DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2020.05.049

# 某推力矢量无人机优化控制分配策略研究

范林飞,王道波,刘孝成

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 210016)

摘 要:针对传统依靠气动舵面偏转控制无人机姿态时低速操纵性低、动态性能较差的问题, 介绍一种推力矢量无人机。给出各模块结构及功能,结合传统气动舵面控制和推力矢量控制, 设计了纵向控制回路和横侧向控制回路控制器,运用优化控制分配方法解决混合控制的余度 问题,以纵向控制为例对设计的无人机进行仿真实验。仿真结果表明,所设计的推力矢量无人 机动态性能和操纵性得到提高,飞行品质良好。 关键词:无人机;矢量推力技术;控制策略;混合控制;控制分配;仿真 中图分类号:V249.122\*.3 文献标志码:A 文章编号:1671-5276(2020)05-0184-04

#### Research on Optimal Control and Distribution Strategy of Thrust Vector UAV

FAN Linfei, WANG Daobo, LIU Xiaocheng

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China) Abstract: When the conventional hydrodynamic rudder deflection is used to control the attitude of the drone, its maneuverability and dynamic performance is very poor. This paper introduces a thrust vector drone and gives out the structure and function of each module of the drone. According to the characteristics of the traditional aerodynamic rudder surface control and thrust vector control, the controller with the longitudinal control loop and the lateral side control loop is designed. The optimization control allocation method is used to solve the redundancy of the hybrid control. The longitudinal control is taken for example, the simulation of the designed UAV is done. The simulation results show that the dynamic performance and maneuverability of the designed thrust vector drone are greatly improved, and the flight quality is good.

Keywords: UAV; vector thrust technology; control strategy; hybrid control; control distribution; simulation

# 0 引言

本文设计的新型矢量推力无人机,通过操纵气动舵面 出舵量和改变左右发动机推力轴线的方向来控制飞机的 飞行姿态。所谓矢量推力技术,指的是通过喷管等装置改 变发动机推力线的方向,从而将发动机推力沿轴向、法向 和侧向进行分解,实现飞机的俯仰、滚转和偏航。两种控 制结合起来能非常有效地改善飞机的操纵性。传统固定 翼无人机单独依靠气动舵面偏转来控制无人机的状态,这 种控制方式不适用于低速无人机,当飞机飞行速度较慢 时,这种控制方式就显得较为乏力。本文在这种传统控制 的基础上,加入矢量推力技术,设计了控制器,经过控制分 配后无人机的动态性能和操纵性以及飞行品质大大提高。

# 新型推力矢量固定翼无人机结构 设计及各模块功能介绍

如图 1 所示,所设计的无人机整个系统分为两大模块:以TMS320F28335 处理器为核心,结合了多种传感器以及执行机构,用于通信数据的接收和发送,解析飞行数据的飞控系统;另外一个模块为地面监测系统,主要用于接

收从飞机上下传的飞行参数,在界面上显示供操纵者观测。



#### 1.1 机载设备

该无人机机载设备主要有陀螺(IMU)、GPS、通讯电 台动力电池和气压高度表等。其中陀螺和 GPS 是无人机 的核心机载设备,在控制回路中作为传感器将飞机的姿态 信息和位置信息反馈至输入端,从而实现无人机闭环控

第一作者简介:范林飞(1992—),男,安徽铜陵人,硕士研究生,研究方向为无人机飞行控制。

制<sup>[1]</sup>。采用 GI550 惯导来采集无人机的姿态信息,为保证 无人机的精确定位,采用双 GPS 进行定位,GPS 主要负责 采集无人机的位置信息,包括经度、纬度、GPS 高度等,此 外还包括气压高度表、速度传感器等机载设备。

#### 1.2 执行机构和通讯设备

无人机的执行机构主要为舵机。该无人机有 8 个舵 面,其中尾轮舵用来控制无人机起飞滑跑时的侧滑方式, 而无人机的推力则通过油门舵的开度来控制。动力电池 采用+12 V,经电压转换模块将电压转换成+5 V 来给飞 控计算机供电。机载调频电台用来实现飞控计算机与地 面站之间的通信数据传输。使用前需要对两个电台进行 参数配置,包括通信方式、波特率、通讯速率、电台频段 等参数的配置,飞控数据电台采用 232 串口与飞控计算 机连接。

## 1.3 地面监测系统

地面监测系统主要用来检测无人机在空中飞行时的 姿态、位置以及各机载设备工作时的信息。该系统主要由 一台综显计算机、调频电台和 DSP 操纵箱组成。综显计 算机软件界面是基于 VC6.0 编程环境下的 MFC 开发软 件,其显示控件和输出控件均为 NI Measurement Studio AppWizard 控件。这些控件主要用来显示飞机的飞行参数、 航迹规划以及地面站向飞控计算机发送的控制指令。这些 指令通过 DSP 操纵台来发送,而飞控系统和地面检测系统之 间数据则通过调频电台的无线电波进行传送和接收。

## 2 混合控制策略

无人机控制器整体结构控制采用串级控制,这样能很 好地在无法建立比较精确数学模型的情况下研究无人机 的控制规律。内回路为增稳回路和姿态回路,这是整个无 人机控制的核心回路,外回路为位置回路。内回路通过不 断逼近内回路期望的姿态角与传感器测得的实际角之间 的误差来给出相应舵面偏角,以控制无人机的姿态。同时 将角速率接入控制律,使系统的阻尼特性得到提升,形成 一个增稳回路。外回路为位置控制,通过将 GPS 传输的 位置信息反馈至输入端,不断修正位置误差,使其逐渐逼 近期望值。整体控制框图如图 2 所示。无人机有俯仰、滚 转和偏航三个通道,其中俯仰通道为纵向通道,滚转通道 和航向通道为横侧向通道。下面分别从纵向和横侧向这 两个通道来设计控制器。



图 2 整体控制框图

## 2.1 纵向混合控制

无人机纵向控制回路为俯仰角控制回路,回路采用闭 环 PID 控制,同时为了增加系统的阻尼特性,将角速率反 馈信号引入控制回路,使得飞机的整体动态性能更加完 善<sup>[2]</sup>。从纵向通道来看,本文所研究的无人机在此基础 上增加了矢量推力,改变无人机左、右两个发动机推力轴 线的方向,从而对无人机质心产生俯仰力矩,使得飞机的 姿态改变。气动舵面控制和矢量推力控制各自具有一定 的控制权限,将两者结合使用,能有效地改善该无人机的 控制性能。图 3 为纵向通道控制框图。



图 3 俯仰姿态控制策略框图

如图 3 所示,该固定翼无人机俯仰姿态控制采用俯仰 角和俯仰角速率闭环控制方式,使得无人机有着优良的阻 尼特性,动态性能得到提高。控制律如下:

 $\delta_{e} = K_{\theta}(\theta - \theta_{g}) + \int K_{hi}(\theta - \theta_{g}) dt + K_{q1}q \qquad (1)$ 

$$\delta_{al} = K_{\theta l} (\theta - \theta_g) + \int K_{\theta i l} (\theta - \theta_g) dt + K_{q2} q \qquad (2)$$

$$\delta_{ar} = K_{\theta r} (\theta - \theta_g) + \int K_{\theta ir} (\theta - \theta_g) dt + K_{q3} q \qquad (3)$$

在控制回路中加入积分控制算法,若俯仰角的偏差较 小时,积分能起到有效作用,当俯仰角偏差较大时,积分控 制算法失效。上式中: $\delta_a$ 为升降舵出舵量,可通过操纵地 面站操纵杆来改变其出舵量; $\delta_{al}$ 和 $\delta_{ar}$ 分别为左发推力操 纵量和右发推力操纵量,这三者对于固定翼无人机的俯仰 姿态均具有一定操纵权限,共同控制使得无人机纵向通道 的稳定性得到保障;q为由 GI550 陀螺采集的俯仰角速 率; $K_{\theta}$ 、 $K_{\theta}$ 、 $K_{\theta}$ 为比例系数; $K_{q1}$ 、 $K_{q2}$ 和 $K_{q3}$ 为俯仰角速率反 馈系数; $K_{hi}$ 、 $K_{qi}$ 和 $K_{qi}$ 为积分系数。

#### 2.2 起飞横侧向姿态控制

该固定翼无人机为三点起落架式布局,后方有一个尾 轮,通过舵机能控制其滑动方向,前面有两个前轮,通过发 动机提供推力使得飞机在地面滑动,同时保持足够大升降 舵出舵量和足够大迎角使得飞机在地面滑跑过程中能够 产生足够大的升力来实现飞机的起飞。俯仰角度由地面 测控站的操纵箱操纵俯仰杆控制升降舵出舵量来获取相 应迎角,但要注意的是,要使得飞机俯仰角在约束范围内 尽量保持飞机的姿态稳定,飞机的纵向俯仰力矩要能使得 飞机平衡<sup>[3]</sup>。在起飞滑跑过程中,还要保持飞机在横侧 向的姿态稳定性。通过在滑跑过程中操纵尾轮的转向 $\delta_{w}$ 和方向舵操纵量 $\delta_{d}$ 来保持无人机航向的稳定,从而减小 无人机的侧滑位移,同时约束无人机滚转角,从而保持无 人机在滑跑起飞过程中的平稳性。起飞横侧向姿态控制 如图 4 所示。



图 4 起飞滑跑横侧向姿态控制

其控制律如下:

$$\begin{split} \delta_{w} &= K_{w}(\psi - \psi_{d}) + \int K_{wi}(\psi - \psi_{d}) \,\mathrm{d}t + K_{d1}d + K_{d1}\dot{d} + K_{r1}r \\ & (4) \\ \delta_{d} &= K_{\psi}(\psi - \psi_{d}) + \int K_{\psi i}(\psi - \psi_{d}) \,\mathrm{d}t + K_{d2}d + K_{d2}\dot{d} + K_{r2}r \\ & (5) \end{split}$$

式中: $\delta_w$ 为尾轮舵操纵量; $\delta_d$ 为方向舵操纵量;d和d分别 为 GPS 中解算出的侧滑位移量和侧滑速度量;r为航向角 速率,将这 3 个量作为反馈信号接入控制回路; $K_w$ 和 $K_w$ 为比例系数; $K_w$ 和 $K_w$ 为积分系数。该固定翼无人机在起 飞滑跑时依靠尾轮舵操纵量和方向舵操纵量对无人机航 向进行控制,当无人机离地后则使用方向舵操纵量对无人 机航向进行控制,尾轮舵不再起作用。将无人机的航向角 和航向角速率作为反馈接入输入端,起到了航迹修正的 作用。

# 3 推力矢量无人机优化控制分配策略

在第2节中设计了推力矢量无人机纵向和起飞时横 侧向控制策略,采用了气动舵面控制和推力矢量操纵混合 控制。以纵向控制为例,常规无人机通过升降舵偏转来使 得飞机的俯仰姿态发生变化,控制命令维数为1维,本文 设计的无人机增加了左、右2个推力矢量操纵量机构,使 得控制命令维数为3维,造成控制余度增加,输出端产生 的控制量具有抽象性,相应舵面偏转量和左右推力矢量操 纵量需要配置相应的加权系数才具有实际意义。假定控 制器模块直接输出的虚拟指令为A,经过控制分配后的控 制命令为B,实际系统命令为C,则这三者满足如下关系:

$$A(t) = g_B(x, B, t)B(t)$$
(6)

$$g_A(x,t)A(t) = g_\delta(x,t)\delta(t)$$
(7)

式中: $g_A(x,t)$ 为 B 和 A 函数关系; $g_B(x,B,t)$ 为 A 的输入

矩阵。忽略一些次要因素,利用泰勒公式将上述非线性方 程线性化,得出 A→B 的线性化函数关系如下:

$$\boldsymbol{C}(x,t) = \frac{\partial \left[ gA(x,A,t)A(t) \right]}{\partial A(t)}$$
(8)

式中 C 为效率矩阵。实际控制分配问题为确定虚拟命令 A 和实际命令 C 之间的关系即加权系数的确定<sup>[4]</sup>。由上 述分析可知,分配结果不唯一,因此需要合理运用优化控 制分配方法来使得实际命令值逼近期望值。在无人机飞 行中,常常将无人机动态性能指标和能量消耗量作为最终 优化指标,将性能指标定义为 D(x,B,t),最终优化指标取 其最小值。本文介绍一种线形规划方法:假设性能指标定 义为  $D=f^{t}x$ ,  $\exists E \in R^{m \times n}$ ,  $a Ex \leq b$  的情况下,使得性能指 标 D 取得最优值,此时的 x 即为所求 B。其表达式如下:

$$\min_{B} \boldsymbol{D} = f^{\mathsf{T}} u \tag{9}$$

$$EB \leq b$$
 (10)

其中不等式约束条件为左、右推力矢量操纵量限制 $\delta_{al}$ 、 $\delta_{ar}$ 和升降舵出舵量限制 $\delta_{e}$ 。上述性能指标表达式及约束条件表示为:

$$\min_{D} = J(\delta_{e}, \delta_{al}, \delta_{ar})$$
(11)

$$-40^{\circ} \! \leqslant \! \delta_e \! \leqslant \! 40^{\circ} \tag{12}$$

$$-20^{\circ} \leq \delta_{al} \leq 20^{\circ} \tag{13}$$

$$-20^{\circ} \leq \delta_{a} \leq 20^{\circ} \tag{14}$$

因此不等式(10)中约束条件各项矩阵系数为:

$$\boldsymbol{E} = \begin{bmatrix} b_{\delta e} & b_{\delta a l} & b_{\delta a r} \\ 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$
(15)

$$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} K_e & K_{al} & K_{ar} \end{bmatrix}^{-1}, \boldsymbol{b} = \begin{bmatrix} A & 40 & -40 & 20 & -20 & 20 & -20 \end{bmatrix}$$
(16)

其中 B 矩阵中的  $K_e, K_{al}, K_{ar}$  为推力矢量操纵量和升降舵 面权重系数,利用单纯形法可以有效求解上述矩阵的最优 解<sup>[5-6]</sup>。目前基于关于单纯形法求解最优解的软件很多, 只需输入矩阵系数即可很方便地求出上述线性规划问题 的最优解。以纵向控制为例,将控制分配模块加入混合控 制器中,重新设计纵向控制器如图 5 所示。



图 5 优化控制分配后纵向控制器

其纵向控制表达式如下:

$$\begin{split} \delta_{e} &= K_{e} \left[ K_{\theta}(\theta - \theta_{g}) + \int K_{hi}(\theta - \theta_{g}) dt + K_{q1}q \right] (17) \\ \delta_{al} &= K_{al} \left[ K_{\theta l}(\theta - \theta_{g}) + \int K_{\theta i l}(\theta - \theta_{g}) dt + K_{q2}q \right] \\ (18) \\ \delta_{ar} &= K_{ar} \left[ K_{\theta r}(\theta - \theta_{g}) + \int K_{\theta i r}(\theta - \theta_{g}) dt + K_{q3}q \right] \\ (19) \end{split}$$

其选取原则以性能指标 **D** 达到最优指标为目标。由 于横侧向控制优化分配设计与纵向控制原理相同,这里不 再赘述。

## 4 飞控仿真实验

该固定翼无人机在飞行前需要通过仿真实验进行飞 行质量评估,保证飞机正式飞行的品质。首先要确定控制 器各个 PID 参数值,控制器中各个 PID 系数通过稳定边 界法进行确定<sup>[7-8]</sup>,而气动舵面和左、右推力矢量加权系 数的分配则根据上节提供的方法选取。以纵向控制为例, 给定俯仰角  $\theta_g = 10^{\circ} \pi \theta_g = 30^{\circ}, 分别得出无人机在无推力$ 矢量作用和经过优化分配后推力矢量作用的仿真图如图6、图 7 所示。



由图 6-图 7 对比可以看出:在俯仰角较小情况下,传 统气动舵面控制和优化控制分配混合控制响应均无超调, 但优化控制分配混合控制响应速度比传统气动舵面控制 快很多,动态性能更好;在俯仰角较大情况下,传统气动舵 面控制响应时间很长,且存在稳态误差;优化控制分配混 合虽然存在超调量,响应速度很快,且无稳态误差。



## 5 结语

综上所述,经优化控制分配后的推力矢量无人机与传 统气动舵面控制的无人机相比,在姿态角较大和较小时均 不存在稳态误差,控制精度大大提高;同时响应速度相比 传统气动舵面控制更快,推力矢量无人机的动态性能和稳 态性能均有所提高,具有良好的飞行品质,能更好地完成 相应的飞行任务。

#### 参考文献:

- [1] 于文妍,杨坤林.四旋翼无人机的双闭环姿态控制系统[J].
   兰州理工大学学报,2018,44(5):96-101.
- [2]杨大鹏. 某无人机全包线控制律设计技术研究[D]. 南京:南 京航空航天大学,2012.
- [3] 姬猛. 推力不对称时民机飞行控制律重构技术研究[D]. 南 京:南京航空航天大学,2011.
- [4] 陈森,薛文超,黄一. 推力矢量飞行器的自抗扰控制设计及控制分配[J]. 控制理论与应用,2018,35(11):1591-1600.
- [5] 王博航,王道波. 矢量推力固定翼无人机控制律设计[J]. 机 械与电子,2019,37(4):57-61.
- [6] 肖余培. 无人机推力变向控制及试验[D]. 南京: 南京航空航 天大学,2017.
- [7] 陈贵银. 直流调速系统稳定边界法 PID 校正的设计与仿真 [J]. 武汉船舶职业技术学院学报,2012,11(2):52-54.
- [8] 付爱彬. 稳定边界法 PID 控制器的设计[J]. 太原科技,2007 (1):57-58.

收稿日期:2019-07-22

\*\*\*\*\*\*

#### (上接第 171 页)

- [4] 李伟平,陶祺臻,张宝珍.牵引车架结构强度优化设计与仿 真[J].现代制造工程,2016(7):67-71.
- [5] 王强, 苏小平, 鲁宜文. Kriging 近似模型在副车架轻量化设 计中的应用试验[J]. 轻工学报, 2018, 33(2): 95-101.
- [6] 李霞,张三川,余红洋. 四座纯电动巡逻车车架有限元分析 [J]. 机械设计, 2011, 28 (12):54-58.
- [7]任可美,戴作强,郑莉莉. 纯电动城市客车底盘车架有限 元分析及轻量化设计[J].制造业自动化,2017,39 (11):70-75.
- [8] 陶祺臻. 基于粒子群算法的车架结构优化及其二次开发[D]. 长沙:湖南大学,2015.
- [9] FORRESTER A I J, KEANE A J. Recent advances in surrogatebased optimization [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2009, 45(1):50-79.
- [10] 苏占龙. 基于多目标稳健性优化方法的 SUV 车身结构轻量 化设计[D]. 镇江:江苏大学,2015.

收稿日期:2019-06-21