

小型多旋翼飞行器总体参数设计方法研究

方毅*, 辛冀, 陆圣杰

中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001

摘要: 论述了小型多旋翼飞行器总体参数设计方法, 分析了不同尺寸等级小型多旋翼飞行器的总体参数并进行了归纳与分类, 分析并总结了多旋翼地面效应/着陆方式等与飞行器高度的关系, 基于六旋翼飞行器算例对相邻螺旋桨间的气动干扰进行了建模评估, 实现了参数的快速设计, 通过算例对本文所提出的方法进行了验证, 证明了所提出的设计方法可提高多旋翼飞行器总体设计效率。

关键词: 多旋翼; 总体参数; 螺旋桨; 气动干扰; 建模; 设计方法

中图分类号: V212.4 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.08.012

随着小型多旋翼飞行器的蓬勃发展, 国内外多家公司均针对其开展技术创新研究, 小型多旋翼飞行器的外形及构型也越来越多。随着多旋翼使用群体的扩大, 多旋翼飞行器的用途也层出不穷, 航拍摄像、电力巡线、农林植保等行业应用越来越常见^[1]。

随着自动控制理论、机电系统技术以及传感器技术的发展, 多旋翼行业入门门槛降低。多旋翼和直升机的应用环境不同, 多旋翼构型简单且经济性好^[2]。目前多旋翼飞行器的设计更多考虑的是外形的美观性和尺寸协调性, 总体设计方面考虑不够全面。本文提出了一种小型多旋翼飞行器总体参数设计方法, 可为多旋翼飞行器总体设计提供借鉴。

1 参数要点及性能相关性分析

小型多旋翼飞行器构型多种多样。消费级以四旋翼和六旋翼构型居多, 工业级大型飞行器则采用六旋翼、八旋翼或更多旋翼。

与传统直升机构型不同, 多旋翼飞行器大多为环形均布式总体布局 (数个旋翼 (螺旋桨) 在飞机机体周围均匀分置), 也存在非均匀布置形式 (如矩形布置、椭圆形布置等), 螺旋桨安装位置对全机尺寸影响较大。多旋翼飞行器需考虑有效载荷、重量 (质量)、功率、电机输出轴位置、相邻螺旋桨相对位置、相邻螺旋桨桨尖间距等。总体参数对全机性能影响如图 1 所示。

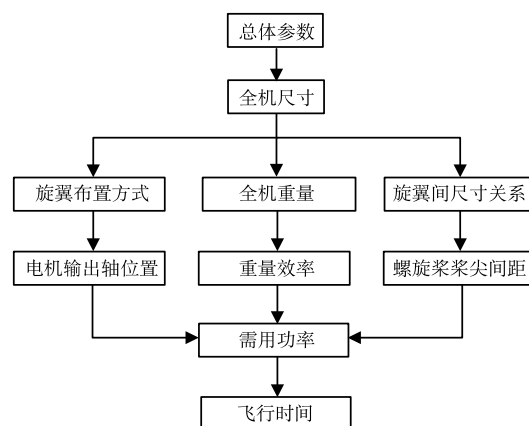


图 1 总体参数对全机性能影响

Fig.1 Overall performance impact on the performance of aircraft

多旋翼飞行器以螺旋桨为升力源, 螺旋桨的设计与选择需要考虑桨盘载荷、桨叶翼型、转速限制等因素^[2]。因此, 本文研究中包含了全机总体尺寸、螺旋桨参数、对称电机轴距以及相邻螺旋桨桨尖间距等参数。

2 总体设计方法

总体参数是总体设计方案的设计变量, 对整个方案起着决定性的影响, 设计初始阶段应对总体参数进行慎重选择, 需明确多旋翼飞行器主要参数与飞行器需用功率和飞行性能之间的关系。小型多旋翼无人飞行器总体参数设计步骤如图 2 所示。

收稿日期: 2018-04-18; 退修日期: 2018-05-24; 录用日期: 2018-08-10

* 通信作者: Tel.: 18879860769 E-mail: lml18103915@avic.com

引用格式: Fang Yi, Xin Ji, Lu Shengjie. Research on general parameter design method of small multi-rotor aircraft [J]. Aeronautical Technology & Science, 2018, 29 (08): 12-16. 方毅, 辛冀, 陆圣杰. 小型多旋翼飞行器总体参数设计方法研究 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (08): 12-16.

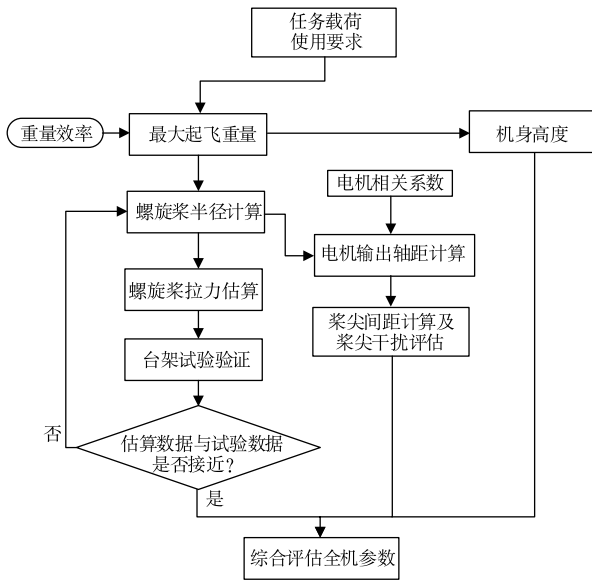


图2 参数设计方法

Fig.2 Design method of general parameter

3 总体参数设计

3.1 螺旋桨参数

根据多旋翼飞行器任务载荷以及使用要求确定螺旋桨数量和起飞重量,进而计算其螺旋桨桨盘半径。小型多旋翼多使用复合材料螺旋桨作为升力系统,进行总体设计时需要考虑选择合适的桨盘载荷值^[3]。依据以下公式进行计算:

$$R = \sqrt{\frac{G}{n \times \pi \times p_m}} \quad (1)$$

式中: R 为螺旋桨桨盘半径, n 为螺旋桨数目, G 为最大起飞重量, p_m 则为桨盘载荷。

依据式(1)可计算出螺旋桨半径,根据计算结果选择相近尺寸的标准螺旋桨,为保证所选取的螺旋桨符合使用要求,需采用 Abbott 公式对其进行拉力能力估算:

$$T_{\text{static}} = 6.8 \times 10^{-17} \times D^3 \times P \times N^2 \quad (2)$$

式中: D 为螺旋桨直径, P 为螺距, n 为转速。

3.2 轴距计算

多旋翼无人飞行器多采用均布式位置分配方式,对称位置上电机输出轴距离是影响多旋翼无人飞行器总体尺寸的重要因素,在总体参数设计时需要考虑轴距计算是否合理。参考多旋翼对称电机轴距经验公式^[4,5]:

$$l = 2.70 \times \frac{a \times b}{\sqrt{2} \times e} \quad (3)$$

式中: a 为螺旋桨尺寸,单位为 in; b 为换算单位, $1\text{in}=25.4\text{mm}$; e 为电机系数(根据电机 kV 值选取经验值)。

通过对不同型号多旋翼飞行器参数统计发现,计算公式中尺寸级别常数(2.70)和多旋翼的尺寸大小相关,不同尺寸级别的飞行器该系数不同,设计时需选取不同值。

3.3 桨尖间距计算与桨尖干扰评估

支臂相邻的两副螺旋桨之间的气动干扰是多旋翼飞行器的最大弊端。正对着自由来流的两副螺旋桨彼此之间气动干扰最剧烈,作为多旋翼飞行器的典型状态,应计算其相互之间的气动干扰^[6,7]。图3为相邻螺旋桨尾迹示意。

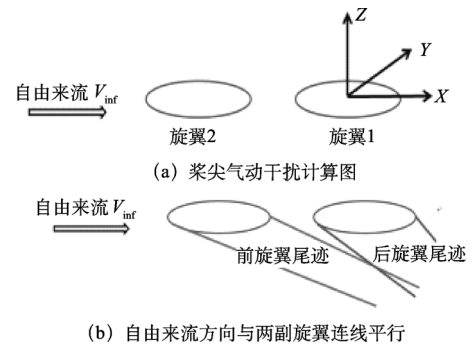


图3 尾迹状态图

Fig.3 Wake state diagram

动量—叶素理论、比例系数法均无法计入小机动情况下两副旋翼的气动干扰问题。采用自由尾迹方法可以较精确地计算多旋翼的流场特性,包括不同气动面的诱导速度及其气动干扰,且计算量相比于 CFD 方法更小。

以算例数据为例,图4(a)为孤立旋翼悬停状态下螺旋桨尾迹,图4(b)为前飞状态下螺旋桨尾迹。螺旋桨气动力测量数据的计算结果与试验值对比如图5所示。可见,因完整考虑了尾迹诱导速度,自由尾迹方法计算趋势与试验结果对比更好。由图4可知,随自由来流速度增加,前一螺旋桨尾迹会对后一螺旋桨造成干扰。如来流方向紊乱,螺旋桨相互间尾迹干扰更剧烈。由于多旋翼前飞速度不大,尾迹干扰主要发生在近似悬停状态下,因此,多旋翼的气动布局决定旋翼间气动干扰强弱。综合考虑悬停和前飞两种状态,选

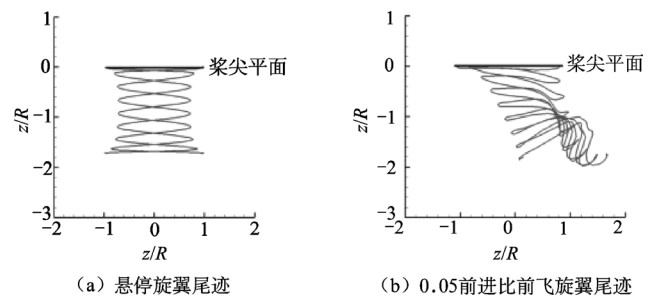


图4 孤立旋翼尾迹结构图

Fig.4 Isolated rotor wake structure diagram

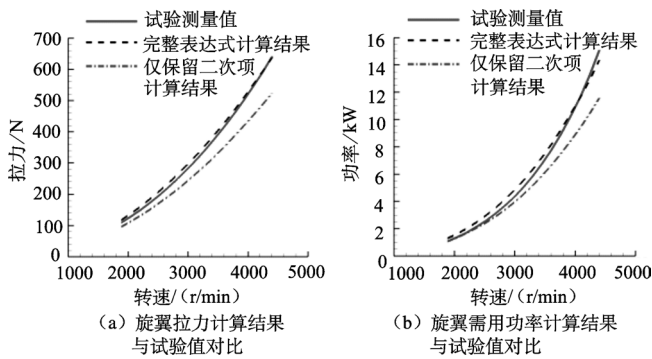


图5 旋翼拉力和需用功率随转速变化与试验值的对比

Fig.5 Comparison of rotor tension and required power with speed and test data

取常用状态下合适的电机轴间距,计算相邻螺旋桨桨尖距离对不同的旋翼轴间距状态下气动干扰情况进行校核。表1为算例数据, R 为螺旋桨半径。

表1 相邻旋翼轴间距与旋翼拉力系数

Table 1 Adjacent rotor axis spacing and drag coefficient of the rotor

轴间距	旋翼1 拉力系数 C_t	旋翼2 拉力系数 C_t	旋翼1 反扭矩系数 C_q	旋翼2 反扭矩系数 C_q
3.00R	9.78e-3	1.04e-2	-1.21e-3	1.17e-3
2.75R	9.73e-3	1.25e-2	-1.22e-3	1.18e-3
2.50R	9.66e-3	1.03e-2	-1.24e-3	1.18e-3
2.25R	9.49e-3	1.026e-2	-1.26e-3	1.18e-3
2.00R	9.26e-3	1.016e-2	-1.30e-3	1.18e-3

悬停状态下螺旋桨的尾迹结构主要是向下延伸,两螺旋桨距离较近时气动干扰不强(在距离桨盘平面大约2倍螺旋桨直径远处出现尾迹干扰现象),前飞状态尾迹干扰出现较早,但出现在1倍桨盘直径远处。算例中相邻螺旋桨的尾迹干扰结构如图6所示。

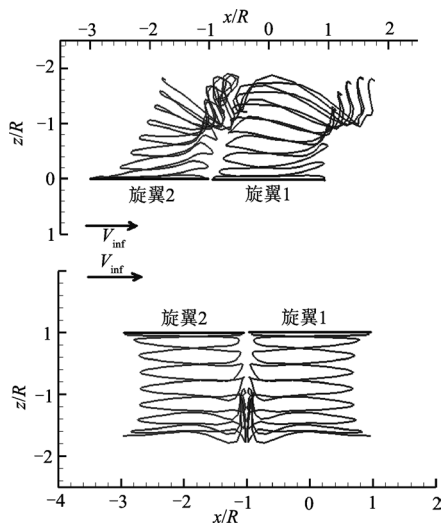


图6 相邻螺旋桨尾迹干扰结构

Fig.6 Interference structure of the wake of adjacent propeller

以孤立旋翼悬停时的拉力和反扭矩为基准值对前飞和悬停状态下的旋翼拉力和反扭矩随旋翼轴间距变化情况进行分析。经过桨尖间距评估,可以得出相邻螺旋桨最佳的桨尖间距,以六旋翼飞行器(如图7所示)算例评估,最佳相邻螺旋桨桨尖间距为0.2R。

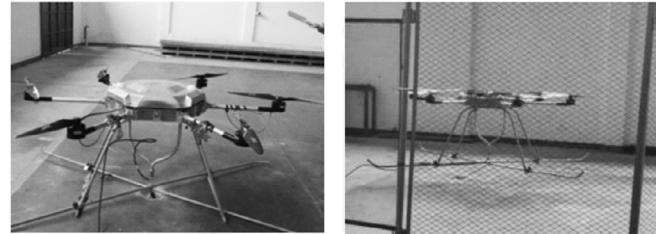


图7 某型飞行器实物

Fig.7 A certain type aircraft

3.4 机身高度

全机高度由螺旋桨尺寸以及任务设备尺寸决定。

多旋翼飞行器在贴近地面悬停或者低速飞行时,需用功率比远离地面时有所减小,即具有地面效应。与直升机不同,多个螺旋桨产生多个流场,互相之间螺旋桨涡系作用更加紊乱^[8]。地面效应虽然在一定起飞重量条件下对需用功率的降低有益,但是不利于其自身的稳定控制。

多旋翼飞行器依靠螺旋桨转速变化而实现姿态变化,螺旋桨转速的变化及螺旋桨间复杂流场的作用会引起其涡系严重紊乱,无法建立准确的模型进行飞行力学分析。综合各方面因素:(1)为提高起飞和着陆阶段多旋翼的可控性,多旋翼高度应尽量避免地面效应,旋翼平面离地高度应不低于1.2倍的旋翼直径;(2)多旋翼任务设备挂在机身腹部,除考虑地面效应外,还需要考虑所挂载的任务设备最低端与地面间距的合规性。

避免地面效应需调整机身高度,较高则会引起机身重心偏高,近地面稳定性不够。因此,可按照不同重量级的多旋翼飞行器进行定性区分:(1)机身重量较重、着陆过载要求较高的,尽量将机身高度取大,便于平稳着陆;(2)机身重量较轻、着陆过载要求不高,机身高度尽量小、偏低,着陆阶段采取“近地面迅速降转速”操作来消除地面效应带来的不利影响。

3.5 设计流程

多旋翼无人飞行器总体设计流程如图8所示。直升机型阻功率比重较大,气动外形设计应尽量减小型阻功率影响,多旋翼飞行器桨盘下方基本无遮挡,型阻功率几乎为零;直升机飞行过程中由于桨盘气流不对称会发生后倒和侧倒效应,因此总体设计时应考虑增加补偿,而多旋翼飞行器螺旋桨刚性较强且螺旋桨可做到互为补偿,因此无须考虑额外

的气动补偿;直升机尾桨安装角度及平尾角度对操纵稳定性影响较大,多旋翼飞行器通过螺旋桨差速实现稳定性控制则不存上述问题。

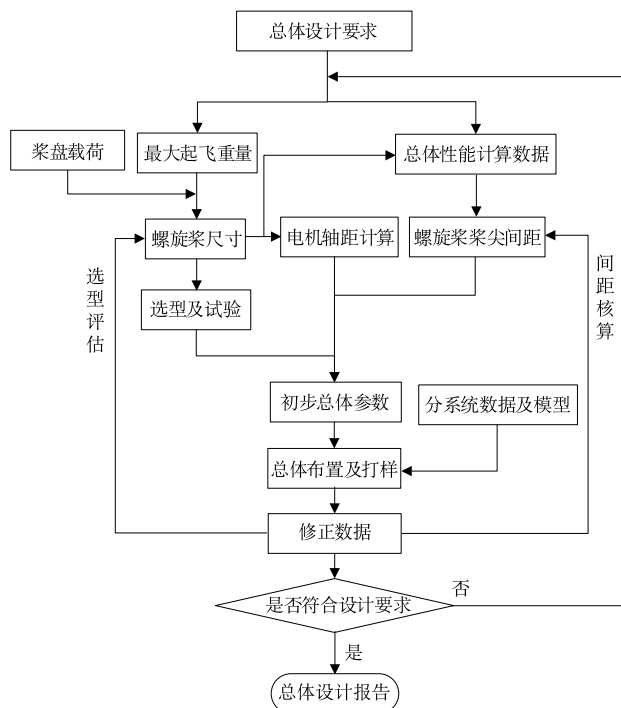


图8 总体设计流程

Fig.8 Overall design process

由于与直升机存在以上方面的不同,因此总体设计流程也不同。多旋翼飞行器设计需主要考虑任务载荷/过载等,最大起飞重量/需用功率/螺旋桨桨盘载荷等参数为重要性能指标。为获取最优的全机性能数据,需要在一轮计算基础上多螺旋桨尺寸/桨尖间距对全机性能影响进行评估,在飞行包线内尽可能减少旋翼(螺旋桨)之间不良涡系干扰。另外,多旋翼设计需要采用CATIA软件进行辅助评估以确定全机总体尺寸参数。

4 结束语

本文提出了一种基于任务载荷及过载能力的多旋翼飞行器总体设计方法并给出了总体参数的设计原理和设计流程,表明了多旋翼飞行器进行总体参数与性能评估之间的关键因素:相邻螺旋桨间距。此外,还对多旋翼飞行器高度设计影响因素进行了总结:多旋翼的地面效应与着陆方式影响起落架高度,并通过算例进行了验证,所提出的设计方法可以简化设计流程,能够有效提高设计数据的准确性。

参考文献

- [1] 王伟,冯浩,徐金琦,等.多旋翼无人机标准化机体设计方法研究[J].机械设计与制造,2014(5):147-150.
Wang Wei, Feng Hao, Xu Jinqi, et al. Research on design of standardized body for multi rotor UAVs[J]. Mechanical Design and Manufacture, 2014 (5): 147-150. (in Chinese)
- [2] 聂博文,马宏绪,王剑.微小型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术[J].电光与控制,2007,14(6):113-117.
Nie Bowen, Ma Hongxu, Wang Jian. Research status and key technologies of micro four rotor aircraft[J]. Electro-optic and Control, 2007, 14 (6): 113-117. (in Chinese)
- [3] 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.
Li Peiqing. Air propeller theory and application[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [4] 聂营,王生,杨燕初.螺旋桨净推力数值模拟与试验对比分析[J].计算机仿真,2009,26(3):103-107.
Nie Ying, Wang Sheng, Yang Yanchu. Comparative analysis of net thrust numerical simulation and experiment[J]. Computer Simulation, 2009, 26 (3): 103-107. (in Chinese)
- [5] 鄂秦,杨国伟,李凤蔚,等.螺旋桨滑流对飞机气动特性影响的数值分析[J].西北工业大学学报,1997,15(4):511-516.
E Qin, Yang Guowei, Li Fengwei, et al. Numerical analysis of the influence of propeller slipstream on aircraft aerodynamic characteristics [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1997, 15 (4): 511-516. (in Chinese)
- [6] 蒋晓莉,杨士普.螺旋桨飞机滑流机理分析[J].民航飞机设计与研究,2009(4):34-38.
Jiang Xiaoli, Yang Shipu. Analysis of the slipstream mechanism of propeller aircraft [J]. Civil Aviation Aircraft Design and Research, 2009 (4): 34-38. (in Chinese)
- [7] 李征初,王勋年,陈洪,等.螺旋桨滑流对飞机机翼流场影响试验研究[J].流体力学实验与测量,2000,14(2):44-48.
Li Zhengchu, Wang Xunnian, Chen Hong, et al. Experimental study on the influence of propeller slipstream on the flow field of aircraft wings[J]. Fluid Mechanics Experiment and Measurement, 2000, 14 (2): 44-48. (in Chinese)
- [8] 游安华.地面效应与控制参数对多旋翼无人机飞行性能影响研究[D].南京:南京理工大学,2015.
You Anhua. Effects of ground effects and control parameters on

flight performance of multi rotor UAVs[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2015. (in Chinese)

作者简介

方毅 (1988-) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 无人直升机总体设计。

Tel: 18879860769

E-mail: lml18103915@avic.com

辛冀 (1988-) 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 直升机飞行力学。

Tel: 15222060735

E-mail: xinji@nuaa.edu.cn

陆圣杰 (1988-) 男, 学士, 工程师。主要研究方向: 无人直升机总体设计。

Tel: 15879482750

E-mail: 824833588@qq.com

Research on General Parameter Design Method of Small Multi-rotor Aircraft

Fang Yi*, Xin Ji, Lu Shengjie

China Helicopter Design and Research Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: This paper synthesized discussed the overall design method of small multi-rotors aircraft, and also have made summary of the overall parameters of small multi-rotors aircraft, analyzed and summarized the relationship between ground effect /landing mode of multi-rotor and the height of the aircraft. Have made a modeling evaluation aerodynamic interference of adjacent rotor wing, achieved rapid design and made a test of this method through six rotors aircraft. It proved that design method in this paper can raised computational efficiency of small multi-rotors aircraft.

Key Words: multi-rotors; overall parameter; propeller; aerodynamic interference; modeling; design method

Received: 2018-04-18; Revised: 2018-05-24; Accepted: 2018-08-10

*Corresponding author. Tel.: 18879860769 E-mail: lml18103915@avic.com