

学校代码	10699
分 类 号	V23
密 级	
学 号	2008200897

题 目 航空发动机控制系统故障诊 --- 断与容错控制 ---

作者 尹飞佳

学 科、专 业 控制理论与控制工程

指 导 教 师 樊 丁

申请学位日期 2011 年 3 月

西北工业大学

硕士学位论文

(学位研究生)

题目： 航空发动机控制系统故障
诊断与容错控制

作 者： 尹飞佳

学科专业： 控制理论与控制工程

指导教师： 樊 丁

2011 年 3 月

Fault Diagnosis and Fault Tolerant Control for Aero-engine Control System

By Yin Feijia

Dissertation Submitted to Academic Committee of
Northwestern Polytechnical University
for
Master Degree

Supervisor: Prof. **Fan Ding**

Speciality: **Control Theory and Engineering**

Xi'an P.R.China

March 2011

摘要

航空发动机是长期工作在高温、高压、高转速条件下的复杂气动热力系统，而发动机控制系统作为发动机工作不可缺少的组成部分，其可靠性日益受到关注。故障诊断与容错控制技术的产生与发展则为提高发动机控制系统可靠性提供了有效的途径。

本文以某型涡扇发动机数控系统为研究对象，针对控制系统中常见的几类典型故障的检测方法及容错控制策略进行研究，主要的工作内容如下：

(1) 以发动机的线性状态空间模型为研究对象，针对发动机控制系统中存在的传感器故障、执行机构故障以及系统元件故障建立统一数学模型，从而简化了基于模型的故障诊断与容错控制设计工作。

(2) 针对发动机模型中存在的不确定性因素，从残差生成的角度研究了抑制故障诊断中模型不确定性影响的途径。通过特征结构配置的方法，设计了鲁棒残差生成器，实现残差对于干扰的解耦，降低了系统对于模型不确定性的敏感度，提高了故障诊断的准确度。

(3) 将系统的敏感系数作为判断条件，对于系统参数摄动问题，基于特征结构配置法，设计被动容错控制器，并且应用最小二乘优化法进行优化设计。

(4) 采用模型参考自适应方法进行主动容错控制器设计，以标称系统模型作为参考模型，选择输出误差最小化为优化指标，根据李雅普诺夫稳定性原理，选择自适应控制调节律，实现了对于执行机构典型故障的主动容错控制。

对本文所提出的方法进行了大量的数字仿真。结果表明，本文所提出的发动机控制系统故障诊断方法可实现对传感器或执行机构软、硬故障的检测，在模型不确定性情况下实现鲁棒故障诊断。设计的容错控制器在执行机构发生故障的情况下具有良好的容错能力，保证系统的闭环稳定性和动态特性。

关键词：航空发动机，故障诊断，容错控制，特征结构配置，模型参考自适应

Abstract

Aero-engine is a complex aero and thermo dynamic system which usually works at high temperature, high pressure and high rotating speed. The control system is the essential part of the engine and is paid more and more attention. The development of fault diagnosis and fault-tolerant control technology provides the possibility to improve the reliability of aero-engine control system.

The control system of turbofan engine is the researching target in the thesis. This paper represents several typical fault diagnosis methods and fault tolerant control strategies for control system. The key techniques were fully discussed in the paper as following.

1. Based on the linear state space model of the engine, focusing on the typical faults in the engine control system, the mathematical model of sensor fault, actuator fault and component fault were given. In addition, it simplified the design process of model-based fault diagnosis and fault-tolerant control.

2. As to the uncertainty of the engine model, studying the methods that can reduce the influence of the uncertainty in fault diagnosis in the aspect of residual generating. Using unknown input observer and eigenstructure assignment method, a robust residual generator was designed which can decouple the disturbance, reduce the sensitivity of uncertainty and improve the fault diagnosis accuracy.

3. On the condition of the sensitive coefficient, robust eigenstructure assignment method was applied to develop a passive control system so that the system is of low sensitivity to parameter variations. Meanwhile, least square optimal method was used to design controller for system with actuator faults.

4. The design method of self-adapting error-tolerant controller that applies model reference is studied. The idea of active error-tolerant control which is based on control-law-restructuring is used ,the standard system model is chosen as the reference model, output error minimizing is considered as the optimum index, the principles of Lyapunov is applied ,the self-adapting control laws are proposed, resulting in the active control of operating device mal-function.

A large amount of digital simulation was done in the thesis. The results showed that the fault diagnosis method about engine control system is able to detect and

isolate sensor or actuator soft and hard fault, realized the robust fault diagnosis under uncertainty model. Design of fault-tolerant controller in actuator fault situations with satisfactory fault-tolerance, and guarantee the stability of the closed-loop system and dynamic characteristics.

Key words: Aero-engine; Fault diagnosis; Fault-tolerant control; Eigenstructure assignment; Model reference adaptive

目录

摘要.....	I
Abstract.....	II
目录.....	IV
第一章 绪论.....	1
1.1 研究背景及意义.....	1
1.2 故障诊断技术综述.....	2
1.2.1 故障诊断技术的发展及趋势.....	2
1.2.2 故障诊断的主要方法.....	4
1.3 容错控制技术综述.....	6
1.3.1 容错控制的发展及趋势.....	7
1.3.2 容错控制的主要方法.....	8
1.4 本文主要研究内容及结构安排.....	13
第二章 发动机数学模型与故障模型建立.....	14
2.1 发动机线性数学模型的建立.....	14
2.2 线性化模型的归一化处理.....	17
2.3 控制系统的故障模型.....	20
2.4 干扰分布矩阵的确定.....	23
2.5 本章小结.....	24
第三章 基于观测器的故障诊断方法.....	25
3.1 鲁棒残差的生成.....	26
3.1.1 残差的一般结构形式.....	26
3.1.2 鲁棒残差的生成.....	27
3.2 基于观测器特征结构配置的鲁棒残差设计.....	27
3.2.1 干扰解耦的基本原理.....	28
3.2.2 基于特征结构配置的干扰解耦设计.....	29
3.2.3 仿真算例.....	33
3.3 本章小结.....	36
第四章 基于特征结构配置的被动容错控制器设计.....	37
4.1 基于特征结构配置的系统鲁棒性设计.....	37
4.1.1 设计方法.....	37
4.1.2 仿真算例.....	39
4.2 基于特征结构配置的被动容错优化设计.....	40

4.2.1 设计方法.....	40
4.2.2 仿真算例.....	42
4.3 本章小结.....	45
第五章 基于模型参考自适应的主动容错控制器设计.....	46
5.1 针对执行机构故障的自适应主动容错控制器设计.....	47
5.1.1 问题描述.....	47
5.1.2 参考模型的模型匹配问题.....	47
5.1.3 自适应容错控制器设计.....	49
5.1.4 仿真算例.....	54
5.2 本章小结.....	59
第六章 论文总结.....	60
6.1 总结.....	60
6.2 建议.....	61
参考文献.....	62
硕士期间发表论文及科研情况.....	67
致谢.....	68

第一章 绪论

1.1 研究背景及意义

随着科技的进步,各种设备的自动化程度越来越高,尤其是航空航天等领域,为了满足提升各种性能指标的要求,控制系统的复杂度越来越高,而伴随着高度复杂性所产生的后果就是越来越高的故障比率。任何一次系统故障,都会产生无法估量的损失,例如 2000 年法国“协和”客机起飞中机翼起火爆炸,机上 109 人死亡,地面 5 人死亡^[1]; 2003 年“哥伦比亚”号航天飞机返回地面时在德克萨斯上空解体,使美国航天计划遭受重创^[2]。故障所导致的灾难性后果往往是人类所无法承受的,而对于实际的系统来说发生故障又是不可避免的,因此在故障发生后,如何及时地诊断、隔离、排除故障就显得尤为重要。自然而然的如何提高系统的可靠性、安全性、有效性就成为人们研究的关键技术之一。

对于航空发动机控制系统来说,安全性、可靠性的要求更为迫切。由于电子技术的发展、现代控制理论不断完善以及发动机控制变量的不断增加,促使发动机控制系统从传统的机械液压式发展为全权限数字电子式控制(Full Authority Digital Electronic Control,简称 FADEC)。20 世纪 80 年代美国已经在 F100 发动机改型机上装备带有机液液压备份的数字电子控制器,并且试飞成功。而我国对于全权限数字电子控制器的预研工作也是从 80 年代开始的^[5]。高度的可靠性是保证 FADEC 系统成功使用的前提。FADEC 系统的三大主要环节是电子控制器(EEC)、执行机构和传感器。其中 EEC 已经具备模块化、双通道、BIT(Built In Test)等功能而具有一定的容错能力。而执行机构和传感器由于工作在高温、强震动的恶劣环境中,更容易发生故障。为了提高其可靠性,针对执行机构及传感器的故障诊断技术成为大家研究关注的焦点。而对于航空、航天飞行器等工作在恶劣环境下的控制系统,必须具备极高的安全可靠,这种要求有时比单纯提高系统的性能显得更为重要。因此,为了避免严重性故障,减少一般性故障的发生,必须寻找一种全新的、有效的技术途径。从上世纪 70 年代发展起来的故障检测诊断(FDD, Fault Detection and Diagnosis)技术与容错控制(FTC, Fault Tolerant Control)技术为解决这一问题提供了有益的技术途径。

航空发动机是长期工作在高温、高压、高转速环境下的复杂气动热力系统。发动机控制的目的是使其在允许的环境条件和工作状态下都能稳定、可靠地工作,并能充分发挥其性能效益^[17]。发动机故障可分为部件故障、附件故障、执行机构故障、控制系统故障等^[10],这些故障的发生,将导致发动机不能可靠地

运行并可能酿成重大的灾难。因此,可靠性是航空发动机的一个重要指标,我国在“十五”和“十一五”计划期间都将航空发动机控制系统的故障诊断与容错控制技术列为专项研究,目的就是解决航空发动机控制系统可靠性设计的技术难题,提高控制系统的工作可靠性。九十年代初,美国国防部和美国国家航空航天局联合推动实施了高性能涡轮发动机技术(IHPTET, Integrated High Performance Turbine Engine Technology)计划^[10],该计划提出了要建立健全的航空发动机性能监视与故障诊断系统,由此可以看出故障诊断与容错控制问题具有重要的理论价值和广阔的应用前景。

1.2 故障诊断技术综述

故障是指系统中部分元件受到内外部相关因素影响偏离正常工作状态而导致整个系统功能性能恶化的事件。当系统发生故障时,系统中全部或部分状态参数将表现出异常性,这种差异就包含着丰富的故障信息。故障检测的主要功能是及时发现系统中的故障并报警,故障诊断是在检测出系统存在故障情况下及时分离故障部件、判别故障的种类、估计故障大小与趋势、对故障进行评估与决策。

对于控制系统,故障发生的部位、时间、形式和相互关系都呈现出一定的多样性,按照发生部位可分为传感器故障、执行机构故障和元部件故障;按照发生的时间可分为突变、缓变和瞬态故障;按照发生的形式可分为乘性和加性故障;按故障间的相互关系可分为单故障、多故障、独立故障和局部故障等^[14]。

1.2.1 故障诊断技术的发展及趋势

纵观故障诊断的发展过程,可以分为4个阶段:

(1) 20世纪50年代到60年代,由于受到工业技术发展的限制,只能依靠感官和简单的仪表来进行故障诊断;

(2) 20世纪60年代到70年代,简单的感官诊断被各种动态检测技术、监控技术、信息处理技术和图像分析技术所代替,形成了各具特色的诊断方法,但提高系统的可靠性技术措施及故障诊断技术仍然主要是基于硬件冗余。过多的冗余毫无疑问会增添系统的复杂性,这就促使人们探索寻求更为简便的故障诊断方法。

(3) 20世纪70年代到80年代,利用由解析数学模型产生的冗余信号的故障诊断技术开始发展起来。1971年,美国麻省理工学院的Beard首先提出了用

解析冗余代替硬件冗余,并通过系统的自组织使系统闭环稳定,通过比较观测器的输出得到系统故障信息的技术思路。这一新思想的提出标志着以解析冗余为基础的故障诊断技术的诞生^[17]。1976年,Willsky在Automatica上发表了第一篇有关FDD方面的综述性文章^[18]。1978年,Himmelblau出版了国际上第一本FDD方面的学术著作。随后以Isermann R、Willsky AS、Chen J、Patton R J和Frank PM等人为代表的基于解析冗余的FDD技术得到快速发展^[21]。

(4) 80年代,是基于解析冗余的故障诊断方法的发展成熟时期,同时也是智能故障诊断方法的发展时期。1990年Frank针对基于观测器的故障诊断方法中建模动态和外界干扰等未知输入因素对故障检测系统性能的影响,将未知输入观测器的概念引入到故障检测观测器的设计中,提出了基于未知输入观测器(UIO, Unknown Input Observer)的鲁棒故障诊断方法^[7]。90年代中期,关于LTI(LTI, Linear Time Invariant)系统的故障诊断已形成了相对较为完整的体系结构。

虽然传统的故障诊断技术在这一阶段得到很好的发展,并取得了丰硕的研究成果,但已经不能适应系统的日趋复杂化、智能化及光机电的一体化。随着计算机技术的发展以及人工智能技术的发展,故障诊断技术进入另一发展阶段——智能化阶段。一部分学者开始把神经网络技术引入到故障诊断中来,做了一些成功而有益的尝试,积累了很多的经验,如:利用神经网络模拟连续非线性函数的能力、进行网络权值自适应训练得到最佳阈值、提高故障检测的准确度^[14]。

此外在这一时期,还有一个研究的热点问题,即鲁棒故障诊断问题。基本的方法可归纳为以下两类,一类是鲁棒残差生成,即生成对各种不确定与干扰因素不敏感,而对故障敏感的残差;另一类是鲁棒诊断决策,即通过决策规则来增强故障诊断的鲁棒性^[12-16]。对非线性系统故障诊断的研究也成为人们关注的焦点,主要方法有:非线性未知输入观测器方法、非线性自适应观测器方法、强跟踪滤波器方法、模糊观测器方法、神经网络观测器方法、滑模观测器方法、故障观测器方法以及基于神经网络建模的方法等。

将故障诊断技术应用于航空发动机始于美国。80年代中期开始,美国围绕传感器故障的检测、隔离和重构(Detection, Isolation and Accommodation of Sensor Failures, 简称DIA)开展了一系列的研究工作。其中较成功的有NASA Lewis研究中心的ADIA(Advanced DIA)计划,该计划全面总结了当时的各种适用于航空发动机的传感器故障检测、隔离、重构的算法,并在此基础上完成了整个计划,其性能优异、满足实时性要求。该计划已在F100等发动机上得到成功验证^[19]。同时,由NASA主持的,改进发动机控制可靠性的解析冗余度设计(ARTERI)计划^[19],可检测并分离控制系统的硬故障与软故障,并能对传感器及执行机构进行

系统重构，提供解析余度。

1.2.2 故障诊断的主要方法

经过多年的发展，对故障诊断技术的研究已经取得了丰硕的研究成果，大体可以分为两类，即基于模型的故障诊断方法和不依赖于模型的故障诊断方法两大类，具体细节划分如图 1-1 所示。

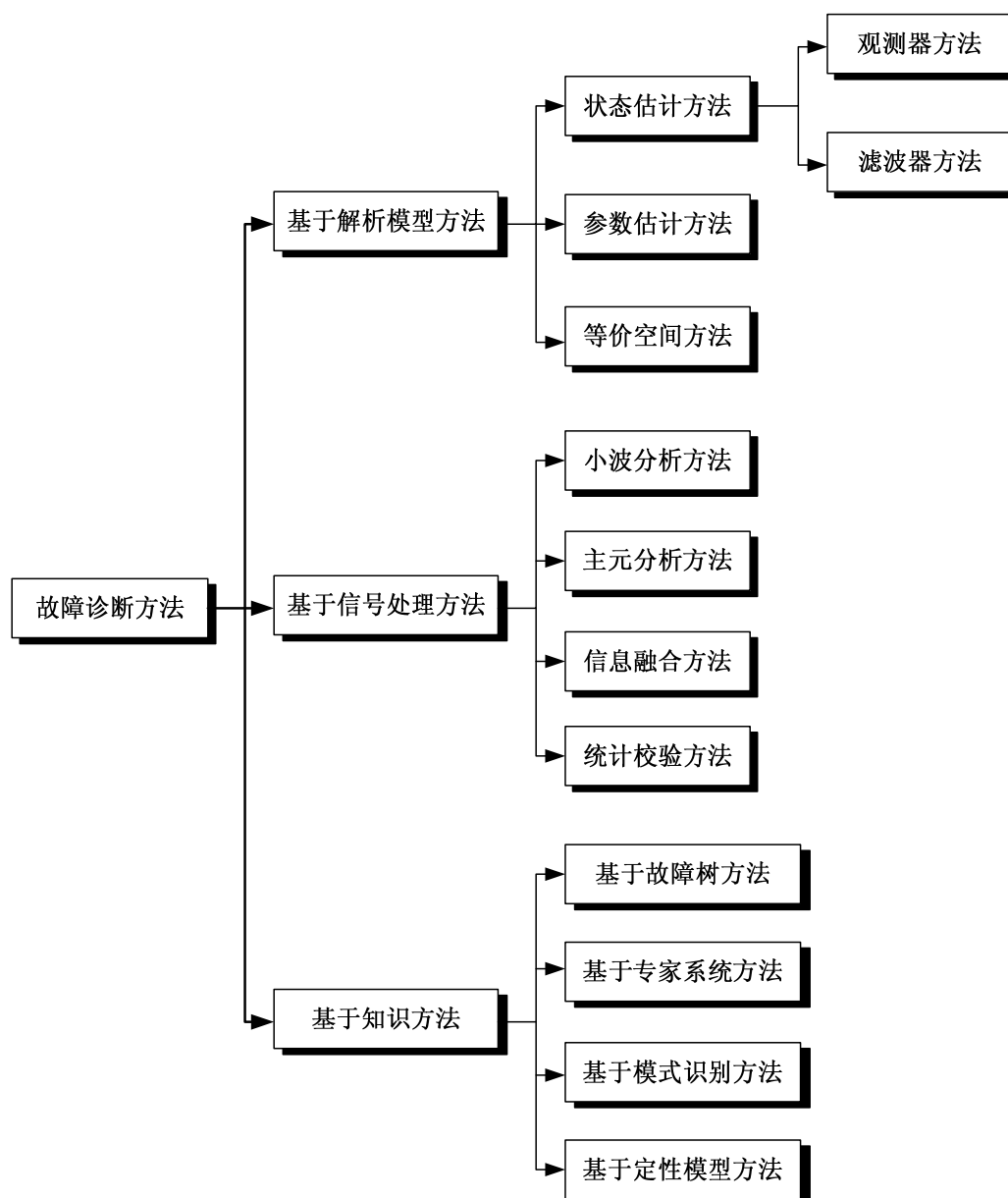


图1-1 故障诊断技术分类

(1) 基于模型的故障诊断方法

基于模型的方法的指导思想是用解析冗余取代硬件冗余，然后通过构造观测器估计出系统输出，再与系统输出的实际测量值作比较得到残差信号。其核心就是要建立精确的系统数学模型。

基于系统数学模型的方法主要包括三类：基于状态估计的方法、基于参数估计的方法和等价空间的方法。

●基于状态估计的方法

基于状态估计的方法又称为基于状态观测器的方法，这类方法一般可以分为两步：利用系统的定量模型和可测信号重建某一可测量的变量，将估计值与测量值进行比较，构成残差序列；再从残差中提取故障特征参数并根据特征参数实现故障诊断。

基于状态估计的故障诊断方法主要包括观测器方法和故障检测滤波器方法。观测器方法主要包括 Luenberger 观测器法、多目标优化的观测器法、未知输入观测器法、自适应观测器法、模糊观测器法等。故障检测滤波器方法主要包括故障分离滤波器法、Kalman 滤波器法、利用 H_∞ 优化法、线性矩阵不等式法、传递函数迹最小化的最优随机滤波法和针对含有未知输入的非线性时滞系统的鲁棒 H_∞ 优化控制技术。

基于状态估计的故障诊断方法一直是人们研究的一个热点。在故障诊断机构中，对故障信号检测的敏感性和故障诊断机构对系统参数摄动的鲁棒性是始终存在着的矛盾体，如何协调二者之间的矛盾以便能达到各自指标的最优化是人们努力解决的问题。实际应用中所面临的一些问题也有待于人们去进一步讨论。

●基于参数估计的方法

基于参数估计的故障诊断方法通过对系统的机理分析，确定系统模型参数和物理元件参数之间的关联方程，由参数辨识最终求得实际系统物理元件参数的估计值，和它的标称值比较，确定系统是否有故障及故障的程度^[23]。

对比基于状态估计和基于参数估计的两种故障诊断方法，可以看出：

基于状态估计的方法具有较好的实时性，因为不论是常规的观测器还是 Kalman 滤波器都是呈指数型收敛的，这在实际应用中有很大的价值；而参数估计方法的收敛性要差一些，会导致比较大的故障诊断的延时。

基于状态估计的方法对系统的输入信号的要求不是很严格，并不需要有连续不间断的激励信号存在。而基于参数估计的方法却总是需要有激励信号存在，这一点也限制了基于参数估计的方法在实际中的应用。

基于状态估计的方法能够检测出来的故障是有限的，特别是被控对象的故障情况，即便是能检测出来，也很难准确定位出被控对象中受损元件的物理位置和

受损程度。这是基于状态估计方法的缺陷，却恰恰是基于参数估计方法很容易解决的问题。这两种故障检测方法如能结合起来使用，将会产生更大的效用^[29]。

● 等价空间法

等价空间方法是利用系统输入输出的实际测量值检验系统数学模型的等价性来检测和分离故障。等价空间方法包括许多具体的方法，主要有：奇偶方程的方法、基于约束优化的等价方程方法、基于具有方向的残差序列方法等，但其中研究最多的是奇偶方程故障诊断方法。目前，奇偶方程方法的主要成果还集中在线性系统中。

(2) 不依赖模型的方法

当前的控制系统变得越来越复杂，不少情况下要想获得系统的准确数学模型是非常困难的，不依赖于模型的故障诊断方法因此受到了人们的高度重视。不依赖模型的方法包括两类：基于信号的方法和基于知识的方法。

● 基于信号处理的方法

基于信号处理的故障诊断方法利用系统的输入、输出信号在幅值、相位、频率及相关性上与故障的关系，采用谱分析、相关分析和概率密度等手段来提取故障特征信息，降低了对系统精确数学模型的依赖，取得了丰富的应用成果。

目前所应用的主要方法有：基于 δ 算子的方法、基于小波分析的方法、统计校验的方法、基于信息融合的方法等。

● 基于知识的方法

基于知识的故障诊断方法则充分利用专家诊断知识和诊断对象的信息，他不需要精确的数学模型，尤其适合于非线性系统和复杂大系统的故障诊断与检测，是人们研究的热点。

基于知识的方法主要包括：基于不确定信息理论的方法、基于定性和半定性的方法、基于模式识别的方法、专家系统的方法和基于故障树的方法等。

总之，故障检测与诊断方法形形色色，各具特点，不可能找到一种适用于所有故障的统一方法，所以在使用的过程中要根据实际情况确定适合且高效可靠的故障诊断方法。

1.3 容错控制技术综述

所谓容错控制系统，就是具有冗余能力的控制系统，即在系统中某些部件发生故障的情况下系统仍能按原定性能指标或性能指标略有降低(但可接受)安全地完成控制任务^[31]。一个系统能够容错的必要条件是系统中存在着冗余，即对

执行器的容错需要有执行驱动冗余、对传感器的容错则需要存在传感测量冗余。容错控制系统设计的关键是如何使用这些冗余来达到容错的目的。

1.3.1 容错控制的发展及趋势

容错控制(Fault Tolerant Control, FTC)的思想最早可以追溯到 1971 年, Niederlinski 首先提出完整性控制(Integral Control)的概念^[68], 完整性是指当控制系统发生故障, 特别是某些反馈回路断开时系统仍能保持稳定的特性, 这标志着容错控制技术的诞生。同时, Beard 也开始了容错控制的研究^[2]。Siljak 于 1980 年发表的关于可靠镇定的文章是最早开始专门研究容错控制的文章之一^[69]。1985 年, Eterno 等人将容错控制分为主动容错控制(Active FTC)和被动容错控制(Passive FTC)^[70], 如今已成为现代容错控制研究方法分类的依据。1986 年美国国家科学基金会和 IEEE 控制系统学会在美国加州桑塔卡拉大学联合召开了关于控制所面临的机遇与挑战的讨论会, 此次会议中, 容错控制被列为三大富有挑战性的研究课题之一, 另外两个为多变量控制和鲁棒控制^[47]。在 1993 年和 1997 年, Patton 教授撰写了容错控制方面的比较有代表性的综述文章, 全面的阐述了容错控制所面临的问题和基本的解决方案^[30]。

国际自动控制界对容错控制的发展给予了高度重视。1993 年成立了领导着容错控制学科发展的 IFAC 技术过程的故障诊断与安全性技术委员会。从 1991 年起 IFAC 每三年定期召开一次 FDD 与 FTC 方面的国际专题学术会议^[69-71]。

值得指出的是, 我国在容错控制理论上的研究基本上与国外同步。1986 年, 张翰英提出在我国“必须加速发展实用性容错控制系统”的研究^[72]。1987 年, 郑应平教授也发表了相类似的看法^[73]。1988 年, 叶银中教授发表了容错控制理论方面的第一篇综述性文章^[23]。随后, 容错控制理论被逐渐的应用于各种工业系统中。1994 年葛建华等出版了我国第一本容错控制的学术专著^[34]。1999 年, 中国自动化学会成立了“技术过程的故障诊断与安全性专业委员会”, 领导国内该领域的研究工作。

航空、航天领域是容错控制最早涉足的领域之一, 国内的很多学者教授都针对航空发动机鲁棒容错控制、智能容错控制等问题进行了大量研究^[46,48-50]。针对各种飞行故障, 研究人员设计了各种容错控制策略^[42-46], 其中多数针对执行器故障, 有些成果已经被成功地应用于工程实践中, 有些成果则有待于进一步深化研究。

容错控制发展至今只有 30 多年的历史。航空、航天领域和核设施方面的特

殊要求是这门学科迅速发展的一个最重要的动力来源。美国空军从 70 年代起就不断投入巨资支持容错控制的发展，力求开发出具有高度容错能力的战斗机，甚至在多个翼面受损时，也能保持战斗机的生存能力。

1.3.2 容错控制的主要方法

在容错控制所经历的 30 多年发展历程中，已经从单一的经典容错控制逐渐向集成的现代容错控制阶段转变，具体技术划分如图 1-2 所示。经典容错控制只针对一种故障采用单一的容错控制方法，又可分为被动容错控制与主动容错控制两大类。而现代容错控制是针对一类典型故障模式采用几种容错控制方法集成的手段。现代容错控制方法大致分成鲁棒容错控制、集成容错控制和基于人工智能的容错控制等研究方向^[20]。

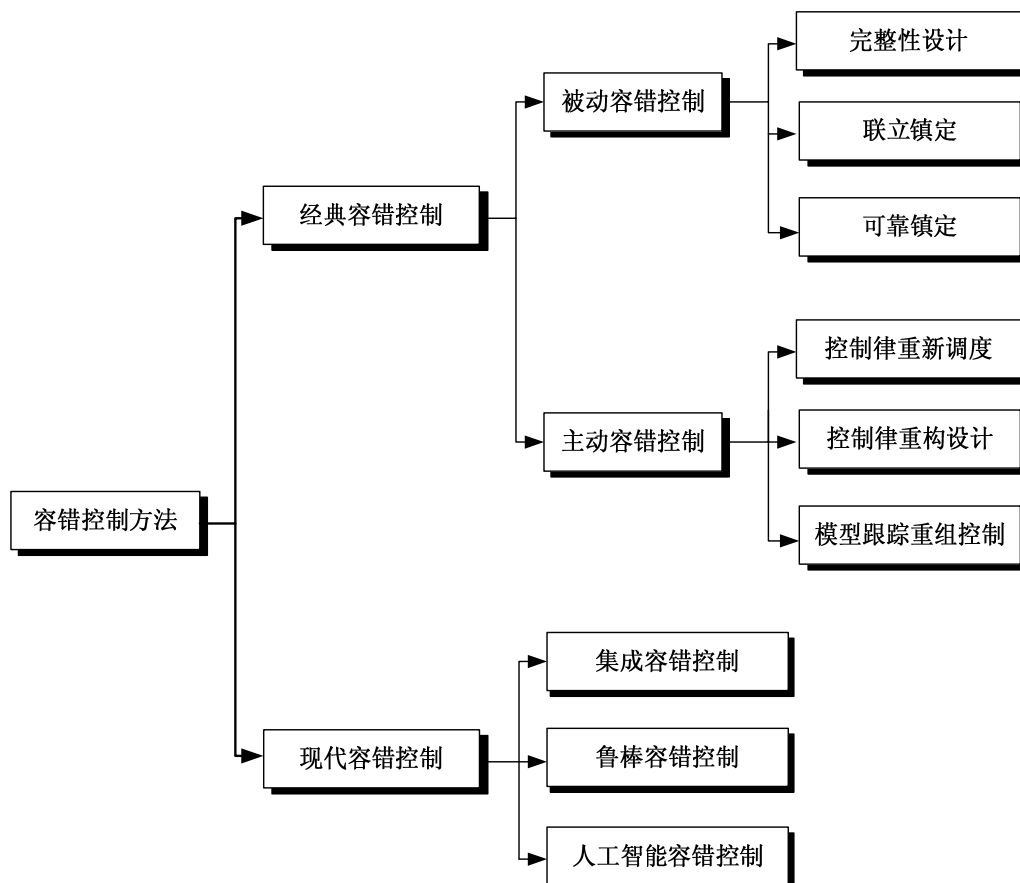


图1-2 容错控制技术分类

(1) 被动容错控制

在被动容错控制系统中，系统可能发生的故障情况在控制系统设计之初就作为先验知识被考虑进去了，即在不改变控制器结构和参数的条件下，利用鲁棒控制技术使整个闭环系统对某些确定的故障具有不敏感性，以达到故障后系统在原

有的性能指标下继续工作的目的^[13]。被动容错控制是基于系统中存在冗余的现象,不过分依赖故障诊断机制,也不需要在线调整控制器参数和结构,相对主动容错控制更容易实现。然而设计被动容错控制器时,需要事先预计系统可能发生的故障信息,这样设计出来的容错控制器难免过于保守,当遇到未先预知的故障时,系统的可靠性就无法保证。

被动容错大致可分为完整性、联立镇定、可靠镇定三类^[38]。

●完整性

完整性问题一直以来都是被动容错控制中的研究热点,它又称作完整性控制。组成一个控制系统必不可少的两部分就是传感器和执行器,他们在控制中往往承担者很重要的任务。如果其中的某些传感器或者执行器失效,必然会使系统失去预计的控制效果。在这种情况下即使某些开环稳定的系统,闭环后也可能失去稳定性。如果部分传感器或者执行器失效后,系统还能稳定的工作,就称该系统具有完整性。完整性设计就是要达到这个目的。

Ackermann 最早提出了利用参数空间进行动态系统的完整性设计方法^[24]。Morari 分析了完整控制系统的鲁棒稳定性,给出了当系统部分执行机构或传感器故障时,使整个系统仍保持稳定的条件,研究了系统的完整可控性问题^[25]。随后,有学者提出一种利用 Lyapunov 方程优化配置极点的系统完整性设计方法^[73],使所设计的系统具有完整性、最优性和良好的动态特性。目前,关于系统完整性设计的方法研究已经取得了很大的收获。如 H_∞ 理论、LMI 方法、基于频域分解的方法、定量反馈理论设计方法等都被用于系统完整性的设计^[24,58,63,70]。

●联立镇定

联立镇定又可称为同时镇定,它的目标是对于给定的多个被控对象,构造一个固定的控制器,使其可以分别镇定上述的任意一个被控对象,则该控制器对被控制对象的特性变化具有鲁棒性。联立镇定有两个重要作用:一是对线性系统可保证故障状态下系统的稳定性;二是对非线性系统,在某一工作点上采用线性控制方法,可保证在工作点变化时(对应线性模型的变化)系统的稳定性。

同时镇定的问题由 Ackerman 于 1980 年提出^[60],1982 年 Saeks 等发表在 IEEE AC 上的文献是最早开始研究联立镇定问题的文章之一^[66]。此问题十几年来已引起了许多学者的关注,近年来此方向的研究大多集中在 Q 参数化互质分解和基于稳定性理论的同时镇定设计方法。

●可靠镇定

可靠镇定的核心思想是用多个补偿器来进行容错控制,由 Saljak 于 1980 年

最先提出^[56]，随后一些学者对其进行了深入研究。

针对单个被控对象，Vidyasagar 等证明了当采用两个补偿器时^[64]，存在可靠镇定解的充要条件是被控对象是强可镇定的，即此对象可以被稳定的控制器所镇定。此方法存在两个缺点：一是当被控对象不满足强可镇定条件时，补偿器就会出现不稳定的极点，受过程噪声的影响，闭环系统就会出现不稳定的情况；二是即使可靠镇定问题是可解的，怎样设计这两个补偿器也不是一件容易的事。Gundes 等人^[65]给出了设计两个动态补偿器的参数化方法，其前提仍然是被控对象必须是强可镇定的。Sobe 等深入的研究了冗余控制器的可镇定问题^[66]，在控制对象不是强可镇定的情形下，给出了可靠镇定问题的求解方法。目前，对可靠镇定问题的研究已基本成熟，再加上容错计算机技术的发展，计算机硬件和软件的可靠性已达到了较高水平，控制器本身的可靠性得到了保证。因此这方面的研究已经日趋平淡。

由于被动容错只对预期的故障具有鲁棒性，系统如果仅仅依靠被动容错控制是存在很大风险的，且由于被动容错的保守性往往使得其控制策略不能达到最优，这远远不能满足不断发展的需求，这样主动容错控制技术应运而生。

（2）主动容错控制

主动容错控制在故障发生后需要重新调整控制器的参数，有时也可能重新调整控制器的结构，来实现容错控制的目的。主动容错控制过程有两个基本步骤：①控制系统的故障检测、诊断与隔离；②控制器重构。大多数主动容错控制需要 FDD 子系统，只有少部分不需要 FDD 子系统，但也需要获知各种故障信息。主动容错控制这一概念正是来源于对所发生的故障进行主动处理这一事实。主动容错控制大体上可以分为控制律重新调度、控制律重构和模型跟随重组三大类。

●控制律重新调度

这是一类最基本的主动容错控制思路。基本思想是离线情况下，设计出各种故障下所需的控制律增益参数，并储存起来，系统根据 FDD 单元提供的最新的故障信息在线选择合适的控制器增益，组成一个新的闭环控制系统，从而起到对故障容错的作用。显然，此方法较之前的被动容错控制已经有了较大的飞跃，这是一种快速实用的容错控制策略，如美国 X-36 飞机故障容错验证平台就采用了此设计方法^[67,68]。但是此方法依然存在缺点，即只对事先考虑到的故障具有容错能力。而且，反馈增益的选择是由 FDD 单元输出决定的，FDD 单元的任何误报和漏报都可能对控制系统产生严重的影响。

●控制律重构设计

控制律重构是在对故障后系统充分了解的假设前提下，设计故障系统的新环

境,重新设置系统的工作点,并给出改善系统性能的新的控制器。重构控制律的设计包括两方面的内容:①故障诊断机构的设计;②重构容错控制律的设计。现有的控制律重构方法主要有基于直接状态反馈或输出反馈的方法,以及基于动态补偿器的设计方法等^[45,46]。Jiang 利用特征结构配置方法重构了容错控制器,并且为了保证故障后系统的稳定性,进行了带有参数界限的鲁棒特征结构配置^[51]。Srichander 等^[52]给出了一种飞机的模型参考容错控制方法,针对飞机的元部件故障,并用检测滤波器理论设计了相应的故障检测器和故障参数估计器。在此基础上,用 Lyapunov 方法设计了模型参考容错控制律,保证在发生内部故障时,飞机稳定运行。

现有的控制律重构设计方法中,大多数考虑的执行器故障情况是要么失效、要么正常。但某些故障情况不再是简单的发生了故障或没有发生故障的二值问题,故障后系统的剩余执行驱动力重组问题应该被加以考虑。

●模型跟踪重组控制

这类主动容错控制的基本原理是,采用模型参考自适应控制的思想,使得被控过程的输出始终自适应地跟踪参考模型的输出,而不管是否发生了故障。因此,这种容错控制不需要 FDD 单元。当发生故障后,实际被控过程会随之发生变动,控制律就会自适应地进行重组,保持被控对象对参考模型输出的跟踪。近年来,关于自适应容错控制方面的研究成果比较多。文献^[46-60]从不同的角度,遵循不同的思路进行了自适应容错控制系统的设计。文献^[45]进一步提出了一种基于模糊学习系统的专家监督控制方法,用于 F16 战斗机的容错控制。

此外,多模型自适应控制实质上也是一种实现模型跟踪的主动容错控制方法。不同部件失效相当于系统处于不同的模型状态,可分别设计针对各种模型的控制器,当 FDD 检测到故障时进行无扰控制器切换^[34-36]。

(3) 现代容错控制

●非线性系统的故障诊断与容错控制

此方法是将被动容错控制与 FDD 技术相结合而提出的。此方法的优点是:可处理多种传感器故障,包括断路、增益衰减、加性与乘性偏差等;在发生故障时,闭环系统的性能指标几乎不受影响;适用于一大类(带随机噪声的)非线性系统;无论对低维还是高维系统,设计方法都同样简单。Passino 基于模糊神经网络对某一飞机操纵系统的模型,提出了一种基于预测控制的执行器容错控制方法^[56]。Hajiyev 给出了一种基于自适应神经元网络的非线性系统的容错控制方法,通过采用一个辅助回路补偿系统中较大的输入输出扰动^[58]。

●鲁棒容错控制方法

鲁棒容错控制就是将容错控制与鲁棒控制相结合,使系统在不确定性、外部扰动及故障模式下闭环稳定,并满足一定的指标约束。被动容错控制的核心就是鲁棒性,而主动容错控制需要使基本控制器和 FDD 单元都具有鲁棒性,减少误报与漏报,提高容错能力。目前,鲁棒容错控制问题已成为容错控制领域的热点研究方向。针对连续线性定常系统的传感器失效故障, Bajpai 和 Yen 采用 Lyapunov 方法给出了一种具有关于模型不确定性鲁棒性的完整性控制器存在的充分条件,并给出了控制器的设计方法^[49,56]。Belcastro 和 Darouach 讨论了离散线性定常系统的鲁棒完整性控制问题,通过求解 Riccati 方程,得到传感器失效下的鲁棒容错线性调节器的设计方法以及执行器失效下的鲁棒容错线性调节器的设计方法^[60,64]。

●基于人工智能的容错控制

随着以专家系统、神经网络和模糊控制为代表的人工智能理论的迅猛发展,人工智能技术被逐步引入容错控制领域。Polycarpou 利用多层感知神经网络来实现容错控制^[53]。Niksefat 针对非线性过程的传感器故障,提出了一个采用人工神经网络和迭代算法的基于三个模块的主动容错控制方法^[64]。对于非线性多变量动态系统, Kobayashi 等采用扩展 Kalman 滤波和多层感知神经网络实现了对航空发动机执行机构和部件故障的容错控制等^[56]。

从经典容错控制而言,被动容错控制是故障情况下的强鲁棒控制,主动容错控制是在故障情况下的强自适应控制。被动容错控制即使在系统正常工作时控制律也满足故障条件下的要求,设计过于保守,性能牺牲较大。另外,在预想故障数目较多时被动容错控制问题可能根本没有解存在,所以被动容错控制在工程应用中具有较大的局限性。主动容错控制通过 FDD 实时地对系统进行故障检测,当检测到系统故障后,根据不同的故障采取相应的措施,保证系统的稳定性并维持一定的次优性能指标。但主动容错控制设计难度大,而且,故障诊断单元的性能优劣在很大程度上影响着容错控制器的设计和整个系统的性能。因此,发展主动容错控制不可忽略故障诊断单元的重要性。近十年,现代容错控制技术作为一门新兴的交叉学科,集成融合非线性控制、人工智能等多领域的研究成果,为传统容错控制提供了许多新途径和新方法,是一个研究的热点领域。

总之,容错控制的重要意义就是要尽量保证动态系统在发生故障时仍然可以稳定运行,并具有可以接受的性能指标。容错控制为提高复杂动态系统的可靠性开辟了一条新的途径,也成为保证系统安全运行的最后一道防线。

1.4 本文主要研究内容及结构安排

通过前面的阐述可以看出，发动机控制系统的故障诊断与容错控制还有很多问题等待解决。而本文针对这些存在的问题进行系统分析与研究，主要研究目的是针对发动机建模过程中存在的模型不确定性问题，以及运行过程中所可能发生的故障，分别设计一种具有鲁棒性的被动容错控制和主动容错控制器。论文共分六章，各章节分布如下：

第一章：绪论。阐述本文选题的背景，综述故障诊断与容错技术的发展概况与主要方法；

第二章：发动机线性数学模型及故障模型的建立。构建立了某型涡扇航空发动机线性归一化状态空间模型，提出发动机控制系统中存在的典型故障的统一模型；

第三章：故障诊断与检测单元设计。基于观测器，使用特征结构配置的方法，设计鲁棒残差生成单元，实现残差对模型不确定性鲁棒的目标；

第四章：基于特征结构配置的被动容错控制器设计。以敏感系数作为衡量标准，基于状态反馈系统，运用鲁棒特征结构配置法，设计了被动容错控制器，使得系统对于事先预估的故障具有容错能力；

第五章：基于模型的主动容错控制器设计。以模型参考自适应控制理论为基础，选择合适的参考模型，并以输出误差最小化为优化目标，针对一类执行器故障设计了主动容错控制律，实现了主动容错控制的目标；

第六章：结论。总结论文的研究成果，对进一步的研究方向提出建议。

第二章 发动机数学模型与故障模型建立

要研究航空发动机控制系统，发动机是必不可少的核心部分。而航空发动机具有强非线性、多变量及复杂的气动热力学过程等特征，同时各个变量的变化范围很大，这样就使得直接使用发动机本身开展研究变得难以实现。因此大部分的研究工作都是借助模型进行的。航空发动机故障诊断一般都采用基于模型的方法，通过比较可测的实际信息与模型输出的信息，可以获得残差信息。利用此残差信息可以进行故障诊断。而典型的被控对象部件故障、传感器故障以及执行机构故障就是进行故障诊断的基础，所以建立发动机数学模型和各类典型故障模型是进行故障诊断与检测技术研究的基础。

由于发动机的系统太过复杂，很难精确描述，所以在建模的过程中无法避免的会进行简化或者理想化等处理，这样就使得所建立的发动机模型中包含了很多的不确定性因素，即模型不确定性。不确定性因素往往是影响故障诊断准确性与容错控制正确性的重要原因。因此对模型的不确定性进行深入分析可以提高故障诊断的准确性，达到提高系统鲁棒性的目的。

本章对发动机数学模型及其不确定性因素进行了研究，并且建立了控制系统的典型故障模型，为以后的故障诊断与容错技术研究提供理论依据。

2.1 发动机线性数学模型的建立

为了研究发动机在某给定工作状态附近的动态特性，需要建立发动机线性模型，又称为“小偏离”动态模型。建模的基本思路是，假设输入量在小范围内变化，将发动机非线性微分方程用 Taylor 级数展开，只保留线性部分来近似描述发动机特性。

为了简化分析，作如下假设：

- (1) 忽略干扰输入的影响；
 - (2) 只考虑两个转子为储能部件，部件热惯性相对于转子惯性小的多。而且，由于热部件自身及热部件与周围介质之间的非定常传热是非常复杂的热物理过程，本章建模不考虑这一过程，发动机动态特性取决于两个转子的力矩平衡；
 - (3) 假设气体流动为等熵流动；
 - (4) 认为总压恢复系数和部件效率在小范围内不变；
 - (5) 忽略燃烧延时及燃气与空气流量的差别。
- 考虑到：

(1) 对于双轴发动机，状态变量只考虑发动机转子为储能部件。部件热惯性对转子惯性小得多，而且，热部件自身及热部件与周围介质之间的非定常传热是非常复杂的物理过程，因此这里不考虑这一物理过程。

(2) 单位耗油率 sfc 和发动机推力 F 是反应发动机性能和经济性的主要参数，而决定这两者的基本因素是压气机的增压比 π_k^* 和涡轮前燃气总温 T_4^* 。由于 T_4^* 温度非常高，并且温度场分布又极其不均匀，目前难以直接测量。因此由涡轮后总温 T_{45}^* 及压气机功间接表示，而压气机功又取决于高、低压转子转速。 π_k^* 也可在已知的进口大气压的情况下，由压气机出口总压 P_3^* 确定。

本论文选择发动机系统的状态变量为：低压转子转速 n_L ，高压转子转速 n_H ；输出变量为：低压转子转速 n_L ，高压压气机的出口总压 P_3^* ，高压转子转速 n_H ，和涡轮后总温 T_{45}^* ；输入变量为：燃油流量 w_f 和尾喷管面积 A_8 。原因有以下两点：

根据发动机的气动热力特性，在某一飞行高度、飞行马赫数的条件下，可以进一步表示其非线性动态数学模型，如下所示：

$$\dot{n}_L = f_1(n_L, n_H, w_f, A_8) \quad (2-1-1)$$

$$\dot{n}_H = f_2(n_L, n_H, w_f, A_8) \quad (2-1-2)$$

$$P_3^* = f_3(n_L, n_H, w_f, A_8) \quad (2-1-3)$$

$$T_{45}^* = f_4(n_L, n_H, w_f, A_8) \quad (2-1-4)$$

式中， \dot{n}_L 、 \dot{n}_H ——低压、高压压气机转子转速的微分；

P_3^* ——高压压气机的出口总压；

T_{45}^* ——高压涡轮后总温；

w_f ——主燃烧室供油量；

A_8 ——尾喷口面积；

f_1 、 f_2 、 f_3 、 f_4 ——非线性矩阵函数，分别表示低压压气机转子转速的微分、高压压气机转子转速的微分、高压压气机的出口总压、高压涡轮后总温随高、低压压气机转子转速，尾喷口面积以及供油量的变化函数关系表达式。

将上述非线性方程在稳态点 q 处用 Taylor 级数展开，并且忽略掉高次幂项，得到如下方程：

$$\dot{n}_L = \dot{n}_{Lq} + \left(\frac{\partial f_1}{\partial n_L}\right)_q (n_L - n_{Lq}) + \left(\frac{\partial f_1}{\partial n_H}\right)_q (n_H - n_{Hq}) + \left(\frac{\partial f_1}{\partial w_f}\right)_q (w_f - w_{fq}) + \left(\frac{\partial f_1}{\partial A_8}\right)_q (A_8 - A_{8q})$$

$$\dot{n}_H = \dot{n}_{Hq} + \left(\frac{\partial f_2}{\partial n_L}\right)_q (n_L - n_{Lq}) + \left(\frac{\partial f_2}{\partial n_H}\right)_q (n_H - n_{Hq}) + \left(\frac{\partial f_2}{\partial w_f}\right)_q (w_f - w_{fq}) + \left(\frac{\partial f_2}{\partial A_8}\right)_q (A_8 - A_{8q})$$

$$P_3^* = P_{3q}^* + \left(\frac{\partial f_3}{\partial n_L}\right)_q (n_L - n_{Lq}) + \left(\frac{\partial f_3}{\partial n_H}\right)_q (n_H - n_{Hq}) + \left(\frac{\partial f_3}{\partial w_f}\right)_q (w_f - w_{fq}) + \left(\frac{\partial f_3}{\partial A_8}\right)_q (A_8 - A_{8q})$$

$$T_{45}^* = T_{45q}^* + \left(\frac{\partial f_4}{\partial n_L}\right)_q (n_L - n_{Lq}) + \left(\frac{\partial f_4}{\partial n_H}\right)_q (n_H - n_{Hq}) + \left(\frac{\partial f_4}{\partial w_f}\right)_q (w_f - w_{fq}) + \left(\frac{\partial f_4}{\partial A_8}\right)_q (A_8 - A_{8q})$$

将上式整理成矩阵形式，可得式 (2-1-5) 和 (2-1-6)：

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_L \\ \dot{n}_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial f_1}{\partial n_L}\right)_q & \left(\frac{\partial f_1}{\partial n_H}\right)_q \\ \left(\frac{\partial f_2}{\partial n_L}\right)_q & \left(\frac{\partial f_2}{\partial n_H}\right)_q \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} n_{Lq} \\ n_{Hq} \end{bmatrix} \right\} + \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial f_1}{\partial w_f}\right)_q & \left(\frac{\partial f_1}{\partial A_8}\right)_q \\ \left(\frac{\partial f_2}{\partial w_f}\right)_q & \left(\frac{\partial f_2}{\partial A_8}\right)_q \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} w_f \\ A_8 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} w_{fq} \\ A_{8q} \end{bmatrix} \right\} + \begin{bmatrix} \dot{n}_L \\ \dot{n}_H \end{bmatrix}_{q} \quad (2-1-5)$$

$$\begin{bmatrix} n_L \\ n_H \\ P_3^* \\ T_{45}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ \left(\frac{\partial f_3}{\partial n_L}\right)_q & \left(\frac{\partial f_3}{\partial n_H}\right)_q \\ \left(\frac{\partial f_4}{\partial n_L}\right)_q & \left(\frac{\partial f_4}{\partial n_H}\right)_q \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} n_{Lq} \\ n_{Hq} \end{bmatrix} \right\} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \left(\frac{\partial f_3}{\partial w_f}\right)_q & \left(\frac{\partial f_3}{\partial A_8}\right)_q \\ \left(\frac{\partial f_4}{\partial w_f}\right)_q & \left(\frac{\partial f_4}{\partial A_8}\right)_q \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} w_f \\ A_8 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} w_{fq} \\ A_{8q} \end{bmatrix} \right\} + \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \\ P_3^* \\ T_{45}^* \end{bmatrix}_{q} \quad (2-1-6)$$

令：

$$\dot{x} = [\dot{n}_L, \dot{n}_H]^T - [\dot{n}_{Lq}, \dot{n}_{Hq}]_q^T, \quad x = [n_L, n_H]^T - [n_{Lq}, n_{Hq}]_q^T$$

$$u = [w_f, A_8]^T - [w_{fq}, A_{8q}]_q^T, \quad y = [n_L, n_H, P_3^*, T_{45}^*]^T - [n_{Lq}, n_{Hq}, P_{3q}^*, T_{45q}^*]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial f_1}{\partial n_L}\right)_q & \left(\frac{\partial f_1}{\partial n_H}\right)_q \\ \left(\frac{\partial f_2}{\partial n_L}\right)_q & \left(\frac{\partial f_2}{\partial n_H}\right)_q \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial f_1}{\partial w_f}\right)_q & \left(\frac{\partial f_1}{\partial A_8}\right)_q \\ \left(\frac{\partial f_2}{\partial w_f}\right)_q & \left(\frac{\partial f_2}{\partial A_8}\right)_q \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ \left(\frac{\partial f_3}{\partial n_L}\right)_q & \left(\frac{\partial f_3}{\partial n_H}\right)_q \\ \left(\frac{\partial f_4}{\partial n_L}\right)_q & \left(\frac{\partial f_4}{\partial n_H}\right)_q \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \left(\frac{\partial f_3}{\partial w_f}\right)_q & \left(\frac{\partial f_3}{\partial A_8}\right)_q \\ \left(\frac{\partial f_4}{\partial w_f}\right)_q & \left(\frac{\partial f_4}{\partial A_8}\right)_q \end{bmatrix}$$

则小偏离情况下，得系统的状态方程：

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (2-1-7)$$

其中：转速单位为 rpm ，温度单位为 K ，压力单位为 Mpa ，供油量单位为 kg/s ，尾喷口面积单位为 m^2 。

2.2 线性化模型的归一化处理

在线性小偏离模型式 (2-1-7) 中, 由于输入向量 u 和输出向量 y 中的各分量的物理单位都不一样, 状态空间模型中各系数矩阵中元素值差异较大, 会导致成为病态矩阵, 这样数值计算的误差就会增加, 对于矩阵求逆而言, 后果更为严重。因此, 为了消除这种因为物理基准量差别带来的影响, 应对模型进行归一化处理。归一化的基本原则是将各参数的绝对变化量转化为基于稳态值的相对变化量。具体的归一化步骤如下:

首先, 将状态向量、控制输入量和控制输出量进行无量纲化处理:

设 $\dot{X}_i = \dot{x}_i/x_{iq}$, $X_i = x_i/x_{iq}$, $U_r = u_r/u_{rq}$, $Y_m = y_m/y_{mq}$, 其中 x_{iq} , u_{rq} , y_{mq} 分别为设计点稳态值, x_i , u_r , y_m 为实际值, $i=1,2$, $r=1,2$, $m=1,2,3,4$ 。

由此可知:

$$\dot{x}_i = \dot{X}_i \cdot x_{iq} \quad x_i = X_i \cdot x_{iq} \quad u_r = U_r \cdot u_{rq} \quad y_m = Y_m \cdot y_{mq} \quad (2-2-1)$$

将式 (2-2-1) 代入方程 (2-1-7 中), 可得:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_1 \cdot x_{1q} \\ \dot{X}_2 \cdot x_{2q} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} X_1 \cdot x_{1q} \\ X_2 \cdot x_{2q} \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} U_1 \cdot u_{1q} \\ U_2 \cdot u_{2q} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} Y_1 \cdot y_{1q} \\ Y_2 \cdot y_{2q} \\ Y_3 \cdot y_{3q} \\ Y_4 \cdot y_{4q} \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} X_1 \cdot x_{1q} \\ X_2 \cdot x_{2q} \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} U_1 \cdot u_{1q} \\ U_2 \cdot u_{2q} \end{bmatrix}$$

上式可改写为如下形式:

$$\begin{bmatrix} x_{1q} & 0 \\ 0 & x_{2q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X}_1 \\ \dot{X}_2 \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} x_{1q} & 0 \\ 0 & x_{2q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} u_{1q} & 0 \\ 0 & u_{2q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} y_{1q} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & y_{2q} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & y_{3q} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & y_{4q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \\ Y_3 \\ Y_4 \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} x_{1q} & 0 \\ 0 & x_{2q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} u_{1q} & 0 \\ 0 & u_{2q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \end{bmatrix}$$

从而可得:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_1 \\ \dot{X}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{1q} & 0 \\ 0 & x_{2q} \end{bmatrix}^{-1} A \begin{bmatrix} x_{1q} & 0 \\ 0 & x_{2q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{1q} & 0 \\ 0 & x_{2q} \end{bmatrix}^{-1} B \begin{bmatrix} u_{1q} & 0 \\ 0 & u_{2q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \\ Y_3 \\ Y_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{1q} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & y_{2q} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & y_{3q} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & y_{4q} \end{bmatrix}^{-1} C \begin{bmatrix} x_{1q} & 0 \\ 0 & x_{2q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_{1q} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & y_{2q} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & y_{3q} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & y_{4q} \end{bmatrix}^{-1} D \begin{bmatrix} u_{1q} & 0 \\ 0 & u_{2q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \end{bmatrix}$$

由上式可知，归一化矩阵为：

$$Q_x = \begin{bmatrix} x_{1q} & 0 \\ 0 & x_{2q} \end{bmatrix} \quad Q_u = \begin{bmatrix} u_{1q} & 0 \\ 0 & u_{2q} \end{bmatrix} \quad Q_y = \begin{bmatrix} y_{1q} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & y_{2q} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & y_{3q} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & y_{4q} \end{bmatrix}$$

则可得到归一化模型：

$$\begin{cases} \dot{X} = A_N X + B_N U \\ Y = C_N X + D_N U \end{cases} \quad (2-2-2)$$

其中：

$$A_N = Q_x^{-1} A Q_x, \quad B_N = Q_x^{-1} B Q_u, \quad C_N = Q_y^{-1} C Q_x, \quad D_N = Q_y^{-1} D Q_u$$

采用上述方法，可得设计点处某型发动机线性归一化模型如表 2-1 所示。

表 2-1 发动机设计稳态点线性归一化模型表

序号	工况点	状态参数	参数矩阵
1	$H = 0\text{km}, Ma = 0, n_L = 98\%$	$n_H = 13169.308 \text{ RPM}$ $n_L = 11632.733 \text{ RPM}$ $m_f = 1.6109 \text{ kg/s}$ $A_8 = 0.27839 \text{ m}^2$ $p_2 = 2.2505 \text{ MPa}$ $T_6 = 1334.366 \text{ K}$	$A = -2.364191, -0.301387;$ $3.095805, -2.874723;$ $B = 0.697842, 0.938552;$ $0.683405, 1.760239;$ $C = 1.000000, 0.000000;$ $0.000000, 1.000000;$ $1.391838, 0.292285;$ $-0.508883, 0.166461;$ $D = 0.000000, 0.000000;$ $0.000000, 0.000000;$ $0.118270, -0.977668;$ $0.494943, 0.256502;$
2	$H = 0\text{km}, Ma = 0, n_L = 80\%$	$n_H = 11098.021 \text{ RPM}$ $n_L = 9495.945 \text{ RPM}$ $m_f = 0.6229 \text{ kg/s}$ $A_8 = 0.27839 \text{ m}^2$ $p_2 = 1.1616 \text{ MPa}$	$A = -1.764974, -1.336806;$ $2.697381, -7.207531;$ $B = 0.567777, 0.977913;$ $0.817624, 2.261286;$ $C = 1.000000, 0.000000;$ $0.000000, 1.000000;$ $1.881889, 3.173696;$

		$T_6 = 995.454 \text{ K}$	-0.829992, -1.078047; D= 0.000000, 0.000000; 0.000000, 0.000000; -0.245982, -1.777080; 0.635281, 0.509571;
3	$H = 7\text{km}, Ma = 0.6, n_L = 98\%$	$n_H = 12801.107 \text{ RPM}$ $n_L = 11633.048 \text{ RPM}$ $m_f = 0.8627 \text{ kg/s}$ $A_8 = 0.27839 \text{ m}^2$ $p_2 = 1.2364 \text{ MPa}$ $T_6 = 1267.626 \text{ K}$	A= -1.168196, -0.234869; 1.264242, -1.289013; B= 0.400247, 0.551517; 0.389885, 0.710393; C= 1.000000, 0.000000; 0.000000, 1.000000; 1.129807, 0.368762; -0.323588, 0.100198; D=0.000000, 0.000000; 0.000000, 0.000000; 0.126260, -0.996335; 0.494631, 0.311373;
4	$H = 10\text{km}, Ma = 1.0, n_L = 98\%$	$n_H = 12909.760 \text{ RPM}$ $n_L = 11633.045 \text{ RPM}$ $m_f = 0.8256 \text{ kg/s}$ $A_8 = 0.27839 \text{ m}^2$ $p_2 = 1.1720 \text{ MPa}$ $T_6 = 1288.689 \text{ K}$	A= -1.118309, -0.228838; 1.280175, -1.163510; B= 0.384070, 0.545494; 0.341117, 0.690669; C= 1.000000, 0.000000; 0.000000, 1.000000; 1.162680, 0.382495; -0.352516, 0.083556; D= 0.000000, 0.000000; 0.000000, 0.000000; 0.113209, -1.044477; 0.503421, 0.329024;
5	$H = 18\text{km}, Ma = 1.8, n_L = 96\%$	$n_H = 13198.356 \text{ RPM}$ $n_L = 11442.441 \text{ RPM}$ $m_f = 0.3972 \text{ kg/s}$ $A_8 = 0.2962 \text{ m}^2$ $p_2 = 0.5787 \text{ MPa}$ $T_6 = 1326.183 \text{ K}$	A= -0.630854, -0.304614; 1.007442, -2.632407; B= 0.164463, 0.253389; 0.209264, 0.543600; C= 1.000000, 0.000000; 0.000000, 1.000000; 1.754369, 1.771470; -0.644211, -0.282081; D= 0.000000, 0.000000; 0.000000, 0.000000; 0.142523, -1.053300; 0.456688, 0.198584;

归一化处理相当于对原系统在状态空间进行坐标变换，选择不同的状态变

量、输入/输出量去描述系统行为。

系统 (2-1-7) 的特征方程为：

$$|\lambda I - A| = 0 \quad (2-2-3)$$

系统 (2-2-2) 的特征方程为：

$$|\lambda I - A_N| = |\lambda I - Q_x^{-1} A Q_x| = 0 \quad (2-2-4)$$

而

$$|\lambda I - Q_x^{-1} A Q_x| = |Q_x^{-1} (\lambda I - A) Q_x| = |Q_x^{-1}| |\lambda I - A| |Q_x| = |\lambda I - A| = 0 \quad (2-2-5)$$

可见 (2-2-3) 式与 (2-2-5) 式相同，即归一化处理不改变系统的特征值。

2.3 控制系统的故障模型

对于一般的控制系统不管其结构如何，都可分为控制器、执行机构、被控对象和传感器四部分。故障诊断装置主要针对被控对象、传感器、执行机构三部分进行故障检测和诊断，如图 2-1 所示。

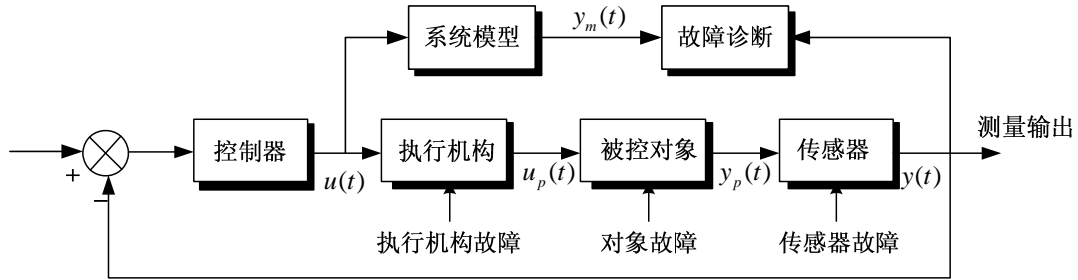


图 2-1 控制系统故障诊断结构图

根据故障发生的情形可将故障分为加性故障与乘性故障两种，而系统元部件、传感器和执行机构的故障都可看作附加故障，即加性故障进行建模。当然也会存在一些乘性故障，本文只考虑加性故障的情形。

常见的执行机构和传感器故障可分为卡死故障、增益变化故障和恒偏差故障三种，该类故障通常会改变控制器或者传感器的输出。

考虑线性定常的控制系统：

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) \end{cases} \quad (2-3-1)$$

其中， $x(t) \in R^n$ 为状态向量， $u(t) \in R^r$ 为输入向量， $y(t) \in R^m$ 为输出向量， $A \in R^{n \times n}$ 为状态矩阵， $B \in R^{n \times r}$ 为输入矩阵， $C \in R^{m \times n}$ 为输出矩阵， $D \in R^{m \times r}$ 为前馈矩阵。下面分别给出系统元部件、执行机构和传感器故障模型。

(1) 系统元件故障模型

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + E_p f_p(t) \quad (2-3-2)$$

其中, $E_p \in R^{n \times n}$ 为被控对象故障驱动矩阵, $f_p(t) \in C^n[a, b]$ 为被控对象故障特征函数向量, $C^n[a, b]$ 为 n 维函数向量空间。

当第 i 个系统状态发生故障时, 对于系统 (2-1), 可以在系统状态方程中增加一项来表示该故障, 即:

$$\dot{x}(t) = A[x(t) + \Delta x_i(t)I_i] + Bu(t) = Ax(t) + Bu(t) + A\Delta x_i(t)I_i \quad (2-3-3)$$

其中, $I_i = [0 \ \dots \ 1 \ \dots \ 0]^T$; $\Delta x_i(t)$ 表示该类故障的函数, 可以表示不同类型的故障, $f_p(t) = \Delta x_i(t)$ 。

(2) 传感器故障模型

令 $y_{out}(t)$ 为传感器故障时的实际输出, $y(t)$ 为传感器正常时的输出, 传感器故障可描述为:

$$y_{out}(t) = y(t) + E_s f_s(t) \quad (2-3-4)$$

其中, $E_s \in R^{m \times m}$ 为传感器故障驱动矩阵, $f_s(t) \in C^m[a, b]$ 为传感器故障特征函数向量, $C^m[a, b]$ 为 m 维函数向量空间。

● 传感器卡死

第 i 个传感器发生卡死故障时, 故障模式可表示为

$$y_{iout}(t) = C_{si} \quad (2-3-5)$$

其中, C_{si} 为常数, 且 $i = 1, 2, 3, \dots, m$, $f_{is}(t) = C_{is} - y_i(t)$ 。

● 传感器恒增益变化

第 i 个传感器发生恒增益变化故障时, 故障模式可表示为:

$$y_{iout}(t) = \alpha_i y_i(t) \quad (2-3-6)$$

其中, α_i 为恒增益比例系数, $f_{is}(t) = (\alpha_i - 1)y_i(t)$ 。

● 传感器恒偏差变化

第 i 个传感器发生恒偏差变化故障时, 故障模式可表示为:

$$y_{iout}(t) = y_i(t) + \Delta_i \quad (2-3-7)$$

其中, Δ_i 为恒偏差常数, 且 $i = 1, 2, 3, \dots, m$, $f_{is}(t) = \Delta_i$ 。

(3) 执行机构故障模型

令 $u_{out}(t)$ 为执行机构的实际输出, $u(t)$ 为执行机构工作正常时的输出, 则执行机构的故障模型可描述为:

$$u_{out}(t) = u(t) + E_a f_a(t) \quad (2-3-8)$$

其中, $E_a \in R^{r \times r}$ 为执行机构故障驱动矩阵, $f_a(t) \in C^r[a, b]$ 为执行机构故障特征函数向量, $C^r[a, b]$ 为 r 维函数向量空间。

● 执行机构卡死

第 i 个执行机构发生卡死故障时, 故障模式可表示为:

$$u_{iout}(t) = C_{ia} \quad (2-3-9)$$

其中, C_{ia} 为常数, 且 $i = 1, 2, 3, \dots, r$, 由于执行机构的活动范围有限制, 因此存在关系 $u_{\min}(t) \leq C_{ia} \leq u_{\max}(t)$, 若超出此范围则执行机构失效。同理可得, $f_{ia}(t) = C_{ia} - u_i(t)$ 。

● 执行机构恒增益变化

第 i 个执行机构发生恒增益变化故障时, 故障模式可表示为:

$$u_{iout}(t) = \beta_i u_i(t) \quad (2-3-10)$$

其中, β_i 为恒增益变化比例系数, $f_{ia}(t) = (\beta_i - 1)u_i(t)$ 。

● 执行机构恒偏差变化

第 i 个执行机构发生恒偏差变化故障时, 故障模式可表示为:

$$u_{iout}(t) = u_i(t) + \Delta_i \quad (2-3-11)$$

其中, Δ_i 为恒偏差常数, $f_{ia}(t) = \Delta_i$ 。

当以上系统状态故障、传感器故障以及执行机构故障发生在系统 (2-3-1) 中时, 可将这些典型故障表示为以下形式:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + E_a f_a(t) + E_p f_p(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + E_a f_a(t) + E_s f_s(t) \end{cases} \quad (2-3-12)$$

一般情况下, 具有所有可能故障的系统可以用下列状态空间描述:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + R_1 f(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + R_2 f(t) \end{cases} \quad (2-3-13)$$

式中: $f(t) \in R$ 是故障向量, 它的每一个元素 $f_i(t) (i = 1, 2, \dots, g)$ 对应于某一具体的故障形式。 $R_1(t)$ 和 $R_2(t)$ 是对应的故障矩阵。

考虑系统可能的故障, 其输入输出传递函数矩阵表示可描述为:

$$y(s) = G_u(s)u(s) + G_f(s)f(s) \quad (2-3-14)$$

其中:

$$\begin{cases} G_u(s) = C(sI - A)^{-1}B + D \\ G_f(s) = C(sI - A)^{-1}R_1 + R_2 \end{cases} \quad (2-3-15)$$

2.4 干扰分布矩阵的确定

对于任意一个物理系统而言，要获得其完全精确的数学模型是不可能的。系统模型的不确定性源于两点：（1）系统的参数通常是以非确定的形式随时间变化的；（2）系统的干扰和噪声的特性常常是未知的。在绝大多数情况下，要获得这些干扰的分布矩阵都是非常困难的，然而有些却可以根据先验知识确定。以本文所研究的发动机控制系统为例，在实际工作中发动机的动态特性是非常复杂的，这样的非线性特性是无法用具体的模型来进行表述的。因为，在建模过程中无法避免的要进行一些简化处理，如认为系统模型中变量与阶次足够完备，忽略掉发动机的一些动态特性，用线性模型代替非线性系统，或者忽略噪声影响，认为噪声具有某些理想化的统计特性等等。

为了设计出具有较好鲁棒性的残差生成器，需要对模型不确定性问题做出必要的假设。这里我们将模型不确定性问题描述成系统动态方程中的干扰项。

考虑各种建模不确定性，系统的状态空间模型可描述为：

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + R_1 f(t) + Ed(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + R_2 f(t) \end{cases} \quad (2-4-1)$$

式中： $d(t) \in R$ 是未知输入（干扰）向量， E 是干扰分布矩阵。系统的传递函数可表示为

$$y(s) = G_u(s)u(s) + G_d(s)d(s) + G_f(s)f(s) \quad (2-4-2)$$

其中， $G_d(s)d(s)$ 描述干扰项作用，

下面分两种情况讨论干扰分布矩阵 E 的存在形式：

(1) 噪声和加性非线性：

对于被监控系统考虑如下方程形式：

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + G\mu(t) + Sf(x(t), u(t), t) \quad (2-4-3)$$

式中： $\mu(t)$ 是噪声向量或外部干扰向量。 $Sf(x(t), u(t), t)$ 用来表示系统中的非线性特性，可以看出在此处非线性特性被当作加性干扰处理。对于式（2-4-3）所描述的系统，不确定性可以建模为加性项 $Ed(t)$ ，并且：

$$Ed(t) = [G \quad S] \begin{bmatrix} \mu(t) \\ f(x(t), u(t), t) \end{bmatrix} \quad (2-4-4)$$

(2) 参数扰动：

具有时变参数扰动的系统模型如下：

$$\dot{x}(t) = (A + \Delta A)x(t) + (B + \Delta B)u(t) \quad (2-4-5)$$

式 (2-4-5) 可变为:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + \Delta Ax(t) + \Delta Bu(t) \quad (2-4-6)$$

ΔA 和 ΔB 可以近似的表示为:

$$[\Delta A \quad \Delta B] = E \sum p(t) [F_a \quad F_b] \quad (2-4-7)$$

式中: $\sum p(t)$ 是块对角时变矩阵, 用来描述参数不确定性, 在此情况下:

$$d(t) = \sum p(t) [F_a x(t) \quad F_b u(t)] \quad (2-4-8)$$

2.5 本章小结

模型的准确性描述是故障诊断与容错控制的基础, 因此, 本章着重研究了航空发动机的线性数学模型建立、航空发动机控制系统中存在的各种典型故障模型以及建模过程中存在的不确定性因素对模型的影响。主要研究了如下内容:

- (1) 建立了航空发动机的线性数学模型, 并且对所建立的模型进行了归一化处理;
- (2) 建立了传感器、执行机构以及被控对象存在的典型故障的统一数学模型;
- (3) 研究了建模过程中所存在的不确定性问题对模型准确性的影响。

第三章 基于观测器的故障诊断方法

基于模型的故障诊断方法通常通过将系统可获得的测量值与系统数学模型所表示的相应变量值的先验信息比较,生成残差,并通过分析残差来确定系统故障。图 3-1 给出了基于模型的故障诊断的通用结构。

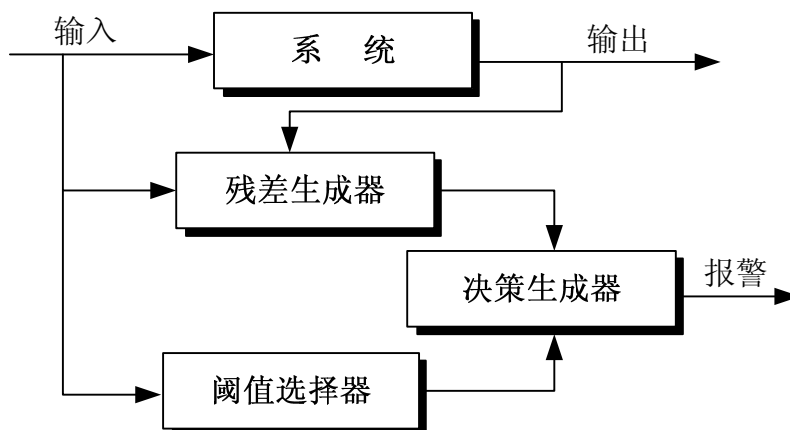


图 3-1 基于模型的故障诊断结构

基于模型的故障诊断中一类很重要的方法就是基于状态估计的方法。状态估计方法是利用系统的标称模型和可测信息,设计观测器/滤波器进行状态重构。在这个过程中有两个重要步骤:残差生成和故障决策。所谓残差是指故障指示器或者报警信号,其反映被监控系统是否发生故障。在故障诊断中残差的生成是至关重要的环节,如果残差设计不好,就会发生故障错报、漏报等现象,这对于故障诊断是致命的。故障决策则是在系统产生故障报警信号之后,进一步确定故障产生的位置及类型,为后续的故障处理工作做好铺垫。

基于模型的故障诊断中最重要的问题是对建模不确定性的鲁棒性问题,但是传统的全维观测器、Luenberger 观测器的方法在模型存在较强不确定性时,将难以得到准确的状态估计和理想的残差,从而对故障检测的准确性造成影响。因此,有必要引入对建模不确定性具有较强鲁棒性的观测器来生成鲁棒残差,既要是对故障敏感,同时又对建模不确定性具有鲁棒性。基于模型的鲁棒故障诊断方法目前来说是比较关键的研究课题,经过很多人的研究积累已经获得了大量的方法,如未知输入观测器法、特征结构配置法、最优鲁棒奇偶关系法等,但距工程上的使用还有一定的距离,因此有必要对其做更深入的研究。

本章根据第二章所提出的发动机模型中所存在的模型不确定性问题以及所

提出的故障模型,应用基于观测器的故障诊断方法,生成具有较好鲁棒性的残差,设计出适用于航空发动机控制系统的鲁棒故障检测器。

3.1 鲁棒残差的生成

3.1.1 残差的一般结构形式

基于模型故障诊断的核心是残差的生成。残差可以直观的反映出系统变量与数学模型变量之间的不一致程度,从而为判断系统是否发生故障提供依据。

残差生成的一般结构形式可以用图 3-2 来表示^[54]。

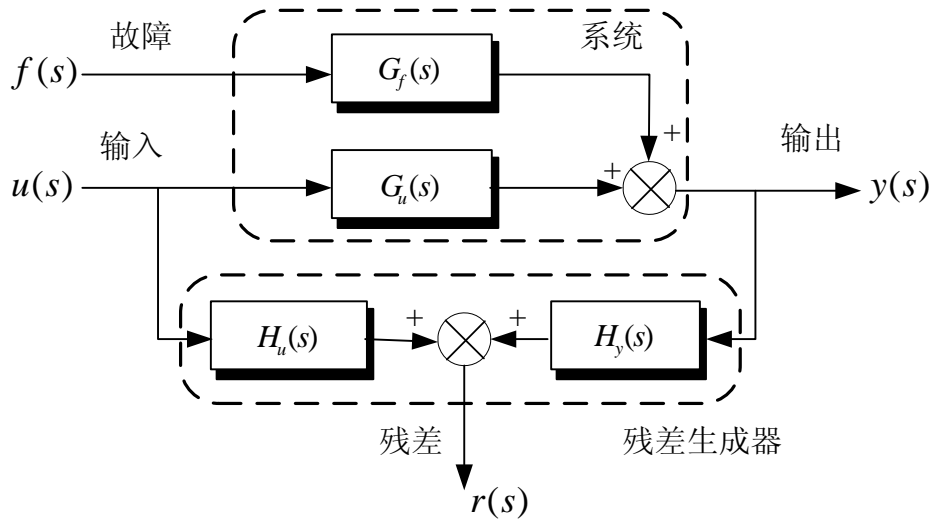


图 3-2 残差生成器的一般表示形式

残差生成器的数学描述可表示为

$$r(s) = H_u(s)u(s) + H_y(s)y(s) \quad (3-1-1)$$

式中： $H_u(s)$ 和 $H_y(s)$ 分别表示传递函数矩阵，则按照定义，如果无故障，所设计出的残差应该为零，即 $r(t) = 0$ 。

根据式 (3-1-1)，为了满足上述条件，则传递函数矩阵必须满足如下约束条件：

$$r(s) = H_u(s)u(s) + H_y(s)y(s) = H_u(s)u(s) + H_y(s)G_u(s)u(s) = 0 \quad (3-1-2)$$

即：

$$H_u(s) + H_y(s)G_u(s) = 0 \quad (3-1-3)$$

方程式 (3-1-1) 即为残差生成器的通用表达式。这样设计一个残差生成器只需选择合适的传递函数矩阵 $H_u(s)$ 和 $H_y(s)$ 满足条件 (3-1-3) 即可。

3.1.2 鲁棒残差的生成

将(2-4-2)所描述的系统传递函数矩阵代入方程式(3-1-1)中,可得含有故障及模型不确定的系统所生成的残差如下所示:

$$r(s)=[H_u(s)+H_y(s)G_u(s)]u(s)+H_y(s)G_d(s)d(s)+H_y(s)G_f(s)f(s) \quad (3-1-4)$$

由式(3-1-4)可以看出无论是故障还是干扰都会对残差的生成有影响。因此,如何设计残差生成器使得生成的残差对于干扰鲁棒,对故障敏感就成了关注的焦点,也是目前研究的热点之一。

简单地说,如果在设计残差生成器时满足条件:

$$H_y(s)G_d(s)=0 \quad (3-1-5)$$

即干扰从残差中完全解耦出来,那么残差对于干扰就是解耦的。

当然有时候残差与干扰并不能完全解耦,这样就得考虑用最优或者近似解耦的方法。

一旦获得准确的残差信息,故障诊断的可靠性就会有所保障,故障检测可以描述为将残差评价函数 $J(r(t))$ 与阈值函数 $T(t)$ 按照如下规则进行比较:

$$\begin{cases} J(r(t)) \leq T(t) & \text{对应于 } f(t) = 0 \\ J(r(t)) > T(t) & \text{对应于 } f(t) \neq 0 \end{cases}$$

如果检测结果表明残差评价函数值超出设定的阈值范围,即输出为正,则有理由判定可能发生故障。当然无论是残差评价函数还是阈值的选择都是多种多样的,要依据实际情况而定。

3.2 基于观测器特征结构配置的鲁棒残差设计

在基于观测器的故障诊断中,通常将实际系统的参数扰动、干扰噪声等多种不确定性因素都转化为系统的未知输入,然后使状态估计误差与干扰(或者未知输入)无关。但是在基于模型的故障诊断中往往不一定非得需要状态估计,因此就不一定必须把状态估计误差从干扰中去耦。如果可以直接获得所需信号——残差,设计一种干扰直接解耦残差的方法,这样就更为直截了当。

本节利用观测器特征结构配置的鲁棒残差生成法,配置观测器的左特征向量,使其与干扰分布方向正交,从而实现对于干扰的鲁棒性。

3.2.1 干扰解耦的基本原理

考虑如下线性定常系统：

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + R_1 f(t) + Ed(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + R_2 f(t) \end{cases} \quad (3-2-1)$$

其中， $x(t) \in R^n$ 是状态向量； $y(t) \in R^m$ 是输出向量； $u(t) \in R^r$ 是控制输入向量； $d(t) \in R^q$ 是未知干扰量； $f(t) \in R^s$ 是故障向量； A 、 B 、 C 、 D 以及 E 为已知的系数矩阵。 R_1 和 R_2 为故障分布矩阵。

基于观测器的鲁棒残差生成器如图 3-3 所示。

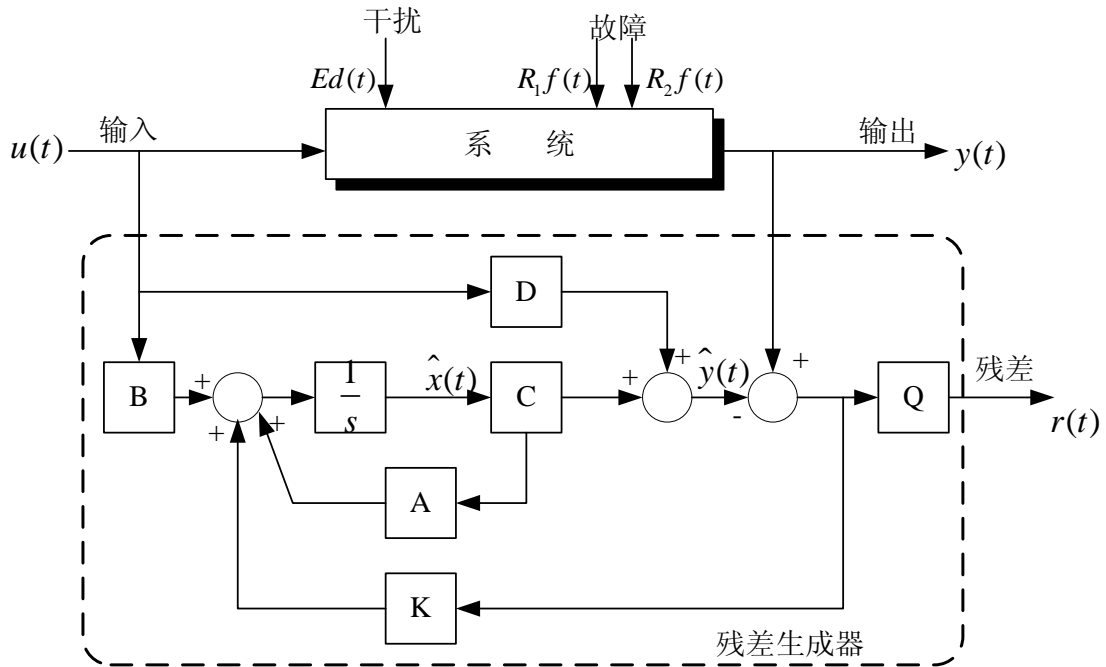


图 3-3 基于观测器的鲁棒残差生成器

可描述为：

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = (A - KC)\hat{x}(t) + (B - KD)u(t) + Ky(t) \\ \hat{y}(t) = C\hat{x}(t) + Du(t) \\ r(t) = Q[y(t) - \hat{y}(t)] \end{cases} \quad (3-2-2)$$

其中： $r(t) \in R^p$ 是残差向量； $\hat{x}(t)$ 表示状态的估计； $\hat{y}(t)$ 表示输出的估计； $Q \in R^{p \times m}$ 是残差的加权因子， K 为观测器。

将方程 (3-2-2) 代入方程 (3-2-1) 中, 可得到残差方程式:

$$\begin{cases} \dot{e}(t) = (A - KC)e(t) + Ed(t) + R_1 f(t) - KR_2 f(t) \\ r(t) = Te(t) - QR_2 f(t) \end{cases} \quad (3-2-3)$$

式中: $e(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ 表示状态的估计误差; $T = QC$ 。

对故障和干扰所对应的残差进行拉普拉斯变换后得到:

$$r(s) = T(sI - A + KC)^{-1}Ed(s) + T(sI - A + KC)^{-1}(R_1 - KR_2)f(s) - QR_2 f(s) \quad (3-2-4)$$

由 3.1.2 节的分析可知, 要使残差与干扰解耦, 式 (3-2-4) 中只要将传递函数中所有干扰项的系数置零即可, 也就是要求满足下述条件:

$$G_{rd}(s) = T(sI - A + KC)^{-1}E = 0 \quad (3-2-5)$$

3.2.2 基于特征结构配置的干扰解耦设计

由式 (3-2-5) 可以得出, 在假定干扰分布矩阵 E 已知的前提下, 只要找到满足方程式 (3-2-5) 的 K 和 Q 矩阵即可。这里选用配置观测器的左特征向量法。

首先给出两个引理:

引理 3.1^[54] 给定与矩阵 $A_c (A_c = A - KC)$ 的特征值 λ_i 相对应的左特征向量 l_i^T , 它总是正交于 A_c 余下的特征值 $\lambda_j (\lambda_i \neq \lambda_j)$ 所对应的右特征向量 v_j 。

证明: 由于 l_i^T 是 A_c 的左特征向量, 所以有

$$l_i^T A_c = \lambda_i l_i^T \quad i = 1, 2, \dots, n$$

对上式两边同乘右乘向量 $v_j (j \neq i)$, 有

$$l_i^T A_c v_j = \lambda_i l_i^T v_j \quad i = 1, 2, \dots, n; \quad j \neq i$$

因为向量 v_j 是矩阵 A_c 的右特征向量, 所以有 $A_c v_j = \lambda_j v_j$, 因此上式可以转化为:

$$\lambda_j l_i^T v_j = \lambda_i l_i^T v_j \quad i = 1, 2, \dots, n; \quad j \neq i$$

由于 $\lambda_i \neq \lambda_j$, 要上式成立只能有

$$l_i^T v_j = 0 \quad i \neq j$$

即互异的特征值所对应的左特征向量与右特征向量正交。

证毕

引理 3.2^[54] 基于特征结构, 任何传递函数矩阵可展开为

$$(sI - A)^{-1} = \frac{v_1 l_1^T}{s - \lambda_1} + \frac{v_2 l_2^T}{s - \lambda_2} + \dots + \frac{v_n l_n^T}{s - \lambda_n}$$

式中： v_i 和 l_i^T 分别是矩阵 A_c 的特征值 λ_i 对应的左特征向量和右特征向量。

证明：定义左特征向量矩阵 L 和右特征向量矩阵 V 分别为

$$L = \begin{bmatrix} l_1^T \\ l_2^T \\ \vdots \\ l_n^T \end{bmatrix} \quad V = [v_1 \quad v_2 \quad \dots \quad v_n]$$

按照引理 3.1，可得关系式如下：

$$LV = \begin{bmatrix} l_1^T v_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & l_2^T v_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & l_n^T v_n \end{bmatrix}$$

如果向量 v_i 和 l_i ($i=1,2,\dots,n$) 按照适当的比例正规化，上述方程可以变为

$$LV = I_n$$

即

$$L = V^{-1}$$

因为矩阵 A_c 可分解为

$$A_c = V \Lambda V^{-1}$$

其中， $\Lambda = \text{diag} \{ \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n \}$ 。有上述方程可得

$$e^{A_c t} = V e^{\Lambda t} V^{-1} = \sum_{i=1}^n e^{\lambda_i t} v_i l_i^T$$

由此可得

$$(sI - A_c)^{-1} = \text{laplace} \{ e^{A_c t} \} = \text{laplace} \left\{ \sum_{i=1}^n e^{\lambda_i t} v_i l_i^T \right\} = \sum_{i=1}^n \frac{v_i l_i^T}{s - \lambda_i}$$

证毕

根据引理 3.2，方程式 (3-2-5) 可以变换为

$$G_{rd}(s) = \sum_{i=1}^n \frac{T v_i l_i^T E}{s - \lambda_i} \quad (3-2-6)$$

当且仅当

$$T \left(\sum_{i=1}^n v_i l_i^T \right) E = T V L E = T E = Q C E = 0 \quad (3-2-7)$$

就能满足干扰解耦。进而得到干扰解耦的充分条件。

定理 3.1^[54] 满足方程式 (3-2-5) 干扰解耦的充分条件为

(1) $QCE = 0$;

(2) 矩阵 $T = QC$ 的所有行是矩阵 $(A - KC)$ 相应的任何特征值的左特征向量。

证明：按照条件 (2) 构造矩阵 T 为如下形式

$$T = \begin{bmatrix} l_1^T \\ l_2^T \\ \vdots \\ l_p^T \end{bmatrix}$$

式中, $l_i^T (i=1, 2, \dots, p)$ 是矩阵 A_c 的左特征向量。

利用引理 3.1 的结论, 可得:

$$Tv_i = 0 \quad i = p+1, \dots, n$$

其中, $v_i (i = p+1, \dots, n)$ 是矩阵 A_c 的右特征向量, 按照定理 3.1 的条件 (1), 可得:

$$l_i^T E = 0 \quad i = 1, 2, \dots, p$$

由引理 3.2 的结论, 得

$$G_{rd}(s) = \sum_{i=1}^n \frac{Tv_i l_i^T E}{s - \lambda_i} = \sum_{i=1}^p \frac{Tv_i (l_i^T E)}{s - \lambda_i} = 0$$

证毕

由上面的推导, 可以看出只要满足定理 3.1 的条件就可以实现干扰与残差解耦的目的。下面给出一种计算加权矩阵 Q 与观测器矩阵 K 的特征值结构配置方法。

引理 3.3^[54] 令 $\{C, A\}$ 能观, 那么, 对于任意一组自共轭复数 $\lambda_i, i=1, 2, \dots, n$, 总存在矩阵 $K \in R^{n \times m}$ 及非奇异矩阵 $L \in C^{n \times n}$ 使

$$A - KC = L^{-1} \text{diag} \{ \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n \} L \quad (3-2-8)$$

而且满足上式的矩阵可参数化为

$$K = L^{-1}W \quad (3-2-9)$$

并且

$$L = \begin{bmatrix} l_1^T \\ l_2^T \\ \vdots \\ l_n^T \end{bmatrix}, \quad W = \begin{bmatrix} w_1^T \\ w_2^T \\ \vdots \\ w_n^T \end{bmatrix} \quad (3-2-10)$$

其中

$$l_i = N(\lambda_i)g_i, \quad w_i = M(\lambda_i)g_i, \quad i=1,2,\dots,n \quad (3-2-11)$$

这里, $N(s)$ 与 $M(s)$ 是一对右互质矩阵, 其维数分别为 $n \times m$ 和 $m \times m$, 且满足如下右互质因数分解:

$$(A^T - sI)^{-1}C^T = N(s)M^{-1}(s) \quad (3-2-12)$$

而 $g_i \in C^m, i=1,2,\dots,n$ 是一组满足如下两条件的参数向量:

$$C1: \det\{[N(\lambda_1)g_1 N(\lambda_2)g_2 \cdots N(\lambda_n)g_n]\} \neq 0$$

$$C2: g_i = g_j \text{ 当且仅当 } \lambda_i = \lambda_j$$

由上述可知, 如果能获得满足条件的 L 矩阵和 W 矩阵, 就可以确定出满足干扰与残差解耦的观测器 K 。

令矩阵 $A_c = A - KC$ 具有互相不同的特征值, 那么按照定理 3.1, 鲁棒故障检测条件式 (3-2-5) 成立, 如果:

$$(1) \quad q_i^T CE = 0, i=1,2,\dots,p;$$

$$(2) \quad \text{全部 } q_i^T C, i=1,2,\dots,p \text{ 是矩阵 } A_c \text{ 相应于 } p \text{ 个特征值的左特征向量。}$$

为了满足条件 (2), 引理 3.3 中给出的矩阵 A_c 的左特征向量 $l_i^T \in C^m, i=1,2,\dots,n$ 与 $q_i^T C$ 必须具有相同的结构。因而可得:

$$l_i^T = g_i^T N^T(\lambda_i) = q_i^T C \quad i=1,2,\dots,p \quad (3-2-13)$$

方程组 (3-2-13) 的解可表示为:

$$g_i = [N^T(\lambda_i)N(\lambda_i)]^{-1} N^T(\lambda_i)C^T q_i, i=1,2,\dots,p \quad (3-2-14)$$

方程组 $q_i^T CE = 0 (i=1,2,\dots,p)$ 表明 $q_i^T (i=1,2,\dots,p)$ 全部属于 (CE) 的左核空间, 即 $q_i^T \in LKer(CE)$ 。令 $\xi_i^T, i=1,2,\dots,u$, 是空间 $LKer(CE)$ 的一组基, 那么方程组 $q_i^T CE = 0 (i=1,2,\dots,p)$ 就等价于

$$q_i = \alpha_{i1}\xi_1 + \alpha_{i2}\xi_2 + \cdots + \alpha_{iu}\xi_u \quad i=1,2,\dots,p \quad (3-2-15)$$

式中: $\alpha_{ij}, i=1,2,\dots,p; j=1,2,\dots,u$, 是一组实数。将式 (3-2-15) 代入式 (3-2-14) 中可得

$$g_i = [N^T(\lambda_i)N(\lambda_i)]^{-1} N^T(\lambda_i)C^T \sum_{j=1}^u \alpha_{ij}\xi_j, i=1,2,\dots,p \quad (3-2-16)$$

基于上述推导过程, 我们可以得到鲁棒故障检测算法设计步骤, 从而获得加权矩阵 Q 和观测器 K 。具体步骤如下:

(1) 寻找一对满足式 (3-2-12) 的右互质多项式矩阵;

(2) 确定 $LKer(CE)$ 的大小 u , 算出 $LKer(CE)$ 的基 $\xi_i, i=1,2,\dots,u$;

- (3) 选择一组参数 λ_i, α_{ij} ，与步骤 (2) 中的基相同时，根据式 (3-2-15) 计算 q_i ， $i=1,2,\dots,p$ ，从而得到加权矩阵 Q ；
- (4) 根据式 (3-2-16) 计算 $g_i, i=1,2,\dots,p$ ；
- (5) 根据式 (3-2-11)、步骤 (4) 所得 $g_i, i=1,2,\dots,p$ ，以及步骤 (3) 确定的 λ_i ，计算出矩阵 L 和 W ；
- (6) 基于步骤 (5) 中得到的矩阵 L 和 W ，按照式 (3-2-9)，计算观测器增益矩阵 K 。

从而得到基于观测器特征结构配置的鲁棒残差生成器，使得生成的残差与干扰直接解耦。

3.2.3 仿真算例

选取高空稳态工作点，发动机工作工况点为：
 $H = 7\text{km}, Ma = 0.6, n_L = 98\%$ ，系统矩阵为：

$$A = \begin{bmatrix} -1.168196 & -0.234869 \\ 1.264242 & -1.289013 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0.400247 & 0.551517 \\ 0.389885 & 0.710393 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

给定系统的干扰分布矩阵：

$$E = \begin{bmatrix} 1 \\ 0.5 \end{bmatrix}$$

选择观测器的特征值为： $\lambda_1 = -1$ ， $\lambda_2 = -2$ 。

利用 3.2.2 节所设计的鲁棒残差生成器设计方法可求得残差加权矩阵为：

$$Q = \begin{bmatrix} -0.5 & 1 \end{bmatrix}$$

鲁棒观测器的结构为：

$$K = \begin{bmatrix} -1.3642 & 1.6986 \\ 3.0958 & -0.8747 \end{bmatrix}$$

将所求得的观测器结构用于图 3-3 所示的残差生成器，进行仿真。

考虑执行机构故障形式如下：

(1) 如图 3-4 所示，为低压转子转速和高压转子转速的稳态输出曲线。在 $t=[0,2]\text{s}$ 过程中，系统正常工作；在 $t=[2,5]\text{s}$ 的过程中，幅值为 0.1 的阶跃信号作为扰动；在 $t=[5,15]\text{s}$ 的过程中干扰消失，系统恢复正常工作；在 $t=15\text{s}$ 时，燃油计量活门输出值发生跳变故障，幅值为 0.5。图 3-5 为残差输出曲线。

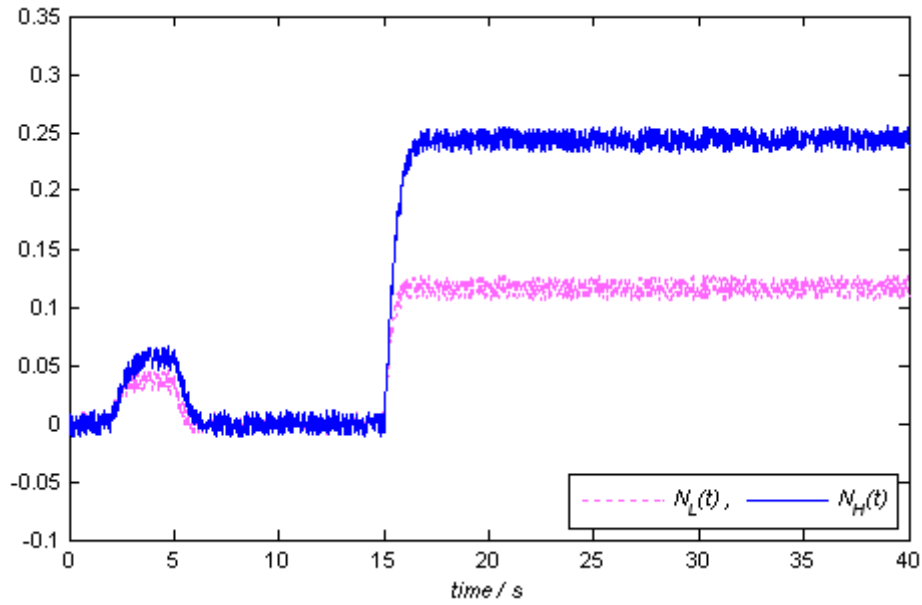
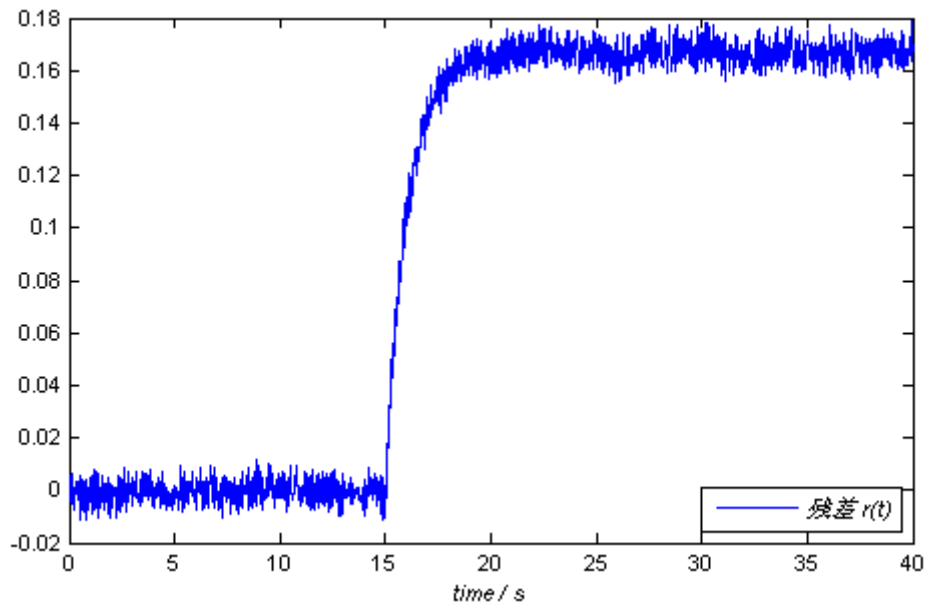


图 3-4 故障后系统的输出变化量曲线

图 3-5 鲁棒残差生成器产生的残差 $r(t)$ 信号

对比图 (3-4) 和 (3-5) 可以看出, 本章所设计鲁棒残差生成器所生成的残差在时间 $t=[2,5]s$ 时, 对于系统中的干扰信号是完全解耦的, 而当计量活门输出值在 $t=15s$ 发生跳变故障时, 残差值能够敏感的做出反应, 达到故障报警的目的。

(2) 如图 3-6 所示, 为低压转子转速和高压转子转速的稳态输出曲线。在 $t=[0,2]s$ 过程中, 系统正常工作; 在 $t=[2,5]s$ 的过程中, 幅值为 0.1 的阶跃信号作为扰动; 在 $t=[5,18]s$ 的过程中干扰消失, 系统恢复正常工作; 在 $t=18s$ 时,

尾喷管作动筒输出值发生跳变故障，幅值为 0.5。图 3-7 为残差输出曲线。

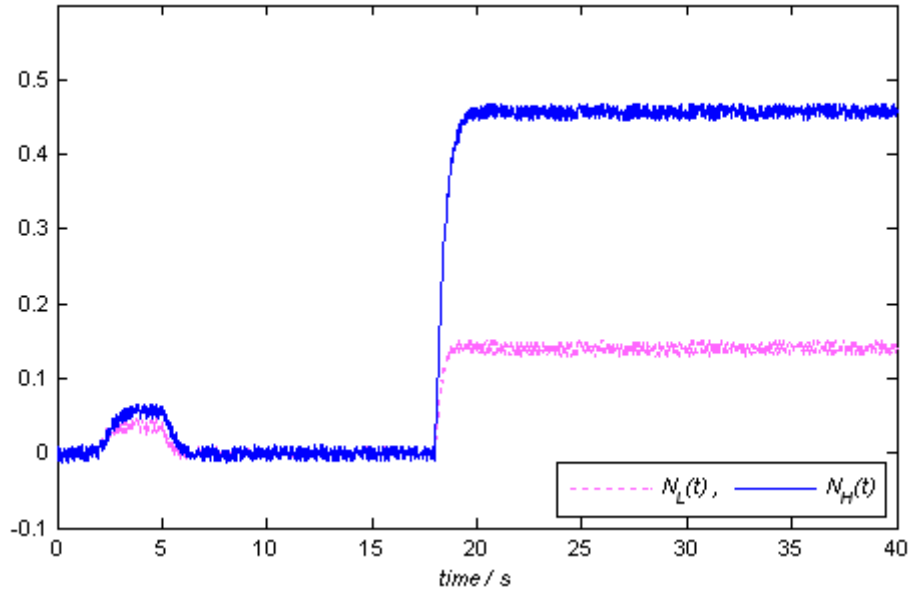


图 3-6 故障后系统的输出 $y(t)$ 曲线

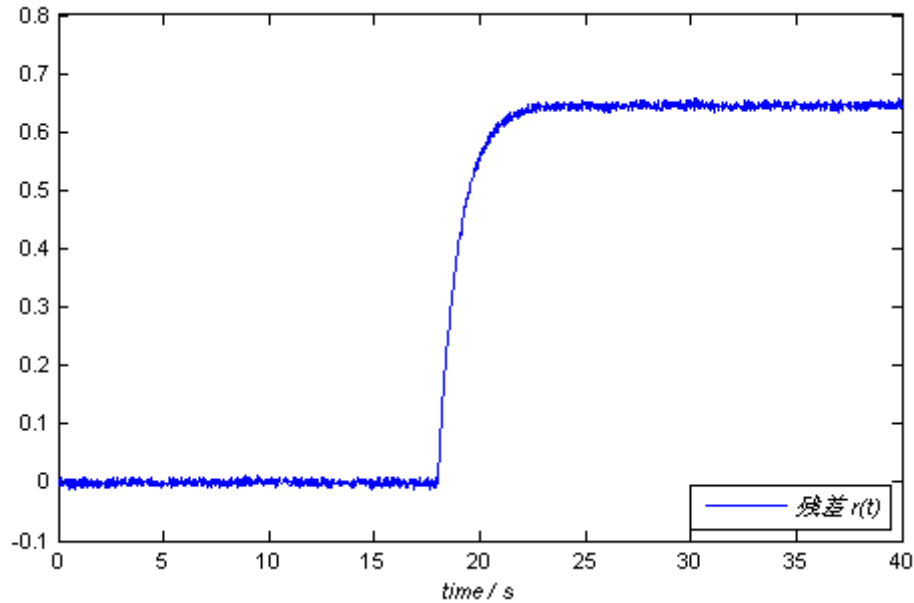


图 3-7 鲁棒残差生成器生成的残差 $r(t)$ 信号

对比图 (3-6) 和 (3-7) 可以看出，所设计鲁棒残差生成器所生成的残差在时间 $t=[2,5]s$ 时，对于系统中的干扰信号是完全解耦的，而当尾喷管作动筒输出值在 $t=18s$ 发生跳变故障时，残差值也能够敏感的做出反应，进行故障报警。

结论，本节分别模拟了燃油计量活门和尾喷管作动筒发生故障的情形，仿真

结果表明,当故障发生时,本章所设计的鲁棒残差生成器产生的残差具有对干扰低敏感而对故障敏感的特性,实现了残差对干扰解耦的目标。

3.3 本章小结

故障诊断的关键环节在于残差获取的设计,本章考虑了执行机构中存在的故障,结合鲁棒性能指标深入研究了鲁棒故障诊断方法,首先总结了故障诊断中残差生成的一般结构形式;在此结构形式的基础之上,针对系统中存在的干扰问题,基于特征结构配置方法,设计了干扰解耦的鲁棒残差生成器,实现了残差对干扰不敏感的目标。

第四章 基于特征结构配置的被动容错控制器设计

随着自控理论的发展与完善,用于实际系统的控制器结构也变得越来越复杂,对于一个实际的控制系统来说安全性与可靠性成为人们关注的焦点之一。而一个实际系统发生故障也是不可避免的,这就要求在系统发生故障之后,仍然具备保持系统稳定性及重新调节系统工作状态获得所要求的性能的能力。容错控制的概念就应运而生。

根据容错控制的策略不同,容错控制可以分为被动容错与主动容错两类。所谓被动容错,其特点就是,把各种故障的信息作为先验知识考虑进去,这样一旦系统发生了所预料的故障,就可以在不改变系统原有控制器参数与结构的条件下,利用鲁棒控制技术使系统对故障的敏感性降至最低,仍然可以稳定的工作。在被动容错控制中不需要在线的故障信息,这样就降低了设计难度。

极点配置方法是现代控制理论中的一种基本的设计方法,而特征结构配置方法相对于极点配置来说却有较大的差异,特征结构配置在配置系统极点的同时,还配置系统的特征向量,重新调节系统以获得整个系统在故障发生后的稳定性与可靠性。

4.1 基于特征结构配置的系统鲁棒性设计

4.1.1 设计方法

一个线性系统的性能是由它的特征结构所确定的,特征结构包括闭环特征值和特征向量。其中特征值主要决定系统的稳定性和动态性能,而相应的特征向量的选择却对系统的过渡过程特性有着较大的影响。因此,特征结构配置不仅需要满足极点位置的要求,而且还要关注特征向量的影响。

考虑如下具有参数摄动的线性系统

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) & t < t_f \text{ (参考系统)} \\ \dot{x}(t) = (A + \Delta A)x(t) + Bu(t) & t \geq t_f \text{ (故障系统)} \end{cases} \quad (4-1-1)$$

其中, ΔA 为由执行机构故障引起的系统矩阵的有界变化量。 t_f 为故障发生时刻。当系统参考输入为零时,选取如下状态反馈控制律:

$$u(t) = Kx(t) \quad (4-1-2)$$

则故障系统可转化为

$$\dot{x}(t) = (A + BK + \Delta A)x(t) \quad (4-1-3)$$

记 $\Delta = \Delta A$ ，则 Δ 为故障引起的闭环系统的参数的变化。

假设 A 矩阵可进行相似对角化， R 是特征向量矩阵，使得等式 (4-1-4) 成立：

$$R^{-1}AR = \text{diag}(\lambda_i) \quad (4-1-4)$$

λ 为矩阵 $(A + \Delta A)$ 的特征值并且 $(A + \Delta A - \lambda I)$ 奇异。从而可得：

$$R^{-1}(A + \Delta A - \lambda I)R = \text{diag}(\lambda_i - \lambda) + R^{-1}(\Delta A)R \quad (4-1-5)$$

考虑一下两种情况：

(1) 对于某些特征值存在 $\lambda = \lambda_i$ ；

(2) 对于任意的 λ_i ，当 $\lambda \neq \lambda_i$ 时，式 (4-1-5) 可进一步写为式 (4-1-6)：

$$\text{diag}(\lambda_i - \lambda) + R^{-1}(\Delta A)R = \text{diag}(\lambda_i - \lambda)[I + \text{diag}(\lambda_i - \lambda)^{-1}R^{-1}(\Delta A)R] \quad (4-1-6)$$

式 (4-1-6) 中矩阵 $(I + \text{diag}(\lambda_i - \lambda)^{-1}R^{-1}(\Delta A)R)$ 为奇异矩阵。

如果矩阵 $(I + X)$ 是奇异矩阵，对于任意矩阵范数 $\|X\| \geq 1$ ，因为如果 $\|X\| < 1$ ，矩阵 $(I + X)$ 不可能存在为零的特征值。

因此

$$\|I + \text{diag}(\lambda_i - \lambda)^{-1}R^{-1}(\Delta A)R\|_2 \geq 1 \quad (4-1-7)$$

$$\max |(\lambda_i - \lambda)^{-1}| \|R^{-1}\|_2 \|\Delta A\|_2 \|R\|_2 \geq 1 \quad (4-1-8)$$

$$\min |\lambda_i - \lambda| \leq \|R^{-1}\|_2 \|R\|_2 \|\Delta A\|_2 \quad (4-1-9)$$

令 $\eta(R) = \|R\|_2 \|R^{-1}\|_2$ ，则式 (4-1-9) 可变形为：

$$|\lambda_i - \lambda| \leq \eta(R) \|\Delta A\|_2 \quad (4-1-10)$$

$\eta(R)$ 为系统的敏感系数， $\eta(R)$ 越小发生参数摄动系统的特征值相对于原系统变化量越小。

则根据以上推到，选取如下形式的系统敏感系数来表示系统特征值对于参数变化或者扰动的敏感度：

$$\eta(R) = \|R\|_2 \|R^{-1}\|_2 \quad (4-1-4)$$

式中， R 为系统的特征值所对应的右特征向量矩阵。并且有下列关系式成立：

$$\eta(R) = \|R\|_2 \|R^{-1}\|_2 \geq \|RR^{-1}\|_2 \geq 1$$

如果当矩阵 R 为酉矩阵，即满足 $R^T R = I$ 时， $\eta(R) = 1$ 。从而表明，当 R 为酉矩阵时，系统对于干扰及参数扰动的敏感度达到最小，说明系统具有很好的鲁棒性。因此，特征结构配置的主要焦点就在于如何将系统的右特征向量通过配置尽可能的转化为酉矩阵。

Kautsky, Nichols 和 Van Dooren(KNV)给出了一种特征结构配置的具体方法^[55]。首先引入定理:

定理 4.1^[55] 给定特征值 $\Lambda = \text{diag}\{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n\}$ 和特征向量 R , 存在 K 使得

$$(A + BK)R = R\Lambda \quad (4-1-5)$$

当且仅当

$$U_1^T (AR - R\Lambda) = 0 \quad (4-1-6)$$

式中

$$[U_0, U_1][Z^T, 0]^T = B \quad (4-1-7)$$

并且 $U = [U_0, U_1]$ 正交, Z 为非奇异矩阵。则给出 K 的表达式如下

$$K = Z^{-1}U_0^T(R\Lambda R^{-1} - A) \quad (4-1-8)$$

定理 4.2^[55] 矩阵 $A + BK$ 对应于特征值 λ_j 的特征向量 R_j 必须属于空间

$$\chi_j = N\{U_1^T(A - \lambda_j I)\} \quad (4-1-9)$$

$N\{\bullet\}$ 表示零空间。 χ_j 的维数可表示为

$$\dim(\chi_j) = m + \dim(N\{[B \quad A - \lambda_j I]^T\}) \quad (4-1-10)$$

定理 4.1 和定理 4.2 的证明, 见文献^[74]。

由以上两个定理可以得出特征结构配置的步骤如下:

- (1) 按照式 (4-1-7) 所示分解矩阵 B , 从而得到矩阵 U_0 、 U_1 和 Z ;
- (2) 使用矩阵的 QR 分解法, 分解矩阵 $[U_1^T(A - \lambda_j I)]^T$ 如下

$$(U_1^T(A - \lambda_j I))^T = [\hat{S}_j \quad S_j] \begin{bmatrix} R_j \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4-1-11)$$

其中 \hat{S}_j 和 S_j 为正交基;

- (3) 选择 $R_j = S_j W_j$ 使得 $\|R_j\|_2 = 1, j = 1, 2, \dots, n$;

(4) 解 $MR = R\Lambda$ 得到矩阵 $M = A + BK$ 的值, 计算 $K = Z^{-1}U_0^T(M - A)$, 从而得到低敏感度矩阵 K 。

以上方法是一个迭代过程, 每算出一个特征向量 R 就会有一个对应的矩阵 K , 对 R 的值按上述过程进行不断更新, 直到求得的敏感因数 $\eta(R)$ 最小, 其对应的矩阵 K 即为在系统参数发生摄动的情况下, 要满足所期望的特征值的最佳矩阵。

4.1.2 仿真算例

系统状态空间方程:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) & t < t_f \\ \dot{x}(t) = (A + \Delta A)x(t) + Bu(t) & t \geq t_f \end{cases} \quad (4-4-1)$$

考虑系统工况点为 $H = 7\text{km}$, $Ma = 0.6$, $n_L = 98\%$ ，状态方程系数矩阵：

$$A = \begin{bmatrix} -1.168196 & -0.234869 \\ 1.264242 & -1.289013 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0.400247 & 0.551517 \\ 0.389885 & 0.710393 \end{bmatrix}$$

根据闭环系统稳定性要求和发动机高空状态稳定裕度限制，设定期望特征值矩阵为 $\Lambda = \text{diag}\{-1 \ -2\}$ ，特征向量为： $R = \text{diag}\{1 \ 1\}$

考虑系统参数摄动变化量：

$$\Delta A = \begin{bmatrix} -0.3 & 0.4 \\ 0.5 & 0.2 \end{bmatrix}$$

按照 4.1.4 节的步骤，计算状态反馈增益矩阵为：

$$K = \begin{bmatrix} 11.7848 & 8.0654 \\ -8.2475 & -5.4274 \end{bmatrix}$$

应用上面求得的状态反馈增益矩阵，可得正常情况下和故障情况下的闭环特征值如表 4-1 所示。从表中数据可以看出，在系统的参数发生摄动的情况下，通过特征结构配置可以使闭环系统保持稳定。

表 4-1 故障模式下闭环系统特征值

系统状态	闭环特征值
正常	$\{-1, -2\}$
故障模式	$\{-1.0377, -2.0623\}$

4.2 基于特征结构配置的被动容错优化设计

4.2.1 设计方法

考虑如下系统

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (4-2-1)$$

其中， $x(t) \in R^n$ 为状态向量， $u(t) \in R^r$ 为控制输入， $y(t) \in R^m$ 为系统输出， A 、 B 、 C 为适当维数常数矩阵，且 (A, B) 可控， (A, C) 可观。选取如下状态反馈控制律：

$$u(t) = K_0 x(t) \quad (4-2-2)$$

式中, K_0 是状态反馈增益矩阵。

将式 (4-2-2) 代入式 (4-2-1) 可得状态反馈的状态空间描述为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = (A + BK_0)x(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (4-2-3)$$

假定闭环系统的特征值为 $\lambda_i (i=1,2,\dots,n)$, 对应的特征向量为 v_i 。则可获得如下关系式:

$$(A + BK_0)R_i = \lambda_i R_i \quad (4-2-4)$$

假设系统发生故障, 原系统变为如下形式:

$$\begin{cases} \dot{X}_f(t) = A_f X_f(t) + B_f U_f(t) \\ Y_f(t) = C_f X_f(t) \end{cases} \quad (4-2-5)$$

系统 (4-2-5) 成为故障系统。式中, $X_f(t)$ 、 $U_f(t)$ 和 $Y_f(t)$ 分别为故障系统的状态、输入和输出。 A_f 、 B_f 和 C_f 分别为故障系统的状态转移矩阵、输入矩阵和输出矩阵。

基于特征结构配置的任务就是, 通过配置系统的特征结构, 重构一个新的状态反馈增益矩阵包含 K_{f0} , 使得故障系统的性能与原系统的性能接近, 以达到维持系统可靠性与稳定性的目的。

基于新的状态反馈增益矩阵 K_{f0} , 系统的状态空间描述可表述为:

$$\dot{X}_f(t) = (A_f + B_f K_{f0})X_f(t) \quad (4-2-6)$$

闭环系统的特征值为 $\lambda_{fi} (i=1,2,\dots,n)$, 对应的特征向量为 R_{fi} , 则同理可得

$$\lambda_{fi} R_{fi} = (A_f + B_f K_{f0})R_{fi} \quad (4-2-7)$$

为了实现故障系统与原系统性能接近的目标, 需满足下列条件式

$$\lambda_{fi} = \lambda(A_f + B_f K_{f0}) = \lambda(A + BK_0) = \lambda_i \quad (4-2-8)$$

式中, $\lambda(\bullet)$ 表示系统的特征值。

令 R_{di} , $i=1,2,\dots,n$ 为故障系统重组之后的特征向量, 则新的状态增益阵 K_{f0} 满足下式:

$$(A_f + B_f K_{f0})R_{di} = \lambda_{fi} R_{di}, \quad i=1,2,\dots,n \quad (4-2-9)$$

且

$$R_{di} = (\lambda_{fi} I - A_f)^{-1} B_f K_{f0} R_{di} \quad (4-2-10)$$

要通过特征结构配置设计 K_{f0} 使得 R_{di} 与原系统的特征向量 R_i 保持一致。由于系统的动态特性不同， R_{di} 和 R_i 通常不在同一子空间内，而我们所希望的是将 R_{di} 配置在 R_i 所在的空间内。

从式 (4-2-10) 可以看出， R_{di} 的值可以在子空间 (4-2-11) 的列的线性组合来决定。

$$P_{R_i,i} = (\lambda_{fi} I - A_f)^{-1} B_f \quad (4-2-11)$$

并且， $\dim(P_{R_i,i}) = m$ 。

可以使用一下目标函数的优化值来确定配置向量 R_{di} [56]：

$$Jp = (R_{di} - R_i)^T \widetilde{W}_i (R_{di} - R_i) \quad (4-2-12)$$

式中， $R_{di} \in R^{n \times 1}$ 是需要配置的特征向量， $\widetilde{W}_i \in R^{n \times n}$ 是对角加权矩阵。

优化过程为在子空间 (4-2-11) 中选取向量 R_{di} ，使得其满足下列条件：

$$\min_{R_i} (R_{di} - R_i)^T \widetilde{W}_i (R_{di} - R_i) \quad (4-2-13)$$

满足以上优化条件的向量 R_{di} 的解可以用如下方法获得[56]：

$$R_{o,i} = P_{R,i} (P_{R,i}^T \widetilde{W}_i P_{R,i})^{-1} P_{R,i}^T \widetilde{W}_i R_{d,i} \quad (4-2-14)$$

其中： $R_{o,i}$ 为 R_{di} 的近似解向量。

如果特征向量 $R_{o,i}$ 对于 $i=1,2,\dots,r$ 都线性无关，且满足式子：

$$CR_{o,i} \neq 0 \quad (4-2-15)$$

则可求的故障系统的观测矩阵为：

$$K_{f0} = W(CR_o)^{-1} \quad (4-2-16)$$

其中：

$$W_{o,i} = (P_{R,i}^T \widetilde{W}_i P_{R,i})^{-1} P_{R,i}^T \widetilde{W}_i R_{d,i} \quad (4-2-17)$$

4.2.2 仿真算例

当发动机工况点为 $H = 7\text{km}$, $Ma = 0.6$, $n_L = 98\%$ ，状态方程系数矩阵为：

$$A = \begin{bmatrix} -1.168196 & -0.234869 \\ 1.264242 & -1.289013 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0.400247 & 0.551517 \\ 0.389885 & 0.710393 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

设定系统期望特征值和特征向量分别为：

$$\Lambda = \text{diag}\{-1.9669, -4.1177\}$$

$$R = \begin{bmatrix} 0.9560 & 0.7988 \\ -0.2934 & 0.6017 \end{bmatrix}$$

则对于正常工作的系统来说,按照 4.2.1 节的算法,得系统状态反馈矩阵为:

$$K_0 = \begin{bmatrix} -0.7261 & -0.6692 \\ -2.0430 & -2.7437 \end{bmatrix}$$

当系统发生参数摄动时,系统的矩阵变为:

$$A_f = \begin{bmatrix} -1.168196 & -0.234869 \\ 1.264242 & 1.789013 \end{bmatrix} \quad B_f = \begin{bmatrix} 0.900247 & 1.551517 \\ 0.889885 & 0.710393 \end{bmatrix}$$

发生参数摄动后的系统特征值为:

$$\Lambda = \text{diag}\{-6.7491, -2.5762\}$$

应用 4.2.1 节所述方法进行特征向量配置,由式 (4-2-14) 即可求得故障系统经特征结构配置后的右特征向量为:

$$R_o = \begin{bmatrix} 0.9560 & 0.7962 \\ -0.2934 & 0.6051 \end{bmatrix}$$

则故障系统观测器为:

$$K_{f0} = \begin{bmatrix} -2.2723 & -1.8726 \\ 0.4049 & -0.0614 \end{bmatrix}$$

设定输入为阶跃信号: $r(t)=0.2$, 如图 4-1、4-2、4-3 分别为闭环系统的输出曲线、系统参数摄动后的输出曲线以及特征结构配置后的输出曲线。

$t=[0,2]s$ 系统输入为零,输出保持不变;在 $t=2s$ 时,输入发生阶跃跳变,跳变值为 0.2, 低压转子和高压转子的转速输出响应曲线如图 4-1 所示。

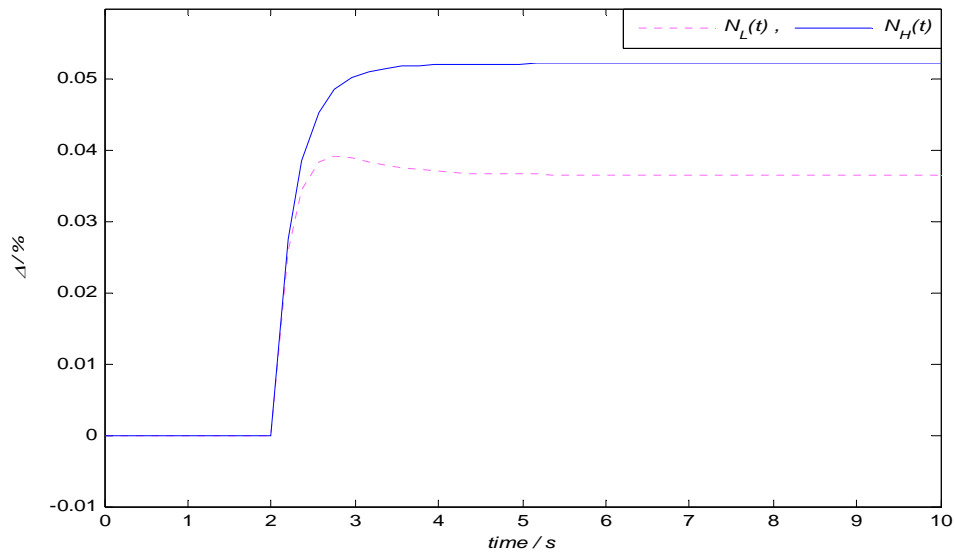


图 4-1 闭环系统输出曲线

图 4-2 为系统发生参数摄动后，高低压转子转速的输出响应曲线，可以看出低压转子在输入发生阶跃跳变时，输出响应成衰减状态，与未发生参数摄动的原系统输出曲线变化趋势相反。

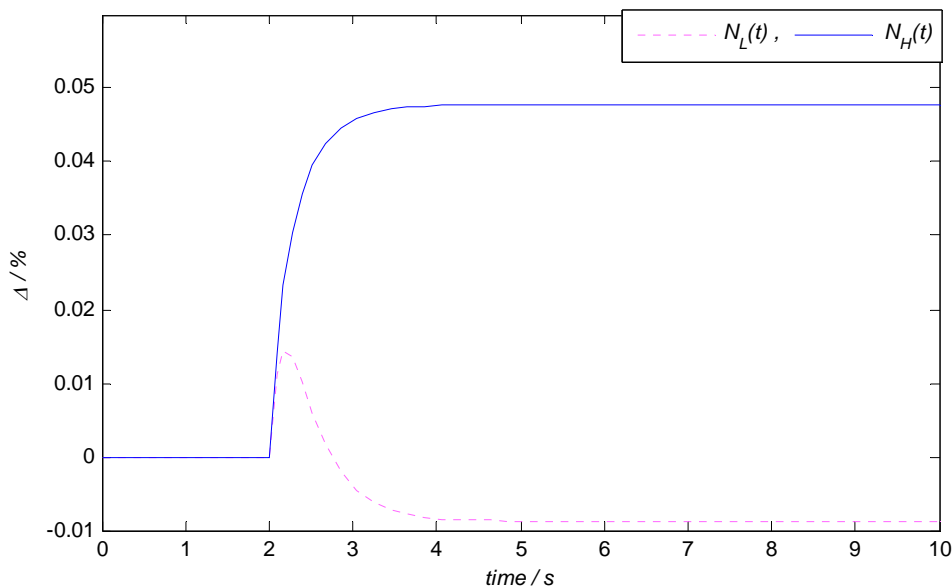


图 4-2 系统参数摄动的输出曲线

通过特征结构配置，重构系统的观测矩阵 K ，使得高低压转子的转速响应曲线与参数摄动前的状态保持一致，如图 4-3 所示。

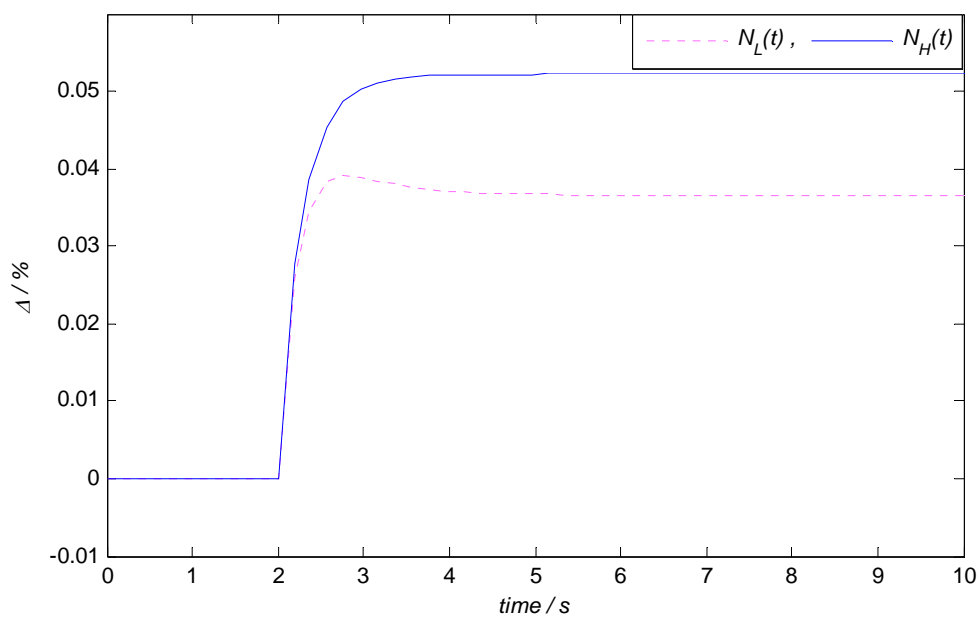


图 4-3 特征结构配置后的系统输出曲线

通过对比可以看出经过特征结构配置后，系统的稳态输出值能够被调整到原

系统稳态输出值的附近，维持系统的性能。

4.3 本章小结

本章针对参数扰动对于系统的影响问题，以敏感度系数作为评判标准，基于特征结构配置方法设计了容错控制器；进而又针对系统模型参数摄动以及执行机构中存在的一类故障问题，利用最小二乘法优化特征值与特征向量配置，保证闭环系统在存在故障的情况下仍然能够稳定的工作，实现容错控制的目的。

第五章 基于模型参考自适应的主动容错控制器设计

被动容错控制器的参数和结构一般具有固定的形式，并且不需要进行控制器的重组，因此比较易于实现，这是被动容错控制的一个优点。如果设计得当，应用被动容错控制律设计的容错控制器在系统发生故障时，可以起到容错的作用的。然而，被动容错控制器的设计需要预先知道故障的先验知识，设计过程相当的复杂，而且控制器难免过于保守，控制性能很难达到最优。并且不可预知的故障发生时，系统的稳定性就难以保证。而这恰恰是主动容错控制器所能解决的问题。

同时，由于系统中总是存在着各种不确定性，而自适应控制系统可以针对这种不确定性，引入在线估计和搜索方法，当周围环境发生大幅变化时，仍然能够根据输入、输出数据，在线地调整控制器性能，使系统按某一指标运行在最佳状态。因此，将自适应控制用于容错控制器设计中，正好可以实现主动容错控制的理念。

由于第三章通过特征结构配置的方法已经实现了干扰与残差解耦的目标。因此，本章基于无干扰的假设条件下，针对线性系统，分析基于参考模型的状态反馈自适应容错控制方法，针对一类执行器故障设计了基于模型参考自适应方法的主动容错控制器，图 5-1 为模型参考自适应控制系统的基本结构。

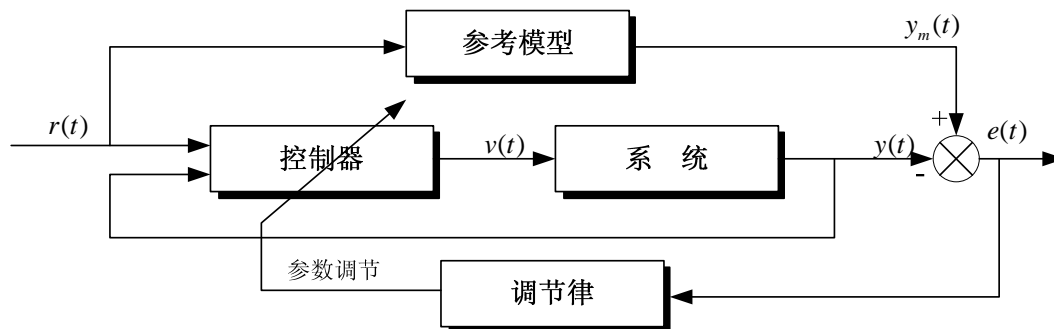


图 5-1 模型参考自适应控制器的基本结构

在这个系统中有三个核心部分：

- (1) 参考模型，参考模型确定了对于输入的理想输出值；
- (2) 误差最小的优化算法，误差的大小是衡量实际输出是否跟踪参考输出的标准，控制调节的目标是使得误差尽可能的小；
- (3) 调节律，基于以上误差最小的优化算法确定合适的自适应调节律来调

节控制器中的可调参数，使得系统的输出能够跟踪参考模型的输出值。

5.1 针对执行机构故障的自适应主动容错控制器设计

5.1.1 问题描述

考虑如下存在执行器故障的线性系统

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) & t < t_f, \text{ 正常系统} \\ \dot{x}(t) = Ax(t) + B\bar{u}(t) & t \geq t_f, \text{ 故障系统} \end{cases} \quad (5-1-1)$$

式中， $A \in R^{n \times n}$ 为状态转移矩阵， $B \in R^{n \times m}$ 为输入矩阵， $x(t) \in R^n$ 为状态向量， $u(t) \in R^m$ 为输入向量，且 (A, B) 可控。 $\bar{u} = [\bar{u}_1, \bar{u}_2, \dots, \bar{u}_m]^T$ 为未知常数，用来表示执行机构发生卡死故障的情形。此时，系统的输入向量可表示为

$$u(t) = \bar{u}(t) \quad (5-1-2)$$

假设当执行机构中的 $m-1$ 个发生故障时，剩下的执行机构仍然可以实现控制要求。

控制的任务是针对执行器发生故障的系统，调节正常工作的执行机构，来完成控制任务。控制目标是设计反馈输出信号 $v(t)$ ，控制输出误差在可接受范围内，且实际输出 $y(t)$ 可渐进地跟踪参考输出信号 $y_m(t)$ ，使得下列条件成立。

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (y_m(t) - y(t)) = 0 \quad (5-1-3)$$

其中参考输出 $y_m(t)$ 可表示为

$$y_m(t) = L^{-1}[W_m(s)]r(t), \quad W_m(s) = \frac{1}{P_m(s)} \quad (5-1-4)$$

式中， $P_m(s)$ 是稳定的 n 阶首一多项式， $r(t)$ 是系统的有界参考输入。

5.1.2 参考模型的模型匹配问题

假设控制器的结构满足如下条件：

$$v(t) = v^*(t) = k_1^{*T} x(t) + k_2^* r(t) + k_3^* \quad (5-1-5)$$

其中， $k_1^* = [k_{11}^*, k_{12}^*, \dots, k_{1m}^*] \in R^{n \times m}$ 为参数向量， $k_2^* = [k_{21}^*, k_{22}^*, \dots, k_{2m}^*]^T \in R^m$ 为定义的输出匹配常数， $k_3^* = [k_{31}^*, k_{32}^*, \dots, k_{3m}^*]^T \in R^m$ 为执行器故障补偿向量。

当 p 个执行器发生故障时， $u_j(t) = \bar{u}_j$ ， $j = j_1, j_2, \dots, j_p$ ，则由 (5-1-5) 和 (5-1-1) 可得闭环系统为：

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) = & (A + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{1j}^{*T}) x(t) + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{2j}^* r(t) + \\ & \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{3j}^* + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j \bar{u}(t) \\ y(t) = & Cx(t) \end{aligned} \quad (5-1-6)$$

其中, $b_j \in R^n, j=1,2,\dots,m$ 是矩阵 B 的第 j 列, 即

$$B = [b_1, \dots, b_m] \quad (5-1-7)$$

为了使系统 (5-1-6) 与参考系统 (5-1-4) 相匹配, 则需要调节参数 k_1^* 、 k_2^* 和 k_3^* 满足下列匹配条件:

$$C(sI - A - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{1j}^{*T})^{-1} \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{2j}^* = W_m(s) \quad (5-1-8)$$

$$C(sI - A - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{1j}^{*T})^{-1} (\sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{3j}^* + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j \bar{u}_j) = 0 \quad (5-1-9)$$

假设一组执行器都具有相同的物理特性, 则选择如下控制器结构:

$$v_1^*(t) = v_2^*(t) = \dots v_m^*(t) = k_{11}^{*T} x(t) + k_{21}^* r(t) + k_{31}^* \quad (5-1-10)$$

对于式 (5-1-5) 中的 $v^*(t) = [v_1^*(t), \dots, v_m^*(t)]^T$, 即 (5-1-5) 中控制器具有特殊的结构形式 $k_{1i}^* = k_{11}^*$, $k_{2i}^* = k_{21}^*$, $k_{3i}^* = k_{31}^*$, $i=1,2,\dots,m$ 。

作如下假设:

- (1) $(A, \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j), \forall p \in \{0,1,\dots,m-1\}$, 可控;
- (2) 系统的传递函数 $(C, A, \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j), \forall p \in \{0,1,\dots,m-1\}$ 具有相同的相对

度 n^* ;

- (3) 系统 $(C, A, \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j), \forall p \in \{0,1,\dots,m-1\}$ 为最小相位系统;

- (4) $\forall p \in \{0,1,\dots,m-1\}$, 高频增益 $CA^{n^*-1} \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j$ 有相同的符号函数, 表

示为:

$$\text{sign}[k_{21}^*] = \text{sign}[CA^{n^*-1} \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j] \quad (5-1-11)$$

在满足以上假设的条件下, 任意的执行器故障, 将都满足如下模型匹配条件:

$$C(sI - A - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{1j}^{*T})^{-1} \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{21}^* = W_m(s) \quad (5-1-12)$$

令 $k_{21}^* = k_p^{-1}$, $k_p^{-1} = CA^{n^*-1} \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j$ 。

对于匹配条件 (5-1-9)，将 $k_{31}^* \in R$ 当作输入， \bar{u}_j 当作干扰，则有如下等式成立：

$$\begin{aligned} f_p(t) &\triangleq C(sI - A - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{11}^{*T})^{-1} [\sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{31}^* + \sum_{j=j_1, j_2, \dots, j_p} b_j \bar{u}_j(t)] \\ &= C(sI - A - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{11}^{*T})^{-1} [\sum_{j=j_1, j_2, \dots, j_p} b_j \bar{u}_j(t)] + L^{-1}[W_m(s)] \frac{k_{31}^*}{k_{21}^*} \end{aligned} \quad (5-1-13)$$

存在一个 k_{31}^* 使得 $\lim_{t \rightarrow \infty} f_p(t) = 0$ ，从而保证 $\lim_{t \rightarrow \infty} (y_m(t) - y(t)) = 0$ 。

设 (T_i, T_{i+1}) ， $i = 0, 1, \dots, m_0$ ， $T_0 = 0$ ，为执行器故障发生的时间间隔，同时故障发生在瞬时 $T_i, i = 1, 2, \dots, m_0$ 。因为 m 个执行器中至少有一个正常工作，则 $m_0 < m$ 且 $T_{m_0+1} = \infty$ 。在时刻 T_j ， $j = 1, 2, \dots, m_0$ ，调节未知模型匹配参数 k_{11}^* ， k_{21}^* ， k_{31}^* 使得：

$$k_{11}^* = k_{11(i)}^*, \quad k_{21}^* = k_{21(i)}^*, \quad k_{31}^* = k_{31(i)}^*, \quad t \in [T_i, T_{i+1}] \quad (5-1-14)$$

即对于任意的时间间隔，模型匹配参数都会不同，因为不同的执行器故障对应的模型匹配参数是不同的。

从以上的推导过程，可以得出结论：当 p 个执行器发生故障时，其余的 $m - p$ 个执行器在故障补偿后要尽可能的满足系统的需求，基于控制器 (5-1-10) 的设计，可以满足跟踪系统输出的要求。

5.1.3 自适应容错控制器设计

对于系统 (5-1-1)，基于控制器 (5-1-10) 的结构来设计一个自适应控制器满足容错的要求。对于如下控制器结构：

$$v_1(t) = v_2(t) = \dots v_m(t) = k_{11}^T(t)x(t) + k_{21}(t)r(t) + k_{31}(t) \quad (5-1-15)$$

其中， $k_{11}(t) \in R^n$ ， $k_{21}(t) \in R$ ， $k_{31}(t) \in R$ 分别是未知参数 k_{11}^* ， k_{21}^* ， k_{31}^* 的估计。

估计的误差可用下式表示：

$$\begin{aligned} \tilde{k}_{11} &= k_{11} - k_{11}^* \\ \tilde{k}_{21} &= k_{21} - k_{21}^* \\ \tilde{k}_{31} &= k_{31} - k_{31}^* \end{aligned}$$

则闭环系统为：

$$\begin{aligned}
\dot{x}(t) = & (A + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{11}^{*T})x(t) + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j (k_{21}^* r(t) + k_{31}^*) + \sum_{j = j_1, j_2, \dots, j_p} b_j \bar{u}(t) \\
& + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j (\tilde{k}_{11}^T x(t) + \tilde{k}_{12} r(t) + \tilde{k}_{13}) \\
y(t) = & Cx(t)
\end{aligned} \tag{5-1-16}$$

根据式 (5-1-5), (5-1-11), (5-1-12) 和 (5-1-14), 闭环系统的输出可表示为:

$$\begin{aligned}
y(t) = & y_m(t) + L^{-1}[W_m(s)] \frac{1}{k_{21}^*} [\tilde{k}_{11}^T x(t) + \tilde{k}_{21} r(t) + \tilde{k}_{31}] \\
& + f_p(t) + \varepsilon_0(t) + \varepsilon_t(t)
\end{aligned} \tag{5-1-17}$$

其中, $\varepsilon_0(t)$ 与系统的初始状态相关, $\varepsilon_t(t)$ 与可变的匹配参数所对应的系统瞬态响应相关, 根据文献^[32]可得 $\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_0(t) = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_t(t) = 0$, 又有 $\lim_{t \rightarrow \infty} f_p(t) = 0$ 。

忽略各延迟项, 可得输出跟踪误差

$$e(t) = y(t) - y_m(t) = L^{-1}[W_m(s)] \frac{1}{k_{21}^*} [\tilde{\theta}^T(t) \omega(t)] \tag{5-1-18}$$

其中, $\tilde{\theta} = \theta - \theta^*$, $\theta = [k_{11}^T, k_{21}, k_{31}]^T$, $\theta^* = [k_{11}^{*T}, k_{21}^*, k_{31}^*]^T$, $\omega = [x^T, r, 1]^T$ 。

引入如下辅助信号:

$$\zeta(t) = L^{-1}[W_m(s)] \omega(t) \tag{5-1-19}$$

$$\xi(t) = \theta^T(t) \zeta(t) - L^{-1}[W_m(s)] [\theta^T(t) \omega(t)] \tag{5-1-20}$$

$$\varepsilon(t) = e(t) + \rho(t) \xi(t) \tag{5-1-21}$$

其中, $\rho(t)$ 是 $\rho^* = 1/k_{21}^*$ 的估计, 选择如下的自适应控制律:

$$\dot{\theta}(t) = -\frac{\text{sign}[k_{21}^*] \Gamma \zeta(t) \varepsilon(t)}{1 + \zeta^T \zeta + \xi^2}, \quad \Gamma = \Gamma^T > 0 \tag{5-1-22}$$

$$\dot{\rho}(t) = -\frac{\gamma \xi(t) \varepsilon(t)}{1 + \zeta^T \zeta + \xi^2}, \quad \gamma > 0 \tag{5-1-23}$$

为了分析系统的稳定性以及自适应控制器的跟踪性能, 定义一个正定李亚普诺夫函数如下所示:

$$V(\tilde{\theta}, \tilde{\rho}) = \frac{1}{2} (\|\rho^* \tilde{\theta}^T \Gamma^{-1} \tilde{\theta} + \gamma^{-1} \tilde{\rho}^2\|), \quad \tilde{\theta} = \theta - \theta^*, \quad \tilde{\rho} = \rho - \rho^* \tag{5-1-24}$$

从式 (5-1-18) — (5-1-21), 可得到如下关系:

$$\varepsilon(t) = \rho^* \tilde{\theta}^T \zeta(t) + \tilde{\rho}(t) \xi(t) + \varepsilon_p(t), \quad t \in [T_i, T_{i+1}], \quad i = 0, 1, \dots, m_0 \tag{5-1-25}$$

式中：

$$\varepsilon_p(t) = \varepsilon_{p1}(t) + \varepsilon_{p2}(t) \quad (5-1-26)$$

$$\varepsilon_{p1}(t) = \rho^*(\theta^{*T}(t)\zeta(t) - L^{-1}[W_m(s)][\theta^{*T}(t)\omega(t)]) \quad (5-1-27)$$

$$\varepsilon_{p2}(t) = L^{-1}[W_m(s)]\rho^*[\tilde{\theta}^T(t)\omega(t)] - \rho^*L^{-1}[W_m(s)][\tilde{\theta}^T(t)\omega(t)] \quad (5-1-28)$$

首先证明^[57]

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_p(t) = 0 \quad (5-1-29)$$

对于 $t \in [T_{m_0}, \infty]$ ，有 $p = m_0$ ，即有 m_0 个执行器发生故障。令 $W_m(s)$ 的脉冲响应函数为 $w_m(t)$ 。对于任意的 $t \in [T_i, T_{i+1}]$ ，式 (5-1-27) 可表示为：

$$\begin{aligned} \varepsilon_{p1}(t) &= \rho^*(\theta^{*T}(t) \int_0^t w_m(t-\tau)\omega(\tau)d\tau - \int_0^t w_m(t-\tau)\theta^{*T}(\tau)\omega(\tau)d\tau) \\ &= \rho^*(\theta^{*T}(t) \int_0^{T_i} w_m(t-\tau)\omega(\tau)d\tau - \int_0^{T_i} w_m(t-\tau)\theta^{*T}(\tau)\omega(\tau)d\tau) \end{aligned} \quad (5-1-30)$$

又因为对于任意的 $t \in [T_i, T_{i+1}]$ ， $\theta^*(t)$ 是常数，所以有：

$$\rho^*(\theta^{*T}(t) \int_{T_i}^t w_m(t-\tau)\omega(\tau)d\tau - \int_{T_i}^t w_m(t-\tau)\theta^{*T}(\tau)\omega(\tau)d\tau) = 0 \quad (5-1-31)$$

所以对于 $t \in [T_{m_0}, \infty]$ ，有下式：

$$\varepsilon_{p1}(t) = \rho^* \int_0^{T_{m_0}} w_m(t-\tau)(\theta_{m_0}^* - \theta^{*T}(\tau)^T)\omega(\tau)d\tau \quad (5-1-32)$$

因为参考模型系统的 $W_m(s)$ 稳定，所以有 $|w_m(t-\tau)| \leq \beta e^{-\alpha(t-\tau)}$ ， $\alpha > 0, \beta > 0$ ，所以有：

$$|\varepsilon_{p1}(t)| \leq \beta |\rho^*| e^{-\alpha t} \int_0^{T_{m_0}} e^{\alpha \tau} |(\theta_{m_0}^* - \theta^{*T}(\tau)^T)\omega(\tau)| d\tau \quad (5-1-33)$$

由于对于 $t > T_{m_0}$ ， $\theta^*(t) = \theta_{m_0}^*$ 是常数， $\theta^*(t)$ 在 $(0, T_{m_0})$ 内为分段常数， T_{m_0} 有限， $\omega(t)$ 在 $(0, T_{m_0})$ 内有界，存在一个常数 $a_1 > 0$ ，使得

$$\int_0^{T_{m_0}} e^{\alpha \tau} |(\theta_{m_0}^* - \theta^{*T}(\tau)^T)\omega(\tau)| d\tau \leq a_1 \quad (5-1-34)$$

因此

$$|\varepsilon_{p1}(t)| \leq a_1 \beta |\rho^*| e^{-\alpha t} \quad (5-1-35)$$

同理可证的，存在一个常数 $a_2 > 0$ ，使得

$$|\varepsilon_{p2}(t)| \leq a_2 \beta |\rho^*| e^{-\alpha t} \quad (5-1-36)$$

由式 (5-1-26)，(5-1-35) 和 (5-1-36) 可得：

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_p(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} (\varepsilon_{p1}(t) + \varepsilon_{p2}(t)) = 0$$

式 (5-1-24) 对时间求导，可得

$$\dot{V}(t) = -\frac{\varepsilon^2(t)}{1 + \zeta^T(t)\zeta(t) + \xi^2(t)} \leq 0, \quad t \in [T_i, T_{i+1}], \quad i = 0, 1, \dots, m_0 \quad (5-1-37)$$

结论：将应用自适应控制律（5-1-22）和（5-1-23），所设计的自适应控制器（5-1-15）应用于系统（5-1-1），可以保证闭环系统的输出有界，且当 $t \rightarrow \infty$ 时，
 $\lim_{t \rightarrow \infty} (y(t) - y_m(t)) = 0$

综上所述，可得自适应容错控制器的仿真结构如图 5-2 所示。图中 θ 的值会随着式（5-1-22）和式（5-1-23）所示的自适应调节律进行修正。

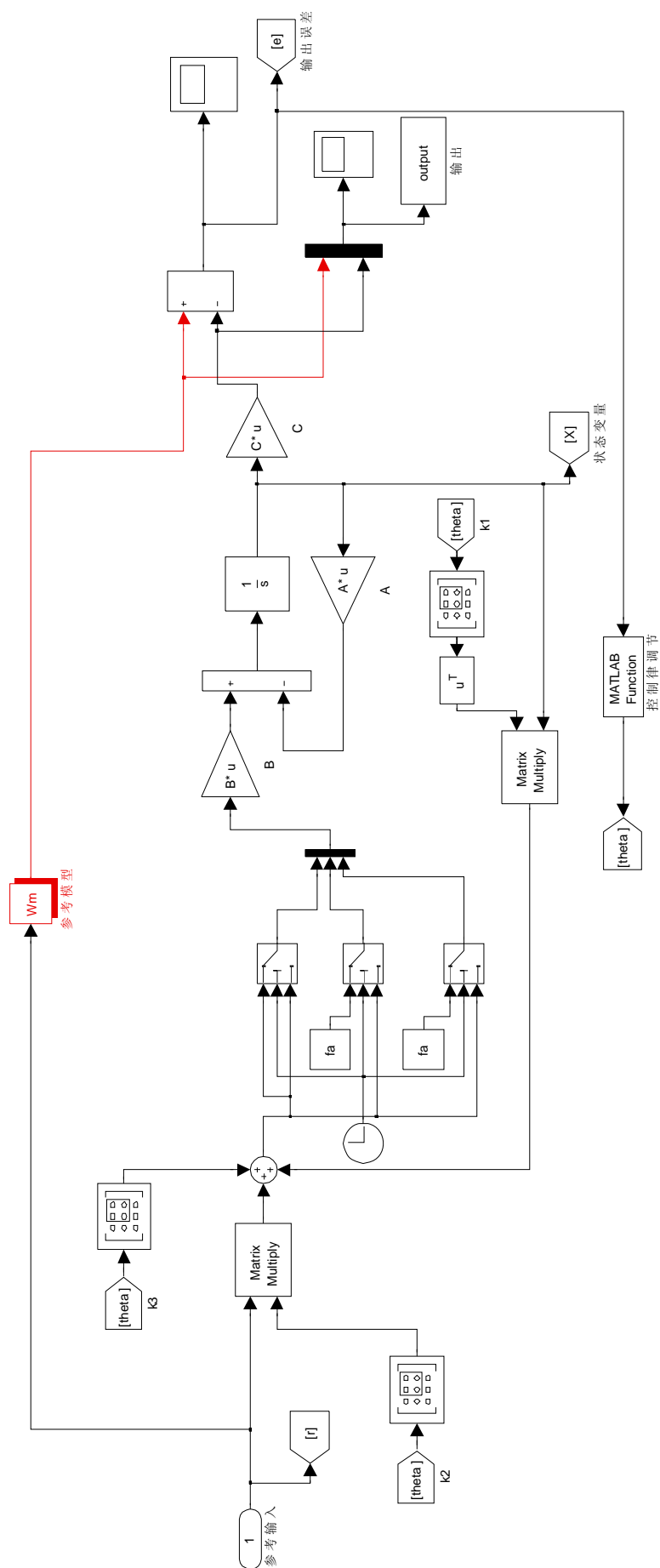


图 5-2 自适应容错控制仿真结构图

5.1.4 仿真算例

取发动机工作工况点 $H = 7\text{km}$, $Ma = 0.6$, $n_L = 98\%$ ，状态空间方程的各系数矩阵为：

$$A = \begin{bmatrix} -1.168196 & -0.234869 \\ 1.264242 & -1.289013 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0.400247 & 0.551517 \\ 0.389885 & 0.710393 \end{bmatrix}, \quad C = [1 \quad 0]$$

考虑参考模型为 $P_m = \frac{1}{s+3}$ ， $k_{11}^* = [-3 \quad 0]^T$ ， $k_{21}^* = 22.4$ ， $k_{31}^* = 8$ 。

给定系统的参考输入 $r(t) = 0.1$ ，初始条件为， $y_m(0) = 0$ ， $y(0) = 0$ ， $\rho(0) = 0$ ， $\theta(0) = 0.8\theta^*$ （ $\theta^* = [k_{11}^{*T} \quad k_{21}^* \quad k_{31}^*]$ 为系统无故障时的参数值）， $\Gamma = 20I$ ， $\gamma = 2$ 。

考虑如下故障形式：

(I) 跳变故障

(i) 给定系统的参考输入 $r(t) = 0.01$

(1) $t=100\text{s}$ 时，模拟主供油计量活门跳变故障： $u_1(t) = 0.3$ ， $t \geq 100\text{s}$ 。

仿真曲线如图 5-3 所示，从上到下依次为发生故障后系统的稳态输出和参考模型输出曲线、跟踪误差曲线、系统的输入信号。

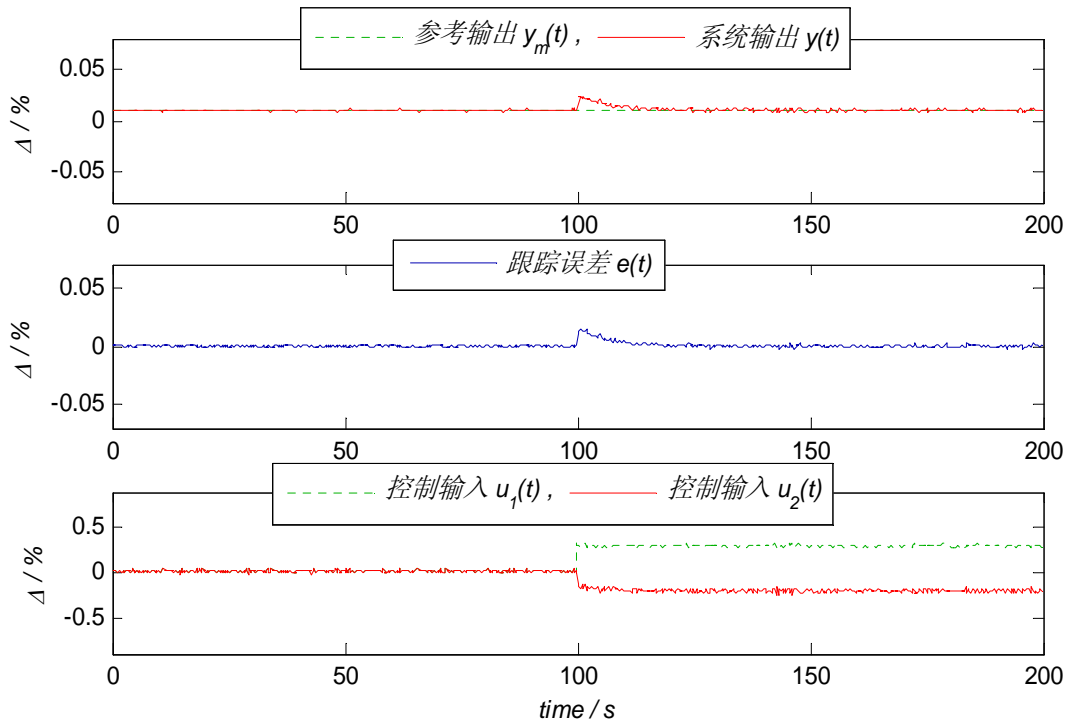


图 5-3 供油计量活门跳变故障仿真

图 5-3 中，在 $t=[0,100]\text{s}$ 的过程中，系统正常工作；当 $t=100\text{s}$ 时，主供油计

量活门跳变故障: $u_1(t) = 0.3$, 跟踪误差不再为零; 为了使系统的输出能够再次跟踪模型输出, 通过自适应控制律调节控制器参数, 使得尾喷口面积变小, 即图中的 $u_2(t)$ 值变小, 以保证系统输出跟踪模型输出。

(2) $t=100s$ 时, 模拟喷口作动筒跳变故障: $u_2(t) = 0.5$, $t \geq 100s$, 如图 5-4 所示为仿真曲线。

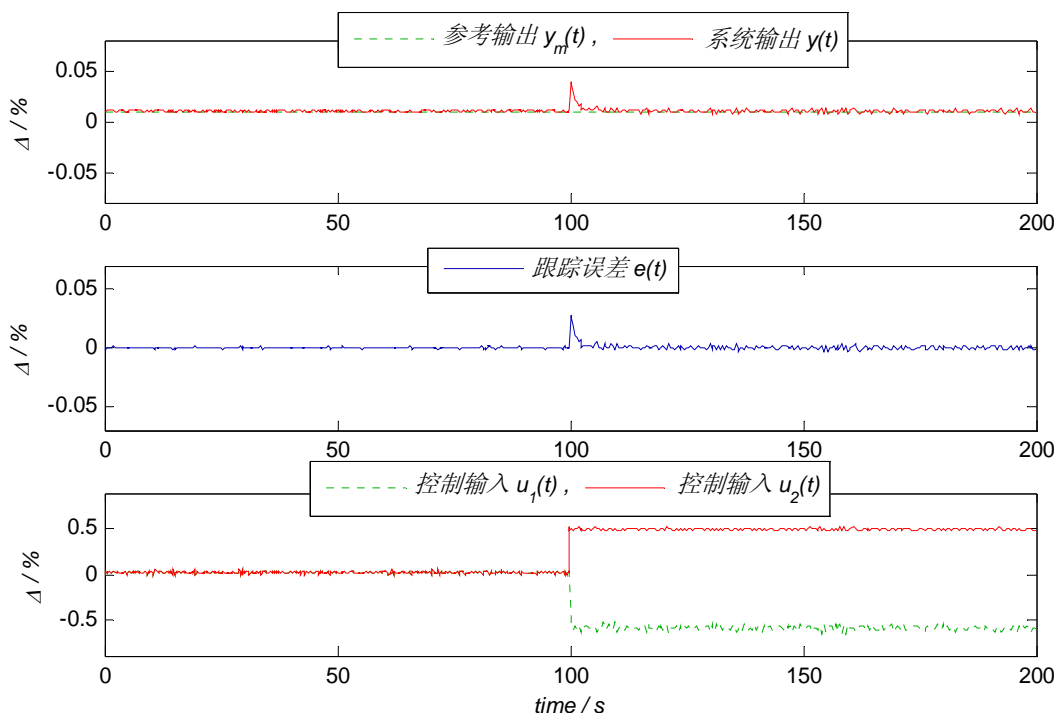


图 5-4 喷口作动筒发生跳变故障仿真

图 5-4 中, 从上到下图示说明同图 5-3。在 $t=[0,100]s$ 的过程中, 系统正常工作; 当 $t=100s$ 时, 尾喷口作动筒输出发生跳变故障: $u_2(t) = 0.5$, 尾喷口面积增大, 使得低压转子转速升高; 系统输出与模型输出之间的误差增大, 调节律自行调节控制器参数, 减小输入 $u_1(t)$ 的值, 即减小燃油供油量, 降低低压转子转速, 使得系统输出跟踪模型输出。

(ii) 给定系统的参考输入 $r(t) = 0.05 \sin(0.1t)$

(1) $t=100s$ 时, 模拟主供油计量活门跳变故障: $u_1(t) = 0.3$, $t \geq 100s$, 如图 5-5 所示为仿真曲线。

图 5-5 和 5-6 模拟参考输入信号为正弦信号时, 燃油供油计量活门和尾喷口作动筒分别发生跳变故障时的情况。图示说明与控制调节律都同图 5-3 和 5-4 所示情况类似。

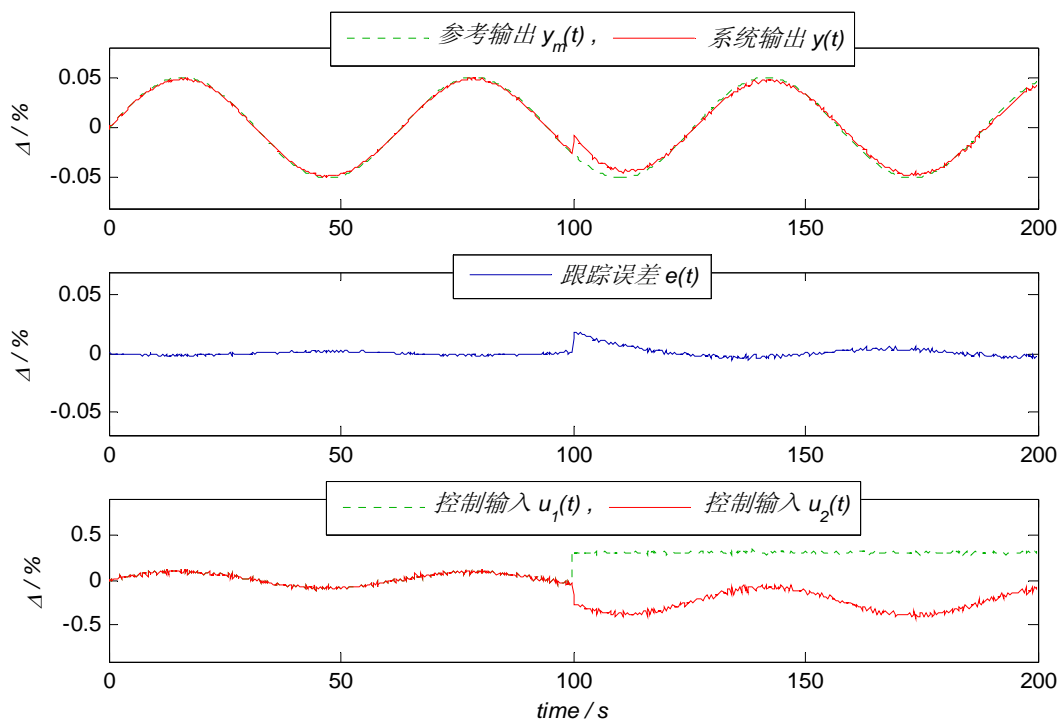


图 5-5 供油计量活门跳变故障仿真

(2) $t=100s$ 时, 模拟喷口作动筒跳变故障: $u_2(t) = 0.5, t \geq 100s$, 如图 5-6 所示为仿真曲线。

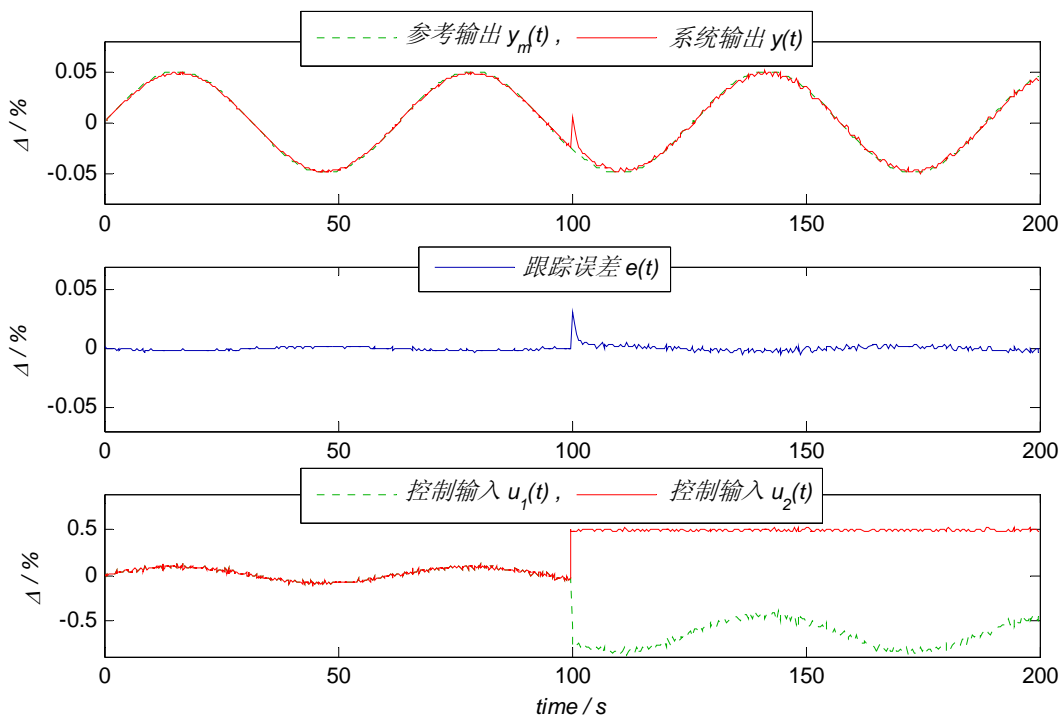


图 5-6 喷口作动筒跳变故障仿真

(II) 卡死故障

(i) 给定系统的参考输入 $r(t) = 0.01$

(1) $t=100s$ 时, 模拟主供油计量活门卡死故障: $u_1(t) = u_1(100), t \geq 100s$, 如图 5-7 所示为仿真曲线。

图 5-7 中, 在 $t=[0,100]s$ 的过程中, 系统正常工作; 当 $t=100s$ 时, 主供油计量活门输出发生卡死故障, 即计量活门位置保持在 $t=100s$ 时不变: $u_1(t) = u_1(100)$, 如图 5-7 第三条曲线中的虚线所示; 为了使系统的输出能够再次跟踪模型输出, 通过自适应控制律调节控制器参数, 调节尾喷口面积, 以保证系统输出跟踪模型输出。

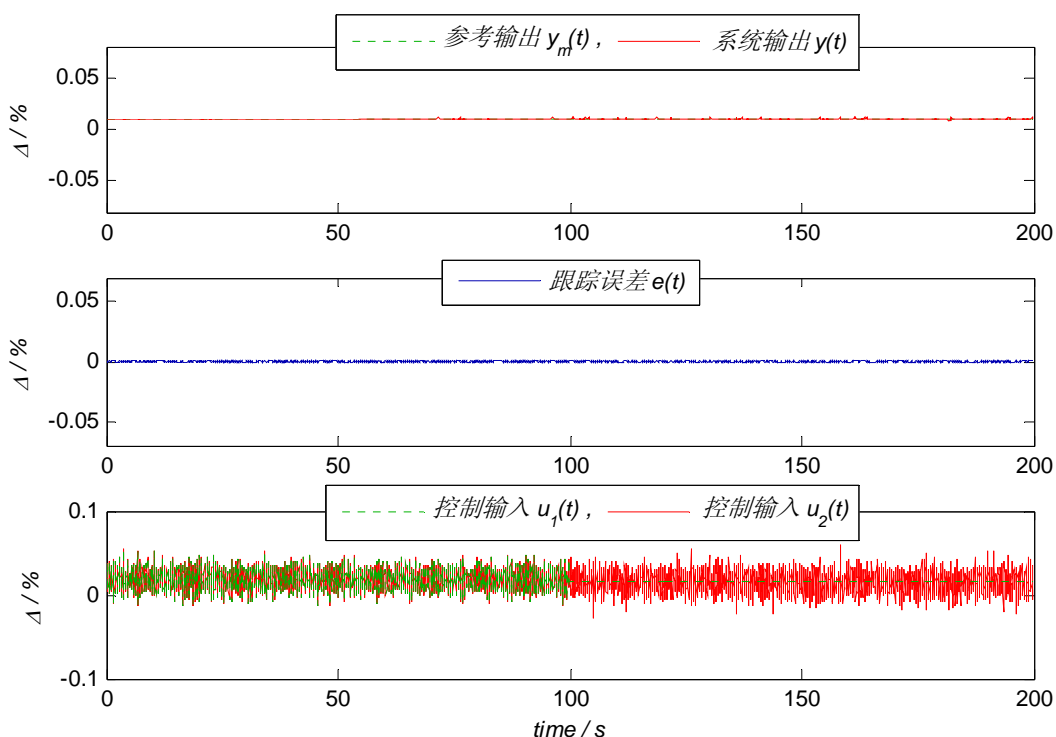


图 5-7 主供油计量活门卡死故障仿真

(3) $t=100s$ 时, 模拟喷口作动筒卡死故障: $u_2(t) = u_2(100), t \geq 100s$, 如图 5-8 所示为仿真曲线。

图 5-8 中, 在 $t=[0,100]s$ 的过程中, 系统正常工作; 当 $t=100s$ 时, 尾喷口作动筒输出发生卡死故障: $u_2(t) = u_2(100)$, 如图 5-8 第三条曲线中实直线所示; 为了使系统的输出能够再次跟踪模型输出, 通过自适应控制律调节控制器参数, 调节供油计量活门的开度大小, 以保证系统输出跟踪模型输出。

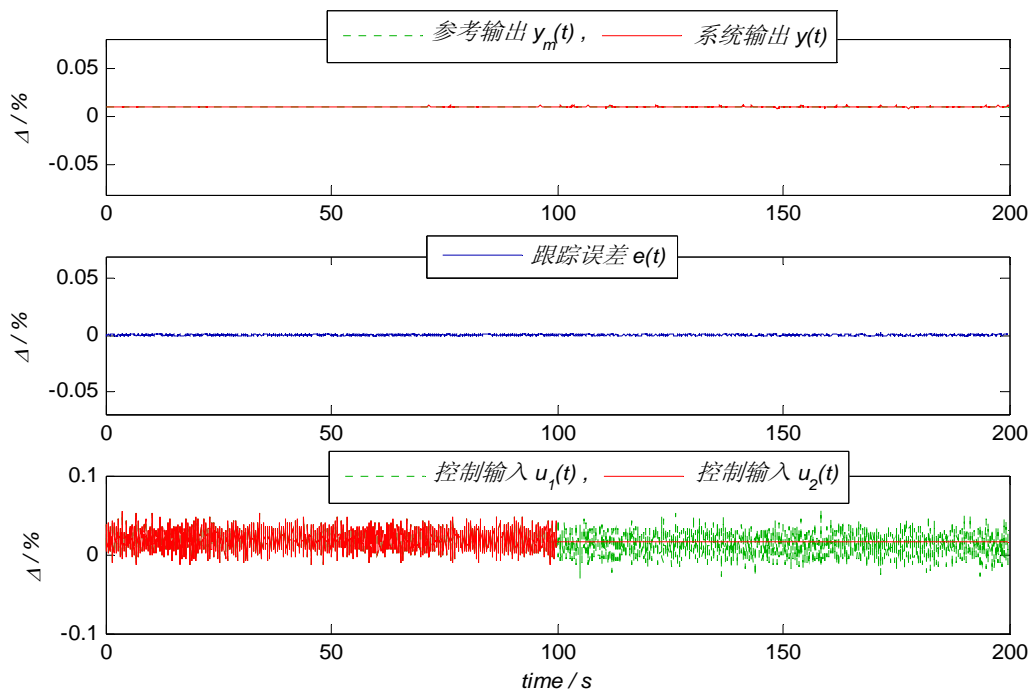


图 5-8 喷嘴作动筒卡死故障仿真

(ii) 给定系统的参考输入 $r(t) = 0.05 \sin(0.1t)$

(1) $t=100s$ 时, 模拟主供油计量活门卡死故障: $u_1(t) = u_1(100), t \geq 100s$, 如图 5-9 所示, 为仿真曲线。

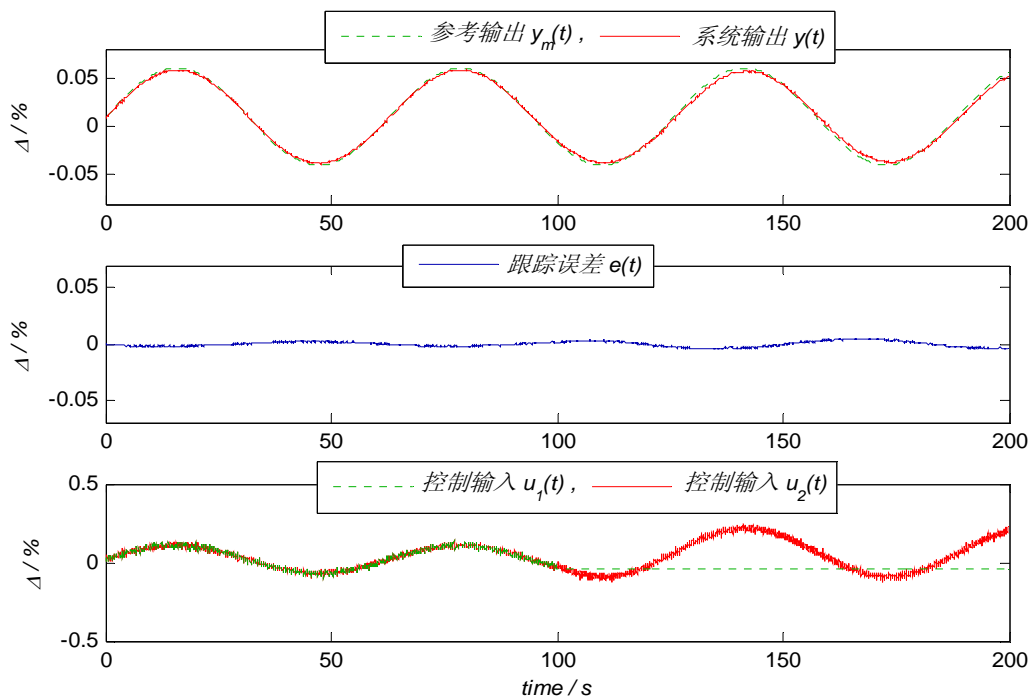


图 5-9 主供油计量活门卡死故障仿真

图 5-9 和 5-10 模拟参考输入信号为正弦信号时, 燃油供油计量活门和尾喷口作动筒分别发生卡死故障时的情况。图示说明与控制调节律都同图 5-7 和 5-8 所示情况类似。

(2) $t=100s$ 时, 模拟喷口作动筒卡死故障: $u_2(t) = u_2(100), t \geq 100s$, 如图 5-10 所示为仿真曲线。

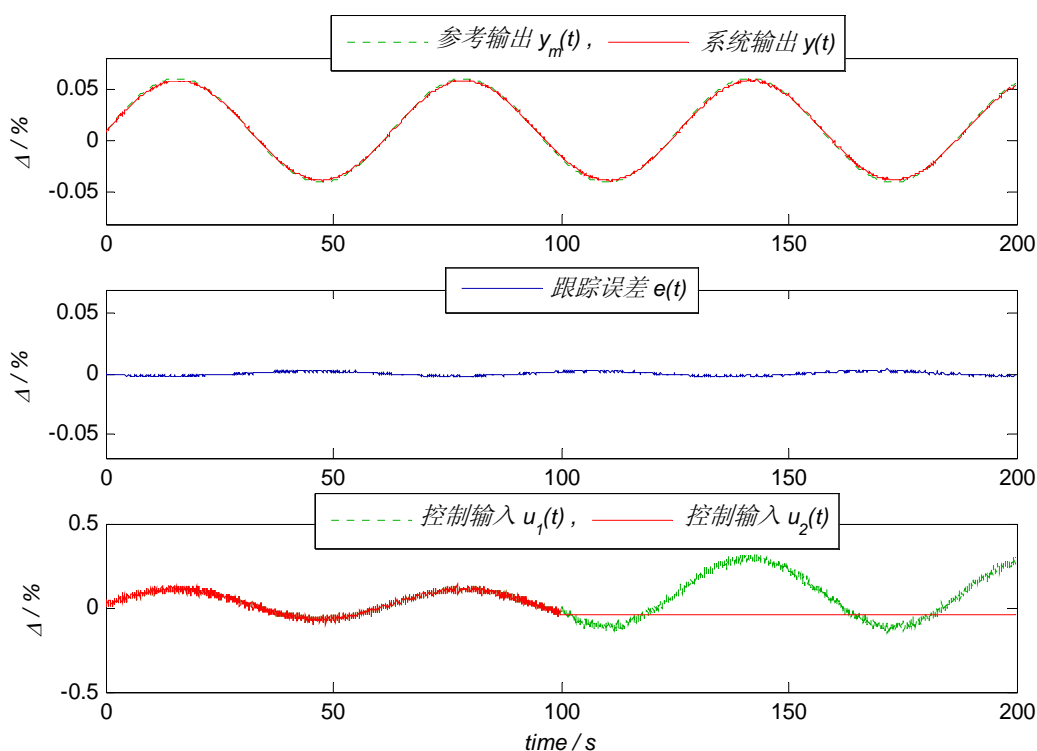


图 5-10 喷口作动筒卡死故障仿真

结论: 从仿真结果可以看出, 在燃油计量活门和尾喷管作动筒发生跳变故障和卡死故障时, 自适应控制器可以通过参数调节, 使得系统的输出能够很好地跟踪模型的输出。

5.2 本章小结

模型参考自适应控制器的设计核心问题可以总结为三点: (1) 参考模型的选择; (2) 优化目标的设定; (3) 自适应控制律的选取。本章针对系统中执行机构存在的跳变故障和卡死故障, 选取系统的标称模型为参考模型, 以输出误差最小化为优化目标, 基于李雅普诺夫稳定性原理, 寻找合适的自适应调节律, 设计了自适应容错控制器, 并在发动机某一工况点进行数值仿真, 验证了所设计控制器的有效性, 为实现主动容错控制提供了理论依据。

第六章 论文总结

6.1 总结

航空发动机控制系统是发挥发动机潜能的重要保证,航空发动机控制系统运行时,由于工作状态和环境条件的不断变化,实际的各种随机干扰因素以及元件、部件的老化等问题将使系统出现各种各样的故障,这些故障将影响到系统的性能,甚至影响到系统的工作。因此,可靠性设计是控制系统设计极为重要的部分。提高发动机控制系统可靠性,除了提高控制元件本身的可靠性外,关键就在于采用有效的故障诊断与容错控制技术。

本文针对某型涡扇发动机控制系统的故障诊断与容错控制问题做了深入的研究。主要工作总结如下:

(1) 建立了某型航空发动机线性数学模型及控制系统故障模型。首先以航空发动机非线性数学模型为基础,根据小偏离线性化理论,使用 Taloy 级数展开法,建立了发动机线性化状态空间模型,并且对模型进行了归一化处理,降低了病态矩阵对系统的影响程度。同时,建立了发动机控制系统的典型故障模型,包括系统故障、传感器故障以及执行机构故障,简化发动机控制系统的故障诊断与容错控制的研究工作。

(2) 设计了基于观测器的鲁棒故障诊断器。首先描述了故障诊断中的残差生成的一般形式,进而研究了干扰解耦的基本原理,针对建模中存在的模型不确定性问题,在假定干扰分布已知的前提下,基于观测器使用特征结构配置法,通过配置系统的左特征向量,设计了鲁棒残差生成器,实现残差对干扰解耦的目标。

(3) 针对系统中存在的参数摄动问题,以敏感度系数为衡量指标,通过特征结构配置,使得系统对于参数扰动具有低敏感度;又进一步使用最小二乘优化法,对于系统中存在的典型执行器故障,通过特征结构配置达到容错的目的。

(4) 设计了基于模型参考的自适应容错控制器。选择基于状态反馈的模型参考自适应控制律,针对航空发动机控制系统执行装置中经常出现的执行机构输出卡死或者跳变故障,设计自适应容错控制器。在执行机构发生类似故障的时候,通过模型匹配参数的选择,使得系统的输出渐进的跟踪参考模型的输出,从而实现容错控制的目标。

6.2 建议

本文虽然针对发动机控制系统中存在的典型故障的故障诊断与容错控制进行了研究,并获得了一些理论性的研究成果。但本文的研究成果还很有限,许多内容还需要进一步深入研究,主要包括以下几个方面:

(1) 本文的所有理论研究都是基于模型展开的,因此模型的准确性对于研究的结果有很大程度的影响,有必要对实际的发动机特性进行深入的研究,细化发动机模型及故障模型,为进一步的深入研究提供可靠的平台与依据。

(2) 本文所提出的干扰解耦的故障诊断方法是基于干扰分布已知的假设之上的,而实际情况是干扰的分布矩阵很难确切的获得,因此基于未知干扰分布的故障诊断方法还需进一步研究;同时实际系统中残差要跟干扰完全的解耦,并且只对故障敏感这样的理想状态几乎不太可能,因此有必要从阈值选择的角度进行研究,以提高故障诊断的鲁棒性。

(3) 本文设计的自适应容错控制器只针对了执行机构中常见的一类故障问题,还有对象故障、传感器故障所对应的容错方法都需要进一步研究,同时执行机构中也会存在一些本文没有设计的故障形式,因此还需要研究一种通用化的容错控制系统,以达到易于实现的目的。

(4) 由于航空发动机本身是非常复杂的热力机械系统,其非线性特征更为明显,因此只针对线性特征所设计的故障诊断与容错控制技术充其量仅适应于稳态控制过程,显然不能满足实际的需求,因此研究非线性控制问题就显得很有必要。

参考文献

- 【1】曲以广，中国长征火箭研制历史回顾与思考，中国航天，1998（3）：23-26
- 【2】胡昌华，许华龙，控制系统故障诊断与容错控制的分析和设计，国防工业出版社，2000
- 【3】林来兴，1990~2001 年航天器制导、导航与控制系统故障分析研究，国际太空，2005(5)：9-13
- 【4】周东华，叶银忠，现代故障诊断与容错控制，北京：清华大学出版社，2000
- 【5】闻新，张洪钺，周露，控制系统的故障诊断和容错控制，北京：机械工业出版社，1998
- 【6】Takahisa Kobayashi, Aircraft Engine Sensor/ Actuator/ Component Fault Diagnosis Using a Bank of Kalman Filters, National Aeronautics and Space Administration, NASA/CR-2003-212298, 2003。
- 【7】Klaus Kiezau, Model Based Control Concepts for Jet Engines, Proceedings of ASME TURBO EXPO, June 2001
- 【8】唐小静，容错控制理论及其应用研究，西安：西北工业大学博士学位论文，2000
- 【9】樊思齐主编，航空发动机控制，西安：西北工业大学出版社，2008
- 【10】方昌德，发动机状态监视和故障诊断系统的发展，国际航空，2005(6)：66-68
- 【11】王丽华，执行器部分故障下的自适应容错控制算法研究，吉林：吉林大学硕士学位论文，2006
- 【12】C.Commault, J.M.Dion,O.Sename, R.Motyeian. Observer Based Fault Detection for Structured Systems. IEEE Transaction on Automatic Control, 2002, 47(12):2073-2079
- 【13】D.Juricic, M.Zele. Robust Detection of Sensor Faults by Means of A Statistical Test.Automatca. 2002, 38:737-742
- 【14】陈毅，航空发动机控制系统传感器故障诊断研究，南京：南京航空航天大学硕士学位论文，2007
- 【15】曹松银，基于解析模型的故障检测和诊断，扬州：扬州大学硕士学位论文，2006
- 【16】姜云春，基于模型的控制系统鲁棒故障诊断技术研究，长沙：国防科技大

学博士学位论文, 2006

【17】Mogens Blanke, Michel Kinnaert, Jan Lunze, Marcel Staroswiecki. *Diagnosis and Fault-Tolerant Control* (2nd Edition) . Germany Springer, 2006

【18】唐小静, 任章, 徐德民, 基于奇异值分解的控制系统故障检测滤波器设计, 西北工业大学学报, 2001, 19(1): 52-55

【19】S.Chen, G.Tao, S.M.Joshi. Adaptive Actuator Failure Compensation Designs for Linear Systems. *International Journal of Control, Automation, and Systems*, 2004, 2(1):1-12

【20】G.Tao, S.M.Joshi, X.L.Ma. Adaptive State Feedback and Tracking Control of Systems with Actuator Failures, *IEEE Transaction on Automatic Control*, 2002, 46(1):78-95

【21】S.K. Ghoshal, A.K. Samantaray and S. Samanta, Model based fault diagnosis, fault tolerant control and reconfiguration of hydraulic and thermo-fluid processes using analytical redundancy, *International Journal of Automation and Control*, 2009, 3(4):363-384

【22】Persis and Isidori 2001. C.D. Persis and A. Isidori, A geometric approach to nonlinear fault detection and isolation. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2001, 46(6): 853-865.

【23】叶银忠, 潘日芳, 蒋慰孙, 动态系统的故障检测与诊断方法, 信息与控制, 1985, 14(6): 27-34

【24】周东华, 孙优贤, 控制系统的故障检测与诊断技术, 北京: 清华大学出版社, 1994

【25】钟麦英, 汤兵勇, Steven X.Ding, 基于状态观测器的鲁棒故障诊断滤波器设计 LMI 方法, *自动化学报*, 2002, 28(6): 1001-1005

【26】胡寿松, 徐德友, 刘亚, 动态系统故障诊断方法的评估, 华北电力大学学报, 2003, 30(6): 20-24

【27】张萍, 王桂增, 周东华, 动态系统的故障诊断方法, *控制理论与应用*, 2000, 17(2): 153-158

【28】Garcia E A, Frank P M. On the relationship between observer and parameter identification based approaches to fault detection. *Proc.of IFAC World Congress*, San Francisco, USA, 1996:25-29

【29】R.J.Patton. Robustness Issues in Fault Tolerant Control. *Proceedings of International Conference on Fault Diagnosis*, Toulouse, France, 1993:1081-1117

- 【30】Q.Zhao, C.Cheng. Robust State Feedback for Actuator Failure Accommodation. Proceedings of the American Control Conference, Denver, 2003:4224-4230
- 【31】叶银忠, 潘日芳, 蒋慰孙, 控制系统的容错技术的回顾与展望, 第二届过程控制科学论文报告会论文集, 1998: 49-61
- 【32】周东华, X.Ding, 容错控制理论及其应用, 自动化学报, 2000, 26(6): 788-797
- 【33】葛建华, 孙优贤, 周春辉, 故障系统容错能力判别的研究, 信息与控制, 1989, 18(4): 8-11
- 【34】G.Tao, S.H.Chen, S.M.Joshi. An Adaptive Control Scheme for Systems with Actuator Failures. Automatica, 2002(38):1027-1034
- 【35】Brinker and Wise, 2001 J.S. Brinker and K.A. Wise, Flight testing of reconfigurable control law on the X-36 tailless aircraft, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24 (5) : 903-909
- 【36】J.Jiang. Design of Reconfigurable Control Systems Using Eigenstructure Assignments. International Journal of Control, 1994, 59(2):394-410
- 【37】Hajiyev and Caliskan, 2001 C. Hajiyev and F. Caliskan, Integrated sensor/actuator FDI and reconfigurable control for fault-tolerant flight control system design, The Aeronautical Journal (2001): 525-533
- 【38】樊思齐等, 航空推进系统控制, 西安: 西北工业大学出版社, 1996
- 【39】廉筱纯, 吴虎, 航空发动机原理, 西安: 西北工业大学出版社, 2005
- 【40】王仲生. 智能故障诊断与容错控制, 西安: 西北工业大学出版社, 2005
- 【41】黄琳, 稳定性与鲁棒性的理论基础[M], 北京: 科学出版社, 2003
- 【42】郑大钟, 线性系统理论 (第二版), 北京: 清华大学出版社, 2002
- 【43】史忠科, 吴方向, 王蓓等, 鲁棒控制理论, 北京: 国防工业出版社, 2003
- 【44】姜云春, 邱静, 刘冠军等, 故障检测中的一种鲁棒自适应阈值方法, 宇航学报, 2006, 27(1): 36-40
- 【45】丁凯峰, 王红, 航空发动机控制律容错重组设计[J], 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(3): 55~58
- 【46】王德军, 故障诊断与容错控制方法研究. 长春: 吉林大学博士学位论文, 2004
- 【47】缙林峰, 航空发动机控制系统传感器与执行机构故障检测, 西安: 西北工业大学硕士学位论文, 2000
- 【48】肖翔, 涡扇发动机传感器故障诊断与容错控制研究, 西安: 西北工业大学

硕士学位论文, 2004

【49】方前, 航空发动机系统建模与故障诊断研究, 西安: 西北工业大学硕士学位论文, 2005

【50】王鑫, 航空发动机数学模型和控制规律研究, 西安: 西北工业大学硕士学位论文, 2007

【51】Tao et al., 2002 G. Tao, S. Chen and S.M. Joshi, An adaptive actuator failure compensation controller using output feedback, IEEE Transactions on Automatic Control, 2002, 47 (3): 506–511

【52】Cheng Lechang, Kwok K Ezra, Huang Biao, Li Ping. Improved threshold for the local approach in detecting faults. Industrial and Engineering Chemistry Research, 2003, 42(9): 1870-1878

【53】钟麦英, 李明, 张太, 故障诊断系统的 H2 优化设计, 控制工程, 2004, 11(S1) 182-184

【54】吴建军, 动态系统基于模型的鲁棒故障诊断, 国防工业出版社, 2009

【55】G. P. Liu, R.J. Patton. Eigenstructure Assignment for Control System Design. By John Wiley & Sons Ltd. , 1998

【56】Gang Tao, Shuhao Chen, Xidong Tang, Suresh M. Joshi. Adaptive control of Systems with Actuator Failures. Springer. 2004

【57】Casavola Alessandro, Famularo Domenico, Franze Giuseppe. A robust deconvolution scheme for fault detection and isolation of uncertain linear systems: An LMI approach. Automatica, v 41, n 8, August, 2005, 41(8): 1463-1472

【58】Nazih M, Michel V. An approach to optimally robust fault detection and diagnosis. Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on Control Applications, Mexico city, Mexico, Sep 2001: 94-100

【59】王敏, 动态系统执行器故障的主动容错研究, 北京: 清华大学博士学位论文, 2007

【60】Jiang J. Fault-tolerant control systems-an introductory overview. Acta Automatica Sinica, 2005, 31 (1) :161-174

【61】Prashant Mhaskar, Adwinata Gani, Nael H. El-Farra, Charles McFall, Panagiotis D. Christofides, and James F. Davis. Integrated Fault-Detection and Fault-Tolerant Control of Process Systems. Published online March 22, 2006 in Wiley InterScience

【62】Wang H, Huang Z J, Daley S. On the use of adaptive updating rules for actuator

and sensor fault diagnosis. *Automatica*, 1997, 33 (2): 217-225

【63】 Yang H, Jiang B, Cocquempot V, et al. Adaptive fault tolerant strategy for a class of hybrid system. *Proc. of IFAC Safeprocess 06*, Beijing China, 2006: 1021-1026

【64】 姜斌, 冒泽慧, 杨浩, 张友民, 控制系统的故障诊断与故障调节, 北京: 国防工业出版社, 2009, 3

【65】 A.Niederlinski. A Heuristic Approach to the Design of Interacting Multivariable Systems. *Automatica*, 1971(7):691-701

【66】 D.D.Saljak. Reliable Control using Multiple Control Systems. *International Journal of Control*, 1980(31):303-329

【67】 J.S.Eterno, D.P.Looze, J.L.Weiss & Willsky A.S, Design Issues for Fault-Tolerant Restructurable Aircraft Control. *Proceedings of 24th Conference on Decision & Control*, Fort Lauderdale, 1985:900-905

【68】 N.E.Wu. Reliability of Fault Tolerant Control Systems: Part I. *Proceedings of 40th Conference on Decision & Control*. Orlando, USA, 2001:1460-1465

【69】 N.E.Wu. Reliability of Fault Tolerant Control Systems: Part II. *Proceedings of 40th Conference on Decision & Control*. Orlando, USA, 2001:1466-1471

【70】 M.Staroswiecki, A.L.Gehin. From Control to Supervision. *Annual Reviews in Control*, 2001(25):1-11

【71】 A QFT Fault-Tolerant Control for Electrohydraulic Positioning Systems. *IEEE Transaction on Control System Technology*, 2002, 10(4):626-632

【72】 张翰英, 必须加速发展实用性的容错系统, *控制工程*, 1986, 2

【73】 郑应平, 控制科学面临的挑战: 专家意见综述, *控制理论与应用*, 1987, 4(3): 1-9

【74】 J. Kautsky, N.K.Nichols, P.V.Dooren. Robust Pole Assignment in Linear State Feedback. *International Journal of Control*, 1985, 41 (5) :1129-1155

硕士期间发表论文及科研情况

一、参与科研情况

- (1) 滑油泵及滑油系统试验台研制 中航工业 624 所
- (2) TS-XX 调速器试验器研制. 中航工业 550 厂

二、发表论文

尹飞佳, 樊丁, 缙林峰, 彭凯, 航空发动机滑油泵试验台测控系统系统设计与实现, 计算机测量与控制, 2011, 06

致谢

本论文是在导师樊丁教授和老师缙林峰副教授的悉心指导下完成的。值此论文完成之际，我首先向两位老师致以最衷心的感谢！

时光荏苒，转眼间，研究生三年的学习生活已然接近尾声，回想过去的三年，无论是学习、科研还是生活等各方面，本人都得到了樊丁教授的巨大关怀与指导。樊老师严谨的科研与教学态度、开阔的思维以及博学多识的知识储备让我受益匪浅，而生活中樊老师平易近人的态度又让人倍感亲切，这三年所学所感将会令我受益终身，再次向樊老师表示我诚挚的敬意。

在论文完成之际，还要感谢缙林峰副教授对于我论文的悉心指导与帮助。缙老师对于学术孜孜不倦追求的态度对我产生了深远的影响，而缙老师渊博的知识、幽默的言语、乐观的生活态度也令我备受鼓舞。至此之际，向缙老师表示深深的感谢。

感谢 709 教研室的各位老师几年来对我的培养和照顾！另外，也向教研室的彭凯博士以及其他师兄师弟们表示感谢。几年来，我们相互帮助、相互学习、取长补短、共同提高，度过了一段难忘的美好时光。

我要特别感谢我的家人，感谢一直以来你们对我的支持，无论是分享喜悦、还是分担痛苦，都毫无怨言，感谢你们给了我永恒不变的关怀与爱，让我有了勇往直前的勇气与动力。

愿我的家人们身体健康、生活愉快！

最后，再一次衷心感谢所有关心、支持、爱护和帮助过我的人们！

西北工业大学

学位论文知识产权声明书

本人完全了解学校有关保护知识产权的规定，即：研究生在校攻读学位期间论文工作的知识产权单位属于西北工业大学。学校有权保留并向国家有关部门或机构送交论文的复印件和电子版。本人允许论文被查阅和借阅。学校可以将本学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存和汇编本学位论文。同时本人保证，毕业后结合学位论文研究课题再撰写的文章一律注明作者单位为西北工业大学。

保密论文待解密后适用本声明。

学位论文作者签名：_____

指导教师签名：_____

年 月 日

年 月 日

西北工业大学

学位论文原创性声明

秉承学校严谨的学风和优良的科学道德，本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在导师的指导下进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容和致谢的地方外，本论文不包含任何其他个人或集体已经公开发表或撰写过的研究成果，不包含本人或其他已申请学位或其他用途使用过的成果。对本文的研究做出重要贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式表明。

本人学位论文与资料若有不实，愿意承担一切相关的法律责任。

学位论文作者签名：_____

年 月 日