

基于能量平衡的平流层飞艇推进系统 建模与优化设计

王冬晨¹, 宋笔锋¹, 王海峰¹, 焦俊²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 中国科学院 工程热物理研究所 无人飞行器实验室, 北京 100190)

摘 要: 为了在平流层飞艇推进系统高效率 and 轻质量需求的矛盾之中取得平衡, 提出基于能量平衡的平流层飞艇推进系统建模与优化设计方法。利用试验设计和代理模型技术分别建立了高空电动机、螺旋桨的主要设计参数与其效率和质量的代理模型。建立了包含太阳能电池和储能电池的飞艇能源系统质量计算模型。以整系统能量平衡和推阻平衡为约束, 以推进与能源系统总质量最小为目标, 借助多岛遗传算法构建了飞艇推进系统优化设计数学模型。对某型平流层飞艇推进系统进行了优化设计, 结果表明: 优化后的推进系统效率提升了 23%, 推进与能源系统总质量降低了 340 kg, 验证了该平流层飞艇推进系统建模与优化设计方法的可行性和应用价值。

关 键 词: 平流层飞艇; 推进系统; 试验设计; 代理模型; 多岛遗传算法; 能量平衡; 优化设计

中图分类号: V221 **文献标志码:** A

Modeling and optimal design of stratospheric airship propulsion system based on energy balance

WANG Dongchen¹, SONG Bifeng¹, WANG Haifeng¹, JIAO Jun²

(1. School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Unmanned Aircraft Laboratory, Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: An modeling and optimal design method of stratospheric airship propulsion system based on energy balance was proposed to achieve both high efficiency and light weight goals. Efficiency and weight surrogate models of motor and propeller were individually established using design of experiments method and surrogate model technology. A weight calculation model for airship energy system containing solar cells and energy storage batteries was also built. Based on the multi-island genetic algorithm, the optimal design model of airship propulsion system was established with the energy and thrust balance as the constraints, and the minimum total weight of the propulsion and energy system as the goal. Optimization design of an example was carried out. The results show that the efficiency of the optimized propulsion system is increased by 23%, and the total weight of the propulsion and energy system is reduced by 340 kg, verifying the feasibility and application value of the

收稿日期: 2020-01-08
基金项目: 中国博士后基金(2019TQ321)
作者简介: 王冬晨(1992—), 男, 博士生, 主要从事推进系统优化设计研究。

引用格式: 王冬晨, 宋笔锋, 王海峰, 等. 基于能量平衡的平流层飞艇推进系统建模与优化设计[J]. 航空动力学报, 2020, 35(9): 1918-1926. WANG Dongchen, SONG Bifeng, WANG Haifeng, et al. Modeling and optimal design of stratospheric airship propulsion system based on energy balance[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(9): 1918-1926.

modeling and optimal design method of stratospheric airship propulsion system.

Key words: stratospheric airship; propulsion system; design of experiments; surrogate model; multi-island genetic algorithm; energy balance; optimal design

平流层飞艇一般采用螺旋桨电推进系统,为了满足飞艇高空长航时的工作需求,一般以轻质量、高效率作为推进系统的设计目标。但推进系统的轻质量和高效率往往相互矛盾。比如,减小单套推进系统的输入功率而增加推进系统总套数,可以使推进系统总体效率上升,但多套推进系统本身质量又会增加。然而,推进系统效率上升可以减小能源消耗,进而带来能源系统的质量减少。因此,存在一些设计点,在保证飞艇推阻平衡、浮重平衡及能源平衡的前提下,提高推进系统效率,使得能源系统质量减少幅度大于推进系统质量增加幅度,从而使能源系统和推进系统的总质量减小。

目前针对螺旋桨电推进系统的研究主要集中在螺旋桨及电动机在平流层环境下保持高效率以及螺旋桨和电动机的参数匹配^[1-2]等方面。刘新强等针对平流层飞艇螺旋桨与直流无刷电动机匹配问题,建立了直流无刷电动机模型和螺旋桨模型^[3],并研究飞艇动力推进系统的控制响应问题。针对高空飞艇的电源和不同电动机的特点,罗玲、张江鹏等探索了电动机的高空适应性设计技术^[4-5]。针对高空环境下螺旋桨前进比小、雷诺数低的特点,焦俊、刘沛清、Morgado、马蓉等对高空螺旋桨几何外形进行了优化设计和风洞试验验证^[6-9]。另外,陈声麒等通过试验设计和响应面方法得到了推进系统效率与质量的代理模型,并开展了不同套数下的推进与能源系统质量权衡^[10],但是模型相对简单。上述研究主要是针对电动机、螺旋桨或者是两者之间的匹配设计,没有考虑不同套数下的推进系统整体性能,及其对能源系统质量的影响,或是推进和能源系统的建模相对简单,电动机与螺旋桨的参数匹配等方面有待深入研究和改进。

因此,本文首先通过试验设计和代理模型技术,分别构建了螺旋桨与电动机的效率和质量计算模型;基于桨机匹配原则将电动机和螺旋桨代理模型结合起来,进而获得螺旋桨电推进系统代理模型;基于太阳辐射强度和太阳能电池铺设方案,建立了包含太阳能电池和储能电池的飞艇能源系统质量计算模型;最终以推进与能源系统总质量最小为目标,以飞艇推阻平衡、浮重平衡和能源平衡为约束,利用多岛遗传算法对平流层飞艇

不同套数、设计功率、直径和转速的推进系统方案进行优化设计,最终确定最佳的设计组合。

1 推进系统代理模型

通过试验设计方法获得样本空间,分别构建平流层飞艇电动机和螺旋桨的效率和质量计算模型并完成模型验证,并基于桨机匹配原则构建推进系统代理模型。

1.1 高空螺旋桨代理模型构建与验证

螺旋桨代理模型的设计工况为:20 km 高度,10 m/s 轴向来流风速,设计变量为螺旋桨输入功率 P_p 、转速 N_p 和螺旋桨桨径 D ,各自取值范围如表 1 所示,输出变量分别为该设计变量下的螺旋桨最优方案的效率 η_p 和质量 m_p 。

表 1 螺旋桨代理模型自变量取值范围
Table 1 Range of variables of propeller surrogate model

参数	数值	
	下边界	上边界
P_p/kW	1	30
$N_p/(\text{r}/\text{min})$	300	800
D/m	4	7

其中螺旋桨的功率、转速和桨径存在一定的相互制约关系。例如,在螺旋桨输入功率较小时,设计转速过大会造成螺旋桨弦长非常细长,而螺旋桨输入功率较大时,设计转速过小,又会导致桨叶弦长很宽。因此,为避免上述两种不符合实际情况的参数组合出现在样本点空间内,对螺旋桨设计空间进行分层和筛选,筛选后在每一层内使用最优拉丁超立方试验设计方法完成抽样,最后合并获得螺旋桨样本空间如图 1 所示。

根据动量叶素理论^[11]计算分别对样本点的螺旋桨气动外形即弦长、扭转角分布进行优化设计,得到各个样本点的螺旋桨几何外形,通过 CFX 软件计算样本点的气动效率;然后在几何外形和气动参数确定的基础上,通过 MSC. Patran&Nastran 有限元软件对该螺旋桨样本点方案进行复合材料铺层设计,评估满足刚度、强度和固有频率的螺旋桨

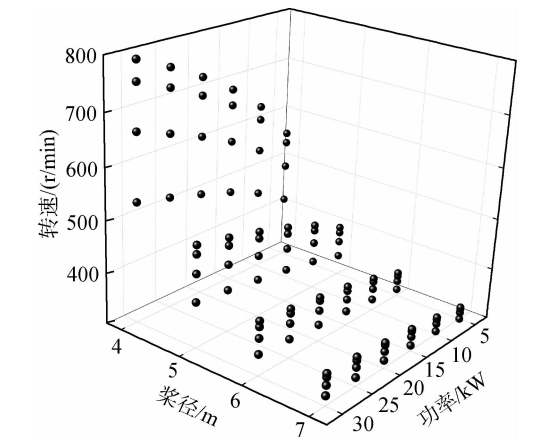


图 1 螺旋桨样本空间

Fig. 1 Sample points of propeller design variables

样本点质量值,通过每一个样本点方案的螺旋桨效率和质量的优化和计算,最终获得用于构建代理模型的样本点数据。

另外,在代理模型建模方法的选取上,本文通过在样本空间中随机选取数个样本点对代理模型进行交叉检验,使用三阶平均相对误差判断不同建模方法所建立代理模型的拟合优度,来筛选最适合的建模方法^[12-13]。

最终选取神经网络方法建立螺旋桨代理模型。各建模方法的平均误差以及最终建模结果如表 2、图 2 和图 3 所示。

表 2 螺旋桨代理模型平均误差

Table 2 Average error of propeller surrogate models

建模方法	效率平均误差	质量平均误差
响应面模型	0.08237	0.08361
Kriging 模型	0.07027	0.04104
神经网络模型	0.06574	0.03490

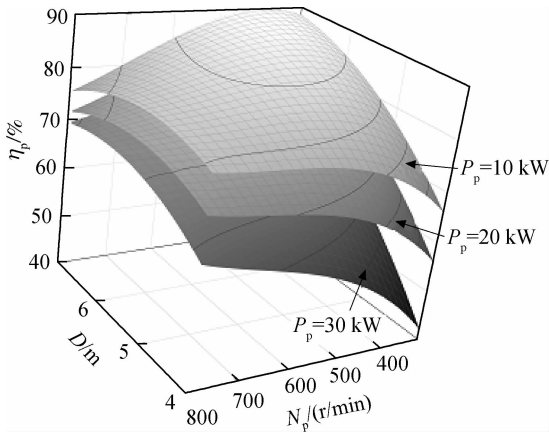


图 2 螺旋桨效率代理模型

Fig. 2 Surrogate model of propeller efficiency

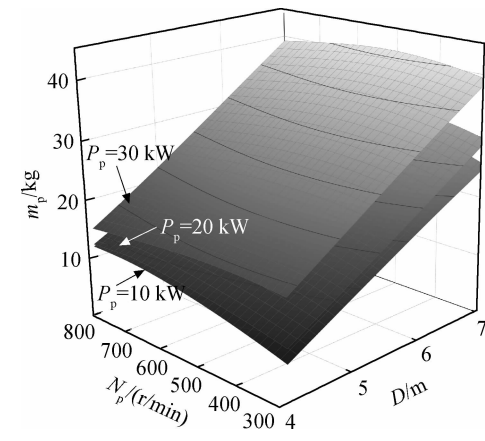


图 3 螺旋桨质量代理模型

Fig. 3 Surrogate model of propeller weight

1.2 高空电动机代理模型构建与验证

电动机代理模型设计变量为电动机输入功率 P_m 和转速 N_m ,输出变量分别为该设计变量下电动机最优方案的效率 η_m 和质量 m_m 。其自变量的取值范围如表 3 所示。

表 3 电动机代理模型自变量取值范围

Table 3 Range of variables of motor surrogate model

参数	数值	
	下边界	上边界
P_m/kW	5	30
$N_m/(\text{r}/\text{min})$	300	1500

电动机设计一般采用系列设计,设计参数分布规范化系列化,采用全因子试验设计方法获得样本空间,如图 4 所示。

利用电动机有限元软件对每一个样本点进行建模和设计,通过电磁仿真和结构设计方法得到电动机的效率和质量指标用于构建代理模型。同

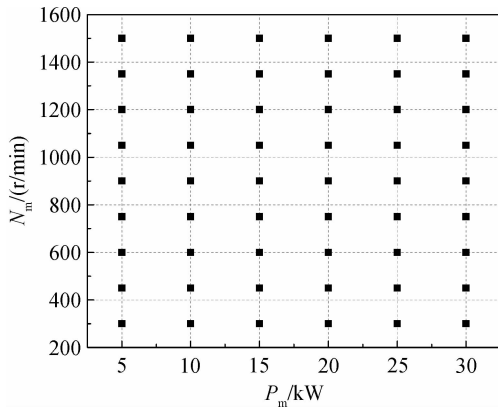


图 4 电动机样本空间

Fig. 4 Sample points of motor design variables

样地,也使用交叉检验和三阶平均相对误差判断不同建模方法所建立代理模型的拟合优度。

最终选取的建模方式为神经网络模型,其平均误差以及最终的建模结果如表 4、图 5 和图 6 所示。

表 4 电动机代理模型平均误差

Table 4 Average error of motor surrogate models

建模方法	效率平均误差	质量平均误差
响应面模型	0.06733	0.10591
Kriging 模型	0.05529	0.08468
神经网络模型	0.01024	0.03462

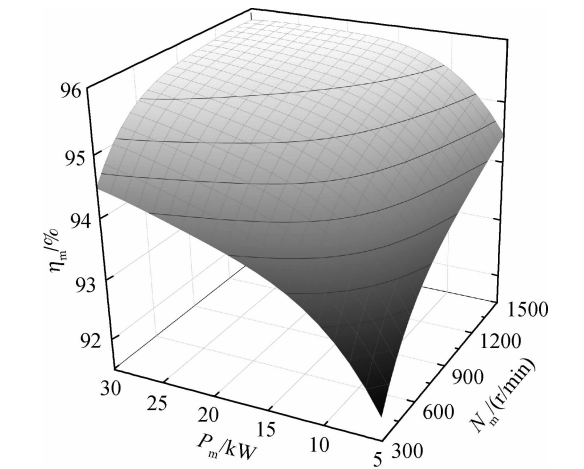


图 5 电动机效率代理模型
Fig. 5 Surrogate model of motor efficiency

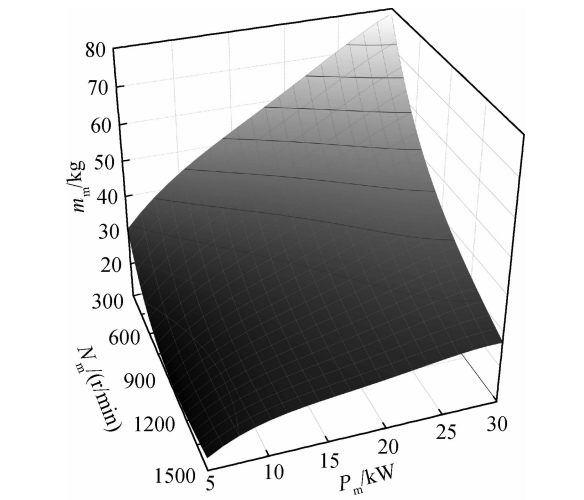


图 6 电动机质量代理模型
Fig. 6 Surrogate model of motor weight

1.3 桨机匹配与推进系统代理模型构建

由于螺旋桨与电动机通过法兰等连接件进行

刚性连接,因此两者转速相同^[14],即

$$N_p = N_m \tag{1}$$

稳定运行时,电动机扭矩 Q_m 等于螺旋桨扭矩 Q_p ,即电动机输出功率 $P_m \cdot \eta_m$ 等于螺旋桨输入功率 P_p 。如下所示:

$$P_p = P_m \cdot \eta_m \tag{2}$$

基于以上关系,可以得到任意推进系统输入功率、转速、桨径组合下推进系统代理模型。其输入变量为螺旋桨桨径 D 、推进系统转速 N_p 、推进系统输入功率 P_m ,输出变量为推进系统效率 η_{sys} 和质量 m_{sys} ,如下所示:

$$\begin{cases} m_{sys} = m_p + m_m = f_1(D, N_p, P_m) \\ \eta_{sys} = \eta_p \cdot \eta_m = g_1(D, N_p, P_m) \end{cases} \tag{3}$$

图 7 和图 8 分别为推进系统效率和质量的代理模型,展示了不同输入功率下效率和质量指标随转速与桨径变化的情况。

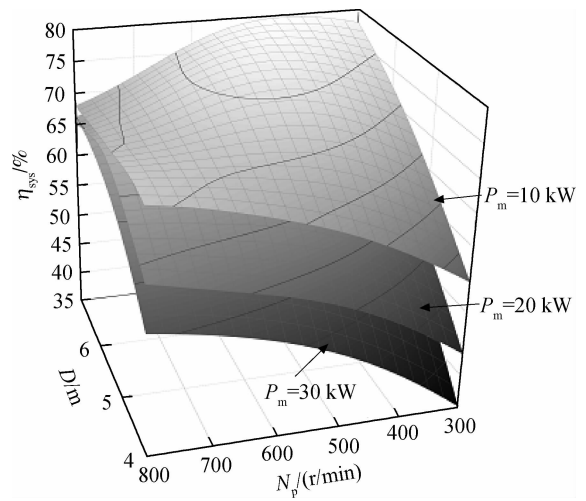


图 7 推进系统效率代理模型
Fig. 7 Surrogate model of propulsion system efficiency

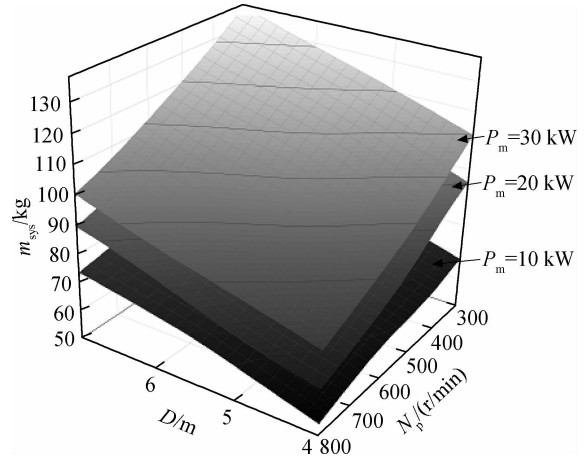


图 8 推进系统质量代理模型
Fig. 8 Surrogate model of propulsion system weight

分析推进系统代理模型可以看出:其一,推进系统效率随桨径、转速、功率的变化并不单调,对于给定功率而言,有一组较为合适的转速-桨径组合,桨径较大时最优转速减小,桨径较小时最优转速增大;其二,单套推进系统的质量随桨径、转速和功率的变化而单调变化;最后,小功率下更偏向大桨径小转速组合;但大输入功率下最优组合点会朝小桨径大转速方向偏移,这是由于大输入功率下仅靠提高桨径不足以吸收多余功率,从而引起效率下降,而大转速下桨径过大会带来螺旋桨质量增加和结构强度的困难。因此转速适当增加的同时桨径略微减小反而可以取得更好的效果。

2 能源系统参数模型

能源系统参数模型由太阳辐射强度模型和太阳能电池铺设模型两部分组成。能源系统的负载主要为推进系统负载及艇上设备负载。本文假设艇上设备固定,不对能源系统质量产生任何影响。因此,能源系统的质量减少仅来自于推进系统效率提升。

太阳能电池光电转换效率为 η_{so} ,白天吸收太阳能转换为电能,一部分输入推进系统用于白天抗风作业,一部分存入储能电池,转换效率为 η_{li} 。夜间储能电池将先前存储的电能释放,通过能源管理系统输入进推进系统用于夜间抗风作业。所以,能源系统总质量 m_e 由太阳能电池质量 m_{so} 与储能电池质量 m_{li} 两部分组成。

2.1 太阳辐射强度模型

太阳辐射强度模型^[15]输入变量为飞艇运行日序数 n_{day} (从 1 月 1 日开始计算)和工作纬度 ϕ 。定义地日平均距离系数为 R_0 ;地球公转轨道偏心率为 e ;全年平均太阳辐射强度为 I_0 。则可以建立太阳辐射强度模型得到工作当日太阳日角 α ,当日太阳辐射强度 I_{day} ,以及当日太阳赤纬角 δ 。具体如下:

$$\begin{cases} \alpha = 2\pi \frac{n_{day} - 4}{365} \\ I_{day} = \frac{I_0}{R_0^2} \left(\frac{1 + e \cos \alpha}{1 - e^2} \right)^2 \\ \delta = 23.45 \frac{\pi}{180} \sin \left(2\pi \frac{101.5 + n_{day}}{365} \right) \end{cases} \quad (4)$$

太阳高度角 ω 与太阳时角 θ 随时间 t 在一天 24 h 内的变化分别可以通过下式计算:

$$\omega(t) = \pi \cdot \left(1 - \frac{t}{12} \right), \quad t \in [0, 24] \quad (5)$$

$$\sin \theta = \cos \phi \cos \delta \cos \omega(t) + \sin \phi \sin \delta \quad (6)$$

最后考虑到太阳辐射的大气透射率 ϵ ,对于等效面积为 S ,光电转换效率为 η_{so} 的太阳能电池实时输出功率 P_{so} 为

$$P_{so} = I_{day} \epsilon S \sin \theta \cdot \eta_{so} \quad (7)$$

2.2 太阳能电池铺设模型

飞艇上太阳能电池的铺设往往是依附在飞艇表面,由于单个太阳能电池组件面积远远小于飞艇表面积,可以假设飞艇上每个组件都是近似的平面^[16]。已知一个飞艇外形如图 9 所示,可以假设飞艇中间段为圆柱体,太阳能电池铺设于圆柱体表面^[17]。铺设角度范围为 $[\beta_1, \beta_2]$,铺设长度为 L_{so} 。

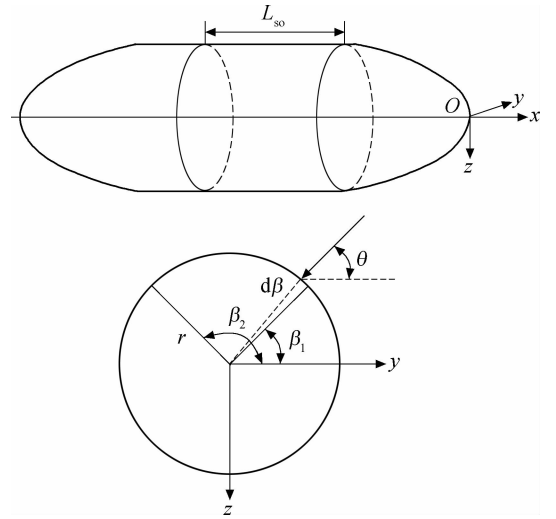


图 9 太阳能电池铺设参数

Fig. 9 Parameters of solar cell laying

需要说明的是,飞艇实际长时间工作时,高空风向、飞艇任务需求等因素都会影响太阳能电池上太阳光的 actual 入射角度。为了在不影响基本结论的前提下适当简化计算,本文假设太阳能电池工作期间飞艇航向始终垂直阳光入射方向,则太阳光入射角度仅由太阳时角 θ 和太阳能电池铺设角度 β 决定。图 9 中, r 为飞艇截面半径。太阳能电池组件铺设长度 L_{so} 和铺设角度范围为 $[\beta_1, \beta_2]$ 作为能源系统设计变量,替换上述等效面积 S ,进而通过积分得到太阳能电池阵列在吸收太阳辐射转换为电能的实时输出功率为 P_{so} 。

$$P_{so} = \left[I_{day} \epsilon L_{so} \int_{\beta_1}^{\beta_2} \cos(\beta - \theta) r d\beta \right] \cdot \eta_{so} \quad (8)$$

如图 10 所示, $W_1 + W_3$ 是全天太阳能电池总输出能量,其中 W_1 部分为太阳能电池产生多余能

量,将会存储在储能电池中, W_3 部分为太阳能电池直接供给推进系统使用; W_2+W_3 是全天推进系统消耗能量,其中 W_2 部分为夜间太阳能电池供电不足时储能电池供给推进系统的能量,设为 W_{li} 。

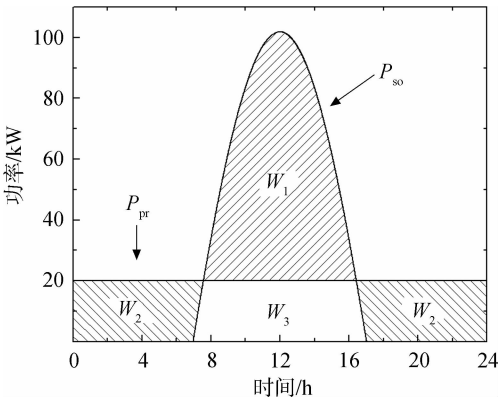


图 10 昼夜能量平衡关系图

Fig. 10 Day and night energy balance chart

从图 10 可以看出,能源平衡约束可以转换为下述关系:

$$W_1 \eta_{li} \geq W_2 = W_{li} \tag{9}$$

式中 η_{li} 为储能电池的能量存储与转换效率。

储能电池质量 m_{li} 取决于其所需存储的总能量 W_{li} 以及能量密度 E_{li} 。而太阳能电池阵列的总质量 m_{so} 取决于铺设角度范围为 $[\beta_1, \beta_2]$ 和铺设长度 L_{so} 。

$$\begin{cases} m_{li} = \frac{W_{li}}{E_{li}} = f_2(L_{so}, \beta_1, \beta_2) \\ m_{so} = L_{so} r(\beta_2 - \beta_1) \rho_{so} = g_2(L_{so}, \beta_1, \beta_2) \end{cases} \tag{10}$$

3 推进系统优化设计

为了探索使得能源系统和推进系统总质量最小的推进系统方案,需要基于推进系统代理模型和能源系统参数模型,使用多岛遗传算法^[18],以推阻平衡、浮重平衡和能源平衡为约束^[19-20],以推进系统和能源系统总质量最小为优化目标,建立优化模型,具体流程如图 11。

3.1 优化模型建立

优化模型的输入变量为推进系统套数 n 、推进系统设计变量(螺旋桨桨径 D ,推进系统转速 N_p ,推进系统输入功率 P_m)和能源系统设计变量(太阳能电池铺设长度 L_{so} ,太阳能电池铺设角度 β_1, β_2)。

优化模型的目标函数为推进系统和能源系统的总质量,即

$$f(X) = nm_{sys} + m_{so} + m_{li} \tag{11}$$

优化模型的约束条件分别为推阻平衡约束、浮重平衡约束以及能源平衡约束。推阻平衡约束表示推进系统总输出功率 P_0 大于推进系统抗风功率 P_{limit} ;浮重平衡约束表示全部推进系统质量和能源系统总质量之和 m_0 不超过推进系统总体所分配的浮力上限 m_{limit} ;能源平衡约束表示白天储能电池存储能量 W_0 满足夜间推进系统抗风消耗总能量 W_{limit} 。即

$$\begin{cases} P_m \eta_{sys} = P_0 \geq P_{limit} \\ nm_{sys} + m_{so} + m_{li} = m_0 \leq m_{limit} \\ W_1 \eta_{li} = W_0 \geq W_{limit} = W_{li} \end{cases} \tag{12}$$

根据以上分析,结合提出的推进系统优化设

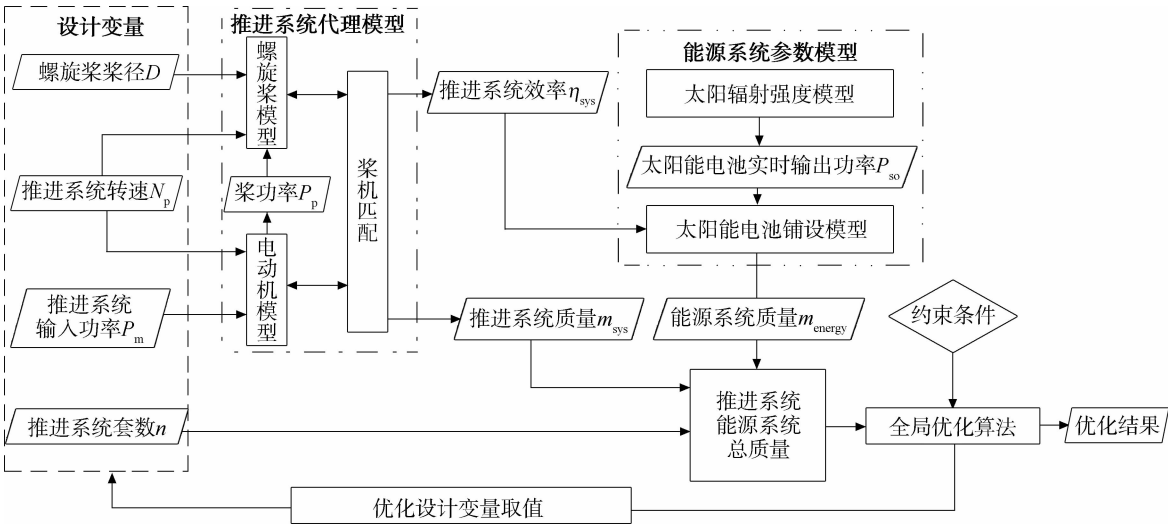


图 11 推进系统优化设计流程

Fig. 11 Workflow of propulsion system optimization

计流程,建立如下优化模型:

$$\begin{aligned} \min \quad & f(X) = nm_{\text{sys}} + m_{\text{so}} + m_{\text{li}} \\ \text{s. t.} \quad & P_{\text{limit}} - P_{\text{m}}\eta_{\text{sys}} \leqslant 0 \\ & nm_{\text{sys}} + m_{\text{so}} + m_{\text{li}} - m_{\text{limit}} \leqslant 0 \\ & W_{\text{li}} - W_1\eta_{\text{i}} \leqslant 0 \end{aligned} \tag{13}$$

3.2 算 例

本文利用上述方法对某飞艇推进系统进行优化设计,通过对比优化前后推进系统和能源系统总质量变化来验证优化设计方法的可行性。优化模型自变量及模型内各参数取值如表 5 和表 6 所示。

表 5 推进系统优化模型部分参数

Table 5 Optimized model parameters of propulsion system

参数	数值
推进系统抗风功率限制 $P_{\text{limit}}/\text{kW}$	29
推进系统和能源系统质量限制 $m_{\text{limit}}/\text{kg}$	4000
来流风速 $V/(\text{m/s})$	20
运行日序数 n_{day}	172
工作纬度 $\phi/(\text{^\circ})$	30
年平均太阳辐射 $I_0/(\text{W/m}^2)$	1385
太阳能电池光电转换效率 η_{so}	0.19
太阳能电池面密度 $\rho_{\text{so}}/(\text{kg/m}^2)$	0.65
储能电池转换效率 η_{i}	0.95
储能电池能量密度 $E_{\text{li}}/((\text{W}\cdot\text{h})/\text{kg})$	230

表 6 优化模型自变量取值范围

Table 6 Variable range of optimized propulsion system model

参数	范围
推进系统套数 n	[2,10]
螺旋桨桨径 D/m	[4,7]
推进系统转速 $N_{\text{p}}/(\text{r/min})$	[300,800]
推进系统输入功率 P_{m}/kW	[5,30]
太阳能电池铺设长度 L_{so}/m	[0,100]
太阳能电池铺设角度 β_1/rad	[0, $\pi/2$]
太阳能电池铺设角度 β_2/rad	[$\pi/2$, π]

本文使用 iSight 工程优化软件搭建了优化模型的整体架构,并基于多岛遗传算法对优化模型的设计空间进行了探索,对各设计变量进行了全局优化。优化模型框架及收敛迭代结果如图 12 和图 13 所示。

推进系统设计方案优化前后,数量布置和参数对比的如表 7 和图 14 所示。

对比原始方案和优化方案可以看出,在考虑能源系统的能量平衡基础之上,进行推进系统优化设计,虽然推进系统质量增加 126 kg,但由于推进系统效率提升 23%,能源系统质量减少 466 kg,因此推进系统及能源系统总质量减少 340 kg。

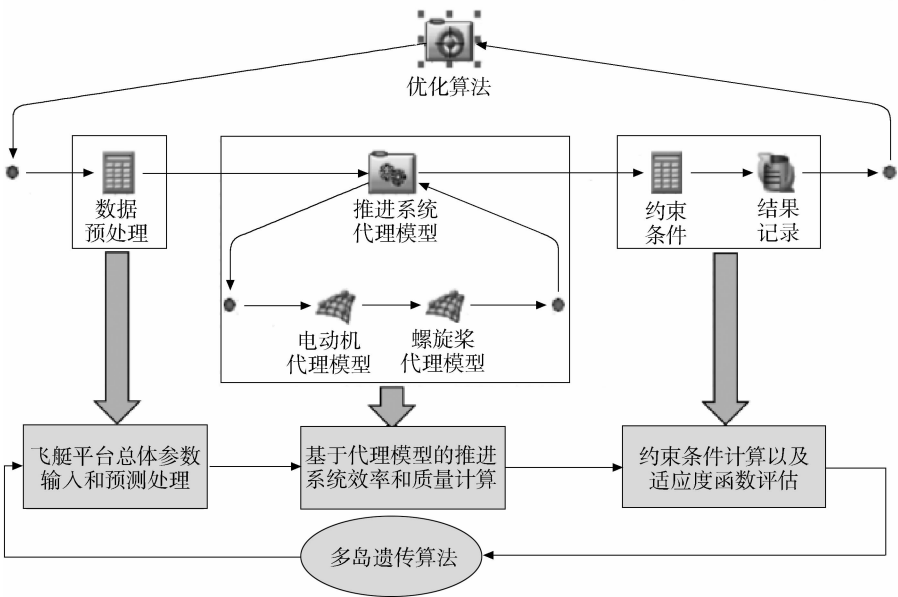


图 12 优化模型框架

Fig. 12 Optimization model framework

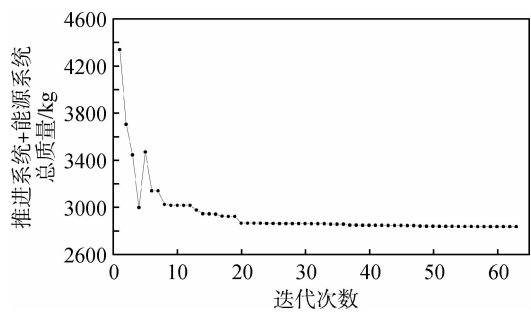


图 13 模型迭代收敛结果

Fig. 13 Iteration result of model

表 7 推进系统设计方案优化前后对比

Table 7 Comparison of propulsion system between original plan and optimized plan

参数	数值	
	原始方案	优化方案
推进系统套数	2	4
单套推进系统输入功率/kW	30	10.16
推进系统转速/(r/min)	520	322
螺旋桨桨径/m	6.8	7
推进系统效率/%	49.1	72.1
推进系统总质量/kg	417	543
太阳能电池质量/kg	280	250
储能电池质量/kg	2474	2038
能源系统总质量/kg	2754	2288
推进系统+能源系统总质量/kg	3171	2831

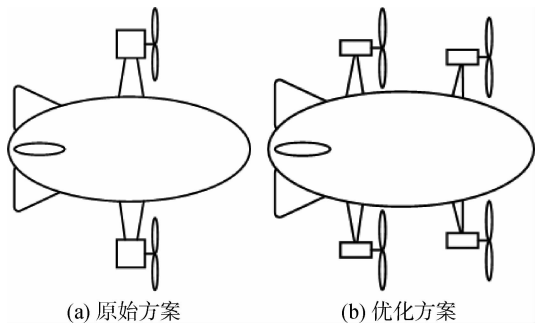


图 14 推进系统方案对比

Fig. 14 Comparison of propulsion system design plans

4 结 论

本文针对平流层飞艇推进系统特点,提出一套推进系统建模和优化设计方法。通过研究推进系统与能源系统关系得到推进系统设计需求;利用试验设计方法建立了推进系统螺旋桨和电动机

的设计计算模型;利用太阳辐照强度关系建立了能源系统参数模型,并通过能量供给平衡与推进系统建立联系;基于多岛遗传算法搭建了推进系统优化设计模型,通过优化设计确定了最优的推进系统设计参数组合。最终结果表明本文所提出的推进系统建模及优化设计方法可以在保证飞艇抗风能力不变的前提下,通过改变推进系统配置,提高推进系统效率,减少推进系统和能源系统的总质量,具有较好的可行性。可以为飞艇推进系统设计和选择提供一定的参考和指导。

参考文献:

[1] TEIXEIRA P C, CESNIK C E S. Propeller effects on the response of high-altitude long-endurance aircraft [J]. AIAA Journal, 2019, 50(10): 4328-4342.

[2] 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实验研究[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)

[3] 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): 1407-1413. LIU Xinqiang, HE Weiliang. Analysis and design of stratospheric airship propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1407-1413. (in Chinese)

[4] 罗玲, 刘卫国. 高空飞艇螺旋桨驱动电动机分析[J]. 宇航学报, 2009, 30(6): 2140-2144. LUO Ling, LIU Weiguo. Analysis of the motor driving a propeller of high altitude airship[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(6): 2140-2144. (in Chinese)

[5] 张江鹏. 高空飞行器用高效率大功率密度永磁同步电动机研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018. ZHANG Jiangpeng. Research on high efficiency and high power density permanent magnet synchronous motor for high altitude aircraft [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)

[6] JIAO Jun, SONG Bifeng, ZHANG Yugang, et al. Optimal design and experiment of propellers for high altitude airship[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2018, 232(10): 1887-1902.

[7] LIU Peiqing, DUAN Zhongzhe, MA Lichuan, et al. Aerodynamics properties and design method of high efficiency-light propeller of stratospheric airships[C]//2011 International Conference on Remote Sensing, Environment and Transportation Engineering. Nanjing: IEEE, 2011: 8041-8044.

[8] MORGADO J, ABDOLLAHZADEH M, SILVESTRE M A R, et al. High altitude propeller design and analysis[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 45: 398-407.

[9] 马蓉, 刘沛清, 胡颖. 临近空间飞行器螺旋桨低雷诺数高升

力翼型综述[R]. 北京: 庆祝中国力学学会成立 50 周年暨中国力学学会学术大会, 2007.

[10] CHEN Shengqi, SONG Bifeng, WANG Haifeng. Exploring optimum power unit of propulsion system for high altitude airship[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2015, 229(2): 301-311.

[11] 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.

[12] 张科施. 基于代理模型的机翼气动/结构优化方法研究[C]//2017 年(第三届)中国航空科学技术大会论文集(上册). 北京: 中国航空学会, 2017: 386-391.

[13] 王刚. 一种螺旋桨动力配平的小型电动无尾无人机研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.

WANG Gang. A research on a small electric-powered tailless UAV using propeller thrust trimming [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)

[14] 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)

[15] 朱炳杰, 杨宇丹, 杨希祥, 等. 太阳能飞行器能源昼夜闭环仿真分析[J]. 宇航学报, 2019, 40(8): 878-886.

ZHU Bingjie, YANG Yudan, YANG Xixiang, et al. Energy closed-loop simulation and analysis for solar powered aircraft round the clock[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(8): 878-886. (in Chinese)

[16] 王海峰, 宋笔锋. 高空飞艇薄膜太阳能电池内辐射量计算研究[J]. 太阳能学报, 2006, 27(8): 819-823.

WANG Haifeng, SONG Bifeng. Computation research on the solar radiation on the thin film solar cell for high altitude airships [J]. Acta Energiæ Solaris Sinica, 2006, 27(8): 819-823. (in Chinese)

[17] 刘多能. 平流层飞艇能源系统仿真与续航时间估算[C] // 第三届高分辨率对地观测学术年会优秀论文集. 北京: 高分辨率对地观测系统重大专项管理办公室, 2014: 255-265.

[18] 周威, 陆金桂. 多岛遗传算法在螺旋桨优化设计中的应用[J]. 船舶工程, 2014, 36(5): 46-48, 68.

ZHOU Wei, LU Jingui. Application of multi-island genetic algorithm in optimization design of propeller[J]. Ship Engineering, 2014, 36(5): 46-48, 68. (in Chinese)

[19] 刘多能, 杨希祥, 麻震宇, 等. 运用粒子群优化算法的平流层飞艇总体设计[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(4): 50-56.

LIU Duoneng, YANG Xixiang, MA Zhenyu, et al. Conceptual design of stratospheric airship based on particle swarm optimization algorithm [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(4): 50-56. (in Chinese)

[20] 赵新路, 杨希祥, 侯中喜, 等. 基于响应面近似技术的平流层飞艇协同设计优化[J]. 航空工程进展, 2016, 7(3): 362-368.

ZHAO Xinlu, YANG Xixiang, HOU Zhongxi, et al. Conceptual design of stratospheric airship based on response surface approximation in collaborative optimization (CO/RSA) [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(3): 362-368. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)