

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.10.010

无人直升机自主飞行的全数字仿真

陈睿璟, 刘晓飞, 罗珊

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 针对目前无人直升机控制方法无法自行决策、管理及诊断和自修复等问题, 对无人直升机自主飞行进行全数字仿真。以带主旋翼和尾桨的无人直升机为背景, 以其吹风试验获得的状态矩阵和控制矩阵为仿真模型, 设计无人直升机自主飞行时的控制律。以 VC++为开发环境, 对该无人直升机模型进行全数字仿真。仿真结果表明: 该方法合理可靠, 界面友好, 能实现飞行状态动态变化的实时监测。

关键词: 直升机; 模型; 自主; 控制律; 仿真

中图分类号: TJ85 **文献标志码:** A

Self Flight Digital Simulation of Unmanned Helicopter

Chen Ruijing, Liu Xiaofei, Luo Shan

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In view of the problem of the unmanned helicopter control method without self decisions, management, diagnosis and repairing ability, the self flight digital simulation of the unmanned helicopter is tested. The test is based on the unmanned helicopter with the main rotor and tail rotor. According to the state coefficient matrix and control coefficient matrix obtained by wind tunnel test, a self flight control law is designed to the simulation model. The digital simulation is made in the VC++ develop environment. The simulation result shows that the method is reasonable and reliable with friendly interface and the dynamic changes of flight status can be monitored in real time.

Key words: unmanned helicopter; model; self flight; control law; digital simulation

0 引言

无人直升机可以实现垂直起降、空中悬停、前后左右飞行等飞行动作, 可以完成固定翼无人机所不能完成的任务, 例如战场监视、炮兵弹着点的引导与修正、海上战术导弹的中继引导等。研究无人直升机飞行控制具有很广泛的军事用途^[1]。目前, 无人直升机的控制方式主要有遥控遥测和程序/指令控制, 控制方法比较落后。这 2 种方式在执行任务时都无法自行决策、管理及诊断和自修复, 在某些领域极大地限制了无人直升机的应用。直升机能够按确定的使命、原则, 在飞行中进行决策并自主执行任务尤为重要。笔者以 Visual C++为开发平台, 采用模块化思想对某型无人直升机模型进行了有效的自主飞行控制仿真, 为研究无人直升机自主飞行提供了具有工程意义的控制策略。

1 无人直升机仿真模型

无人直升机是静不定、多变量、强耦合、非线性、高阶、时变的复杂系统。相比于固定翼飞机, 带旋转桨叶的直升机启动环境要复杂得多^[2]。而且

直升机主旋翼、机身和尾桨之间、桨叶和桨叶之间都存在强烈的耦合, 很难准确地建立无人直升机数学模型。而由于模型的不精确和直升机本身的非线性, 使得直升机的控制难度要远远高于固定翼飞机。

飞机的转动由机体坐标轴系表示, 设直升机坐标系原点位于质心, 坐标与飞机固连, x 指向机头, z 竖直向下, y 轴由右手系决定^[3]。为确定飞机相对于地面的位置, 须采用地面坐标系, 原点 O_g 取飞机起飞点, $o_g x_g$ 轴指向飞行航线, $o_g y_g$ 轴在地平面内, 且垂直与 $o_g x_g$ 指向右方, $o_g z_g$ 垂直地面指向地心。

笔者以带主旋翼和尾桨的无人直升机为研究对象, 利用机身模型吹风试验得到的不同高度和飞行速度下无人直升机状态系数矩阵 A 和控制系数矩阵 B 建立状态方程。其状态方程表示为: $\dot{X} = AX + BU$ 。其中, A 为 9×9 的状态系数矩阵; B 为 9×4 的控制系数矩阵。 $X = [\theta, \psi, \phi, V_x, V_y, V_z, w_x, w_y, w_z]^T$, 各分量分别为俯仰角; 航向角; 滚转角, rad; 北向速度; 东向速度, m/s; 升降速度, m/s; 3 个方向上的角速度, rad/s。操纵

收稿日期: 2012-05-03; 修回日期: 2012-06-04

作者简介: 陈睿璟(1987—), 女, 江苏人, 在读硕士, 从事无人机飞行仿真控制律和视景显示研究。

量 $U = [\varphi_r, A, B, \varphi_r]^T$ ，各分量分别为总距；横向周期变距；纵向周期变距；尾桨距，(°)。

由吹风试验得到无人直升机速度分别为 0, 30, 60, 90, 120, 150, 180, 210, 240, 270 m/s 时的状态矩阵和控制矩阵。采用线性插值法实时获得各飞行速度下的模型用于仿真。该建模方法以大量的试验数据为依据，模型可靠性大，状态矩阵和控制矩阵也很好解决了状态量和控制量之间的耦合。九阶矩阵给计算机带来了一定的计算量，对计算机运算速率有一定要求，但该方法简单实用，可在工程实现中应用。

2 自主飞行控制律设计

2.1 自主飞行模式

在自主飞行控制模式下，无人直升机可以在自主导航系统的编程轨迹程序与航迹规划程序的控制下，在未知区域内超视距自主飞行^[4]。无人直升机的飞行轨迹与飞行任务预先装订在仿真程序的一个类里面，由航迹规划算法给出最佳轨迹数据发送给姿态控制模块。该任务模式一般不包括直升机的起飞与着陆控制。自主导航控制的指令一般采用离散指令方式实现。在该任务模式下，操纵手仍可以随时对飞行航迹实行修正与控制，并可随时中断自主飞行，转入手动控制模式。

2.2 控制律设计

在自主飞行模式下，数字式飞行控制需完成以下的控制任务：1) 需要调整无人直升机的阻尼特性，变不稳定、不可控的被控对象为稳定、可控的操纵对象；2) 在满足直升机稳定可控的前提下，利用模型解算出来的姿态角构成姿态闭环控制回路，改善无人直升机的操纵延迟性、操纵反复性和操纵协调性，消除由飞行力学等原因导致的直升机反应迟钝或太快等操纵不足；3) 利用模型解算出的升降速度，对时间进行积分，得到飞行高度对直升机进行飞行高度反馈控制，使直升机具有高度保持飞行的能力；4) 分别对北向、东向和升降速度积分得到位置信息，使直升机能按预先设定的飞行轨迹，实现自主导航飞行。综上所述，在自主模式下，主要包括航向控制、俯仰滚转控制、高度控制和自主导航与航迹控制。

2.2.1 航向控制

在飞行过程中，需要航向保持回路保持设定航向的飞行控制，由模型解算的航向信号被用于闭环

控制，解算出的尾桨距作为模型输入，使直升机的航向可以保持在设定的航向上。在直升机大角度转向时，由方程解算出当时姿态下的航向值。在航向控制回路切入工作时，航向保持控制回路开始工作，使直升机沿着设定的航线飞行。当断开航向控制回路时，直升机航向不保持。

2.2.2 俯仰与滚转姿态控制

模型解算的俯仰与滚转姿态角通过数字闭环控制器将这 2 个信号与俯仰和滚转给定信号综合后输出相应的控制信号，保持直升机的姿态位置。由于俯仰与横滚 2 个通道具有较强的耦合作用，采用反馈和前馈复合控制规律实现解耦控制是关键环节。

2.2.3 高度控制

飞行高度的反馈信号由模型解算出的升降速率积分得到，高度控制的精度主要取决于计算机定时器的精准以及模型机的可行性。

2.2.4 自主导航与航迹控制

自主导航与航迹控制由 VC++工程文件中独立的控制类来完成，该类从预先装订的导航数据获得指令，导航数据主要包括待飞航点、航点东向坐标、航点北向坐标和飞行高度等。将直升机当时的位置信号由人工智能控制算法完成导航控制解算，产生无人直升机的航向和姿态指令，由航向和姿态控制回路完成控制，如图 1 所示。

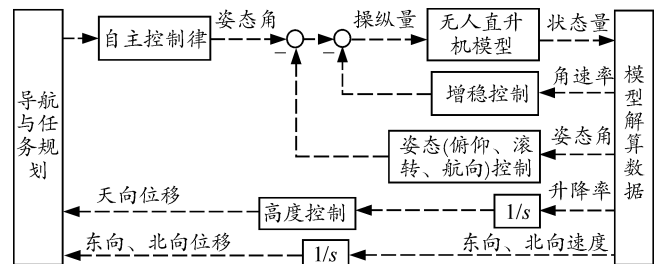


图 1 控制原理图

3 无人直升机控制仿真

3.1 仿真参数设置

飞行仿真前，利用文本文档在工程文件中预先装订自主飞行航迹，内容包括航点、横向坐标、纵向坐标、飞行高度和转弯半径，飞行航迹可自行设计，笔者给出了一种简单的飞行轨迹，如图 2 所示，该曲线为俯视航迹图，不包括高度方向。其中，飞机由航点 1 起飞，飞过航点 9 开始降落，最终回到航点 1。整个飞行过程中包括爬升、滚转、转向、悬停、下滑等动作。