

变形翼飞行器姿态自适应控制及可视化验证

韩宏文, 刘春生, 张传涛
(南京航空航天大学, 南京 210016)

摘要: 选择变形翼飞行器的巡航和俯冲两个飞行模式作为研究对象, 给出变形翼飞行器的两个特定飞行模式对应的运动学数学模型。由于被控对象的非线性以及结构变化引起的参数不确定性, 设计了自适应姿态控制律。基于 Lyapunov 稳定性定理证明了所提出控制方法的可行性, 实现了对飞行器的姿态控制。并运用 VC++ 编程语言结合 OpenGL 图形库, 创建飞行器飞行环境; 利用 VC++/Simulink 混合编程实现数据传递, 较精确地实现了变形翼飞行器在两个不同模式间动态变化飞行过程, 验证了所提出方法的有效性。

关键词: 变形翼飞行器; 姿态控制; 自适应控制; 可视化仿真

中图分类号: V271.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)11-0084-04

Adaptive Control and Flight Visual Environment Simulation Verification of Morphing Aircraft

HAN Hongwen, LIU Chunsheng, ZHANG Chuantao
(Nanjing University of Aeronautics And Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This work specifically studies a transformation of morphing aircraft from loitering to dashing. The nonlinear dynamic functions of the morphing aircraft in the different morphing process are derived. By considering the nonlinearity and uncertainties of parameter caused by the variable structure, an adaptive attitude control law was designed for two flying models of morphing aircraft. The feasibility and effectiveness of this method were proved based on Lyapunov theory. The flight environment system for simulation was established based on VC++ and OpenGL. And data from Simulink was successfully passed to the simulation system based on VC++/Simulink program. The simulation results shows that the technologies proposed provide an effective way to simulate different flying procedure of morphing aircraft.

Key words: morphing aircraft; attitude control; adaptive control; visual simulation

0 引言

变形翼飞行器 (Morphing Aircraft) 是一种全新概念的多用途、多形态、非常规布局的现代飞行器, 能够根据飞行环境、飞行剖面 and 作战任务等需要进行机翼变形, 使飞行航迹、飞行高度和飞行速度等机动多变、灵活自如, 以发挥飞行器最优的飞行性能。国外多所大学纷纷开展了不同形式变形翼飞行器的研究^[1-6], 国内对变形翼飞行器的结构以及控制理论研究方面也取得了一定的成果, 如对变体飞行器的研究^[7-8]。本

文以某型变形翼飞行器作为控制研究对象, 其机翼的形状因不同飞行任务的选择而不同, 可分为起飞、巡航、机动, 以及俯冲 4 个不同飞行模式。不同的机翼形状带来的结构变化引起的空气动力学性能的变化给飞行控制增加了很大的复杂性以及不确定性, 对此特殊不确定、不稳定系统的控制就显得尤为重要^[9-10]。针对变形翼飞行器的巡航和俯冲 2 个不同飞行模式给出数学模型, 并对 2 个数学模型设计了自适应控制律。利用 OpenGL 以及 VC++ 建立可视化仿真环境, 通过调用 Simulink 仿真数据实现对飞行器仿真驱动, 对验证变形翼飞行器的控制效果会更逼真、有效。作为图形硬件的软件接口, 具有完全开放的图形开发环境, 能够方便地实现与 Visual C++ 平台的集成; 实现三维模型运动仿真及其交互控制; 在保证仿真逼真度的基础上提高控制灵活性等应用方面, 它具有其他软件无法比

收稿日期: 2012-11-28 修回日期: 2013-01-08

基金项目: 国家自然科学基金 (61074063); 南京航空航天大学研究生创新基金 (kfj20110105)

作者简介: 韩宏文 (1987—), 男, 江苏盐城人, 硕士生, 研究方向为控制理论及可视化仿真。

拟的实现途径和仿真效果。

1 变形翼飞行器的数学模型

本文所研究的变形翼飞行器的不确定动态模型为

$$\dot{x} = (A + \Delta A)x(t) + Bu(t) \quad (1)$$

式中： $x = [u \ \alpha \ q \ \theta]$ ， u 为纵向速度分量， α 为迎角， θ 为俯仰角， q 为俯仰角速率； A 为适当维数的矩阵； ΔA 为未知的常数矩阵，代表不同飞行任务机翼变形引起的不确定模型误差。

假设 1 矩阵 A 、 B 是可控的。

假设 2 模型不确定性 ΔA 是范数有界的，即 $\|\Delta A\| \leq \alpha (\alpha > 0)$ 。可得到巡航和俯冲的飞行器数学模型动态方程分别如下。

巡航：

$$A_1 = \begin{bmatrix} -0.1 & 2 & 0 & -9.8 \\ -3.3 & -8 & 15 & 0 \\ 0 & -8 & -7.4 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 1.6000 \\ 42.0000 \\ -0.3500 \\ 0 \end{bmatrix}。$$

俯冲：

$$A_2 = \begin{bmatrix} -0.1 & 2 & 0 & -9.8 \\ -2.7 & -5 & 15 & 0 \\ 0.1 & -5 & -7.5 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 1.6000 \\ 42.0000 \\ -0.3500 \\ 0 \end{bmatrix}。$$

变形翼飞行器俯冲时的机翼相对巡航时的机翼展长变小，根翼弦变长，后掠角变大，机翼面积变大。

2 自适应反馈控制律设计

假设巡航模态变形翼飞行器的数学模型为 $\dot{x} = (A_1 + \Delta A_1)x + Bu$ ，俯冲模态的数学模型为 $\dot{x} = (A_2 + \Delta A_2)x + Bu$ 。那么 $A_2 + \Delta A_2$ 总可以写为 $A_1 + \Delta A_3$ ，其中 $\Delta A_3 = A_2 + \Delta A_2 - A_1$ 。可知对巡航模态的自适应控制方法同样对俯冲模态有效。

设计控制律为

$$u(t) = -K_1 x(t) - \hat{K}_2(t)x(t) \quad (2)$$

其中， K_1 为要设计的已知矩阵，引入待估计矩阵 $\hat{K}_2(t)$ 的目的是为减弱不确定性矩阵 ΔA 的影响。

如果存在 K_1 满足如下匹配条件

$$A - BK_1 = A_m \quad (3)$$

由式(1)~式(3)则方程式(1)可以写为

$$\dot{x}(t) = A_m x(t) - \Delta \hat{A} x(t) + \Delta A x(t) \quad (4)$$

定义 $\Delta \hat{A} = BK_2(t)$ ， $\Delta \hat{A} = \Delta A - \Delta \hat{A}(t)$ 。

注 1 假设 1 确保满足匹配条件(3)中 K_1 的存在。

为了得到本文主要结果，首先引入如下引理：

引理 1 如果以下参数更新规则成立；

$$\Delta \dot{\hat{A}} = \begin{cases} \Psi - (\|\Delta \hat{A}\|^2 - \alpha) \text{tr}(\Delta \hat{A} \Psi^T) \Delta \hat{A}, & \text{如果 } \|\Delta \hat{A}\|^2 > \alpha \text{ 且 } \text{tr}(\Delta \hat{A} \Psi^T) < 0 \\ \Psi, & \text{其他} \end{cases} \quad (5)$$

那么有 $\text{tr}[(\Psi^T - \Delta \hat{A}^T)M\Delta \tilde{A}] \leq 0$ 。其中： $\Psi^T = \dot{x}x^T P M^{-1}$ ； $M = M^T > 0$ 。

证明：

当 $\Delta \dot{\hat{A}} = \Psi$ ， $\text{tr}[(\Psi^T - \Delta \hat{A}^T)M\Delta \tilde{A}] = 0$ ， $\Delta \dot{\hat{A}} = \Psi - (\|\Delta \hat{A}\|^2 - \alpha) \text{tr}(\Delta \hat{A} \Psi^T) \Delta \hat{A}$ ，那么就有 $\text{tr}[(\Psi^T - \Delta \hat{A}^T)M\Delta \tilde{A}] = (\|\Delta \hat{A}\|^2 - \alpha) \text{tr}(\Delta \hat{A} \Psi^T) \text{tr}(\Delta \hat{A}^T M \Delta \tilde{A})$ 。

很容易证明

$$\text{tr}(\Delta \hat{A}^T M \Delta \tilde{A}) = \text{tr}(\tilde{\Delta \hat{A}}^T M \Delta \tilde{A}) + \text{tr}(\Delta \hat{A}^T M \Delta \hat{A}) - \text{tr}(\Delta \hat{A}^T M \Delta A)。$$

由 $\|\Delta \hat{A}\|^2 > \alpha$ ，可以得到： $\text{tr}(\Delta \hat{A}^T M \Delta \hat{A}) > \text{tr}(\Delta \hat{A}^T M \Delta A)$ ，因此 $\text{tr}(\Delta \hat{A}^T M \Delta \tilde{A}) > 0$ ，又因为 $\text{tr}(\Delta \hat{A} \Psi^T) < 0$ ，所以： $\text{tr}[(\Psi^T - \Delta \hat{A}^T)M\Delta \tilde{A}] = (\|\Delta \hat{A}\|^2 - \alpha) \text{tr}(\Delta \hat{A} \Psi^T) \cdot \text{tr}(\Delta \hat{A}^T M \Delta \tilde{A}) \leq 0$ 。

证明完毕。

引理 1 确保参数不会发散并保持在指定的区域内，即使出现模型不确定性。

定理 1 假设匹配条件(3)满足，并且控制律(2)和参数更新(5)都成立，则姿态控制是稳定的。

证明：

考虑 Lyapunov 函数

$$V(t) = \frac{1}{2} x^T P x + \frac{1}{2} \text{tr}(\Delta \tilde{A}^T M \Delta \tilde{A})$$

那么 $V(t)$ 的时间导数为： $\dot{V} = \frac{1}{2} \dot{x}^T P x + \frac{1}{2} x^T P \dot{x} + \frac{1}{2} \text{tr}[\Delta \dot{\hat{A}}^T M \Delta \tilde{A} + \Delta \tilde{A}^T M \Delta \dot{\hat{A}}] = -\frac{1}{2} x^T Q x + \text{tr}[(\Psi^T - \Delta \hat{A}^T)M\Delta \tilde{A}]$ 。

由引理 1 可知： $\dot{V}(t) \leq -\frac{1}{2} x^T Q x$ ，因此： $\dot{V}(t) \leq -\frac{1}{2} \lambda_{\min}(Q) \|x\|^2 \leq 0$ 。其中： $\lambda_{\min}(Q)$ 是 Q 的最小特征值，证毕。

3 仿真结果分析

3.1 数字仿真

巡航： $\dot{x} = A_1 x + \Delta A_1 x + Bu$ 。

$$\text{不确定性: } \Delta A_1 = \begin{bmatrix} 0 & -0.2 & 0 & 0 \\ 0.4 & 0 & -0.3 & 0 \\ 0 & 0 & 0.4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1 \end{bmatrix}。$$

俯冲： $\dot{x} = A_2 x + \Delta A_2 x + Bu$ ；

$$\Delta A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0.2 & 0 & 0 \\ 0.5 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.2 \end{bmatrix}$$

根据 $\Delta A_3 = A_2 + \Delta A_2 - A_1$, 可得到

$$\Delta A_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0.2 & 0 & 0 \\ 1.1 & 3 & 0.1 & 0 \\ 0.1 & 3 & 0.4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.2 \end{bmatrix}$$

所以俯冲时的数学模型可表示为: $\dot{x} = A_1x + \Delta A_3x + Bu$ 。

设置 $\alpha = 2^\circ, Ma = 0.5$ 。巡航初始俯仰角速度为 0 , 俯仰角为 1° 。俯冲初始俯仰角速度为 0 , 俯仰角为 1° 。通过 Matlab 仿真得到仿真结果如图 1~图 2 所示。

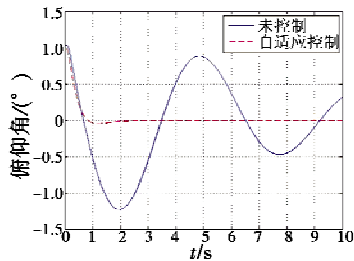


图 1 巡航

Fig. 1 Loitering

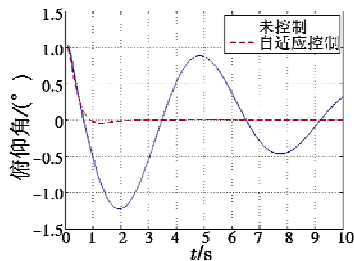


图 2 俯冲

Fig. 2 Dashing

从仿真结果可以看出,在飞行器结构变化后未加控制时飞行器俯仰角振荡周期长,不易控制;而加了自适应控制后,巡航以及俯冲模式的俯仰角迅速地稳定在设定值,即误差趋向于 0 ,很快地消除模型误差带来的影响。俯仰角在 2.2 s 左右进入稳态,响应快速,能很好地实现对姿态角的控制,基本无稳态误差,验证了控制方法的有效性。

3.2 可视化仿真

基于 OpenGL 和 VC++ 采用面向对象程序设计方法,对仿真系统进行模块化设计,对仿真实体进行了类的封装,成功地建立了具有天空、地形、飞行器、光照,以及雾等虚拟实体的可视化仿真环境,如图 3 所示。

本文是基于变形翼飞行器姿态自适应控制的姿态角数据实现对飞行器动态显示的,巡航以及俯冲的姿

态自适应控制仿真数据是在后台由 Simulink 仿真获得。这些飞行参数通过 Matlab 引擎,由 VC++ 和 Simulink 混合编程,经过前后台通信、数据转换后传到前台的飞行环境仿真系统。

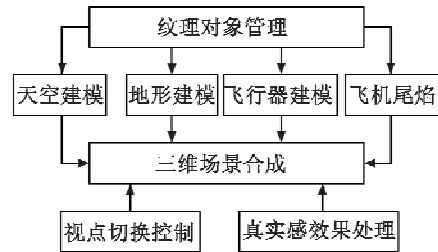


图 3 三维仿真系统组成

Fig. 3 The 3D simulation system

但 Simulink 并不是实时仿真,主程序的运行速度一般都小于 Simulink 的运行速度,所以每次消息驱动画面更新时,飞行器获得的状态变量并不是实时的。为了解决这一问题,主程序就必须动态控制 Simulink 的运行。仿真系统采用的方法是在每一次的消息驱动时间里切换 Simulink 的仿真状态,即让 Simulink 在整个仿真过程中循环反复地在运行/暂停之间改变状态。在每个仿真步长里使得 Simulink 仿真正好为一拍,这样才能使得前后台仿真同步。图 4 所示为其流程。

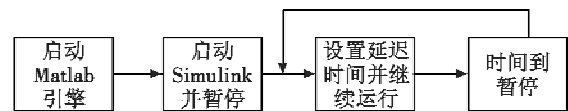


图 4 Simulink 运行方式

Fig. 4 Operation mode of Simulink

具体步骤如下。

1) 在 Matlab/Simulink 中分别对变形翼飞行器的 2 个不同模式建立自适应控制仿真模型,仿真结果证明所设计的控制律能够达到很好的控制效果。

2) 启动仿真系统时,定义引擎指针 ep (Engine * ep),并用 $engOpen()$ 函数建立引擎与本地 Matlab 连接。

```
if (! (ep = engOpen(NULL)))
{
    MessageBox("can't open matlab engine");
    exit(EXIT_FAILURE);
}
```

3) 使用 $engEvalString()$ 函数命令,控制 Simulink 仿真。

```
engEvalString(ep, "set_param('FangZhen45. mdl', 'Simulation Command', 'start')");
engEvalString(ep, "set_param('FangZhen45. mdl', 'Simulation Command', 'pause')");
QueryPerformanceFrequency(&dlock);
CFreq = (double) dlock. QuadPart;
```

```

QueryPerformanceCounter( &dclock );
Counter1 = dclock. QuadPart;
do
{
QueryPerformanceCounter( &dclock );
Counter2 = dclock. QuadPart;
DCounter = ( double )( Counter2 - Counter1 );
DTime = DCounter/CFreq;
} while(DTime < 0.001)
engEvalString( ep, "set _ param ( ' Fangzhen45. mdl', ' SimulationCommand', ' continue' )");
engEvalString( ep, "set _ param ( ' Fangzhen45. mdl', ' SimulationCommand', ' pause' )");
.....
}

```

4) 利用 To Workspace 模块可以实现 Simulink 仿真的数据与前台 VC++ 仿真程序交互。

```

{
mxArray * Wdata;
Wdata = mxCreateDoubleMatrix(4, 1, mxREAL);
memcpy( ( void * data ), ( void * )mxGetPr( Wdata ), 4 * sizeof( double ))
.....
}

```

最终系统仿真流程如图 5 所示。

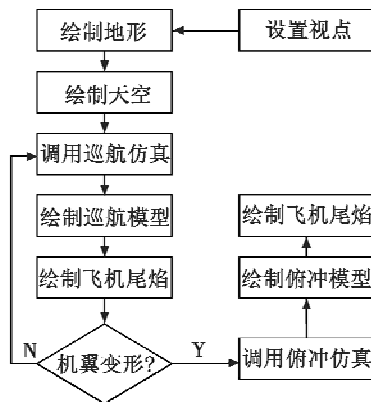


图 5 场景渲染流程

Fig. 5 Scene rendering process

通过运行程序,整个场景初始化后,调用计算得到的飞行姿态数据可以很直观地看到飞行器按照控制规律所做的飞行状态变化,取得了良好的仿真效果。仿真效果如图 6、图 7 所示。



图 6 巡航仿真效果图

Fig. 6 Effect of loitering simulation



图 7 俯冲仿真效果图

Fig. 7 Effect of dashing simulation

4 结束语

针对由于飞机结构变化引起的飞机姿态角不确定性,进行了自适应控制律的设计,理论证明所设计的控制系统能够保持极高的稳态性能,对飞行器的飞行姿态角具有良好的控制效果,并通过 VC++ 和 OpenGL 等工具对变形翼飞行器的控制效果进行了可视化仿真验证,真实、逼真地再现了飞行器由巡航切换到俯冲模式的动态变化过程。系统的开发思路和采用的相关技术及其实现过程等对开发同类型系统均有一定的参考价值。

参考文献

- [1] RODRIGUEZ A R. Morphing aircraft technology survey [R]. AIAA-2007-1258, 2007.
- [2] GRANT D T, LIND R. Optimal tracking of time-varying modes for control of morphing aircraft [R]. AIAA-2010-8203, 2010.
- [3] OBRADOVIC B, SUBBARAO K. Modeling of dynamic loading of morphing wing aircraft [R]. AIAA-2010-8236, 2010.
- [4] SEIGLER T M, NEAL D A, BAE J S, et al. Modeling and flight control of large-scale morphing aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4):1077-1087.
- [5] BALDELLI D H, LEE D H. Modeling and control of an aeroelastic morphing vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(6):1687-1699.
- [6] AN J G, YAN M, ZHOU W B. Aircraft dynamic response to variable wing sweep geometry [J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(3):216-221.
- [7] 乐挺,王立新,艾俊强. Z 型翼变体飞机的纵向多体动力学特性 [J]. 航空学报, 2010, 31:4.
- [8] 金鼎,张炜,艾俊强. 折叠机翼变体飞机纵向操纵性与稳定性研究 [J]. 飞行力学, 2011, 29(1):5-8.
- [9] ABDULRAHIM M. Flight performance characteristics of a biologically-inspired morphing aircraft [R]. AIAA-2005-345, 2005.
- [10] MILLER S, VIO G A, COOPER J E. Smorph-smart aircraft morphing technologies project [J]. AIAA-2010-2742, 2010.