

# 大气层外拦截器开关式姿态控制律设计

杨宝庆, 姚 郁, 贺风华

(哈尔滨工业大学 控制与仿真中心, 哈尔滨 150080, yang\_bao\_qing@yahoo.com.cn)

**摘要:** 以大气层外拦截器为背景, 为了提高姿态控制系统对干扰力矩的鲁棒性, 基于预测控制方法设计了开关式姿态控制律. 将导引头视场约束和姿态角速度约束以输出约束的形式添加到预测控制的优化问题中, 保证了目标不脱离视场. 针对线性化后的姿态运动模型, 采用约束“紧缩”的方法, 通过适当的调整约束集, 保证了算法的鲁棒性. 在此基础上得到了带有开关输入的姿态控制对应的优化问题. 仿真结果表明, 本文给出的设计方法即使在存在较大干扰力矩的情况下仍然能够满足姿态控制精度要求.

**关键词:** 模型预测控制; 开关输入; 姿态控制

中图分类号: V448

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2010)01-0005-04

## Design of on-off attitude control law based on model predictive control

YANG Bao-qing, YAO Yu, HE Feng-hua

(Control and Simulation Central, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China, yang\_bao\_qing@yahoo.com.cn)

**Abstract:** In order to improve the robustness of attitude control system to disturbance moment for exo-atmospheric interceptor, the on-off attitude control law is designed based on predictive control. The constraints on field of view and angular velocity are taken as output constraints to be added to the optimization problem of predictive control, thus the deviation of target from field of view is avoided. For the linearized attitude control model, the robustness of algorithm is guaranteed by applying the method of constraint tightening. Based on this, the optimization problem corresponding to attitude control with on-off inputs is obtained. Simulation results show that the proposed method meets accuracy requirements even if large disturbance moment exists.

**Key words:** model predictive control; on-off input; attitude control

对于大气层外拦截器而言, 合适的姿态控制方法是实现直接碰撞的关键. 由于姿控发动机只能提供常值推力, 因此必须设计开关形式的姿态控制律, 如何保证姿态控制精度并避免发动机的频繁开启是必须解决的问题<sup>[1]</sup>. 现有文献中介绍的拦截器姿态控制方法主要有脉冲调制方法、滑模变结构方法、相平面方法几种. Anthony 和 Wie<sup>[2]</sup>用描述函数方法分析了几种常用的脉冲调制器的特性, 并设计了稳定的控制器. 但是, 由于描述函数方法采用一阶近似, 所以控制精度受到了限制. 周红建<sup>[3]</sup>和汤国建等<sup>[4]</sup>针对变推力发动机工程

上难以实现这一问题, 应用 PMPF 调解器技术, 给出了常推力发动机的开关逻辑, 构造出“数字变推力”, 近似得到需要的变推力. 李庆华<sup>[5]</sup>应用相平面方法进行了姿态控制律的设计, 主要思想是, 针对简化后的线性模型计算其相轨迹, 通过相轨迹分析即可得到发动机正向和反向开机曲线. 但这只是理想情况下的结果, 如果考虑实际情况, 如发动机推力延迟、测量误差等系统就会出现, 例如丧失快速型, 而且有可能不稳定. 朱民雄等<sup>[6]</sup>对于由开关控制的非线性飞行器姿态控制系统, 提出了采用解耦变结构控制的方法. 虽然变结构控制具有较强的鲁棒性, 但是容易在滑模面上发生抖动现象, 如果有较大干扰时, 控制精度不高, 而且, 发动机开关过于频繁, 容易引起弹性振动. 此外, 基于最优控制理论的一些先进控制方

收稿日期: 2008-09-14.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60674043);  
高等院校博士点资助项目(20060213040).

作者简介: 杨宝庆(1980—), 男, 博士后;  
姚 郁(1963—), 男, 教授, 博士生导师.

法,如预测控制方法等,由于其良好的鲁棒性在飞行器控制中得到了越来越多的应用,并且取得了一定的研究成果<sup>[7-12]</sup>.

本文基于预测控制方法设计了开关姿态控制律.在姿态控制律的设计中,考虑了姿态干扰力矩,并将导引头视场约束和姿态角速度约束添加到预测控制的优化问题中,避免了目标脱离视场.为保证算法的鲁棒性,采用了约束“紧缩”的方法<sup>[7]</sup>,通过适当调整约束集,减少了在线计算量.

## 1 模型线性化及约束的处理

拦截器姿、轨控发动机布局如图1所示.其中,1,2,3,4,5,6是安装在拦截器尾部的姿控发动机;1#,2#,3#,4#是安装在质心周围的轨控发动机.

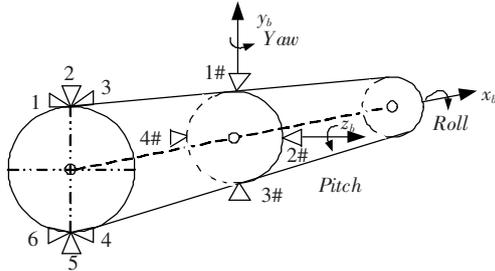


图1 拦截器姿、轨控发动机配置图

对于拦截器来说,由于体积较小,一般可将弹体作为刚体来研究,而且多为轴对称外形,这时可认为弹体坐标系就是它的惯性主轴系.在此条件下,拦截器对弹体坐标系各轴的惯性积为零,描述拦截器绕质心转动的动力学和运动学方程为

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z = M_x + d_x, \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z = M_y + d_y, \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y = M_z + d_z, \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \tan \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\ \dot{\psi} = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \vartheta, \\ \dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma. \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $J_x, J_y, J_z$  分别为拦截器相对于弹体系3个轴的转动惯量;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  分别为弹体系相对于惯性系的转动角速度在弹体系3个轴上的分量;  $M_x, M_y, M_z$  分别为作用在拦截器弹体系3个轴上的控制力矩;  $d_x, d_y, d_z$  分别是推力偏心和质心漂移引起的姿态干扰力矩在弹体系3个轴上的分量;  $\gamma, \psi, \vartheta$  分别是滚转角、偏航角和俯仰角.

由于推力偏心和质心漂移的大小无法实时测量,因此在控制设计时无法得到干扰力矩的真实值,这里假设其是有界的干扰,即

$$\left\{ (\omega_x, \omega_y, \omega_z, \gamma, \psi, \vartheta) \mid \begin{array}{l} |\omega_x| \leq 2.5(^{\circ}/s), |\omega_y| \leq 2.5(^{\circ}/s), |\omega_z| \leq 2.5(^{\circ}/s) \\ |\gamma - \gamma_r| \leq 0.1^{\circ}, |\psi - \psi_r| \leq 0.1^{\circ}, |\vartheta - \vartheta_r| \leq 0.1^{\circ} \end{array} \right\}$$

$$|d_x| \leq d_{x,\max}, |d_y| \leq d_{y,\max}, |d_z| \leq d_{z,\max}.$$

其中:  $d_{x,\max}, d_{y,\max}$  和  $d_{z,\max}$  可以通过地面悬浮试验的测试数据计算得到.控制输入是开关形式的,即

$$M_x \in \{M_{x,\max}, 0, -M_{x,\max}\},$$

$$M_y \in \{M_{y,\max}, 0, -M_{y,\max}\},$$

$$M_z \in \{M_{z,\max}, 0, -M_{z,\max}\}.$$

其中:  $M_{x,\max}, M_{y,\max}$  和  $M_{z,\max}$  是3个轴上姿控发动机能够提供的力矩.

令系统的状态向量为

$$\mathbf{x} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z \ \gamma \ \psi \ \vartheta]^T,$$

输入向量为

$$\mathbf{u} = [M_x \ M_y \ M_z]^T,$$

干扰向量为

$$\mathbf{d} = [d_x \ d_y \ d_z]^T.$$

选择系统的平衡点为

$$\mathbf{x}_p = [0 \ 0 \ 0 \ \gamma_p \ \psi_p \ \vartheta_p]^T,$$

则系统(1)对应的线性化后的模型为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{u} + \mathbf{d}).$$

其中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & -\cos \gamma_p \tan \vartheta_p & \sin \gamma_p \tan \vartheta_p & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_p / \cos \vartheta_p & -\sin \gamma_p \cos \vartheta_p & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sin \gamma_p & \cos \gamma_p & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 1/J_x & 0 & 0 \\ 0 & 1/J_y & 0 \\ 0 & 0 & 1/J_z \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

为了便于处理,将干扰力矩向量描述成多面体形式,即  $\mathbf{d} \in \mathbf{W}$ ,  $\mathbf{W}$  为下式描述的多面体:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_x \\ d_y \\ d_z \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} d_{x,\max} \\ d_{x,\max} \\ d_{y,\max} \\ d_{y,\max} \\ d_{z,\max} \\ d_{z,\max} \end{bmatrix}.$$

在姿态控制时,假设期望的姿态角分别为  $\gamma_r, \psi_r$  和  $\vartheta_r$ ,姿态控制精度要求为  $0.1^{\circ}$ ,根据姿态控制要求,选择终端目标集为

同样,可以将终端目标集  $T$  描述为如下形式的多面体:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \\ \gamma \\ \psi \\ \vartheta \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} 2.5 \\ 2.5 \\ 2.5 \\ 2.5 \\ 2.5 \\ 2.5 \\ \gamma_r + 0.1 \\ -\gamma_r + 0.1 \\ \psi_r + 0.1 \\ -\psi_r + 0.1 \\ \vartheta_r + 0.1 \\ -\vartheta_r + 0.1 \end{bmatrix}$$

对于大气层外拦截器,姿态控制的目的是使滚转角稳定到零度,俯仰角和偏航角分别跟踪视线高低角和视线方位角. 由于在末制导过程中,拦截器与目标之间的惯性视线角变化较小,假设都为常值,记视线高低角和视线方位角分别为  $q_{ec}$  和  $q_{bc}$ . 考虑导引头视角  $\pm 3^\circ$  的约束,则姿态控制中的姿态角约束为

$$|\psi - q_{bc}| < 3^\circ, |\vartheta - q_{ec}| < 3^\circ.$$

同时,为了使导引头能够稳定地跟踪目标,往往对姿态角速度也有一定的限制,假设姿态角速度约束为

$$|\omega_x| < 5(^\circ/\text{s}), |\omega_y| < 5(^\circ/\text{s}), |\omega_z| < 5(^\circ/\text{s}).$$

将姿态角和角速度约束作为输出约束描述成多面体形式为

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \vartheta \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} q_{bc} + 3 \\ -q_{bc} + 3 \\ q_{ec} + 3 \\ -q_{ec} + 3 \\ 5 \\ 5 \\ 5 \\ 5 \\ 5 \\ 5 \end{bmatrix}$$

## 2 开关式姿态控制算法的描述

前面得到了线性化的拦截器姿态运动模型,并且将模型中的干扰力矩、输出约束以及终端目标集都描述成了多面体的形式. 在此基础上,可以得到开关式姿态控制算法对应的优化问题.

在当前时刻  $k$ , 开关式姿态控制对应的优化问题可以描述为

$$J^*(\mathbf{x}(k)) = \min_{u, N(k)} \sum_{j=0}^{N(k)} (1 + \alpha \|\mathbf{u}(k+j|k)\|). \quad (2)$$

s. t.

$$\mathbf{x}(k+j+1|k) = \mathbf{A}_k \mathbf{x}(k+j|k) + \mathbf{B}_k \mathbf{u}(k+j|k), \quad (3a)$$

$$\mathbf{x}(k|k) = \mathbf{x}(k), \quad (3b)$$

$$\mathbf{y}(k+j|k) \in \mathbf{Y}(j), \quad (3c)$$

$$\mathbf{x}(k+N(k)+1|k) \in \mathbf{T}(N(k)+1), \quad (3d)$$

$$\begin{cases} u_1(k+j|k) \in \{M_{x,\max}, 0, -M_{x,\max}\}, \\ u_2(k+j|k) \in \{M_{y,\max}, 0, -M_{y,\max}\}, \\ u_3(k+j|k) \in \{M_{z,\max}, 0, -M_{z,\max}\}. \end{cases} \quad (3e)$$

其中:  $\forall j \in \{0, 1, \dots, N(k)\}$ ,  $N(k)$  是预测步数;  $\alpha$  是加权系数; 矩阵  $\mathbf{A}_k$  和  $\mathbf{B}_k$  是  $\mathbf{A}, \mathbf{B}$  通过离散化后得到的.

由于输出约束集、终端目标集以及干扰都是多面体形式的,因此,调整后的输出约束集  $\mathbf{Y}(\cdot)$  和终端约束集  $\mathbf{T}(\cdot)$  可以通过约束紧缩方法计算得到,具体算法可参考文献[7]. 从式(3c)和(3d)可以看出,输出约束与终端约束不同的,输出约束需要在整个预测时间段内都要满足,而终端约束只需要在预测的终端时刻满足. 从上述优化算法不难看出,根据当前时刻状态预测将来时刻状态时,利用的是标称模型(3a),而干扰则是在约束集中来考虑,由于约束紧缩计算只是多面体之间的运算,而且只需要计算多面体的各个顶点,这样,大大的减少了预测控制算法的计算量,这也是所提出的方法与传统 min-max 方法相比最大的优点. 实际上,式(2)和式(3)描述的优化问题通过适当的转换可以将其描述成混合整数线性规划(MILP)的形式,虽然有约束,但由于都是线性约束,计算量并不大,因此,具体实现上述姿态控制算法时不必考虑寻优过程的延迟.

## 3 仿真结果及分析

假设拦截器系统参数与初始条件如表1所示. 表1中干扰力矩的最大幅值为相应轴上控制力矩的20%,控制律设计时,将其当成有界的干扰,实际仿真时,干扰力矩为在其给定范围内均匀分布的随机量. 根据表1中的数据,求解式(3)和(4)描述的优化问题,得到仿真结果如图2~图5中实线所示,图2~4中的虚线是利用PD控制<sup>[13]</sup>得到的结果.

表1 参数和初始条件

参数	数值
$I_x, I_y, I_z / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.4, 2, 2
$M_{x,\max}, M_{y,\max}, M_{z,\max} / (\text{N} \cdot \text{m})$	0.1, 0.5, 0.5
$d_{x,\max}, d_{y,\max}, d_{z,\max} / (\text{N} \cdot \text{m})$	0.02, 0.10, 0.10
$\gamma_p, \psi_p, \vartheta_p / (^\circ)$	0, 10, 12
$\gamma_0, \psi_0, \vartheta_0 / (^\circ)$	2, 12, 14
$\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0} / ((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	0, 0, 0
$\gamma_r, \psi_r, \vartheta_r / (^\circ)$	0, 10, 12
$\alpha$	0.05

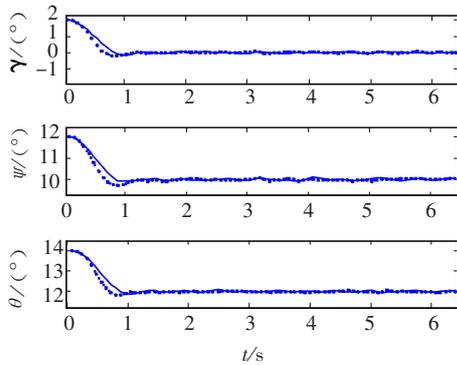


图2 姿态角

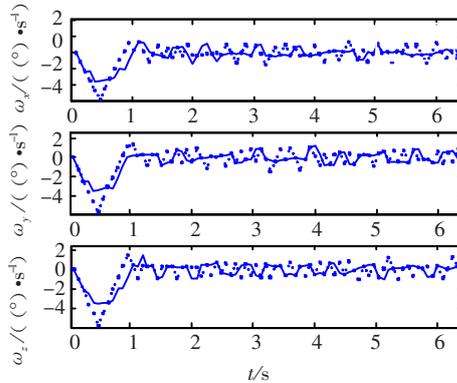


图3 角速度

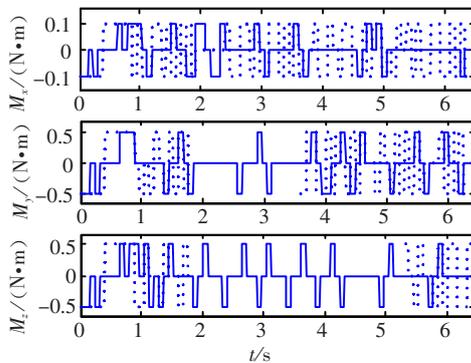


图4 控制力矩

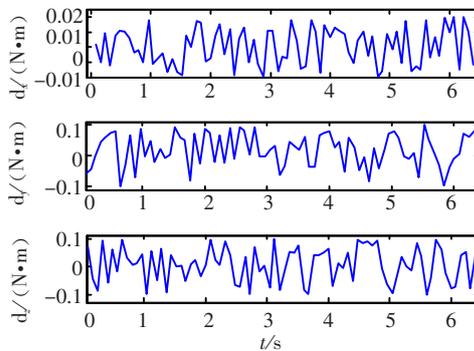


图5 干扰力矩

图2和图3分别是3个姿态角和角速度响应曲线,仿真结果表明,即使在干扰力矩幅值达到控制力矩的20%的情况下,本文给出的设计方法仍然能够满足姿态控制精度要求.图4和图5分别是作用在3个轴上的控制力矩和干扰力矩曲线,可以看出,跟踪误差较大时,发动机开启时间比较

长,进入稳态时,发动机开启时间变短.从图2~4可以看出,PD控制与本文提出的控制方法的姿态控制精度相当,但发动机的开关次数明显增加.此外,从图3可以看出,采用PD控制的姿态角速度已经超出对姿态角速度的限制.实际上,也可通过调整PD控制的参数来满足姿态角速度的限制,但这个过程需要大量的仿真,而本文提出的方法直接考虑了姿态角速度的限制,避免了过多的重复设计过程,这是本文方法的另一优点.

### 参考文献:

[1] JONER S, QUINQUIS I. Control of an exoatmospheric kill vehicle with a solid propulsion attitude control system [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. [S. L.]:AIAA,2006:1-10.

[2] ANTHONY T C, WIE B. Pulsed-modulated control synthesis for a flexible spacecraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,1989, 13(6):1014-1015.

[3] 周红建, 赵拥军, 吴瑞林. PMPF 调解器在空间拦截器侧力控制中的应用[J]. 系统工程与电子技术, 1997, 4:9-12.

[4] 汤国建, 任莹, 吴瑞林. 一种用于快速跟踪视线的空间拦截器姿态控制方法[J]. 航天控制,2000, 2:52-58.

[5] 李庆华. 动能拦截器(KKV)制导控制系统设计[D]. 北京:航天工业总公司第二研究院,2000.

[6] 朱民雄, 孙建华, 徐旭东, 等. 飞行器姿态系统变结构控制的研究[J]. 宇航学报,1996, 17(3):86-90.

[7] RICHARDS A, HOW J P. Robust variable horizon model predictive control for vehicle maneuvering[J]. International journal of robust and nonlinear control,2006,16:333-351.

[8] MAYNE D Q, RAWLING J B, RAO C V, et al. Constrained model predictive control: stability and optimality[J]. Automatica, 2000, 36: 789-814.

[9] MYUNG H, BANG H. Nonlinear predictive attitude control of spacecraft under external disturbances[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2003, 40(5):696-699.

[10] WEN J T, SEEREERAM S, BAYARD D S. Nonlinear predictive control applied to spacecraft attitude control [C]//Proceedings of the American Control Conference. Albuquerque:[s. n.],1997:1899-1903.

[11] BREITFELLER E F, LAWRENCE C N. A nonlinear fuel optimal reaction jet control law [C]//AIAA/MDA Technology Conference and Exhibit. Monterey:[s. n.], 2002:1-8.

[12] HEGRENAES O, GRAVDAHL J T, TONDEL P. Spacecraft attitude control using explicit model predictive control[J]. Automatica, 2005, 41:2107-2114.

[13] 晁涛, 孔雪, 杨明. 拦截器模糊姿态控制律研究[J]. 航天控制, 2008, 26(4):43-47. (编辑 张宏)