用叶素动量理论作为螺旋桨的气动性能计算方法,将单片桨叶分为若干个微小段,将每一个叶素上的气动力沿径向累加,即可获得桨叶上的总气动力,桨尖损失由普朗特方程评估^[12]。

图 1 所示为一个叶素上的速度分量和受力分析,叶素半径为 r 。旋转角速度和来流速度分别为 ω, V_∞ ; ε 为诱导角度; V_c 是轴向和切向诱导速度的合速度。轴向和切向诱导因子分别定义为 a 和 b 。则该叶素的来流轴向和切向速度分别为 $V_\infty + V_a, \omega r - V_b$, 因此其合成相对速度 W 为

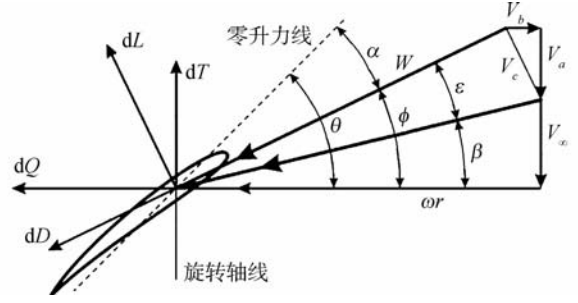


图 1 叶素速度与受力图

Fig. 1 Velocity and force of blade element

$$W = \sqrt{(V_\infty + aV_\infty)^2 + (\omega r - b\omega r)^2} \quad (1)$$

W 相对于叶素的迎角 α 为

$$\alpha = \theta - \phi = \theta - \arctan\left(\frac{V_\infty + aV_\infty}{\omega r - b\omega r}\right) \quad (2)$$

其中 θ 为扭转角,合速度 W 的角度为 ϕ 。

因此,单个叶素上的推力 dT 和扭矩 dQ 可以通过气动升力、阻力 dL, dD 以及合成来流速度角度 β 计算,其中 ρ 为大气密度, B 为桨叶数目。

$$dT = dL \cos \phi - dD \sin \phi = \frac{1}{2} \rho W^2 c (C_l \cos \phi - C_d \sin \phi) B dr \quad (3)$$

$$dQ = r(dL \sin \phi + dD \cos \phi) = \frac{1}{2} \rho W^2 c (C_l \sin \phi + C_d \cos \phi) B r dr \quad (4)$$

引入螺旋桨动量定理的假设和伯努利方程,叶素 dr 的所在桨盘平面内的空气质量满足轴向和径向动量守恒,所以有

$$dT = 4\pi \rho V_\infty^2 a(1+a)rFdr \quad (5)$$

$$dQ = 4\pi \rho V_\infty^2 \omega b(1+a)r^3 Fdr \quad (6)$$

其中 F 为考虑到桨尖损失所得到的普朗特桨尖损失系数, R_p 为螺旋桨半径。

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos \left\{ \exp \left[\frac{B(R_p - r)}{2R_p \sin \phi} \right] \right\} \quad (7)$$

结合螺旋桨运行海拔高度的大气参数和几何外形参数,计算螺旋桨各个截面的叶素雷诺数 Re 和马赫数 Ma 。对于高空飞艇螺旋桨大气密度低导致的翼型的低雷诺数问题,基于 e^N 转捩判断方法的 XFOIL 具有较好的计算精度^[13]。因此,在计算过程中调用 XFOIL 计算叶素升力、阻力系数 C_l, C_d , 通过式(1)和式(2)可以计算螺旋桨各个速度矢量,再把叶素理论和动量理论结合起来,即可迭代求解出轴向和切向诱导因子 a 和 b ,进而得到螺旋桨的推力、扭矩等气动参数。

1.2 算例验证

本文利用 MATLAB 软件编写螺旋桨性能计

算的程序,为了验证该螺旋桨性能计算程序的可靠性,采用风洞试验数据和计算结果进行对比.其中,螺旋桨模型直径为 1 m,其展向弦长、相对厚度和桨距分布^[14]如图 2 所示,图中 D_p 为螺旋桨直径, c 为桨叶弦长, $p=2\pi r\tan\theta$ 为螺旋桨螺距, t 为桨叶厚度.试验在西北工业大学 NF-3 风洞的三元试验段中进行.螺旋桨转速设定范围 800~4200 r/min,来流风速为 8 m/s. MATLAB 计算程序的所有参数与风洞试验的一致.

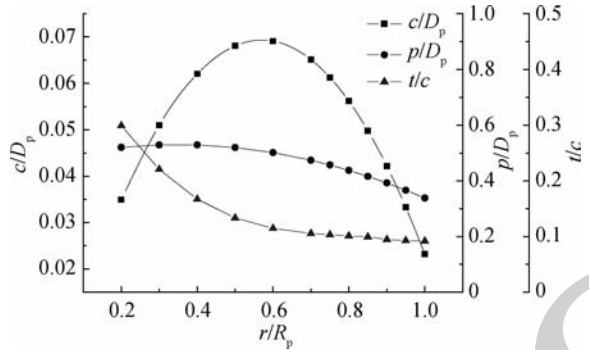


图 2 螺旋桨桨叶几何形状
Fig. 2 Blade form for propellers

螺旋桨推力系数(C_t)、功率系数(C_p)和气动效率(η)的计算和试验值对比如图 3 所示.从图中可以看出,螺旋桨气动性能计算结果(blade element momentum theory, BEMT)随前进比(λ)变化的趋势与试验结果基本一致,两者吻合较好.另外,计算值相对于试验值总体偏高,这是由于叶素动量理论的前提假设较多,例如无穷叶片数,定常流动,桨盘诱导速度均匀等,计算条件较为理想.

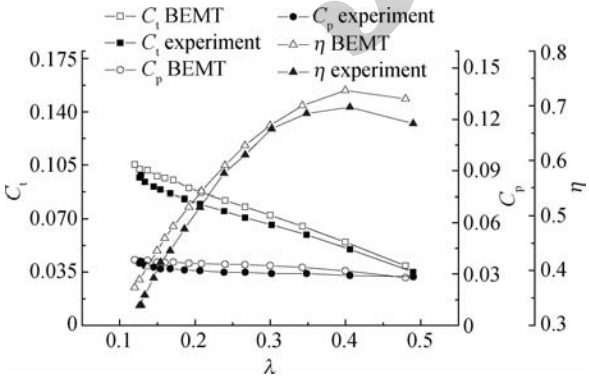


图 3 螺旋桨气动性能计算与试验结果对比($D_p=1\text{ m}$)
Fig. 3 Comparison of aerodynamic performance of propeller between test and calculated data ($D_p=1\text{ m}$)

2 螺旋桨性能优化设计

2.1 螺旋桨优化模型

2.1.1 目标函数

高空飞艇具有定点驻空,长期监测的特点,为了充分利用驱动电动机功率,降低能源消耗,需要螺旋桨推进系统尽可能提高气动效率、减小质量.但是,高空飞艇螺旋桨工作高度范围很大,运行高度变化导致性能要求变化很大,无法保证在不同高度都能很好满足设计要求^[15].因此,高空飞艇螺旋桨通常考虑实际运行设计点及其附近状态的气动效率.

另一方面,在保证结构强度的条件下,螺旋桨桨叶面积(质量)越小越好,但是采用 NSGA-II 多目标优化对固定直径的螺旋桨的气动效率和桨叶面积进行优化时发现,Pareto 解集是一个点,即螺旋桨的气动效率越高,面积也越小.实际上可以将低速螺旋桨看成具有一定展弦比的机翼模型,展弦比越大,即桨叶平均宽度越小,升阻比越大,螺旋桨气动效率越高^[16].所以,与风力发电机不同,螺旋桨的高效和轻质要求是一致的.因此,对于高空飞艇螺旋桨的优化目标定为设计点的气动效率最大.

$$\min f(\mathbf{X}) = -\eta \tag{8}$$

2.1.2 设计变量和约束条件

随着螺旋桨直径增大,螺旋桨气动效率在提高,但是考虑加工成本以及飞艇总体布局空间问题,螺旋桨直径定为 6.8 m.桨叶翼型采用课题组自行研制的高升力翼型系列,桨叶厚度一般由桨根逐渐向桨尖单调减小,采用初始方案螺旋桨相对厚度分布.设计螺旋桨的典型径向位置翼型几何形状如图 4 所示.桨叶数目越小,螺旋桨气动效率越高,并且螺旋桨质量也较小,因此,采用 2 叶桨的设计方案.本文选取高空飞艇螺旋桨桨叶的弦长和扭转角分布作为优化设计变量.

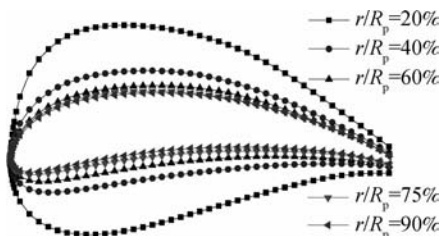


图 4 螺旋桨桨叶典型径向剖面处翼型
Fig. 4 Propeller blade geometries of several radial sections across the blade

为避免螺旋桨优化过程中出现变化剧烈的、不连续的桨叶宽度或安装角分布,本文采用 Bessel 样条曲线^[17]来定义桨叶上弦长 c 和扭转角 θ 分布

$$c(x) = (1-x)^3c_0 + 3x(1-x)^2c_1 + 3x^2(1-x)c_2 + x^3c_3 \tag{9}$$

$$\theta(y) = (1-y)^3\theta_0 + 3y(1-y)^2\theta_1 + 3y^2(1-y)\theta_2 + y^3\theta_3 \tag{10}$$

其中 c_0, θ_0 为样条线起点; c_3, θ_3 为样条线终点; c_1, θ_1 以及 c_2, θ_2 代表样条线中间的两个控制点; x, y 在 $[0, 1]$ 之间变化. 设计变量的约束范围如表 1 所示.

表 1 设计变量约束范围

Table 1 Constrained range of design variables

约束范围	c_0 / m	c_1 / m	c_2 / m	c_3 / m	θ_0 / (°)	θ_1 / (°)	θ_2 / (°)	θ_3 / (°)
最小值	0.1	0.3	0.3	0.1	20	20	1	1
最大值	0.5	0.8	0.8	0.5	50	50	20	20

2.1.3 数学模型

根据某型高空飞艇螺旋桨的总体性能要求,螺旋桨需要在设计点海拔高度和风速下(高度为 20 km,来流风速为 20 m/s)可用推力 T 不低于 950 N 要求,同时要满足驱动电动机额定吸收功率 P 不大于 30 kW,设计点螺旋桨转速 $n=520$ r/min.

相对于常规航空螺旋桨,高空飞艇螺旋桨的尺寸很大,必须保证螺旋桨的结构强度,螺旋桨桨叶根部附近结构应力最大. 因此,在螺旋桨的进一步优化设计中,必须保证桨叶叶根处强度足够. 可以约束桨根处的翼型弦长 c 等于原始方案 c_{initial} , 改变其他位置的弦长分布. 考虑以上几点,螺旋桨的约束条件为

$$P = P_{\text{max}} \quad c = c_{\text{initial}} \quad T \geq T_{\text{min}} \tag{11}$$

综合上述高空飞艇螺旋桨优化问题的目标函数、设计变量、约束条件,建立优化计算模型

$$\begin{aligned} \min f(\mathbf{X}) &= -\eta \quad \text{subject to} \\ g(\mathbf{X}) &= 0 \quad h(\mathbf{X}) \leq 0 \end{aligned} \tag{12}$$

其中设计变量 $\mathbf{X}$ 包括: ①弦长分布参数 c_0, c_1, c_2, c_3 ; ②扭转角分布参数 $\theta_0, \theta_1, \theta_2, \theta_3$; 利用罚函数法^[18]将有约束最优化问题转化为求解无约束最优化问题,新的目标函数记为

$$\begin{aligned} \tilde{f}(\mathbf{X}) &= f(\mathbf{X}) + \sum_i \varphi_i G[g_i(\mathbf{X})] + \\ &\quad \sum_j \varphi_j H[h_j(\mathbf{X})] \end{aligned} \tag{13}$$

$$G[g_i(\mathbf{X})] = |g_i(\mathbf{X})| \tag{14}$$

$$H[h_i(\mathbf{X})] = \begin{cases} 0 & h_i(\mathbf{X}) \leq 0 \\ |h_i(\mathbf{X})| & h_i(\mathbf{X}) > 0 \end{cases} \tag{15}$$

其中

$$\begin{aligned} g_1(\mathbf{X}) &= \frac{P - P_{\text{max}}}{P_{\text{max}}} & g_2(\mathbf{X}) &= \frac{c - c_{\text{initial}}}{c_{\text{initial}}} \\ h(\mathbf{X}) &= \frac{T - T_{\text{min}}}{T_{\text{min}}} \end{aligned} \tag{16}$$

式中 φ_i 和 φ_j 为约束的权重系数,本文取 $\varphi_1 = 0.4, \varphi_2 = 0.3, \varphi_3 = 0.3$.

2.2 优化设计结果

基于叶素动量理论计算模型可以得到高空飞艇螺旋桨的推力、扭矩和效率等气动性能参数,采用遗传算法进行搜索寻优,通过繁殖—竞争—再繁殖—再竞争,可以逐步逼近该优化问题的最优解^[19].

图 5 给出了优化前后螺旋桨桨叶弦长及扭角分布对比. 其中,螺旋桨原始方案弦长和扭转角参考文献[20],并做了适当修正. 可以看出,除了桨根($r/R_p=0.2$ 附近)外,优化螺旋桨桨叶各截面弦长均小于原始设计桨叶,因此优化螺旋桨桨叶面积比原始设计桨叶小很多,有利于减小螺旋桨质量. 在采用相同的材料和内部结构的情况下,优化螺旋桨转动惯量小,而应力最大的桨叶根部弦长更大,那么优化桨的结构性能和承载能力显然要更好. 同时,优化后的螺旋桨扭转角分布相对平缓,对于大型叶片而言,扭角越小越利于加工,从而降低了叶片制造成本^[21].

优化前后螺旋桨叶素动量理论计算结果对比如图 6 所示,从图中可以看出,通过改变桨叶弦长和扭转角分布,优化后的螺旋桨气动性能在设计

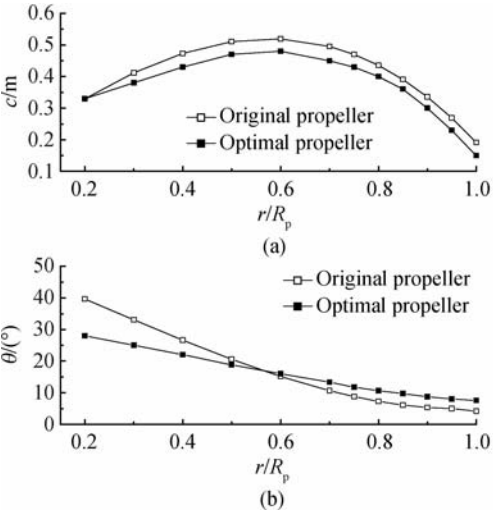


图 5 螺旋桨桨叶弦长和扭转角对比
Fig. 5 Comparison of chord and twist angle of propellers

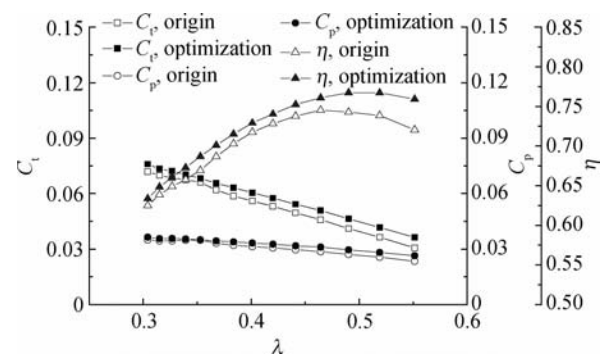


图 6 螺旋桨优化前后气动性能对比

Fig. 6 Comparison of aerodynamic performance between original and optimized propellers

点和非设计点状态均优于原始设计螺旋桨,其中螺旋桨在海拔为 20 km,风速为 20 m/s 设计点的气动效率相比原始设计增加了 2.3%。

综上所述,优化后的螺旋桨在结构和气动性能两个方面均有较大的提升。

3 螺旋桨性能车载试验

3.1 车载试验系统设计

3.1.1 系统结构

螺旋桨车载试验系统由运载平台、试验平台以及测控系统三部分组成,图 7 为系统总体结构设计框架。

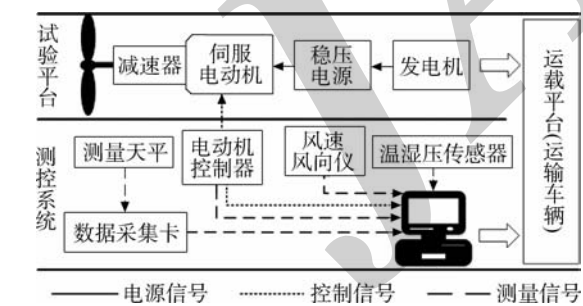


图 7 车载试验系统结构

Fig. 7 Configuration of truck-mounted testing system

运载平台是使用由一台经过改装的运输车,作为试验平台和测控系统的安装台,并且可以产生相对于试验模型的来流风速。

试验平台用于安装模型及其驱动部件,包括驱动电动机、减速器和螺旋桨安装法兰盘等。另外还包括供电设备,发电机通过稳压电源后向电动机等设备供电,通过电动机控制器驱动螺旋桨模型旋转。

测控系统用于测量试验过程中的各项试验记

录参数。螺旋桨气动动力使用多个力传感器获取,并通过模拟信号采集卡汇入测控计算机。电动机控制器、风速风向仪和温湿压传感器通过 RS-485 串口通信方式与计算机形成交互。采集数据在测控计算机中进行相应的数据处理,并且可以在试验过程中实时显示和记录存储。

3.1.2 软件设计

在测控系统软件设计方面,利用图形化编程语言的开发环境 LabVIEW 进行程序设计,通过多个不同的模块实现包括天平测量、电动机测控、风速和环境参数测量以及数据记录保存等功能,从而实现了测控系统的电动机控制以及多个传感器的信号采集任务。测控软件的具体工作流程如图 8 所示。

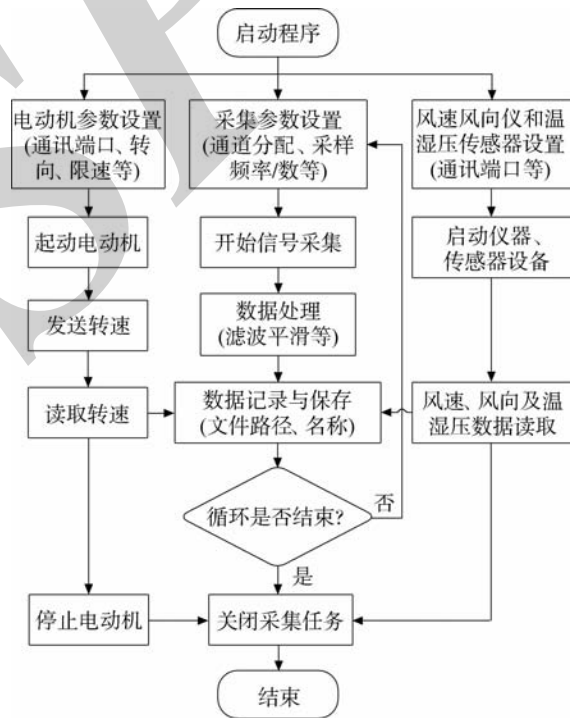


图 8 测控软件工作流程图

Fig. 8 Flow chart of measurement software

图 9 为车载测控软件的主要操作界面。该界面主要用于显示处理后的试验测量数据,如经过滤波平滑后的螺旋桨气动推力、扭矩、转速、来流风速等。并且可以通过简单的设置和操作实现控制伺服电动机的起停,加速控制,以及测量数据的记录和保存。

3.2 车载试验结果分析

如图 10 所示为螺旋桨车载试验系统及优化设计的直径为 6.8 m 螺旋桨,该螺旋桨为国内某

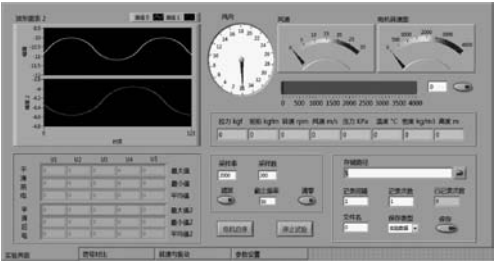


图 9 测控软件主要操作界面

Fig. 9 Graphical interface of measurement software

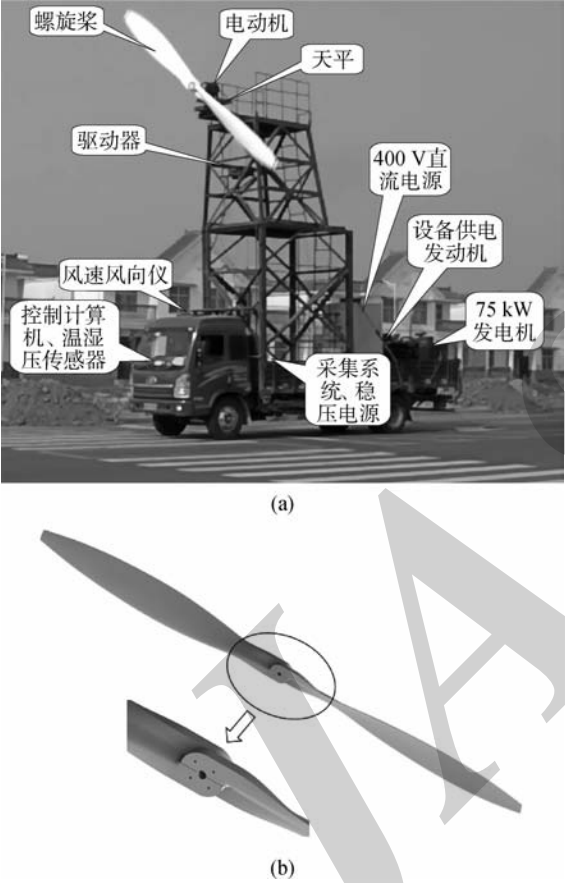


图 10 车载试验系统及 6.8 m 螺旋桨实物图

Fig. 10 Truck-mounted testing system and 6.8 m propeller model

型平流层飞艇使用,由于螺旋桨尺寸较大,将螺旋桨两片桨叶分开加工,采用对插式结构组装.试验采用伺服电动机,额定功率为 30 kW;测控系统选用了 NI Compact DAQ 9188 机箱并配套 NI-9237,NI-9205 数据采集卡;测量装置采用二分量测量天平^[22].试验场地分别为西安地区(海拔为 0.5 km,经纬度为 N34.05°E108.72°)和青海地区(海拔为 3.6 km,经纬度为 N35.85°E99.75°).

图 11 为不同的海拔高度条件下,来流风速为 5 m/s 时,螺旋桨的试验拉力和扭矩结果对比,可以看到,相同转速下,随着海拔高度的增加,螺旋

桨的推力和扭矩均有所减小.这是因为,海拔增加,空气密度减小,则当空气流过螺旋桨叶素,速度发生变化时,每个叶素上的气动力均有所减小,对于螺旋桨整体来说,即螺旋桨桨盘前后的压差减小了,因此螺旋桨的推力和扭矩也随之减小.

图 12 为螺旋桨推力系数 C_t 、功率系数 C_p 和气动效率 η 试验结果与 CFD 数值模拟计算值对比.从图中可以看到,相同海拔高度下,螺旋桨试验结果均与 CFD 数值计算曲线趋势一致,吻合较好.表 2 给出了青海地区直径为 6.8 m 螺旋桨的试验值与 CFD 计算值.螺旋桨推力和扭矩的计算值与试验值的平均相对误差分别为 2.8% 和 9.2%.但是,车载试验结果也存在一定的误差,造成误差的原因主要有^[23]:①车载试验方法引起的偏差,包括路面和车辆振动的影响;②外场条件气流品质引起的误差;③大尺寸模型本身的模拟偏差.

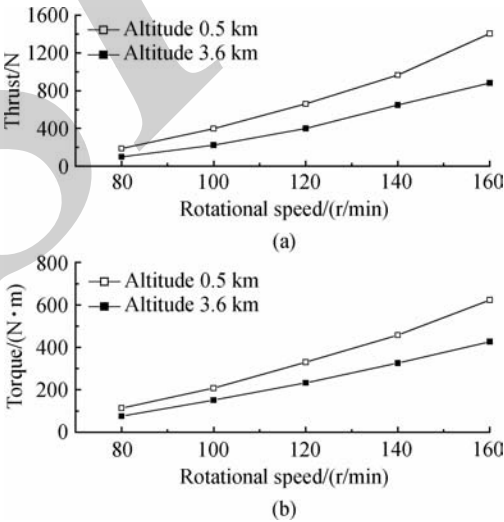


图 11 不同海拔高度条件下螺旋桨气动性能对比

Fig. 11 Comparison of aerodynamic performance of propeller at different altitudes

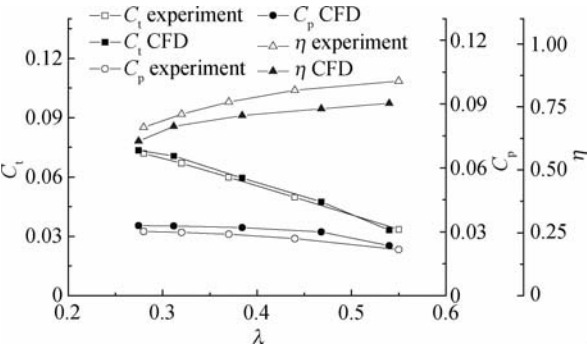


图 12 螺旋桨气动性能试验与计算值对比($D_p=6.8\text{ m}$)

Fig. 12 Comparison of aerodynamic performance of propeller between test and calculated data ($D_p=6.8\text{ m}$)

表 2 螺旋桨推力和扭矩试验值与计算值

Table 2 Test and calculated data of thrust and torque

转速/ (r/min)	CFD 推力/N	试验 推力/N	CFD 扭矩/ (N·m)	试验扭矩/ (N·m)
80	98.39	97.31	68.70	74.48
100	228.14	217.76	132.99	148.47
120	396.02	392.98	206.09	228.54
140	602.01	635.04	289.20	318.70
160	845.05	864.07	382.69	418.56

4 结 论

本文首先根据叶素动量理论建立了螺旋桨气动计算模型,并通过风洞试验验证了该程序的有效性,利用罚函数法和叶素动量理论建立的螺旋桨优化设计程序对某型高空飞艇螺旋桨进行了弦长和扭转角分布优化设计.相比原始方案,优化后的螺旋桨气动效率有所提高,同时质量减小,在桨叶内部材料和结构不变的情况下有效地提高了桨叶的结构强度.为设计出高性能、轻质量、低成本的高空飞艇螺旋桨提供了理论依据.

其次,提出了车载试验方法,实现了整个测控系统的硬件组成和软件设计,从而得到在不同海拔高度下的全尺寸螺旋桨多个工况的气动性能数据.与 CFD 数值计算结果的对比表明该车载试验系统合理可行.高空螺旋桨车载试验的方法仍然与真实飞艇工作环境有较大差距,但是对于飞艇推进系统的总体设计仍具有重要的参考价值.

参考文献:

[1] Brooke L. High altitude LTA platforms: capabilities and possibilities[R]. AIAA-2005-7319,2005.

[2] Colozza A,Dolce J. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship [R]. NASA/CR-2003-212724,2003.

[3] Newman B. Propeller analysis and synthesis for ultra-long duration balloon trajectory steering[R]. AIAA-2005-7490,2005.

[4] Greer D,Hamory P,Edwards C,et al. Design and predictions for high-altitude (low Reynolds number) aerodynamic flight experiment[J]. Journal of Aircraft,2000,37(4): 684-689.

[5] Whitmore S A,Merrill R S. Nonlinear large angle solutions of the blade element momentum theory propeller equations [J]. Journal of Aircraft,2012,49(4):1126-1134.

[6] Colozza A. High altitude propeller design and analysis overview[R]. NASA/CR-1998-208520,1998.

[7] 杜绵银,陈培,李广佳,等. 临近空间低速飞行器螺旋桨技

术[J]. 飞航导弹,2011(7):15-19.

[8] Wang W,Caro S,Bennis F,et al. A simplified Morphing blade for horizontal axis wind turbines[J]. Journal of Solar Energy Engineering,2014,136(1):1-8.

[9] Benini E. Significance of blade element theory in performance prediction of marine propellers[J]. Ocean Engineering,2004,31(8):957-974.

[10] Morris M,Calliccoat J,Arena A,et al. Engine and propeller testing for small to mid-size UAVs[R]. AIAA-2013-1134,2013.

[11] Gamble D E,Arena A. Automated dynamic propeller testing at low Reynolds numbers[R]. AIAA-2010-0853,2010.

[12] 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.

[13] Drela M,Giles M B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils [J]. AIAA Journal,1987,25(10):1347-1355.

[14] Hartman E P,Biermann D. The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2,3,and 4 blades of Clark y and RAF 6 airfoil sections[R]. NACA-TR-640,1938.

[15] 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. Experiment study of light-weight, high-efficiency propeller of stratospheric airships in ground wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(8):1775-1781. (in Chinese)

[16] Paxton C,Gryn P,Hines E,et al. High efficiency forward swept propellers at low speed[R]. AIAA-2003-1069,2003.

[17] Benini E,Toffolo A. Optimal design of horizontal-axis wind turbines using blade-element theory and evolutionary computation[J]. Journal of Solar Energy Engineering,2002,124(4):357-363.

[18] Ohad G,Aviv R. Optimization of propeller based propulsion system[J]. Journal of Aircraft,2009,46(1):95-106.

[19] Burger C,Hartfield R J,Burkhalter J. Performance and noise optimization of a propeller using the vortex lattice method and a genetic algorithm[R]. AIAA-2007-1883,2007.

[20] Koch L D. Design and performance calculations of a propeller for very high altitude flight[R]. NASA TM-1998-206637,1998.

[21] 汪泉,陈进,郭小峰,等. 基于性能及轻量化的新型风力机叶片优化设计研究[J]. 空气动力学学报,2014,32(1):77-84.

WANG Quan,CHEN Jin,GUO Xiaofeng,et al. Optimal design of a new wind turbine blade based on performance and light weight[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2014,32(1):77-84. (in Chinese)

[22] JIAO Jun,SONG Bifeng,ZHANG Yugang. Design and validation of sensor balance for propeller experiment[C]//4th International Conference on Frontiers of Manufacturing and Design Science (ICFMD 2013). Durnten-Zurich, Switzerland:Trans Tech Publications Ltd,2014:652-656.

[23] 恽起麟. 风洞实验数据的误差和修正[M]. 北京:国防工业出版社,1996.