

2013 Chinese Control Conference

Proceedings of the 32nd CCC

第三十二届中国控制会议论文集



Technical Committee on Control Theory

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

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



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

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



Technical Committee on Control Theory

中文

Preface

Organizer

Plenary Speakers

Guan Z. Z. Award

Poster Award

Contents

Full Text Search

Author Index



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

IEEE Catalog Number: CFP1340A-CDR

ISBN: 978-988-15638-3-5



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

高超声速飞行器模型预测控制器设计方法研究

Attitude Controller Design of Hypersonic Vehicle Using MPC
..... HE Chaofan, YANG Lingyu, ZHANG Jing 5566

Research on the Intelligent Control System of Nickel-iron Rotary Kiln
..... SUN Hong Gang, WANG Xiaohong, MENG Qing Jin, SHI Liugang 5572

Yaw Control for a Self-balancing Unicycle Robot with Two Flywheels
..... GONG Daoxiong, LIU XIANG 5576

Accurate Ranging Method of Pulse Laser Time-of-Flight Based on the Principle of Self-triggering
..... LIANG Kunlun, LIU Hongyun, JU He-Hua 5583

Robust Stabilization for a Class of Nonlinear Systems: Fuzzy-Model-Based LMI Approach
..... HE Guannan, JING HongYu, JI Jing, YU Wensheng 5588

Time-Varying Repetitive Control for a PWM DC-AC Converter System
..... ZHANG Zhen, YAN Peng, YE Peiqing 5594

保持安全间距的自主车队纵向切换控制

A Longitudinal Switching Control of Autonomous Platoon with Maintaining Safe Distance
..... CAO Jianghua, JIA Xinchun, LI Lei, XING Xiaoling, YANG Bo 5600

捆绑火箭脉动压力响应计算方法研究

Research on Response of Fluctuating Pressure on Clustered Launch Vehicle
..... YANG Yunfei, JIA Daling, CHEN Yu, LI Jun 5605

纳卫星空芯磁力矩器的最优化设计与实现

Optimal Design and Implementation of Coreless Magnetic Torque for Nano-satellites
..... FENG Qian, LIU Yong, LI Lizhe, PAN Quan, ZHANG Chunming, YANG Guang 5609

Computation of All Robust PID Controllers for Two-Input and Two-Output
Time Delay Control Systems with Gain Margin and Phase Margin Specifications
..... WANG Yuan-Jay, WU Ssu-Chieh, HONG Yong-Jie, GAO Cyuan-Zun, LIN Jim-Tim 5614

Rapid Design of Guidance and Control Loop for Laser Guided Bomb
..... LI Meihong, YIN Jian, WANG Jingzhang, XU Jinxiang 5620

Novel Method of Keeping Constant Temperature in Nano Actuator Performance Measurement
..... JIANG Bing, WANG Jungang, CHEN Hong, CAO Kun, WANG Qiang, YANG Sheng 5626

A Path Tracking Algorithm of Intelligent Vehicle by Preview Strategy LIU Rui, DUAN JianMin 5630

战术导弹控制系统 SoC 设计技术

SoC Design Technology for the Universal Control System of Tactical Missile
..... LONG Huabao, SONG Jiachen, LIU Xiang, LI Hai Jun 5636

脱靶量最小的导弹制导控制律联合优化设计

Joint Optimal Design of Missile Guidance and Control Law for Minimizing Miss Distance
..... XU Youcheng, LONG Huabao 5640

Gain Scheduling Output Feedback Controller Design for Hypersonic Vehicle with Actuator Saturation
..... LIU Yang, BAN Xiao Jun, HUANG Xianlin, PANG Hongjun 5644

智能机器人 (Intelligent Robots)

基于视觉和 PSD 的高精度机械手伺服控制

High-precision Servo Control of Robot Arm Based on Vision and PSD
..... LU Jun, SONG Jinghao, LIU Yong 5650

高超声速飞行器模型预测控制器设计方法研究

何超凡¹, 杨凌宇¹, 张晶¹

1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191
E-mail: hcf.89@163.com

摘要: 针对高超声速飞行器参数强不确定性、多约束的特点, 基于模型预测控制方法研究了其姿态控制问题。采用连续时域模型预测控制方法设计三通道姿态控制器, 滚动优化时引入Laguerre函数, 将普通优化问题转化为带LMI约束的优化问题。以某型高超声速飞行器六自由度非线性模型为对象进行仿真, 结果表明所设计的预测控制器在多种不同干扰及不确定条件下, 能够快速准确的实现三轴姿态指令跟踪, 在操纵效率不足时, 保持舵面指令在约束范围内, 并保证系统跟踪性能。

关键词: 高超声速飞行器, 模型预测控制, 鲁棒性, 抗饱和

Attitude Controller Design of Hypersonic Vehicle Using MPC

HE Chaofan¹, YANG Lingyu¹, ZHANG Jing¹

1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191
E-mail: hcf.89@163.com

Abstract: According to the Hypersonic Vehicle's characteristics of strong uncertainty and multiple constraints, the 3-channel attitude controller is designed based on the continuous-time MPC method. Laguerre function is introduced while receding optimization, which turns regular optimization problem into optimization with LMIs. Simulation experiments are constructed on the 6-degree nonlinear model of some hypersonic vehicle. The simulation experimental results show that the performance of command tracking by this designed control system is quite good, especially under the condition of lacking of efficiency of control.

Key Words: Hypersonic Vehicle, MPC, Robustness, Anti-saturation

1 引言

高超声速飞行器是一类飞行速度超过5倍音速的飞行器, 目前其控制难点主要包括: 1) 高超声速飞行器整个飞行过程经历亚声速、跨声速、超声速和高超声速四个阶段, 不同的飞行阶段中速度、高度和姿态变化幅度及变化率均较大, 模型特性变化迅速, 不易准确描述; 2) 在飞行过程中存在大量的外界干扰以及飞行器内部参数的不确定等问题, 特别是在高超声速飞行条件下, 飞行参数对飞行条件的变化异常敏感, 任何外界干扰都可能导致飞行器失去稳定, 这就要求控制器具有足够的抗干扰能力和鲁棒性; 3) 此外虽然高超声速飞行使得飞行器受到巨大的空气动力作用, 但超高空或者大机动飞行时的舵面效用极可能不足, 舵面易出现饱和, 因而要求控制器具备处理多约束的能力。基于上述要求, 动态逆控制方法^[1]、鲁棒控制方法^[2]、LPV控制方法^[3]等常常被用来解决高超声速飞行控制问题, 但这些方法在实际工程应用时较困难。

模型预测控制是一种基于在线优化的控制策略, 由于对模型要求低、鲁棒性强、抗干扰性强而且能够在优化控制理论的框架内很好地处理系统的控制约束等特点, 因而较适用于解决高超声速飞行器控制问题。国外研究已经把模型预测控制应用到F-16飞机、卫星姿态控制以及锥形体高超声速飞行器的控制研究等航空航天领域^[4-7], 效果很好。

但传统的预测控制在模型参数相关计算方面在线计算量较大, 为此论文离线选取一系列标称状态点, 计算、储存相关模型参数, 在线优化时通过调用状态较近的标称状态点的相应模型参数来降低在线计算量; 此外, 滚动优化过程中引入Laguerre函数, 将普通优化问题转化为带LMI约束的优化问题。基于此方法, 本文在高超声速飞行器标称状态点线性化模型的基础上, 设计预测控制器实现对三轴姿态控制, 最终的六自由度非线性模型仿真验证了该方法的有效性。

2 模型预测控制方法

预测控制的基本思想是, 在每一个采样时刻, 它将系统的当前状态作为初始条件, 利用过程的动态模

*本项目受国家自然科学基金资助(编号: 61273099)

型预测在有限时域内系统的未来响应,再根据该模型优化对象的未来性能指标,求解一个开环最优化问题,得到一个控制序列,并将该控制序列的第一个控制量作用于被控对象。在下一个采样时刻,利用新的状态测量重新求解开环最优化问题,从而形成闭环控制^[8-14]。

2.1 控制预测算法

对于m输入和q输出的系统,其状态方程为:

$$\begin{aligned} \dot{x}_m(t) &= A_m x_m(t) + B_m u(t) + B_d \omega(t) \\ y(t) &= C_m x_m(t) \end{aligned} \quad (1)$$

其中, $\omega(t)$ 为不可测干扰源。

定义

$$z(t) = \dot{x}_m(t) \quad (2)$$

定义状态变量 $x(t) = [z(t)^T \quad y(t)^T]^T$, 则可得增广模型

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = \begin{bmatrix} A & B \\ C_m & o_{q \times m} \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} B_m \\ o_{q \times m} \end{bmatrix} \dot{u}(t) + \begin{bmatrix} B_d \\ o_{q \times m} \end{bmatrix} \dot{\omega}(t) \\ y(t) = \begin{bmatrix} o_m & I_{q \times q} \end{bmatrix} x(t) \end{cases} \quad (3)$$

对于常值干扰,易知

$$\frac{d\omega(t)}{dt} = 0;$$

对于随机干扰,假设其是白噪声在连续时域内的积分^[9],即

$$\omega(t) = \int_0^t \varepsilon(\tau) d\tau$$

其中, $\varepsilon(t)$ 为有界、零均值的白噪声,即

$$E \left\{ \frac{d\omega(t)}{dt} \right\} = E \{ \varepsilon(t) \} = 0。$$

由式(3)可知,增广模型将随机噪声转换为零均值白噪声,对状态变量产生的影响期望为零。

假定初始时刻为 t_i , 滚动时域窗口为 $t_i \sim t_i + T_p$,

则基于初始状态 $x(t_i)$ 及所设计的反馈矩阵 K , 可得

$$\begin{aligned} x(\tau) &= e^{(A-BK)\tau} x(t_i) \\ \dot{u}(\tau) &= -K e^{(A-BK)\tau} x(t_i) \end{aligned} \quad (4)$$

其中, $0 \leq \tau \leq T_p$ 。

这里引入Laguerre函数,第 k 个控制量变化率 $\dot{u}_k(t)$

可以描述为一列标准正交基的合成:

$$\dot{u}_k(t) \approx \sum_{i=1}^N c_i^k l_i^k(\tau) = L_k(\tau)^T \eta_k \quad (5)$$

其中, $k = 1, 2, \dots, m$ $\eta_k = [c_1^k \quad c_2^k \quad \dots \quad c_N^k]^T$ 为系数

向量, $L_k(\tau) = [l_1^k(\tau) \quad l_2^k(\tau) \quad \dots \quad l_N^k(\tau)]^T$, N 值

越大,与实值 $\dot{u}_k(t)$ 差异越小。

假设初始向量 $L_k(0) = \sqrt{2p_k} [1 \quad 1 \quad \dots \quad 1]^T$, $p > 0$, 且 p 越小越好。

Laguerre函数满足状态方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{l}_1^k(\tau) \\ \dot{l}_2^k(\tau) \\ \vdots \\ \dot{l}_N^k(\tau) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -p_k & 0 & \dots & 0 \\ -2p_k & -p_k & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -2p_k & -2p_k & \dots & -p_k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} l_1^k(\tau) \\ l_2^k(\tau) \\ \vdots \\ l_N^k(\tau) \end{bmatrix} \quad (6)$$

则该微分方程的解为

$$L_k(\tau) = e^{A_{pk}\tau} L_k(0) \quad (7)$$

其中,

$$A_{pk} = \begin{bmatrix} -p_k & 0 & \dots & 0 \\ -2p_k & -p_k & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -2p_k & -2p_k & \dots & -p_k \end{bmatrix}。$$

假设已知初始时刻 t_i 时的状态量 $x(t_i)$, 则未来时刻 $t_i + \tau$ 状态变量为:

$$x(t_i + \tau | t_i) = e^{A\tau} x(t_i) + \int_0^\tau e^{A(\tau-\gamma)} B \dot{u}(\gamma) d\gamma \quad (8)$$

对于输入信号 $\dot{u}(\tau)$, 可以写作

$$\dot{u}(\tau) = [\dot{u}_1(\tau) \quad \dot{u}_2(\tau) \quad \dots \quad \dot{u}_m(\tau)]^T$$

同样,

$$B = [B_1 \quad B_2 \quad \dots \quad B_m]$$

其中, B_i 是矩阵 B 的列向量。

已知第 i 个输入信号 $\dot{u}_i(\tau)$ 可用Laguerre函数表示,

即

$$\dot{u}_i(\tau) \approx L_i(\tau)^T \eta_i$$

$$= [l_1^i(\tau) \quad l_2^i(\tau) \quad \dots \quad l_{N_i}^i(\tau)] \begin{bmatrix} c_1^i \\ c_2^i \\ \vdots \\ c_{N_i}^i \end{bmatrix}$$

则式(8)可表示为

$$x(t_i + \tau | t_i) = e^{A\tau} x(t_i) + \phi(\tau)^T \eta \quad (9)$$

其中,

$$\phi(\tau)^T = \int_0^\tau e^{A(\tau-\gamma)} [B_1 L_1(\gamma)^T \quad \dots \quad B_m L_m(\gamma)^T] d\gamma。$$

依据传统预测控制中代价函数的选取,代价函数取为

$$J = \int_0^{T_p} ((r(t_i) - y(t_i + \tau | t_i))^T ((r(t_i) - y(t_i + \tau | t_i)) + \dot{u}(\tau)^T R \dot{u}(\tau))) d\tau \quad (10)$$

其中 $r(t_i)$ 为期望值。

若取 $R = \text{diag} \{r_k\}$, 则

$$\int_0^{T_p} \dot{u}(\tau)^T R \dot{u}(\tau) d\tau = \sum_{k=1}^m \int_0^{T_p} r_k \dot{u}_k(\tau)^2 d\tau \quad (11)$$

若预测时域 T_p 足够大, 利用Laguerre函数的正交性质, 可得

$$\int_0^{T_p} \dot{u}_k(\tau)^T \dot{u}_k(\tau) d\tau \approx \int_0^\infty \eta_k^T L_k(\tau) L_k(\tau)^T \eta_k d\tau \quad (12)$$

$$= \eta_k^T \eta_k$$

另取 $Q = C^T C$, 则代价函数可化为

$$J = \int_0^{T_p} x(t_i + \tau | t_i)^T Q x(t_i + \tau | t_i) d\tau + \eta^T R_L \eta \quad (13)$$

其中, R_L 是分块对角矩阵, 第 k 块为

$$R_k = r_k I_{N_k \times N_k}$$

将式(9)代入(13), 令

$$\Omega = \int_0^{T_p} \phi(\tau) Q \phi(\tau)^T d\tau + R_L \quad (14)$$

$$\Psi = \int_0^{T_p} \phi(\tau) Q e^{A\tau} d\tau$$

可将(13)化为

$$J = \left[\eta + \Omega^{-1} \Psi x(t_i) \right]^T \Omega \left[\eta + \Omega^{-1} \Psi x(t_i) \right] \quad (15)$$

$$+ x(t_i)^T \int_0^{T_p} e^{A^T \tau} Q e^{A\tau} d\tau x(t_i)$$

$$- x(t_i)^T \Psi^T \Omega^{-1} \Psi x(t_i)$$

其中当

$$\eta = -\Omega^{-1} \Psi x(t_i) \quad (16)$$

时, 代价函数 J 取得最小值, 则可得控制量增益:

$$\dot{u}(\tau) = L(\tau)^T \eta \quad (17)$$

$$= \begin{bmatrix} L_1(\tau)^T & 0 & \dots & 0 \\ 0 & L_2(\tau)^T & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & L_m(\tau)^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \\ \vdots \\ \eta_m \end{bmatrix}$$

2.2 滚动优化中考虑变量约束

考虑到高超声速飞行器舵面易饱和, 在控制器设计过程中加入对输入的限制很有必要。本文在控制器设计中仅考虑两类输入受限方式: 一种是输入幅值的约束, 一种是输入变化率的约束, 如(18)和(19)所示。

$$du_{\min} \leq \dot{u}(t) \leq du_{\max} \quad (18)$$

$$u_{\min} \leq u(t) \leq u_{\max} \quad (19)$$

对于第一类约束, 利用Laguerre函数, 可转化为如下LMI形式,

$$-L(\tau_i)^T \eta \leq -du_{\min} \quad (20)$$

$$L(\tau_i)^T \eta \leq du_{\max}$$

针对第二类约束,

$$u(\tau_i) = u(t_i - \Delta t) + (L(0)^T \Delta t + L(\tau_i)^T A_p^{-T} - L(0)^T A_p^{-T}) \eta = u(t_i - \Delta t) + C_u \eta \quad (21)$$

其中, $C_u = L(0)^T \Delta t + L(\tau_i)^T A_p^{-T} - L(0)^T A_p^{-T}$ 。

则输入复制的约束可表示为如(22)所示LMI形式,

$$u_{\min} - u(t_i - \Delta t) \leq C_u \eta \leq u_{\max} - u(t_i - \Delta t) \quad (22)$$

即将普通优化问题转化为带LMI约束的优化问题。

3 模型描述及系统结构

本文针对某型高超声速飞行器, 依据飞行器动力学与运动学方程, 建立其六自由度非线性模型:

$$\dot{x} = f(x, u)$$

其中,

$$x = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z \quad \varphi \quad \psi \quad \gamma \quad x_I \quad y_I \quad z_I, \\ V_{x1} \quad V_{y1} \quad V_{z1}]^T$$

分别为三轴姿态角速度、三轴姿态角、惯性系三轴位置及机体三轴速度变量; $u = [\delta_x \quad \delta_y \quad \delta_z]^T$, 分别为等效滚转、偏航、俯仰舵偏。

在非线性模型的基础上, 选取标称状态点线性化, 得到线性化模型:

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m u$$

$$y = C_m x_m$$

其中

$$x_m = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z \quad \varphi \quad \psi \quad \gamma]^T,$$

$$u = [\delta_x \quad \delta_y \quad \delta_z]^T, \quad y = [\varphi \quad \psi \quad \gamma]^T.$$

针对特定状态点的线性模型, 结合上述模型预测控制方法, 选定Laguerre函数相关参数 p, N 以及预测时域 T_p , 一般情况下 p 值越小越好, N 值越大越好, 最终根据式(13)计算体现模型特性的参数 Ω, Ψ 。

实际控制器工作时, 根据在线获得的实时状态参数 u, x_m, y 及控制指令, 调用离线计算得到的相关模型参数 Ω, Ψ , 在约束范围内实现在线优化, 得到控制量, 最终实现三轴姿态角控制。

闭环系统结构如图1所示。

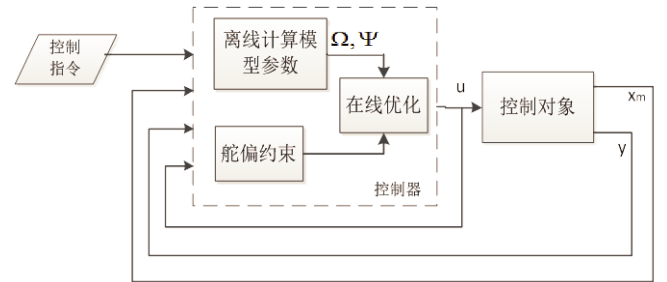


图 1 闭环系统结构图

4 仿真实验

(1) 设计状态点为 $H = 34.2 \text{ km}$, $Ma = 10.6$, 初始三轴姿态角为 $\varphi_0 = 9.475^\circ$ 、 $\psi_0 = -33.871^\circ$ 、

$\gamma_0 = -4.270^\circ$, 初始三轴舵偏为

$$\delta_0 = [1.865^\circ \quad 0.671^\circ \quad 2.344^\circ]^T.$$

同时考虑三轴俯仰舵偏约束:

$$-25^{\circ} \leq \delta_i \leq 25^{\circ}$$

$$-200^{\circ}/s \leq \dot{\delta}_i \leq 200^{\circ}/s$$

其中, $i=1,2,3$ 。

将所设计控制器应用在所建立的六自由度非线性模型上, 仿真验证条件如下:

a) 三轴姿态同时给阶跃指令信号, 闭环系统相关响应曲线如图 2~图 6所示;

b) 为验证控制器鲁棒性, 在非线形模型上引入气动力、气动力矩系数 ($\pm 15\%$) 和大气密度 ($\pm 10\%$) 不确定度, 通过仿真得知气动系数及大气密度的不确定度取正负最大值时模型偏差最大, 因而取如表1所示的四种极端不确定条件, 此时闭环系统相关响应曲线如图 7~图 11所示。

表1 四种极端不确定情形

	气动系数不确定度取值	大气密度不确定度取值
情形 1	+15%	+10%
情形 2	-15%	+10%
情形 3	+15%	-10%
情形 4	-15%	-10%

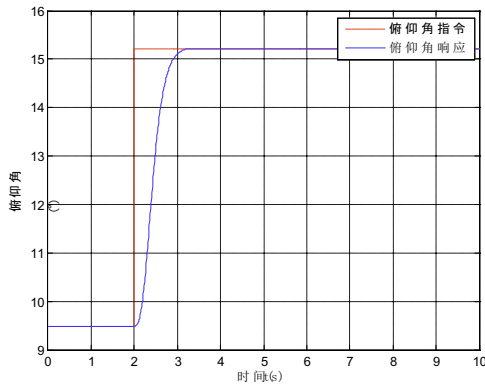


图 2 俯仰角指令及响应曲线

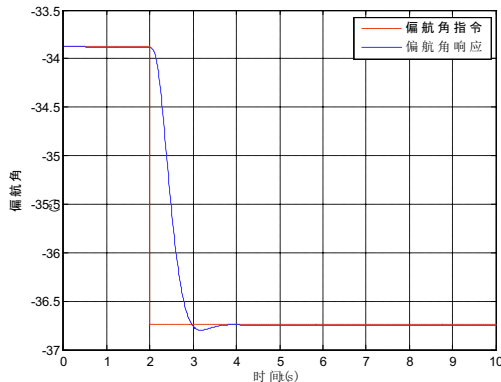


图 3 偏航角指令及响应曲线

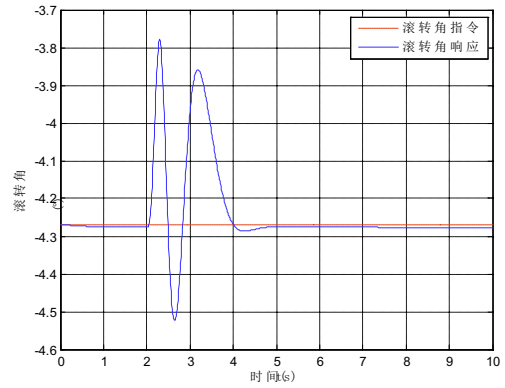


图 4 滚转角指令及响应曲线

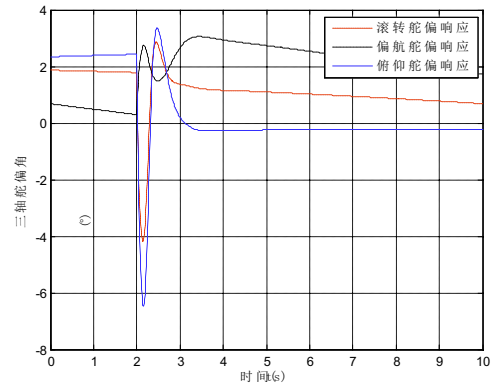


图 5 三轴舵偏幅值变化曲线

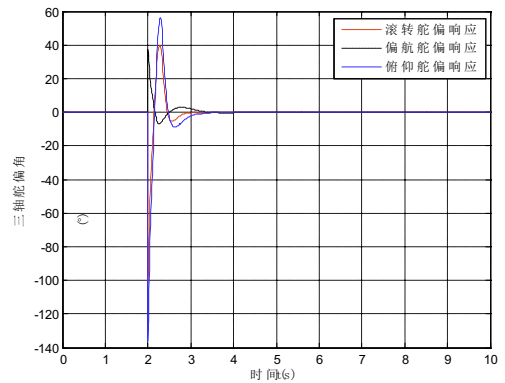


图 6 三轴舵偏变化率随时间变化曲线

由图2~图4可知, 基于预测控制方法设计的控制器能够快速精确的实现三轴姿态指令跟踪, 证实了预测控制器的出色的性能; 由图 5~图 6可知, 在跟踪指令信号过程中, 三轴舵偏幅值及变化率均始终处于约束范围内。

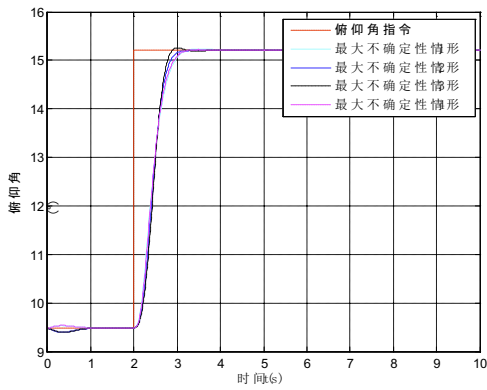


图 7 俯仰角指令及响应曲线

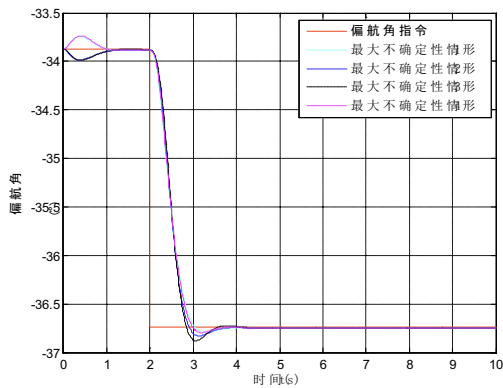


图 8 偏航角指令及响应曲线

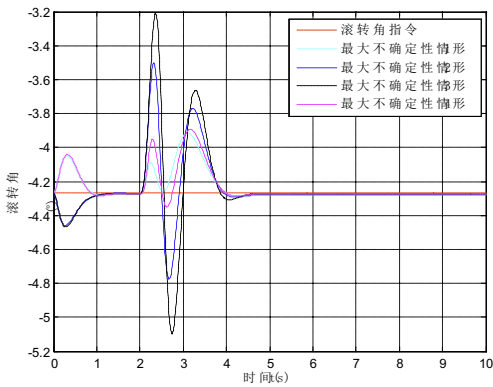


图 9 滚转角指令及响应曲线

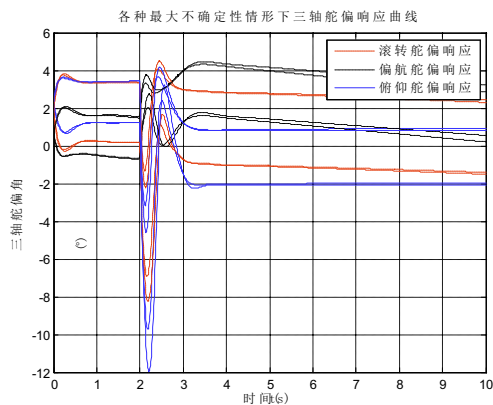


图 10 三轴舵偏幅值变化曲线

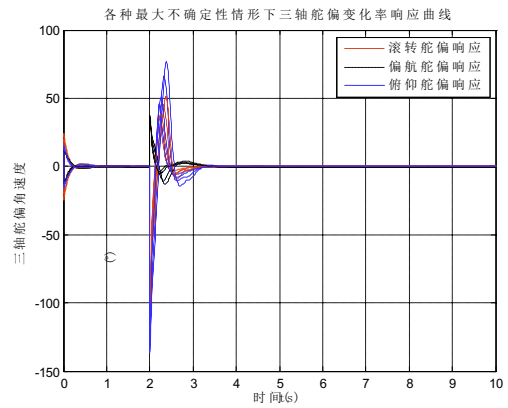


图 11 三轴舵偏变化率随时间变化曲线

由图7~图11可知，在各种系数处于最大不确定度的情况下，控制器仍能较好的实现指令跟踪，从而表现出预测控制器的较强的抗干扰性和鲁棒性，并且舵偏响应始终处于约束范围之内。

(2) 为验证控制器抗饱和特性，选取超高空状态点： $H = 41.6km$ ， $Ma = 16.6$ ，初始三轴姿态角为 $\varphi_0 = 9.343^\circ$ 、 $\psi_0 = -0.001^\circ$ 、 $\gamma_0 = 0.079^\circ$ ，初始三轴舵偏为 $\delta_0 = [0.0152^\circ \quad 0.0188^\circ \quad -15.976^\circ]$ 。同时加入三轴姿态指令，相关响应曲线如图 12-图 16所示。

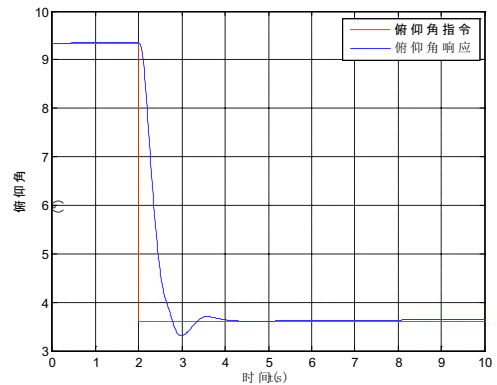


图 12 俯仰角指令及响应曲线

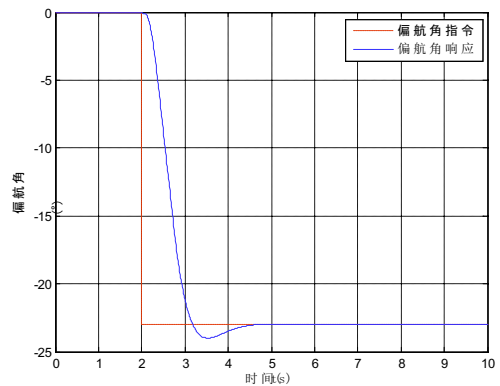


图 13 偏航角指令及响应曲线

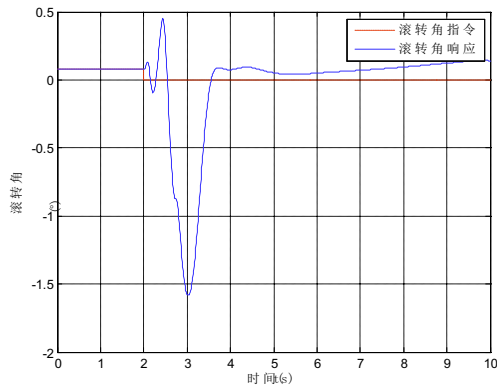


图 14 滚转角指令及响应曲线

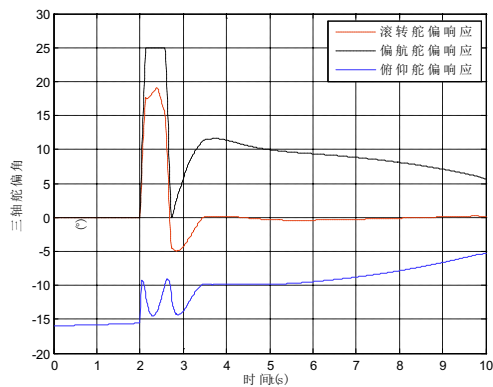


图 15 三轴舵偏幅值变化曲线

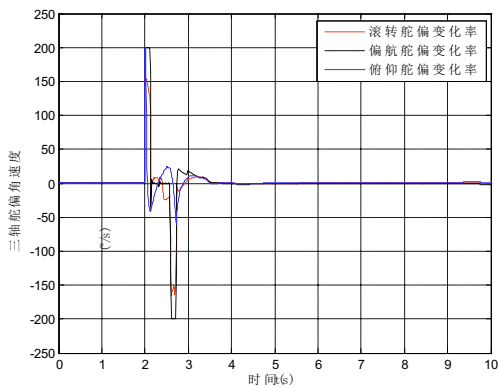


图 16 三轴舵偏变化率随时间变化曲线

由图 12-图 16可知, 在气动效用不足的情况下, 偏航舵达到了饱和, 在控制器的作用下, 三轴姿态仍能实现指令跟踪, 体现了预测控制器出色的抗饱和能力。

5 结论

本文探讨了基于状态空间的模型预测控制方法在高超声速飞行器姿态控制中的应用, 仿真结果验证了该方法的有效性和可行性, 所设计的预测控制器能够很好很快地跟踪期望的参考指令, 控制精度较高, 并且表现出较强的抗干扰能力、鲁棒性以及抗饱和能力。在进一步的研究中, 我们将考虑在非线性模型中采用预测控制方法实现全包线范围内的姿态控制。

参考文献

- [1] LIU Yanbin, LU Yuping. Longitudinal Inversion Flight Control Based on Variable Structure Theory for Hypersonic Vehicle. *Information and Control*, 2006, 35 (3) :388-392.
- [2] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2000, 23(4):577-585.
- [3] Lind R. Linear parameter-varying modeling and control of structural dynamics with aerothermoelastic effects. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2002, 25(4):733-739.
- [4] Tamas Keviczky. Receding horizon control of an F-16 aircraft a comparative study. *Control Engineering Practice*, 2006,14: 1023~1033.
- [5] Manye D Q. Constrained model predictive control stability and optimality. *Automatica*,2000, 36(9): 789~814
- [6] Vaddi S, Sengupta P. Controller Design for Hypersonic Vehicles Accommodating Nonlinear State and Control Constraints. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference* . 2009-6286.2009.
- [7] Shaughnessy J D. Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration. NASA TM102610.1990.
- [8] Ton J.J. van den Boom, Ton C.P.M. Backx. Model Predictive Control. December 21, 1999.
- [9] L Wang, Model Predictive Control System Design and Implementation Using Matlab, Springer, 2009.
- [10] J. M. Maciejowski, Predictive Control With Constraints. Prentice Hall, 2002.
- [11] B. Kada, Outer-Loop Sliding Mode Control Approach to Longitudinal Autopilot Missile Design. *The 18th IFAC World Congress*, Milano ,Italy ,2011.
- [12] 杨宝庆.基于预测控制的大气层外 KKV 制导控制规律研究.哈尔滨工业大学.2009.5.
- [13] 张军,梁建国等.基于 LMI 约束优化的再入飞行器预测控制. *动力学与控制学报*.2008.12 .6(4)
- [14] 方炜,姜长生. 空天飞行器再入过程姿态预测控制律设计. *系统工程与电子技术*. 2007.8. 29(8)