

小型复合式无人机飞行控制律快速设计与验证



谭思琦

航空工业信息技术中心 北京 100028

摘要 随着对垂直起降飞行器研究的深入,飞行控制律的设计逐渐成为研究的重点。文中研究了小型复合式无人机飞行控制律的快速设计与验证方法。选定一种小型复合式无人机布局方案,设定飞行任务剖面,以飞行任务为导向设计飞行控制律算法,基于 MATLAB/Simulink 平台搭建飞行控制律模型,基于 Amesim 平台搭建飞机本体模型,集成控制律模型与飞机本体模型实现闭环联合仿真。通过建模与仿真手段,对飞行控制律设计算法进行快速验证,通过分析飞行性能仿真结果,实现对飞行控制律设计方案的快速迭代优化;同时,快速设计与验证方法在其他航空领域的控制系统与被控对象的联合仿真与分析上具备参考性。

关键词: 复合式无人机;四旋翼;固定翼;建模;仿真

中图分类号 V249

Fast Design and Verification of Flight Control Law for Small Compound UAV

TAN Si-yang

AVIC Digital Co., Ltd, Beijing 100028, China

Abstract With the in-depth study of VTOL aircraft, the design of its flight control law has gradually become the focus of research. The rapid design and verification method of the flight control law of small compound UAV is studied. First, a small compound VTOL aircraft layout is proposed. Then, the mission profile is set up and the flight control law is designed based on it. The model of flight control law is built based on MATLAB/Simulink platform while the model of aircraft ontology is built based on Amesim platform. The flight control law algorithm is validated by modeling and simulation, and the fast iterative optimization of flight control law design scheme is realized by analyzing flight performance simulation results. Meantime, the fast design and verification solution can be used as a reference for the joint simulation and analysis of control systems and controlled objects in other aerospace fields.

Keywords Compound Aircraft, Four rotor, Fixed wing, Modeling, Simulation

1 引言

垂直起降飞行器(Vertical Take-Off and Landing, VTOL)是一种兼具旋翼飞机垂直起降能力与固定翼飞机高速平飞能力的飞行器,该类飞行器对起降地点要求低,能够突破跑道的限制,适用于狭小的空间和复杂的地形,具有重要的军用价值和良好的应用前景。

近些年,针对垂直起降飞行器的飞行控制律,国内外学者提出了许多相关算法,但研究成果大多为对算法的理论推导,算法验证方面大多为数字领域的仿真,鲜有涉及如何实现控制算法的快速迭代设计与验证的研究。例如,文献[1-2]提出了一种将固定翼飞机与直升机相融合的方案,通过小型电动验证机的试制和飞行实验,对飞行操纵性能进行测试,进而验证方案的可行性。这样的实验需要开发出实物,成本较高,且无法在设计早期发现问题,无法实现对算法设计方案的快速迭代。文献[3]阐述了自主垂直起降三倾旋翼混合动力无人机的数学建模和飞行控制器设计方法,利用 Matlab 建立了飞行器的数学模型,该方法只在数字领域对特定算法进行数学

层面的仿真,没有对整机飞行性能的闭环物理仿真进行验证。

本文基于垂直起降飞行器的设计理念,选定一种小型复合式无人机,对其飞行控制律的快速设计与验证方法进行探索研究。以飞行任务为导向,基于模型对小型复合式无人机的飞行控制律进行建模与仿真,并搭建飞机本体模型与控制模型闭环联合仿真,实现对飞行控制律设计方案的快速迭代优化。

2 总体方案

本文为实现对小型复合式无人机飞行控制律的快速设计与验证,提出如下总体方案。

首先,选定小型复合式无人机总体布局,确定飞机的几何外形参数。其次,确定飞行任务剖面,并以飞行任务为导向,结合飞机总体布局方案设计飞行控制律算法。然后,基于 MATLAB/Simulink 平台搭建飞行控制律模型,对控制算法进行初步的建模与仿真。接着,在 Amesim 环境下搭建飞机本体模型,集成飞机本体模型与控制律模型,进行闭环联合仿真。最后,根据联合仿真结果,调整控制律算法及模型参数,快速迭代出控制律的设计方案。

2.1 总体布局

小型复合式无人机采用四旋翼与固定翼复合的无人机布局方案。固定翼结构采用常规布局,用于控制飞行姿态的舵面,包括升降舵、方向舵和副翼;4个旋翼分为位于机身两侧对称位置,四旋翼重心与机体重心重合。飞机尾部配备螺旋桨,利用发动机提供水平推力。小型复合式无人机采用四旋翼结构实现飞机的起飞和降落,采用固定翼结构实现长距离巡航,兼具垂直起降能力及高速平飞能力。

小型复合式无人机的总体布局如图1所示,主要几何外形参数如表1所列。

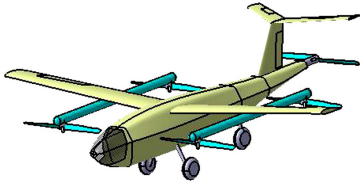


图1 小型复合式无人机的总体布局

Fig.1 Layout of smalls the compound UAV

表1 小型复合式无人机的主要几何外形参数

Table1 Parameters of small compound UAV

参数	值
机体总重/kg	27
机身长度/m	1.85
机翼面积/m ²	1.22
机翼展长/m	3.4
翼根弦长/m	0.29
翼尖弦长/m	0.17

2.2 飞行控制律设计方案

小型复合式无人机是一个复杂的动力学系统,四旋翼模态与固定翼模态相互耦合、共同作用,致使控制律的设计较为复杂。本文重点研究控制律的快速设计与验证方法,不对算法的具体功能和先进性做深入研究,故对问题进行一定程度的简化,提出以下假设条件:

- 1) 飞机为理想刚体,且质量为常数;
- 2) 地面坐标系为惯性坐标系;
- 3) 忽略地面曲率,采用“平面地球假设”;
- 4) 重力加速度不随飞行高度而变化;
- 5) 机体坐标系的 Oxz 平面是飞机的对称平面,飞机不仅几何外形对称,内部质量分布也对称,即惯性积 $I_{xy} = I_{yz} = 0$;
- 6) 大气为平静的,即不考虑风的影响;
- 7) 不考虑固定翼和四旋翼之间的气动干扰。

除以上假设条件外,本文设定如图2所示飞行任务剖面。以特定的飞行任务场景为背景,设计飞行控制律。

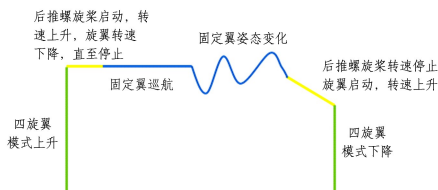


图2 飞行任务剖面

Fig.2 Mission profile

将飞行任务剖面分解成如下飞行任务场景:

- 1) 四旋翼向上起飞到高度 50 m;
- 2) 四旋翼悬停稳定飞机状态;
- 3) 四旋翼向固定翼等高切换;
- 4) 固定翼巡航, 滚转、偏航、俯仰姿态变化;
- 5) 固定翼无动力下降高度到 50 m;
- 6) 固定翼切换到四旋翼降落。

基于上述假设条件及飞行任务场景,建立飞机的动力学模型,考虑飞机在各飞行阶段受到重力、发动机推力、四旋翼升力及固定翼气动力¹⁾(见式(1)–式(5)),对飞机进行受力分析。

- 1) 重力

$$G^{[S_e]} = mg \quad (1)$$

- 2) 四旋翼升力

$$T^{[S_b]} = 4T_f \left(\frac{n}{1000} \right)^{T_{exp}} \quad (2)$$

- 3) 固定翼气动力

$$F_a^{[S_a]} = \begin{cases} -\frac{1}{2} \rho S_{ref} V_a^2 C_x \\ \frac{1}{2} \rho S_{ref} V_a^2 C_y \\ -\frac{1}{2} \rho S_{ref} V_a^2 C_z \end{cases} \quad (3)$$

$$\rho = -0.00012h + 1.225 \quad (4)$$

$$\begin{cases} C_x = C_{x0} + C_{\alpha} |\alpha| + C_{\delta_E} |\delta_E| \\ C_y = C_{y0} + C_{\delta_A} \delta_A + C_{\delta_R} \delta_R \\ C_z = C_{z0} + C_{\alpha} \alpha + C_{\delta_E} \delta_E \end{cases} \quad (5)$$

上述公式中的变量及参数定义见表2。

由于作用在飞机上的力和力矩共同决定着飞机的运动,为了实现对飞机运动状态的控制,就需要控制这些作用在飞机上的力和力矩,使它们按照所要求的规律进行改变。

在四旋翼模态上升阶段,四旋翼升力提供飞机整体升力,通过PID调节电机转速,控制飞机按照预设高度上升,具体控制逻辑如图3所示。

$$T = 4T_f \left(\frac{n}{1000} \right)^{T_{exp}} - mg \quad (6)$$

飞机上升到一定高度后,进入四旋翼悬停状态,四旋翼升力平衡重力,飞机飞行高度保持不变,即飞机保持悬停。

$$T = 4T_f \left(\frac{n}{1000} \right)^{T_{exp}} - mg = 0 \quad (7)$$

也即:

$$n = 1000 \left(\frac{mg}{4T_f} \right)^{\frac{1}{T_{exp}}} \quad (8)$$

四旋翼模态向固定翼模态切换,启动发动机为飞机提供水平推力,飞机在水平推力的作用下产生水平速度,水平速度导致机翼产生垂直方向的气动力为飞机提供升力。随着水平速度的加快,飞机所受垂直方向的气动升力升高,此时调节四旋翼电机转速使得四旋翼升力降低到零,飞机即由四旋翼模态切换为固定翼模态。等高切换状态的受力分析如图4所示,发动机推力与气动阻力的合力为飞机提供水平方向的拉力,四旋翼升力与气动升力的合力平衡飞机重力,使飞机保持等高。

¹⁾ S_g 为地面坐标系; S_b 为机体坐标系; S_a 为气流坐标系

表 2 变量及参数列表

Table 2 List of variables and parameters

变量	变量含义	参数值	单位
m	机体总重	27	kg
g	重力加速度	9.80616	m/s ²
T_f	螺旋桨拉力系数	1400	—
T_{exp}	螺旋桨拉力指数	2	—
S_{ref}	机翼参考面积	1.22	m ²
ρ	大气密度	—	kg/m ³
h	飞行高度	—	m
n	电机转速	—	rev/min
V_a	空气动力学速度	—	m/s
α	攻角	—	degree
δE	升降舵偏角	—	degree
δA	副翼偏角	—	degree
δR	方向舵偏角	—	degree
C_x	阻力系数	—	—
C_{x0}	阻力系数常数项	0.016	—
$C_{x\alpha}$	阻力系数对攻角的系数	0.15	1/rad
$C_{x\delta E}$	阻力系数对升降舵偏角的系数	0.05	1/rad
C_y	侧力系数	—	—
C_{y0}	侧力系数常数项	0	—
$C_{y\delta A}$	侧力系数对副翼偏角的系数	0	1/rad
$C_{y\delta R}$	侧力系数对方向舵偏角的系数	0	1/rad
C_z	升力系数	—	—
C_{z0}	升力系数常数项	1	—
$C_{z\alpha}$	升力系数对攻角的系数	5.23	1/rad
$C_{z\delta E}$	升力系数对升降舵偏角的系数	0.193	1/rad

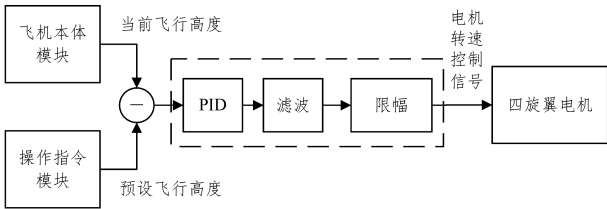


图 3 四旋翼电机转速的控制逻辑

Fig. 3 Control logic of four-rotor motor speed

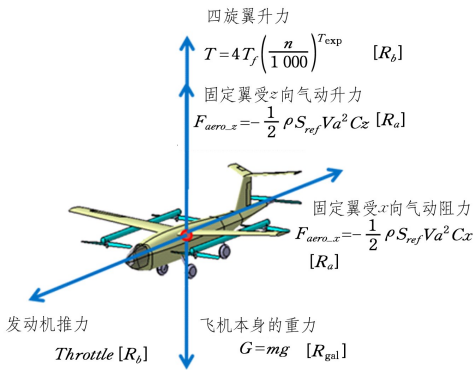


图 4 等高切换过程的受力分析

Fig. 4 Stress analysis of switching process

$$T + F_{aero_z} = G \quad (9)$$

$$4T_f \left(\frac{n}{1000} \right)^{T_{exp}} + \left(-\frac{1}{2} \rho S_{ref} V_a^2 C_z \right) = mg \quad (10)$$

也即：

$$n = 1000 \left(\frac{mg + \frac{1}{2} \rho S_{ref} V_a^2 C_z}{4T_f} \right)^{\frac{1}{T_{exp}}} \quad (11)$$

飞机进入固定翼巡航阶段,只受气动力作用,在气动力作

用下完成姿态变换,具体控制逻辑如图 5 所示。

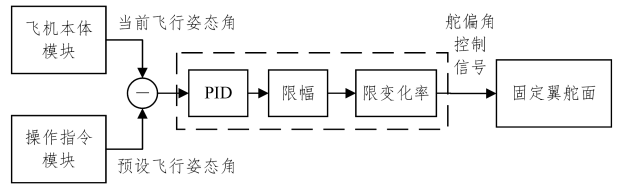


图 5 固定翼模态舵偏角的控制逻辑

Fig. 5 Control logic of deflection angle for fixed-wing

对于固定翼模态向四旋翼模态的切换,可以在固定翼模态下,采用扰流板、反浆控制等手段实现飞机的降高减速;当飞机进入低空低速状态时,启动四旋翼为飞机提供升力,完成飞机的降落过程。

2.3 仿真平台

MATLAB/Simulink 平台是一种能够对动态系统(包括连续系统、离散系统和混合系统)进行建模、仿真和综合分析的集成软件包,在基于数据流的控制系统设计方面具有明显优势,其控制系统工具箱可以实现 PID 控制器的自动调节及参数优化。本文基于 MATLAB/Simulink 平台搭建飞行控制律模型,完成控制逻辑建模及 PID 调参。

Amesim 平台是一种针对多学科领域的复杂系统建模与仿真平台,平台具备典型航空商业模型库,包括飞机六自由度模型、空气动力学模型、发动机模型、起落架模型等,在飞行建模仿真及被控对象建模仿真方面有突出优势。本文基于 Amesim 平台,利用航空商业模型库搭建飞机本体模型,完成被控对象建模。

以 MATLAB/Simulink 为主控软件,利用 Simulink 和 Amesim 之间的接口插件,进行控制律模型与飞机本体模型的闭环联合仿真,通过对飞机系统的建模与仿真实现对飞行控制律的快速设计与验证。

3 小型复合式无人机飞行控制律快速设计

基于以上总体方案,对小型复合式无人机飞行控制律进行快速设计。

3.1 建模

基于 2.2 节的分析推导,对复合式无人机的控制律进行建模,其逻辑架构如图 6 所示。飞行控制律模型接收外界输入的操纵指令及从本体模型传感器采集的飞行高度、速度、姿态角、舵偏角等飞行状态参数,经过一系列解算,向本体模型输出四旋翼电机转速控制信号和固定翼舵偏角控制信号。

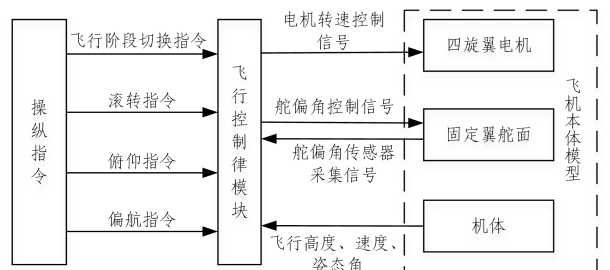


图 6 控制算法的逻辑架构

Fig. 6 Architecture of control algorithm

基于 MATLAB/Simulink 平台搭建详细的控制律模型,如图 7 所示。

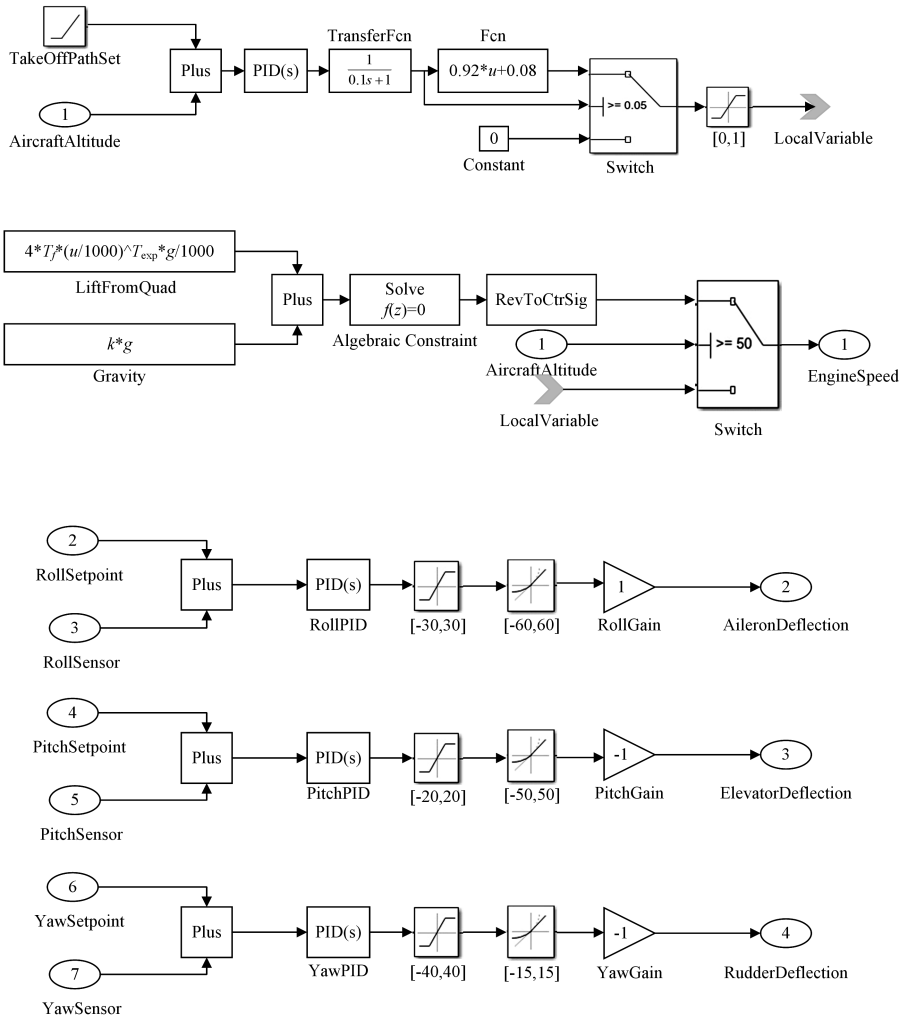


图 7 基于 MATLAB Simulink 平台搭建飞控模型

Fig. 7 Flight control model on MATLAB Simulink platform

3.2 调参

本文采用 PID 控制实现对四旋翼电机和固定翼舵面的控制。PID 原理公式如下：

$$H(s) = P + I \frac{1}{s} + D \frac{N}{1 + N \frac{1}{s}} \quad (12)$$

控制律设计的过程中, PID 调参往往需要反复迭代测试, MATLAB/Simulink 控制系统工具箱提供快速调参及参数优化工具, 利用 PID Tuner 工具可实现快速调参, 如图 8 所示。

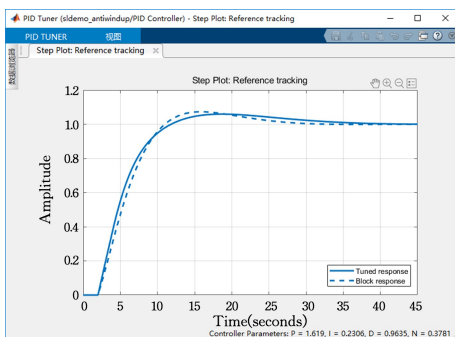


图 8 PID Tuner 快速调参

Fig. 8 Parameter debugging by PID Tuner

通过仿真及优化分析, 得到控制模型各 PID 模块的参数最优值, 如表 3 所列。

表 3 PID 模块的参数值

Table 3 Parameters of PID blocks

PID 模块	P	I	D
电机转速 PID 模块	2	1	1
升降舵调节 PID 模块	3	1.5	4
方向舵调节 PID 模块	0.02	5	0.1
副翼调节 PID 模块	0.5	0.1	0.2

4 小型复合式无人机飞行控制律快速验证

控制模型无法实现开环的自验证, 为对设计方案的快速验证, 需要建立被控对象模型。

基于 Amesim 平台, 利用商业模型库搭建飞机本体模型, 包括发动机模型、飞机六自由度模型、飞行动力学模型、四旋翼结构模型(螺旋桨、电机、电调、电池)、起落架模型, 其系统架构如图 9 所示。

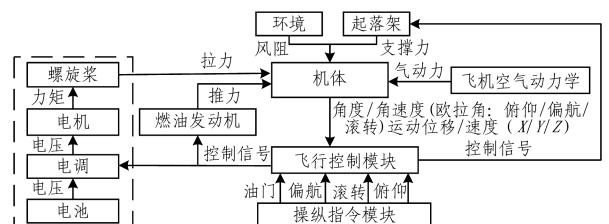


图 9 小型复合式无人机整机模型的系统架构

Fig. 9 System architecture of small compound UAV

基于系统架构,在 Amesim 环境下搭建飞机本体模型,与 MATLAB/Simulink 控制模型集成,进行闭环联合仿真。

配置初始飞行参数,设定飞行状态切换指令及姿态变换指令,如表 4 所列。

表 4 飞行状态切换指令及姿态变换指令

Table 4 Switching instruction for flight state and attitude

阶段	时间/s	飞行状态/姿态变化
1	0~10	地面停放
2	10~60	四旋翼模式起飞
3	60~70	四旋翼模式悬停
4	70~100	四旋翼模式向固定翼模式等高切换
5	100~670	固定翼模式巡航
(1)	170~200	滚转姿态变化(-9°)
(2)	310~350	偏航姿态变化(6°)
(3)	450~650	俯仰姿态变化(-7.7°)
6	650~870	固定翼模式降高降速
7	870~1000	四旋翼模式降落

仿真结果如图 10—图 13 所示。通过仿真实现全任务包线飞行过程:飞机初始状态为地面停放状态,利用四旋翼完成起飞并悬停于 50m 的高度,启动发动机推动飞机水平飞行;当固定翼可以完全提供升力后,关闭四旋翼电机,开始固定翼巡航,巡航过程中完成滚转、偏航、俯仰姿态变化;降落阶段首先降高、降速到低空、低速状态,在 50m 高度开启四旋翼电机使飞机悬停,飞机状态稳定后降落。仿真结果表明,飞机能够按照给定操纵指令完成飞行任务,飞行姿态可快速收敛。在四旋翼模式向固定翼模式的过渡阶段,无人机的飞行高度保持 50m 不变,飞行姿态稳定。

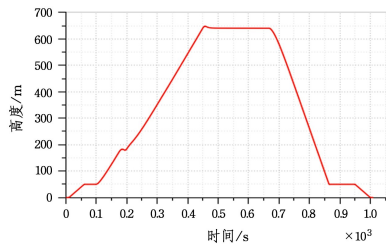


图 10 全飞行任务包线下飞行高度曲线

Fig. 10 Flight altitude curve under the whole mission profile

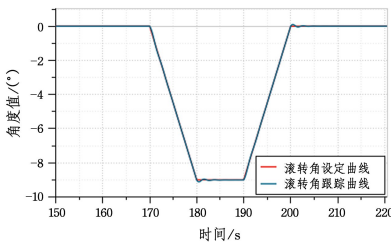


图 11 固定翼模式巡航阶段滚转角跟踪曲线

Fig. 11 Roll angle tracking curve in cruise phase for fixed-wing mode

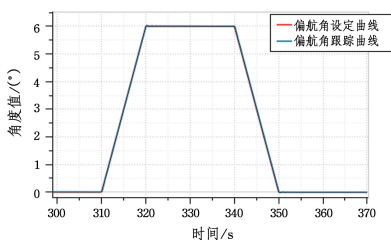


图 12 固定翼模式巡航阶段偏航角跟踪曲线

Fig. 12 Yaw angle tracking curve in cruise phase for fixed-wing mode

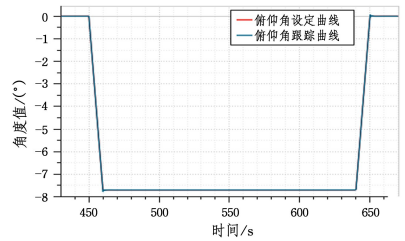


图 13 固定翼模式巡航阶段俯仰角跟踪曲线

Fig. 13 Pitch angle tracking curve in cruise phase for fixed-wing mode

对四旋翼模式向固定翼模式切换的过渡态进行仿真,图 14 为起飞过程中飞机飞行高度变化曲线及四旋翼升力与固定翼升力对比曲线。在 70~100s 时间段,飞机完成从四旋翼模式向固定翼模式的等高切换,固定翼升力与四旋翼升力相互补偿平衡重力。

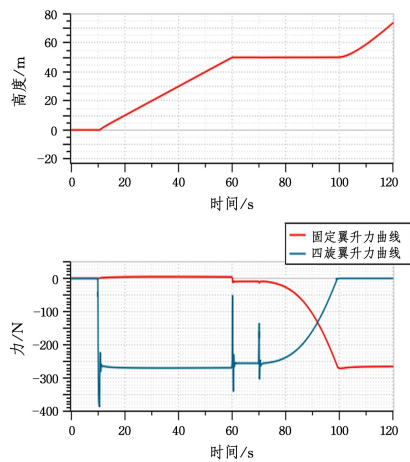


图 14 起飞过程四旋翼升力与固定翼升力对比曲线

Fig. 14 Comparison of quadrotor lift and fixed-wing lift during takeoff process

通过建模与仿真,对小型复合式无人机飞控设计方案进行快速迭代与验证,得到无人机飞行性能指标,如表 5 所列。

表 5 小型复合式无人机飞行性能仿真结果

Table 5 Flight performance simulation results of small compound

VTOL aircraft	
性能指标	值
最大起飞重量/kg	27
固定翼模式巡航高度/m	640
固定翼模式最大巡航速度/($m \cdot s^{-1}$)	35
四旋翼模式爬升率/($m \cdot s^{-1}$)	1
四旋翼模式向固定翼模式等高切换时间/s	30

结束语 本文提出了一种小型复合式无人机飞行控制律快速设计与验证的方法。首先,确定小型复合式无人机总体布局,并根据该布局方案设定飞行任务剖面;接着,以飞行任务为导向提出飞行控制律的设计方案,并基于 MATLAB/Simulink 平台搭建飞行控制律模型;然后,为完成对飞行控制律的仿真验证,基于 Amesim 平台搭建飞机本体模型,将控制律模型与本体模型集成,形成闭环联合仿真,反复迭代得到最优设计参数;最后,对仿真结果进行分析、总结与归纳,得到无人机飞行性能仿真结果。

通过本文的研究工作,得到以下结论:

(1) 基于 MATLAB/Simulink 平台对小型复合式无人机的飞行控制律进行建模与仿真,能够实现飞行控制律的快

速迭代设计。Simulink 作为一种可视化建模工具,在动态系统建模方面具有操作直观、便于迭代及早期测试的优势。

(2)基于 Amesim 平台构建飞机本体模型,与控制律模型联合仿真,能够实现对控制律的快速验证。Amesim 平台的航空商业模型库能够实现被控对象的快速建模,从而辅助设计方案的验证。

(3)本文的研究成果具有延伸性,对其他航空领域控制系统与被控对象的联合仿真与分析均可参考本文成果。

本文研究工作存在的问题及未来的研究方向如下:

(1)本文研究目标是探索飞行控制律的快速设计和验证方法,为了实现对方流程的研究,在对控制算法设计上做了一系列的假设和简化,比如忽略了四旋翼与固定翼之间的气动干扰,此类假设和简化与实际飞行场景存在偏差,如需对飞行控制律进行精确设计,需要进一步对算法进行优化。

(2)基于本文构建的模型还可以进一步对飞机能源方案进行权衡分析与优化。比如,对无人机采用独立动力系统还是油电混合动力系统进行方案的权衡分析,通过对不同能源方案的建模与仿真,分析出飞机总重与航程航时的最佳配置方案,为能源优化提供参考。

参 考 文 献

- [1] ZHANG X C, WAN Z Q, ZHANG Y Y, et al. Conceptual design of rotor and fixed wing compound VTOL aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016(1): 179-192.
- [2] ZHANG X C. Conceptual design of rotor and fixed wing combined VTOL UAV [D]. Beijing: Beihang University, 2014: 9-57.
- [3] HEGDE N T, GEORGE V I, NAYAK C G. Modelling and Transition flight control of Vertical Take-Off and Landing unmanned Tri-Tilting Rotor Aerial Vehicle[C]// 2019 3rd International conference on Electronics, Communication and Aerospace Technology (ICECA). IEEE, 2019: 590-594.
- [4] HEGDE N T, GEORGE V I, NAYAK C G. Modelling and Transition flight control of Vertical Take-Off and Landing unmanned Tri-Tilting Rotor Aerial Vehicle[C]// 2019 3rd International conference on Electronics, Communication and Aerospace Technology (ICECA). IEEE, 2019: 590-594.

- [5] JIANG Y Q. Research on Switched Fault Tolerant Control and Simulation Platform of VTOL aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [6] LIU C, LUO D C, ZHANG W X, et al. Control simulation technique of SVTOL aircraft [J]. Flight Dynamics, 2017, 35(5): 40-43, 52.
- [7] GU S F. Aircraft conceptual design[M]. Beijing: Beihang University Press, 2001.
- [8] WU S T. Flight Control System[M]. Beijing: Beihang University Press, 2013.
- [9] WUZ Z, WANG L, MA J P, et al. Design of Typical Quadrotor UAV Based on System Architecture [J]. Computer Science, 2019, 46(S2): 575-579.
- [10] TAO L. Design analysis and optimization for the civil aircraft hydraulic supply system based on AMESim[C]// 2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS), 2016: 890-894.
- [11] CHO H, JOO C. Performance analysis model development of flap control system using multi-domain analysis platform[C]// 2017 17th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS), 2017: 1401-1406.
- [12] ZHANG F, LYU X, WANG Y, et al. Modeling and flight control simulation of a quadrotor tailsitter vtol uav[C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2017: 1561.
- [13] TISCHLER M B. System identification methods for aircraft flight control development and validation[M]// Advances in Aircraft Flight Control. Routledge, 2018: 35-69.
- [14] WEINSTEIN R, HUBBARD J E, CUNNINGHAM M. Fuzzy modeling and parallel distributed compensation for aircraft flight control from simulated flight data [C]// 2018 Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2018: 3313.



TAN Si-yang, born in 1991, master. Her main research interests include system-simulation, model-based control system design and simulation.

(上接第 623 页)

- [13] CHEN M, YANG J, ZHU X, et al. Smart Home 2.0: Innovative Smart Home System Powered by Botanical IoT and Emotion Detection[J]. Mobile Networks and Applications, 2017, 22(6): 1-11.
- [14] PARK E, KIM S, KIM Y S, et al. Smart home services as the next mainstream of the ICT industry: determinants of the adoption of smart home services[J]. Universal Access in the Information Society, 2018, 17: 175-190.
- [15] ZAIDAN A A, ZAIDAN B B. A review on intelligent process for

smart home applications based on IoT: coherent taxonomy, motivation, open challenges, and recommendations[J]. Artificial Intelligence Review, 2020, 53: 141-165.



CHEN Guo-huo, born in 1978, master. His main research interests include communication information, computer system embedded system, Internet of things and cloud computing.