

2013 Chinese Control Conference

Proceedings of the 32nd CCC

第三十二届中国控制会议论文集



English

前言

会议机构

报告人介绍

关肇直奖

张贴论文奖

论文目录

全文搜索

作者索引

IEEE Catalog Number: CFP1340A-CDR
ISBN: 978-988-15638-3-5



主办单位：中国自动化学会控制理论专业委员会

中国系统工程学会

承办单位：西北工业大学

协办单位：中国科学院数学与系统科学研究院

中国工业与应用数学学会

西安交通大学

西安理工大学

IEEE控制系统协会

日本仪器与控制工程师协会

韩国控制、机器人与系统学会



中国工业与应用数学学会
China Society for Industrial and
Applied Mathematics



SICE



2013年7月26-28日 中国·西安

2013 Chinese Control Conference

Proceedings of the 32nd CCC

第三十二届中国控制会议论文集



中 文

Preface

Organizer

Plenary Speakers

Guan Z. Z. Award

Poster Award

Contents

Full Text Search

Author Index

IEEE Catalog Number: CFP1340A-CDR

ISBN: 978-988-15638-3-5



Organizing Institutions

Technical Committee on Control Theory, Chinese Association of Automation
Systems Engineering Society of China
Northwestern Polytechnical University

Technically Co-Sponsored by

Academy of Mathematics and Systems Science, CAS
China Society for Industrial and Applied Mathematics
Xi'an Jiao Tong University
Xi'an University of Technology
IEEE Control Systems Society (CSS)
The Society of Instr. and Contr. Engineers (SICE), Japan
Institute of Control, Robotics and Systems (ICROS), Korea



中国工业与应用数学学会
China Society for Industrial and
Applied Mathematics



SICE



July 26-28, 2013, Xi'an, China

Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference, July 26-28, 2013, Xi'an, China

航空发动机多变量鲁棒自适应控制方法研究

Study of Aeroengine Multivariable Robust Adaptive Control Method

..... LI Huacong, GAO Xiang, FU Jiangfeng,
WANG Shuhong 3064

Adaptive Backstepping Control of Hydraulic Servo System with Input Saturation for Rolling Mill Based

on Multi-model Switching LI Yehong, FANG Yi Ming, LI Jianxiong,
SHI Shengli 3068

Pilot Anaerobic Plant's Description, Modeling and Output Feedback Control

..... WANG Haoping, TIAN Yang, KALCHEV Boyko, SIMEONOV Ivan, CHRISTOV
Nicolai 3073

面向重心变化的预估模型参考自适应控制器设计

A Predictor-Based Model Reference Adaptive Controller for Aircraft with Center of Gravity
Variations

..... HAN Chan, YANG
Lingyu, ZHANG Jing 3079

RBF Based Adaptive Backstepping Neural Control of a Dual-Axis Motion Platform

..... ELKOTESHY Yasser, YANG Shuyuan,
HEGAZY Moutaz 3083

Muti-AUV's Formation Coordinated Control in the Presence of Communication Losses

.....
ZHANG Lijun, QI Xue 3089

Design of Adaptive Systems by Using Fractional Calculus System's Approach

..... TAKAMATSU Takahiro,
OHMORI Hiromitsu 3095

Biomass Gasi_ cation Temperature Parameter Adaptive Time-Delay Compensator Design

..... HUANG Rong, KANG Yu, FU
Xinxin, XIE Zhen 3100

Adaptive Fuzzy Control of MEMS Gyroscope Using T-S Fuzzy Model

..... FEI Juntao, WANG Shitao,
HUA Mingang 3104

Two Approaches of Adaptive Synchronization for Chaotic Systems with Diverse Structures

..... KANG Yu, LING Qiang, LIU Kunpeng,
SHANG Weike 3110

一种最小相位系统的低阶自适应控制

A Low-order Adaptive Controller for A Class of Minimum-phase System
WANG Yong 3114

改进PSO 算法用于三轴测量系误差校正

Improved Particle Swarm Optimization Applied in Calibrating a Three-axis Measuring System

.....
..... LIU Yanqiu 3120

变结构控制(Variable Structure Control)

Path Following and Stabilization of Underactuated Surface Ships Based on Hierarchical Sliding

面向重心变化的预估模型参考自适应控制器设计

韩婵¹, 杨凌宇¹, 张晶¹

1. 北京航空航天大学, 北京 100191
E-mail: 350722271@qq.com

摘要:重心的变化直接影响飞机本身的控制特性, 使得控制系统设计更为复杂。针对重心变化问题, 本文提出了预估模型参考自适应控制器设计方法。该方法的核心部分由三轴非线性动态逆控制器构成, 在动态逆控制器的基础上加入了预估自适应模型参考自适应增量调节, 同时该方法定义了双误差信号, 可进一步提高系统对重心偏移的适应能力, 提高系统的控制精度。仿真结果表明: 该方法对重心变化具有较强的抑制不确定的作用, 系统响应能很好地跟踪指令信号。

关键词: 重心, 自适应, 非线性, 动态逆

A Predictor-Based Model Reference Adaptive Controller for Aircraft with Center of Gravity Variations

Chan Han¹, Lingyu Yang¹, Jing Zhang¹

1. Beijing University, Beijing 100191
E-mail: 350722271@qq.com

Abstract: The center of gravity variations have a direct impact on the control characteristic of the plane, which makes the control system design more complicated. In order to solve this problem, this paper puts forward the predictor-based model reference adaptive controller design method. The core part of this method is composed of three axis nonlinear dynamic inversion controller. Predictor-based model reference adaptive controller is added to the system as adaptive augmentation. System defines two error signals which improve the control accuracy. Simulation results show that this method has a stronger inhibitory effect on uncertainty, it make the system track command signal very well.

Key Words: Center of gravity, adaptive, nonlinear, dynamic inversion

众所周知, 飞机的重心直接影响飞机的稳定性和操纵性。飞行过程中, 姿态变化、燃油消耗、武器发射、外挂物投放、起落架收放、设备或人员移动等都会引起飞机重心较大幅度的变化。重心的变化会引起干扰力矩和各通道间耦合的产生, 同时还会使质量特性发生变化。因此需要研究面向重心变化的飞行控制方法。针对重心变化的问题, 国内外众多科研机构也开展了深入研究。文献[1]提出了一套针对重心不确定情况下的姿态鲁棒控制方法, 虽然能在一定程度上容忍重心变化所引起的系统不确定性, 但是参数调节繁琐, 其控制性能的优劣直接受到重心变化程度的影响。文献[2]针对不同原因造成的重心变化建立了通用模型和抗干扰姿态控制器, 在扩张状态观测器的补偿作用下, 控制器可以满足精确控制姿态的要求。但是该观测器性能随频率升高而逐渐衰减, 因此控制精度受采样频率的影响。文献[3]提出结合逆动力学理论和滑模控制的非线性自适应控制方法, 该方法在系统存在未知不确定性时仍具有良好的控制效果, 鲁棒性

强。但是该方法在不同重心位置时的参数调节缺乏一定的规律性。因此本文提出了面向重心变化的预估模型参考自适应控制器设计方法。该方法以三轴非线性动态逆为基础, 引入预估模型参考自适应控制以提高系统对重心偏移的适应能力。

本文首先建立了考虑重心变化的六自由度非线性模型, 然后详细的介绍了三轴非线性动态逆控制器的设计思想, 并加入基于预估模型参考自适应增量提高系统的稳定性和鲁棒性, 从理论上证明系统的稳定性。最后在通用运输机重心变化条件下进行仿真验证。

1 考虑重心变化的飞机动力学模型

常规飞机建模与控制系统设计时, 通常都会假定重心不发生变化或变化范围较小。这样的假设条件显然不适于重心快速大范围变化的情况。因此需要建立考虑重心变化特性的飞机六自由度非线性模型, 能全面准确地描述重心变化对飞机运动特性带来的影响。

假设飞机为刚体, 地面坐标系为惯性坐标系, 机体坐标系为动坐标系, 选取飞机上的任意一个质量元

m_i 为研究对象, 利用牛顿第二定律和动量矩方程推导变重心飞机在广义机体坐标下的线性运动和角运动方程^[4]:

$$\begin{cases} F_x = m[\dot{u} - rv + qw - (q^2 + r^2)\Delta x + (pq - \dot{r})\Delta y + (pr + \dot{q})\Delta z] \\ F_y = m[\dot{v} + ru - pw + (pq + \dot{r})\Delta x - (p^2 + r^2)\Delta y + (qr - \dot{p})\Delta z] \\ F_z = m[\dot{w} + pv - qu + (pr - \dot{q})\Delta x + (qr + \dot{p})\Delta y - (p^2 + q^2)\Delta z] \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} L = I_x \dot{p} - I_{xy} \dot{q} - I_{xz} \dot{r} + I_{xy} pr - I_{xz} pq + (I_z - I_y)qr + m(\dot{w} - qu + pv)\Delta y + m(-\dot{v} - ru + pw)\Delta z + I_{yz}(r^2 - q^2) \\ M = -I_{xy} \dot{p} + I_y \dot{q} - I_{yz} \dot{r} + I_{yz} pq - I_{xy} qr + (I_x - I_z)pr + m(-\dot{w} + qu - pv)\Delta x + m(\dot{u} - rv + qw)\Delta z + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ N = -I_{xz} \dot{p} - I_{yz} \dot{q} + I_z \dot{r} - I_{yz} pr + I_{xz} qr + (I_y - I_x)pq + m(\dot{v} + ru - pw)\Delta x + m(-\dot{u} + rv - qw)\Delta y + I_{xy}(q^2 - p^2) \end{cases} \quad (2)$$

其中, m 为飞机质量, F 为合外力, $[L, M, N]^T$ 为和外力矩在机体轴上的三个分量。 $[u, v, w]^T$ 为速度在机体轴上的三个分量。 $[p, q, r]^T$ 为角速度在机体轴上的三个分量。 $[\Delta x, \Delta y, \Delta z]^T$ 是重心偏移量在机体坐标系上的分量。 I_x, I_y, I_z 为飞机绕机体轴的转动惯量, I_{xy}, I_{xz}, I_{yz} 为惯量积, 这六个量构成了惯性矩阵 $[I_{cg}]$, 可由公式(3)计算得到^[5],

$$[I_{cg}] = -\sum \Delta m_k \left(\{\Delta \mathbf{x}_{ka}\}^T \{\Delta \mathbf{x}_{ka}\} [\Pi_3] - \{\Delta \mathbf{x}_{ka}\} \{\Delta \mathbf{x}_{ka}\}^T \right) + \sum \Delta m_k \left(\{\Delta \mathbf{x}_{kb}\}^T \{\Delta \mathbf{x}_{kb}\} [\Pi_3] - \{\Delta \mathbf{x}_{kb}\} \{\Delta \mathbf{x}_{kb}\}^T \right) + [I] \quad (3)$$

其中, $[\Pi_3]$ 表示一个三维的单位阵, Δm_k 表示移动物体质量, $\Delta \mathbf{x}_{ka}$ 表示物体移动前的重心, $\Delta \mathbf{x}_{kb}$ 表示物体移动后的重心。

即由原来的惯性矩阵减去物体从原来位置移走而减小的转动惯量, 再加上物体移到新位置而增加的转动惯量估算出重心变化后的惯性矩阵。

2 面向重心变化的自适应控制器设计方案

在已建立模型的基础上, 利用非线性动态逆解算出控制指令, 再利用预估模型参考自适应设计补偿控制律, 减小重心偏移等不确定因素对控制性能的影响。

本文分内外两个回路设计面向重心变化的控制律, 如图1所示: 内环采用逆动力学加预估模型参考自适应方法控制角速度 w ; 外环采用传统的 PID 控制器控制姿态角。本文将重点介绍内环。

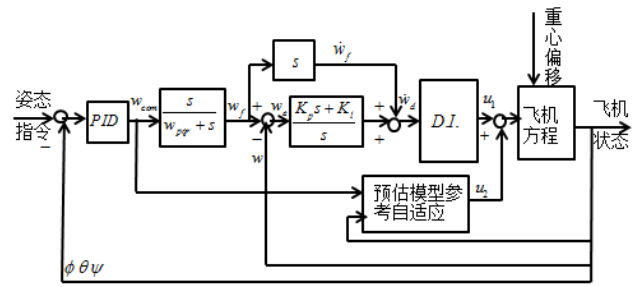


图1 面向重心变化的自适应控制器回路

姿态指令在外环 PID 控制器解算后得到内环输入指令 w_{com} 。指令 w_{com} 经指令过滤器后得到 PI 控制器的跟踪信号 w_f , 再加上前馈微分信号后就得到期望值 w_d , 经过动态逆模块 $D.I.$ 解算得到 u_1 , 在此基础上引入预估模型参考自适应控制器补偿重心偏移造成的系统不确定性, 由补偿环节计算得到的 u_2 与 u_1 一起共同构成控制指令。

非线性预估模型参考自适应控制器设计

3.1 非线性动态逆

飞机刚体动力学方程如下表示^[6]:

$$\dot{w} = A(t)w + G(t)z + B(t)u \quad (4)$$

其中, $w = [p, q, r]^T$, 向量 z 代表 w 的非线性组合 $pq, qr, pr, p^2 - q^2$ 以及状态向量 α, β , 向量 u 为舵偏 $\delta_e, \delta_a, \delta_r$, 将方程展开整理可以得到如下式子^[7]:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I_{3 \times 4}(t) \begin{bmatrix} pq \\ pr \\ rq \\ p^2 - r^2 \end{bmatrix} + I_{3 \times 3}(t) \begin{bmatrix} \bar{L}(t) \\ \bar{M}(t) \\ \bar{N}(t) \end{bmatrix} + B(t)u \quad (5)$$

其中, $I_{3 \times 4}, I_{3 \times 3}$ 是由 $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}$ 的组合表达式构成的矩阵。 $\bar{L}, \bar{M}, \bar{N}$ 是去除舵偏影响后的力矩表达式, 即 $\bar{L}, \bar{M}, \bar{N} = f(\alpha, \beta, p, q, r, V)$ 。

非线性动态逆控制律表达式为:

$$u = B^{-1} \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} - I_{3 \times 4} \begin{bmatrix} pq \\ pr \\ rq \\ p^2 - r^2 \end{bmatrix} - I_{3 \times 3}(t) \begin{bmatrix} \bar{L} \\ \bar{M} \\ \bar{N} \end{bmatrix} \right) \quad (6)$$

指令 w_{com} 经过滤后得到 PI 控制器的跟踪信号 w_f , 再加上前馈微分信号后就得到期望值 w_d , 即

$$\dot{w}_d = K_p(w_f - w) + K_I \int_0^t (w_f - w) dt + \dot{w}_f \quad (7)$$

再利用式(6)得到舵偏输入指令 u_1 。

3.2 预估模型参考自适应控制

本文在传统模型参考自适应的基础上引入了一个额外的误差项, 该误差项表征预估值和真实值做之差, 可进一步提高系统对重心偏移的适应能力。

用标称模型表示系统如下:

$$\dot{w} = (\hat{A} + \Delta A)w + (\hat{G} + \Delta G)z + (\hat{B} + \Delta B)u_2 \quad (8)$$

在式(10)中 Δ 表示真实矩阵和估计值之间的差值, 为了进一步的提高控制器, 将(8)转换为自适应控制器的 A 和 B 矩阵形式, 如公式(9)所示:

$$\dot{w} = \hat{A}w + \hat{B}(u + \hat{B}^{-1}g + \hat{B}^{-1}\hat{G}z) \quad (9)$$

其中, g 表示模型不确定部分, 可表征重心偏移 $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 等不确定因素对系统的影响。

$$g = (\Delta A w + \Delta B u + \Delta G z) \quad (10)$$

可进一步将图1中的指令滤波器描述为状态空间形式:

$$\dot{w}_f = A_m w_f + B_m w_{com} \quad (11)$$

设:

$$x = \left[\left(\int_0^t w_f d\tau \right)^T \quad w_f^T \quad \left(\int_0^t w d\tau \right)^T \quad w^T \right]^T \quad (12)$$

在式(6), (7), (11)和(12)的基础上引入自适应控制项

$$u_2 = K_x^T x + K_r^T r - K_z^T z - \hat{B}^{-1} u_{ad} \quad (13)$$

用上式可将公式(11)改写成如下形式:

$$\dot{x} = \bar{A}x + \bar{B}_m w_{com} + \bar{B} \left[K_x^T x + K_r^T r + \hat{B}^{-1}(g - u_{ad}) \right] \quad (14)$$

其中,

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & A_m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I \\ 0 & 0 & 0 & \hat{A} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\bar{B}_m = \begin{bmatrix} 0 & B_m^T & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (16)$$

以及

$$\bar{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \hat{B}^T \end{bmatrix}^T \quad (17)$$

将式(14)进一步变换为:

$$\dot{x} = A_r x + B_r r + B_l (g - u_{ad}) \quad (18)$$

其中,

$$A_r = (\bar{A} + \bar{B} K_x^T) \quad (19)$$

$$B_r = (\bar{B}_m + \bar{B} K_r^T) \quad (20)$$

$$B_l^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix}, B_l \in \mathbb{R}^{3 \times 12} \quad (21)$$

而

$$K_x^T = \hat{B}^{-1} \begin{bmatrix} K_l & K_p + A_m & -K_l & -K_p + \hat{A} \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$K_r^T = \hat{B}^{-1} B_m \quad (23)$$

公式(18)中的 g 项随时间变化, A_r 和 B_r 是时不变矩阵。

定义如下线性时不变参考系统形式:

$$\dot{x}_r = A_r x_r + B_r w_{com} \quad (24)$$

参考[8]法, 预测模型的结构设计如下:

$$\dot{\hat{x}} = A_p (\hat{x} - x) + A_r x + B_r w_{com} \quad (25)$$

在式(25)中, 矩阵 $A_p \in \mathbb{R}^{12 \times 12}$, 将其分解为4个子块, 如式(26)所示,

$$A_p = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \quad (26)$$

本文将 A_p 定义为 A_r 的正乘法因子, 即 a_{12} 是零矩阵。

在预估模型参考自适应中, 定义了两个误差信号:

$$\begin{aligned} e_1 &= x_r - x \\ e_2 &= \hat{x} - x \end{aligned} \quad (27)$$

两误差信号的微分形式如下:

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= A_1 e_1 + B_e (u_{ad} - g) \\ \dot{e}_2 &= A_2 e_2 + B_e (u_{ad} - g) \end{aligned} \quad (28)$$

其中,

$$e_1 = \left[\left(\int_0^t (w_f - w) d\tau \right)^T \quad (w_f - w)^T \right]^T \quad (29)$$

$$e_2 = \left[\left(\int_0^t (\hat{w} - w) d\tau \right)^T \quad (\hat{w} - w)^T \right]^T \quad (30)$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K_l & -K_p \end{bmatrix} \quad A_2 = a_{22} \quad (31)$$

且,

$$B_e^T = [0 \quad I] \quad (32)$$

式(30)中, \hat{w} 是预估向量 \hat{x} 的第四个状态量, 式(9)中定义的不确定部分 g 可以用 x, u_{ad}, r, z 和一系列随时间变化的权值表示,

$$g = W_1^T x + W_2^T r + W_3^T z + W_4^T u_{ad} \quad (33)$$

自适应控制信号作如下定义:

$$u_{ad} = \hat{W}_1^T x + \hat{W}_2^T r + \hat{W}_3^T z + \hat{W}_4^T u_{ad} \quad (34)$$

设:

$$m = e_1^T P_1 B_e + e_2^T P_2 B_e \quad (35)$$

$$n_1 = xm \quad n_2 = rm \quad (36)$$

$$n_3 = zm \quad n_4 = u_{ad} m$$

分别将权值 \hat{W}_i 投射到 n_i 上,

$$\dot{\hat{W}}_i = \Theta_i \text{dot}(\hat{W}_i, \frac{n_i}{|n_i|}) * n_i \quad (37)$$

其中, $W_1 \in \mathbb{R}^{12 \times 3}, W_2 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}, W_3 \in \mathbb{R}^{7 \times 3}, W_4 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 。此外, P_1 和 P_2 的求法与一般模型参考自适应方程相同, 即李雅普洛夫方程 $A_1^T P_1 + P_1 A_1 = -Q_1, A_2^T P_2 + P_2 A_2 = -Q_2$ 的解。 P_1, P_2, Q_1 和 Q_2 都是正定对称阵, 且 Q_1 和 Q_2 是可调参数。公式(37)中的 " Θ " 是自适应更新率。

定理 若系统(4)按公式(37)得到的自适应权值 W_i 及其导数是有界的, 则系统误差 e_1 和 e_2 也是有界的, 从而保证了系统的稳定性^[9]。

证明: 李雅普诺夫方程如下:

$$V = \sum_{i=1}^2 e_i^T P_i e_i + \sum_{j=1}^4 \text{trace}(\Delta W_j^T \Theta_j^{-1} \Delta W_j) \quad (38)$$

其中, Δ 表示预测权值和真实权值的差值。从上

一节的推导可以看出未知权值是时变的,对 V 求导,用公式(28)和(37)替代得到如下表达式^[8]:

$$\dot{V} = -\sum_{i=1}^2 e_i Q_i e_i - 2 \sum_{j=1}^4 \text{trac}(\Delta W_j^T \Theta_j^{-1} \dot{W}_j) \quad (39)$$

表达式第一项 $e_i Q_i e_i$ 是正定阵。公式(37)的投射操纵保证了 Δ 项的有界性。由定理假定条件可以推得第二项有界性:

$$\|\text{trac}(\Delta W_j^T \Theta_j^{-1} \dot{W}_j)\| \leq k \quad (40)$$

其中, k 是正常数。因此,只要选择合适的 Q_i 阵,就可以保证 $\dot{V} \leq 0$ 。即权值的有界性保证了系统的一致有界性。

3 仿真结果

为了验证本文控制方法的有效性,以美国通用运输机GTM的5.5%缩比模型进行仿真验证。为了验证该方法的鲁棒性,给仿真模型加入了 $\pm 20\%$ 的误差。在滚转角和俯仰角通道加0.1弧度方波指令,同时加入重心偏移量作为未知干扰进行仿真。飞机初始条件为:高度 $H = 304.8m$,速度 $V = 48.87m/s$ 。在第3秒加上重心偏移量 $\Delta x = -0.05m, \Delta y = 0.01m, \Delta z = 0.01m$ 。本文方法与只定义一个误差信号的模型参考自适应(MRAC)、动态逆方法的姿态响应对比曲线如图3所示。

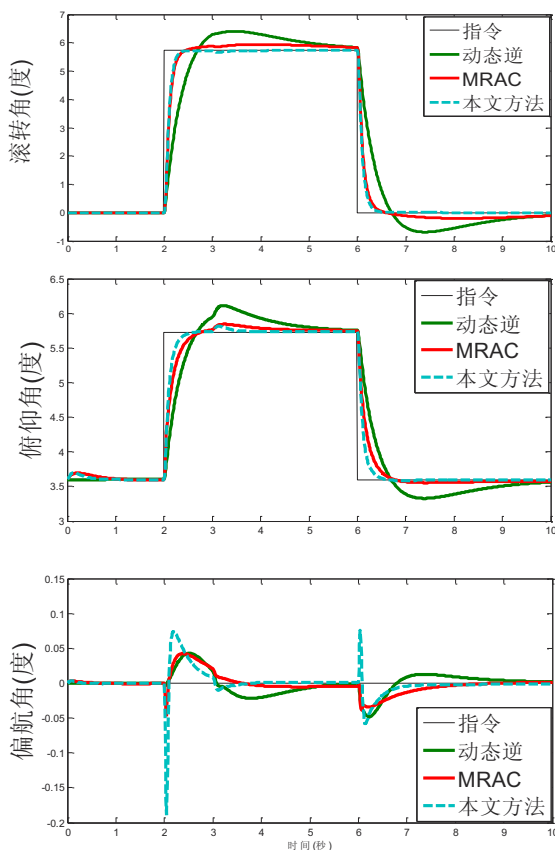


图2 不同方法控制效果对比图

从图2可以看出,三种方法姿态响应都能基本跟踪指令信号。与本文方法相比,动态逆响应时间较长,且当重心发生偏移时曲线会出现较大抖动,整体跟踪效果较差。MRAC虽然在速度和抗干扰能力上有

较大的提高,但是跟踪精度较差。而本文方法能较好地跟踪姿态指令,并且在重心发生偏时具有较优的抗扰性能,从而验证了本文控制方法增加的预估模块及双误差设置对重心偏移具有很好的补偿效果。

4 总结

本文提出了面向重心变化问题的基于预估模型参考自适应控制方法,该方法结合了逆动力学与预估模型参考自适应控制的优点,通过预估增量调节和双误差信号进一步增强了对重心变化的适应能力,提高系统跟踪精度。

该方法需要调节参数较多,而且缺乏一定规律,后续研究工作将针对参数整定方法进一步开展深入研究。

5 参考文献

- [1] M. Khammash, L. Zou. Robust Aircraft Pitch-Axis Control Under Weight and Center of Gravity Uncertainty. Iowa State University. 1999
- [2] Xiaoke Yang, Youwu Zhong, Lingyu Yang, Jing Zhang and Gongzhang Shen. Modeling and Attitude Control of Aircraft with Variation in Mass and Center of Gravity[R]. Proceedings of the 8th World on Intelligent Control and Automation. July 6-9 2010
- [3]张晶, 申功璋, 杨凌宇. 面向重心变化的自适应飞行控制系统设计. 北京航空航天大学学报. 第38卷, 第3期. 2012-3
- [4]韩婵, 杨凌宇. 结构受损飞机建模、动力学特性分析与仿真[R]. 北京: 中国导航、制导与控制学术会议, 2012, B25: 192-195
- [5]Jeffrey A. Ouellette. Flight Dynamics and Maneuver Loads on a Commercial Aircraft with Discrete Source Damage. Blacksburg, Virginia, April 26,2010
- [6]张晶, 申功璋, 杨凌宇. 基于逆动力学和重心估计的飞行控制系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2009,35 (11) :1315-1319
- [7] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005:8-11
- [8]E. Lavretsky, R. Gadiant, I. Gregory. Predictor-Based Model Reference Control. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Chicago, IL, Aug. 10-13,2009
- [9]Stefan F. Campbell, John T. Kaneshigo. A Nonlinear Dynamic Inversion L1 Adaptive Controller for a Generic Transport Model. American Control Conference Marriott Waterfront[R]. 2010