

增量非线性动态逆在环量飞控技术中的应用



刘舒娜*, 唐鹏

北京航空航天大学, 北京 100191

摘要:针对环量控制无舵面飞行器的特征,对增量动态逆控制方法在环量控制飞行器上的应用进行了研究。首先介绍了环量控制技术,并建立了其执行机构简化模型,其次在环量控制飞行器动力学的基础上设计了增量非线性动态逆控制律。针对无舵面飞行器控制效果受外部流动条件变化影响较大的情况,在飞行器中参数扰动下进行仿真,结果表明增量非线性动态逆控制律相对于PID控制律具有良好的鲁棒性,证明了增量非线性动态逆控制方法在环量控制飞行器上应用的可行性。

关键词:环量控制;增量非线性动态逆;飞行器动力学;参数扰动

中图分类号:V249.1

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.05.003

在传统的飞行控制中,通常采用舵机带动气动舵面实现飞行器的飞行控制,其基本原理为:舵面的偏转改变飞行器的气动外形,使飞行器的流场发生变化,进而产生所需的气动力和力矩。为了满足飞行器的平衡、稳定、机动等操纵特性要求,通常需要操纵面具有较大的几何尺寸以产生足够的升力,同时又需要实现快速的操纵响应。这些均会带来飞行器重量(质量)的增加、阻力和舵机能耗增大等^[1-2]。

射流控制技术是一种无操纵面飞行控制技术,主要包括环量控制(circulation control, CC)和射流推力矢量(fluidic thrust vectoring, FTV)等技术^[3],与常规操纵舵面控制相比,无操纵面控制技术主要有如下优势:(1)传统舵面及相关控制机构的取消可减轻飞行器的结构重量;(2)减少飞行器散射源,提高隐身性能;(3)实现飞行器短距起降以及提高有效载荷。射流控制技术只需要通过控制喷射气流改变主气流的状态,即可产生相应的力和力矩,这样不仅能够降低舵面和执行机构的代价,还可以避免舵机卡阻等各种故障模式的影响,目前在飞行控制领域的应用已成为研究热点,本文主要以环量控制技术为研究对象,验证增量非线性动态逆(incremental nonlinear dynamic

inversion, INDI)控制律应用于无操纵面飞行器的优越性。

1 环量控制技术及控制系统建模

2010年9月,由BAE系统公司(BAE Systems)与英国多所高校合作研制的“恶魔”(Demon)飞行器进行试飞,该飞行器没有依赖传统的副翼/襟翼等操纵舵面,利用射流控制完成了飞行器的升降和滚转控制,“恶魔”飞行器的试飞成功,对无舵面操控的研究具有重大意义^[4-5]。

国内也进行了无舵面飞行控制技术的研究,通过仿真和试飞等手段分析了无舵面飞控控制技术的可行性,南京航空航天大学戴新喜^[6]等搭建了无舵面试飞验证平台,验证了环量控制装置可有效替代舵面对飞行器飞行姿态进行操控,帮助飞行器实现完全无舵面飞行;中国航空研究院联合研发团队在虚拟舵面无人机的理论探索、数值分析、飞行试验验证等研究工作方面都取得显著突破。

环量控制基本原理为:机翼尾缘设置为圆弧形,并与翼面交界处设置有一定高度的气缝,机翼内部设置有气源装置从气缝切线方向喷射气流^[7],根据科恩达(Coanda)效应,流体将其本来的流动方向,顺着机翼尾缘流动,可以增加环

收稿日期:2020-03-20; 退修日期:2020-03-30; 录用日期:2020-04-20

*通信作者. Tel.: 16678484574 E-mail: a1241031468@qq.com

引用格式: Liu Shuna, Tang Peng. Application of incremental nonlinear dynamic inversion in circulation control technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(05):23-28. 刘舒娜, 唐鹏. 增量非线性动态逆在环量飞控技术中的应用[J]. 航空科学技术, 2020, 31(05):23-28.

量以及机翼升力。图1为双射流孔环量控制器,在飞行器左右机翼对称布置,与单射流孔不同,双射流孔由圆柱体充当科恩达面,圆柱体由伺服机构驱动进行转动偏离对称轴,圆柱体维持总的射流面积不变,可以使射流由上下射流孔分别喷射,也可使上下射流孔完全关闭或打开,通过调节上下射流孔开度,就可以得到不同的操纵力和力矩。

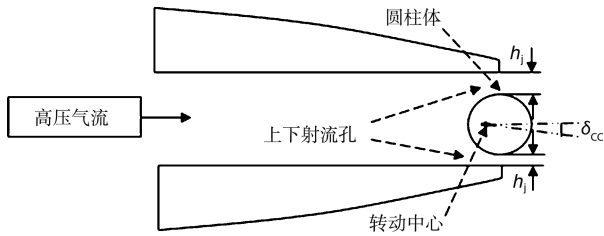


图1 双射流孔环量控制器

Fig.1 Dual jet circulation controller

动量系数决定着升力增量,动量系数的定义为:

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m}_j V_j}{q_{\infty} S} = \frac{\rho h_j b_j V_j^2}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S} = 2 \frac{h_j b_j}{S} \left(\frac{V_j}{V_{\infty}} \right)^2 \quad (1)$$

式中: V_j 、 V_{∞} 分别为射流速度和自由来流速度; q_{∞} 为自由流动压; S 为参考面积; h_j 、 b_j 分别为射流孔的高度和宽度。根据参考文献[8]可知,飞行器升力增量与转动角之间的关系为:

$$\Delta C_L = 4K_{\mu} \left(\frac{\lambda r b_j}{S} \right) \left(\frac{V_j}{V_{\infty}} \right)^2 \sin \delta_{CC} \quad (2)$$

式中: K_{μ} 为动量系数效率; λr 为圆柱体转动中心相对于圆柱体圆心的偏离量; δ_{CC} 为圆柱体的转动角度;上下射流孔高度 h_j 相同时 δ_{CC} 为0;当圆柱体顺时针旋转时 δ_{CC} 为正,产生向上的附加升力。

根据参考文献[9]、参考文献[10],建立环量控制系统框图,如图2所示,气动系统的瞬态由一阶模型控制,动态特征取决于管线的体积,可将其视为一阶惯性环节;射流控制执行器其伺服执行机构则由二阶模型描述;同时空气的行程及各部件的运行过程中也会导致延迟的产生,简化后的执行机构数学模型如图3所示。

简化模型中,二阶模型取 $\omega=15\text{rad/s}$, $\zeta=0.85$,同时假设标准状态下一阶惯性环节 $T=5\text{ms}$,延迟环节 $\tau=2$ (即延迟时

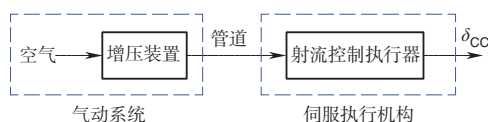


图2 环量控制系统

Fig.2 Circulation control system

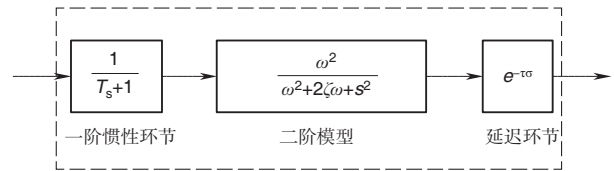


图3 环量控制系统执行机构简化图

Fig.3 Simplified diagram of the circulation control system actuator

长为两个单位采样时间)。

在环量控制技术的实际应用中,仍然存在着如下问题:

(1)有效性:必须产生足够大的机动力矩,以满足飞行任务的要求。

(2)对飞行环境的适应性:相对于传统铰链控制面,环量控制通常对局部流动条件比较敏感,因此需要根据飞行环境快速进行调节。

(3)线性度:流体机械耦合在流量控制装置中的本质意味着所得到的控制响应比传统铰链控制的非线性大得多。

现有的研究热点大多集中于圆弧后缘的气动特性优化以及如何合理设计供气系统减少能量损耗,本文将从控制律的角度出发,采用一种鲁棒性较好的非线性增量动态逆(INDI)控制算法,应用于无舵面飞行器控制,与传统PID控制方法进行对比,探索应用INDI控制方法解决无舵面飞行器控制中不确定因素引起控制效能变化问题。

2 INDI控制算法的基本原理

在环量控制飞行器中,无人机的合外力矩 M 可分为两部分,一部分是飞行器气动力矩 M_a ,另一部分是飞行器环量控制执行机构作动时产生的力矩 M_r ,合外力矩的方程表示为:

$$M = M_a + M_r \quad (3)$$

飞行器角速度回路的动力学方程为:

$$\dot{\omega} = I^{-1} (M - \omega \times I \omega) \quad (4)$$

式中: I 为惯性矩; ω 为角速度。将式(2)在 (ω_0, δ_{CC0}) 处进行泰勒展开:

$$\begin{aligned} \dot{\omega} \approx \dot{\omega}_0 + \frac{\partial}{\partial \omega} [I^{-1} (M_a + M_r - \omega \times I \omega)]|_{\omega=\omega_0, \delta=\delta_{CC0}} (\omega - \omega_0) + \\ \frac{\partial}{\partial \delta} [I^{-1} (M_a + M_r - \omega \times I \omega)]|_{\omega=\omega_0, \delta=\delta_{CC0}} (\delta_{CC} - \delta_{CC0}) = \\ \dot{\omega}_0 + A(\omega_0, \delta_{CC0}) \Delta \omega + B(\omega_0, \delta_{CC0}) \Delta \delta_{CC} \end{aligned} \quad (5)$$

由参考文献[11]可知,在足够小的时间间隔 Δt 内,式(5)中 $A(\omega_0, \delta_{CC0}) \Delta \omega$ 即状态量变化对状态导数的影响可以视为扰动项,可以忽略,则式(5)可以表示为:

$$\dot{\omega} = \dot{\omega}_0 + B(\omega_0, \delta_{CC0}) d \delta_{CC} \quad (6)$$

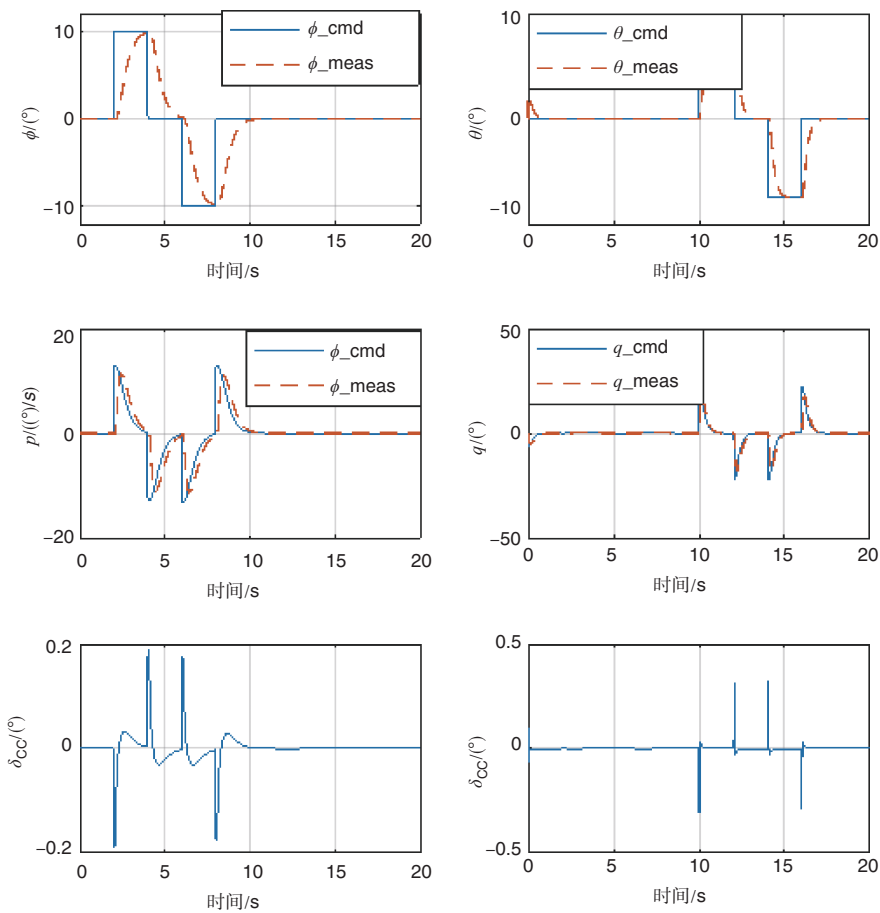


图4 不同姿态角控制效果

Fig.4 Control effect of different attitude angles

即:

$$d\delta_{cc} = B^{-1}(\dot{\omega} - \dot{\omega}_0) \quad (7)$$

以上推导过程可看出, INDI控制忽略气动力矩 M_a 的影响,降低了对气动模型精确度的要求,在每个控制时间内以计算出的增量 $d\delta_{cc}$ 作为控制输入,角加速度 $\dot{\omega}_0$ 可实时反映飞行器当前状态特征作为反馈,增加了控制的鲁棒性。

3 算例飞行器仿真验证

针对某一飞行器,采用环量控制执行机构,定义飞行器 $\delta_{cc右} - \delta_{cc左} > 0$ 时数值为正,且 δ_{cc} 的量程为 $[0,1]$, INDI控制律对其姿态角的控制效果如图4所示。

环量控制不同于传统的控制,其对自由流速度控制和可变空气供给的依赖性很强,环量控制执行机构相对于机械控制机构其动态特性也变得更为复杂,本节通过Matlab/Simlink仿真平台,针对来流、执行机构等特性进行仿真验证。

3.1 自由来流变化对环量控制的影响

为探究自由来流的变化对环量控制效果的影响,拟采用如下方案,飞行器左右两侧圆柱体转动差 $\Delta\delta_{cc}$ 为一定值,飞行器左右两侧的升力差值将会产生滚转力矩,保持环量控制器射流速度 V_j 不变,来流速度 $V_\infty = 50\text{m/s}$ 为标称状态,观察改变来流速度 V_∞ 时滚转角的变化。

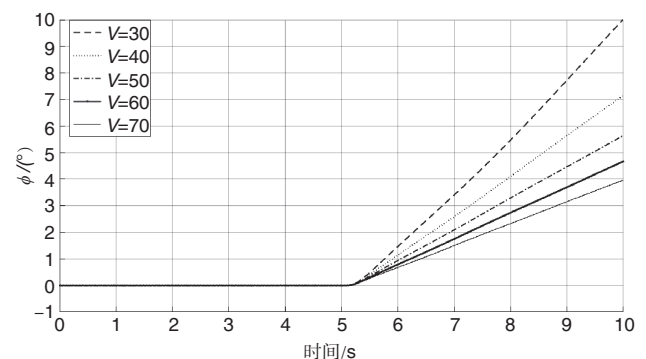


图5 滚转角度随来流速度的变化趋势图

Fig.5 Variation trend of roll angle with flow velocity

由仿真结果图5可知,在射流速度一定的情况下,来流速度的变化对舵效会有一些影响,局部流动条件的变化会引起舵效的不确定性。

针对上述现象,对INDI和PID在舵效出现偏差时的控制效果进行对比,舵效偏差范围为 $\pm 60\%$,以5%的舵效偏差为间隔,设定初始条件为飞行高度 $H = 2000\text{m}$,飞行速度 $V = 50\text{m/s}$,给滚转角为 10° 的方波指令,仿真结果如图6所示,同PID控制相比,INDI的控制效果更好,鲁棒性更强。

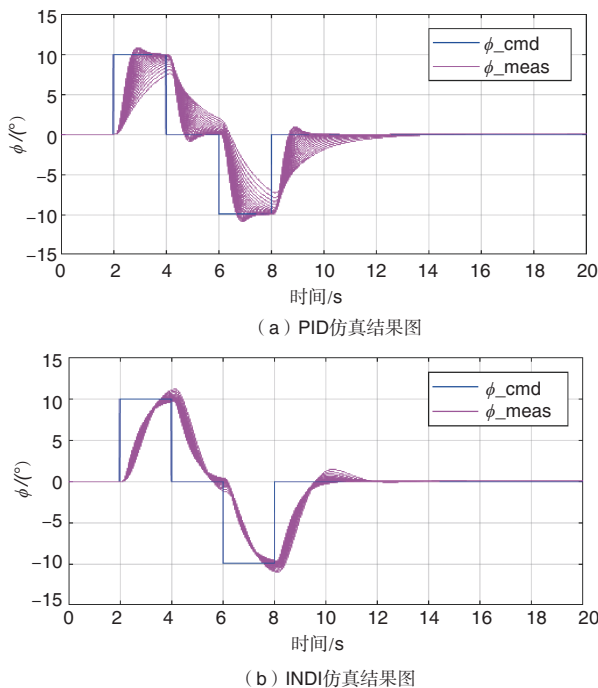


图6 INDI与PID对不同舵效的控制效果

Fig.6 Control effects of INDI and PID on different rudder effects

3.2 执行机构特性对环量控制的影响

与传统机械控制相比,环量控制由于输气管道会带来附加的滞后问题,滞后时间由管道的长度决定,分别考虑时间延迟和输气管道的滞后因素,探究其对INDI控制律及PID控制律控制效果的影响,设定初始条件同上,飞行高度 $H = 2000\text{m}$,飞行速度 $V = 50\text{m/s}$,给滚转角为 10° 的方波指令,参数变化范围见表1,仿真结果如图7和图8所示。

由图7和图8可知,PID以及INDI受滞后和延迟的影响较小,在一定的单参数变动范围内,指令跟踪效果较好。

3.3 蒙特卡罗拉偏仿真

综合考虑上述所有参数的不确定性,进行50组不确定性参数随机组合的仿真,结果如图9所示。

表1 模型不确定参数

Table 1 Model uncertainty parameter

不确定参数	变化范围
一阶惯性环节/(T/ms)	0.005~0.5
延迟环节/ τ	2~10(单位采样时间)

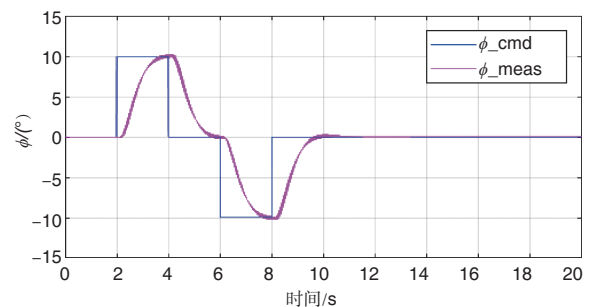
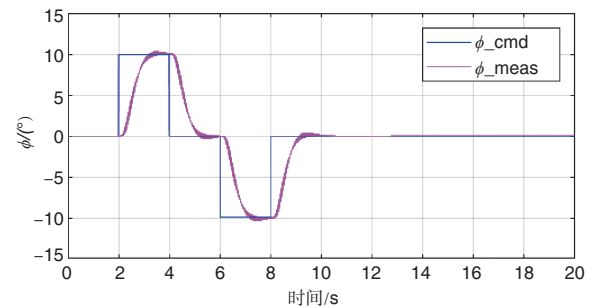


图7 管线滞后不确定性仿真结果

Fig.7 Simulation results of pipeline lag uncertainty

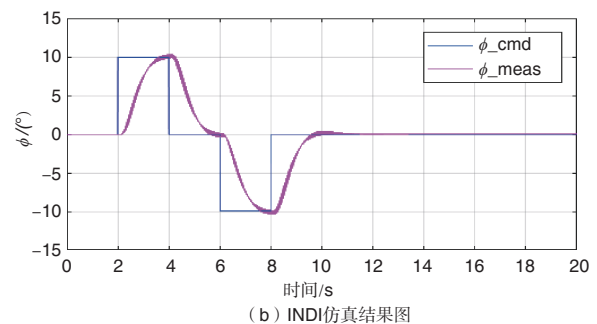
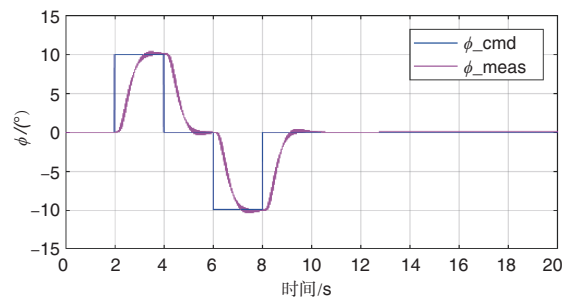
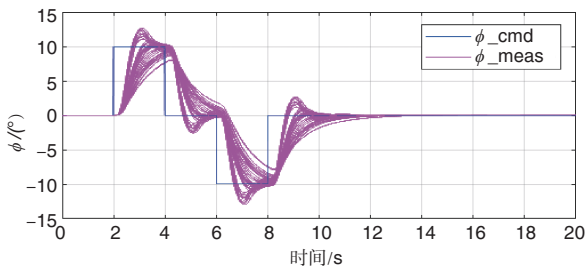
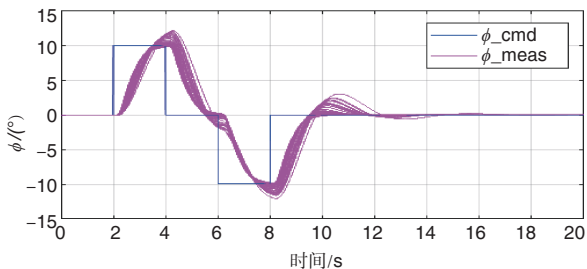


图8 时间延迟不确定性仿真结果

Fig.8 Time delay uncertainty simulation results



(a) PID仿真结果图



(b) INDI仿真结果图

图9 蒙特卡罗偏仿真

Fig.9 Monte Carlo partial simulation

PID控制出现了较大的波动, INDI控制仍能对指令有较好的跟踪性能, INDI控制在环量控制飞行器的应用中更具优势。

4 结论

本文针对环量控制无舵面飞行控制技术进行了建模和仿真研究, 得到如下结论:

(1) 建立了无舵面飞控执行机构的简化模型, 与常规飞控舵机相比, 其特点主要体现在舵效会随着来流速度等飞行状态大幅改变。

(2) 针对舵效存在较大不确定的情况, 采用增量非线性动态逆控制方法实现了闭环控制, 仿真结果表明增量非线性动态逆方法相对于PID方法, 对参数摄动的适应能力更强。

(3) 增量非线性动态逆控制方法更适合于无舵面环量控制飞行器的飞行控制。

AST

参考文献

[1] 徐悦, 杜海, 李岩, 等. 基于射流飞控技术的无操纵面飞行器研究进展[J]. 航空科学技术, 2019, 30(4): 1-7.
Xu Yue, Du Hai, Li Yan, et al. Progress research of fluidic flight control technology for flapless aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(4): 1-7. (in Chinese)

[2] Xu Kewei, Zha Gecheng. High control authority 3D aircraft control surfaces using Co-Flow Jet[J]. AIAA Aviation Forum, 2019(7): 17-21.

[3] 陈黎, 张洋. 无操纵面飞行器发展概况及其在民用飞机上的应用前景[C]//第五全球华人航空科技研讨会, 2011.
Chen Li, Zhang Yang. Development status and application prospects of flapless air vehicle[C]//The Fifth Global Chinese Aerospace Science and Technology Symposium, 2011. (in Chinese)

[4] 陈黎, 常亮. 英国“恶魔”无人验证机及射流飞控技术发展分析[J]. 飞航导弹, 2011(10): 56-59.
Chen Li, Chang Liang. Analysis of the development of British Demon drone and jet flight control technology[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2011(10): 56-59. (in Chinese)

[5] 蔡琰. 国外射流飞行控制技术发展及前景分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1): 85-86.
Cai Yi. Development and prospect analysis of foreign jet flight control technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1): 85-86. (in Chinese)

[6] 戴新喜. 一种无舵飞行器飞行验证机的气动特性研究与试飞试验[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
Dai Xinxi. Research on aerodynamic characteristics and flight test of flapless aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[7] Nielson J N, Biggers J C. Recent progress in circulation control aerodynamics: AIAA-1987-0001[R]. Reston, VA: AIAA, 2002: 1-2.

[8] 齐万涛, 吕新波, 伍智敏. 环量控制技术在飞机纵向俯仰控制中的应用[J]. 飞行力学, 2019, 37(2): 77-82.
Qi Wantao, Lv Xinbo, Wu Zhimin. Application of circulation control technology on aircraft longitudinal pitch control[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(2): 77-82. (in Chinese)

[9] Cameron R, Konstantinos K, Pranith C S, et al. Design and development of a control scheme for the UC²AV: Unmanned Circulation Control Aerial Vehicle[C]// 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017.

[10] Buonanno A. Aerodynamic circulation control for flapless flight control of an Unmanned Air Vehicle[D]. Cranfield, Bedfordshire: Cranfield University, 2009.

[11] Smeur E J, Chu Q P, Croon G C D. Adaptive incremental non-

linear dynamic inversion for attitude control of micro aerial vehicles [J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2016, 39 (3) : 1-12.

(责任编辑 王为)

作者简介

刘舒娜(1996-)女,硕士研究生。主要研究方向:无人机飞行控制。

Tel: 16678484574

E-mail: a1241031468@qq.com

Application of Incremental Nonlinear Dynamic Inversion in Circulation Control Technology

Liu Shuna*, Tang Peng

Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: In order to improve the circulation control flapless aircraft, the application of the incremental nonlinear dynamic inverse control method to the circulation control aircraft is studied. Firstly, the circulation control technology is introduced, and a simplified model of its actuators are established. Secondly, the incremental nonlinear dynamic inverse control law is derived based on the circulation control aircraft dynamics. Aimed at the situation that the control effect of the flapless aircraft is greatly affected by changes in external flow conditions, the simulation is performed under the parameter perturbation in the aircraft. The results showed that the incremental nonlinear dynamic inversion control law has better robustness compared to the PID control law, which proves the feasibility of the application of the incremental nonlinear dynamic inversion control method on a circulation control aircraft.

Key Words: circulation control; incremental nonlinear dynamic inversion; aircraft dynamics; parameter perturbation

Received: 2020-03-20; Revised: 2020-03-30; Accepted: 2020-04-20

*Corresponding author. Tel. : 16678484574 E-mail: a1241031468@qq.com