文章编号: 1000-8152(2009)08-0855-05

采用D-K-D迭代算法设计导弹增益调度自动驾驶仪

于剑桥, 文仲辉, 许承东

(北京理工大学 宇航科学技术学院,北京 100081)

摘要:导弹增益调度自动驾驶仪除具有对时变参数的自适应调节能力外,还应具有对不可测量不确定性的抑制能力.为此,将导弹自动驾驶仪设计问题描述为一类含有不可测量不确定性的线性参数时变(LPV)系统的鲁棒增益调度问题,构造了模型匹配自动驾驶仪设计结构,并通过D-K-D迭代算法综合运用LPV控制方法和µ综合方法设计了导弹鲁棒增益调度自动驾驶仪.设计的自动驾驶仪不仅能够随导弹飞行马赫数和高度的变化自动进行参数调节,还能够有效抑制量测噪声、量测误差及建模误差等不可测量不确定性.仿真结果验证了设计方法的有效性和可行性.

关键词: D-K-D迭代算法; 增益调度控制; 鲁棒控制; 自动驾驶仪 中图分类号: TP273 文献标识码: A

Missile gain-scheduled autopilot design using D-K-D iteration

YU Jian-qiao, WEN Zhong-hui, XU Cheng-dong

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

Abstract: Missile gain-scheduled autopilot should not only adapt to the variations of time-varying parameters, but also restrain unmeasured uncertainties. By describing missile autopilot design problem as a robust gain-scheduled problem of linear parameter-varying(LPV) system with unmeasured uncertainties, we establish a model matching autopilot design structure, and a missile robust gain-scheduled autopilot is then designed by combining the LPV control approach and the μ -synthesis approach through the D–K–D iteration. The designed autopilot not only adjusts parameters automatically with respect to the flight Mach number and altitude, but also restrains unmeasured uncertainties such as measurement noise, measurement errors and modeling errors. Simulation results validate the effectiveness and feasibility of the approach.

Key words: D-K-D iteration; gain-scheduled control; robust control; autopilot

1 引言(Introduction)

自20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迅速发展,该技术能够在设计 过程中对系统时变参数进行处理直接生成满足性能 要求的全局线性参数时变(LPV)控制器,而不需要采 用任何插值运算.鲁棒增益调度技术具有严谨的理 论基础,很好地克服了传统增益调度技术局部特性 不能准确反映全局特性,全局特性只能通过事后的 大量仿真试验进行验证的局限性.

Packard和Apkarian等人的文章给出了求解确定 性LPV系统(不含不可测量不确定性的LPV系统)鲁 棒增益调度问题的方法(以下称为LPV方法).对于 确定性LPV系统,可通过求解一个凸优化问题得 到H_∞增益调度控制器^[1~3]. 然而,在实际应用中被 控LPV系统常常含有不可测量不确定性,同时在设 计过程中除考虑鲁棒稳定性外还需要考虑系统 的鲁棒性能问题,由此形成了不确定LPV系统的鲁 棒增益调度问题.不确定LPV系统的鲁棒增益调度 问题不再是凸优化问题,不能直接求解.一种可行的 方法是采用D-K-D迭代算法综合运用LPV控制方法 和μ综合方法进行求解.与D-K迭代类似,D-K-D迭 代过程不能保证找到全局最优解,但在实际应用中 非常有效^[4,5].

导弹是典型的参数时变系统,其动力学特性会随 飞行马赫数和高度等参数的变化而大范围变化,同 时,制导系统中各种测量器件不可避免地会存在量 测误差和噪声.因此,高性能导弹必须通过自动驾驶 仪稳定导弹的动力学特性并抑制量测误差及噪声等 干扰因素造成的不确定性.本文尝试采用D-K-D迭

收稿日期: 2008-04-09; 收修改稿日期: 2008-08-26.

基金项目: 兵器基金资助项目(YJ0467008).

代算法为地空导弹设计鲁棒增益调度自动驾驶仪.

2 自动驾驶仪LPV/µ设计结构(Autopilot LPV/µ design structure)

为了应用鲁棒增益调度技术设计导弹自动驾驶 仪,需要建立导弹的线性分式变换(LFT)模型.当导 弹动力学特性随攻角变化较小时,可以基于雅可比 线性化模型建立导弹的LFT模型^[6];当导弹动力学 特性随攻角变化较大时,则需要基于准线性化模型 建立导弹的LFT模型^[7].本文采用了基于雅可比线 性化模型建立的导弹LFT模型,如图1所示,模型的 具体建立过程可参见参考文献[6].

图1中, Θ_t 为由标一化的导弹飞行马赫数 \overline{M} 和高度 \overline{H} 构成的时变参数模块,具有形式

$$\Theta_{\rm t} = \begin{bmatrix} \bar{M}I_{3\times3} & 0\\ 0 & \bar{H}I_{3\times3} \end{bmatrix},\tag{1}$$

G(s)为具有2个状态、7个输入和8个输出的线性时

不变(LTI)系统, 输入信号 $u = \delta_z$, 输出信号 $y = [f_y \dot{\vartheta}]^T$, 其中 δ_z 为舵偏角, f_y 为法向加速度, $\dot{\vartheta}$ 为俯仰 角速度. 导弹飞行马赫数M和高度H的变化范围选 取为

 $M \in [1.8 \ 3.6], H \in [500 \ 6000] \text{ m.}$ (2)



图 1 导弹LFT模型

Fig. 1 LFT model of missile

为了有效抑制系统中存在的各种不确定性,并满 足制导回路的性能要求,自动驾驶仪设计采用了如 图2所示模型匹配设计结构.



图 2 自动驾驶仪模型匹配设计结构 Fig. 2 Model matching design structure for autopilot

图2中: F₁(K(s), Θ_t)为控制器, 其不确定结构 与导弹LFT模型的不确定结构相同, R为参考模型, 用于设定自动驾驶仪动力学特性, Act为舵机模型, W_c为舵偏角速度加权函数, 用以保证控制器不会 对舵机提出功率上的不合理要求, 同时使得设计 结构能够满足Riccati方程求解的正则条件, W_u为 反映时变参数测量不确定性、高频未建模动态以 及攻角对导弹动力学特性影响的输入乘性摄动加 权函数, W_p为性能加权函数, W_n为导弹法向加速 度和俯仰角速度量测噪声加权函数.

根据鲁棒增益调度方法的要求,将图2中各部 分线性连接起来构成图3所示LPV/ μ 控制系统设计 结构.关于鲁棒增益调度方法的详细信息可参见 参考文献[1~3].图3中, P_a 为广义被控对象,时不 变不确定性块 $\Theta_u \in \mathbb{C}$,闭合性能通道的虚拟 不确定性块 $\Theta_{p} \in \mathbb{C}^{3\times 3}$,信号 $d \oplus d_{n} \pi f_{yc}$ 构成,信号 $e \oplus e_{c}, e_{p}$ 以及一个虚拟的信号构成,虚拟信号的引入是为了使 Θ_{p} 成为一个方块.



Fig. 3 LPV/ μ control system design structure

3 D-K-D迭代设计过程(Design process of D-K-D iteration)

与图3所示LPV/μ控制系统设计结构相对应的 标度矩阵集合为

$$D_{\Delta} = \{ D = \begin{bmatrix} L_{\rm t} & 0 & 0 \\ 0 & L_{\rm u} & 0 \\ 0 & 0 & L_{\rm p} \end{bmatrix} > 0 \},$$
(3)

其中:

 $L_{t} \in L_{\Delta_{t} \oplus \Delta_{t}}, \ L_{u} \in L_{\Delta_{u}}, \ L_{p} \in L_{\Delta_{p}}.$

式(3)中L_{Δt ⊕Δt}为与可测量时变参数通道对应 的标度矩阵集合, L_{Δ_n} 和 L_{Δ_n} 为与不可测量不确定 性通道及性能通道对应的μ综合标度矩阵集合.由 于引入了不确定性块 Θ_n 和性能块 Θ_n ,自动驾驶仪 设计问题变成了一个针对不确定系统的鲁棒增 益调度问题,该问题是非凸的,不可能采用参考文 献[3]提供的线性矩阵不等式(LMI)方法得到最优 解. 然而,在上述问题中只要标度矩阵的 L_{u} 和 L_{p} 固 定,则问题就又变成凸的了.鉴于此,可以采用一 个迭代过程求解该问题:首先利用LPV方法求解 鲁棒增益调度控制结构K(s)以及与时变参数通道 对应的常标度矩阵L_t,然后利用µ综合方法求解与 时不变不确定性通道及性能通道相对应的频率相 关标度矩阵Lu和Lp,如此反复直至性能指标满足 要求. 此迭代过程称为D-K-D迭代. 本文自动驾驶 仪设计的具体迭代步骤为:

1) 令式(3)定义的标度矩阵D = I.

2) 用标度矩阵D将广义被控对象Pa(s)加权为

$$\hat{P}_{\mathrm{a}}(s) = \left\{ \begin{bmatrix} D & 0\\ 0 & I_{9\times9} \end{bmatrix} P_{\mathrm{a}}(s) \begin{bmatrix} D^{-1} & 0\\ 0 & I_{7\times7} \end{bmatrix} \right\}.$$
(4)

上式中,单位矩阵*I*_{9×9}和*I*_{7×7}分别对应*P*_a(*s*)的量 测输出通道和控制输入通道.

3) 基于P_a(s)求解广义特征值问题(GEVP) 得到L_t. 此处需要说明的一点是: L_t的求解问题在 数学上被描述为一组LMI的可行性问题, 然而, 通 过求解可行性问题只能得到次优控制器. 为得到 最优控制器, 需要对求解条件进行适当变换构造 一个GEVP问题. 关于GEVP问题的构造过程可参 见参考文献[8].

4) 用求解GEVP问题得到的*L*_t更新标度矩 阵*D*.

5) 重新计算加权被控对象 $\hat{P}_{a}(s)$.

6) 用Riccati方法求解对应 $\hat{P}_{a}(s)$ 的LTI控制器 K(s),同时得到相应的H_{∞}性能指标Q. 7) 固定K(s)和 L_t ,并将两个时变参数模块 Θ_t 合在一起定义成复满块形式.通过求解结构奇异 值找到 $m_{\Theta_t}, m_{\Theta_u}$ 和 m_{Θ_b} 使

$$\bar{\mu} = \|MT_{\rm ed}M^{-1}\|_{\infty} \tag{5}$$

极小,其中

$$M = \begin{bmatrix} m_{\Theta_{t}} I_{12\times 12} & 0 & 0\\ 0 & m_{\Theta_{u}} I_{1\times 1} & 0\\ 0 & 0 & m_{\Theta_{p}} I_{3\times 3} \end{bmatrix}$$
$$T_{ed} = DF_{l}(P_{a}(s), K(s))D^{-1}.$$

此处之所以将两个时变参数模块Θ_t合在一起定义 成复满块是为了使标度矩阵相应部分具有对角 形式,从而可以进行第8步的标一化处理.在D-K-D迭代中,这样处理的一个代价是可能造成设计结 果的保守性.

8) 用 m_{Θ_t} 标一化 $m_{\Theta_t}, m_{\Theta_u}$ 和 m_{Θ_p} ,通过对标 一化后的 m_{Θ_u} 和 m_{Θ_p} 进行传递函数拟合得到 L_u 和 L_p .

9) 令 $L_t = I$,用得到的 L_u 和 L_p 更新标度矩 阵D.

10) 将第7步中被修改了的不确定块结构还原 为实际形式.

11) 重复步骤2到步骤10, 直至_µ小于1.

执行D-K-D迭代4次后µ小于1的条件被满足, 得到的控制结构K(s)具有21个状态,7个输出和9 个输入.D-K-D迭代结果如表1所示.

表1 D-K-D迭代结果

| Table 1 D-K-D iteration results | | |
|---|--------------------|-----------|
| 迭代次数 | H_{∞} 指标(Q) | $ar{\mu}$ |
| 1 | 20.8501 | 8.014 |
| 2 | 1.3228 | 1.3015 |
| 3 | 1.0561 | 1.0549 |
| 4 | 0.9721 | 0.9733 |

在迭代过程中K(s)的状态数量会发生变化,这 是因为随着迭代次数的增加,与不可测量LTI不 确定性及性能通道相对应的频率依赖标度矩 阵 L_u 和 L_p 的拟合阶次增加的结果.事实上,在 表1中第1次迭代所得到的Q = 20.8501为没有做 任何 μ 综合情况下标准鲁棒增益调度问题的解.由 此可见, D-K-D 迭代算法在降低系统保守性方 面确实发挥了重要作用.图4和图5是第4次迭代 过程中标一化的 m_{Θ_u} 和 m_{Θ_p} 的传递函数拟合结果. 图6为第4次迭代的 μ 上界曲线.



4 仿真(Simulations)

4.1 线性仿真(Linear simulations)

在线性仿真条件下,导弹动力学由图1所示的 LFT模型描述,同时,导弹动力学和控制器时变参 数模块中的M和H被选取为一个固定的值.选择 设计范围的4个顶点作为仿真条件,参考模型和自 动驾驶仪的方波响应如图7和图8所示.仿真结果 表明,在不同特征点处自动驾驶仪回路的动力学 特性与参考模型基本一致,而与导弹飞行条件的 变化无关.图8中:1为M = 1.8, H = 500 m时的方 波响应曲线,2为M = 1.8, H = 6000 m时的方波 响应曲线, $3 \exists M = 3.6, H = 500$ m时的方波 响应曲线, $4 \exists M = 3.6, H = 6000$ m时的方波响应 曲线.



Fig. 7 Reference model square wave response



4.2 非线性仿真(Nonlinear simulations)

为了进一步检验D-K-D迭代过程的正确性以 及H_∞增益调度自动驾驶仪的鲁棒性能及其对系 统不可测量不确定性的抑制能力,采用完整的6自 由度非线性运动方程组描述导弹动力学,进行 了6自由度有控弹道仿真.仿真过程中对气动参数 进行了拉偏,同时还引入了舵偏角角速度限幅, 马赫数和高度的量测误差、量测噪声以及加速度 计及角速率陀螺的量测噪声.

图9为在导弹升力系数拉偏条件下,自动驾驶 仪对幅值为10 m/s²方波法向加速度指令的响应 曲线,其中:1为升力系数上浮20%的方波响应曲 线,2为升力系数不浮动情况下的方波响应曲线, 3为升力系数下浮20%的方波响应曲线.在仿真过 程中导弹的马赫数从3.4单调减小到2.4,飞行高度 从717 m单调增加到5046 m.仿真结果表明,在飞 行条件大范围变化及含有不确定性干扰因素条件 下,自动驾驶仪回路的动力学特性基本稳定,能很 好地跟踪指令信号.





5 结论(Conclusion)

本文将导弹自动驾驶仪设计问题描述为含 不可测量时不变不确定性的鲁棒增益调度问题, 并采用D-K-D迭代算法综合运用LPV控制方法 和µ综合方法设计了导弹鲁棒增益调度自动驾驶 仪.所设计的自动驾驶仪的控制参数能够随导弹 飞行马赫数和高度的变化进行自适应调节以适应 弹体动力学特性的变化,同时具有对量测误差、量 测噪声及建模误差等不可测量不确定性的抑制能 力.仿真结果表明,设计得到的自动驾驶仪具有良 好的鲁棒稳定性和鲁棒性能.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):

 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.

- [2] PACKARD A. Gain scheduling via linear fractional transformations[J]. Systems & Control Letters, 1994, 22(2): 79 – 92.
- [3] APKARIAN P, GAHINET P. A convex characterization of gainscheduled H_{∞} controllers[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1995, 40(5): 853 – 864.
- [4] SPILLMAN M S. Robust longitudinal flight control design using linear parameter-varying feedback[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(1): 101 – 108.
- BRETON M R. Gain-scheduled aircraft control using linear parameter-varying feedback[D]. USA: Air Force Institute of Technology, 1996.
- [6] 于剑桥, 刘莉, 靳东亚, 等. 导弹线性分式变换模型及其在H_∞增 益调度自动驾驶仪设计中的应用[J]. 兵工学报, 2007, 28(7): 844 – 848.

(YU Jianqiao, LIU Li, JIN Dongya, et al. Missile LFT model and its application in H_{∞} gain-scheduled autopilot design[J]. Acta Armamentarii, 2007, 28(7): 844 – 848.)

- [7] 于剑桥, 罗冠辰, 文仲辉. 基于准线性化模型设计导弹H_∞增益调度自动驾驶仪[J]. 控制理论与应用, 2009, 26(4): 451 454.
 (YU Jian-qiao, LUO Guan-chen, WEN Zhong-hui. Missile H-infinity gain-scheduled autopilot design based on quasi-linear model[J]. Control Theory & Applications, 2009, 26(4): 451 454.)
- [8] 于剑桥, 罗冠辰. 求解广义特证值问题设计导弹H∞增益调度自动驾驶仪[J]. 宇航学报, 2008, 29(3): 957 961.
 (YU Jian-qiao, LUO Guan-chen. Missile H∞ gain scheduled autopilot design by resolving generalized eigenvalue problem[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(3): 957 961.)

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;

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;

许承东 (1965—), 男, 副教授, 工学博士, 主要研究方向为复杂系统数据挖掘与控制、飞行器虚拟设计与仿真, E-mail: xucd@bit.edu.cn.