

大气层内滚转角速度稳定动能拦截器姿态控制系统设计*

沈明辉,周伯昭,陈磊,吴瑞林

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

摘要 :针对大气层内滚转角速度稳定动能拦截器具有反应快速、耦合性强等特点,本文首先分析了传统的小扰动法设计姿控系统的优缺点,然后提出了基于极点区域配置的变增益控制系统设计方法。该方法通过在整个参数空间寻求单一李亚普诺夫函数来保证系统的全局稳定,与小扰动法相比,它不仅可保证理论上的稳定,而且离散计算量小。最后的仿真表明,基于该方法设计的控制器具有良好的控制性能。

关键词 :动能拦截器;线性变参数;极点区域配置;线性矩阵不等式

中图分类号 :V488 文献标识码 :A

Design of the Attitude Control System of the Atmospheric Kinetic Interceptor with Invariable Rolling Rate

SHEN Ming-hui, ZHOU Bo-zhao, CHEN Lei, WU Rui-lin

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract :Considering that the atmospheric kinetic interceptor with invariable rolling rate has quick response and strong coupling, this paper firstly analyzes the advantage and disadvantage of the classic design method of the control system, and then it proposes the gain scheduling method based on the regional pole placement, which finds a Lyapunov function in the whole parameter space to guarantee system stability. Compared with the classic method, the new method is not only stable theoretically, but also convenient in calculation. Simulation results show that controller based on the method which be proposed in this paper has good performance.

Key words :kinetic interceptor; Linear Parameter-Varying (LPV); regional pole placement; Linear Matrix Inequality (LMI)

旋转角速度稳定动能拦截器是指绕弹体纵轴恒速滚转并以直接碰撞的方式攻击目标的导弹。弹体恒速旋转引发的马格努斯力矩和陀螺效应力矩带来了通道间的强耦合,而直接碰撞的攻击方式要求拦截器必须具有快速的动态响应能力,如采用脉冲小发动机代替传统舵机作为控制机构。

传统的姿控系统绝大多数是基于小扰动法,其得到广泛应用的原因:一是非线性系统的发展还不够成熟。非线性系统控制器设计比线性系统复杂得多,目前还没有像线性系统理论那样发展出一套完备的适用范围广的分析工具和综合方法。其次是适用范围广,可操作性强。小扰动法的最主要思想是把非线性系统转换成线性系统,在一个足够小的区域内,任何可微系统都可进行这种线性化,从而得到一系列的线性时不变模型,而线性时不变控制系统设计理论已经发展得非常完备,有一套相当成熟的有章可循的设计方法和工具,并且随着工程实践经历的越来越丰富,设计效率也会越来越高。

但小扰动法也存在明显的缺陷。首先,它把非线性系统转换成线性系统,人为地割断了系统的非线性本质。同时,利用插值得到的全局控制器的鲁棒性、性能甚至名义稳定性在设计过程中都不能从理论上得到保证,只能通过反复的仿真来进行验证。因此,已经有相关的文献指出^[1-2],要利用小扰动法设计控制器,必须遵循以下的原则:调度参数必须捕获系统的非线性,同时应是慢变的。如果在实际设计过程中,该原则得不到满足,那么就不能保证设计出来的全局控制器达到满意的性能。

本文所要研究的导弹与传统舵机控制的导弹相比,采用直接力作为控制机构,响应能力提高了几倍,减小到 0.1s 左右^[3],此时,如果还坚持用传统的增益调度法设计控制系统,必须要增加栅格点的个

* 收稿日期 2006 - 03 - 20

作者简介 沈明辉(1978—),男,博士生。

数,增加栅格点的个数带来的问题之一是提高了离线计算量。另一就是增加了弹上的存储空间。而其它一些控制系统设计工具或不能很好地处理耦合问题,或对模型要求过高,文献^[4]利用反馈线性化以实现精确消除两通道间的耦合,但由于实际系统存在不可避免的不确定性,实际使用效果并不是很好。

基于上述考虑,本文引入近来发展的线性变参数(LPV)概念,设计具有二次 H_∞ 性能稳定的控制器,使设计出来的闭环系统在整个参数空间都保持稳定。同时,通过极点区域配置技术,使闭环系统满足指定的动态响应特性指标。

1 基于极点区域配置的变增益控制器设计^{[5][6]}

设系统的 LPV 模型为

$$\begin{cases} \dot{x} = A(\theta)x + B_1(\theta)d + B_2(\theta)u \\ e = C_1(\theta)x + D_{11}(\theta)d + D_{12}(\theta)u \end{cases} \quad (1)$$

式中, $\theta(t)$ 为分段连续的紧集,可实时测量得到。假设状态反馈控制器为 $K(\theta)$,直接以定理的形式直接给出控制器 $K(\theta)$ 的计算方法。

定理 1 假设 $P \in R^n$ 为一紧集,则开环系统(1)二次 γ 性能稳定的充分必要条件是存在一正定对称矩阵 R ,使得对所有的 $\rho \in P$,下面的矩阵不等式成立

$$\left(\begin{array}{c|c} N_R & 0 \\ \hline 0 & I \end{array} \right)^T \left(\begin{array}{cc|c} A(\rho)R + RA^T(\rho) & RC_1^T(\rho) & B_1(\rho) \\ \hline C_1(\rho)R & -\gamma I & D_{11}(\rho) \\ \hline B_1^T(\rho) & D_{11}^T(\rho) & -\gamma I \end{array} \right) \left(\begin{array}{c|c} N_R & 0 \\ \hline 0 & I \end{array} \right) < 0 \quad (2)$$

式中: $N_R = \text{ker} \begin{bmatrix} B_2^T & D_{12}^T \end{bmatrix}$

如果存在正定对称阵 R ,则控制器 $K(\rho)$ 可通过下式构造得到

$$K(\rho) = -(D_{12}^T D_{12})^{-1} [\gamma B_2^T X^{-1} + D_{12}^T C_1(\rho)] \quad (3)$$

证明从略。

为进行闭环极点区域配置,首先给出如下定义:

定义 1 (LMI 区域) 对于复平面中的区域 D ,如果存在一个对称矩阵 $L \in R^{m \times m}$ 和矩阵 $M \in R^{m \times m}$,使得

$$D = \{s \in C : L + sM + \bar{s}M^T < 0\} \quad (4)$$

则 D 称为一个线性矩阵不等式区域(简称 LMI 区域),矩阵值函数 $f_D(z) = L + sM + \bar{s}M^T$ 称为 LMI 区域 D 的特征函数。

对于状态反馈控制问题,要求闭环极点位于由式(4)定义的 LMI 区域的充分必要条件是存在一个对称正定矩阵 S ,使得

$$L \otimes S + M \otimes [A(\rho) + B_2 K(\rho)] S + M^T \otimes [A(\rho) + B_2 K(\rho)] S^T < 0 \quad (5)$$

由于不等式系统(2)(3)(5)关于 R, S, K 不是凸的,一般来说,要解决非凸矩阵不等式仍然是困难的,为了便于处理,令 $S = R$ 。

2 导弹 LPV 模型的建立

在弹道坐标系中建立弹的质心运动模型,在准弹道坐标系中建立绕质心运动模型,控制机构为小脉冲发动机,则导弹的动力学模型可表示如下^[7]:

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{dV}{dt} = -X - G \sin \theta - F_{cy} \sin \alpha \cos \beta + F_{cz} \sin \beta \\ mV \frac{d\theta}{dt} = Y - G \cos \theta + F_{cy} \cos \alpha \\ -mV \cos \theta \frac{d\Psi_c}{dt} = Z + F_{cy} \sin \alpha \sin \beta + F_{cz} \cos \beta = Z + F_{cz} \cos \beta \\ J_x \frac{d\omega_{x3}}{dt} = M_{x3} \\ J_y \frac{d\omega_{y3}}{dt} = (J_z - J_x) \omega_{z3} \omega_{x3} - J_z \omega_{z3} \dot{\gamma} + M_{y3} + M_{cy} \\ J_z \frac{d\omega_{z3}}{dt} = (J_x - J_y) \omega_{x3} \omega_{y3} + J_y \omega_{y3} \dot{\gamma} + M_{z3} + M_{cz} \end{array} \right. \quad (6)$$

式中: X 、 Y 、 Z 表示气动力; M_{x3} 、 M_{y3} 、 M_{z3} 表示气动力矩; M_{cy} 、 M_{cz} 表示控制力矩。

在上式中,忽略重力影响(可在制导律中加以补偿),同时考虑到导弹稳定回路是一无静差跟踪系统,引入积分控制 $\dot{q}_\alpha = \alpha^* - \alpha$, $\dot{q}_\beta = \beta^* - \beta$, 其中 α^* 、 β^* 表示理想攻角、侧滑角。

式(6)以状态空间的形式可表示为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \\ \dot{q}_\alpha \\ \dot{q}_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_4 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -b_4 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ b_7 & -b_2 & -b_1 & -b_8 & 0 & 0 \\ -a_2 & -a_7 & a_8 & -a_1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \omega_y \\ \omega_z \\ q_\alpha \\ q_\beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha^* \\ \beta^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -a_6 & 0 \\ 0 & b_6 \\ 0 & -b_3 \\ a_3 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{cy} \\ F_{cz} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} e_\alpha \\ e_\beta \\ F_{cy} \\ F_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \omega_y \\ \omega_z \\ q_\alpha \\ q_\beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha^* \\ \beta^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{cy} \\ F_{cz} \end{bmatrix}$$

式中 (a_1, b_1) 、 (a_2, b_2) 、 (a_3, b_3) 、 (a_4, b_4) 、 (a_6, b_6) 分别表示阻尼力矩系数、稳定力矩系数、小发动机效率动力系数、法向力动力系数、小发动机产生的法向力动力系数 (a_7, b_7) 、 (a_8, b_8) 为马格努斯力矩系数及陀螺效应力矩动力系数,是主要的耦合项。各动力学系数定义见文献[8]。由定义可知,它们都是 (α, M, H) 的函数,可实时计算得到,因此上式是一 LPV 模型,且具有式(1)的标准形式。

3 姿控系统设计

对于系统(7),在状态反馈控制(3)的作用下,从干扰 (α^*, β^*) 到输出 $(e_\alpha, e_\beta, F_{cy}, F_{cz})^T$ 的传递函数设为 T_{ω_z} ,假设闭环 H_∞ 性能 $\gamma > 0$ 给定,本文的目标是设计状态反馈 $K(\rho)$,使得

- 1) 闭环极点配置到一定的 LMI 稳定区域 D ;
- 2) 保证 H_∞ 性能 $\|T_{\omega_z}\|_\infty < \gamma$ 。

因为式(7)的状态矩阵依赖于调度参数,若把它视为多胞结构则顶点数太多,本文直接栅格化参数空间 (α, β, M, H) ,注意到式(7)的状态矩阵关于 (α, β) 对称,故只需考虑 $(\alpha, \beta) > 0$ 的情形。

$$P := \{(\alpha, \beta, M, H) | (\alpha, \beta) \in \{0, 4, 8, 12, 16, 20\}, M \in \{3, 4, 5, 5\}, H \in 1000 * \{5, 10, 15, 20\}\}$$

在每一个栅格点上,为了保证导弹在攻击目标时具有良好的动态特性,可以把闭环极点配置到指定的区域 $S(l, r, \theta)$ 。这样便可以保证最小衰减率 l ,最小阻尼 $\xi = \cos \theta$ 和最大无阻尼自然频率 $\omega_d = r \sin \theta$ 在一定的范围内,从而保证了最大超调、振荡频率、延迟时间、上升时间和调节时间。

本文中,控制指标的提出根据拦截的实际情况而定,资料表明^[3],要在大气层内拦截高速来袭的再入导弹,系统的上升时间应不大于0.1s,再假定系统响应的超调量不大于5%,则可得极点配置区域: $S(l,r,\theta) = S(35,100,0.81)$ 。

根据定理1,在每一栅格点可以写出二次稳定不等式(2)和相应的极点配置不等式(5),把所有栅格点上的这些LMI组合在一起,利用LMI优化软件很容易求解出矩阵 X ,进一步可得变增益的控制器 $K(\rho)$,从而可得控制信号具有如下的形式:

$$\begin{cases} F_{cy} = k_{y\alpha}\alpha + k_{y\beta}\beta + k_{\omega_y}\omega_y + k_{\omega_z}\omega_z + k_{yq_\alpha}q_\alpha + k_{yq_\beta}q_\beta \\ F_{cz} = k_{z\alpha}\alpha + k_{z\beta}\beta + k_{\omega_z}\omega_z + k_{zq_\alpha}q_\alpha + k_{zq_\beta}q_\beta \end{cases} \quad (8)$$

其中,增益系数 $k_{y\alpha} \sim k_{zq_\beta}$ 是调度参数 (α, β, M, H) 的解析表达式,弹上在线实时计算得到。

4 实例仿真

以导弹的实际攻击过程为例进行仿真。假设拦截对象为射程为1500km的弹道导弹,预定拦截高度为20km,当弹目距离小于15km时,进入末制导段,并以3圈/s的速度恒速滚转,为提高响应速度,拦截器采用脉冲矢量发动机作为控制执行机构。末制导律选用比例导引,在仿真过程中,首先把制导律生成的需用过载转换成需用攻角和侧滑角,姿控系统的本质就是使拦截器实际产生的攻角和侧滑角以规定的性能跟踪上需用攻角和侧滑角。图2、图3为末段攻角、侧滑角的跟踪过程。

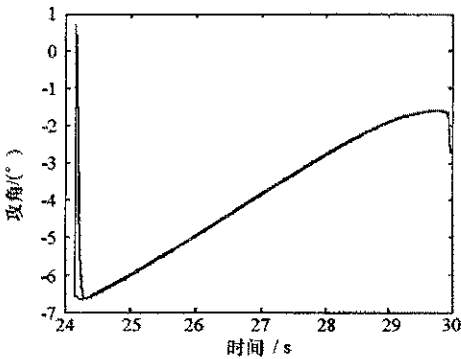


图2 攻角跟踪曲线

Fig.2 The attack-of-angle tracking curve

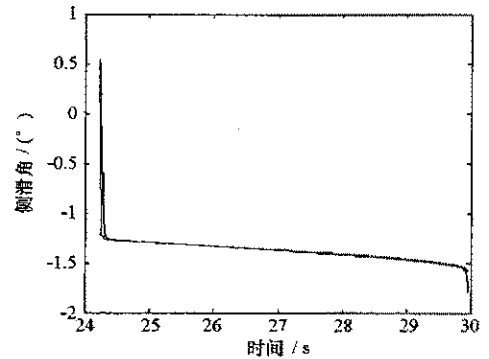


图3 侧滑角跟踪曲线

Fig.3 The Side-angle tracking curve

由上图可以看出,实际攻角、侧滑角很好地跟踪了需用攻角及侧滑角,仿真结束时的脱靶量为0.2583m,可以实现直接碰撞目标的需要。

5 结论

与常规导弹相比,本文所研究的导弹由于恒速旋转而引起俯仰通道与偏航通道的强耦合,不能再简单地两通道分开进行设计,而一般的解耦算法又过于复杂。本文提出的基于变增益鲁棒控制设计方法不用先行对模型进行解耦,可直接基于原模型进行控制系统设计,同时还可保证闭环系统的全局稳定性。控制系统的特定性能要求可通过把闭环极点配置到指定区域来实现,最后的仿真表明,基于该算法设计出来的控制系统性能较好,具有一定的理论和工程意义。

参考文献:

- [1] Shamma J M. Analysis and Design of Gain Scheduled Control Systems[D]. Ph. D. thesis, Dept. of Mechanical Engineering, M. I. T., 1988.
- [2] Shamma J M, Michael Athans. Gain Scheduling: Potential Hazards and Possible Remedies[J]. IEEE Control System, June 1992.
- [3] Chadwick W R. Augmentation of High-Altitude Maneuver Performance of A Tail-Controlled Missile Using Lateral Thrust[R]. AD A 328973, 1999.
- [4] 张运. 非正常非线性系统解耦控制理论及其在滚转导弹制导中的应用研究[J]. 兵工学报, 1999, 20(2): 123.
- [5] Wu F, Prajna S. A New Solution Approach to Polynomial LPV System Analysis and Synthesis[A]. Proceedings of ACC[C] 2004: 1362.
- [6] Apkarian P. Self-scheduled H_∞ Control of Linear, r Parameter-Varying Systems: a Design Example[J]. Automatica, 1995, 31(9): 1251.
- [7] 袁子怀, 钱杏芳. 有控飞行力学与计算机仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.

