

# 基于系统架构的典型四旋翼无人机设计

武仲芝 王雷 马建平 谭思扬 郭曼仪

(航空工业信息技术中心 北京 100028)

**摘要** 随着工业化与信息化的深度融合,计算机建模与仿真技术已被广泛应用于系统和产品的研发过程中,但目前存在建模不规范、模型混乱的问题。基于对系统架构的理解,提出了一种基于系统架构开展系统设计的方法。以典型无人机系统关键需求为输入,开展系统初步设计,基于无人机系统架构构建各子系统模型,并进行无人机系统模型的综合和仿真分析,实现了建模流程的规范化。同时,以动力系统为研究对象,基于系统架构可快速权衡分析电池容量和电池重量的最佳匹配、电动机和螺旋桨的最佳匹配,实现了动力系统的最佳设计。该工作为无人机设计提供了新流程和方法。

**关键词** 系统架构,无人机,动力系统,权衡分析

**中图分类号** TP391.9 **文献标识码** A

## Design of Typical Quadrotor UAV Based on System Architecture

WU Zhong-zhi WANG Lei MA Jian-ping TAN Si-yang GUO Man-yi

(AVIC Information technology Co., Ltd, Beijing 100028, China)

**Abstract** With the deep integration of industrialization and informationization, computer modeling and simulation technology has been widely used in the development process of systems and products. However, there are problems of non-standard modeling and chaotic models. Based on the understanding of system architecture, this paper proposed a method of system design based on system architecture. Considering the key requirements of typical UAV, the preliminary design of the system is carried out. The subsystem models are built based on the UAV system architecture. The UAV system model is synthesized and simulated. It realizes the standard modeling process. At the same time, taking the power system as the research object, the optimal matching of battery capacity and battery weight, the optimal matching of motor and propeller can be quickly measured based on the system architecture, thus realizing the optimal design of the power system. This paper provided a new process and method for UAV design.

**Keywords** System architecture, UAV, Power system, Trade-off

## 1 引言

计算机建模和仿真技术随着计算机和工业软件信息化等相关技术的发展而快速发展,其应用范围也越来越广,已成为支撑基于模型的系统工程的关键技术。

当前无人机是以其关键需求指标为输入来开展初步设计,然后基于设计指标参考货架产品进行硬件选型,最后进行无人机的装配。在当前传统的设计中存在的误区就是怕飞机动力不够,加大电机;怕飞行时间不够,加大电池,导致飞行超重,但未增加过多的飞行时间,即未寻求动力系统的最佳设计<sup>[1]</sup>。对于无人机重量和航时的权衡,既有的研究中有进行结构改进设计以实现无人机轻量化<sup>[2]</sup>;有的对传统的十二脉波整流电路进行改造,完成无人机飞行四旋翼供电系统优化设计<sup>[3]</sup>,但均未从整体的角度去权衡分析。

本文从总体角度提出基于系统架构开展无人机设计的创新技术路线,系统架构是定义执行系统功能和性能的系统实体以及系统接口<sup>[4]</sup>。基于系统架构开展系统设计,可基于统一架构构建不同颗粒度的模型,并实现建模的规范化、模块化<sup>[5]</sup>,同时系统可有效集成各子系统模型,进行系统整体特性

的仿真分析。本文重点基于系统架构构建无人机系统初步方案模型,同时基于系统架构可快速实现动力系统的权衡分析,以实现动力系统的最佳设计。本文利用系统仿真软件平台 Amesim 实现模型的创建与仿真分析。

## 2 基于系统架构开展四旋翼无人机建模

### 2.1 系统架构

根据需求指标和当前多旋翼无人机的发展,本系统采用四旋翼无人机。四旋翼无人机是由垂直对称的 4 个机臂交叉而成,4 个螺旋桨分别固定在机臂顶点的电机上,此结构能够尽量减少传动系统因齿轮传动装置引起的震动。正反转的组合方法可以巧妙利用桨叶间的水平转矩的互相抵消来完成整个无人机的姿态调整<sup>[6]</sup>。

四旋翼无人机的系统架构如图 1 所示,其包括动力系统(电池、电调、电动机、螺旋桨)、机身、控制器、环境和轨迹规划。动力系统将电能转换为机械能,并为机身提供力和力矩,将无人机的飞行姿态(俯仰、偏航、滚转角和 X、Y、Z 方向的位置)传递到控制器,控制器通过电调控制电机的转速,以达到控制螺旋桨力和力矩来调整无人机飞行姿态的目的。

以无人机重量 25kg、可挂负载 2.3kg、爬升率 3m/s、爬升高度 400m 作为该典型无人机的关键性能需求指标,并作为该无人机设计的输入。

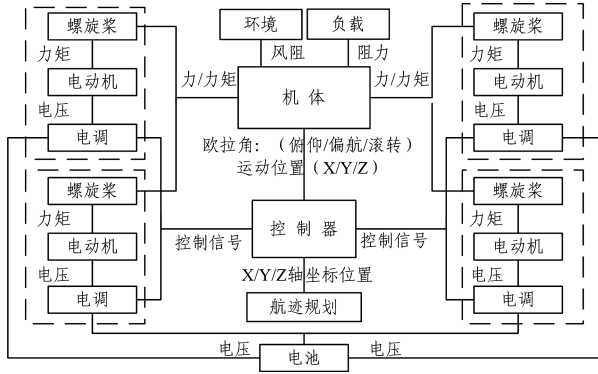


图1 四旋翼无人机系统架构

## 2.2 动力系统设计

按照系统架构的思想,动力系统相应的架构如图2所示。电池为系统提供稳定的电能,通过电调进行放大和控制,并把电能传递给电机,电机把电能转换成旋转机械能,传递给螺旋桨,螺旋桨产生拉力和力矩,为整机提供升力和姿态控制。

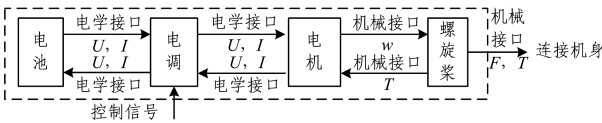


图2 动力系统架构

根据该典型无人机的需求,总重为:

$$M = 25 + 2.3 = 27.3(\text{kg}) \quad (1)$$

则单通道螺旋桨需克服以下负载:

$$m_1 = 27.3/4 \approx 7(\text{kg}) \quad (2)$$

按照 2 倍推重比,则单通道螺旋桨应克服不低于  $2 \times 7 \text{ kg} = 14 \text{ kg}$  的负载,螺旋桨提供的拉力(kg) = 直径(m) × 螺距(m) × 桨宽度(m) × 转速<sup>2</sup>(rap/s) × 1 大气压力(1 标准大气压) × 经验系数(0.25)。同时,参考货架产品信息,转速约为 50 rap/s,选取桨叶尺寸范围为 28 ~ 33 in,电机输出功率约为 0.8 ~ 1.5 kW/轴,假设轴功率约为 1 kW,电池电压为 48 V,电池额定容量初定为 22 AH。根据以上总体设计结果,按照动力系统架构,构建其元部件模型。后续利用建模和仿真技术验证设计的合理性。

### 2.2.1 电池

该四旋翼无人机使用电化学锂电池作为动力,其等效电路如图3所示。

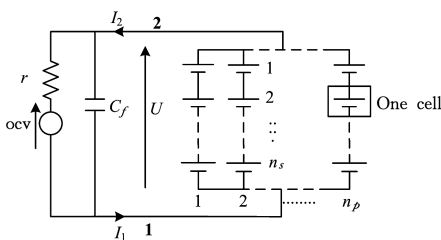


图3 锂电池等效电路

其中, $r$ 为内阻;one cell为代表一节电池; $C_f$ 为滤波电容; $n_s$ 为一个分支中电池个数; $n_p$ 为并联的分支数;ocv,即 open circuit voltage,开环回路电压; $U$ 为输出电压。

电压电流关系如下所示:

$$V_2 = V_1 + U \quad (3)$$

$$I = -I_1 = -I_2 \quad (4)$$

一个重要的输入数据是开环回路电压 ocv(open circuit voltage)和剩余电量百分比 soc(state of charge)的对应值。本无人机电池的 ocv 与 soc 的关系如图4所示,当剩余电量在 10% ~ 95% 的范围内时,开路电压在一个较稳定的范围内工作。

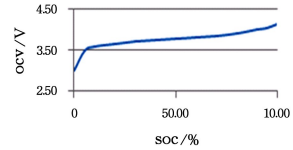


图4 ocv与soc关系

以一节电池为单元,整个电池的参数计算方法如下:

$$\text{nomcap} = \text{nomcap}[\text{onecell}] * n_p \quad (5)$$

$$C_f = C_f[\text{onecell}] * n_p / n_s \quad (6)$$

$$\text{ocv} = \text{ocv}[\text{onecell}] * n_p / n_s \quad (7)$$

$$r = r[\text{onecell}] * n_s / n_p \quad (8)$$

其中,nomcap 表示额定容量。

电量状态 soc 和放电深度 dod 的计算方法如下:

$$dsoc/dt = 100 * I_2 / \text{nomcap} \quad (9)$$

$$\text{dod} = 100 - \text{soc} \quad (10)$$

根据基尔霍夫定律,输出电压计算如下:

$$\frac{dU}{dt} = \frac{I_2 - \frac{U - \text{ocv}}{r}}{C_f} \quad (11)$$

热流率与内阻中的焦耳损失计算方法如下:

$$dh = \frac{(U - \text{ocv})^2}{r} \quad (12)$$

基于电池的工作原理,构建电池模型,设置仿真模型的关键参数,如表1所列。

表1 电池模型关键参数

| 关键参数           | 值                         |
|----------------|---------------------------|
| 输出电压 U/V       | 48                        |
| 额定容量 nomcap/AH | 22                        |
| 剩余电量 soc/%     | 见图4                       |
| 电池个数 $n_s$ /个  | 12                        |
| 电池失效 soc       | <10% (soc 低于 10%, 电池停止放电) |
| 并联的分支数         | 1                         |
| 滤波电容/F         | 20                        |

### 2.2.2 电动机

电机采用永磁型直流电机,直流电机电枢的等效电路如图5所示。

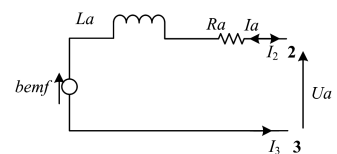


图5 直流电机电枢的等效电路

$$U_s = V_2 + V_3 \quad (13)$$

$$I_2 = -I_a = -I_3 \quad (14)$$

$$K_t = K_{t0} (1 + \alpha K_t (Temp - T_0)) \quad (15)$$

$$K_{t0} = 1 / (K_v * \pi / 30) \quad (16)$$

$$bemf = -K_e \omega_{dif} \quad (17)$$

$$\frac{dI_a}{dt} = \frac{U_a - R_a I_a - bemf}{L_a} \quad (18)$$

$$T = K_t I_a \quad (19)$$

$$dh = R_a I_a^2 \quad (20)$$

其中,  $I_a$  为电枢绕组输入电流;  $U_a$  为电枢绕组输入电压;  $R_a$  为电枢绕组电阻;  $L_a$  为电枢绕组电感;  $K_e$  为反电动势和转矩系数;  $K_{t0}$  为反电动势和转矩常数;  $\alpha K_t$  为反电动势和转矩常数的校正系数;  $K_v$  为转矩系数;  $Temp$  为温度;  $T_0$  为参考温度;  $bemf$  为反电动势;  $\omega_{dif}$  为转子相对转速;  $T$  为电磁转矩;  $dh$  为热流率。

基于电机的工作原理,构建电机模型,设置仿真模型的关键参数,如表 2 所列。

表 2 电机模型关键参数

| 关键参数                        | 值        |
|-----------------------------|----------|
| 参考温度 $T_0$ /degC            | 20       |
| 电枢绕组电阻 $R_a/\Omega$         | 0.023    |
| 电枢绕组电感 $L_a/H$              | 0.000663 |
| 转矩系数 $K_v$ /(rpm/V)         | 85       |
| 反电动势和转矩常数的校正系数 $\alpha K_t$ | 0        |
| 电机重量/kg                     | 1.28     |
| 电机转动惯量/(Kg/m <sup>2</sup> ) | 0.0003   |

### 2.2.3 螺旋桨

螺旋桨的动力特性主要指螺旋桨在拉力、功率、扭矩和效率等,螺旋桨的效率是指螺旋桨拉力做的有用功率与驱动螺旋桨所需功率之比,用  $\eta$  表示。根据叶素理论,特性计算公式如下:

$$T = C_T \rho n_s^2 D^4 \quad (21)$$

$$N = C_P \rho n_s^3 D^5 \quad (22)$$

$$Q = C_Q \rho n_s^2 D^5 \quad (23)$$

$$\eta = \frac{TV}{N} = \frac{C_T \rho n_s^2 D^4 V}{C_P \rho n_s^3 D^5} = \frac{C_T}{C_P} \cdot \frac{V}{n_s D} = \frac{C_T}{C_P} J \quad (24)$$

其中,  $C_T$  为拉力系数,与螺旋桨的几何形状、桨叶数目及工作条件有关,可通过试验和计算得到;  $C_P$ 、 $C_Q$  为功率系数和扭矩系数,影响因素同上;  $\rho$  为空气密度;  $n_s$  为螺旋桨每秒钟的转速;  $D$  为螺旋桨直径;  $V$  为飞机飞行速度;  $J$  为螺旋桨进距比。

对不同的桨叶角重复试验,计算其拉力系数、功率系数和效率,将所得各种数据综合整理便可获得螺旋桨的特性曲线<sup>[7]</sup>。

基于螺旋桨的工作原理,构建螺旋桨模型,设置仿真模型的关键参数,如表 3 所列。

表 3 螺旋桨模型关键参数表

| 关键参数                      | 值      |
|---------------------------|--------|
| 螺旋桨直径 $D/m$               | 0.7366 |
| 桨叶角 $\Phi/^\circ$         | 37     |
| 空气密度/(kg/m <sup>3</sup> ) | 1.29   |
| 拉力系数 $C_T$                | 0.13   |
| 功率系数 $C_P$                | 0.5    |
| 扭矩系数 $C_Q$                | 0.08   |
| 螺旋桨进距 $J$                 | 3      |

## 2.3 其他系统设计

### 2.3.1 控制系统

四旋翼无人机是一种具有 6 个自由度和 4 个输入的欠驱动系统<sup>[8]</sup>,具有多变量、非线性、强耦合和干扰敏感特性,这使

得飞行控制系统的设计变得非常困难。此外,控制器性能还将受到模型准确性和传感器精度的影响。姿态控制是整个飞行控制的关键,国内外当前研究表明先进姿态控制算法由于模型不确定性等因素,其控制效果反而不如 PID 控制器,或者只在特定的环境下具有较好的控制效果<sup>[9]</sup>,因此本系统采用 PID 控制。

该无人机控制系统的架构定义如图 6 所示。给定预期飞行轨迹,轨迹规划模块的求解计算转换为解算飞机的 X/Y/Z 的给定位置和需要的俯仰、偏航和滚转角。采集飞机的实际飞行姿态,与给定值比较,利用 PID 实现对电调控制,通过控制电调来完成对电机转速的控制。

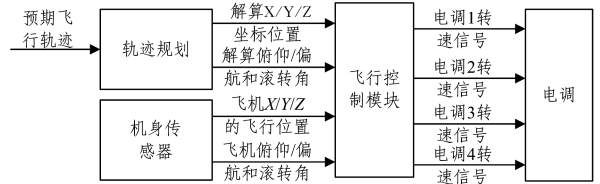


图 6 飞控系统架构定义

### 2.3.2 机身系统

对该无人机的机身系统进行简化,将其等效为 6 自由度的刚体模型,螺旋桨产生的拉力和转矩对其作用,并采集其飞行姿态(绕 X/Y/Z 3 个方向的角度、角速度、X/Y/Z 3 个方向的运动位移、速度)传递给控制系统,该机身模型的关键设置如表 4 所列。

表 4 机身模型关键参数

| 机身模型关键参数                             | 值     |
|--------------------------------------|-------|
| 螺旋桨离机身重心的距离 $L/m$                    | 0.9   |
| 飞机重量/kg                              | 25    |
| 飞机在 X 方向的转动惯量/(kg · m <sup>2</sup> ) | 0.045 |
| 飞机在 Y 方向的转动惯量/(kg · m <sup>2</sup> ) | 0.045 |
| 飞机在 Z 方向的转动惯量/(kg · m <sup>2</sup> ) | 0.075 |

同时,引入 X/Y/Z 3 个方向的侧风作用于机身。

## 3 基于系统架构实现四旋翼无人机模型的综合

利用 Amesim 工具,按照模型构建、参数定义的过程构建各子系统模型;基于系统架构,将各子系统的模型进行综合(见图 7),形成飞机整机模型。设置如表 5 所列的几种典型飞行工况。

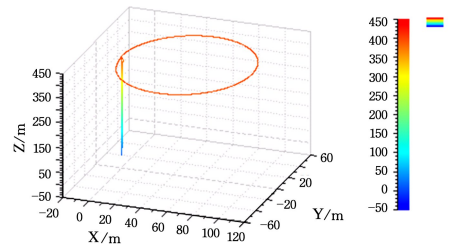


图 7 正常飞行场景 1 的轨迹规则

按照规划的航线轨迹(见图 8),飞机完成自动飞行,即正常飞行场景 1,其飞行姿态 X/Y/Z 3 个方向的位置和 3 个姿态角的给定值和实际值如图 9 所示,由仿真结果可以看出该无人机设计是合理的。同时对其他几种场景进行仿真分析,分析仿真结果均符合物理实际情况,如:引入不同大小的侧风,飞行的飞行姿态会出现不同程度的抖动;挂重负载过大,飞机无法完成正常起飞。

表 5 典型飞行工况

| 飞行场景     | 无人机总重/kg | 挂重/kg | 爬升高度/m | 爬升速度/(m/s) | 飞行线路       | 降落速度/(m/s) | 侧风干扰/N |
|----------|----------|-------|--------|------------|------------|------------|--------|
| 正常飞行场景 1 | 25       | 2.3   | 400    | 3          | (R=50 m) 圆 | 2          | 0      |
| 正常飞行场景 2 | 25       | 2.3   | 400    | 3          | 折线         | 2          | 0      |
| 侧风场景 1   | 25       | 2.3   | 400    | 3          | (R=50 m) 圆 | 2          | 5      |
| 侧风场景 2   | 25       | 2.3   | 400    | 3          | (R=50 m) 圆 | 2          | 20     |
| 挂重场景     | 25       | 30    | 400    | 3          | 垂直起飞       | 无          | 0      |
| 高爬升率场景   | 25       | 2.3   | 400    | 6.7        | (R=50 m) 圆 | 2          | 0      |

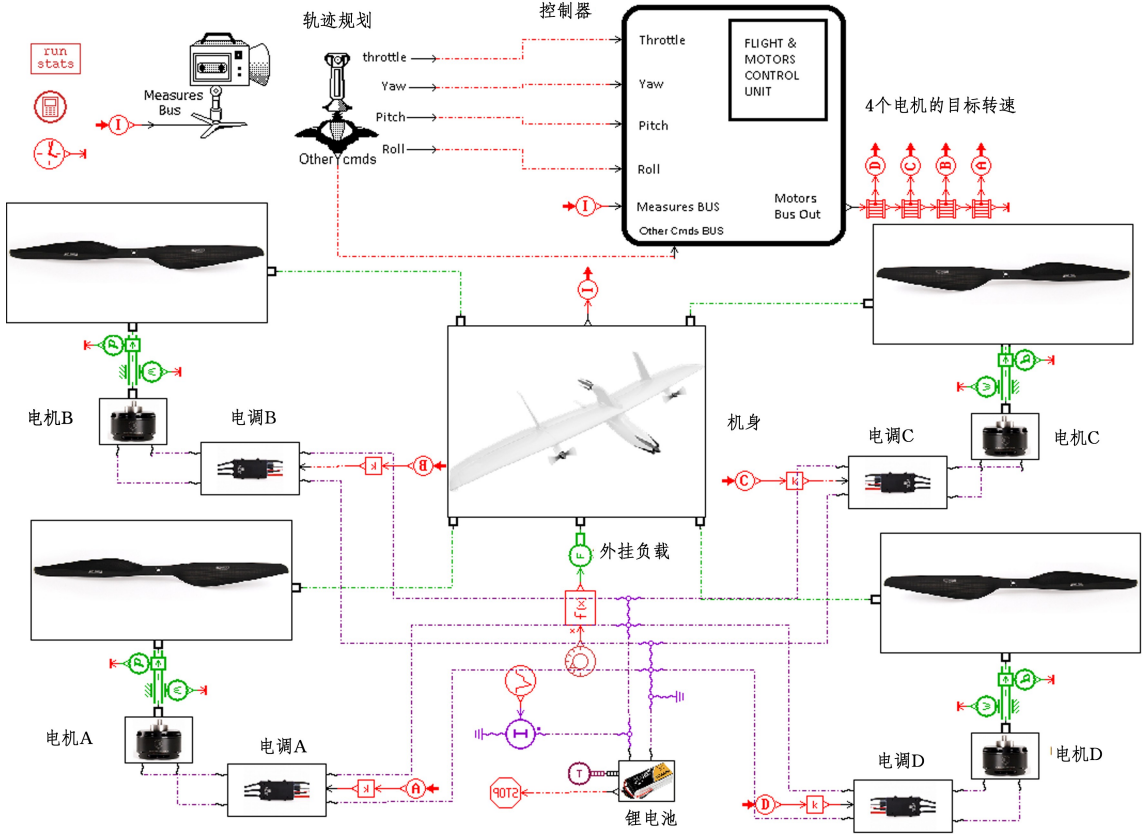


图 8 飞机综合模型

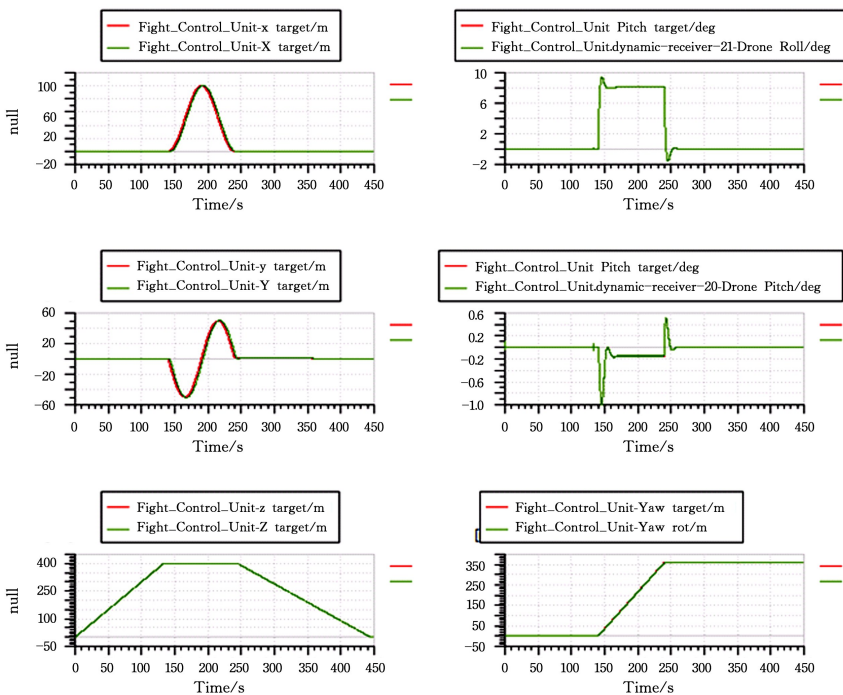


图 9 正常飞行场景 1 的飞行姿态

## 4 动力系统权衡分析

四旋翼无人机的重量是影响其尺寸的主要因素,而动力与能源装置的重在整个机体重量中占了很大比例<sup>[10]</sup>,对于 OS4 II,该比例就高达 75%。OS4 II 的电能有 91% 被动力装置消耗<sup>[11]</sup>。续航时间和重量成为制约多旋翼无人机发展的一个重要因素,因此,研制更轻、更高效的动力与能源装置是多旋翼飞行器的关键。本文针对动力系统,利用建模仿真技术实现续航时间和重量的最佳设计。

### 4.1 电池容量与电池重量的权衡分析

基于系统架构,为实现电池容量和电池重量的权衡分析,仅需要调整电池模型的参数,系统架构和其他子系统的模型均可复用。

理论上,随着电池容量的增加,飞机的续航时间会相应延长,但电池容量的增加也会引起电池重量的增加,飞机重量的增加会降低续航时间,利用建模和仿真技术实现电池容量和电池重量的最佳匹配。

电池容量增加 1 Ah,则相应的线圈和化学材料的重量可等效增加 70mg,飞机其他部件的重量保持不变。利用 Amesim 软件的批处理功能,基于初步设计的电池容量 22AH,实

现 22±5 AH 的阶梯变化,同时重量发生相应的变化,仿真结果如图 10 所示。

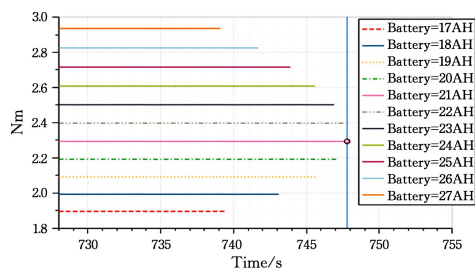


图 10 电池容量与电池重量权衡分析结果

分析仿真结果可以看出,在电池容量为 21AH 时,飞机的航时最长,即该情况下电池的容量和电池重量匹配最优。

### 4.2 电动机与螺旋桨的匹配分析

电动机与螺旋桨的匹配是提高无人机飞行性能的基础<sup>[12]</sup>,寻求二者的合理匹配,对提高无人机整体性能和优化设计具有重要意义。基于前面的设计,本文实现不同的电机和不同尺寸螺旋桨的最佳匹配,如表 6 中的 4 种匹配方案,其中 X 表示无人机其他系统的部件重量,保持不变。基于系统架构,为实现权衡分析,仅需要调整动力系统电动机模型和螺旋桨模型的参数,系统架构和其他子系统的模型均可复用。

表 6 电机与螺旋桨的匹配方案

|      | 电机  | 螺旋桨  | 总重量(g)                      |
|------|---|--|-----------------------------|
| 方案 1 | $K_v=100 \text{ rpm/V}, M=1.3 \text{ kg}, R=18 \text{ m}\Omega$ | $D=0.711 \text{ m}(28 \text{ 寸}), m=98 \text{ g}$  | $X+1300 * 4+98 * 4=X+5592$  |
| 方案 2 | $K_v=100 \text{ rpm/V}, M=1.3 \text{ kg}, R=18 \text{ m}\Omega$ | $D=0.813 \text{ m}(32 \text{ 寸}), m=129 \text{ g}$ | $X+1300 * 4+129 * 4=X+5716$ |
| 方案 3 | $K_v=85 \text{ rpm/V}, M=1.28 \text{ kg}, R=23 \text{ m}\Omega$ | $D=0.711 \text{ m}(28 \text{ 寸}), m=98 \text{ g}$  | $X+1280 * 4+98 * 4=X+5512$  |
| 方案 4 | $K_v=85 \text{ rpm/V}, M=1.28 \text{ kg}, R=23 \text{ m}\Omega$ | $D=0.813 \text{ m}(32 \text{ 寸}), m=129 \text{ g}$ | $X+1280 * 4+129 * 4=X+5636$ |

对以上 4 种方案进行仿真分析,仿真结果如图 11 所示。

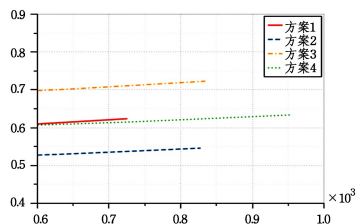


图 11 多方案仿真结果

分析以上仿真结果可以看出,方案 4 的航时最长,则为最优方案;方案 2 和方案 3 的航时近似,但方案 3 的重量明显轻于方案 2,则二者中方案 3 优选。针对不同的目的,可选取不同的方案。

**结束语** 利用基于系统架构开展系统设计的思想,本文首先构建无人机系统架构,根据系统需求开展系统初步设计,基于设计指标构建系统架构中各子系统的模型,然后实现系统的综合,对整机模型进行仿真分析,并针对动力系统,基于系统架构快速实现了电池容量与电池重量、发电机与螺旋桨的最佳匹配,优化了动力系统设计。

本文基于系统架构构建了典型无人机方案模型,后续可基于该统一架构构建各子系统的初步详细、详细模型等,在不同研制阶段实现不同颗粒度的性能样机,利用建模和仿真的手段辅助无人机设计、制造。

## 参考文献

[1] ZZxin. 关于航模的几点总结积累[EB/OL]. [dn.net/ZZXin\\_/article/details/82534119. 2018. 9.

\[2\] 钟建卫,钟小华,卢明辉,等. 四旋翼无人机轻量化结构改进设计\[J\]. 中国新技术新产品,2018,368\(10\):18-19.

\[3\] 刘勇,李富强,任丽娜. 无人机飞行四旋翼供电系统优化设计仿真\[J\]. 计算机仿真,2017,34\(1\):62-65.

\[4\] Leibrandt,Rob. Guide to the Systems Engineering Body of Knowledge \(SEBoK\)\[J\]. Insight,2002,5\(1\):7.

\[5\] 武仲芝. 典型系统基于架构的层级化建模技术研究\[J\]. 计算机科学,2018,45\(11A\):542-544.

\[6\] 孟佳东,赵志刚. 小型四旋翼无人机建模与控制仿真技术研究\[J\]. 兰州交通大学学报,2013,32\(1\):63-67.

\[7\] 祝小平. 无人机设计手册\[M\]. 北京:国防工业出版社,2007,261-266.

\[8\] OLFATI-SABER R. Nonlinear control of underactuated mechanical systems with application to robotics and aerospace vehicles \[M\]. MIT,2001.

\[9\] ALTUG E. Vision based control of unmanned aerial vehicles with applications to autonomous four rotor helicopter quadrotor \[D\]. University of Pennsylvania,2003.

\[10\] 聂博文,马宏绪,王剑. 四旋翼无人机的研究现状与关键技术\[J\]. 电学与控制,2007,14\(6\):113-117.

\[11\] BOUABDALLAH S, SIEGWART R. Towards Intelligent Miniature Flying Robots \[M\]. Field and Service Robotics. Springer Berlin Heidelberg,2005.

\[12\] 张铁. 螺旋桨式小型无人机可用功率计算研究\[J\]. 科学技术与工程,2011,11\(8\):1876-1880.](https://blog.cs-</a></p>
</div>
<div data-bbox=)