

基于准线性化模型设计导弹 H_∞ 增益调度自动驾驶仪

于剑桥, 罗冠辰, 文仲辉

(北京理工大学 宇航科学技术学院, 北京 100081)

摘要: 实现针对系统快变量攻角的自适应参数调节是导弹鲁棒增益调度自动驾驶仪设计的一个难点. 为解决此问题, 提出采用由状态替换方法建立的导弹准线性化模型作为设计模型, 基于线性参数时变(LPV)/ μ 控制技术构造自动驾驶仪设计结构, 并通过D-K-D迭代算法设计导弹 H_∞ 增益调度自动驾驶仪. 所设计的自动驾驶仪不仅能够实现对马赫数和高度两个系统慢变量的自适应参数调节, 还能实现对系统快变量攻角的自适应参数调节. 非线性仿真结果验证了所提出方法的有效性.

关键词: H_∞ 增益调度控制; 准线性化模型; LPV/ μ 控制方法; 自动驾驶仪

中图分类号: TP273

文献标识码: A

Missile H-infinity gain-scheduled autopilot design based on quasi-linear model

YU Jian-qiao, LUO Guan-chen, WEN Zhong-hui

(School of Aerospace Science and Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: It is difficult to design a gain-scheduled autopilot for a missile to realize the adaptive parameter adjustment for the fast varying angle of attack. In this approach, the design model for the missile is the quasi-linear model which is developed by using the state transformation method. The structure of the autopilot is designed based on the linear parameter varying (LPV)/ μ control technique; and the H-infinity gain-scheduled autopilot for the missile is designed through the D-K-D iteration. The designed autopilot not only realizes the adaptive parameter adjustment for the slow varying flight Mach number and altitude, but also for the fast varying angle of attack. Nonlinear simulation validates the effectiveness of the proposed approach.

Key words: H-infinity gain-scheduled control; quasi-linear model; LPV/ μ control method; autopilot

1 引言(Introduction)

高性能导弹的动力学特性通常会随飞行马赫数、高度和攻角的变化而发生大范围变化. 马赫数和高度属于导弹动力学长周期慢变量, 采用传统增益调度技术能够很好地解决控制系统对这两个时变参数的自适应调节问题. 相对而言, 导弹控制系统对攻角的自适应调节问题要复杂得多, 因为攻角属于导弹动力学的短周期快变量, 而当增益调度变量中含有系统快变量时, 传统增益调度技术不再适用^[1].

自上世纪90年代以来, 基于 H_∞ 控制理论的鲁棒增益调度技术得到了非常迅速的发展^[2~4]. 鲁棒增益调度技术综合运用线性参数时变(LPV)控制技术与 μ 综合技术形成LPV/ μ 设计方法, 能够在设计过程中对时变参数进行处理直接生成满足性能要求的全局LPV控制器. LPV/ μ 设计方法不需要采用任何插

值运算, 能够很好地克服传统增益调度技术只适用于慢变系统的局限性.

然而, 单纯依靠鲁棒增益调度技术还不能完全解决对系统快变量的增益调度问题. 传统的雅可比线性化建模方法在系统快变时不能准确描述系统的过渡过程行为. 鉴于此, 本文提出将基于准线性化建模方法所建立的导弹准LPV模型应用于LPV/ μ 控制方法中, 为某防空导弹设计能够随攻角进行自适应调节的 H_∞ 增益调度自动驾驶仪. 准线性化建模方法在建模过程中不需要做任何线性化近似, 因此得到的模型能够准确描述非线性系统的动力学特性^[5].

2 导弹准线性化模型(Missile quasi-linear model)

目前比较成熟的准线性化建模方法有状态替换法和函数替换法两种^[6,7]. 本文所使用的是采用状

在图1中, $F_1(K(s), \Theta_t)$ 为控制器. 参考模型 R 选取为

$$R(s) = \frac{1600}{s^2 + 56s + 1600}. \quad (5)$$

性能加权函数 W_p 选取为

$$W_p(s) = 0.24 \frac{s + 100}{s + 2}, \quad (6)$$

W_p 能有效保证在 H_∞ 性能指标得到满足的情况下自动驾驶仪的动力学特性与参考模型充分接近. 舵机环节 Act 近似为一个极点为 $s = -170$ 的一阶系统. 考虑到导弹动力学模型已经被积分环节扩展, 在图1中由环节 Act 到环节 G 的信号 b 实际上具有舵偏角速度的意义. Act 环节同时输出了具有舵偏角加速度意义的信号 $\dot{b}$, 通过加权函数 W_c 对 $\dot{b}$ 加权能够在控制器设计过程中考虑实际舵机输出功率的限制. 加权函数 W_c 选取为

$$W_c = \frac{1}{140}. \quad (7)$$

为了减少最终线性矩阵不等式(LMI)问题的维数及控制器阶次, 噪声加权函数 W_n 取为静态加权

$$W_n = 0.005 \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

输入乘性摄动加权函数 W_u 选取为

$$W_u(s) = 0.01 \frac{s + 10}{s + 100}. \quad (9)$$

将图1各部分线性连接起来形成图2所示的LPV/ μ 控制系统设计结构.

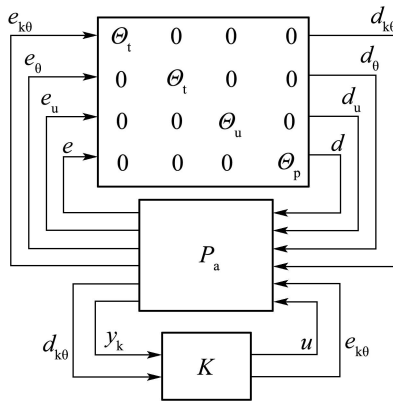


图2 LPV/ μ 控制系统设计结构

Fig. 2 LPV/ μ control system design structure

图2中, $P_a(s)$ 为广义被控对象, $\Theta_u \in \mathbb{C}$ 为时不变不确定性块, $\Theta_p \in \mathbb{C}^{3 \times 3}$ 为用于闭合性能通道的虚拟不确定性块, 信号 d 由 d_n 和 f_c 构成, 信号 e 由 e_c , e_p 及一个虚拟的信号构成, 信号 y_k 由 y 和 f_{yc} 构成.

LPV/ μ 控制结构是 μ 综合基本结构的扩展, 相应地其求解过程可以通过D-K-D迭代来完成. 执

行D-K-D迭代两次以后加权小增益条件得到满足, 并得到一个具有20个状态、16个输出和18个输入的控制结构 $K(s)$.

4 仿真试验(Simulations)

为了检验 H_∞ 增益调度自动驾驶仪设计的正确性, 进行了6自由度有控弹道仿真. 在仿真中采用完整的6自由度非线性运动方程组描述导弹的空间运动, 同时考虑了舵偏角角加速度限幅以及量测噪声的影响. 非线性仿真模型如图3所示. 图中, 虚线框起来的部分为实际使用的控制器, T 为实测 $\dot{\vartheta}$ 到其相对当前平衡点偏量 $\dot{\vartheta} - \dot{\vartheta}_{eq}$ 的转换算法.

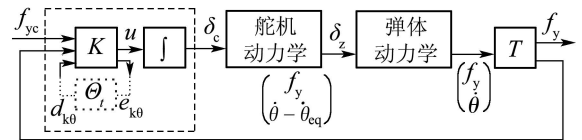


图3 非线性仿真模型

Fig. 3 Nonlinear simulation model

在幅值为200 m/s²的方波法向加速度指令作用下仿真系统的输出如图4所示. 在仿真过程中导弹的马赫数从3.5单调减小到2.65, 高度从510 m增加到2936 m, 攻角变化曲线如图5所示. 仿真结果表明, 在马赫数, 高度以及攻角发生较大范围变化时, 控制器 $F_1(K(s), \Theta_t)$ 的参数调节能力能够保证自动驾驶仪回路动力学特性的基本稳定.

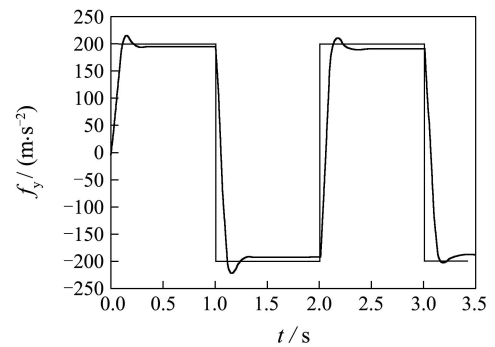


图4 法向加速度响应曲线

Fig. 4 Normal acceleration response

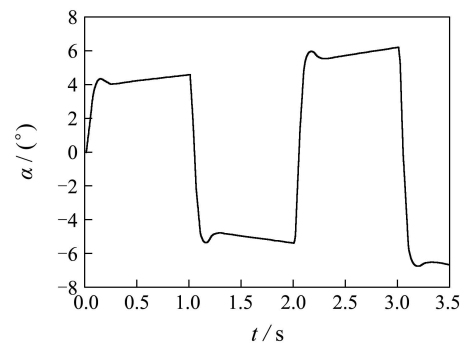


图5 攻角变化曲线

Fig. 5 Angle of attack response

5 结论(Conclusion)

本文将导弹准LPV模型与LPV/ μ 设计方法相结合设计导弹 H_∞ 增益调度自动驾驶仪,以解决控制系统对系统快变量攻角的自适应调节问题.非线性仿真结果表明,所设计的自动驾驶仪控制参数能够随导弹飞行马赫数、高度和攻角的变化进行自适应调节,从而保证了在飞行条件大范围变化条件下自动驾驶仪回路动力学特性的基本稳定.本文研究结果的工程实用性将在后续研究中通过半实物仿真及飞行试验等手段进行验证.

参考文献(References):

- [1] SHAMMA J S, ATHANS M. Guaranteed properties of gain scheduled control of linear parameter-varying plants[J]. *Automatica*, 1991, 27(3): 898 – 907.
- [2] PACKARD A, BECKER G, PHILBRICK D, et al. Control of parameter-dependent system: Applications to H_∞ gain-scheduling[C] // *Proceedings of the 1st IEEE Regional Conference on Aerospace Control Systems*. California, USA: IEEE, 1993: 329 – 333.
- [3] PACKARD A. Gain scheduling via linear fractional transformations[J]. *Systems and Control Letters*, 1994, 22(2): 79 – 92.
- [4] APKARIAN P, GAHINET P. A convex characterization of gain-scheduled H_∞ controllers[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1995, 40(5): 853 – 864.
- [5] MARCOS A, BALAS G J. Development of linear-parameter-varying models for aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(2): 218 – 228.
- [6] SHAMMA J S, CLOUTIER J R. Gain-scheduled missile autopilot design using linear parameter varying transformations [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1993, 16(2): 256 – 263.
- [7] TAN W, PACKARD A, BALAS G. Quasi-LPV modeling and LPV control of a generic missile[C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Chicago, USA: IEEE, 2000: 3692 – 3696.
- [8] 于剑桥. 地空导弹鲁棒gain scheduling自动驾驶仪设计方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2006.
(YU Jianqiao. *Research on robust gain scheduling autopilot design for surface-to-air missile*[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2006.)
- [9] COCKBURN J, MORTON B. Linear fractional representations of uncertain systems[J]. *Automatica*, 1997, 33(7): 1263 – 1271.

作者简介:

于剑桥 (1972—), 男, 副教授, 工学博士, 主要研究方向为鲁棒控制、飞行力学与控制、飞行器总体设计, E-mail: jianqiao@bit.edu.cn;

罗冠辰 (1984—), 女, 博士研究生, 主要研究方向为鲁棒控制、增益调度控制、飞行器制导与控制, E-mail: luogch@sina.com;

文仲辉 (1935—), 男, 教授, 主要研究方向为复杂大系统建模、控制与仿真、飞行器总体设计与系统分析, E-mail: wenzhonghui@sina.com.