

自研软翼无人机自主飞行控制与仿真研究

齐俊桐¹, 刘金达², 尚红³, 杨丽英¹, 梅森¹, 韩建达¹

(1.中国科学院沈阳自动化研究所, 沈阳 110015; 2.东北大学, 沈阳 110819; 3.中国地震应急搜救中心, 北京 100049)

摘要: 软翼无人机由柔性冲压式翼伞通过绳索悬挂带有动力发生装置的无人车构成。由于软翼无人机自身的特殊结构, 使之存在附加质量、柔性结构以及内部相对运动, 这给软翼无人机数学建模和自主飞行控制的研究带来很大障碍。基于数学模型的自主飞行控制器设计, 可以低成本、高效率地获取无人机自主飞行控制算法。基于自行研制的软翼无人机实体系统, 建立了 6 自由度数学模型, 设计了自主飞行控制器和视景仿真系统, 实现了对软翼无人机的数值和视景的联合仿真, 并通过航迹点飞行仿真验证了自主飞行控制器和视景仿真系统的有效性。

关键词: 软翼无人机; 数学模型; 自主飞行控制; 视景仿真

中图分类号: V41 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2015) 12-2988-10

DOI:10.16182/j.cnki.joss.2015.12.016

Autonomous Flight Control and Simulation Study of Independent Developed Soft-wing UAV

Qi Juntong¹, Liu Jinda², Shang Hong³, Yang Liying¹, Mei Sen¹, Han Jianda¹

(1. Shenyang Institute of Automation (SIA), Chinese Academy of Sciences (CAS), Shenyang 110015, China;

2. Northeastern University, Shenyang 110819, China; 3. National Earthquake Response Support Service, Beijing 100049, China)

Abstract: Soft-wing UAV is composed of ram air parafoil hanging powered vehicle with ropes. The special structure of soft-wing UAV makes it possess apparent mass, flexible structure and relative motions, which are the difficulties of modeling and controlling of soft-wing UAV. Autonomous flight controller design method based on mathematical model can low-costly and high-efficiently achieve control algorithms for UAV. Based on the physical parameters of the self-designed soft-wing UAV, a 6 DOF mathematical model was built. A flight controller and visual simulation system was designed. By using the trajectory points simulation, the numerical and visual simulation was synchronously realized which indicated the validation of this flight controller and visual simulation system.

Keywords: soft-wing UAV; mathematical model; autonomous flight control; visual simulation

引言

软翼无人机, 由柔性冲压式翼伞通过绳索悬挂带有动力发生装置的无人车构成, 因其结构简单、成本低, 且负载比重大, 非常适合空中长时间滞空搜索以及灾后物资的自动运送。软翼无人机对起

飞、降落场地要求低, 起飞距离短, 起飞方式简单多样, 在环境探测、侦察监视、输电线路放线以及灾害监测等领域也有着广泛的应用前景。但由于软翼无人机空气动力学平面柔性特征以及与机体非刚性连接的特点, 使之存在附加质量、柔性结构以及内部相对运动, 这给软翼无人机的深入研究带来很大障碍。21 世纪初, 美国、日本等发达国家率先开展了软翼无人机的研究, 在数学建模和飞行试验等方面取得了一定进展。国内该方向研究刚刚开展, 中国科学院沈阳自动化研究所针对软翼无人机



收稿日期: 2014-05-13 修回日期: 2014-08-31;
基金项目: 863 项目(2011AA040202); 国家自然科学基金项目(61433016);
作者简介: 齐俊桐(1981-), 男, 天津, 博士, 研究员, 研究方向为机器人自主控制; 刘金达(1989-), 男, 河北辛集, 硕士, 研究方向为软翼无人机自主控制。

http: www.china-simulation.com

• 2988 •

开展了包括平台构建、建模与控制、仿真与飞行验证等系统化的工作。

由于软翼无人机数学建模研究尚未成熟, 而进行自主飞行控制算法研究时要以数学模型为基础, 这使得国内外对软翼无人机自主飞行控制算法的相关研究也非常少。2007 年, 日本的 Masahito W. 对软翼无人机线性模型进行了高度保持控制研究^[1]; 2010 年, 周红新对软翼无人机非线性模型进行了航向控制研究^[2]。目前, 软翼无人机主要靠遥控器或地面站进行遥控控制, 尚未实现自主飞行控制, 该方面的研究也亟待开展。

本文基于自行研制的软翼无人机实体系统, 首先建立了软翼无人机 6 自由度数学模型, 然后设计了自主飞行控制器, 并进一步设计了基于 FlightGear 的软翼无人机视景仿真系统, 最终通过航迹点飞行仿真验证了自主飞行控制器的控制效果以及视景仿真系统的运行效果。

1 软翼无人机 6 自由度数学模型

本文结合自行研制的软翼无人机实物, 如图 1 所示, 考虑冲压式翼伞附加质量对软翼无人机整体空气动力学的影响^[3], 运用经典牛顿力学与运动学方程, 建立了软翼无人机 6 自由度数学模型^[4]。图 2 展示了软翼无人机冲压式翼伞的结构、坐标系和参数表示, 相应的实际物理参数见表 1。

软翼无人机数学模型建立前, 先做如下假设:

- (1) 翼伞的压心和质心重合, 且位于翼伞纵向中线前缘 1/4 处;
- (2) 翼伞是轴向对称的, 充满空气后的翼伞形状固定, 后缘除外;
- (3) 翼伞与无人车通过刚性连接成为一个无相对运动的整体;
- (4) 地球的重力加速度为常数, 忽略地球的哥氏加速度和曲率影响。

定义大地为惯性坐标系, 记为 $\sum_i (X_i, Y_i, Z_i)$, 以软翼无人机系统的质心 O 为原点建立机体坐标系 $\sum_b (X_b, Y_b, Z_b)$, 以冲压式翼伞的压心为原点

建立气流坐标系 $\sum_a (X_a, Y_a, Z_a)$ 。

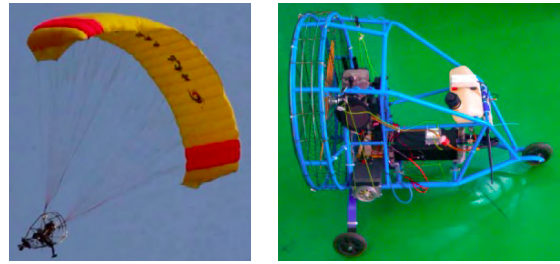


图 1 自行研制的软翼无人机与无人车

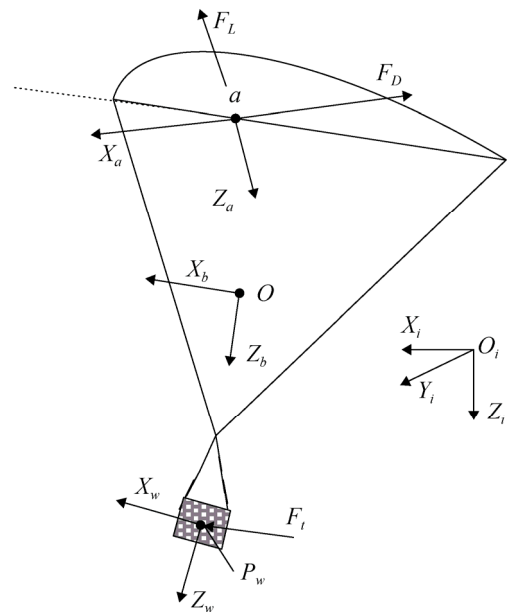


图 2 软翼无人机参考坐标系与主要受力示意图

表 1 软翼无人机主要物理参数

测量项目	数值	测量项目	数值
无人车质量 m_p /kg	20	弦长 c /m	1.66
翼伞质量 m_c /kg	2.4	展长 b /m	5.92
翼伞面积 S /m ²	9.83	厚度 e /m	0.22
吊绳长度 l /m	3.84	展弦比 AR	3.6

1.1 软翼无人机受力方程

软翼无人机整体要受到自身重力 F_g , 气动力 F_a , 耦合力 F_b 和无人机车发动机推力 F_t 向量作用, 故软翼无人机所受合力为:

$$F = F_g + F_a + F_b + F_t \quad (1)$$

其中: $F_g = mg[-\sin\theta \quad \sin\phi\cos\theta \quad \cos\phi\cos\theta]^T$ (2)

$$F_a = -0.5\rho V^2 S T_{AB} [C_D \ C_Y \ C_L]^T \quad (3)$$

$$F_b = -m S_w [u \ v \ w]^T - S_w [m_{app} ([u \ v \ w]^T - S_{rop} [p \ q \ r]^T)] \quad (4)$$

$$F_t = Thr [\cos \mu \ 0 \ \sin \mu] \quad (5)$$

以上各式中， ϕ, θ, ψ 为软翼无人机的横滚角，俯仰角，偏航角； $V = [u \ v \ w]^T$ 为软翼无人机的飞行速度矢量； $w = [p \ q \ r]^T$ 为角速度矢量； S 为冲压式翼伞上表面的表面积； ρ 为大气密度； g 为重力加速度； m 为软翼无人机的总质量； m_{app} 为翼伞的附加质量； T_{AB} 为气流坐标系到体坐标系转换矩阵^[5]； S_w 为角速度的交叉乘积矩阵； S_{rop} 为系统质心 O 到系统俯仰中心 P 的矢径交叉乘积矩阵^[6]； C_D, C_Y, C_L 为软翼无人机的阻力，侧向力和升力系数； Thr 为有动力无人车发动机产生的推力， μ 为发动机的倾斜角。

$$T_{AB} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$m_{app} = \begin{bmatrix} m_{a.11} & 0 & 0 \\ 0 & m_{a.22} & 0 \\ 0 & 0 & m_{a.33} \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中： $m_{a.11} = \rho \pi b^2 t / 8$ ； $m_{a.22} = 0$ ； $m_{a.33} = \rho \pi c^2 t / 8$ ； b 为翼伞的展长； c 为弦长； $t = 0.18c$ 。

1.2 软翼无人机电矩方程

软翼无人机整体所受的力矩有气动力矩 M_a ，发动机推力气矩 M_t ，以及耦合力矩 M_b ，故所受的合力矩为

$$M = M_a + M_t + M_b \quad (8)$$

$$\text{其中：} M_a = S_{roa} F_a \quad (9)$$

$$M_t = S_{ropw} F_t \quad (10)$$

$$M_b = -S_w I_w \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + S_v m_{app} S_{rop} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + S_w S_{rop}^T m_{app} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} - S_w I_{app} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中： S_{roa} 为系统质心 O 到翼伞压心 a 的矢径交叉

乘积矩阵； S_{ropw} 为系统质心 O 到无人车质心 P_w 的矢径交叉乘积矩阵； S_v 为速度矢量的交叉乘积矩阵； I_w 为软翼无人机的整体转动惯量； I_{app} 为附加转动惯量。

1.3 软翼无人机电动力学方程

软翼无人机的动力学方程可以根据动量和动量矩定理来得到。软翼无人机总的动量和动量矩由两部分组成，一部分是由真实质量产生，另一部分是由附加质量产生^[6]。

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ B_{21} & B_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F \\ M \end{bmatrix} \quad (12)$$

其中： B_{11} 为软翼无人机整体质量与翼伞附加质量的和； B_{22} 为软翼无人机转动惯量与翼伞附加转动惯量的和； B_{12} 与 B_{21} 为软翼无人机系统的耦合项^[8]。

1.4 软翼无人机电运动学方程

软翼无人机的数学模型由 6 自由度方程来表示，即软翼无人机的三轴姿态角和三轴惯性位移。

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = T_{IB}^T \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中： T_{IB} 为大地惯性坐标系到机体坐标系的转换矩阵。

1.5 非线性模型解耦和线性化

上文中得到的软翼无人机 6 自由度非线性模型在平衡状态下拥有纵向对称性，纵向运动和横侧向运动耦合度较小，故借鉴固定翼飞机的建模方法，将其解耦为纵向运动模型和横侧向运动模型，并在平衡点 X_0 处利用小扰动分析法得到纵向和横

侧向线性模型。

$$X_0 = [3, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 14, 0]$$

软翼无人机纵向运动的状态量包括前向速度 u , 垂向速度 w , 俯仰角速度 q , 以及俯仰角 θ ; 纵向运动的输入量有发动机推力 Thr 和操控绳同步下拉输入 δ_s , 其纵向运动线性模型的状态空间表示如下 :

$$\dot{X}_{lg} = A_{lg} X_{lg} + B_{lg} U_{lg}$$

$$X_{lg} = [u \ w \ q \ \theta]^T$$

$$U_{lg} = [Thr \ \delta_s]^T$$

软翼无人机横侧向运动状态量包括侧向速度 v , 滚转角速度 p , 偏航角速度 r , 滚转角 ϕ , 偏航角 ψ ; 横侧向运动输入量为 δ_a , 故横侧向运动线性模型的状态空间表示如下 :

$$\dot{X}_{la} = A_{la} X_{la} + B_{la} U_{la}$$

$$X_{la} = [v \ p \ r \ \phi \ \psi]^T$$

$$U_{la} = \delta_a$$

2 软翼无人机自主飞行控制

线性二次型最优控制^[9], 可以同时计算整个线性系统的控制增益, 控制器设计效率高; 可以得到最优的控制器参数, 有较好的鲁棒性和动态特性; 可以通过调节状态量的权重矩阵, 使其他变量得以小幅、快速趋于稳定。本文基于软翼无人机 6 自由度纵向和横侧向线性模型, 采用线性二次型最优控制算法分别设计了软翼无人机纵向和横侧向控制器, 并在已实现纵向和横侧向内环姿态控制的基础上设计了飞行高度控制器。

2.1 纵向控制器设计

软翼无人机纵向控制器内含两个控制回路, 即俯仰角控制回路和前向速度控制回路^[9]。俯仰角和前向速度控制是将软翼无人机视为刚体绕体坐标系 OZ_b 轴的纵向俯仰运动控制和将其视为质点的速度控制。

软翼无人机纵向控制输入有两个, 即发动机推

力 Thr 和操控绳同步下拉输入 δ_s 。二者的控制通道间存在比较强的耦合, 二者输入的变化对软翼无人机纵向状态变量 u 和 θ 都会产生影响。然而, 经过实际遥控飞行试验以及数学模型分析, 共同发现: δ_s 对软翼无人机前向速度 u 影响比重较大, Thr 对俯仰角 θ 影响比重较大。因此, 在对软翼无人机进行纵向飞行控制器设计时, 要充分考虑到这一点, 以便于对加权矩阵参数的选取。

对于软翼无人机纵向控制, 主要就是实现对前向速度 u 和俯仰角 θ 的自主控制, 相应的纵向运动线性二次型最优控制系统框图如图 3 所示。

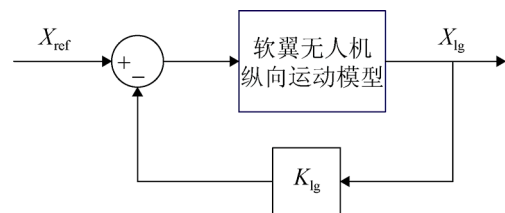


图 3 软翼无人机纵向控制系统结构图

2.2 横侧向控制器设计

软翼无人机横侧向运动主要有滚转运动和偏航运动, 而其横侧向控制输入却只有一个, 即操控绳异步下拉输入 δ_a , 该输入是用于控制偏航角 ψ 的^[11]。对于软翼无人机的横侧向控制主要是完成偏航运动来改变飞行航向。由于软翼无人机的偏航运动与滚转运动存在较大耦合, 所以控制航向时必然会导致软翼无人机产生滚转运动。但是, 软翼无人机的滚转运动又是不可控的, 这样对于经典控制方法很难保证在进行航向控制时不会产生较大的滚转运动, 从而导致软翼无人机系统的不稳定。采用线性二次型最优控制算法设计控制器参数时, 充分考虑了软翼无人机横侧向各个状态量的权重, 因此可以保证软翼无人机横侧向控制系统的稳定性和可靠性。

对于软翼无人机横侧向控制, 主要就是实现对偏航角 ψ 的自主控制, 相应的横侧向线性二次型最优控制系统框图如图 4 所示。

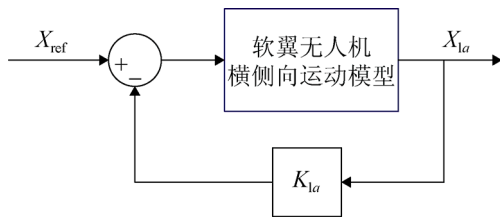


图 4 软翼无人机横向控制系统结构图

2.3 飞行高度控制器设计

高度控制回路是将软翼无人机视为质点,研究其质心在大地惯性坐标系中的轨迹运动。因为俯仰角、前向速度以及滚转角等变量的变化都会导致飞行高度的变化,所以软翼无人机的高度控制应在保证已实现对俯仰角、前向速度和偏航角等内环状态量控制的前提下,再设计高度控制回路。对于高度控制属于软翼无人机自主飞行控制的外环控制部分,可以视为是单输入单输出的系统,系统内部就是已经设计好的纵向控制系统和横侧向控制系统,因此采用经典的 PID 控制便可以方面地实现对高度的控制。

在软翼无人机高度控制中,PID 高度控制器的输入为高度偏差信号,输出则作为上一节中俯仰角与前向速度控制系统中俯仰角的参考输入,从而构成了软翼无人机高度控制系统。软翼无人机高度控制系统结构见图 5。

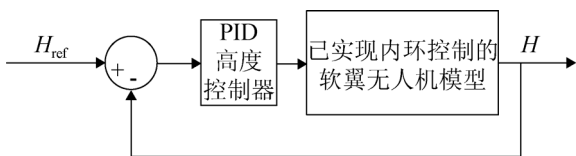


图 5 软翼无人机高度控制系统结构图

3 软翼无人机视景仿真系统设计

视景仿真系统既可以实时接收飞行器仿真的飞行状态数据进行实时的三维可视化仿真,也可以利用实际飞行试验的历史数据进行飞行状态复现。视景仿真系统的系统结构主要由飞行数据接收模块、视景仿真模型库和飞行仿真模块构成。飞行数据接收模块接收飞行器的仿真或实际飞行的状态

数据给视景仿真模型库中的飞行器模型,然后飞行仿真模块启动对飞行器模型以及外围环境的仿真。

本文采用 FlightGear 作为软翼无人机视景仿真系统的设计平台,完成了软翼无人机的视景仿真系统构建,实现了软翼无人机飞行状态的可视化动态模拟。基于 FlightGear 的软翼无人机视景仿真系统的系统结构如图 6 所示。

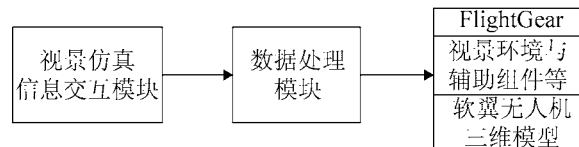


图 6 软翼无人机视景仿真系统结构图

3.1 视景仿真系统的信息交互

软翼无人机飞行状态数据的接收需要设计特定的信息交互模块,用以驱动软翼无人机三维模型进行飞行状态的可视化模拟。

TCP/IP 协议是一种面向有连接的通信方式,数据不易丢失,但占用资源大;UDP 协议是一种面向无连接的通信方式,数据传输时不需要了解对方的状态就可以直接传递数据,传输速率快且占用资源少^[12]。针对本文建立的软翼无人机视景仿真系统是结合软翼无人机 MATLAB 动力学模型与 FlightGear 在同一台计算机上运行,它们之间通过内部 IP(127.0.0.1)进行数据通讯,数据传输可靠性得以保障,所以本文选用高实时性的 UDP 通信协议来实现软翼无人机数学模型与 FlightGear 间的信息交互。

3.2 视景仿真系统的数据处理

飞行器必备飞行状态数据包括三轴位置信息(经度、纬度、海拔)和三轴姿态信息(俯仰角、滚转角、偏航角)。而不同的飞行状态数据可能使用不同的参考坐标系,因此在设计视景仿真系统时还要注意各个子系统在信息交互时进行必要的坐标变换。

对于 6 自由度的软翼无人机,需要接收的飞行状态数据有三轴位置和姿态信息。数学模型解算出

来的位置信息表示是基于“北东地”地面坐标系的,要转换到“经纬度海拔”地理坐标系,需要相应的坐标变换。高斯投影算法可以方便实现地理坐标与平面直角坐标的正算和反算。本文采用高斯投影反算,在视景仿真系统中建立了一个相应的坐标转换模块。

3.3 视景仿真系统的三维模型设计

飞行视景仿真系统的模型主要包括飞行器视景环境模型和飞行器三维模型两部分构成。飞行器视景环境模型,主要指飞行场景、机场、跑道、声音等。对于飞行器三维模型的设计,通常采用专业的三维模型制作软件进行设计,然后导入视景仿真系统,本文采用 AC3D 完成对软翼无人机三维模型的设计(如图 7 所示)。

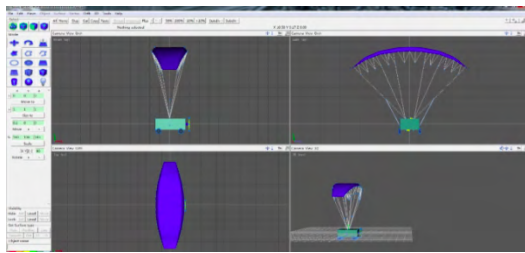


图 7 AC3D 制作软翼无人机三维模型界面

AC3D 是一款跨平台的商业三维模型制作软件,提供了一系列针对低细节模型的优化工具。AC3D 设计模型的元素类型包括顶点、曲线、材料、对象和纹理。而模型中最重要的元素是“对象”,仿真程序通过“对象”控制模型的动作。使用 AC3D 完成对软翼无人机三维模型的设计后,便可以直接导入 FlightGear 中,并通过 XML 文件实现对软翼无人机三维模型的基本配置,包括软翼无人机的动作、位置以及姿态变化等方面。

4 软翼无人机仿真验证

4.1 软翼无人机自主飞行控制数值仿真

通过对引入自主飞行控制器的软翼无人机数学模型进行数值仿真,可以获得软翼无人机的飞行姿态等信息,便于进一步实现视景仿真。

(1) 纵向控制

根据纵向运动线性二次型最优控制系统框图,图 3 所示,选取的相应纵向状态变量和输入向量的加权矩阵 Q_{lg} 和 R_{lg} 分别为:

$$Q_{lg} = \text{diag}([0.81 \ 0 \ 3 \ 4.8])$$

$$R_{lg} = \text{diag}([0.0000000001 \ 0.001])$$

此时软翼无人机纵向运动最优反馈增益矩阵 K_{lg} 可以通过求解黎卡提方程获取:

$$K_{lg} = 10000 \times \begin{bmatrix} 2.910 & 0.012 & 16.429 & 20.637 \\ -0.003 & 0.000 & 0.002 & 0.002 \end{bmatrix}$$

软翼无人机初始状态为平衡点 X_0 , 此时俯仰角 θ 为 0.14 rad。在第 10 s 钟时,给定俯仰角 θ 的期望为 0.2 rad,如图 8 所示,为相应的俯仰角 θ 的变化曲线;图 9 表示的是此过程中前向速度 u 的变化;图 10 表示的是垂向速度 w 和俯仰角速度 q 的变化情况。俯仰角 θ 在第 20 s 时,达到期望值 ($0.2 \pm 2\%$),响应时间为 10 s,无超调,此时其他状态量的变化幅度很小,满足控制器设计要求。

下面是对前向速度 u 的控制仿真。初始前向速度 u 为 3 m/s。第 10 s 钟给定前向速度 u 的期望为 5 m/s,图 11 和图 12 分别为前向速度 u 的阶跃响应曲线和此过程中垂向速度 w 的变化曲线;图 13 表示的是俯仰角 θ 和俯仰角速度 q 的变化情况。前向速度 u 在第 22 s 时达到期望值 ($5 \pm 2\%$),响应时间为 12 s,超调量为 1.97%,满足控制要求。

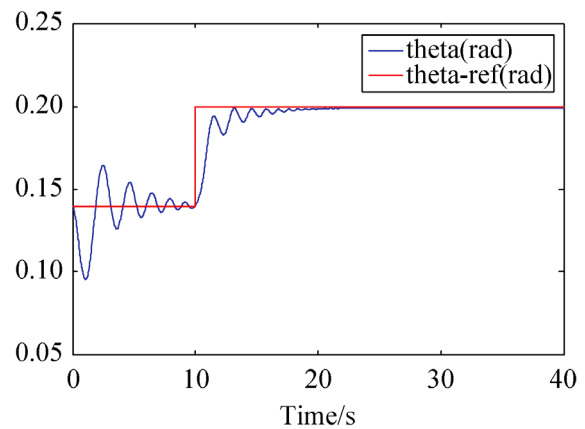


图 8 俯仰角控制变化曲线

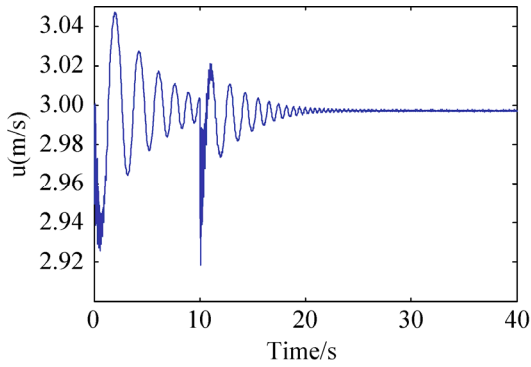


图 9 前向速度变化曲线

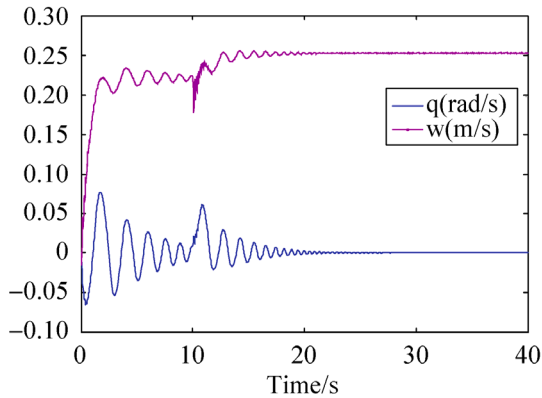


图 10 垂向速度和俯仰角速度变化曲线

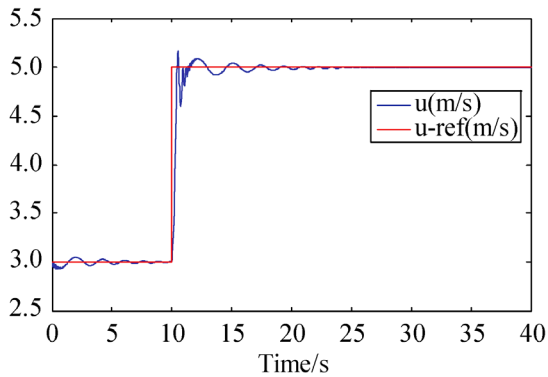


图 11 前向速度控制变化曲线

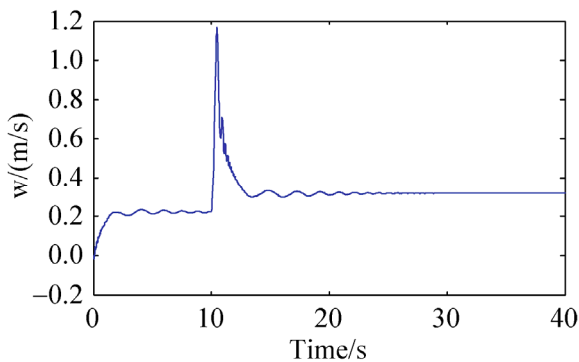


图 12 垂向速度的变化曲线

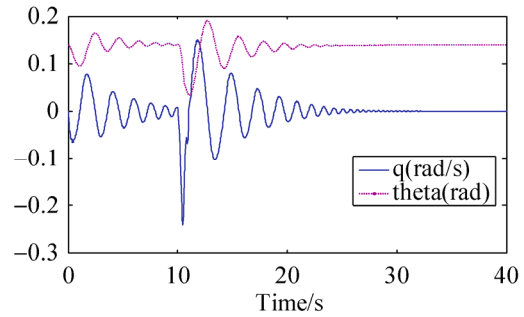


图 13 俯仰角和俯仰角速度变化曲线

(2) 横测向控制

根据横侧向线性二次型最优控制系统框图,图 4 所示,选取的相应的横侧向状态变量和输入向量的加权矩阵 Q_{la} 和 R_{la} 分别为:

$$Q_{la} = \text{diag}([0.51 \ 0.52 \ 15 \ 0.3 \ 25])$$

$$R_{la} = 0.06$$

此时软翼无人机横侧向运动最优反馈增益矩阵 K_{la} 可以通过求解黎卡提方程获取:

$$K_{la} = [-0.2839 \ 3.3545 \ 15.5845 \ 5.0392 \ 20.4124]$$

软翼无人机的偏航角控制器是在横侧向运动模型中设计完成的。软翼无人机初始状态为平衡点 X_0 , 此时偏航角 ψ 为 0。在第 10 s 时, 给定偏航角 ψ 的期望为 0.2 rad, 如图 14 所示, 为相应的偏航角 ψ 的变化曲线; 图 15 表示的是此过程中侧向速度 v 的变化; 图 16 表示的是滚转角 ϕ 、滚转角速度 q 和偏航角速度 r 的变化情况。偏航角 ψ 在第 34 s 时, 达到期望值(0.2+2%), 响应时间为 24 s, 有 4.67% 的超调量, 此时其他状态量变化幅度很小, 满足控制要求。

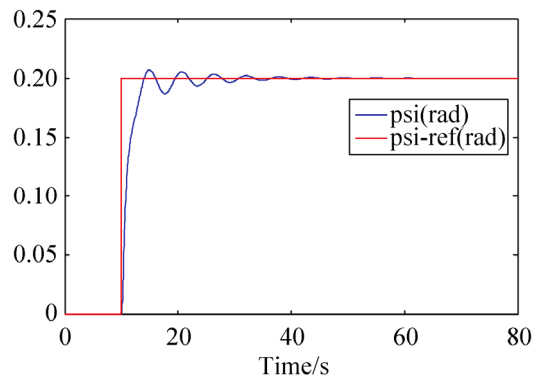


图 14 偏航角控制变化曲线

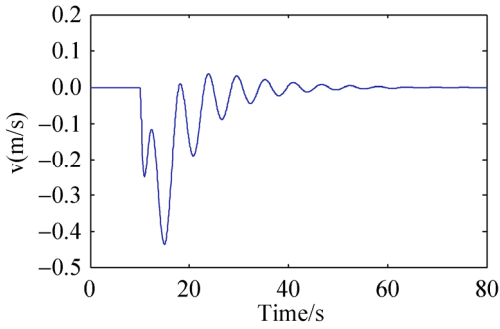


图 15 侧向速度的变化曲线

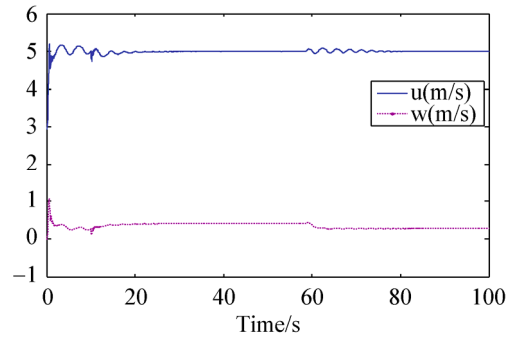


图 18 前向和垂向速度变化曲线

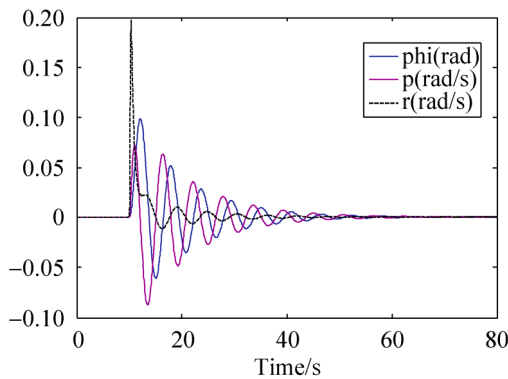


图 16 滚转角、滚转角速度和偏航角速度变化曲线

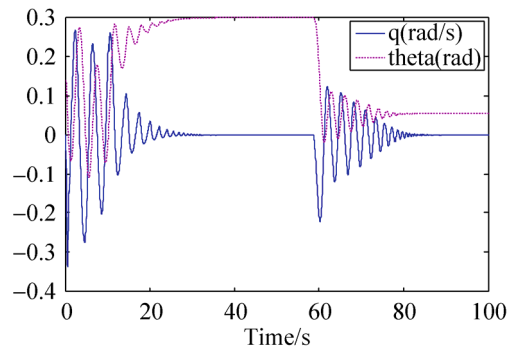


图 19 俯仰角和俯仰角速度变化曲线

(3) 飞行高度控制

根据软翼无人机高度控制系统结构, 如图 5 所示, 软翼无人机初始状态为平衡点 X_0 , 此时所在高度 H 为 300 m。在第 10 s 时, 给定高度 H 的期望为 350 m, 如图 17 所示, 为相应的高度 H 的变化曲线; 图 18 表示的是此过程中前向速度 u 和垂向速度 w 的变化; 图 19 表示的是俯仰角 θ 和俯仰角速度 q 的变化情况。高度 H 在 61 s 时, 达到期望值 (350 ± 0.5) , 响应时间为 51 s, 有 0.57% 的超调量, 完全满足控制要求。

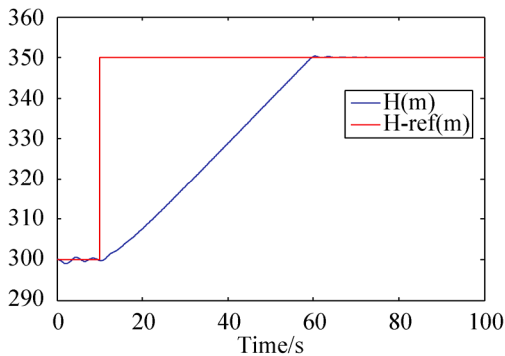


图 17 高度控制变化曲线

4.2 软翼无人机航迹点飞行数值仿真

在仿真验证中, 软翼无人机进行了如图 20 所示的航迹点飞行。

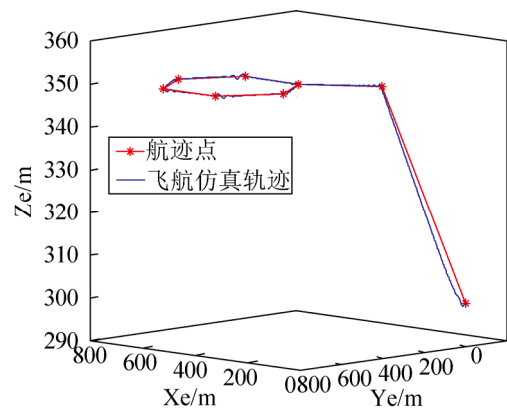


图 20 航迹点飞行曲线

软翼无人机从初始位置 $(0,0,300)$, 首先飞至 350 m 高度, 然后保持在该飞行高度, 进行了依次寻航迹点飞行。图 21~24 分别展示了在该仿真时间内, 软翼无人机俯仰角 θ , 前向速度 u , 偏航角 ψ 和飞行高度 H 的状态变化。该过程中, 通过与参

考值(红色曲线)的对比,发现俯仰角 θ , 前向速度 u , 偏航角 ψ 和飞行高度 H 的响应时间短、稳定速度快,满足飞行控制器要求。通过航迹点飞行仿真,进一步验证了软翼无人机自主飞行控制器的有效性,为实际自主飞行控制算法的选择提供了参考。

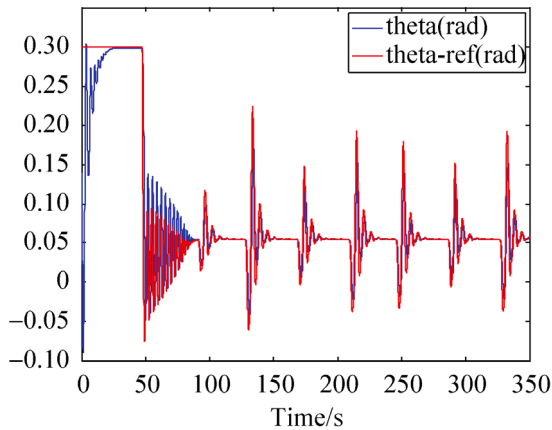


图 21 航迹飞行俯仰角变化曲线

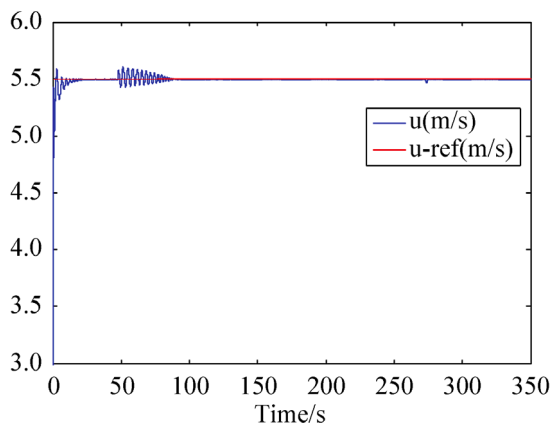


图 22 航迹飞行前向速度变化曲线

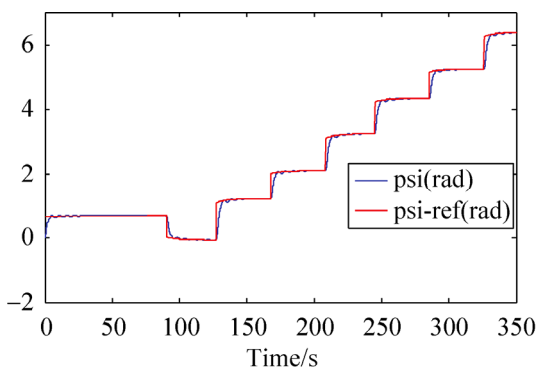


图 23 航迹飞行偏航角变化曲线

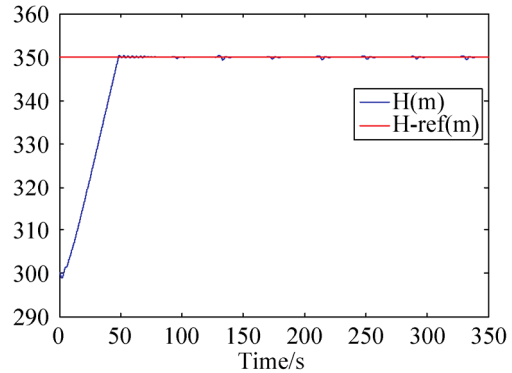


图 24 航迹飞行中高度变化曲线

4.3 软翼无人机数值与视景联合仿真

在进行数值仿真的同时,软翼无人机视景仿真系统实时获取了航迹点飞行的数据信息,并进行了三维可视化视景仿真。某时刻软翼无人机视景仿真的正视图与侧视图、追逐视角与无偏航追逐视角如图 25~26 所示。在视景仿真中,软翼无人机的三维模型实时展现了引入自主飞行控制的数学模型提供的仿真数据,在很大程度上方便了观察者对软翼无人机物理结构以及实际飞行特性的理解,并在可视化层面验证了软翼无人机仿真系统的有效性。



图 25 视景仿真正视图与侧视图

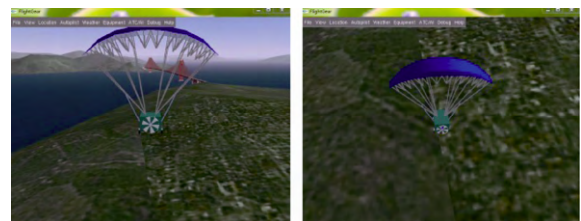


图 26 视景仿真追逐视角与无偏航追逐视角图

5 结论

本文首先基于自行研制的软翼无人机实物,建

立了 6 自由度非线性数学模型, 经过解耦和线性化后获得了软翼无人机 6 自由度线性模型; 然后分别设计了纵向、横侧向以及飞行高度控制器, 共同构成了软翼无人机的自主飞行控制器; 继而设计了软翼无人机视景仿真系统, 从而实现了软翼无人机数值与视景的联合仿真。数值仿真, 验证了软翼无人机数学模型与控制算法的可靠性和准确性; 视景仿真, 验证了自主飞行控制器与视景仿真系统的可行性和有效性。该仿真系统, 不但实现了软翼无人机的精确数值仿真, 而且形象直观地展示了软翼无人机的结构与飞行特点, 为最终软翼无人机面向任务的应用提供了一个模拟仿真平台环境, 为下一步开展有关软翼无人机自主归航控制算法和半物理仿真等的研究奠定了基础。

参考文献:

- [1] Masahito W, Yoshimasa O. Linear Model of Powered Paraglider and Observer Design [C]// SICE Annual Conference, University of Electro-Communications, Japan. USA: IEEE, 2008: 2135-2141.
- [2] 周红新, 陈自力, 陈立平. 神经网络 PID 的无人动力伞偏航控制研究 [J]. 机电一体化, 2010, 16(10): 58-59.
- [3] 蔡远利, 冯杰, 郭素芬. 低成本飞行器可视化仿真系统的设计与开发 [J]. 系统仿真学报, 2006, 18(9): 332-338.
- [4] Ward M, Culpepper S, Costello M. Parametric Study of Powered Parafoil Flight Dynamics [C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Minneapolis, Minnesota, 2012. USA: AIAA, 2012.
- [5] Juntong Q, Dalei S. The ServoHeli-20 Rotorcraft UAV Project [J]. International Journal of Intelligent Systems Technologies and Applications, 2010, 8(2): 57-69.
- [6] 滕海山. 无人机翼伞系统研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
- [7] Mario M. Autonomous Paraglider for Straplex [D]. Porto, Portugal: University of Porto, 2012.
- [8] 任志全, 余跃庆, 周军. 水平运动的三自由度欠驱动机器人的位置控制 [J]. 机器人, 2010, 32(6): 741-748.
- [9] Juntong Q, Dalei S. KF-based Adaptive UKF Algorithm and Its Application for Rotorcraft UAV Actuator Failure Estimation [J]. International Journal of Advanced Robotic Systems: Robot Control(S1729-8806), 2012, 9(132): 1-9.
- [10] Juntong Q, Dalei S. The New Evolution for SIA Rotorcraft UAV Project [J]. Journal of Robotics (S1687-9600), 2010, 2012(0): 1-9.
- [11] Gorman C, Slegers N. Comparison and Analysis of Multi-Body Parafoil Models with Varying Degrees of Freedom [C]// AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Dublin, Ireland, 2011. USA: AIAA, 2011.
- [12] 黄华, 徐幼平, 邓志武. 基于 FlightGear 模拟器的实时可视化飞行仿真系统 [J]. 系统仿真学报, 2007, 19(19): 780-785.

《系统仿真学报》荣获“2014 中国最具国际影响力学术期刊”证书

由中国学术期刊(光盘版)电子杂志社与清华大学图书馆联合成立的中国学术文献国际评价研究中心, 以美国汤森路透 Web of Science 收录的 1.2 万余种期刊为引文统计源, 首次研制发布了 2012《中国学术期刊国际引证年报》(CAJ-IJCR 年报)。第一次给出了我国 5600 余种中外文学学术期刊总被引频次、影响因子、半衰期等各项国际引证指标, 并采用了新的国际影响力综合评价指标 CI 对期刊排序, 发布了“中国最具国际影响力学术期刊”(排序 TOP5%)和“中国国际影响力优秀学术期刊”(排序 TOP5-10%), 在国内外学术界产生了较大反响。之后, 2013 年版年报, 将引文统计源期刊扩展到 1.44 万多种。目前, 2014 版国际、国内年报与 TOP5%和 TOP5-10%期刊的遴选业已完成, 《系统仿真学报》被列入“2014 中国最具国际影响力学术期刊”行列。

我学报连续 2 年被列入 TOP5%国内一流的中国最具国际影响力学术期刊, 走向世界, 进入国际一流, 指日可待!