

定量反馈理论在重构飞行器控制中的应用

罗一丹, 张义超, 彭越

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 定量反馈理论 (quantitative feedback theory, QFT) 作为一种频率域鲁棒控制技术, 综合考虑了对象的不确定性范围和对系统的性能指标要求, 以定量方式在 Nichols 图上展开分析与设计, 从而保证了设计结果具有稳定鲁棒性; 而当某处喷管失效时, 作用在飞行器上的控制力矩所受的影响可看作是不确定对象鲁棒性问题的扩展, 因此, 考虑喷管故障时的重构飞行控制也可用 QFT 方法进行设计与设计; 在讨论 QFT 原理与应用的基础上, 以某飞行器的飞行控制设计为例, 对鲁棒和重构飞行控制进行了分析、研究与设计, 获得了满意的设计结果。

关键词: 定量反馈理论; 重构; 飞行器控制

Application of the Quantitative Feedback Theory in Control of Reconfigurable Aircraft

Luo Yidan, Zhang Yichao, Peng Yue

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Quantitative feedback theory (QFT) is a frequency domain robust control technology. Considering the uncertain range of object and the performance of the system, QFT analyze and design in a quantitative way with the Nichols chart, which ensure the result is robust. In control of reconfigurable aircraft, the actuator failure can be viewed as the robustness problem, which can be solved with QFT. Based on the control of reconfigurable aircraft, this paper discusses the principle of QFT, with that the application concluded a satisfactory proposal.

Keywords: QFT; wavelet packet; reconfigurable; aircraft control

0 引言

对于长时间在轨飞行器而言, 由于其执行任务的长期性, 以及使用环境的复杂性和多变性, 故障很难避免, 因此其系统的稳定性一直是设计人员关注的重点。

目前飞行器提高可靠性的主要方法是在各分系统中广泛使用冗余技术, 而单纯采用冗余设计一方面造成资源、重量、空间的浪费; 另一方面有些故障难以彻底解决。随着长时间在轨技术发展的需求, 重构技术将会发挥日益重要的作用。

重构技术经过多年的探索, 目前主要分为两大类应用方案: 一类是通过故障检测与隔离系统提供的故障诊断信息, 选择针对不同故障形式所设计的控制律, 例如伪逆法、定量反馈重构控制方法、多模型自适应控制等; 另一类方法是不通过故障检测与隔离系统获取故障诊断信息, 而是对飞行器进行在线实时参数辨识, 动态设计控制律, 例如直接自适应重构控制方法、反馈线性化控制方法、模型参考自适应控制方法等。

定量反馈是一种鲁棒控制器的设计理论, 已大量应用于控制系统的设计。将定量反馈理论与重构技术相结合, 是将重构控制技术工程化实现的有益途径。因此, 本文在针对传统冗余技术造成资源、空间等浪费的问题上, 应用定量反馈理论, 提出采取重构技术, 在出现故障难以修复的情况下, 保证系统的任务执行。

1 定量反馈理论及应用

定量反馈理论是在设计控制器之前, 把系统的各种不确定

性和需要达到的性能指标以定量的形式描述出来, 然后根据这些限定, 设计可以容忍这些不确定性并且满足性能指标的控制律, 从而使得到的控制器具有很好的鲁棒性。

QFT 设计包括闭环回路控制器 G 和前置滤波控制器 F 两部分, 其基本结构 (如图 1 所示) 是两自由度结构。其中 P 为具有参数或结构不确定的系统, d_1 和 d_2 为外部干扰, R 为参考输入, Y 为系统输出。

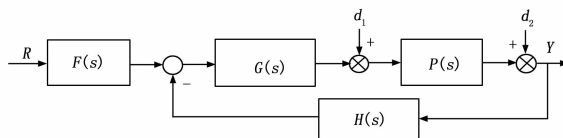


图 1 两自由度反馈控制结构图

QFT 作为一种鲁棒控制理论, 其突出的优点就是非常容易应用于实际工程中, 并且可以根据具体的问题进一步完善 QFT 设计^[1]。

QFT 具有很好的鲁棒性, 因而被广泛地应用于具有严重不确定性的动力系统中。例如, 文献 [2-3] 用 QFT 对飞机鲁棒飞行控制系统的设计, 文献 [4] 用 QFT 设计了存在风、油传送等干扰的情况下, 实现对空中加油机的姿态控制, 这些都表明了 QFT 在飞机飞行控制的有效性。文献 [5] 给出了用于控制飞机发动机的方法, 实验结果证明可以获得比过去其它控制器更好的性能。

QFT 可以很好地对具有不确定性的系统进行控制, 因此 QFT 可以用于各种系统的容错控制。例如, 文献 [6-8] 把 QFT 用于飞行控制系统, 以处理当控制面板出现损坏时对系统进行可靠地控制; 文献 [9] 把 QFT 用于电液控制器, 当传感器或者伺服阀出现故障时, 可以保证系统的稳定运行; 实验

表明当电液控制器出现问题时系统具有高度的容错能力。文献 [10] 把 QFT 用于伺服液压位置控制器, 实验证明当活塞出现漏泄时, QFT 在保证伺服液压位置控制器稳定性基础上满足其跟踪性能。

2 定量反馈理论应用于飞行控制律设计

将飞行器简化为图 1 所示单回路的 SISO 系统来进行分析。根据 QFT 设计方法可知, 首先确定对象模板。飞行器单轴姿态模型由一组非线性微分方程组成, 通过合理假定, 可以将原始的非线性微分方程进行线性化处理, 得到如下的短周期运动方程组:

$$\begin{cases} (P + Z_a)\Delta\alpha - P\Delta\theta = -Z_\delta\Delta\delta \\ (M_a P + M_a)\Delta\alpha + (P^2 + M_a)\Delta\theta = -M_\delta\Delta\delta \end{cases}$$

其中: α 为偏航角, δ 为滚动角, θ 为俯仰角, P 为微分算子。根据三轴对地飞行器飞行特点和设计要求, 决定采用姿态角控制作为飞行器姿态运动的控制方案, 即输入为滚动角, 输出为实际俯仰角。对上式进行数学推导, 得到被控系统的传递函数为:

$$P(s) = \frac{\Delta\theta(s)}{\Delta\delta(s)} = \frac{-(M_\delta - Z_\delta M_a)s + (Z_a M_\delta - Z_\delta M_a)}{[s^2 + (Z_a + M_a + M_a)s + (M_a + M_a Z_a)]}$$

由于飞行器是实时动态的, 因此 $P(s)$ 中的一些参数是时刻变化的, 传递函数 $P(s)$ 中的各系数都具有不确定性, 这种不确定性可以通过仿真基本确定。将飞行器姿态模型处理成上述传递函数形式有利于在 QFT 设计中计算不确定对象的频率响应, 得到对象模板。

得到对象模板后, 根据飞行器姿态的动态特性要求, 确定跟踪指标的上、下边界为 (如图 2 所示):

$$T_m = \frac{6.25(0.2s + 1)}{s^2 + 3.9s + 6.25}$$

$$T_n = \frac{48}{(s + 1.5)(s + 4)(s + 8)}$$

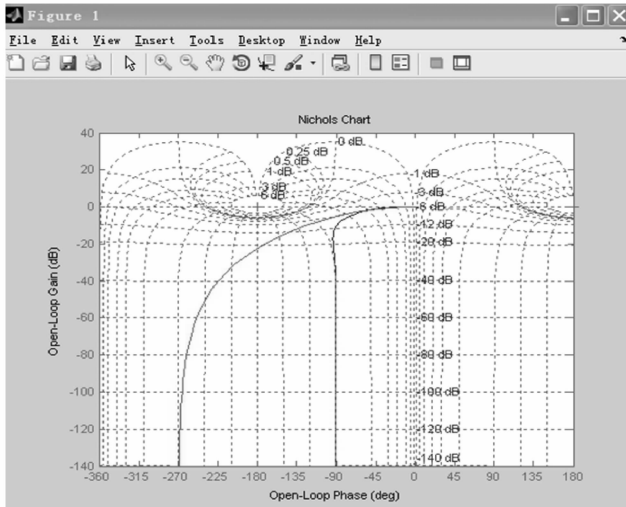


图 2 跟踪指标的上、下边界

跟踪边界保证了闭环系统阶跃响应的超调不大于 2%, 调节时间不超过 3 s。稳定裕度为:

$$\left| \frac{G(j\omega)P(j\omega)}{1 + G(j\omega)P(j\omega)} \right| \leq \mu = 1.2$$

稳定裕度保证了最小幅值裕度为:

$$K_M = 1 + \frac{1}{\mu} = 1.833 = 5.26(\text{dB})$$

最小相位裕度为:

$$\varphi_M = 180^\circ - \cos^{-1}(0.5/\mu^2 - 1)$$

控制律设计用到 Nichols 图和经典的回路整形思想, 目的是合成一个控制器 $G(s)$, 使之对基准开环特性进行动态补偿, 以使每一频率的性能边界满足要求。最终的控制器由动态补偿器和控制增益构成。在图 2 中跟踪边界和稳定边界内通过动态补偿进行控制增益调整, 最终通过整形设计, 找到一个控制器:

$$G(s) = 45\left(\frac{s}{2.5} + 1\right)$$

控制器使闭环频率响应的变化减少到期望的范围内。现在则需要一个前置滤波器使闭环频率特性曲线落在边界范围之内, 以满足对系统跟踪性能指标要求。设计结果为:

$$F(s) = \frac{3.5}{s + 3.5}$$

闭环作用下的飞行器控制系统的频率响应如图 3 所示。

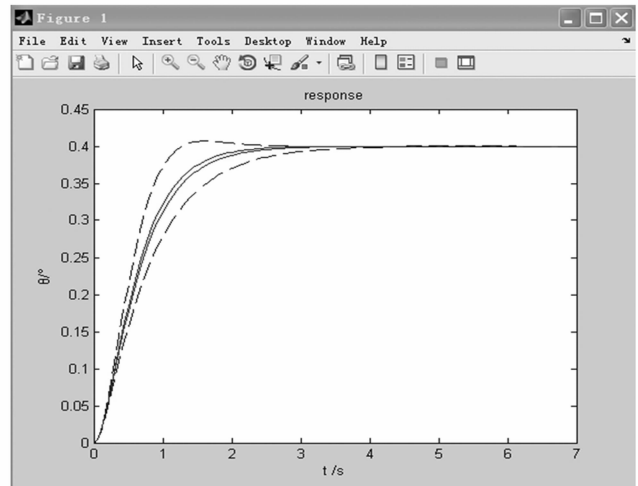


图 3 定量反馈控制律作用下的时域响应

3 重构姿态控制律设计

正常情况下, 对于飞行器的三轴姿态控制, 均进行力耦控制, 为实现各轴的姿态控制, 在每个通道上均配置 4 个喷管, 以偏航通道为例, 具体如图 4 所示。这样的配置方式可保证在 4 个喷管均正常工作时, 能够使姿态指向具有较高的精度。但是, 由于各种不确定性原因, 某个喷管可能会发生故障, 进而无法正常工作。当某个喷管发生故障时, 如果依然按照原来的姿态控制律进行控制, 则无法达到预期的目标, 可能出现姿态失稳, 甚至导致姿态翻滚的后果。为了避免这一严重后果的产生, 在开始设计时, 需要考虑喷管发生故障时的控制情况, 并指定有效的策略与应对方式。

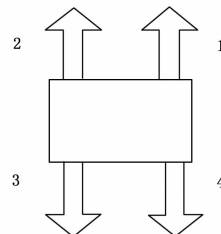


图 4 单通道喷管设置图

当飞行器的某个姿态喷管发生故障而无法正常工作时，首先，更改控制策略，即将力耦控制方式变换为非力耦控制方式，并重新选择可正常工作的喷管，基于正常工作的喷管，利用定量反馈的控制方法对姿态控制律进行重构，从而使飞行器的姿态在新的状态下重新达到稳定。在这一过程中，有两个关键点：一是重新选择喷管；二是重构姿态控制律。

3.1 重新选择喷管

对于偏航通道，配置了 1、2、3、4 号共 4 个姿控喷管，假设 1 号喷管发生故障，2、3、4 号喷管正常，此时，喷管的选择有如下三种方式：第一种为使用 2、3 号喷管进行姿控，第二种为使用 3、4 号喷管进行姿控，第三种是使用 2、3、4 号喷管进行姿控。

3.2 重构姿态控制律

选择使用 2、3 号喷管进行姿控，由于可使用的喷管发生变化，所以，根据重新选择的喷管，应用定量反馈的方法得到重构的姿态控制律。此时，飞行器姿控能力下降，控制导数减小，其动力特性的变化可以用姿态动态特性的导数变化描述。用 QFT 对新的不确定对象进行设计，通过重构控制系统，确定新的 QFT 控制律的控制器 $G(s)$ 和 $F(s)$ 如下所示：

$$G(s) = 43.2 \left(\frac{s}{3.2} + 1.65 \right)$$

$$F(s) = \frac{2.35}{s + 2.35}$$

出现故障后，经重构控制系统对飞行器姿态控制进行重构后仍可使飞行器进入稳定运行状态，整个过程如图 5 所示。

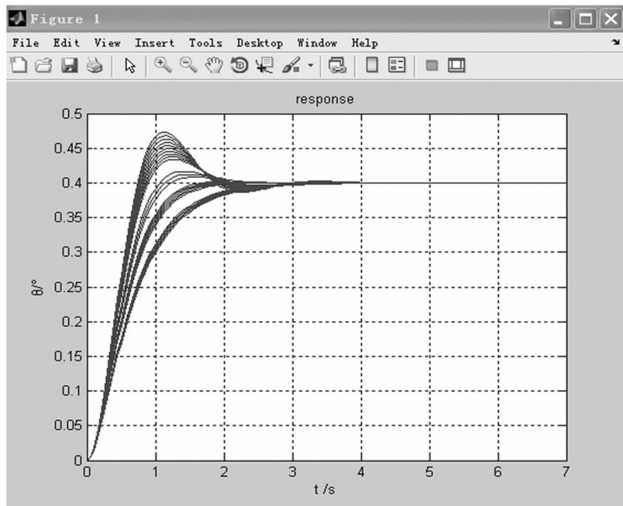


图 5 重构控制律作用下的时域响应

4 结论

本文应用 QFT 方法，为飞行器控制设计了鲁棒控制器和前置滤波器，使其满足鲁棒稳定性要求。

当某个喷管发生故障时，为了避免姿态失稳，重新选择喷管进行姿控。通过 QFT 方法，进行重构姿态控制律设计，经重构控制系统对飞行器姿态控制进行重构后仍可使飞行器进入稳定运行状态，表明了 QFT 在重构飞行控制设计中的应用前景。

参考文献：

- [1] 王增会, 陈增强, 孙青林, 等. 定量反馈理论发展综述 [J]. 控制理论与应用, 2006, 23 (3): 403-410.
- [2] Phillips S N, Pachter M. A QFT Subsonic envelope flight control system design [A]. Proc of the IEEE1995onNational Aerospace and Electronics Conference [C]. Dayton, OH: IEEE Press, 1995: 537-544.
- [3] Keating M S, Pachter M, Houppis C H. Fault tolerant flight control system: QFT design [J]. Int. J. of Robust and Nonlinear Control, 1997, 7 (6): 551-559.
- [4] Pachterm, Houppisch, Torosen P W. Design of an air-to-air automatic refueling flight control system using quantitative feedback theory [J]. Int. J. of Robust and Nonlinear Control, 1997, 7 (6): 561-580.
- [5] Pachterm, Houppisch, Kang K. Modeling and control of an electro-hydrostatic actuator [J]. Int. J. of Robust and Nonlinear Control, 1997, 7 (6): 591-608.
- [6] Horowitz I, Arnold P B, Houppisch. Yf16ccv flight control system reconfiguration design using quantitative feedback theory [A]. Proc of the IEEE on National Aerospace and Electronics Conference [C]. Dayton, OH: IEEE Press, 1985: 578-585.
- [7] Wu S F, Grimble J, Weiw. QFT-based robust/fault-tolerant flight control design for remote pilotless vehicle [J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2000, 8 (6): 1010-1016.
- [8] Clough B T, Horowitz I, Houppis C H. Robust controller design for a short take-off and landing (STOL) aircraft using quantitative feedback theory [A]. Proc of the IEEE on National Aerospace and Electronics Conference [C]. Dayton, OH: IEEE Press, 1986: 440-447.
- [9] Navid N, Nariman S. A QFT fault-tolerant control for electro-hydraulic positioning systems [J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2002, 10 (4): 626-632.
- [10] Karpenko M, Nariman S. Fault-tolerant control of a servo-hydraulic positioning system with crossport leakage [J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2005, 13 (1): 155-161.

(上接第 2555 页)

参考文献：

- [1] 倪明辉, 周军, 杨庚. USB 在 FPGA 控制的高速数据采集系统中的应用 [J]. 计算机测量与控制, 2006, 14 (2): 268-271.
- [2] 李朋勃, 张洪平. 基于 FPGA 和 USB2.0 的高速数据采集系统 [J]. 单片机与嵌入式系统应用, 2009, 09: 32-35.
- [3] 吕超, 张玉霞, 王立欣. USB 接口高速数据传输的实现 [J]. 计算机测量与控制, 2009, 17 (5): 1003-1005.
- [4] 钱峰. EZ-USB FX2 单片机原理、编程及应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.

- [5] 曾虹, 等. 基于 USB 的高速并行数据采集系统的设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (8): 1105-1007.
- [6] 徐庆元, 张天序. 基于 USB 总线的高速视频采集系统设计 [J]. 微计算机信息, 2006, (10): 247-248.
- [7] Bi B, Sun S Y, Wang C P. Design of Data Acquisition Equipment Based on USB [A]. Proceedings of 2007 8th International Conference on Electronic Measurement and Instrument [C]. 2007: 1-2.
- [8] 袁江南. 基于 USB2.0 与 FPGA 技术的高速数据采集系统的设计 [J]. 电子技术应用, 2007, 07: 116-118.