

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.02.013

新型涵道四旋翼飞行器总体/飞控一体化设计

范瑶 朱清华

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

摘要:针对一种新型涵道四旋翼飞行器,提出了一种总体/飞控一体化的方案设计方法。首先,在满足设计要求的前提下,提出 3 种构型方案。然后,建立总体设计模型和控制模型,利用总体模型对不同构型的涵道四旋翼飞行器进行参数设计,并在控制模型中对不同状态的配平结果和不同构型的控制效果进行对比,得到评估体系。最后,对 3 种构型方案进行评估,确定设计方案。

关键词:涵道四旋翼飞行器;构型方案;总体模型;控制模型;评估

中图分类号:V275.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2017)02-0231-08

General Layout/Flight Control Integrated Design for Novel Ducted Quadrotor Aircraft

FAN Yao, ZHU Qinghua

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A conceptual design method of integrated general layout/flight control is presented for a new ducted quadrotor aircraft. Firstly, under the premise of meeting the design requirements, three configuration schemes for aircraft are proposed. Secondly, the overall design model and control model are established. The parametric design of ducted quadrotor aircraft with different configurations is carried out by using the overall design model, at the same time, the balancing results for different states and the control effects of different configurations schemes are compared in the control model. Then, an evaluation system is obtained. Finally, three schemes are evaluated to decide the final design.

Key words: ducted quadrotor aircraft; configuration design; overall design model; flight control model; evaluation

近年来,如何解决城市道路交通拥堵,提高包括救援、巡逻在内的各种社会保障工作的效率,以及提升交通生活品质等问题得到了大众的广泛关注。本文就此提出了一种单人全电涵道旋翼飞行器,根据使用要求,该飞行器具有垂直起降、体积小、低速前飞、安全性高、可靠性高以及操纵简单和控制便捷等优点。

本文主要针对此新型涵道飞行器的总体/飞控一体化设计进行相关研究。首先,针对飞行器的使用要求,确定主要设计要求,提出 3 种构型方案。利用实验室样机的设计经验,建立总体设计模型和控制模型。然后,在两种模型的基础上,采用层次分析法与灰色模糊综合评估的方法对各方案进行评估,确定方案。

收稿日期:2016-12-15;修订日期:2017-03-01

通信作者:朱清华,男,副教授,E-mail:zhuqinghua@nuaa.edu.cn。

引用格式:范瑶,朱清华. 新型涵道四旋翼飞行器总体/飞控一体化设计[J]. 南京航空航天大学学报,2017,49(2):231-238. FAN Yao, ZHU Qinghua. General layout/flight control integrated design for novel ducted quadrotor aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2017,49(2):231-238.

1 总体布局

1.1 设计要求

依据飞行器的使用环境和使用方式,对该新型飞行器提出以下设计要求:(1)可垂直起降;(2)操控简易可靠;(3)能安全搭载1名乘员(质量不低于65 kg);(4)外形小巧,可车载,宽度不大于2.0 m,长度不大于3.5 m^[1];(5)全电设计,提高维修性。

1.2 布局设计

为乘员安全飞行,本文采用涵道旋翼作为升力机构。布局设计主要是指升力机构的数目和布置方式。

根据设计要求,可采用以下基本布局:(1)采用一个涵道共轴双旋翼作为升力装置,将驾驶舱置于其下,通过变距的操纵控制方式实现其反扭矩平衡。(2)采用2个或3个涵道旋翼系统前后布置,驾驶舱置于中部,如图1所示。(3)采用4个涵道旋翼系统,对角线布置,如图2所示。(4)采用4个以上涵道旋翼系统,如图3所示。从控制角度考虑,仅第3、4类布局操控简易可靠,第1、2类布局操纵通道耦合严重,甚至可能会因操纵功效小而无法实现功能,故舍弃第1、2类布局。

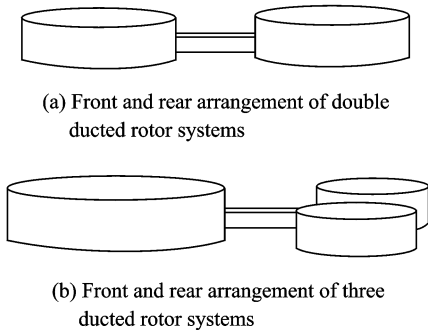


图1 第二类基本布局示意图
Fig. 1 Diagrammatic sketch of the second basic layout

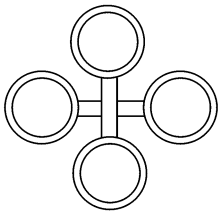
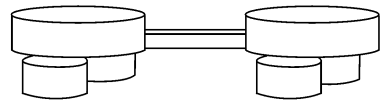


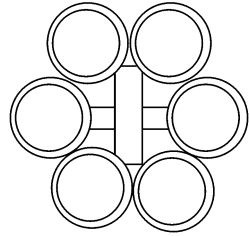
图2 第三类基本布局示意图

Fig. 2 Diagrammatic sketch of the third basic layout

上述的方案思路中,相较于变距的操控方式,变转速方式的操纵机构简单,可靠性增强。



(a) Front and rear arrangement of multiple ducted rotor systems



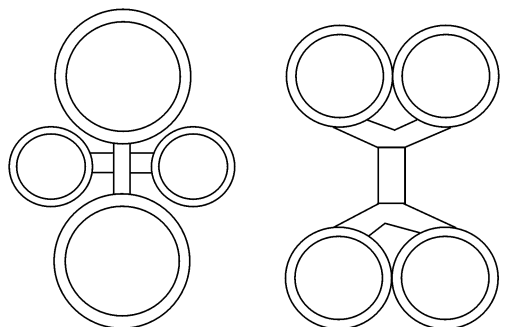
(b) Completely symmetric arrangement of multiple ducted rotor systems

图3 第四类基本布局示意图

Fig. 3 Diagrammatic sketch of the fourth basic layout

在涵道旋翼系统中,相同桨盘面积的涵道共轴双旋翼系统产生的升力大于单旋翼涵道系统,但是,其气动效率低于涵道单旋翼系统,且共轴涵道系统高度更长,阻力更大,不利于涵道装置小角度前飞。过多的升力机构会复杂操纵设计、增加结构质量以及降低可靠性。经过初步比较,本文采用4个涵道单旋翼系统作为升力装置,采用4个电机,电池被安装在机体中央下方。其优点是:平衡反扭矩易行;可以只通过调节旋翼转速差动来控制飞行器的姿态,控制方式难度降低,简化了机械部件,减轻了飞行器的质量,提高了操纵效率;动力装置相互独立,没有复杂的传动机构,且维护成本和时间都大大降低。

涵道旋翼基本布局可以是“十”字形、“X”形或“H”形。图4列出了“十”字形和“H”形。本文相邻的两个涵道设计成“8”字形涵道,使其在受限尺寸内拥有大桨盘面积,获得最大的升力。



(a) Cross shaped layout

(b) "H" shaped layout

图4 新型涵道四旋翼飞行器基本布局

Fig. 4 Basic layout of a new ducted quadrotor aircraft

2 总体模型

2.1 特性参数分析

本文总体模型综合了气动、质量、性能及尺寸等特性模型,是用来计算分析飞行器的气动布局、重心、飞行性能及总体布置效能的综合模型,该模型受以下参数影响。

(1)质量分析。总质量是飞行器的主要参数,决定了飞行器的尺寸和大小。本文飞行器样机的质量组成如图5所示。新型涵道四旋翼飞行器的结构和装置都比较简洁,统计数据的参考价值相对较低,本文主要参考实验室类似涵道旋翼样机的质量组成数据。设计要求有效载荷不低于65 kg,所以,原理样机总质量初步设定为125 kg。

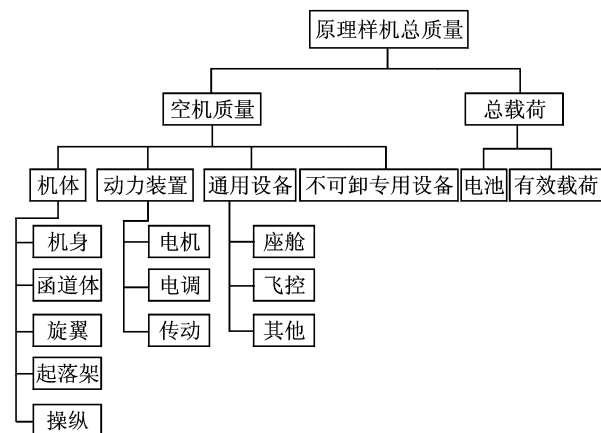


图5 原理样机质量组成

Fig. 5 Mass composition of prototype

(2)旋翼参数分析。本文采用经验公式与试验数据相结合的方式参数选择。经验公式参考文献[2],反映了桨盘载荷 D_L 、旋翼实度 σ 等参数和设计起飞重量 W_0 的关系。试验[3]和理论计算[4]发现,涵道单旋翼系统中,涵道升力占总升力的20%以上,涵道内的旋翼拉力要略低于同等条件下的孤立单旋翼的拉力值。据此,本文在叶素动量理论计算旋翼拉力的基础上估算系统总拉力。最终得到旋翼总距、半径 R 、弦长 c 和片数 N 等参数。

(3)涵道参数分析。单涵道的结构示意图如图6所示,主要设计参数如下:涵道内径 d_a 、出口直径为 D_a 、涵道高度 L 、涵道唇口半径 r_a 、涵道最大壁厚 b_a 、涵道锥角 β 、桨尖与涵道间隙 δ_{ip} 以及涵道入口与桨盘之间的距离为 h_a 。表1列出获得较佳气动效率时的涵道各参数[5-7]的取值状况[8]。

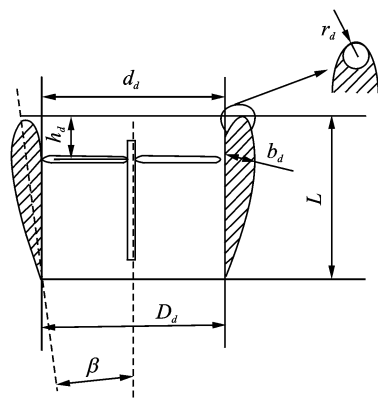


图6 单涵道结构示意图

Fig. 6 Structural diagrammatic sketch of a single ducted rotor system

表1 涵道参数取值区间

Tab. 1 Parameter ranges of ducted rotor system

参数名称	取值范围
L/d_a	0.3~0.4
D_a/d_a	1.1~1.3
h_a/L	0.3~0.4
b_a/L	0.15~0.23
δ_{ip}/R	0.01~0.025
r_a/R	0.2
$\beta/(\circ)$	2~6

两相邻涵道也可以设计成如图7所示的“8”字形涵道,内部部分重叠的双旋翼模型如图8所示,该模型主要考虑轴向间距 h 和纵向间距 d 。

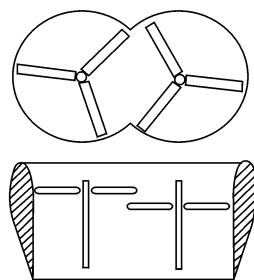


图7 “8”字形涵道

Fig. 7 “8” shaped ducted system with overlapping rotors

通过实验室的相关计算结果可以得出: $h=0.2R$, d 大于 $1.8R$ 时,升力值与孤立状态时的升力值相差不大; $d=1.5R$, h 从大减小到 $0.2R$ 时,升力变化非常小。与文献[1,9]的结论基本相符。

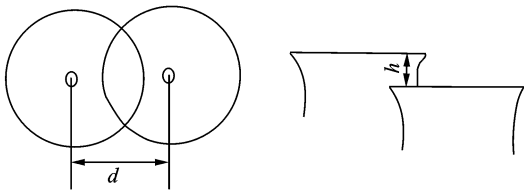


图8 部分重叠双旋翼模型

Fig. 8 Model of partially overlapped rotors

上述各参数中, L/d_d , b_d 和 h 的值对质量影响较大。 L/d_d 的取值决定了涵道体的基本形状, 并对涵道体的气动效率、迎风阻力以及动量阻力有一定影响, 当其值处于表1的取值范围时, 可以获得较高的气动效率和较低的阻力。适当增大 b_d 可加强涵道体的增升效应, 但是 b_d 值越大, 涵道本体的质量也越大。 h 值越大, 上下旋翼的气动干扰越小, 但是 h 值的增大一方面会增加旋翼轴和支撑机构的质量, 另一方面会增加涵道体的高度, 从而增加涵道本体质量。

(4) 功率分析。功率是计算飞行性能的基础, 本文以经试验验证过的基于数值积分的叶素动量理论模型计算各状态功率, 高精度地描述出飞行器飞行性能。电机的功率及传动损失也是经试验测试获得的。本文涵道单旋翼升力系统在设定起飞质量试验中测得的悬停状态功率载荷为 4.58 kg/kW。

2.2 总体设计方案及综合模型

在基本布局中, 以下列3个方案进行设计分析。方案A: 4个涵道旋翼“十”字形布置, 前后两个大涵道, 左右两个小涵道; 方案B: “X”形布置4个升力系统, 对角线呈 90° ; 方案C: “H”形布置4个升力系统。各方案的主要参数如表2所示, 部分

表2 3种方案的参数

Tab. 2 Parameter values of three schemes

类型	参数	方案 A(大/小涵道)	方案 B	方案 C
旋翼参数	R/m	0.62/0.35	0.47	0.50
	c/m	0.040/0.035	0.040	0.040
	N	3/3	3	3
涵道参数	涵道形状	单涵道	“8”字形涵道	“8”字形涵道
	L/m	0.37/0.24	0.34	0.35
质量分配	机体/kg	29.30	27.65	28.20
	动力装置/kg	6.4	6.4	6.4
	通用设备/kg	0.94	0.94	0.94
	有效载荷/kg	65	65	65
	电池/kg	19	19	19
	总重/kg	120.64	118.99	120.00

对计算和评估影响甚微的参数不列出。其中, 质量分配部分, 针对质量计算与控制要求, 在质量分配上留有5%的余量, 所以, 总质量为120 kg左右, 设计以125 kg考虑。

本文总体综合模型如下

$$F(x) = a_1 f_1(x) + a_2 f_2(x) + a_3 f_3(x) + a_4 f_4(x) \quad (1)$$

式中: $f_i(x)$ 分别对应质量特性、任务能力、空间尺寸和气动特性模型; a_i 分别为各特性在综合模型中的权重。质量特性模型中主要包含质量效率、转动惯量和最大起飞质量; 任务能力模型包含最大速度、有/无地效悬停升限、自转性能、功率载荷等; 气动特性模型包含悬停效率及桨盘载荷; 空间尺寸模型包含长宽高尺寸。各特性模型均是以特性参数代入专业计算模型获得。

总体模型将与控制模型一起放入评估模型中完成方案选择。

3 控制模型

本文飞行器强调全电设计和操控简易可靠, 故既要选择易控构型或布局, 又要设计好飞控系统。动力学建模是研究涵道旋翼飞行器控制模型的基础, 在此基础上进行配平和控制律的设计等工作, 并以配平中的各状态配平值和控制效果为控制模型的主要评估因素。

3.1 飞行器动力学模型

(1) 坐标系

地轴系 $O_D X_D Y_D Z_D$, 即地面坐标系, 其定义如下: O_D : 地面预选一点; X_D : 水平面上的初始航向, 与正北的偏角为航向角; Z_D : 铅垂线; Y_D : 横轴, 由右手法则确定。

体轴系 $OXYZ$ 的定义如下: O : 飞行器重心; X : 纵轴, 与飞行器的构造轴线平行, 指向飞行器的机头方向; Z : 在飞行器垂向对称面内, 垂直纵轴向下; Y : 横轴, 由右手法则确定。

(2) 数学模型

设飞行器的质量为 m , 作用于质心的合外力为 F 。飞行速度 V 在体轴系中的 xyz 三个方向分量为 u, v, w , 角速度分量为 p, q, r 。 I_x, I_y, I_z 为飞行器对体轴系3个方向轴的惯性矩, I_{xy}, I_{yz}, I_{xz} 为惯性积。9个运动方程如式(2~4)所示^[10]

$$\begin{cases} \dot{u} = \frac{F_x}{m} + vr - wq - g \sin \theta \\ \dot{v} = \frac{F_y}{m} + wp - ur + g \cos \theta \sin \phi \\ \dot{w} = \frac{F_z}{m} + uq - vp + g \cos \theta \cos \phi \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{I_z[M_x + (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq] + I_{xz}[M_z + (I_x - I_y)pq - I_{xz}qr]}{(I_x I_z - I_{xz}^2)} \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y}[M_y + (I_z - I_x)pr - I_{xz}(p^2 - r^2)] \\ \dot{r} = \frac{I_{xz}[M_x + (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq] + I_x[M_z + (I_x - I_y)pq - I_{xz}qr]}{(I_x I_z - I_{xz}^2)} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + \tan\theta(q\sin\phi + r\cos\phi) \\ \dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \\ \dot{\psi} = (q\sin\phi + r\cos\phi)/\cos\theta \end{cases} \quad (4)$$

通常将式(2~4)的方程组表示为

$$\dot{x} = f(x, u, t) \quad (5)$$

式中: $x = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]$ 为状态变量; u 为操纵输入。

一般非线性模型不利于模型分析,基于小扰动假设^[11],可将其线性化,得到

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (6)$$

式中: A 和 B 为重点需要获取的矩阵; C 为输出矩阵; D 一般取零矩阵。

3.2 配平分析和计算

配平的任务是根据给定的状态条件,确定涵道旋翼飞行器在该种状态下稳定飞行时的操纵输入量和飞行姿态角。在 MATLAB/Simulink 中搭建飞行器模型,如图 9 所示。

用 MATLAB 提供的配平函数 trim() 配平。在不同条件下配平时,配平值是评估控制模型的因素之一,在上述方案中,特别需要观察 4 个旋翼的转速随飞行器飞行状态的变化情况。

3.3 控制器设计

(1)模型线性化

以配平结果中的状态量和操纵量为基准状态,利用函数 linmod() 得到线性方程的状态空间形式。

(2)控制律设计

由于设计处于概念设计阶段,所以本文的控制模型采用 PID 控制方法。这里采用最常用的串级反馈回路设计控制系统。在 Simulink 中搭建出增稳回路和姿态回路,如图 10 所示,其中,内环增稳控制回路主要是角速度控制回路,增加系统的稳定性。外环姿态回路主要是滚转角、俯仰角和偏航角的控制回路,是整个控制系统的核心部分。

以方案 C 为例,在滚转角、俯仰角通道和滚转通道加入方波信号,完成参数的整定工作。响应曲线如图 11~13 所示。

对控制效果的评估就是从衰减比、静态偏差、超调量以及调节时间等参数出发,对其进行评估。这些指标有些是相互矛盾的,比如超调量和过渡时间。所以,在进行 PID 整定时,要根据要求对上述指标有所侧重,然后进行控制模型评估。

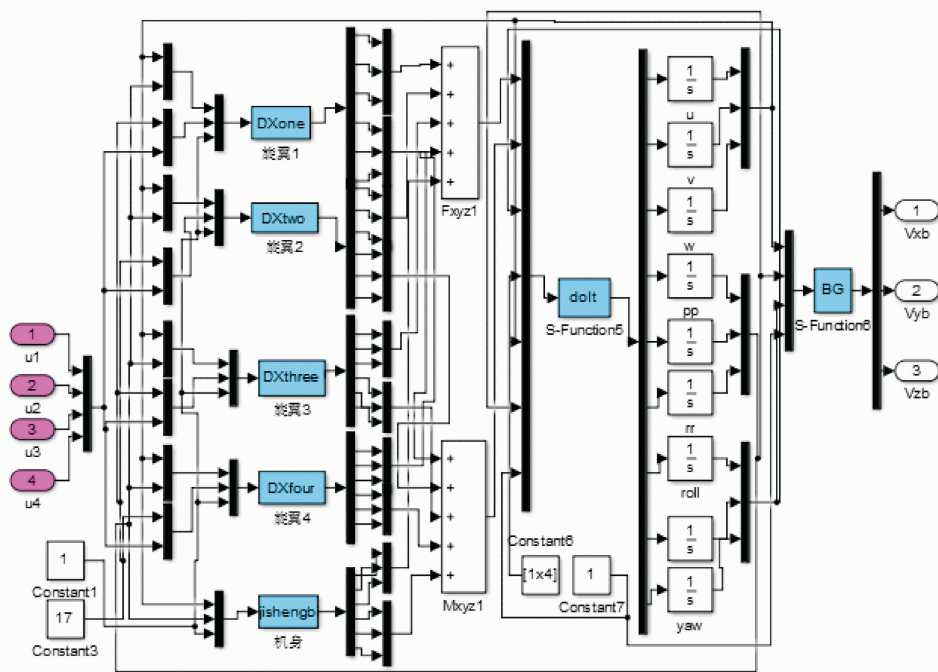


图 9 模型仿真图

Fig. 9 Simulation diagram of model

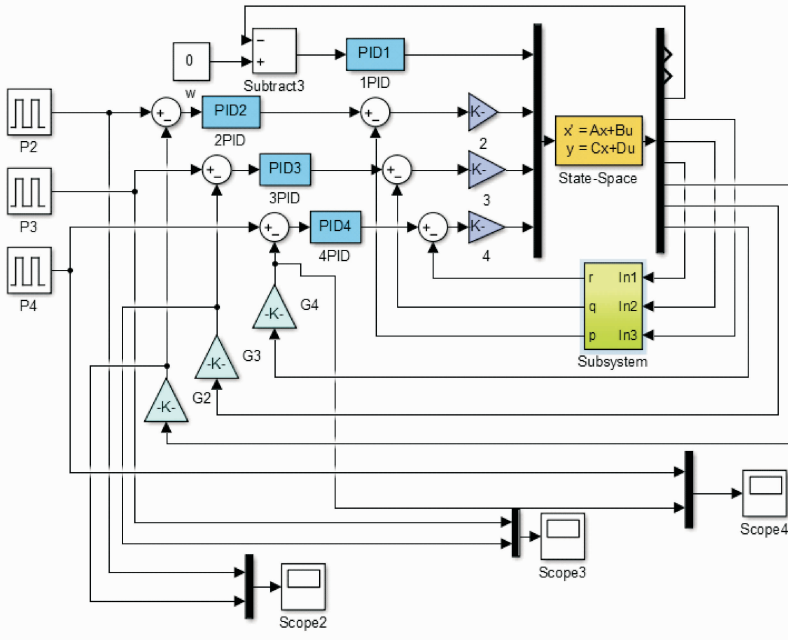


图 10 姿态控制模型

Fig. 10 Simulation diagram of attitude control

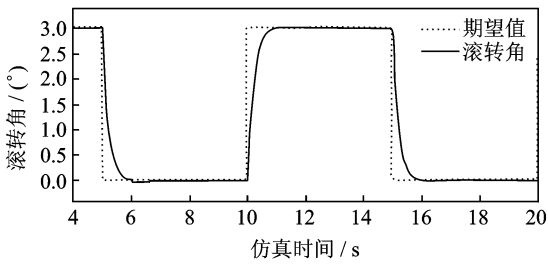


图 11 滚转角仿真响应曲线

Fig. 11 Roll angle response curve

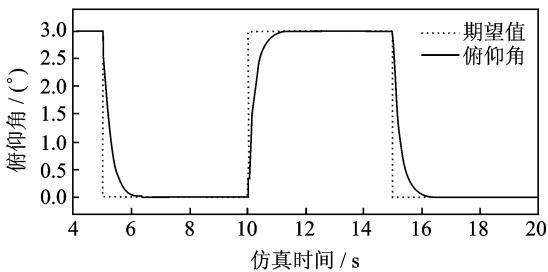


图 12 俯仰角仿真响应曲线

Fig. 12 Pitch angle response curve

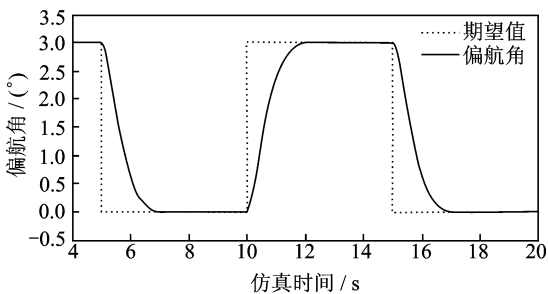


图 13 偏航角仿真响应曲线

Fig. 13 Yaw angle response curve

4 飞行器设计方案评估

本节依据上述总体和控制模型进行综合评估, 从而选出最佳的设计方案进行下一步研究。

评估体系分为 3 层: 顶层为最终评估结果, 中间层为总体模型和控制模型的性能, 底层为各模型需要考虑的指标。文中将质量特性、任务能力、空间尺寸和气动特性等参数作为总体模型的底层指标。将配平情况和控制响应情况作为控制模型的底层指标。

总体模型与控制模型存在一定的耦合关系, 两者中的部分参数互相影响。一方面总体模型中涵道旋翼的参数设计影响模型的气动分析和质量分析, 而控制模型中的动力学建模和配平等计算一般依赖于总体模型传递出来的气动分析和质量分配。另一方面, 控制模型中的操纵工作又会对气动力和力矩造成影响。图 9 中利用 s 函数构造的 4 个升力机构气动模块里的参数主要是总体模型中涵道旋翼的相关参数, 运动方程中的转动惯量和惯性积又主要受总体模型中的质量分配影响。在控制模型中, 操纵值影响旋翼转速等参数, 进而影响气动力和气动力矩。本文通过线性方程体现其耦合关系。

首先, 采用层次分析法确定各层指标的权重系数, 具体流程如图 14 所示。

模型中的指标可分为定量指标和定性指标, 为了消除指标量纲对评估的影响, 需对其进行无量纲

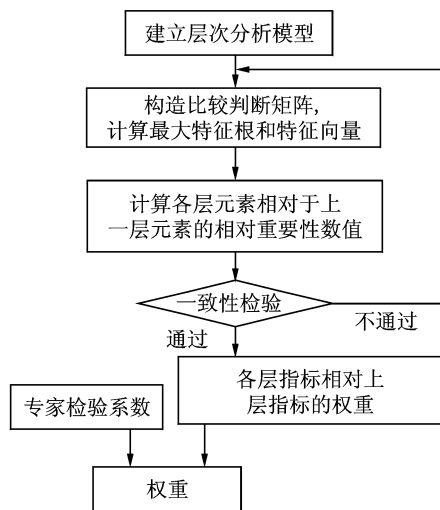


图 14 层次分析法流程

Fig. 14 Analytic hierarchy process

对前 3 个设计方案进行评估,3 个方案的优属度分别为:0.451 7,0.649 2,0.792 1。方案 B 和方案 C 在评估中较优,方案 C 最好。方案 C 飞行器总体布置如图 16 所示。

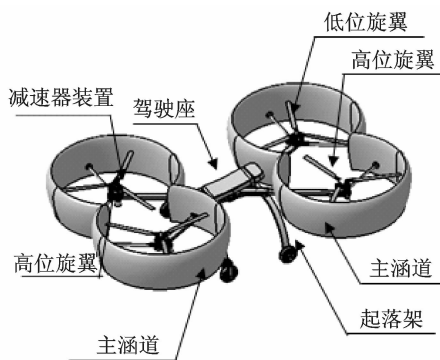


图 16 方案 C 的总体布置图

Fig. 16 General arrangement diagram of scheme C

化处理。定量指标无量纲化时,将当前指标值与所有方案中的最优值相比。定性指标的度量采用“很差、较差、差、一般、较好、好、很好”七级打分制,并用梯形模糊数^[12]将每个等级表述出来,无量纲化值为其整体期望值。以“一般”和“较好”两个等级为例,无量纲化过程如表 3 所示。

表 3 定性指标无量纲化

Tab. 3 Qualitative index dimensionless

评价等级	梯形模糊数
一般	(0.3,0.5,0.5,0.7)
较好	(0.6,0.8,0.8,1)
一般/较好	0.679 2

在求出权重和无量纲化后的指标值后,采用灰色模糊综合评估的方法进行评估,如图 15 所示。

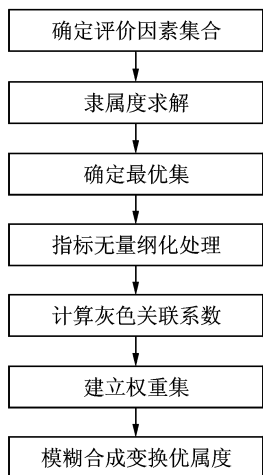


图 15 灰色模糊综合评估方法的流程

Fig. 15 Flow chart of grey fuzzy comprehensive evaluation method

根据本文评估结果选定方案 C。在此基础上,利用本文提出的方法对方案 C 进行进一步设计。考虑旋翼轴向间距、纵向间距和旋翼半径的值,将其组合成若干方案再次代入总体模型。在控制模型中加入操稳特性的分析,在新的总体/飞控一体化模型上完成方案 C 的设计、评估和选择。

5 结束语

本文提出一种新型涵道四旋翼飞行器方案设计方法。总体模型中对特性参数进行分析,进而对不同构型的涵道四旋翼飞行器进行参数设计。结合总体模型的参数,在 MATLAB/SIMULINK 平台上完成控制模型的搭建,其子模块的参数易修改,仿真结果易得到。在控制模型中比较了各状态的配平结果和飞行器不同构型的控制效果。利用层次分析法和灰色模糊综合评估的方法对 3 种构型方案进行了评估。

参考文献:

[1] AVERA M, KANG H, SINGH R. Performance and controllability assessment of an overlapping Quad-Rotor concept [C]//American Helicopter Society 72nd Annual Forum, West Palm Beach, Florida; [s. n.], 2016.

[2] 彭名华. 直升机总体多学科设计优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009. PENG Minghua. Research on helicopter conceptual/preliminary multidisciplinary design optimization [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009.

[3] 李彬. 高速型无人涵道旋翼飞行器总体设计技术研究

- [D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
- LI Bin. Research on technologies of high-speed ducted-rotor UAV preliminary design [D]. Nanjing : Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012.
- [4] 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.
- LIU Peiqing. Theory and application of the airscrew [M]. Beijing: Beihang University Press,2006.
- [8] MARTIN P, TUNG C. Performance and flowfield measurements on a 10-inch ducted rotor VTOL UAV [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004.
- [9] OTSUKA H, NAGATANI K. Thrust loss saving design of overlapping rotor arrangement on small multicopter unmanned aerial vehicles[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Stockholm, Sweden:[s. n.],2016.
- [10] 牛金宇. 涵道共轴旋翼飞行器建模与验证[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- NIU Jinyu. Modeling and verification of a ducted coaxial rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2015.
- [11] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,2003.
- GAO Zheng, CHEN Renliang. Helicopter flight dynamics[M]. Beijing: Science Press, 2003.
- [12] 侯家麟,唐慧娟,于九如. 模糊数量化理论的应用与探索[J]. 系统工程理论与实践,2003,6(6):107-112.
- HOU Jialin, TANG Huijuan, YU Jiuru. Exploration and application for the fuzzy quantitative theory[J]. Systems Engineering Theory and Practice, 2003, 6(6):107-112.

