

doi: 10.7690/bgzdh.2020.10.022

多旋翼无人机的续航优化

张植勋¹, 夏庆锋¹, 曹洋²

(1. 南京大学金陵学院信息科学与工程学院, 南京 210089;
2. 诺基亚通信系统技术(北京)有限公司浙江分公司, 杭州 310053)

摘要: 针对制约多旋翼无人机发展的续航问题, 设计一种多旋翼无人机续航优化方法。分析几种影响多旋翼无人机续航的常见因素, 给出对续航时间的估算方法, 结合目前已有的多旋翼无人机进行整体方案的续航提升, 并利用控制变量法进行实验验证。结果表明, 该方法可有效提高无人机的续航能力。

关键词: 无人机; 续航时间; 算法

中图分类号: TP202 **文献标志码:** A

Multi-rotor UAV Endurance Optimization

Zhang Zhixun¹, Xia Qingfeng¹, Cao Yang²

(1. School of Information Science & Engineering, Nanjing University Jinling College, Nanjing 210089, China;
2. Zhejiang Branch, Nokia Communication System Technology (Beijing) Co., Ltd., Hangzhou 310053, China)

Abstract: Aiming at the endurance problems that restrict the development of multi-rotor UAVs, a multi-rotor UAV endurance optimization method is designed. Analyzes several common factors that affect the endurance of multi-rotor drones, gives the estimation method of endurance time, combines the existing multi-rotor drones to improve the endurance of the overall scheme, and uses the control variable method to verify the experiment. The results show that this method can effectively improve the endurance of the UAV.

Keywords: UAV; endurance; algorithm

0 引言

多旋翼无人机是一种科学技术集成度高、使用范围广、优势特征明显的高科技工具^[1]。因其可以实现垂直起降, 不需要跑道或者发射架, 所以适合多平台、多空间使用。又因其结构简单、控制灵活、成本低、安全性较好、拆卸方便, 所以易于维护和更换。多旋翼无人机最大的问题是续航时间多为10~20 min。笔者设计一种整体的续航提升方法, 可满足当前多旋翼飞行器多元化的应用需求。

1 影响多旋翼无人机续航的常见因素

1.1 整机质量

根据受力分析, 无人机的拉力主要由电机带动螺旋桨提供。多旋翼无人机的动力系统以及相关设备会对无人机的拉力产生巨大影响, 而无人机螺旋桨在飞行过程中的转速会对无人机的飞行效率产生影响; 因此, 要尽可能地对无人机各主要部件和零部件进行合理的选择和搭配, 从而提高多旋翼无人机的续航能力。

1.2 电池参数

目前大多数多旋翼无人机都采用锂电池供电。锂电池的放电效果比普通镍氢电池或镍锂电池好。锂电池前期放电电压的压降较为平缓, 设置低电量保护后, 可以有效避免后期电流陡降的现象^[2]。锂电池具有反复使用、低放电率及长寿命的性能优势^[3]。合理选择锂电池的参数, 可以提高多旋翼无人机续航能力。

1.3 飞行算法

除了悬停外, 多旋翼无人机还有俯仰、前滚和偏航等飞行姿态。不同的算法对于多旋翼无人机不同飞行姿态影响非常大, 相应的也会影响电机转速和电流输出。一套好的飞行算法, 可以很好地提高多旋翼无人机续航能力。

2 多旋翼无人机续航时间估算

2.1 数学建模

多旋翼无人机的续航时间可以利用动力系统建模, 分别用螺旋桨、电机、电调和电池模型进行建

收稿日期: 2020-06-18; 修回日期: 2020-07-20

基金项目: 2018年教育部产学合作协同育人项目(201801086014; 201801279020; 201802003026; 201802026004); 南京大学金陵学院2018年教学改革与研究立项项目(0010521805)

作者简介: 张植勋(1998—), 男, 广东人, 学士, 从事移动机器人研究。E-mail: zhangzhixun2016@foxmail.com。

模，利用 4 个模型得出参数，依次输入到下一个模型中，最终估算出多旋翼无人机的续航时间。

2.2 螺旋桨建模

多旋翼无人机的螺旋桨模型建模主要是基于叶素理论，利用叶素理论可以分析螺旋桨的拉力和力矩^[4]，再配合参数可以得到螺旋桨的拉力 F 和转矩 M 为：

$$F = C_r \rho (N/60)^2 D_d^4; \tag{1}$$

$$M = C_m \rho (N/60)^2 D_d^4. \tag{2}$$

式中： C_r 为螺旋桨拉力系数； C_m 为螺旋桨转矩系数，一般由厂商提供； ρ 为空气密度； $N/60$ 为转速； D_d 为螺旋桨直径。

2.3 电机建模

多旋翼无人机的电机模型建模主要是利用三相无刷电机的原理，得出输出转矩 T_e 和输出转矩 M 为：

$$T_e = K_t I_{em}; \tag{3}$$

$$M = K_t (I_{em} - I_{em0}). \tag{4}$$

式中： I_{em0} 为空载电枢电流； K_t 为永磁电机的转矩常数，一般由厂商提供。

简化模型主要是忽略开关元件的过渡过程，不考虑电枢绕组的电感。利用其简化模型，输入参数可以得到等效电流 I_{em} 和等效电压 U_{em} 为：

$$I_{em} = M/K_t + I_{em0}; \tag{5}$$

$$U_{em} = K_e N + R_{em} I_{em}. \tag{6}$$

式中： R_{em} 为内阻； K_e 为永磁电机的反电动势常数，一般由厂商提供。

2.4 电调建模

多旋翼无人机的电调模型建模主要是利用电调接收电压对电机调速的原理，可以计算得出调节占空比后等效直流电压

$$U_{e0} = U_{em} + I_{em} R_e. \tag{7}$$

式中 R_e 为电调电阻。

利用简化模型，输入参数可得到电调输出电压占空比 σ 、输入电流 I_e 和输入电压 U_e 。

$$\left. \begin{aligned} \sigma &= U_{e0}/U_e \approx U_{e0}/U_b \\ I_e &= \sigma I_{me} \\ U_e &= U_b - n_r I_e R_b \end{aligned} \right\}. \tag{8}$$

式中： n_r 为电调个数； R_b 为电池内阻。

2.5 电池建模

多旋翼无人机的电池模型建模主要是对锂电池

放电过程进行简化。利用其简化模型，输入参数可以得到电池电流 I_b 和实际电容量 C_r ：

$$I_b \approx n_r I_e; \tag{9}$$

$$C_r = C_b - I_b T_r. \tag{10}$$

式中： n_r 为电调个数； T_r 为电池使用时间。

2.6 续航时间估算

若该架无人机当前的电池容量低于设定的安全电量，将默认其电池用尽，无人机将返航或直接降落。利用 4 个模型得出的参数，可以得到如下式的悬停时间

$$T_t = ((C_b - C_m)/I_b)(60/1\ 000). \tag{11}$$

式中 C_m 为最小的放电容量，即允许其最小的电池容量。

根据所得公式可知：在搭建无人机前可以对无人机续航时间进行初步估算，在建模阶段就可以判断无人机结构是否存在问题或厂家所给数据是否存在虚标的情况。

3 多旋翼无人机续航提升方案

3.1 无人机飞控选择

如图 1 所示，Pixhawk 飞控是一款双处理器控制板。其中主控处理器芯片为 STM32F427，是一款拥有强大运算能力的 Cortex M4 核心芯片，应用十分广泛，同时还有一个协处理器芯片 STM32F103，会在主处理器失效时启用。该冗余设计可保证无人机进行安全返航和降落。惯性测量单元是 MPU6000 传感器，其中集成了三轴加速度计和陀螺仪^[5]，可以测量当前的无人机姿态。气压计是 MS5611 传感器，可以测量当前无人机周围环境的气压和温度数据。陀螺仪是 L3GD20 传感器，可以进一步解算无人机当前姿态。

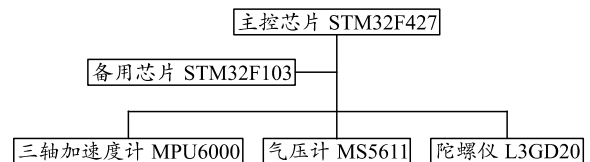


图 1 飞控组成

3.2 无人机结构设计

无人机结构设计采用如图 2 所示的模块化设计，分为飞控模块、机臂模块、脚架模块和电池模块。飞控模块采用减震设计，主要搭载飞控，双层板中间部分用来放置电调及传感器。4 个机臂模块主要固定电机，连接管为空心设计，一方面可减轻质量，另一方面可将电机 3 根引出线从中间引入。

脚架模块的减震底座有利于落地减震。电池模块主要固定电池。除机臂部分，无人机的结构均采用镂空设计，采用的碳纤维结构也可以减重 25%~30%^[6]。该设计既方便检修，又实现了减重，提高了续航能力。



图 2 模块化设计

3.3 动力系统优化

根据建模分析及选定的机架(轴距为 450 mm)，得出所需的动力系统，包括螺旋桨、电机、电池和电调。在获取各部件厂家参数后，结合对比多家方案及技术积累，最终选定配置如表 1。

表 1 动力系统配置及参数

配件	型号	规格	质量/g	数量
电机	朗宇 V2814	870 kV	108	4
螺旋桨	APC1145EP	11×45	9	4
电池	格式 ACE	5 300 mAh	538	1
电调	乐天铂金	40 A	39	4

根据多次对比，选用朗宇 V2814 电机配合 APC1145EP 螺旋桨，在 14.8 V 电压下，当达到最大油门时，最大工作电流仅为 35.6 A。电池选用 4S 的格式 5 300 mAh 电池，最高可提供 16.8 V 电压。选用 40 A 电调足以满足无人机在最大电流工作下的需求。

3.4 飞控算法优化

飞控算法优化主要是采用 PID 控制方法，不断对无人机飞行姿态进行优化，以提升飞行稳定性，无人机姿态和电机之间建立比例、积分和微分的关系。如图 3 所示的仿真系统，将利用 Pixhawk 基于模型开发插件、Matlab2016b 以及姿态控制仿真、调试及硬件，在环仿真 Simulink 模型中对飞行 PID 算法进行研究及设计，利用该算法设计出姿态控制器和位置控制器，并将优化后的算法上传到飞控系统中。



图 3 仿真系统

以无人机的姿态模型为基础，利用 PID 控制算法，在 Matlab 的 Simulink 中设计姿态控制器和位置控制器。首先建立传递函数模型，找到 PID 控制器的参数，先调内环，再调外环，最终获得最优的调节参数，设计校正器针对该系统进行校正，并达到稳定性指标。飞控算法的优化可以显著提高无人机的稳定性。

4 实验数据验证与分析

4.1 飞行整体优化

无人机装配后的总质量为 1 593 g，在实验前，首先完成处理器的环仿真，将配置好的参数和修改后的飞控固件加载到飞控模拟环境中。仿真飞行成功后进行简单测试，如图 4 将其固定在测试装置上，进行进一步的调参工作，直到无人机稳定为止。



图 4 飞行测试

4.2 实际飞行及数据对比分析

如表 2，对照现有机型数据，以自行组装的四旋翼无人机为实验对象。

表 2 国内外相关无人机续航时间对比

产品	质量/kg	容量/mAh	续航/min
PHANTOM 3PRO	1.28	4 480	约 23
X-Star Premium	1.42	4 900	约 25
3DR IRIS+	1.30	5 100	约 18
Splash Drone 3+	2.00	5 200	约 20

在 25℃ 的室温下，通过控制变量的方法，利用默认方案，再利用另一款电池，测量锂电池从满电到放电截止电压时的续航时间^[7]，电池放电下限设定在电池容量的 5%。实际飞行中，以每组 5 次实验为 1 组，进行 3 组实验。不同参数下续航对比如表 3 所示。

表 3 不同参数下续航时间对比

组别	质量/kg	容量/mAh	续航/min
1	1.5	4 000	30.2
	1.6	5 300	36.9
	1.8	6 600	39.2
2	4.5	4 000	5.6
	4.6	5 300	7.3
	4.8	6 600	8.5
3	1.6	5 300	31.2
	2.6	5 300	17.4
	3.6	5 300	11.5

由表可得：第 1 组采用相同品牌的 4S 电池，证明该设计的无人机在 5 300 mAh 电池下续航表现最佳；第 2 组是该无人机挂载 3 kg 负载下的续航表现，可以看出该无人机大载重下的表现依然良好；第 3 组对比不同载荷下该无人机的续航表现，为后续搭载不同质量的平台提供参考。

5 结束语

笔者研究影响无人机续航的因素，通过建模估算，提出了提升续航能力的方法。选取合适的飞控、无人机设计、动力系统对无人机进行续航优化。再通过优化飞控算法，提升无人机的稳定性。实验验证结果证明，该方法可有效提高无人机的续航能力。相比较同实验室另一组续航提升数据可以看出：该方案提升效果明显^[8]，但笔者提出的无人机方案只针对于特定轴距的无人机，相对来说限制较大，还有待进一步研究。

(上接第 83 页)

参考文献：

[1] 李向东. 目标易损性[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2013: 182-185.

[2] HELD M. Initiation phenomena with shaped charge jets[C]//Proceedings of 9th Symposium International on Detonation, Portland, 1989: 1416-1426.

[3] JAMES H R. Critical energy criterion for the shock initiation of explosives by projectile impact[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 1988, 13(2): 35-41.

[4] 方青, 卫玉章, 张克明, 等. 射弹倾斜撞击带盖板炸药引发爆轰的条件[J]. 爆炸与冲击, 1997, 17(2): 153-158.

[5] 张先锋, 赵有守, 陈惠武. 射弹冲击引爆带壳炸药临界条件[J]. 弹道学报, 2006; 18(4): 57-59.

(上接第 88 页)

[11] 徐廷学, 甄伟, 陈红. 基于 Bayes 理论的导弹贮存可靠性实验研究[J]. 海军航空学院学报, 2006, 21(6): 672-674.

[12] 陈华平, 李辉, 张颖. 电子产品性能评估关键技术的研究[J]. 可靠性与环境适应性理论研究, 2013, 31(2): 49-52.

[13] 韩建立, 林嘉新, 滕克难. 基于测试数据的某型雷达导

参考文献：

[1] 林伟乾. 无人机在交通运输管理方面的应用探索[J]. 传播力研究, 2018, 2(25): 249.

[2] 庄淡盛. 锂电池在多旋翼无人机应用中的特性[J]. 电子技术与软件工程, 2018(15): 78-80.

[3] 马翰宇, 李世永. 锂电池在无人机上的应用[J]. 无人机, 2005(4): 28-30.

[4] 赵述龙, 安宏雷, 刘建平, 等. 四旋翼飞行器模型的气动参数辨识[J]. 电子测量与仪器学报, 2013, 27(8): 744-749.

[5] 张学昕. 具有自主巡航功能的四旋翼飞行器设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2016.

[6] 胡泽. 无人机结构用复合材料及其制造技术综述[J]. 航空制造技术, 2007(6): 56-60.

[7] 徐进. 锂电池充放电特性分析和测试[J]. 中国西部科技, 2011, 10(33): 3-4, 49.

[8] 金伽忆, 朱烨, 曾舒婷, 等. 小型多旋翼无人机续航问题研究[J]. 电脑知识与技术, 2017, 13(16): 197-199.

[6] COOK M D, HASKINS P J, JAMES H R. Projectile impact initiation of explosive charges[C]//Proceedings of 9th Symposium International on Detonation, Portland, 1989: 1441-1450.

[7] 陈卫东, 张忠, 刘家良. 破片对屏蔽炸药冲击起爆的数值模拟和分析[J]. 兵工学报, 2009, 30(9): 1187-1191.

[8] 濮赞泉, 李文彬, 郑宇. 柱形破片冲击带壳装药起爆判据研究[J]. 兵工自动化, 2016, 35(2): 62-65.

[9] 李小笠, 赵国志, 李文彬. 长杆体垂直冲击带盖板炸药的临界起爆准则[J]. 弹道学报, 2004, 16(2): 51-55.

[10] 王作山, 刘玉存, 郑敏, 等. 爆轰冲击波在有机隔板中衰减模型的研究[J]. 应用基础与工程科学学报, 2001, 9(4): 316-319.

[11] AUTODYN User's Manual Revision 4.3[CP]. San Ramon. CA94583. US: Century Dynamics Incorporated, 2003.

引头贮存性能评估方法[J]. 仪表技术, 2016, 12(5): 19-21.

[14] 张军, 曾波, 孟伟. 区间灰数预测模型误差的检验方法[J]. 统计与决策, 2014, 16(19): 17-19.

[15] 阳树洪, 李春贵, 夏冬雪. 基于灰色神经网络的入侵检测系统研究[J]. 计算机工程与设计, 2007, 28(19): 4622-4624.

[16] 袁景凌, 钟璐, 李小燕. 灰色神经网络的研究及发展[J]. 武汉理工大学学报, 2009, 31(3): 91-93.