

自旋制导炮弹前馈补偿解耦的PID控制方法

赵乐, 王旭刚

(南京理工大学, 南京 210094)

摘要: 针对制导炮弹周期性滚转产生的俯仰和偏航通道之间的交叉耦合效应, 采用前馈补偿法解耦结合PID控制器设计了解耦控制算法。建立自旋制导炮弹数学模型, 求解得到俯仰和偏航方向的传递函数, 利用相对增益判定耦合度并采用前馈补偿法进行解耦, 运用PID控制结合前馈补偿器设计制导炮弹的解耦控制系统, 该方法简化了控制器, 实现了对制导炮弹强耦合系统的解耦。经数值仿真分析可知, 所设计的控制方法在强耦合和参数摄动下, 具有快速响应能力、较高指令跟踪精度和强鲁棒特性, 实现了系统解耦, 满足系统性能要求。

关键词: 制导炮弹; 前馈补偿器; PID控制; 解耦控制

中图分类号: TJ765.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)10-0108-04

PID Control Method for Spin-Guided Projectile Feed-Forward Compensation Decoupling

ZHAO Le, WANG Xu-gang

(Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Aiming at the cross-coupling effect between pitch and yaw channels due to periodic rolling of guided projectiles, we designed a decoupling control algorithm by using feed-forward compensation method together with the PID controller. A mathematical model of the spin-guided projectile was established, and the transfer functions of pitch and yaw direction were obtained. The degree of coupling was determined by using the relative gain, and feed-forward compensation method was used for decoupling. PID control was used together with feed-forward compensator for the design of a guided projectile decoupling control system. This approach simplified the controller, and decoupled the strong coupling system guided projectile. The numerical simulation analysis shows that the control method has rapid response capability, high command tracking accuracy and robustness characteristics under the strong coupling and parameter perturbations. This method achieves the decoupling control system and can satisfy the system performance requirements.

Key words: guided projectile; feed-forward compensation; PID control; decoupling control

0 引言

现代战争对制导炮弹的机动性能提出了更高的要求, 但由于弹体滚转造成俯仰和偏航通道之间存在较强气动和运动耦合, 为控制系统的设计带来了较大的困难。

国内外对滚转弹解耦控制均进行了深入的研究, 最初的解耦控制方法是一种基于旋转弹侧向运动线性系统理论的近似方法^[1]; 随后的串联耦合补偿器解耦方法^[2-3]可用于制导炮弹转速变化较小的实际情况; 文献[4-5]通过分析指令补偿解耦和多变量频域解

耦的局限性及有效性, 设计出预补偿方法, 较为简单, 运行方便可靠; 文献[6]使用矩阵补偿的数学方法进行解耦; 文献[7]的复数方法也可以用来设计控制器, 利用抵消计算出的传递函数中的虚数部分来实现消除耦合效应。

本文运用相对增益法^[8]对系统的耦合性进行判定, 并设计前馈补偿器进行俯仰与偏航通道解耦, 采用PID控制算法, 结合前馈补偿器设计制导炮弹解耦控制系统。

1 制导炮弹动力学方程

1.1 动力学模型建立

制导炮弹的运动模型是十分复杂的非线性时变模

型,为便于分析和应用,需要对其进行线性化处理^[9-10]。

引入线性化假设条件,线性化后的动力学方程为

$$\begin{cases} \frac{d^2 \Delta \vartheta}{dt^2} - a_{22} \frac{d \Delta \vartheta}{dt} - a_{24} \Delta \alpha + a'_{27} \Delta \beta - a'_{28} \frac{d \Delta \psi}{dt} = a_{25} \Delta \delta_z \\ \frac{d^2 \Delta \psi}{dt^2} - a_{22} \frac{d \Delta \psi}{dt} - a_{24} \Delta \beta - a'_{27} \Delta \alpha + a'_{28} \frac{d \Delta \vartheta}{dt} = a_{25} \Delta \delta_y \\ \frac{d \Delta \theta}{dt} - a_{34} \Delta \alpha = a_{35} \Delta \delta_z \\ \frac{d \Delta \psi_v}{dt} - a_{34} \Delta \beta = a_{35} \Delta \delta_y \\ - \Delta \vartheta + \Delta \theta + \Delta \alpha = 0 \\ - \Delta \psi + \Delta \psi_v + \Delta \beta = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中, a_{ij} 为气动参数,具体定义详见文献[9]。

1.2 建立制导炮弹耦合传递函数

将式(1)扰动运动方程组进行拉氏变换,原函数变为象函数,整理后可写成矩阵方程形式,即

$$\begin{bmatrix} s(s-a_{22}) & -a_{24} & a'_{27} & -a'_{28}s & 0 & 0 \\ a'_{28}s & -a'_{27} & -a_{24} & s(s-a_{22}) & 0 & 0 \\ 0 & -a_{34} & 0 & 0 & 0 & s \\ 0 & 0 & -a_{34} & 0 & s & 0 \\ -1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \vartheta(s) \\ \Delta \alpha(s) \\ \Delta \beta(s) \\ \Delta \psi(s) \\ \Delta \psi_v(s) \\ \Delta \theta(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{25} & 0 & a_{35} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{25} & 0 & a_{35} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \delta_\vartheta \\ \delta_\psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

这是运动参数偏差象函数的代数方程,方程右边有两列矩阵,因此 $\Delta \vartheta, \Delta \psi$ 的解由两部分组成。假定操纵机构的偏转以及干扰力和力矩都是相互独立的,则对制导炮弹纵向扰动运动的影响可以分别独立求解,然后进行线性叠加。根据克莱姆定理结合计算,可以求得弹体环节的输出量为 $\Delta \vartheta, \Delta \psi$; 输入量为 $\Delta \delta_\vartheta, \Delta \delta_\psi$, 不考虑交联影响时,即 $a'_{27} = a'_{28} = 0$, 可得对应的传递函数为

$$W_{\delta_\vartheta}^\vartheta(s) = W_{\delta_\vartheta}^{\psi_\vartheta}(s) = \frac{a_{35}s^2 - a_{35}a_{22}s - a_{35}a_{24} + a_{34}a_{25}}{s[s^2 + (a_{34} - a_{22})s + (-a_{24} - a_{34}a_{22})]} \quad (3)$$

$$-W_{\delta_\vartheta}^{\psi_\psi}(s) = W_{\delta_\vartheta}^\psi(s) = 0 \quad (4)$$

$$W_{\delta_\psi}^\vartheta(s) = W_{\delta_\psi}^{\psi_\vartheta}(s) = \frac{a_{25}s + a_{25}a_{34} - a_{35}a_{24}}{s[s^2 + (a_{34} - a_{22})s + (-a_{24} - a_{34}a_{22})]} \quad (5)$$

$$-W_{\delta_\psi}^{\psi_\psi}(s) = W_{\delta_\psi}^\psi(s) = 0 \quad (6)$$

由式(3)~式(6)可知,系统输入为俯仰和偏航等效舵偏角 $\delta_\vartheta, \delta_\psi$, 对应输出为俯仰角和偏航角 ϑ 和 ψ , 即

$$\begin{bmatrix} \vartheta \\ \psi \end{bmatrix} = G_1 \begin{bmatrix} \delta_\vartheta \\ \delta_\psi \end{bmatrix} \quad (7)$$

由式(7)可以看出,该系统是双输入双输出的耦合系统,下面对该耦合系统进行解耦控制设计。

2 解耦控制设计

2.1 耦合性分析

由于运动耦合和控制耦合使变量间产生关联,因此加入解耦系统网络来达到实现解耦的目的,使得强耦合变量系统转变为弱或无耦合的控制变量。在进行解耦控制设计前,要根据系统传递函数来判断其耦合程度,因此引入相对增益进行判定。

对于多变量输入输出系统,首先假设其他操纵变量不变,则开环增益对应的矩阵表达式为

$$A = \begin{bmatrix} \lambda_{11} & \cdots & \lambda_{1n} \\ \vdots & & \vdots \\ \lambda_{n1} & \cdots & \lambda_{nn} \end{bmatrix} \quad (8)$$

对于稳态的双输入双输出系统有

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

则系统输入输出关系可以表示为

$$Y = PX \quad (10)$$

相对增益矩阵反映系统耦合程度的大小,如果相对增益 Λ 在 $(0, 1)$ 之间,表明通道间存在耦合,当增益在 0.5 附近时,系统通道间为强耦合,需要进行解耦。

2.2 解耦控制器设计

2.2.1 解耦控制原理

本文设计的解耦控制器利用补偿器 $D(s)$ 结合过程传递函数 $G(s)$ 构成广义控制过程 $G_D(s)$ 来构造对角线型矩阵,从而实现系统的解耦。前馈控制是在不变性原理基础上,根据扰动或设定值的变化按补偿原理工作,它是针对扰动量变化进行控制的,原理如图 1 所示。

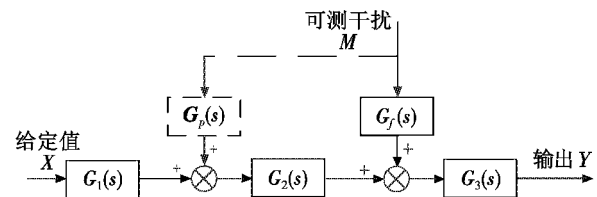


图 1 前馈控制原理示意图

Fig. 1 Schematic of feed-forward control

图 1 中,实线为系统结构图,虚线为引入的前馈补偿部分。其中: $G_f(s) G_3(s)$ 为干扰通道传递函数; $G_p(s)$ 为前馈补偿器函数; $G_2(s) G_3(s)$ 为控制通道的传递函数; $G_1(s)$ 为系统控制环节。因此可以得到系统输出为

$$Y = X \cdot G_1 G_2 G_3 + M(G_p G_2 + G_f) G_3 \quad (11)$$

2.2.2 设计前馈补偿解耦控制系统

前馈补偿法要求

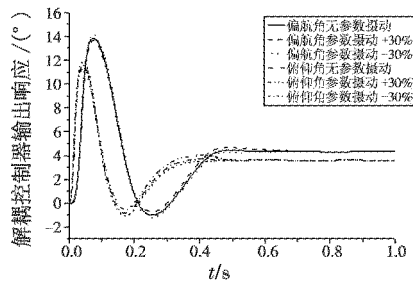


图 4 控制器阶跃响应曲线

Fig. 4 The controller step response curve

4 结束语

本文分析研究了一种针对制导炮弹周期性滚转产生的俯仰和偏航通道之间的交叉耦合效应实现解耦的方法。引入相对增益判定耦合度,采用前馈补偿法进行解耦,设计 PID 控制器,两者相结合设计出系统的解耦控制系统,从而实现俯仰和偏航通道之间的静态解耦控制。通过仿真验证了解耦控制系统能够在强耦合和参数扰动下,实现对指令的精确跟踪,具有强鲁棒特性,满足实际的工程需求。

参考文献

[1] 郭广明,罗琴.侧向运动耦合对导弹稳定裕度的影响[J].飞行力学,2013,31(3):250-254. (GUO G M, LUO Q. Impact of coupling of lateral movement on missile stability margin[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(3):250-254.)

[2] 谢浩怡,赵良玉,石忠佼.旋转弹解耦控制方法综述[J].战术导弹技术,2015(1):73-78. (XIE H Y, ZHAO L Y, SHI Z J. Review on decoupling control methods for spinning missiles [J]. Tactical Missile Technology, 2015 (1):73-78.)

[3] YAN X Y, YANG S X. Coning motion of spinning missiles induced by the rate loop [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(5):1490-1499.

[4] 范世鹏.双通道控制滚转导弹的控制技术研究[D].北京:北京理工大学,2015. (FAN S P. Research on control technologies for self-spinning missiles with double-channel actuator[D]. Beijing:Beijing Institute of Technology, 2015.)

[5] 杨立峰,闫晓勇.一种旋转导弹解耦控制方法[J].现代防御技术,2011,39(4):19-25. (YANG L F, YAN X Y. One method of decoupling for spinning missiles [J]. Modern Defence Technology, 2011, 39(4):19-25.)

[6] 孙瑞胜,薛晓中,沈坚平.小直径炸弹俯仰/偏航通道解耦控制与仿真[J].弹道学报,2010,22(2):35-38. (SUN R S, XUE X Z, SHEN J P. Decoupling control and simulation between pitching and yawing channels for small diameter bomb[J]. Journal of Ballistics, 2010, 22(2):35-38.)

[7] LI K, YU Y, ZHAO L. Three loop topologies scheme of spinning missiles with decoupling control [C]//International Conference on Automatic Control and Artificial Intelligence, 2012:2209-2212.

[8] 刘召娜.多变量线性控制系统解耦与控制方法的仿真[D].青岛:中国石油大学,2010. (LIU Z N. Decoupling and control methods simulation of multivariable linear system [D]. Qingdao:China University of Petroleum, 2010.)

[9] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男.导弹飞行力学[M].北京:北京理工大学出版社,2012. (QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. Missile flight mechanics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2012.)

[10] 史金光,王中原,孙洪辉,等.制导炮弹滑翔弹道优化设计方法研究[J].南京理工大学学报,2011,35(5):610-613,620. (SHI J G, WANG Z Y, SUN H H, et al. Optimization design method for glide trajectory of guided projectiles [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2011, 35(5):610-613, 620.)

[11] 赵凤姣,厉虹. PID 控制器改进方法研究[J].控制工程,2015(3):425-431. (ZHAO F J, LI H. Research on improved methods of PID controller [J]. Control Engineering of China, 2015(3):425-431.)

(上接第 99 页)

[8] 潘君骅.光学非球面的设计、制造与检验[M].苏州:苏州大学出版社,2004. (PAN J H. The design, manufacture and test of the aspherical optical surfaces [M]. Suzhou: Suzhou University Press, 2004.)

(上接第 107 页)

using analytical redundancy [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1985, 8(6):673-682.

[7] GOPISETTY S W M. Failure detection and identification; application to aircraft control [D]. Princeton: Princeton University, 2000.

[8] LI X R, WANG L. Fault detection using sequential proba-

[9] 丁学专,刘银年,王欣,等.航天遥感反射式光学系统设计[J].红外技术,2007,29(5):253-256. (DING X Z, LIU Y N, WANG X, et al. Design of reflective optic system used in aerospace remote sensing [J]. Infrared Technology, 2007, 29(5):253-256.)

bility ratio test [C]//IEEE, 1999. doi:10.1109/PESW.1999.747296.

[9] XIA G H. Failure detection, isolation and compensation [D]. Los Angeles: University of California, 1982.

[10] TUULA R. Nonlinear filtering techniques for failure detection in dynamic systems [D]. Boca Raton: Florida Atlantic University, 1989.