

TP13

026096252

飞机起落架系统 故障诊断仿真研究

马泓琰

控制理论与控制工程

史忠科

分类号: TP13

密 级:

学校代号: 10699

学 号: 026096252

西 北 工 业 大 学
硕 士 学 位 论 文
(学位研究生)

题目: 飞机起落架系统故障诊断仿真研究

作者: 马泓琰

指导教师: 史忠科 专业技术职务: 教授

学科(专业): 控制理论与控制工程

申请学位日期: 2005 年 3 月 8 日

Study on Fault Detection and Isolation in Aircraft Landing Gear System

By

Ma Hongyan

Supervised by

Prof. Shi Zhongke

College of Automation

Northwestern Polytechnical University

Xi'an, Shaanxi, P. R. China

March 2005

摘 要

飞机起落架系统是飞机的一个至关重要的组成部分，在飞机着陆及地面滑跑过程中起着举足轻重的作用。为了不断增强飞机系统的可靠性、安全性和有效性，保证飞机的正常飞行，对于飞机着陆过程中起落架系统可能发生的故障的检测就显得非常重要和必要。而目前对于飞机起落架系统的故障诊断主要采用人工判断的方法，这种方法效率低，实时性差，主观性强，已越来越不能满足系统发展和系统安全的需要。论文将基于模型的故障诊断方法应用到飞机起落架系统的故障诊断仿真研究中，试图通过这种新的研究方式来提高飞机起落架系统故障诊断的智能性和及时性。

在总结现有的故障诊断方法的基础上，根据研究对象的特点和试验条件的限制，通过比较各种故障检测方法的优缺点以及适用范围，指明了选择基于观测器的故障诊断方法的原因，并着重对基于观测器的故障诊断方法进行了描述。根据飞机着陆和滑跑过程中飞机起落架系统的作用，将其划分为缓冲系统和防滑刹车系统两部分，在分别建立这两部分的数学模型的基础上，采用一种鲁棒故障检测观测器方法，对某民用飞机起落架系统进行了故障诊断仿真研究，并对故障诊断结果进行了分析，表明这种方法的可用性。论文的最后部分在 MATLAB6.5 的 GUI 环境下开发了一种飞机起落架系统故障诊断仿真系统，可以根据用户设置的参数大小，自动判定起落架系统工作是否正常，实现对故障的检测，当有故障发生时，相应地给出故障发生的时刻、位置和原因，为维修人员提供维修参考。根据虚拟试验的特点，论文展望部分提出了将虚拟试验引入飞机起落架系统故障诊断中的设想。

关键词：飞机起落架 缓冲系统 防滑刹车系统 故障诊断 观测器
解析冗余 鲁棒性 虚拟试验

Abstract

Landing gear system is a complex system in the aircraft. It is one of the most essential parts during the landing process. So whether it works well at this time is very important to the pilots and the servicemen to know. But there is still rare study on the on-line fault detection and isolation in landing gear system. The paper is trying to find a good way to solve this problem.

Firstly, the methods on fault detection and isolation are summarized, the problems puzzled the researchers are also provided. Limited to the feature of the landing gear and condition of the study, the observed-based method is the main method to statement.

Then, The landing gear system is divided into two subsystems. They are shock absorber system and anti-skid braking system. Based on the mathematical model of the two subsystems, a robust fault detection observer is used to detect the fault in components, actuators and sensors respectively.

At last, a fault detection and isolation simulation system is constructed through the use of GUI in MATLAB6.5. Users can use this simulation system to change the value of the parameters to see if the system can detect the fault. When the fault is detected, it can also give the information of the fault, such as the location and the reason to help the servicemen to quickly find and eliminate it. Virtual Test will be a promising research field in the future, so the plan of applying Virtual Test into the fault detection and isolation in the landing gear system is proposed in the prospect part.

Keywords: Landing gear system; Shock absorber system; Anti-skid braking system; Fault Detection and Isolation; Robust Observer; Analytical redundancy; Robustness; Virtual test

目 录

摘 要.....	I
ABSTRACT.....	II
目 录.....	III
第一章 绪 论	1
§1.1 选题背景和意义	1
§1.2 国内外研究现状	2
§1.2.1 国外研究现状	2
§1.2.2 国内研究现状	4
§1.3 目前研究中存在的主要问题	5
§1.4 论文工作和章节安排	6
§1.4.1 论文的主要思想和研究方法	6
§1.4.2 论文的章节安排	7
第二章 故障诊断理论和方法	9
§2.1 故障诊断基本概念	9
§2.1.1 故障诊断任务	9
§2.1.2 故障类型	10
§2.2 故障诊断方法	11
§2.2.1 基于模型的故障诊断方法	12
§2.2.2 基于信号处理的故障诊断方法	14
§2.2.3 基于知识的故障诊断方法	16
§2.3 论文选择基于观测器方法的原因	18
§2.4 基于观测器的故障诊断原理	20
§2.4.1 全维故障检测观测器	20
§2.4.2 鲁棒故障检测观测器	23
§2.5 小结	26
第三章 飞机起落架系统数学模型	27
§3.1 飞机起落架系统组成	27
§3.2 缓冲系统数学模型	29
§3.2.1 缓冲系统概述	29
§3.2.2 缓冲系统数学模型假设条件	29
§3.2.3 缓冲系统数学模型	30
§3.2.4 简化的数学模型	36
§3.3 防滑刹车系统数学模型	37
§3.3.1 防滑刹车系统概述	37
§3.3.2 防滑刹车系统数学模型假设条件	40
§3.3.3 飞机动力学模型	41
§3.3.4 机轮动力学模型	43

§3.3.5 电液伺服阀模型	44
§3.3.6 刹车压力—力矩模型	44
§3.3.7 轮胎和跑道间结合系数模型	44
§3.3.8 防滑刹车系统数学模型	46
§3.4 本章小结	46
第四章 飞机起落架系统故障诊断	48
§4.1 系统故障的可检测性	48
§4.2 飞机起落架系统的主要故障与噪声	49
§4.2.1 刹车系统的故障分析与故障设置	49
§4.2.2 缓冲系统的故障分析与故障设置	50
§4.2.3 论文仿真所考虑的模型误差及噪声	51
§4.3 全维故障检测观测器设计	52
§4.4 鲁棒故障检测观测器设计	53
§4.4.1 防滑刹车系统故障诊断	57
§4.4.2 缓冲系统故障诊断	61
§4.5 仿真结果分析	64
§4.6 本章小结	65
第五章 飞机起落架系统故障诊断软件实现	67
§5.1 系统设想	67
§5.2 软件实现	69
§5.3 问题分析	72
§5.4 本章小结	72
第六章 总结与展望	73
§6.1 论文工作总结	73
§6.2 论文研究展望	74
致 谢.....	76
参考文献	77
作者在攻读硕士学位期间发表论文	81

第一章 绪 论

§ 1.1 选题背景和意义

对民航业而言，航班安全正点是其追求的首要目标，这不仅会影响到企业形象及经济效益，也是保障旅客与机组人员人身安全及公私财产不受损害的重要前提。虽然影响航班安全正点的因素很多，诸如飞行员操作能力、维修质量、机场设施、交通管理、天气、油料、旅客、飞机系统故障等等，但飞机系统故障是其中最主要的影响因素。作为飞机系统一部分的飞机起落架系统，就像飞机的“脚”一样，是民用飞机不可或缺的部分，它的正常工作与否对飞机的安全不容忽视。对民用飞机而言，起落架系统故障主要会导致航班延误、取消等影响正点率、飞机着陆冲出跑道和飞机中断起飞等事件，更严重的可能会危及飞行安全。因此如何提高飞机起落架系统的可靠性、安全性和有效性，对飞机起落架系统进行故障诊断研究就具有非常重要的现实意义。

现代运输机空地循环周期缩短，在寿命期内地面运动距离增长，起落架结构受动载影响，系统工作处于复杂环境，因此使用故障较多。国内外因为飞机起落架系统故障而发生意外的情况屡见不鲜。2004 年 11 月 22 日，由中国民用航空延吉站起飞经青岛飞往上海的 FM9198 航班，由于起飞后起落架出现故障，经过 100 分钟空中盘旋后，飞机才安全着陆，机上乘客有惊无险，但由此造成了其它航班取消及乘客滞留；2004 年 3 月 11 日，国航 CA953 航班的波音 B767-300/B2560 飞机从北京飞往大连，在大连进近中放起落架时，起落架舱门因有物体掉落导致损坏，起落架右舱门被砸裂，减震支柱与机轮轮轴的连接栓只剩下一半，所幸航班最后安全落地，但此一场空中惊魂，也够让人后怕。倘若飞机起落架系统的执行机构或者控制机构发生故障，后果将更是不堪设想。从中国民航四川省航空公司 1996~1999 年维护信息统计，起落架系统故障约占飞机总故障的 7.3%，其中 2%左右的故障引起重要事件^[1]。

虽然维修人员很早就开始关注飞机起落架系统的安全问题，但现有的对实际飞机起落架系统的故障检测主要还是在地面进行。当飞机停飞之后，机务人员在停机坪上依靠各种仪表、工具进行起落架系统的性能检测，或者在飞机飞行过程中利用飞机上的观测窗、信号灯以及地面塔台来进行故障观测，这种人

工诊断的效果与检修的设备、器材等条件有关，更直接与维修人员的业务水平和实际经验紧密相连，对一些系统内部故障并不能做出判断，而且这种方法常常会造成系统故障的误判断，使一些没有出现故障的部件被更换掉，浪费了大量的资源和时间，增大了成本。为了减小成本，可以考虑采用基于模型的故障诊断技术，利用系统的内部深层次知识，在线检测起落架系统的运行情况，在故障发生伊始就能给出故障报警，提高故障的诊断能力，便于机组人员采取措施来预防故障的恶化。

再者，对于飞机机电系统的研究在继飞控系统、航电系统之后已经越来越受到研究人员的重视，其中机电系统公共设备智能管理系统就是国防科工委“九五”规划的重点预言课题。飞机起落架系统作为整个飞机机电系统的一个重要组成部分，为了实现对飞机机电系统公共设备的综合管理，对飞机起落架系统的建模和故障诊断研究也是相当有意义的。

§ 1.2 国内外研究现状

随着人们生活水平的提高，飞机作为一种重要的交通工具，在人们的日常生活和工作中扮演着越来越重要的角色，对飞机系统的故障诊断研究已经越来越受到人们的重视。飞机系统的故障诊断方法主要有：特性跟踪法、数学模型分析法、专家系统方法和神经网络分析法四种^[2]，这些方法已经比较广泛地应用于飞机的飞行控制系统和发动机系统^[3-9]。但对于其它系统的应用研究还不广泛。

长期以来，起落架系统的故障诊断基本上是靠人工完成，维修人员根据故障信息和各种外观征兆，通过查阅排故手册，按相应的故障隔离程序，用替换法逐步隔离出故障件，若遇到的故障在排故手册中无相应的索引或程序，就只能凭维修人员的实践经验和智慧来进行^[10]。这种方法的人为因素大，对人的依赖性强，随着计算机技术的不断发展，人们开始研究分析起落架系统的动态性能，并开始考虑其它智能化故障诊断方法。

§ 1.2.1 国外研究现状

以解析冗余为主导的故障检测与诊断技术是从二十世纪七十年代初首先在美国发展起来的。1971 年，美国麻省理工大学 Beard 在他的博士论文中首先提

出了用解析冗余代替硬件冗余, 并通过系统自组织, 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新思想, 标志着基于解析冗余的故障诊断技术的诞生。1976 年, Willsky 在 Automatica 上发表了第一篇故障检测与诊断方面的综述性文章^[11]。Himmelblau 在 1978 年出版了国际上第一本故障检测与诊断方面的学术专著^[12]。

故障诊断技术自 70 年代产生以来, 越来越受到人们的重视, 已成为国际自控界的热点研究方向之一。自 1991 年起 IFAC 每三年就定期召开一次故障诊断方面的国际专题学术会议, 并于 1993 年成立了 IFAC 技术过程的故障诊断与安全性技术委员会^[13]。

国外对于故障诊断的研究情况主要集中于工业系统和航空航天业, 目前以研究广义系统和非线性系统的故障诊断为主, 采用的方法非常多样, 具体有滑模观测器方法, 神经网络方法, 专家系统方法, 小波变换方法, 未知输入观测器方法等, 并将几种方法结合起来使用。

对于线性系统的故障诊断方法已经比较成熟, 已经有一套比较完整的诊断方法, 并已经有一些实际的应用系统。国外的一些著名的应用实例有: 美国和德国在核反应堆上进行了有益的尝试, 取得了成功的试验结果; 美国在某大型宾馆建立了故障诊断系统, 已取得了节能 30% 的高效益; 美国和德国已经将故障诊断技术应用于汽车发动机的在线故障诊断, 有望在通用汽车公司得到大规模应用; 美国空军已在实验战斗机上采用了故障诊断技术^[14]。表 1-1 列出了国外在上世纪 90 年代的一些典型应用实例。

表 1-1 国外上世纪 90 年代故障诊断的一些典型应用

序号	采用方法	应用对象	论文作者及发表时间
1	非线性自适应观测器	汽车发动机	Frank P M, 1991
2	未知输入观测器	高压预热器	Clemens D, 1991
3	观测器方法	机器人	Frank P M, 1993
4	观测器方法	三容水箱	Ding S X, 1999
5	双线性故障检测观测器	水力实验装置	Yu D, 1996
6	参数估计	水力实验装置	Yu D, 1997
7	等价空间	汽车发动机	Gertler J, 1994
8	参数估计	机床	Isermann R, 1993
9	模糊模型	空调实验装置冷却线圈	Maruyama N, 1996
10	未知输入观测器	高压起重机	Seliger R, 1993
11	参数估计	水轮机	Wang H, 1993

对飞机起落架系统性能分析可以追溯到上世纪五十年代。文献[15]提出了一种起落架解析模型，并利用试验数据验证了模型的有效性。但更多的对飞机起落架系统的研究则集中于飞机起落架前轮摆振研究和防滑刹车系统控制律研究方面^[81-83]，对于起落架的数学模型的研究 NASA 曾在上世纪 70 年代开展的比较多，但这方面的资料公开的较少。

§ 1.2.2 国内研究现状

我国的动态系统故障检测与诊断技术的研究比国外晚十年左右。上世纪 80 年代初期，国内学者开始着手控制系统故障诊断技术的研究工作。

叶银忠等人于 1986 年在《信息与控制》上发表了国内第一篇故障检测与诊断技术的综述性文章^[16]。1994 年周东华等在清华大学出版社出版了国内第一本动态系统故障检测与诊断技术的学术专著^[17]。中国自动化学会于 1997 年批准成立了中国自动化学会技术过程的故障诊断与安全性专业委员会，以协调国内该学科的发展^[18]。

我国在半流程工业的生化过程和联碱化工领域已有了许多实际的应用成果；在流程工业的精馏塔，化学反应器等对象上，故障诊断技术也已得到了应用^[14]。国内在上世纪 90 年代关于故障诊断技术的一些典型应用实例如表 1-2 所示^{[19][20]}。

表 1-2 国内上世纪 90 年代故障诊断的一些典型应用

序号	采用方法	应用对象	刊物
1	神经网络	二元精馏塔顶和塔低组合	控制与决策 1994.9(4)
2	专家系统	PET 聚合工程	控制与决策 1993.8(1)
3	神经网络	锅炉给水装置	控制理论与应用 1991.8(3)
4	矢量投影	转子模拟试验台	控制理论与应用 1991.8(3)
5	神经网络	PMS 物料搬运机器人	控制理论与应用 1994.11(4)
6	专家系统	直流提升机	信息与控制 1994.23(1)
7	专家系统	化工过程常减压和焦化生产	信息与控制 1994.23(2)
8	观测器	飞行系统	自动化学报 1991.17(3)
9	卡尔曼滤波	长输运输管道	自动化学报 1990.16(4)
10	参数估计	三相感应电机	自动化学报 1995.2(3)
12	未知观测器	造纸机	控制理论与应用 1996.13(3)
13	小波变换	导弹运输车	自动化学报, 1998(3)
14	模糊神经网络	液压系统	北航学报, 1997(4)

目前，对于飞机起落架系统的智能故障诊断国内已经有所开展。赵廷弟曾

在他的硕士论文中采用基于专家系统的方法^[21]，以运七起落架为实例研究开发了一种通用的故障诊断专家系统，能够根据故障模式、现象等迅速而准确地诊断出故障原因，并能对诊断过程进行解释，对诊断结果进行处理。这是一种借助于计算机来实现故障诊断的方法，它较以往外场维修方法要先进许多，减轻了维修人员的工作量，但它并不能实现故障的实时检测。中国民用航空学院的史永胜等人采用一种基于面向对象技术和专家系统理论建立了飞机起落架故障诊断模型^[22]，给出了整个系统的结构框架，并以波音 737 飞机起落架刹车系统的故障为例，具体分析了它的故障树结构，最后采用 C++ 语言实现了该故障树面向对象的表示。北京航空航天大学赵海鹰等人首次将模糊神经网络用于刹车系统的故障诊断中^[23]，并且给出了该方法的具体实现过程，不但可以实现故障隔离，还具有较好的容错性。

国内直接对飞机起落架系统进行建模研究的工作还比较少，而多是分别考虑飞机起落架系统的两个子系统的建模工作。主要有以下进展：北京航空航天大学贾玉红等人对飞机起落架缓冲系统数学模型建立的问题有比较深入的研究，但同时建立了许多假设条件，比如假设飞机地面滑跑时的速度恒定，假设飞机升力是一个常数等^{[24][25]}。西北工业大学的王铁勇建立了飞机起落架缓冲器主动控制系统的数学模型，并给出了整个系统的传递函数表达方式^[26]。南京航空航天大学的晋萍应用动力学基本原理，建立了一种适用于 ADAMS 软件的起落架的动力学仿真模型^[27]。国内防滑刹车系统的研究主要集中在对防滑控制规律的研究与设计方面，并且已有比较成熟的防滑仿真软件。西北工业大学自动化学院 906 教研室以及北京航空航天大学的某些学者对飞机防滑刹车系统的建模一直都很关注，他们在 MATLAB 的 Simulink 环境下通过设计防滑刹车系统的控制律，建立了飞机防滑刹车系统的仿真模型^[28-30]。

§ 1.3 目前研究中存在的主要问题

故障诊断是一个新兴的研究领域，尽管经过多年的发展，已经取得了很大进步，内容得到很大充实，在工程实践中也得到了一些应用，并取得了较为满意的效果，但是仍有很多尚待解决的问题。结合飞机起落架系统的实际情况，研究飞机起落架系统的故障诊断仍存在以下问题：

(1) 虽然上文列举了一些飞机起落架系统故障诊断方面的研究情况，然而这

些研究都只能在发现故障之后, 根据故障的外在症状, 依据专家经验来获得系统的故障信息, 人为因素比较大, 它们不能实现故障的在线检测, 不能利用系统的深层次知识以及系统的内部特征, 对内部故障不易察觉。

(2)已有的防滑刹车系统的模型都只是在 Simulink 下或者在其它仿真软件下的仿真模型, 还不能直接应用到飞机防滑刹车系统基于观测器的故障诊断之中, 必须对它们进行改进, 将它们化为状态空间描述形式。

(3)起落架系统是一个复杂的非线性系统, 建立它的数学模型非常困难, 很多学者都是采用近似处理的方法, 将其中的非线性环节作为线性环节, 并假定很多假设条件成立来讨论, 这与实际情况有一定的偏差, 应该考虑如何降低这些假设条件的约束问题。

(4)现有的许多基于观测器的故障诊断方法的解法都比较困难, 如何寻找一种快速有效的解法仍需要不断研究。

(5)目前基于模型的故障诊断方法的研究成果主要集中在线性系统, 非线性系统由于其复杂性, 尽管近年来已逐渐引起人们的很大兴趣, 但研究成果还比较少, 目前主要是对含有不确定性的双线性系统的研究。而实际的系统绝大部分都是一般的非线性系统, 因此深入研究非线性系统的通用故障诊断方法具有重要意义。

(6)随着现代控制理论, 人工智能, 模式识别及计算机科学的发展, 作为交叉学科的控制系统的故障检测与诊断技术也处于发展中, 但与其他较为成熟的理论成果相比, 虽然故障诊断理论方面已经取得了突破和进展, 但其研究大部分仅停留在具有应用背景的计算机仿真阶段, 它的实际应用还相当少。

§ 1.4 论文工作和章节安排

§ 1.4.1 论文的主要思想和研究方法

通过分析对飞机起落架系统进行故障诊断的重要性, 对已有的飞机起落架系统的故障诊断情况做一总结, 找出存在的问题, 针对飞机起落架系统的特点来选择故障特征信息, 提出适合于飞机起落架系统的故障诊断方法并进行仿真研究, 对仿真的结果进行分析, 提出今后的研究方向。具体体现在以下几点:

(1)通过对现有的故障诊断方法进行综述, 比较各种方法的优缺点, 选择一

种适合于飞机起落架系统故障诊断的方法;

(2)根据飞机着陆过程中,飞机起落架系统的作用,将飞机起落架系统主要分为防滑刹车系统和缓冲系统,对这两个系统的主要功能和工组原理进行分析,了解其工作特性,分别建立他们的数学模型,并对数学模型做相应的处理;

(3)详细分析缓冲系统和防滑刹车系统的可能故障情况与故障形式,了解其故障特征和表现形式;

(4)根据故障检测观测器的原理,采用一种适合于飞机起落架系统数学模型的鲁棒故障检测观测器结构,给出求解这个观测器的算法的具体实现,在MATLAB环境下对故障诊断算法进行计算机仿真,并对仿真结果进行分析;

(5)开发一种故障诊断仿真软件系统,帮助维修人员更加直观地发现故障,给出他们具体的维修建议。

§ 1.4.2 论文的章节安排

基于分析冗余的故障检测与诊断技术主要需要解决三个关键问题,分别是建立准确描述系统的数学模型、确定有效的系统故障检测与诊断方法、做出合理的决策。论文就主要从这三方面入手,考虑飞机起落架系统基于观测器的故障诊断研究,以便能够在线及时检测出飞机起落架系统的故障,为飞行员和维修人员提供故障信息,帮助他们找出故障所在,及时排除故障,保证飞机的飞行安全。

第一章绪论。主要阐述了论文选题意义以及飞机起落架系统故障诊断的国内外研究现状,指出了目前国内外研究的问题所在,对论文的主要工作进行了说明。

第二章故障诊断理论和方法。首先对故障诊断的基本概念进行了简要说明,重点对故障诊断方法进行了综述,比较各种方法的适用范围以及优缺点,对基于观测器方法的故障诊断原理进行了详细说明,给出了文中选择这种方法的原因。

第三章飞机起落架系统数学模型。在分析飞机起落架系统的基本组成和原理的基础上,将飞机起落架系统分为缓冲系统和防滑刹车系统两部分,分别对这两部分进行详细研究,建立各自的数学模型。

第四章飞机起落架系统故障诊断。在已建立的缓冲系统和防滑刹车系统的

数学模型的基础上，采用一种鲁棒故障检测观测器方法分别对系统的传感器故障、执行器故障和元器件故障在 MATLAB 环境下进行故障诊断仿真，对仿真结果进行分析。

第五章飞机起落架系统故障诊断软件实现。给出了故障诊断的仿真软件设想和具体实现。

第六章总结与展望。总结了论文的主要工作，并对将要开展的工作进行展望。

第二章 故障诊断理论和方法

随着系统复杂度的不断提高,系统发生故障的可能性大大增加,对系统的故障诊断对于整个系统的安全运行十分必要。故障诊断的方法非常多样,选择怎样的方法要结合具体的研究对象的特点和实际条件的限制。本章首先给出了故障诊断的基本概念和任务,然后对主要的诊断方法进行描述,最后着重讨论了基于观测器的故障诊断方法。

§ 2.1 故障诊断基本概念

故障可以理解为系统中至少有一个重要变量或特性偏离了正常范围,广义地讲,故障可以理解为使系统表现出所不期望的特性的任何异常现象。通常人们说系统工作正常是指它具备应有的功能,没有任何缺陷,或虽有缺陷但仍在容许范围内。异常是缺陷有了进一步发展,使系统状态发生变化、性能恶化,但仍能维持工作。故障则是缺陷发展到使系统性能和功能都有所丧失的程度。

从本质上讲,故障诊断是指利用系统的结构或解析冗余,并综合运用被诊断系统运行中的各种状态信息和已有的各种知识进行信息的综合处理,最终得到关于系统运行状况和故障状况的综合评价,对系统是否正常和是什么原因引起故障、故障的程度有多大等问题进行分析、判断、得出结论的过程^{[31][32]}。

故障诊断是一门综合性技术,其研究涉及到多门学科,如现代控制理论、可靠性理论、数理统计、模糊集理论、信息处理、模式识别、人工智能等。

§ 2.1.1 故障诊断任务

故障诊断的任务,由低级到高级,可分为下面几个层次^[34]:

(1)故障建模:按照系统先验信息和输入输出关系,建立系统故障的数学模型,作为故障检测与故障诊断的依据;

(2)故障检测:从可测量或不可测量的估计变量中,判断被诊断的系统是否发生了故障,一旦系统发生意外故障,应给出报警;

(3)故障分离:根据检测的故障特征确定系统是否出现故障,给出故障源的位置,区别出故障原因是执行器、传感器还是元部件引起的;

(4)故障辨识:在分离出故障之后,确定故障的大小,发生时刻及其时变特

性;

(5)故障评价与决策: 根据故障分离与辨识的结论判断故障的严重程度及其对被诊断对象的影响和发展趋势, 针对不同的情况采取不同的措施。

故障诊断的原理和过程如图 2-1 所示。

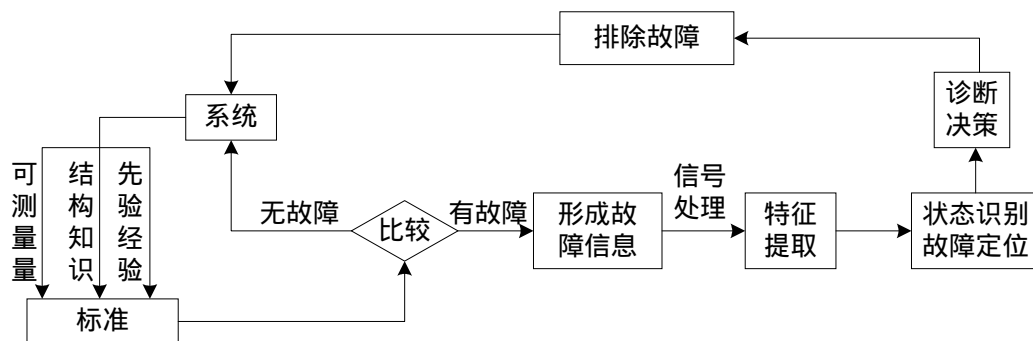


图2-1 故障诊断的基本原理

通常情况下, 故障检测与诊断的主要任务可粗略地说成检测故障发生的时间和诊断系统发生故障的类型, 论文也将主要从这方面考虑。

§ 2.1.2 故障类型

根据故障发生的部位, 可以把动态系统的故障分为执行器故障、元部件故障和传感器故障^[32]。如图 2-2 所示。

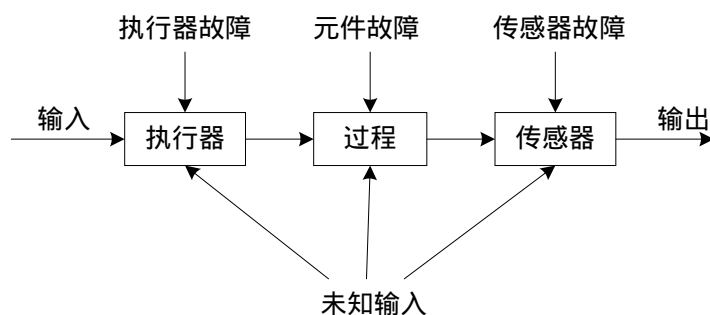


图2-2 故障类型

(1)执行器故障

指控制回路中用于执行控制命令的执行器发生卡死, 恒增益变化或恒偏差而不能正确执行控制命令, 具体表现为执行器的输入命令和它的实际输出之间的差别。

对于线性定常系统

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t)\end{aligned}\quad (2-1)$$

当我们考虑执行器故障时，系统的状态方程变为

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{E}\mathbf{d}(t) + \mathbf{G}\mathbf{f}_a(t) \quad (2-2)$$

一般情况下，将执行器的故障分配矩阵 \mathbf{G} 的值取为控制输入矩阵 \mathbf{B} 。故障向量 $\mathbf{f}_a(t)$ 的维数与控制器正常状态下输出的理想控制量 $\mathbf{u}_d(t)$ 的维数相同，它描述了系统执行器的整体故障行为。这时，系统的实际控制量为

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{u}_d(t) + \mathbf{f}_a(t) \quad (2-3)$$

(2) 元器件故障

指被控对象中的某些元器件，甚至是子系统发生故障，使得整个系统不能正常完成既定的功能。

此时系统的状态方程为

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

其中的 $\Delta\mathbf{A}$ ， $\Delta\mathbf{B}$ 可以根据故障对系统的影响情况进行设置。

(3) 传感器故障

传感器是一个既简单又复杂的对象，其输入未知，其输出不仅仅表现自身的特性和状态，更主要的是表达所代表的系统的某些特性和状态。传感器故障是指控制回路中用于检测被测量的传感器发生卡死、恒增益变化或恒偏差而不能准确获取被测量信息，具体表现为对象变量的测量值与实际值之间的差别。

当系统中出现传感器故障后，系统故障模型表现为输出方程发生变化，输出方程变为

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{Q}\mathbf{f}_s(t) \quad (2-5)$$

其中 $\mathbf{Q}\mathbf{f}_s(t)$ 为传感器故障项，一般将故障分配矩阵 \mathbf{Q} 取为单位矩阵。

§ 2.2 故障诊断方法

因为检测和识别系统故障的一种最有效最简单的方法就是使用硬件复制，最早的故障诊断采用的就是这种方法，即硬件冗余方法。它重复或备份关键的元部件，并加以合理组织，使系统中发生故障的元部件能自动删除或替换，同时不影

响整个系统的正常工作。它的优点是性能可靠，简单直观；它的缺点是提高了费用，加大了系统重量、体积、能耗，并且使系统更加复杂，增加了系统发生故障的可能性。

与硬件冗余相对的是软件冗余，即解析冗余。它是指系统内部各元部件之间由于存在相互耦合，因此其中某一元部件的部分或全部功能可由其它元部件来实现，它在不增加过多硬件的基础上(只增加必要的检测传感器)，充分利用现代计算机的计算能力，通过计算的方法，监督设备的运行状态，及时发现系统的故障状态并给出报警信号，从而有利于设备的及时维修或故障元件的隔离。它的优点是硬件代价较小，配置灵活方便；缺点是需要建立系统的动态运行模型以及应用恰当的计算和数据处理方法。

由于系统的复杂性越来越高，随着计算机技术的发展，解析冗余技术已经逐步取代了硬件冗余技术。根据系统采用的特征描述和决策方法的差异形成了不同的故障诊断方法，概括起来有：基于模型的故障诊断方法、基于信号处理的方法和基于知识的方法^[19]。下面分别介绍这三种故障诊断方法。

§ 2.2.1 基于模型的故障诊断方法

基于模型的故障诊断方法的核心思想是用解析冗余代替硬件冗余，它充分利用了系统模型的深层知识进行故障诊断，是控制系统故障诊断领域中一类重要而有效的方法。基于模型的故障诊断方法又可以进一步分为状态估计方法、参数估计方法和等价空间方法。

● 状态估计方法

任何控制系统的被控过程的状态都直接反映了系统的运行状态，通过系统的输入、输出与系统的数学模型，解析估计出系统的状态，与实际运行状态比较之后，构成残差序列。当系统出现故障时，其残差序列中就包含各种故障信息。基于这种残差序列，通过构造适当的模型并采用统计检验方法，即可将故障检测出来，并作进一步的诊断。

采用状态估计方法的前提条件有：

- 具备过程的数学模型知识；
- 已知噪声的统计特性；
- 系统可观测或部分可观测；

- 方程解析应有一定的精度;
- 在许多场合下要将模型线性化, 并假设干扰为白噪声。

状态估计通常采用状态观测器及滤波器。综合目前现有的研究方法, 具体主要有以下几种^{[34][37]}:

(1) 广义观测器法

该方法针对奉献观测器及单一观测器法对未知输入没有鲁棒性的缺点, 增加观测器输入, 即采用某些可以交迭的输出子集驱动观测器, 使其尽可能多地对未知输入进行解耦。因此对故障检测具有一定的鲁棒性, 该方法已经用于实际系统。

(2) 自适应观测器法

当被控对象系统参数发生变化时, 广义观测器方法中, 其观测器参数不能跟随变化, 因而, 故障检测系统的性能变差。而自适应观测器参数可随被控系统的参数变化而变化, 所以, 对故障检测具有很强的鲁棒性。

(3) 递阶观测器法

该方法就是把整个系统划分成许多子系统, 形成递阶结构, 当各子系统间的耦合可测量或比较弱时, 则可对每个子系统分别设计观测器并得到残差, 由此可得到子系统的故障检测与诊断。

(4) 鲁棒观测器法

此方法的基本思想是构造一种鲁棒观测器, 使其对系统的某些故障具有鲁棒性而对其它故障敏感, 即在具体实现中, 将反映某一特定故障的残差转换到某一方向或平面上, 使得此特定故障与其它故障解耦。为了增加该方法的鲁棒性, Wilber 和 Speyer 把未知输入也作为一种故障, 这样就可使未知输入与其它故障解耦, 可以通过抑制未知输入与其它故障而突出表现某一特定故障, 再采用适当的逻辑判别分离出故障。

(5) 奇偶空间法

该方法的基本思想是由 Chow 和 Willsky 提出的, 它是用实际系统的输入输出检验系统方程的一致性。此方法在实际应用中针对性强, 例如, 用该方法只利用系统输出而进行运算的直接余度法, 对导弹、航天飞机、人造卫星等冗余惯性测量装置的故障检测与诊断。实际上, 在故障检测分类法中, Frank 把奇偶空间法作为了一种特殊的观测器方法。

(6) 基于 H_{∞} 优化理论和状态观测器的设计方法

该方法是 Frank 利用现代控制理论的研究成果, 把故障检测与诊断问题, 特别是对多变量的结构不确定问题, 通过极小化某一范数, 使得求解鲁棒残差问题就转化为 H_{∞} 优化问题, 从而实现未知输入与所检测故障的近似解耦, 以实现故障检测与诊断。该方法理论上可用于任一控制系统的故障检测与诊断, 是一种很有前途的方法。

● 参数估计方法

参数估计方法根据模型参数及相应的物理参数的变化来检测和分离故障。它的基本思想是把理论建模和参数辨识结合起来, 即基于系统的输入输出序列, 估计出模型参数序列, 由模型参数序列计算过程参数序列, 再确定过程参数的变化量序列。基于此变化序列的统计特性, 检测故障是否发生, 当有故障发生时, 进行故障分离、估计及决策。运用这种方法需要满足下面的前提条件:

- 建立精确的过程模型;
- 具有有效的参数估计方法;
- 被控过程充分地激励;
- 选择适当的过程参数;
- 具备必要的故障统计决策方法。

现有的参数估计方法很多, 但由于最小二乘法简单实用, 因此它仍是参数估计的首选方法。但它主要适用于容易建立参数模型且能找到有效辨识方法的系统。

● 等价空间法

等价空间方法的基本思想是利用系统的输入输出的实际测量值检验系统数学模型的一致性, 以检测和分离故障。它通常可分为基于约束优化的等价方程方法、广义残差产生器方案和具有方向性的残差序列等方法。现已有很多学者证明它与状态估计方法是等价的^[34]。

§ 2.2.2 基于信号处理的故障诊断方法

当难以建立诊断对象的解析数学模型时, 基于信号检测与处理的故障诊断方法是十分有用的。此方法不依赖于系统的数学模型, 可以直接利用信号模型, 如

相关函数、频谱、自回归滑动平均等，直接分析可测信号，提取诸如方差、幅值、频率等特征值，进而检测故障的发生。它又可以具体分为下面几种方法：

(1)直接测量系统的输入输出

这种方法可以根据直接可测得的输入输出以及它们的变化趋势来进行系统的故障诊断，正常情况下，被控过程的输入输出在正常范围之内变化，而当此范围被突破时，就可以认为故障已经发生或是将要发生。同样可以根据输入输出信号的变化率是否在限定范围之内来检测故障的发生。

(2)输入输出信号处理方法

由于系统的输出在幅值、相位、频率以及相关性上与故障源之间会存在一定的联系，这些联系可以用一定的数学形式描述，在系统发生故障时，就可以利用这些量来进行分析和处理，判断故障源的位置，常用的方法有谱分析法、概率密度法、相关分析法以及互功率谱分析方法等。

(3)基于信息匹配的方法

信息匹配方法引入了类似矢量、类似矢量空间、一致性等概念，将系统的输出序列在类似空间中划分成一系列子集。分析各子集的一致性，并按一致性强弱顺序进行排列，一致性最强的一组子集的鲁棒性也最强，而一致性最差的子集则可能已经发生故障，通常类似矢量值很小，而当故障发生时，类似矢量将在此故障相应的方向上增大，因此类似矢量的增加表明了故障已经发生，而其方向给出了故障传感器的位置。

(4)基于信息融合的方法

故障诊断实际上是根据检测量所获得的某些故障表征以及故障源与故障表征的映射关系，找出系统故障源的过程。为了充分利用检测量所提供的信息，在可能的情况下，可以对每个检测量采用多种诊断方法进行诊断，这一过程称为局部诊断，将各诊断方法所得到的结果加以综合，得到系统故障诊断的总体结果称为全局诊断，对局部—全局诊断进行融合的方案将有利于充分利用系统的信息。

(5)基于信息校核的方法

在许多控制系统的故障诊断中，都没有考虑信息校核的方法。实际上，系统的信息校核是进行故障诊断的比较简单而有效的方法，因为信息是进行系统过程检测的依据，利用错误的信息去进行计算和推理是徒劳无益的，而且还会得出错

误的结论。通常可依据物料平衡和能量守恒定律等物理化学规律及数理统计知识来进行信息的校核。信息的矛盾一般意味着信号获取上的故障或矛盾。

(6) 基于小波变换的方法

小波变换是 80 年代后期发展起来的应用数学分支, 最初由法国学者 Daubechies 和 Malleat 引入信号处理领域, 它具有许多优良特性。小波变换被誉为分析信号的显微镜, 是傅立叶分析发展史上一个新的里程碑。小波分析这种方法的基本思路是首先对系统的输入输出信号进行小波变换, 利用该变换求出输入输出信号的奇异点, 然后取出由于输入突变引起的极值点, 则其余的极值点就对应于系统的故障。通常有三种基于小波变换的故障诊断方法: 利用观测信号的奇异性进行故障诊断、利用观测信号频率结构的变化进行故障诊断、利用脉冲响应函数的小波变换进行故障诊断。

目前应用较多的是基于小波变换的方法和基于信息融合的方法。该诊断方法的缺点是: 依赖于对信号的检测和处理, 因此往往受信号噪声的影响; 通常只局限于用特定信号诊断某些特定的故障, 未能考虑各种故障间的相互影响; 当诊断对象变得庞大复杂时, 通常需要增加检测手段和计算量; 诊断系统往往只局限于某一具体系统或故障的诊断, 很难进行扩充或应用于不同的诊断对象。

§ 2.2.3 基于知识的故障诊断方法

在实际情况中, 由于常常无法获得对象的精确数学模型, 这就大大限制了定量方法的使用范围。基于知识的方法不需要对象的精确数学模型, 因此是很有生命力的方法。它克服了基于信号检测与处理的诊断方法的缺点, 能够模拟人类专家对复杂系统进行故障诊断, 做到既能充分利用专家知识与经验进行快速推理和诊断, 又能很方便的推广应用于各种不同的诊断对象, 具有较强的诊断鲁棒性和系统扩充能力。它又可以进一步分为下面几种方法。

(1) 故障诊断的专家系统方法

专家系统是人工智能领域最为活跃的一个分支, 它已广泛地应用于过程监测系统。在故障诊断专家系统的知识库中, 存储了某个对象的故障征兆、故障模式、故障成因、处理意见等内容。专家系统的推理机理机构是一个特定的计算机程序, 它在一定的推理机制指导下, 根据用户的信息, 运用知识进行推理判断, 将观察到的现象与潜在的原因进行比较, 得出系统中是否发生故障, 发生什么故障的结

论，然后对诊断结果进行评价和决策。

(2) 基于人工神经网络的故障诊断方法

由于神经网络具有处理非线性和自学习以及并行计算能力，使其在非线性系统的故障诊断方面有很大的优势。它进行故障诊断可以分为两个阶段：学习阶段和故障诊断阶段。通过学习阶段选定的学习算法，以能够反映系统的动态特性、建模误差和干扰影响的变量作为神经网络的输入，以对应的状态编码作为期望输出，构成输入/期望输出样本，通过训练，当学习收敛后冻结神经网络的权值和阈值，使训练好的神经网络处于回想状态，然后根据给定的输入产生相应的输出，由输出与故障编码进行比较即可方便地确定故障。它的自组织自学习能力，能克服传统专家系统当启发式规则未考虑时就无法工作的缺陷。因此，将神经网络应用于过程监测系统已成为一个非常活跃的研究领域，并有不少的应用实例。

(3) 故障树故障诊断方法

这种方法在详细了解系统工作原理和机构组成的基础上，分析系统内部各部件之间关系，首先找出系统内部各种故障之间、内部故障与外部表现之间的定性或定量的传播关系，建立起故障传播树，然后从系统的外在表现中，判断系统是否发生故障。若故障发生，根据系统外在表现，通过搜索故障树而诊断故障部位。这种故障诊断方法的一个前提是需要一套类似于推理的故障搜索机构，只不过其对故障树的搜索比专家系统中的故障推理效率大大提高。

(4) 基于模糊数学的故障诊断方法

系统的状态有时是不分明、不确定的，因此可以使用模糊集来描述系统的状态。通过采用模糊聚类分析将模糊集分为不同水平的子集，由此判别故障最可能属于的子集。另一种有效的方法是首先建立起故障与故障成因的模糊关系矩阵 R ，如果当前故障的故障成因向量额模糊隶属度为 C ，则故障 F 通过模糊合成加以确定，故障 $F = R \cdot C$ 。

(5) 基于模式识别的故障诊断方法

这种方法实现故障诊断的步骤可以分为离线分析和在线诊断两步，根据离线分析得到的故障特征向量集和故障向量判别函数对故障进行在线分离定位。采用这种方法的前提是：必须具有大量有关故障的先验知识，对新颖故障此方法则无能为力，因此必须通过自学习增加基准模式集，不断更新。

上面介绍的三种主要方法, 选用哪种方法的原则是: 当可以建立较准确的被控过程的数学模型时, 基于解析模型的方法是首选的方法; 当可以得到被控过程的输入输出信号, 但很难建立被控对象的解析数学模型时, 可采用基于信号处理的方法; 当很难建立被控对象的定量数学模型时, 可采用基于知识的方法。

在可以建立动态系统的精确数学模型的场合, 线性状态观测器已经得到了普遍的应用。然而, 由于实际的系统都存在一定的非线性或本质非线性, 线性观测器只适用于系统工作点附近的很小的区域。然而, 非线性系统的故障检测与诊断相对于线性系统来说, 要复杂的多。

对于非线性系统的故障诊断, 主要有如下两类方法:

➤ 线性化方法

是指在一个或多个工作点将系统线性化, 用一系列的线性模型来代替非线性系统。其中, 将模型误差视为未知输入, 然后运用未知输入解耦方法来设计残差, 使得残差对未知输入具有鲁棒性。有两种方法得到了广泛的应用, 一种是未知输入观测器方法, 另一种是特征结构配置方法。

➤ 基于非线性模型的方法

运用基于非线性观测器的方法和非线性参数估计方法来进行故障诊断。这种方法是目前研究的热点, 然而方法还很不成熟。

本文仍然采用非线性线性化的方法。

§ 2.3 论文选择基于观测器方法的原因

通过对故障诊断三种方法的详细介绍, 可以发现每种方法都有它的优点和不足^{[39][43]}。

基于直接可测信号的故障诊断方法实现简单, 在工程上具有广泛的应用, 但这种方法只有当故障发展到相当程度并影响到系统的外部特征时才有效, 而且只能对故障范围做出粗略的判断, 大多数情况下不能直接定位故障。

专家系统是一种有效的方法, 也已经取得了一些成功的应用, 但该方法实现故障诊断的准确度依赖于知识库中专家知识的丰富程度和专家知识水平的高低。而且知识库的建立本身就是一个费时而又困难的工作, 有些经验是领域专家的直觉, 是难以形式化描述出来的, 并且目前专家系统还缺少有效的自学习和自适应机制。

故障树分析法可以对系统的故障进行预测和诊断,分析系统的薄弱环节,实现系统的最优化。但由于所列举的系统故障的种类有限,因此有可能漏掉重大的部件或元件故障,并且当分析人员本身的经验和知识水平不一样时,所得结论的置信度就不同,使得结论的可靠性不高。

模式识别方法的困难在于如何表述系统故障的特征向量和确定合适的判别函数;模糊数学方法的困难在于建立模糊关系矩阵和如何确定故障的模糊隶属度向量,而这些都依赖于对系统的认识和有关系统的先验知识。

基于人工神经网络的故障诊断方法具有从样本中进行学习、归纳、推广的能力,是一种较有前景的方法,但如何确定合适的网络结构和规模、算法的收敛性、快速行、实时性以及如何保证学习样本的完整性和代表性都是有待于研究的课题。而且作为故障诊断的一种有效手段,当得不到训练样本时,这种方法就不能使用。

总之,不依赖于动态模型的故障诊断方法的优点是适用性广、灵活,但缺点是故障的诊断比较困难,尤其不便于故障的在线估计。基于动态数学模型的方法的优点是可以充分利用系统内部的深层知识,更有利于系统的故障诊断。所以,在缺乏专家经验,缺乏训练数据的情况下,论文优先选用基于模型的故障诊断方法。

比较参数估计和状态估计两种方法,最初可能会认为这两种诊断方法中参数估计方法更好用,因为它提供了一个系统在任何时刻的完整的参数化图形,从而可以观察到系统中各种各样的变化,更利于故障的分离。然而,更深入的研究会发现,这种过程有很多缺点。首先,系统中真正辨识到的并不是过程的物理系数,而是过程的数学模型的参数。这实际上依赖于数学模型的选择,并且通常情况下在数学模型参数和物理系数之间并没有唯一的反变换关系;第二,即使在简单情况下这种变换唯一,当过程中包含有本质非线性时标准参数估计方法也会失效;第三,在许多实际情况下,对数学模型持续不断的辨识比对它仅在离线情况下进行辨识,然后将相应的输出用于故障指示显得没有道理,而后者节省了大量的计算费用和时间;最后,基于参数估计的动态故障诊断面临的可能是一种变结构变参数系统的参数估计问题,需要一种同时辨识模型结构核参数的实时递推算法,并且系统故障引起的模型结构和参数的变化是不确定的,而对不确定时变、变结

构变参数辨识问题，目前还没有合适的辨识方法可以求解。

综合以上几点考虑，论文最终采用基于观测器的故障诊断方法。

§ 2.4 基于观测器的故障诊断原理

在控制系统的故障诊断中，首先发展起来的就是基于观测器的故障诊断方法。基于观测器的故障诊断，就是设计系统的观测器，然后根据观测器的输出与真实系统比较，产生残差，再对残差进行分析、处理，以实现系统的故障诊断。在采用基于观测器的故障诊断方法时，需要利用系统内部的状态变量，为此，可通过状态重构的方法达到这一点。状态重构问题的实质，就是重新构造一个系统，利用原系统中可直接测量的变量，如输出向量和输入向量作为它的输入信号，并使其输出信号在一定的前提下等价于原系统的状态。将此输出称为原状态变量的重构状态或估计状态，而称这个用以实现状态重构的系统为观测器。

状态观测器的特点是，当 $t \rightarrow \infty$ 即系统达到稳态时可使重构状态 \hat{x} 完全等同于被观测状态 x 。

§ 2.4.1 全维故障检测观测器

故障检测观测器是一种故障状态观测器，也是一种线性滤波器，它与全维状态观测器的构造相同，但设计要求是不相同的。设计全维状态观测器时，通过选择增益矩阵 L ，使矩阵 $A - LC$ 的特征值具有负实数部分，保证观测器是稳定的。而设计故障状态观测器时，不仅要保证观测器的稳定性，而且要求能够通过残差信号识别系统发生的故障，还要求改善观测器的性能，对某些未建模的系统特性具有较强的鲁棒性。

考虑 n 维线性定常系统

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) & x(0) &= x_0 \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (2-6)$$

其中， $x(t) \in R^n$ ， $u(t) \in R^m$ ， $y(t) \in R^l$ ， A 、 B 和 C 分别为适当维数的实常数阵，状态 $x(t)$ 不能直接测量，输出 $y(t)$ 和输入 $u(t)$ 是可以利用的。要求以 $y(t)$ 和 $u(t)$ 为输入，设计全维观测器，使其输出 $\hat{x}(t)$ 满足如下关系式

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \hat{x}(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} x(t) \quad (2-7)$$

图 2-3 所示为一种全维故障检测观测器的构造方法，先根据已知的系数矩阵 A 、 B 和 C ，按照与原系统相同的结构形式，复制出一个基本系统，然后取原系统的输出 y 和复制系统的输出 \hat{y} 之差值作为修正变量，并将其经增益矩阵 L 馈送到复制系统中积分器的输入端，从而构成了一个闭环系统。显然，该重构系统是以原系统的可测变量 $u(t)$ 和 $y(t)$ 作为输入的一个 n 维线性定常系统，其中待确定的系数矩阵只有 L 。

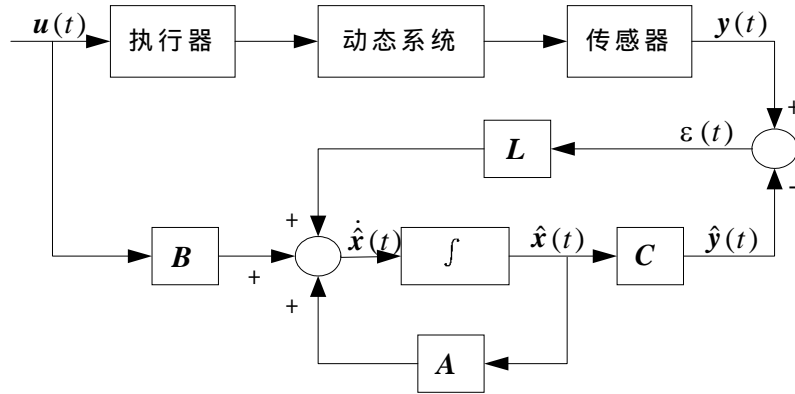


图 2-3 全维故障检测观测器构造图

按上述方式构成的全维状态观测器的动态方程为

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + L(y(t) - C\hat{x}(t)) \quad \hat{x}(0) = \hat{x}_0 \quad (2-8)$$

或

$$\dot{\hat{x}}(t) = (A - LC)\hat{x}(t) + Bu(t) + Ly(t) \quad \hat{x}(0) = \hat{x}_0 \quad (2-9)$$

记 $e(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ 为真实状态和估计状态间的误差，则可以得到

$$\dot{e}(t) = (A - LC)e(t) \quad e(0) = e_0 = x_0 - \hat{x}_0 \quad (2-10)$$

显然，若矩阵 $(A - LC)$ 的特征值 $\lambda_i(A - LC)$ ， $i = 1, 2, \dots, n$ 均具有负实部，则一定能实现状态渐近重构，即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \hat{x}(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} x(t) \quad (2-11)$$

如果选择 L 使 $\lambda_i(A - LC)$ 可以任意配置， $i = 1, 2, \dots, n$ ，则 $e(t)$ 的衰减快慢是可以控制的。下面的定理给出了对全维状态观测器进行任意极点配置的条件。

定理 2.1 若上述线性定常系统是可观测的，则必可以采用上面的全维观测器来重

构系统状态，并可以通过选择增益阵 L 来任意配置 $(A - LC)$ 的全部特征值。

证明：由式(2-10)可知，不管初始误差 $e(t)$ 有多大，要使得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \hat{x}(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} x(t) \quad (2-12)$$

其充要条件是存在矩阵 L 使矩阵 $(A - LC)$ 的特征值 $\lambda_i(A - LC)$ ， $i = 1, 2, \dots, n$ 均具有负实部，亦即矩阵对 (A, C) 可检测。

利用对偶原理， (A, C) 可观测意味着 (A^T, C^T) 能控。利用极点配置问题的基本结论可知，对任意给定的 n 个实数或共轭复数特征值 $\{\lambda_1^*, \lambda_2^*, \dots, \lambda_n^*\}$ ，必可找到一个实常数阵 K ，使

$$\lambda_i(A^T - C^T K) = \lambda_i^* \quad , \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (2-13)$$

由于 $(A^T - C^T K)$ 与其转置矩阵 $(A^T - C^T K)^T = (A - K^T C)$ 具有相同的特征值，故当取 $L = K^T$ 时，有

$$\lambda_i(A - LC) = \lambda_i^* \quad , \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (2-14)$$

即可任意配置 $(A - LC)$ 的全部特征值。于是充分性得证。逆推上述过程可证得必要性。**证毕。**

若观测器是稳定的，则在正常条件下，观测器任何初始误差会渐渐消除，观测器将准确地跟踪系统的响应，残差将保持为零，除非考虑噪声、干扰或系统未建模部分的效应。

当系统中某一部件发生故障时，观测器的模型将不能正确地反映发生故障后的系统特性，残差将不为零。根据故障检测观测器的设计限制，残差应具有方向性，即某个部件的故障对应某个一定方向上的输出残差。这样，能够方便地在检测出故障后进行故障隔离。

因此，残差可以被用来作为反映系统故障的信息，当系统无故障也无噪声，即系统运行正常时，残差一般为零；一旦有故障发生，残差则以确定性偏移量的形式出现，具有一定的方向，此时，就可以根据特定的方法对残差进行分析，以判断故障的出现。

§ 2.4.2 鲁棒故障检测观测器

故障系统模型若考虑传感器故障和执行器故障同时存在，并且考虑到系统不可避免地存在建模误差，则系统的一般模型可表示为

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + Ed(t) + Gf_a(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Qf_s(t)\end{aligned}\quad (2-15)$$

式中， $x(t) \in \mathbf{R}^n$ 为系统状态向量； $u(t) \in \mathbf{R}^p$ 为输入向量； $y(t) \in \mathbf{R}^m$ 为观测向量； $d(t) \in \mathbf{R}^l$ 为作用在系统执行器或系统内部动态上的未知输入； $f_a(t) \in \mathbf{R}^q$ 是执行器和元器件故障向量； $f_s(t) \in \mathbf{R}^g$ 是传感器故障向量， $A \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为系统矩阵， $B \in \mathbf{R}^{n \times p}$ 为控制矩阵， $C \in \mathbf{R}^{m \times n}$ 为观测矩阵， $E \in \mathbf{R}^{n \times l}$ 是系统执行器或系统内部动态上的未知输入分配矩阵， $G \in \mathbf{R}^{n \times q}$ 是执行器和系统元器件故障分配矩阵， $Q \in \mathbf{R}^{m \times g}$ 是传感器故障分配矩阵，它们都是常数矩阵。

为便于分析，常将系统模型离散化。为了不再引入多余的符号，对系统矩阵的离散化表示未加区别，但含义不同，因此式(2-15)可写为下面的形式

$$\begin{aligned}x(k+1) &= Ax(k) + Bu(k) + Ed(k) + Gf_a(k) \\ y(k) &= Cx(k) + Qf_s(k)\end{aligned}\quad (2-16)$$

设 C 行满秩， E 、 G 、 Q 列满秩，即 $\text{rank}(C) = m$ ， $\text{rank}(E) = l$ ， $\text{rank}(G) = q$ ， $\text{rank}(Q) = g$ ，针对上面离散化之后的系统，设计如下形式的 Luenberger 型观测器^{[65][68]}

$$z(k) = T\hat{x}(k) \quad (2-17a)$$

$$z(k+1) = \hat{A}z(k) + \hat{B}y(k) + Hu(k) \quad (2-17b)$$

$$\varepsilon(k) = L_1 z(k) + L_2 y(k) \quad (2-17c)$$

$$\xi(k) = \varepsilon(k) - L_1 \hat{A} L_2 \varepsilon(k-1) \quad (2-17d)$$

其中， $\hat{x}(k)$ 是 $x(k)$ 的估计， $z(k) \in \mathbf{R}^d$ 是动态系统的估计状态 $\hat{x}(k)$ 的组合， $T \in \mathbf{R}^{d \times n}$ ， $\varepsilon(k) \in \mathbf{R}^\phi$ 为观测矢量， $\xi(k) \in \mathbf{R}^\phi$ 是期望的具有一定性质的残差向量。

ϕ 为残差向量的维数, d 为观测器的维数。 $\hat{A} \in \mathbf{R}^{d \times d}$, $\hat{B} \in \mathbf{R}^{d \times m}$, $H \in \mathbf{R}^{d \times p}$, $L_1 \in \mathbf{R}^{\phi \times d}$, $L_2 \in \mathbf{R}^{\phi \times m}$, $L_3 \in \mathbf{R}^{d \times \phi}$ 都是常数矩阵。

定义 2.1 式(2-17a)~式(2-17d)描述的关于系统(2-16)的观测器, 若对任意时刻 k 和任意的 $u(k)$ 、 $d(k)$ 、 $x(0)$ 、 $z(0)$, 当 $f_a(k) = 0$, $f_s(k) = 0$ 时, 存在

$$\lim_{k \rightarrow \infty} e(k) = \lim_{k \rightarrow \infty} [z(k) - T\mathbf{x}(k)] = 0 \quad (2-18)$$

$$\lim_{k \rightarrow \infty} \xi(k) = 0 \quad (2-19)$$

则称式(2-17A)~(2-17D)是系统(2-16)的一个故障检测观测器(FDO)。

在以上 FDO 定义中, 条件(2-18)保证 FDO 是渐近稳定的, 条件(2-19)可以保证 FDO 不受系统输入、不确定输入、状态偏差等的影响。因此, 在系统稳态时, 残差向量不为零一定是因为系统发生故障而引起的。故障的原因可以通过分析残差向量的方向来确定。然而上面描述的故障检测观测器并不能保证所有故障一定能检测, 因为若是故障不在残差中表现或者多个故障在残差向量中的表现相互抵消, 则这些故障就不能通过残差向量检测出来。

根据式(2-16)和式(2-17)可以导出

$$\begin{aligned} e(k+1) &= z(k+1) - T\mathbf{x}(k+1) \\ &= \hat{A}e(k) + (\hat{A}T - TA + \hat{B}C)\mathbf{x}(k) + (H - TB)u(k) \\ &\quad - TE d(k) - TGf_a(k) + \hat{B}Qf_s(k) \end{aligned} \quad (2-20)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon(k) &= L_1 z(k) + L_2 y(k) \\ &= L_1 e(k) + (L_1 T + L_2 C)\mathbf{x}(k) + L_2 Qf_s(k) \end{aligned} \quad (2-21)$$

$$\begin{aligned} \xi(k) &= \varepsilon(k) - L_1 \hat{A} L_3 \varepsilon(k-1) \\ &= L_1 e(k) - L_1 \hat{A} L_3 L_1 e(k-1) + L_2 Qf_s(k) - L_1 \hat{A} L_3 L_2 Qf_s(k-1) \\ &\quad + (L_1 T + L_2 C)\mathbf{x}(k) - L_1 \hat{A} L_3 (L_1 T + L_2 C)\mathbf{x}(k-1) \end{aligned} \quad (2-22)$$

因此, 若满足

$$|\lambda(\hat{A})| \leq 1 \quad (2-23a)$$

$$TA - \hat{A}T = \hat{B}C \quad (2-23b)$$

$$H = TB \quad (2-23c)$$

$$TE = 0 \quad (2-23d)$$

$$L_1 T + L_2 C = 0 \quad (2-23e)$$

$$L_1 \hat{A} L_3 L_1 = L_1 \hat{A} \quad (2-23f)$$

则式(2-20), (2-21), (2-22)可以转化为下面的形式

$$\begin{aligned} e(k+1) &= z(k+1) - T x(k+1) \\ &= \hat{A} e(k) - T G f_a(k) + \hat{B} Q f_s(k) \end{aligned} \quad (2-24)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon(k) &= L_1 z(k) + L_2 y(k) \\ &= L_1 e(k) + L_2 Q f_s(k) \end{aligned} \quad (2-25)$$

$$\begin{aligned} \xi(k) &= \varepsilon(k) - L_1 \hat{A} L_3 \varepsilon(k-1) \\ &= L_1 e(k) - L_1 \hat{A} L_3 L_1 e(k-1) + L_2 Q f_s(k) - L_1 \hat{A} L_3 L_2 Q f_s(k-1) \\ &= -L_1 T G f_a(k-1) + L_1 (\hat{B} - \hat{A} L_3 L_2) Q f_s(k-1) + L_2 Q f_s(k) \\ &= [L_1 \quad L_2] \begin{bmatrix} -T & \hat{B} - \hat{A} L_3 L_2 & 0 \\ 0 & 0 & I_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G & Q \\ Q & Q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_a(k-1) \\ f_s(k-1) \\ f_s(k) \end{bmatrix} \\ &= F \begin{bmatrix} f_a(k-1) \\ f_s(k-1) \\ f_s(k) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2-26)$$

其中

$$F = [L_1 \quad L_2] \begin{bmatrix} -T & \hat{B} - \hat{A} L_3 L_2 & 0 \\ 0 & 0 & I_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G & Q \\ Q & Q \end{bmatrix} \quad (2-27)$$

因此, 当条件(2-23a)~(2-23f)满足时, 式(2-18)和式(2-19)一定成立。

并且当矩阵 F 列满秩时, 有下面的结论:

对所有满足 $z(k_0) = T x(k_0)$ 的 k_0 , 在 $0 \leq k \leq k_0$ 时, 若 $f_a(k) = 0$ 且 $f_s(k) = 0$, 则 $e(k) = 0$, $\xi(k) = 0$; 在 $k \geq k_0$ 时, 若 $f_a(k) \neq 0$ 或 $f_s(k) \neq 0$ 时, 则 $\xi(k+1) \neq 0$ 成立。

根据上面的分析可以看出, 鲁棒故障检测观测器的设计问题就是解出满足条件式(2-23a)~(2-23f)的矩阵 T 、 \hat{A} 、 \hat{B} 、 H 、 L_1 、 L_2 、 L_3 , 使得系统在未发生故障情况下残差会渐近稳定, 不会受到不确定性输入的影响, 在发生故障时残差才会偏离零。

§ 2.5 小结

首先给出故障诊断的基本含义和任务，详细综述故障诊断的三种主要方法，通过比较各种具体方法的特点，给出采用每种方法的前提条件，根据论文研究的实际对象的特点和资料情况，选择基于观测器的方法作为论文的研究重点。给出了故障检测观测器以及鲁棒故障检测观测器故障诊断方法的基本原理，为后续的研究提供理论基础。

第三章 飞机起落架系统数学模型

本章首先介绍了飞机起落架系统的结构组成，将起落架系统分为缓冲系统和防滑刹车系统两个部分，然后根据各个系统的机理建立它们的数学模型，并将数学模型表示为状态空间形式。

§ 3.1 飞机起落架系统组成

任何人造的飞行器都有离地升空的过程，而且除了一次性使用的火箭导弹和不需要回收的航天器之外，绝大部分飞行器都有着陆或回收阶段，对飞机而言，实现这一起飞着陆功能的装置主要就是起落架。

概括起来，起落架的作用主要有以下四个：

- 承受飞机在地面停放、滑行、起飞着陆滑跑时的重力；
- 通过缓冲器吸收和消耗飞机在着陆与地面运动时的撞击和颠簸能量；
- 通过机轮刹车装置吸收飞机水平方向上的能量，实现滑跑与滑行时的制动；
- 通过转弯操纵机构控制飞机转弯和地面运动。

在飞机的组成分系统中，就复杂程度而言，飞机的“脚”——起落架仅次于飞机的“心脏”——发动机。论文研究的民用飞机的起落架形式为前三点支柱式，支柱式起落架的主要特点是：减震器与承力支柱合二为一，称为减震支柱；它的上端直接与机身相连，下端通过活塞杆直接固定在机轮上。对收放式起落架，撑杆可兼作收放作动筒。扭矩通过扭力臂传递，也可以通过活塞杆与减震支柱的圆筒内壁采用花键连接来传递。这种形式的起落架构造简单紧凑，易于收放，而且质量较小，是现代飞机上广泛采用的形式之一。支柱式起落架的缺点是：活塞杆不但承受轴向力，但要承受弯矩，因而容易磨损及出现卡滞现象，使减震器的密封性能变差，不能采用较大的初压力。

论文研究的某民用飞机有两个主起落架和一个前起落架。每一个主起落架位于发动机吊舱内的后翼的后面。前起落架位于控制舱的后舱之后。主起落架和前起落架使用油气式减震支柱来吸收飞机着陆时的冲击力和地面滑行时的冲击振动。每一个前起落架和主起落架都配有两个轮胎和机轮装置。每一个起落

架机轮都装有受防滑系统调节的盘式液压刹车装置。

论文主要考虑的是飞机主起落架的情况，并没有考虑飞机前起落架的前轮转弯操纵机构和飞机着陆起飞过程中的收放系统。飞机主起落架的结构如图 3-1 所示。

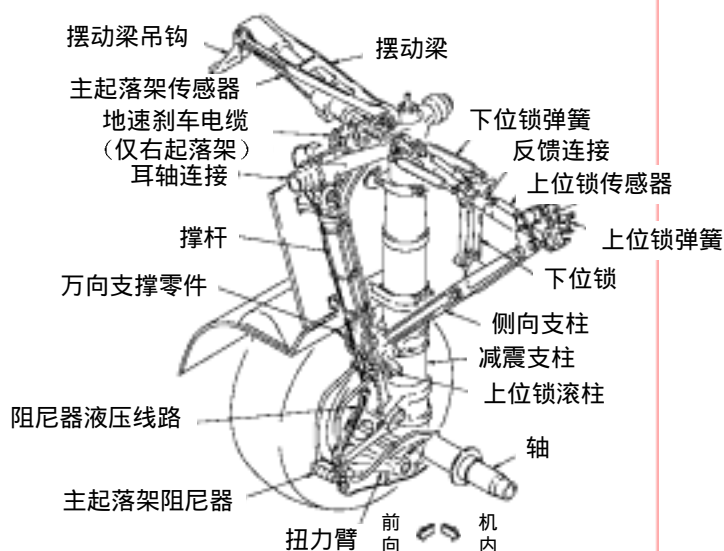


图3-1 主起落架详细结构图

起落架是飞机主体和机轮刹车系统之间的桥梁，在着陆及滑跑过程中，飞机主体的运动状态要通过起落架对刹车系统的刹车及防滑性能施加影响，与此同时，机轮刹车防滑系统反过来又通过起落架施加给飞机主体动态的作用力而不断改变飞机的运动状态。三者之间的关系如图 3-2 所示^[48]。

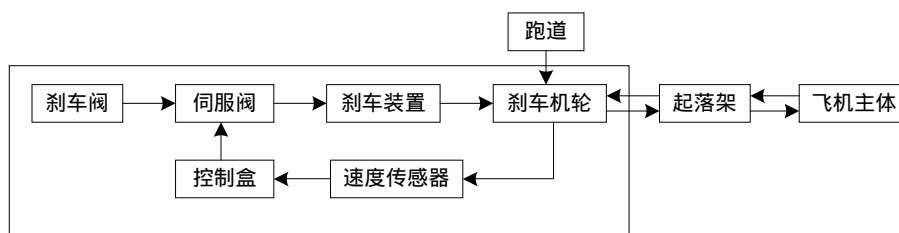


图3-2 机身、起落架、刹车三者关系

论文根据机身、起落架及刹车三者的关系，以及主起落架在地面滑跑时的两个主要功能，将主起落架系统分为缓冲系统和防滑刹车系统两部分。缓冲系统用来吸收飞机着陆和地面滑跑过程中垂直方向的能量，刹车系统用来吸收飞机的纵向动能。对飞机起落架系统的建模工作，就是从建立缓冲系统和防滑刹车系统这两个系统的数学模型来考虑的。

§ 3.2 缓冲系统数学模型

§ 3.2.1 缓冲系统概述

缓冲系统的作用是吸收飞机的冲击动能，并能及时将这种能量释放出去，所以它不仅具有弹性，而且还应该具有消耗大部分能量的功能。缓冲系统的工作原理是：正行程时，缓冲器在外力作用下受到压缩，空气腔压缩，将一部分动能转化为压缩能，同时，油液流过油孔时，形成较大的阻尼作用，将部分动能转化为热能消耗掉；当外力与缓冲器力达到平衡时进入反行程，压缩气体开始释放它所储蓄的能量，空气腔膨胀，油液从回游腔溢出，从主油孔返回主油腔，此时回油孔上的游动活门盖住一些孔，增加了油孔的阻尼，使储蓄的能量基本上转化为热能传播到了空气中去^[51]。

它主要包括减震支柱和飞机轮胎两个部分。

减震支柱是起落架系统的基本支撑部分，它由可相对运动的内外缸筒组成，并形成上下腔，上腔通过支柱顶部充气活门加入压缩氮气，下腔通过支柱后侧的加油活门加入液压油，两腔之间由节流孔连通，内外筒之间的相对运动面上有密封圈封严。以一定的初压力密封在缓冲器里的空气(通常是氮气)就是很好的弹性构件，利用气体可压缩变形的特性，它可以使被压缩的缓冲器很快地伸展，以便迅速地准备好承受下一次撞击，并能吸收飞机着陆撞击时产生的动能，以减弱撞击力；其油室里的油液，当缓冲器工作时可以通过限流孔，利用液压油在起落架着陆压缩过程中油室的容积变化和通过限流孔高速限流产生的摩擦，使液压油温度升高，依靠散热就可以将一部分撞击能量转化成热能而消耗掉，从而减弱飞机着陆时的撞击和跳动。缓冲器吸收了飞机着陆撞击时约80%~90%的能量，其余能量由轮胎和机体结构吸收。

飞机轮胎用于飞机在机场通行并当飞机在着陆和运动时吸收一部分撞击能量。

§ 3.2.2 缓冲系统数学模型假设条件

在建立缓冲系统数学模型之前，需要做以下假设^{[24-26][50]}：

- (1)起落架的运动只限于垂直于地面的运动，不考虑横侧向运动；
- (2)轮胎模型可以用弹簧和阻尼器等效代替；

- (3)忽略缓冲器腔体、支柱、机轮的结构变形,假设阻尼油液是不可压缩的;
- (4)假设上室的液体压力与上室氮气的压力相等;
- (5)假设飞机地面滑跑过程中重力与升力大小相等。

§ 3.2.3 缓冲系统数学模型

飞机着陆时,机体具有给定的着陆速度和下沉速度,起落架轮胎和缓冲器均被压缩,弹性质量与非弹性质量之间的位置都发生了变化^[49]。弹性质量是机身、机翼缓冲器外筒等的质量在起落架转轴处的等效当量质量;非弹性质量是缓冲器支柱、机轮、轮胎等的质量在机轮轮轴处的等效当量质量。图 3-3 表示的是一支柱套筒式飞机主起落架缓冲系统的结构图。

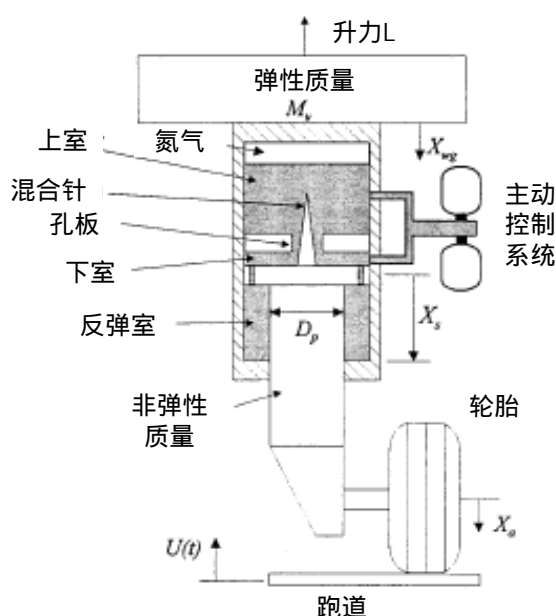


图3-3 起落架缓冲系统

对它的弹性质量部分进行受力分析,如图 3-4 所示。

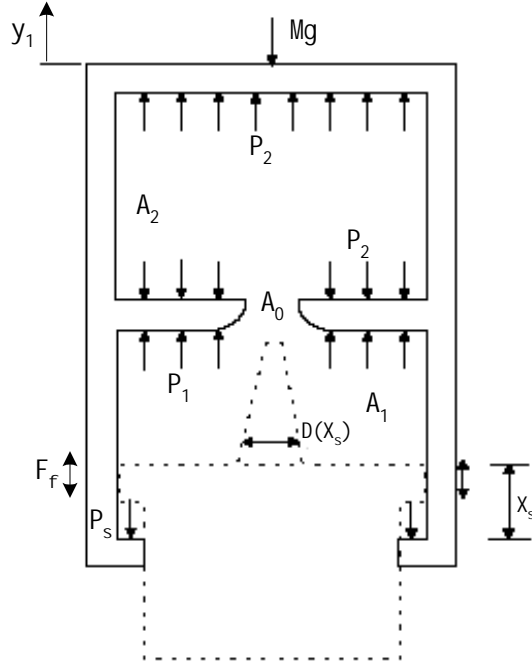


图3-4 弹性质量部分受力分析图

以垂直向上方向为正，假设缓冲器为伸展过程，列写缓冲系统的动力学方程

$$M \frac{d^2 y_1}{dt^2} = P_2 A_0 + P_1 (A_1 - A_0) - P_s A_R + F_f + F_Y - Mg + u \quad (3-1)$$

假设 $P_s = P_1$ ，则上式可以化简为

$$M \frac{d^2 y_1}{dt^2} = P_2 A_0 + P_1 (A_1 - A_0 - A_R) + F_f + F_Y - Mg + u \quad (3-2)$$

对缓冲系统的非弹性质量部分进行受力分析，如图 3-5 所示。

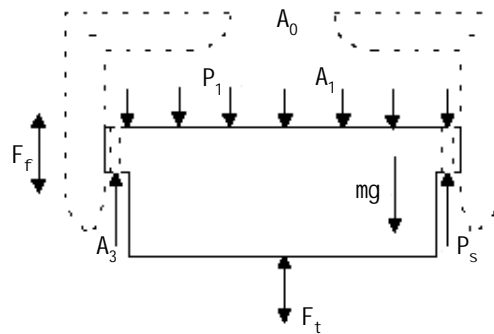


图3-5 非弹性质量部分受力图

则有

$$m \frac{d^2 y_2}{dt^2} = -P_1(A_1 - A_3) + P_s(A_R - A_3) - mg + F_t - F_f - u \quad (3-3)$$

上式可以进一步化简为

$$m \frac{d^2 y_2}{dt^2} = -P_1 A_1 + P_1 A_R - mg + F_t - F_f - u \quad (3-4)$$

其中, y_1 为飞机机体位移; y_2 为机轮轮轴位移; P_1 为减震器下腔压强; P_2 为减震器上腔的压强; m 为起落架非弹性质量; M 为弹性质量; A_1 为减震器油液作用面积; A_2 为减震器气体作用面积, 可见, A_1 与 A_2 相等; A_3 为反弹室油孔面积; A_R 为反弹室的横截面积; A_0 为油液孔面积; F_e 为地面反作用力; F_y 为飞机升力; F_t 为机轮轮胎力; F_f 为减震器的轴向摩擦力; u 为主动控制输入。

根据油气式缓冲器的物理模型, 通过缓冲器的刚度特性和阻尼特性分析, 由于油气式缓冲器具有变刚度和变阻尼特性, 其刚度随活塞与液压缸的相对位移的变化而变化, 其阻尼力随活塞与液压缸的相对速度的变化而变化。这使得整个系统成为一个非线性振动问题。虽然将油气式缓冲器的刚度系数和阻尼系数看成常数很不切实际, 但在分析系统过程中, 可以将他们在某一位置上看作是常数来对待, 并在整个系统的控制过程中针对参数的变化进行控制。

因此, 可得到缓冲器的气体弹簧力 F_g , 油液阻尼力 F_h 的表达式如下

$$F_g = K_1(y_1 - y_2) \quad (3-5)$$

$$F_h = C_1(\dot{y}_1 - \dot{y}_2) \quad (3-6)$$

其中, C_1 为油液缓冲器阻尼系数, K_1 为油液缓冲器刚度系数。

根据经验公式, 减震器的轴向摩擦力

$$F_f = 0.25(F_g + F_h) \quad (3-7)$$

在不考虑气体的压缩随温度变化的理想条件下, 即等温压缩条件下, 可将轮胎用一个弹簧和一个阻尼器并联的数学模型来描述^[50]。如下图所示

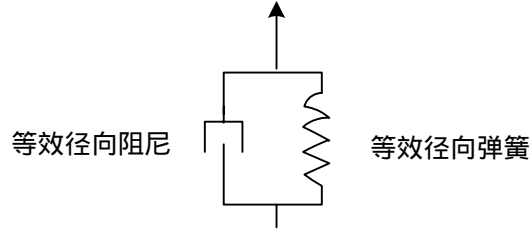


图3-6 轮胎等效结构图

由于气体的可压缩性，其弹簧刚度和阻尼系数均具有非线性，也就是说刚度和阻尼系数随着外部载荷、轮胎内部压力的不同而变化。然而在分析整个系统时，与缓冲器的处理方式相似，可以将其在某一位置上看作常数，因此轮胎力 F_t 可转化为

$$F_t = C_2(\dot{y}_g - \dot{y}_2) + K_2(y_g - y_2) \quad (3-8)$$

其中， C_2 为机轮的弹性阻尼系数， K_2 为机轮的刚度系数， y_g 为地面输入。

由于主动控制伺服阀控制命令会不断改变伺服阀油孔的面积，因此半主动控制起落架的减震器上下腔的压力 P_1 和上腔的压力 P_2 会随之改变，它们的动态性能将直接影响到起落架力的大小和起落架地面滑行性能。为此，必须建立这两个参数随伺服阀油孔面积变化的动态方程。

(1) 减震支柱下腔压强的动态方程^{[24][25]}

由液体压缩方程可得

$$V_1 = V_{10} e^{-(P_1 - P_{10})/\beta} \quad (3-9)$$

其中， V_1 表示油液体积； V_{10} 表示油液初始体积； P_{10} 表示下腔液体初始压强； β 为油液体积弹簧系数。对两边同时取微分，得

$$\dot{V}_1 = -\frac{1}{\beta} V_{10} e^{-(P_1 - P_{10})/\beta} \dot{P}_1 \quad (3-10)$$

进而有

$$\dot{P}_1 = -\frac{\beta}{V_{10} e^{-(P_1 - P_{10})/\beta}} \dot{V}_1 = -\frac{\beta \dot{V}_1}{V_1} \quad (3-11)$$

又因为

$$V_1 = V_{10} - A_0 S + \int_0^{\Delta t} Q_0 dt + \int_0^{\Delta t} Q_s dt \quad (3-12)$$

$$Q_0 = C_0 A_0 \sqrt{P_1 - P_2} \quad (3-13)$$

$$Q_s = C_s A_s \sqrt{P_1 - P_2} \quad (3-14)$$

其中, S 为减震器支柱行程; Q_0 为阻尼孔体积流量; Q_s 为伺服阀体积流量; C_0 为主阻尼孔油液流量系数; C_s 为伺服阀油液流量系数。

所以有

$$\dot{V}_1 = -A_0 \dot{S} + Q_0 + Q_s \quad (3-15)$$

因为在 Δt 时间内通过阻尼小孔的液体体积很小, 为简化起见, 可将式(3-12)中 V_1 的后两项舍弃, 写为

$$V_1 = V_{10} - A_0 S \quad (3-16)$$

因此得

$$\dot{P}_1 = -\frac{\beta \dot{V}_1}{V_1} = \beta \frac{A_0 \dot{S} - Q_0 - Q_s}{V_{10} - A_0 S} \quad (3-17)$$

又根据减震器运动行程

$$S = y_s + y_2 - y_1 \quad (3-18)$$

其中, y_s 为减震器初始行程。

最终可将下腔液体压强 P_1 的动态方程写为

$$\dot{P}_1 = \beta \frac{A_0 (\dot{y}_2 - \dot{y}_1) - Q_0 - Q_s}{V_{10} - A_0 (y_s + y_2 - y_1)} \quad (3-19)$$

(2) 减震支柱上腔压强的动态方程^{[24][25]}

设减震器上腔气体的初始体积为 V_{20} , 上腔油液初始体积为 V_{u0} , 当减震器压缩行程为 S 时, 气体体积变为 V_2 , 油液体积变为 V_u , 则压缩前后的体积应满足如下关系

$$V_{20} + V_{u0} = -A_R S + V_2 + V_u + \int_0^{\Delta t} Q_0 dt + \int_0^{\Delta t} Q_s dt \quad (3-20)$$

由气体的多变方程

$$P_2 = P_{20} \left(\frac{V_{20}}{V_2} \right)^\gamma \quad (3-21)$$

可得

$$V_2 = V_{20} \left(\frac{P_{20}}{P_2} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (3-22)$$

由液体的压缩方程可得

$$V_u = V_{u0} e^{-(P_2 - P_{20})/\beta} \quad (3-23)$$

其中, P_{20} 为气体的初始压强; γ 为气体多变指数; V_{u0} 为上腔液体的初始体积。

将 V_2 和 V_u 代入式(3-20), 有

$$V_{20} + V_{u0} = -A_R S + V_{20} \left(\frac{P_{20}}{P_2} \right)^{\frac{1}{\gamma}} + V_{u0} e^{-(P_2 - P_{20})/\beta} + \int_0^{\Delta t} Q_0 dt + \int_0^{\Delta t} Q_s dt \quad (3-24)$$

两边同时取微分

$$0 = -A_R \dot{S} - \frac{1}{\gamma} V_{20} P_{20}^{\frac{1}{\gamma}} P_2^{-\frac{1}{\gamma}-1} \dot{P}_2 - \frac{1}{\beta} V_{u0} e^{-(P_2 - P_{20})/\beta} \dot{P}_2 + Q_0 + Q_s \quad (3-25)$$

即

$$-A_R \dot{S} + Q_0 + Q_s - \frac{1}{\gamma} V_2 \frac{\dot{P}_2}{P_2} - \frac{V_u}{\beta} \dot{P}_2 = 0 \quad (3-26)$$

由上式可得

$$\dot{P}_2 = \frac{-A_R \dot{S} + Q_0 + Q_s}{\frac{V_2}{\gamma P_2} + \frac{V_u}{\beta}} \quad (3-27)$$

因此, 上腔气体压强 P_2 的动态方程为

$$\dot{P}_2 = \frac{-A_R (\dot{y}_2 - \dot{y}_1) + Q_0 + Q_s}{\frac{V_2}{\gamma P_2} + \frac{V_u}{\beta}} \quad (3-28)$$

然后选择状态变量为 P_1 , P_2 , $y_1 - y_2$, $y_g - y_2$, \dot{y}_1 , \dot{y}_2 , 输入 u , 干扰 \dot{y}_g , 可以列写系统的状态空间方程。理论上上面的方法对系统的性能描述会比较全面, 然而实际之中, 由于数据的不足以及模型阶数偏高, 使得它比较难于实现。

不失一般性，可以对上述模型进行简化处理。论文将采用一种简化的模型描述方法来建立飞机缓冲系统的数学模型。

§ 3.2.4 简化的数学模型

根据图 3-3，在假设条件成立的基础上，将缓冲器等效为一个弹簧和一个阻尼器并联的形式，对模型进行分析，以垂直向上方向为正，假设缓冲器为伸展过程，列写缓冲系统的动力学方程

$$M\ddot{y}_1 = -F_v - F_u + u - Mg + F_Y \quad (3-29)$$

$$m\ddot{y}_2 = F_v + F_u - F_t - u - mg \quad (3-30)$$

其中，轮胎力 F_t 为

$$F_t = C_2(\dot{y}_g - \dot{y}_2) + K_2(y_g - y_2) \quad (3-31)$$

把式(3-31)代入式(3-20)中可以得到

$$m\ddot{y}_2 = F_v + F_u - C_2(\dot{y}_g - \dot{y}_2) - K_2(y_g - y_2) - u - mg \quad (3-32)$$

根据缓冲器的气体弹簧力 F_g ，油液阻尼力 F_h 的表达式

$$F_g = K_1(y_1 - y_2) \quad (3-33)$$

$$F_h = C_1(\dot{y}_1 - \dot{y}_2) \quad (3-34)$$

将(3-33)式，(3-34)式代入式(3-29)和式(3-32)，可得

$$M\ddot{y}_1 = -K_1(y_1 - y_2) - C_1(\dot{y}_1 - \dot{y}_2) + u - Mg + F_Y \quad (3-35)$$

$$m\ddot{y}_2 = K_1(y_1 - y_2) + C_1(\dot{y}_1 - \dot{y}_2) - C_2(\dot{y}_g - \dot{y}_2) - K_2(y_g - y_2) - u - mg \quad (3-36)$$

至此，我们建立了简化的缓冲系统数学模型，取状态变量分别为 $y_1 - y_2$ ， $y_g - y_2$ ， \dot{y}_1 ， \dot{y}_2 ；输入为控制阀的输出 u ；输出为 \ddot{y}_1 ， \ddot{y}_2 ，干扰为 \dot{y}_g 。根据式(3-35)和(3-36)，可得缓冲系统的状态空间描述如下

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \\ -\frac{K_1}{M} & 0 & -\frac{C_1}{M} & \frac{C_1}{M} \\ \frac{K_1}{m} & -\frac{K_2}{m} & \frac{C_1}{m_2} & -\frac{C_1}{m} + \frac{C_2}{m} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{M} \\ -\frac{1}{m} \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} -\frac{K_1}{M} & 0 & -\frac{C_1}{M} & \frac{C_1}{M} \\ \frac{K_1}{m} & -\frac{K_2}{m} & \frac{C_1}{m} & -\frac{C_1}{m} + \frac{C_2}{m} \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} \frac{1}{M} \\ -\frac{1}{m} \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ -\frac{C_2}{m} \end{bmatrix}$$

§ 3.3 防滑刹车系统数学模型

§ 3.3.1 防滑刹车系统概述

防滑刹车系统是飞机起落架系统的一个子系统。它的主要作用是刹停飞机，并且能在飞机一旦出现打滑时，减小刹车压力，消除飞机打滑。对于飞机来说，刹车部分的工作是否正常、可靠，将直接影响着飞机着陆时的安全。

飞机防滑刹车系统的工作原理：当飞机着陆时，驾驶员发出刹车信号，指令传感器输出与脚踏位移成比例的电信号给压力伺服阀，同时接通刹车开关给液压锁通电，打开液压系统通往压力伺服阀的通道，液压源的高压油由刹车减压阀输出刹车压力，实施机轮刹车，刹车后，主机轮速度随刹车压力增大会急剧下降，如果没有保护措施，主机轮的速度会降为零，造成脱胎。为了使主机轮的减速度不超过飞机的着陆减速率，机轮速度传感器会将机轮速度转换为电信号输送给防滑控制盒，控制盒根据速度的大小输出相应的防滑电流到电液伺服阀，电液伺服阀再输出刹车压力，该压力到达刹车装置以后，可以通过液压活塞作用于压紧盘以调节刹车装置的压紧力，从而改变刹车力矩，这个力矩与轮胎和跑道之间的结合力矩共同控制机轮的转速，从而形成一个以机轮速度为负反馈的闭环控制系统。它的工作原理如图 3-7 所示。

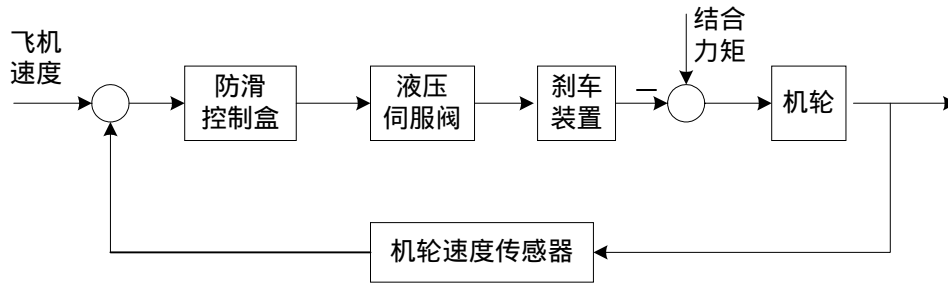


图3-7 防滑刹车系统原理框图

一般来说,整个防滑刹车系统主要由机轮刹车调节系统(液压动力执行机构部分)和刹车电子防滑系统两部分组成。机轮刹车调节系统主要包括减压刹车阀、刹车装置、机轮、轮胎、定量器等附件。刹车电子防滑系统主要由机轮速度传感器、防滑控制盒和电液伺服阀组成。下面将详细介绍这些部件^[28-30]。

(1)刹车减压阀:刹车减压阀有气压和液压两种,本文研究的是液压刹车系统,所以采用的是液压刹车阀,它的作用主要是将液压源输入的高压油减压,以供刹车系统使用。刹车阀受飞行员的直接控制,飞行员脚踩刹车时能将飞机主液压系统提供给刹车系统的油源压力降低一定值,输出一个稳定的与飞行员的脚蹬力成正比的最大的刹车压力,从而限制了输送给刹车装置的最大刹车压力,也就限制了刹车系统的最大刹车力矩。对防滑控制系统来说,飞机着陆时允许飞行员将刹车阀一脚踩到底,输出最大刹车压力,而由防滑控制盒来调节最终输送给刹车装置的刹车压力,因此,在防滑刹车系统中,刹车减压阀只起到了一个恒压源的作用。

(2)刹车装置:分别安装于飞机左、右主起落架机轮轮毂内,每个刹车装置上都有静盘和动盘,静盘固定在刹车组件上,而动盘与机轮啮合在一起。当飞机着陆时,其动盘由轮毂带动并随机轮一起转动,静盘通过刹车壳体与轮轴相连不随机轮转动,刹车制动就是通过液压力的作用使刹车动盘和静盘间产生摩擦力来实现的,动盘和静盘上都装有特制的摩擦材料,以最大限度地增大摩擦系数。由此可见,刹车装置的主要功能就是把输送来的刹车压力转换成刹车力矩。

(3)定量器:定量器的作用是限制输送给刹车装置的油液量,当通过定量器的油液体积超过一定量时,即认为刹车装置产生了泄漏,这时定量器自动关闭,切断油路,防止系统进一步漏油,这样可以避免系统过量泄漏而造成的危害,

起安全保护作用；而当系统正常工作时则相当于一个通道，除具有一定的节流作用外几乎不起什么作用。因此，定量器在防滑刹车系统建模时也可以忽略掉。

(4)刹车机轮：接受伺服阀传递过来的液压，产生刹车力矩，使飞机减速刹车，并将机轮的速度送到传感器中。

(5)机轮速度传感器：安装在机轮上，检测刹车机轮的速度，产生频率与机轮速度成正比的近似正弦信号，并一次代表机轮速度输入到控制盒中。

(6)电液伺服阀：这里是指电液压力伺服阀，它是防滑系统的执行部件，接收从刹车减压阀来的刹车压力，并由防滑控制盒输出的电流对本级的输出进行调节，实时地控制刹车装置的刹车力矩，以避免飞机着陆时机轮打滑。在没有防滑控制电流的情况下，它相当于一个通道，不起什么作用，直接输出最大刹车压力；当有防滑控制电流输入时，伺服阀输出与控制电流成反比的刹车压力，也就是说，电流越大，输出的刹车压力越小，电流越小，刹车压力越大。

(7)控制盒：它是整个刹车系统的核心部分，接受来自机轮速度传感器送来的频率信号，在控制盒内部进行计算，产生防止机轮打滑的控制电流，并将控制电流送到电液伺服阀，操纵伺服阀去调节刹车压力，以保证飞机着陆刹车的安全，整个刹车系统的控制律的实现均包含在控制装置内。定性的来说，就是当机轮速度下降过快时，认为已经出现了打滑，这时就输出一个大的电流，传送给电液伺服阀，解除刹车压力，机轮打滑越严重，打滑时间越长，这个输出的电流就越大。

它们的关系可以用图 3-8 表示。

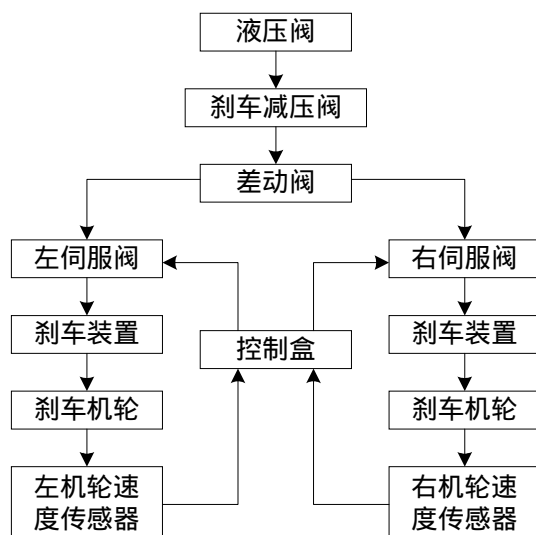


图3-8 防滑刹车系统结构图

由于飞机在着陆后的滑跑过程中可能出现三种状态^[30]：

(1)机轮纯滚动状态。即机轮在地面滚动而不滑动，这种状态出现在飞机前轮自由滚动或后轮松刹的情况下；

(2)机轮纯滑动状态。即飞机机轮在地面上滑动而不滚动，这种状态出现在机轮被刹死的情况下，一旦出现这种情况，刹车片很可能抱死。而轮胎将急剧磨损，或者被刹爆；

(3)机轮又滚又滑的状态。即我们所说的刹车状态。

其中，第三种状态就是我们要研究的防滑刹车系统所处的工作状态。

论文研究的飞机的防滑刹车系统是一种参考速率——速度差控制系统。参考速率——速度差控制系统是现代飞机广泛采用的一种系统。其控制原理是在电路中设有一个接受机轮瞬时速度的记忆单元。所记忆的速度按一定的，并与刹车压力有关的规律衰减，同时与机轮的瞬时速度进行比较，当速度差达到某一值时，则控制单元产生与速度差成比例的放压信号，即松开刹车使机轮滑动达到最佳为止。这种控制方式省去了不刹车机轮上的机轮速度传感器，而以参考速率记忆单元代替，并且提高了可靠性。

§ 3.3.2 防滑刹车系统数学模型假设条件

在建立飞机动力学模型之前，需要先做以下假设^[28-30]：

- (1)将飞机视为理想刚体，不考虑弹性变形，机体简化为一集中质量；
- (2)由于飞机在地面着陆过程中，发动机呈慢车推力状态，认为慢车推力与

飞机速度呈线性关系，所以不考虑发动机转子产生的陀螺力矩；

(3)飞机在地面滑跑有 6 个方向的运动，假设飞机滑跑时没有侧风或侧风很小，飞机两边跑道状态完全对称，飞机可简化为三自由度的运动体，即纵向、垂直方向和俯仰运动；

(4)对飞机的俯仰运动进行简化，认为飞机俯仰转动引起的角加速度很小，接近于零，由力矩平衡关系即可决定飞机主轮载荷的变化，使问题得到简化。这样简化的目的是使机轮的载荷和结合力矩不至于在很大的幅度内变化过快，有利于对结合系数的变化规律进行分段的仔细研究；

(5)所有受刹机轮的刹车机构性能一致，且同步控制，这样所有机轮的刹车控制就简化为单轮单通道机轮的控制。

防滑刹车系统是一个复杂的控制系统，飞机刹车系统是一个具有不确定的时变参数的高度非线性系统，要建立防滑刹车系统的整体数学模型，必须综合考虑飞机机体、轮胎、传感器等因素，因此我们可将飞机防滑刹车系统的数学模型分为飞机动力学模型，机轮动力学模型，电液伺服阀模型，刹车压力—力矩模型以及轮胎和跑道间结合系数模型这几个部分来考虑，然后以此推导出飞机防滑刹车系统的整体动力学模型。

§ 3.3.3 飞机动力学模型

飞机滑跑过程中的受力情况如图 3-9 所示。

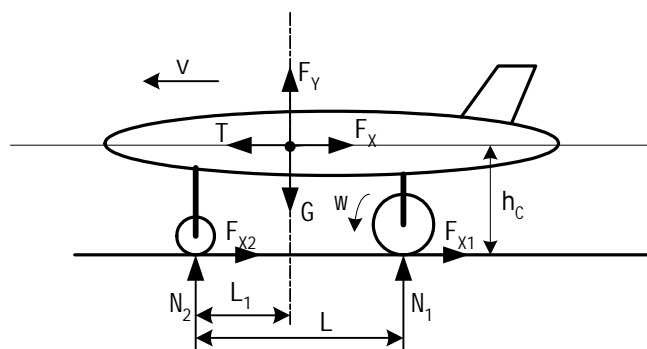


图3-9 飞机受力图

由图 3-9 可以看出，作用在飞机上的力有：

Mg ——重力， M 为飞机质量

N_1 ——单个主轮上的垂直载荷

N_2 ——单个前轮上的垂直载荷

F_Y ——升力, $F_Y = \frac{1}{2} \rho C_Y S v^2$

F_X ——空气阻力, $F_X = \frac{1}{2} \rho C_X S v^2$

F_{X1} ——单个主轮上的摩擦力, $F_{X1} = \mu_1 N_1$

F_{X2} ——单个前轮上的摩擦力, $F_{X2} = \mu_2 N_2$

T ——发动机推力, $T = T_0 + k_v v$

其它物理量的含义为:

v ——飞机的地面滑跑速度

w ——主轮的滚转速度

h_C ——飞机重心距地面的距离

L ——前轮中心在飞机机体轴上的投影到主轮中心在飞机机体轴上的投影的水平距离

L_1 ——前轮在飞机机体轴上的投影到飞机重心的水平距离

μ_1 ——主轮与地面之间的结合系数

μ_2 ——前轮与地面之间的结合系数

T_0 ——发动机初始剩余推力

k_v ——发动机剩余推力速度系数

ρ ——空气密度

C_X ——飞机着陆或滑跑时的阻力系数

C_Y ——飞机滑跑时的升力系数

S ——飞机机翼面积

n_1 ——主轮个数

n_2 ——前轮个数

根据飞机在跑道上滑跑时的受力情况, 运用牛顿第二运动定律对飞机在水平方向和垂直方向分别进行受力分析, 在飞机机体重心处运用转动惯量定律,

可建立下面的方程组

$$\begin{cases} M\dot{v} = -(T - F_x - n_1 F_{x1} - n_2 F_{x2}) \\ Mg - F_y - n_1 N_1 - n_2 N_2 = 0 \\ n_2 N_2 L_1 - (n F_{x1} + F_{x2}) h_c = n_1 N_1 (L - L_1) \end{cases} \quad (3-37)$$

由(3-37)式的后两个方程可以解得

$$N_1 = \frac{(Mg - F_y)(L_1 - \mu_2 h_c)}{n_1 [L + (\mu_1 - \mu_2) h_c]} \quad (3-38)$$

$$N_2 = \frac{(Mg - F_y)(L - L_1 + \mu_1 h_c)}{n_2 [L + (\mu_1 - \mu_2) h_c]} \quad (3-39)$$

将式(3-38)和(3-39)代入式(3-37)的第一个方程中, 可得飞机运动方程:

$$\begin{aligned} \dot{v} &= -\frac{T - F_x - n_1 F_{x1} - n_2 F_{x2}}{M} \\ &= -\frac{T_0 + k_v v}{M} + \frac{1}{2M} \rho C_x S v^2 + \mu_1 \frac{(Mg - \frac{1}{2} \rho C_y S v^2)(L_1 - \mu_2 h_c)}{M [L + (\mu_1 - \mu_2) h_c]} \\ &\quad + \mu_2 \frac{(Mg - \frac{1}{2} \rho C_y S v^2)(L - L_1 + \mu_1 h_c)}{M [L + (\mu_1 - \mu_2) h_c]} \end{aligned} \quad (3-40)$$

§ 3.3.4 机轮动力学模型

对单个主轮进行受力分析如图 3-10 所示。

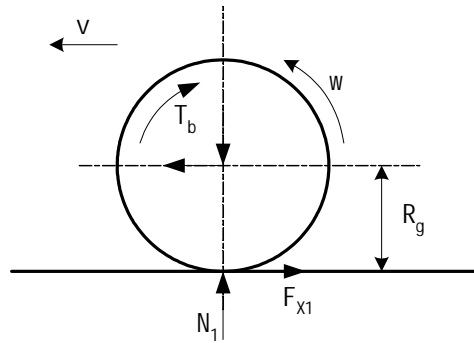


图3-10 机轮受力图

机轮的转动由刹车力矩和结合力矩共同控制, 若忽略一些次要因素, 则可以只考虑机轮转动部分的惯量, 由刹车力矩和结合力矩之差来控制机轮速度。根据转动惯量定律, 可得下面的方程:

$$I\dot{\omega} = F_{x1} R_g - T_b \quad (3-41)$$

所以有

$$\dot{\omega} = \frac{\mu_1 N_1 R_g - T_b}{I} = \frac{R_g \mu_1 (Mg - \frac{1}{2} \rho C_Y S v^2) (L_1 - \mu_2 h_c)}{I n_1 [L + (\mu_1 - \mu_2) h_c]} - \frac{T_b}{I} \quad (3-42)$$

其中

$$R_g = R_0 - N_1 k_\delta \quad (3-43)$$

I 为机轮的转动惯量, ω 为受刹车轮的角速度, R_g 为机轮刹车滑跑过程中轮胎的滚动半径, R_0 为机轮自由半径, k_δ 为轮胎压缩系数, T_b 为机轮刹车装置的刹车力矩。

§ 3.3.5 电液伺服阀模型

在讨论电液伺服阀的模型时, 将其看作是一个一阶惯性环节, 则

$$\dot{P} = -\frac{1}{\tau} P + \frac{1}{\tau} u \quad (3-44)$$

其中, P 为刹车压力, τ 为刹车时间常数, u 为控制盒的输出信号。

§ 3.3.6 刹车压力—力矩模型

根据刹车压力计算刹车力矩的公式如下

$$T_b = P C_b \quad (3-45)$$

其中, C_b 为机轮刹车盘作用系数。

§ 3.3.7 轮胎和跑道间结合系数模型

滑移率对结合系数的影响非常复杂, 当滑移率从零开始增大时, 结合系数也随着增大, 直到达到一个峰值之后, 随着滑移率的继续增大, 结合系数开始降低。也就是说, 在整个刹车的过程当中, 结合系数存在一个最大值。

飞机速度一定时, 结合系数与滑移率的关系如图 3-11 所示。

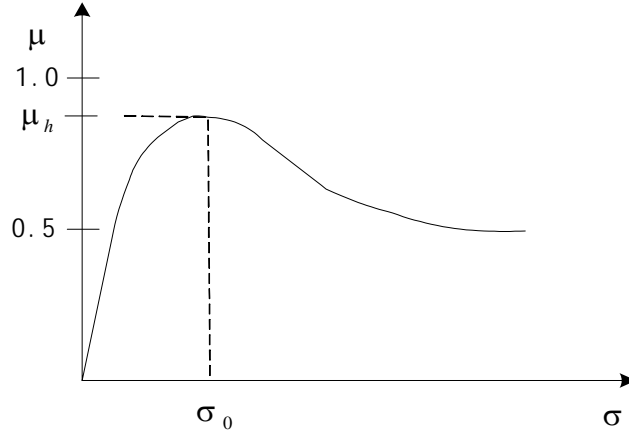


图3-11 结合系数与滑移率关系曲线图

实际上，机轮轮胎与机场跑道表面的结合系数与滑移率之间为一非线性关系，但是为了便于研究推出状态空间表达式，我们对机轮轮胎特性曲线进行简化，将结合系数与滑移率的关系用两条直线来近似表示^{[55][56]}，如图 3-12 所示。

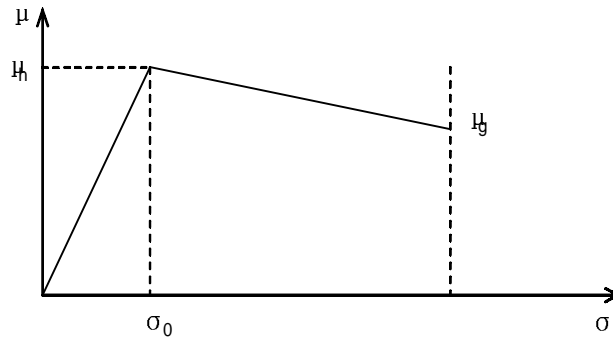


图3-12 结合系数与滑移率关系曲线图b

其数学表达式为

$$\begin{cases} \mu = \mu_h \sigma / \sigma_0 & \sigma \leq \sigma_0 \text{ 稳定区} \\ \mu = \frac{\mu_h - \mu_g \sigma_0}{1 - \sigma_0} - \frac{\mu_h - \mu_g}{1 - \sigma_0} \sigma & \sigma > \sigma_0 \text{ 不稳定区} \end{cases} \quad (3-46)$$

其中， μ_g 为滑移率为 100%时机轮轮胎结合系数， μ_h 为机轮轮胎峰值结合系数， σ_0 为最佳滑移率。

因此，飞机主轮与地面的结合系数可以近似取为

$$\mu_1 = \mu_h \cdot \sigma / \sigma_0 \quad (3-47)$$

根据定义，飞机机轮滑移率为

$$\sigma = \frac{v - w R_g}{v} \quad (3-48)$$

由于在整个飞机刹车过程中, 飞机速度的变化以及轮胎半径的变化较机轮速度的变化要小得多, 因此在短暂的时间间隔内可将飞机速度和轮胎半径看作常数, 因此, 有

$$\begin{aligned}\dot{\sigma} &= -\frac{R_g}{v} \cdot \frac{dw}{dt} \\ &= -\frac{1}{v} \left(R_0 - k_\delta \frac{(Mg - \frac{1}{2} \rho C_Y S v^2)(L_1 - \mu_2 h_C)}{n_1 [L + (\mu_1 - \mu_2) h_C]} \right) \\ &\quad \cdot \left(\frac{\mu_1 (Mg - \frac{1}{2} \rho C_Y S v^2)(L_1 - \mu_2 h_C) \left(R_0 - k_\delta \frac{(Mg - \frac{1}{2} \rho C_Y S v^2)(L_1 - \mu_2 h_C)}{n_1 [L + (\mu_1 - \mu_2) h_C]} \right)}{I n_1 [L + (\mu_1 - \mu_2) h_C]} - \frac{P C_b}{I} \right)\end{aligned}\quad (3-49)$$

§ 3.3.8 防滑刹车系统数学模型

选取状态变量为 v , P , σ ; 输入为 u ; 输出为 v , p , 根据式(3-40), (3-44), (3-47), (3-49), 在 MATLAB 环境下对各微分方程实现小扰动线性化, 根据防滑刹车系统的参数大小, 可得防滑刹车系统的状态空间描述如下

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{P} \\ \dot{\sigma} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -0.1913 & 0 & 12.2653 \\ 0 & -62.5 & 0 \\ -0.027 & 0 & -0.6746 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ P \\ \sigma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 62.5 \\ 0 \end{bmatrix} u \\ \begin{bmatrix} v \\ P \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ P \\ \sigma \end{bmatrix}\end{aligned}$$

§ 3.4 本章小结

通过对飞机起落架系统的组成分析, 将其按照功能分为缓冲系统和防滑刹车系统两部分。分别详细介绍了这两部分的功能、工作原理和结构组成。在合理的假设条件的基础上, 分别建立了缓冲系统和防滑刹车系统的数学模型。由于防滑刹车系统的非线性性, 对它的数学模型进行了小扰动线性化处理, 因此

只能适合于某个工作点的情况，并且引入了线性化误差。根据缓冲系统和防滑刹车系统的参数大小，将它们的模型表示为状态空间形式。

第四章 飞机起落架系统故障诊断

基于模型的故障诊断方法,其正确检测和诊断故障的前提是系统的模型要确定。然而,实际系统中不可避免地存在着不确定性。飞机起落架系统的模型就是在一些假设条件成立的基础上完成的,所以建模具有不确定性,并且还存在着很多的系统噪声和外界干扰。而一般的故障检测观测器方法没有考虑系统的干扰等未知输入,如果对飞机起落架系统仅采用全维故障检测观测器方法则不能取得好的效果,因而必须在上方法的基础上对其进行改进,采用对模型不确定性有较强鲁棒性的故障检测和诊断算法。

考虑故障检测和诊断的鲁棒性问题,首先要找到对作用于系统的不确定性的适当描述和系统化处理方法。一种处理方法是将不确定性看作未知输入,然后采用未知输入观测器方法来估计系统状态,利用未知输入观测器将系统的不确定性对残差的影响进行消除,然后再采用常规的故障检测和诊断方法;另一种处理方法是给观测器设定特定的特征值和特征向量,使滤波残差信号与未知扰动彻底解耦,从而获得鲁棒故障检测和诊断算法。根据起落架系统的数学模型以及起落架系统的实际情况,论文主要采用第一种处理方法来进行起落架系统的故障诊断。

首先简要介绍了飞机起落架系统的主要故障形式,在建立的数学模型的基础上,根据全维故障检测观测器的不足,采用鲁棒故障检测观测器方法分别对起落架缓冲系统和防滑刹车系统的故障从元器件故障、传感器故障、执行器故障三方面进行故障诊断仿真研究。并对诊断结果进行分析。

§ 4.1 系统故障的可检测性

在对一个系统进行故障检测与诊断之前,首先要考虑该系统是否具有故障可检测性。若系统故障不能在可量测的参量中以直接或间接的形式表现出来,则该故障是不可检测的;若系统的故障能通过系统输出量测的参量的有限个观测值确定,则称该系统故障是可检测的。若系统故障能通过观测值序列唯一确定,则称该系统的故障是可诊断的。

对于线性动态系统:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t)\end{aligned}\tag{4-1}$$

其故障具有可检测性的充要条件是 A 稳定, 且 (A, C) 可观测。其中 $x(t) \in R^n$ 为状态向量, $u(t) \in R^p$ 为控制向量, $y(t) \in R^m$ 为观测向量, $A \in R^{n \times n}$ 、 $B \in R^{n \times p}$ 、 $C \in R^{m \times n}$ 为常数矩阵。

根据前面建立的飞机起落架系统的数学模型, 可以判定飞机起落架系统的故障具有可检测性。

§ 4.2 飞机起落架系统的主要故障与噪声

飞机起落架系统的故障大多数是起飞、着陆、飞行前后机组与维修人员发现的问题, 对于一些外部表现不强烈的故障, 维修人员将很难发现。从中国民航四川省航空公司 1996~1999 年维护信息统计, 起落架系统故障约占飞机总故障的 7.3%, 其中的 2% 左右的故障引起重要事件^[1]。根据波音公司提供的 1996~1999 年世界各地波音系列飞机因飞机本身原因发生的事故与征候中, 起落架故障在各年分别占 15.2%, 17%, 16.7%, 16.8%^[1]。飞机使用的头两年和 2/3 寿命期后, 起落架系统的故障率一般较高, 各航空公司的运营信息也表明, 现代运输机起落架系统虽然能满足使用要求, 但可靠性低于飞机其他系统^[1]。

在下面讨论飞机起落架系统的故障诊断时, 由于主要是从元器件、执行器以及传感器三方面的故障诊断来进行。所以我们也从这三方面入手来分析系统存在哪些具体的元器件、执行器以及传感器故障, 然后再分别对这些故障进行故障诊断。

§ 4.2.1 刹车系统的故障分析与故障设置

(1) 刹车系统的故障分析

刹车系统的故障主要有刹车装置故障、电液压力伺服阀故障和机轮速度传感器故障。

对于电液压力伺服系统来说, 主要有以下一些故障^{[23][69][71]}:

1) 主阀芯磨损。是指控制窗口磨损以及阀芯磨损后径向间隙增大, 主要影响伺服阀输出流量的精度, 因此对静态特性, 特别对零位特性影响较大。主阀芯磨损表现在压力增益降低、零位无载流量增益增大、零位内泄漏增大等。

2) 主阀芯卡死。主要由油液污染引起, 表现为伺服阀的无载控制流量增益曲线发生畸变, 流量和压力增益降低, 动态性能变坏。

3) 阀套密封圈破损。阀套密封的故障频度与伺服阀的使用工况密切相关。对于使用工况比较严峻的伺服阀, 因长期工作在高温、高压环境下, 长期受交变压力所冲击, 密封受到交变挤切并进而使之吹损, 长期受高温影响时会失去弹性、硬化变脆进而断裂破损, 引起故障。阀套密封损坏会导致压力增益显著降低, 内泄漏特性曲线发生畸变。

由上述分析可以看出, 液压伺服系统的许多故障如阀芯磨损, 卡滞以及密封破损导致的内泄漏都会引起伺服阀压力增益下降, 因此在建立压力伺服阀的故障模型时, 降低压力增益系数便可模拟上述故障。

对于机轮速度传感器, 其故障主要表现为传感器增益缓慢漂移或比例系数发生改变。

防滑刹车系统中除质量是非时变参数外, 其它很多参数都可能因为元部件的性能变化而发生变化, 这些性能变化有的是系统能够接受的, 即相当于模型不确定性, 而有些是系统不能接受的, 这就是故障。我们考虑的飞机防滑刹车系统的刹车装置的故障为飞机的刹车时间常数发生突变。

(2) 刹车系统的故障设置

1) 力伺服阀增益下降故障: 由前面的分析可以知道, 主阀芯磨损, 卡死或内泄漏都会引起伺服阀压力增益下降, 所以该故障可以模拟上述三种故障;

2) 机轮速度传感器增益故障: 传感器故障又可分为增益系数偏高和偏低两种;

3) 刹车装置故障: 刹车时间常数发生大幅度变化, 机轮转动惯量发生大幅度变化, 轮胎压缩系数发生大幅度变化。

§ 4.2.2 缓冲系统的故障分析与故障设置

(1) 缓冲系统的故障分析

机轮多发故障中, 轮胎破裂占 24.6%; 轮胎磨损与划伤超标占故障的 19.7%; 轮胎漏气占 12%; 胎面分离占 6%; 轮毂裂纹、连接螺栓断裂占 6.5%^{[72][73]}。轮胎破裂主要是因外物扎刺, 也有因刹车不当或防滑失效拖胎造成的; 轮胎漏气的主要原因是充气嘴密封圈损坏, 易熔塞老化; 胎面分离主要是因为各层橡胶质量与老化问题; 轮毂裂纹等属疲劳原因。这些故障都是比较大型的故障, 肉眼也很容易发现。论文中主要考虑的是一些不易察觉的故障情况。

减震支柱的多发故障中,漏油占故障的 64.2%;漏气占 32.1%^{[72][73]}。减震支柱泄漏的主要原因是支柱密封圈频繁磨损、老化、断裂等。减震支柱漏油不仅会减少其内部的液体容量,而且会使气体的初始压力下降。而减震支柱内部液压油的灌充量和气体的初始压力是保持减震支柱良好减震性能的重要因素。

(2)缓冲系统的故障设置

1)考虑缓冲系统元器件故障时,主要从油液缓冲器的弹性系数,阻尼系数,机轮轮胎的弹性系数,阻尼系数的大幅度变化上来体现;

2)对于执行器的故障设置主要是主动控制阀的故障;

3)传感器的故障设置主要是位移传感器,加速度传感器的故障,设置方法与机轮速度传感器相同。

综合上面各个系统的故障情况,论文中将从系统元器件故障、执行器故障和传感器故障三个方面对系统的故障诊断进行仿真研究。具体的故障设置如下表所示。

故障	对应的 参数变化	故障	对应的 参数变化
防滑刹车系统传感器故障	f_a	防滑刹车系统执行器故障	f_a
缓冲系统传感器故障	f_s	防滑刹车系统传感器故障	f_s
刹车盘故障	τ	油液缓冲器弹性故障	C_1
油液缓冲器刚性故障	K_1	机轮弹性故障	C_1
机轮刚性故障	K_2		

§ 4.2.3 论文仿真所考虑的模型误差及噪声

因为实际系统不可避免地存在一些外部干扰以及建立模型时的简化问题,所以对未知输入的来源与形式进行分析也是非常重要的。

(1)非线性问题线性化误差:刹车系统是一个高度非线性系统,典型的非线性有阀的流量—压力特性曲线,阀和力矩马达的饱和特性,滑阀的死区,力矩马达的滞环,地面摩擦特性曲线等,对这些非线性环节的线性化处理,有的是局部小干扰线性化(如阀的流量—压力特性曲线),有的是将曲线近似为线性分段函数(如地面摩擦特性曲线)。

(2)模型降阶误差:如伺服放大器传递函数由惯性环节降为比例环节,电液

伺服阀的二次环节降为惯性环节，阀控缸的动力环节由三阶降为二阶等。

(3)噪声：主要有各种输入噪声，与未建模动态一并列入未知输入之中，未考虑测量噪声。

§ 4.3 全维故障检测观测器设计

根据飞机防滑刹车系统的数学模型

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{P} \\ \dot{\sigma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1913 & 0 & 12.2653 \\ 0 & -62.5 & 0 \\ -0.027 & 0 & -0.6746 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ P \\ \sigma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 62.5 \\ 0 \end{bmatrix} u$$

$$\begin{bmatrix} v \\ P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ P \\ \sigma \end{bmatrix}$$

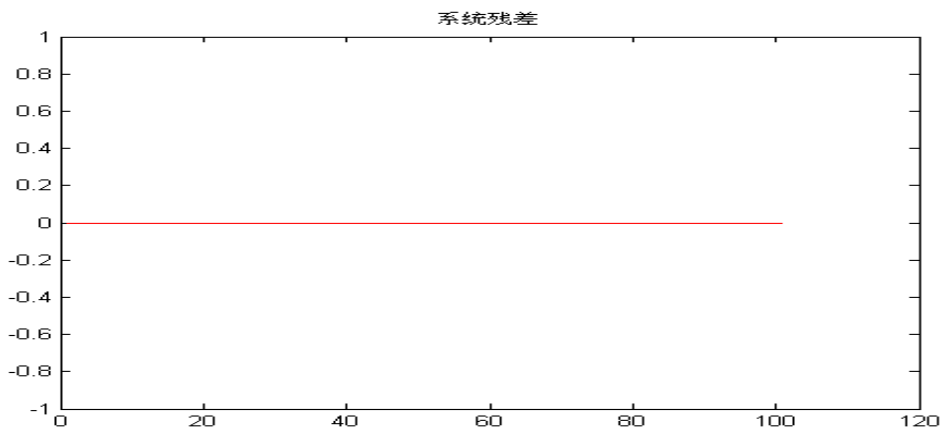
设计它的全维故障检测观测器，假设系统的极点配置在 $p = \begin{bmatrix} -1+2j \\ -1-2j \\ -2 \end{bmatrix}$ 处，则

相应的观测器增益矩阵可以设置为 $L = \begin{bmatrix} 1.1341 & 0 \\ 0 & -60.5 \\ 0.3078 & 0 \end{bmatrix}$ ，从而使 $A-LC$ 的特征

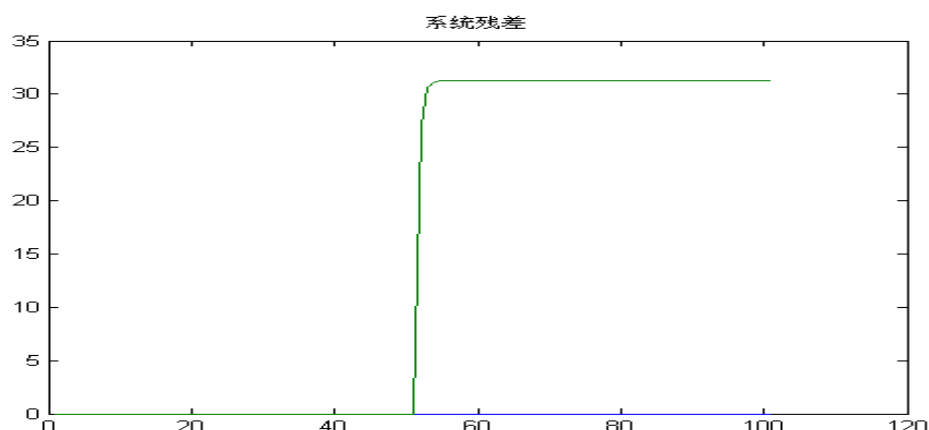
值具有负实部。

在 Simulink 下建立故障诊断的仿真模型。

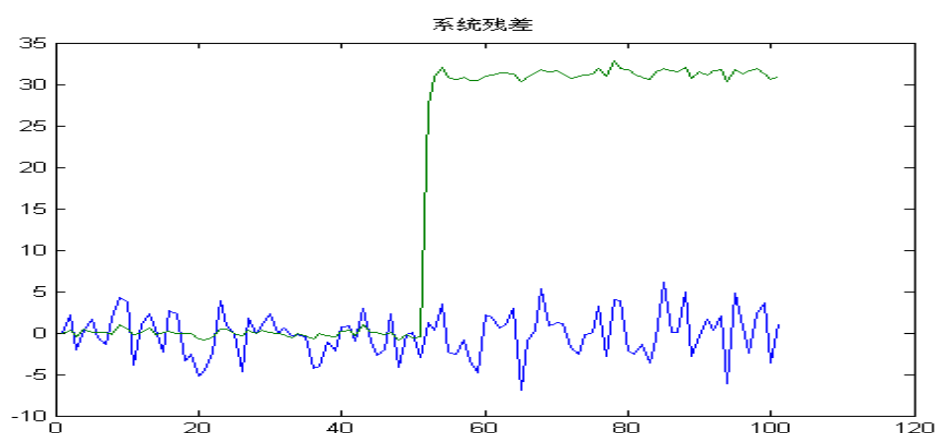
当系统没有噪声干扰，且无故障发生时，系统残差为



假设在第 50 秒时系统发生执行器故障，则系统残差为



当系统加入白噪声，假设在第 50 秒时系统发生执行器故障，得到的残差为



从上面的结果可以发现，全维故障检测观测器当系统没有噪声干扰时能够检测到故障的发生，但是当系统存在噪声干扰时，在故障发生之前残差已经不为零了，并且它的幅值大小与干扰的能量有关，如果干扰较大，那么故障将和干扰无法区分，不能实现故障与干扰的解耦，因此不能准确检测故障的发生。

§ 4.4 鲁棒故障检测观测器设计

由于一般的故障检测观测器对未知输入的鲁棒性差，论文在考虑未知输入和故障都存在的情况下，采用了一种鲁棒故障检测观测器方法来对飞机起落架系统的故障进行检测。在第二章中已经分析了这种方法的原理，然而要想求解这个观测器，还必须寻找一种合适的方法，这一节将首先给出一种鲁棒故障检测观测器的求解方法^[65]，然后分别对防滑刹车系统和缓冲系统的故障进行诊断。

根据鲁棒故障检测观测器的原理，对于一个连续系统，将其离散化之后，要设计它的鲁棒故障检测观测器， \hat{A} 必须满足式 $|\lambda(\hat{A})| \leq 1$ ，因此可以设计 \hat{A} ，使

其全部特征值相同且稳定，即

$$\lambda_i(\hat{A}) = \sigma, \quad |\sigma| < 1, \quad i = 1, 2, \dots, d$$

同时令

$$\hat{A} = \sigma I_d \quad (4-2)$$

这时条件式 $TA - \hat{A}T = \hat{B}C$ 转化为

$$T(A - \sigma I_n) = \hat{B}C \quad (4-3)$$

对矩阵 C 进行奇异值分解，考虑 C 是行满秩的，所以

$$C = U_C [\Sigma_C \quad 0] [V_{C1} \quad V_{C2}]^T \quad (4-4)$$

式中 $V_{C1} \in \mathbf{R}^{n \times m}$ ， $V_{C2} \in \mathbf{R}^{n \times (n-m)}$ ，将式(4-4)代入(4-3)，不难得到

$$T(A - \sigma I_n) [V_{C1} \quad V_{C2}] = \hat{B} U_C [\Sigma_C \quad 0] \quad (4-5)$$

即

$$T(A - \sigma I_n) V_{C2} = 0 \quad (4-6)$$

$$\hat{B} = T(A - \sigma I_n) V_{C1} \Sigma_C^{-1} U_C^T \quad (4-7)$$

当 T 已知时，可从式(4-7)解出矩阵 \hat{B} 。联合式(4-6)和条件式

$$TE = 0 \quad (4-8)$$

可得

$$T[(A - \sigma I_n) V_{C2} \quad E] = 0 \quad (4-9)$$

令

$$Z = [(A - \sigma I_n) V_{C2} \quad E] \quad (4-10)$$

则式(4-9)转化为

$$TZ = 0 \quad (4-11)$$

要使式(4-11)对 T 有非零解，则要求矩阵 Z 的左零空间非空，即要求

$$\text{rank}(Z) = \text{rank}([(A - \sigma I_n) V_{C2} \quad E]) < n \quad (4-12)$$

由于 $Z \in \mathbf{R}^{n \times (n-m+l)}$ ，所以当 $l < m$ 时，式(4-12)一定成立。即系统故障向量的维数不大于独立量测传感器的数量。

令

$$r = n - \text{rank}(Z) \quad (4-13)$$

那么满足式(4-11)的矩阵 T 的最大无关行数为 r 。因此，为了充分利用 T 的自由

度，观测向量 $z(k)$ 的维数取值为

$$d = r = n - \text{rank}(\mathbf{Z}) \quad (4-14)$$

若记矩阵 \mathbf{Z} 的奇异值分解为

$$\mathbf{Z} = [\mathbf{U}_{z1} \quad \mathbf{U}_{z2}] \begin{bmatrix} \Sigma_z & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{V}_z^T \quad (4-15)$$

式中， $\mathbf{U}_{z1} \in \mathbf{R}^{n \times \text{rank}(\mathbf{Z})}$ ， $\mathbf{U}_{z2} \in \mathbf{R}^{n \times r}$ ，则式(4-11)的解可以表示为

$$\mathbf{T} = \mathbf{W}_1 \mathbf{U}_{z2}^T \quad (4-16)$$

其中， $\mathbf{W}_1 \in \mathbf{R}^{d \times r}$ 为待设计的任意矩阵。

将式(4-2)代入条件式

$$\mathbf{L}_1 \hat{\mathbf{A}} \mathbf{L}_3 \mathbf{L}_1 = \mathbf{L}_1 \hat{\mathbf{A}} \quad (4-17)$$

中，可得

$$\sigma \mathbf{L}_1 \mathbf{L}_3 \mathbf{L}_1 = \sigma \mathbf{L}_1 \quad (4-18)$$

显然，若取

$$\mathbf{L}_3 = \mathbf{L}_1^+ \quad (4-19)$$

\mathbf{L}_1^+ 是 \mathbf{L}_1 的 Moore-Penrose 广义 $\{1\}$ -伪逆，则式(4-18)一定成立。

将式(4-4)代入条件式

$$\mathbf{L}_1 \mathbf{T} + \mathbf{L}_2 \mathbf{C} = 0 \quad (4-20)$$

可得

$$\mathbf{L}_1 \mathbf{T} + \mathbf{L}_2 \mathbf{U}_c [\Sigma_c \quad 0] [\mathbf{V}_{c1} \quad \mathbf{V}_{c2}]^T = 0 \quad (4-21)$$

该式可进一步表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{L}_1 \mathbf{T} \mathbf{V}_{c2} &= 0 \\ \mathbf{L}_1 \mathbf{T} \mathbf{V}_{c1} + \mathbf{L}_2 \mathbf{U}_c \Sigma_c &= 0 \end{aligned} \quad (4-22)$$

将式(4-16)代入式(4-22)可得

$$\begin{aligned} (\mathbf{L}_1 \mathbf{W}_1) (\mathbf{U}_{z2}^T \mathbf{V}_{c2}) &= 0 \\ \mathbf{L}_2 &= -(\mathbf{L}_1 \mathbf{W}_1) \mathbf{U}_{z2}^T \mathbf{V}_{c1} \Sigma_c^{-1} \mathbf{U}_c^T \end{aligned} \quad (4-23)$$

令 $\mathbf{P} = \mathbf{U}_{z2}^T \mathbf{V}_{c2} \in \mathbf{R}^{r \times (n-m)}$ ， $r_1 = r - \text{rank}(\mathbf{P})$ ，则要使式(4-23)有非零解，必须满足 $\text{rank}(\mathbf{P}) < r$ ，并且残差向量 $\xi(k)$ 的维数最大也只能取

$$\phi = r_1 = r - \text{rank}(\mathbf{P}) = n - \text{rank}(\mathbf{Z}) - \text{rank}(\mathbf{U}_{z2}^T \mathbf{V}_{c2}) \quad (4-24)$$

设矩阵 \mathbf{P} 的奇异值分解为

$$\mathbf{P} = [\mathbf{U}_{P1} \quad \mathbf{U}_{P2}] \begin{bmatrix} \Sigma_P & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{V}_P^T \quad (4-25)$$

其中 $\mathbf{U}_{P1} \in \mathbf{R}^{r \times \text{rank}(\mathbf{P})}$, $\mathbf{U}_{P2} \in \mathbf{R}^{r \times r_1}$, 则式(4-23)的解为

$$\mathbf{L}_1 \mathbf{W}_1 = \mathbf{W}_2 \mathbf{U}_{P2}^T \quad (4-26)$$

上式中, $\mathbf{W}_2 \in \mathbf{R}^{\phi \times r_1}$ 为待定的常数矩阵, 它的取值必须保证 $\text{rank}(\mathbf{L}_1) = \phi$ 。若按式(4-24)取定残差向量的维数 ϕ , 则仅需限制 \mathbf{W}_2 非奇异即可。若观测向量维数按式(4-14)取值, 则 \mathbf{W}_1 为 $r \times r$ 方阵。选择 \mathbf{W}_1 是可逆阵, 则由式(4-26)可得

$$\mathbf{L}_1 = \mathbf{W}_2 \mathbf{U}_{P2}^T \mathbf{W}_1^{-1} \quad (4-27)$$

将式(4-27), (4-23), (4-16), (4-17), (4-18), 以及

$$\mathbf{L}_1 \hat{\mathbf{A}} \mathbf{L}_3 \mathbf{L}_1 = \mathbf{L}_1 \hat{\mathbf{A}} \quad (4-28)$$

代入式

$$\mathbf{F} = [\mathbf{L}_1 \quad \mathbf{L}_2] \begin{bmatrix} -\mathbf{T} & \hat{\mathbf{B}} - \hat{\mathbf{A}} \mathbf{L}_3 \mathbf{L}_2 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{I}_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{G} \\ \mathbf{Q} \\ \mathbf{Q} \end{bmatrix} \quad (4-29)$$

得

$$\begin{aligned} \mathbf{F} &= \mathbf{L}_1 \mathbf{T} \begin{bmatrix} -\mathbf{G} & \mathbf{A} \mathbf{V}_{C1} \Sigma_C^{-1} \mathbf{U}_C^T \mathbf{Q} & -\mathbf{V}_{C1} \Sigma_C^{-1} \mathbf{U}_C^T \mathbf{Q} \end{bmatrix} \\ &= \mathbf{W}_2 \mathbf{U}_{P2}^T \mathbf{U}_{Z2}^T \begin{bmatrix} -\mathbf{G} & \mathbf{A} \mathbf{V}_{C1} \Sigma_C^{-1} \mathbf{U}_C^T \mathbf{Q} & \mathbf{V}_{C1} \Sigma_C^{-1} \mathbf{U}_C^T \mathbf{Q} \end{bmatrix} \\ &= \mathbf{W}_2 \mathbf{F}_0 \end{aligned} \quad (4-30)$$

其中, $\mathbf{F}_0 \in \mathbf{R}^{n \times (q+2g)}$,

$$\mathbf{F}_0 = \mathbf{U}_{P2}^T \mathbf{U}_{Z2}^T \begin{bmatrix} -\mathbf{G} & \mathbf{A} \mathbf{V}_{C1} \Sigma_C^{-1} \mathbf{U}_C^T \mathbf{Q} & \mathbf{V}_{C1} \Sigma_C^{-1} \mathbf{U}_C^T \mathbf{Q} \end{bmatrix} \quad (4-31)$$

设 \mathbf{W}_2 非奇异, 若存在一个 σ 满足 $|\sigma| < 1$, 使得 $\text{rank}(\mathbf{F}_0) = p + 2g$, 则系统的可检测性条件满足, 那么按前面的方法设计的故障检测滤波器能够检测全部的故障。显然, 若系统没有执行器故障, 则 $p = 0$; 若系统没有传感器故障, 则 $g = 0$ 。

根据以上分析, 可以把鲁棒故障检测观测器算法流程归纳如下:

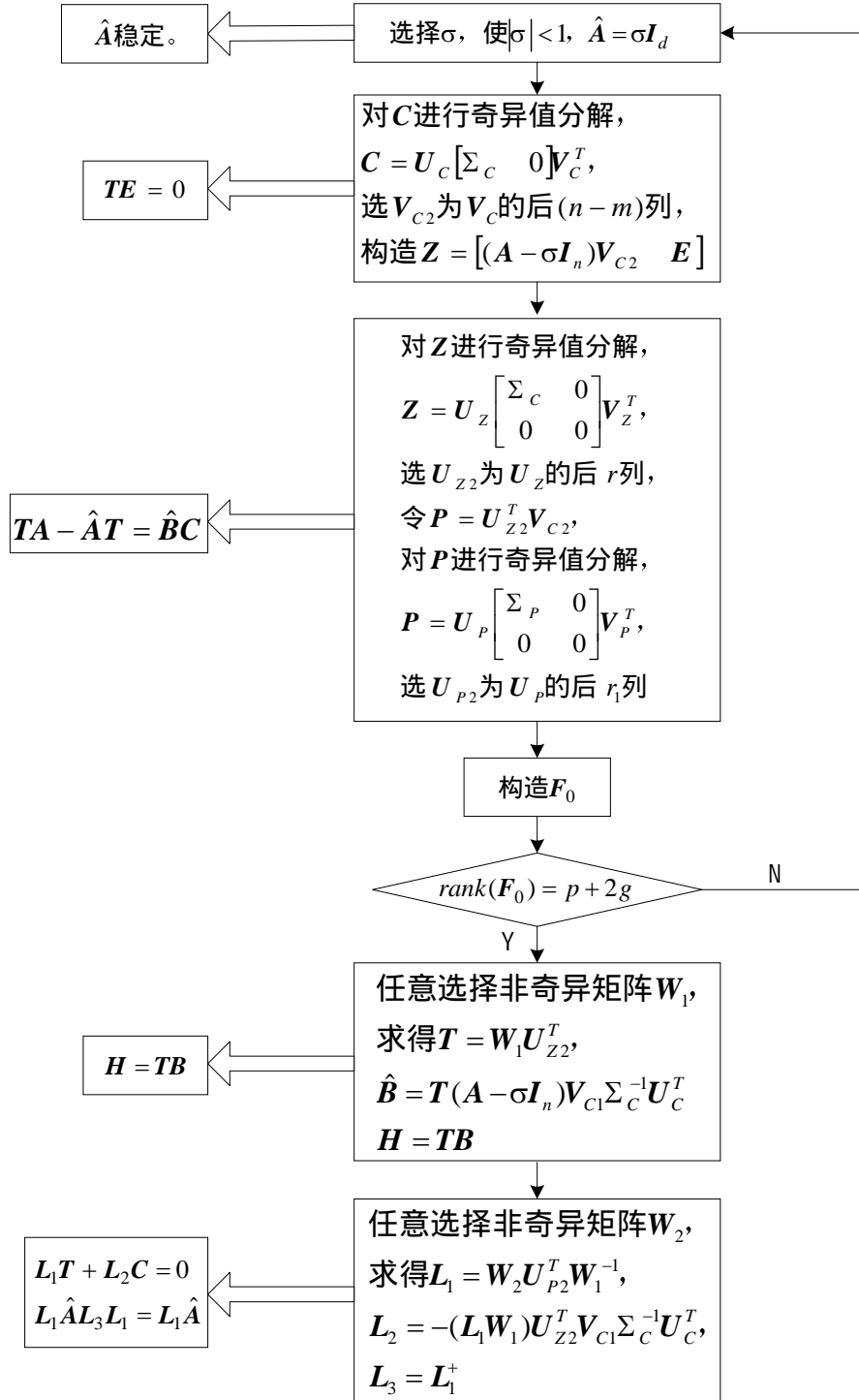


图4-1 算法流程

§ 4.4.1 防滑刹车系统故障诊断

根据第三章已建立的飞机防滑刹车系统的状态空间模型, 考虑防滑刹车系统的各种故障情况 (参考故障设置), 将鲁棒故障检测观测器方法应用到其故障诊断之中。

具体的仿真流程为:

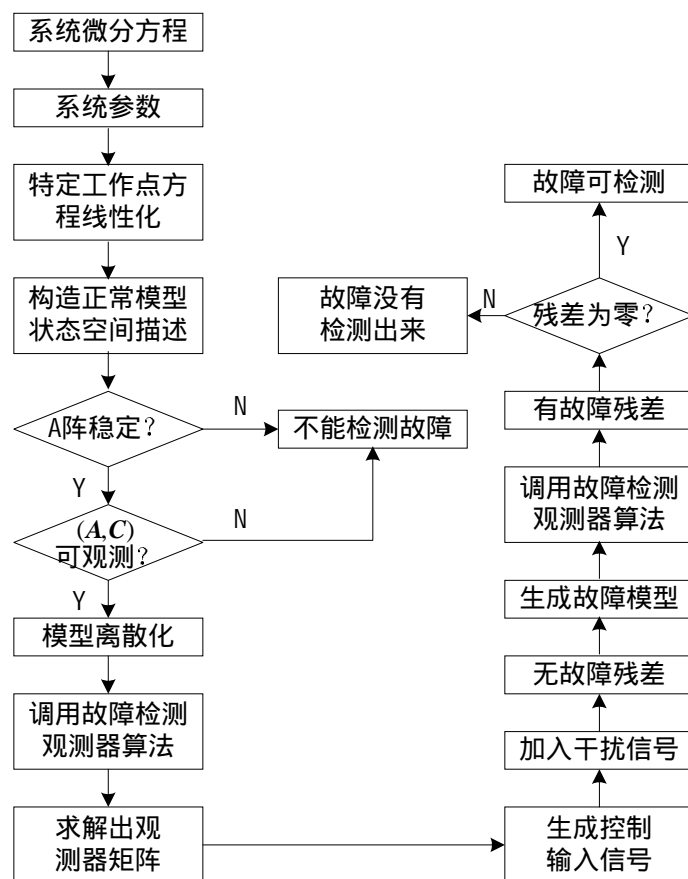


图4-2 防滑刹车系统故障诊断仿真流程

根据鲁棒故障检测观测器设计方法，求得的观测器的各观测矩阵为：

$$T = [0 \quad -100000 \quad 0]$$

$$\hat{A} = 0.5$$

$$\hat{B} = 1 \times 10^4 [0 \quad 4.9807]$$

$$H = -9.9807 \times 10^4$$

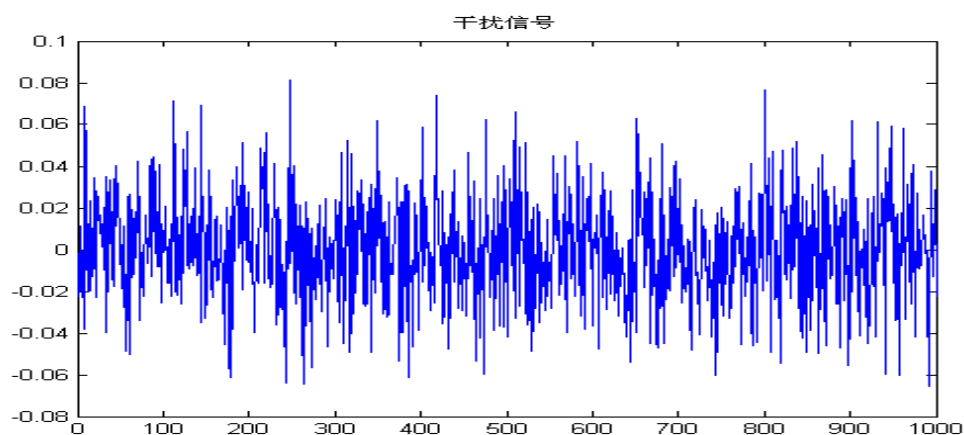
$$L_1 = 1$$

$$L_2 = [0 \quad 100000]$$

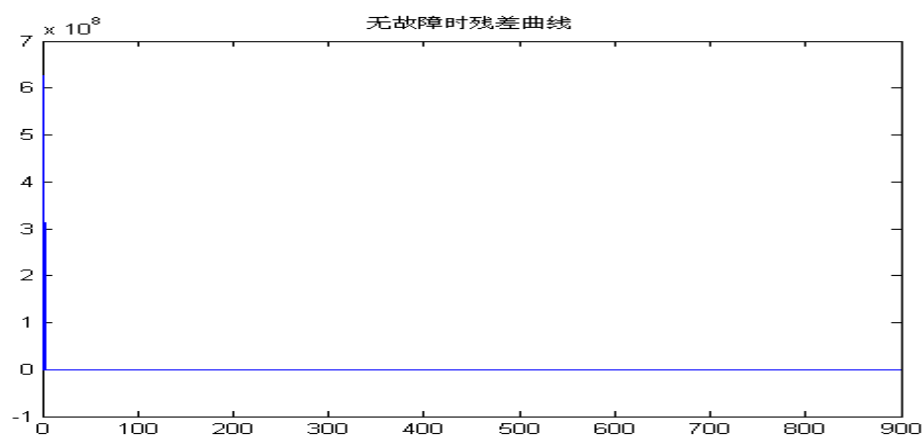
$$L_3 = 0$$

假设控制输入为幅值为 10^6 的阶跃信号，模拟 1000 秒的运行时间，对无故障发生的系统进行故障检测。

当设定干扰信号为：



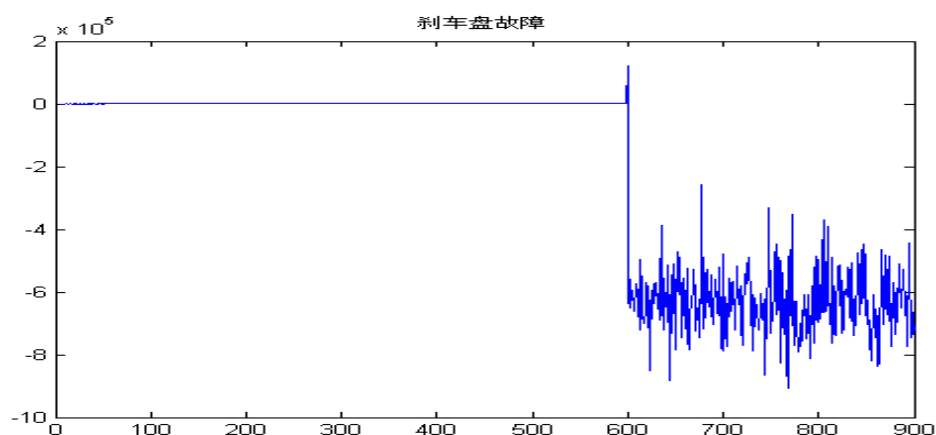
可得无故障时的残差为



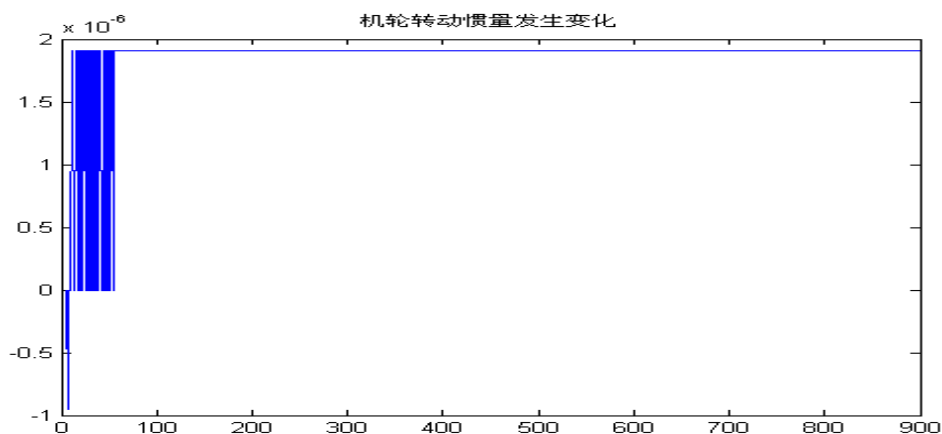
当系统发生故障时，对系统进行故障诊断。具体结果如下面描述。

(1) 元器件故障诊断

假设当第 600 秒时刹车装置发生故障，刹车装置刹车时间常数发生偏差为 20% 的故障，对系统进行故障检测。此时的残差为：



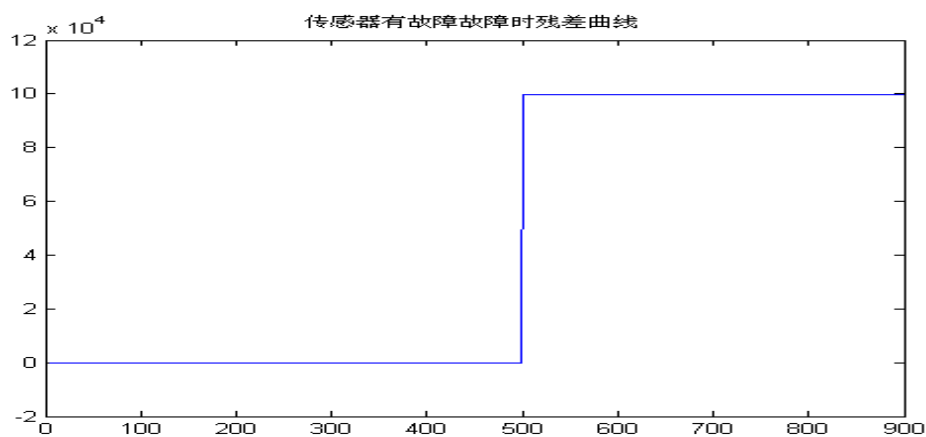
假设在第 500 秒时机轮转动惯量发生幅值为 20% 的变化，对系统进行故障检测，可得此时的残差为



(2) 传感器故障诊断

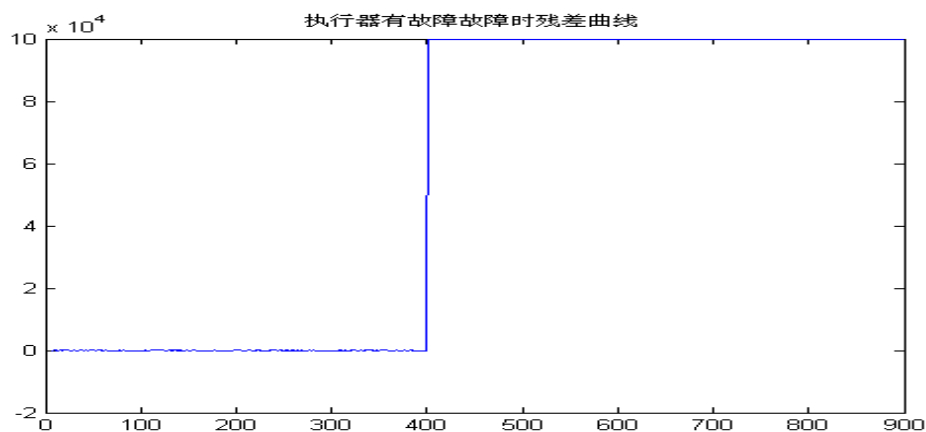
对传感器故障诊断采用与元器件相同的诊断方法,但是故障在状态方程中的描述有所不同。具体方法可以参看第二章。

假设第 500 秒时发生传感器故障,此时的残差为



(3) 执行器故障诊断

假设第 400 秒时发生执行器故障,此时的残差为



§ 4.4.2 缓冲系统故障诊断

根据上一章得到的缓冲系统数学模型，由于缓冲系统的输出与输入直接有关，这一点不同于防滑刹车系统，所以它的故障检测观测器的形式与防滑刹车系统的稍有不同。设计它的鲁棒故障检测观测器为

$$z(k) = T\hat{x}(k) \quad (4-4a)$$

$$z(k+1) = \hat{A}z(k) + \hat{B}y(k) + Hu(k) \quad (4-4b)$$

$$\varepsilon(k) = L_1z(k) + L_2y(k) + L_3u(k) \quad (4-4c)$$

$$\xi(k) = \varepsilon(k) - L_1\hat{A}L_4\varepsilon(k-1) \quad (4-4d)$$

仿照上面的算法，同样可以计算得到观测器的各个矩阵值的大小。

$$T = 1 \times 10^4 \begin{bmatrix} -7.4513 & 2.2485 & 4.3218 & -4.5546 \\ -6.6671 & -2.7402 & -4.7974 & 5.0026 \end{bmatrix}$$

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 \\ 0 & 0.5 \end{bmatrix}$$

$$\hat{B} = 1 \times 10^6 \begin{bmatrix} 1.3656 & 0.1039 & -0.0012 \\ -1.0842 & -0.0843 & 0.0017 \end{bmatrix}$$

$$H = \begin{bmatrix} -1.7536 \\ 1.3136 \end{bmatrix}$$

$$L_1 = [0.6941 \quad 0.7198]$$

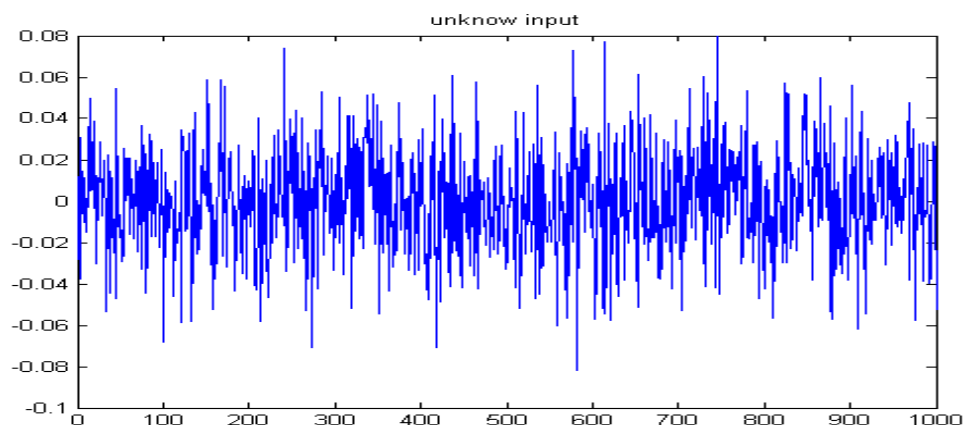
$$L_2 = 1 \times 10^5 [-1.3628 \quad -0.1100 \quad 0.0024]$$

$$L_3 = 0.2950$$

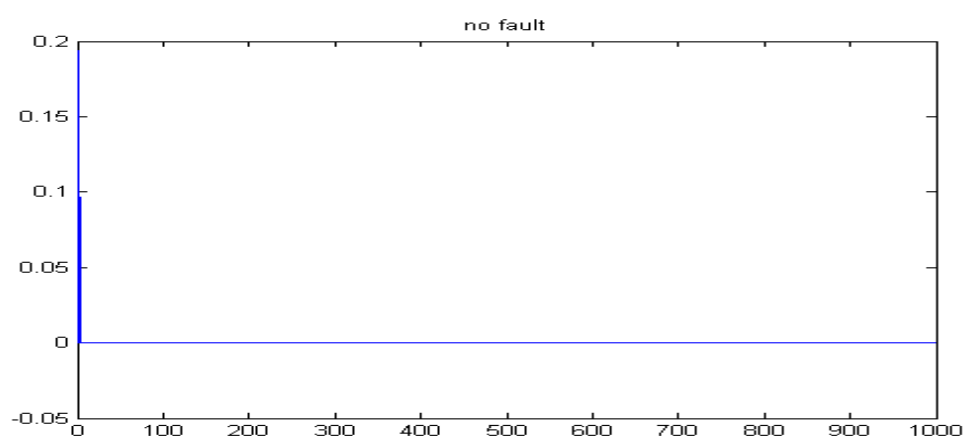
$$L_4 = \begin{bmatrix} 0.6941 \\ 0.7198 \end{bmatrix}$$

采用与防滑刹车系统相同的诊断流程，对三种类型的故障诊断情况如下所述。

加入的干扰信号为：



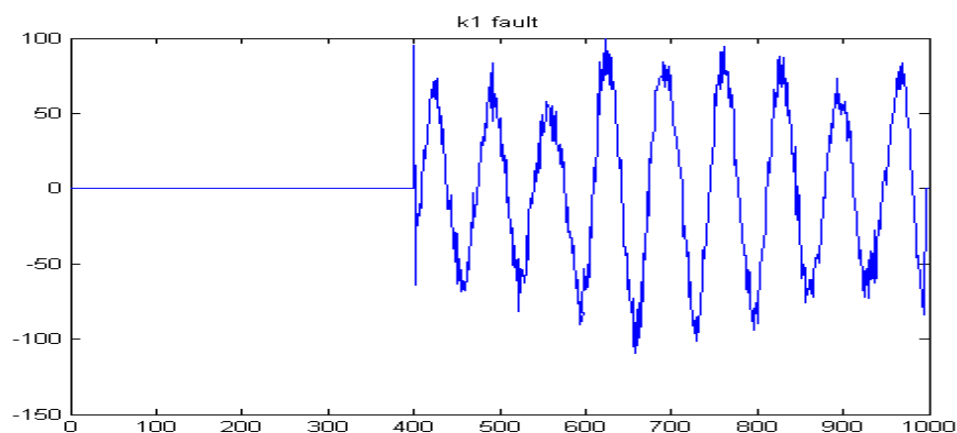
系统无故障时的残差为:



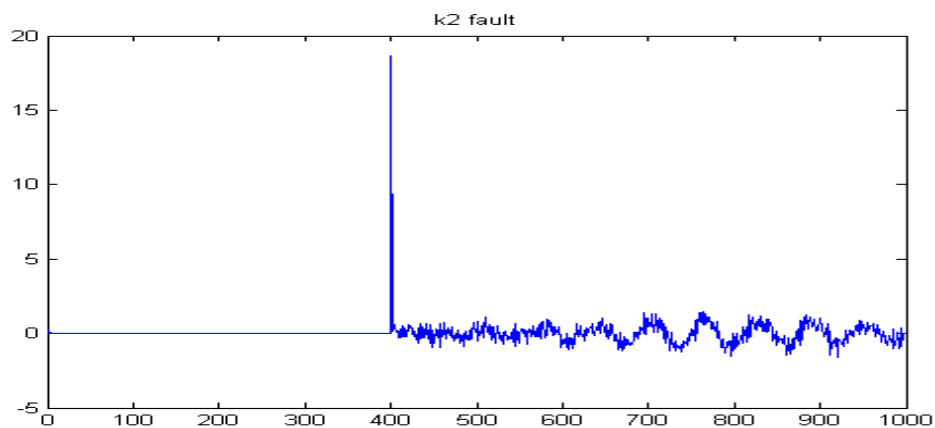
(1) 元器件故障诊断

假设控制量为幅值为 1 的阶跃信号, 模拟 1000 秒的运行时间, 对无故障发生的系统进行故障检测。

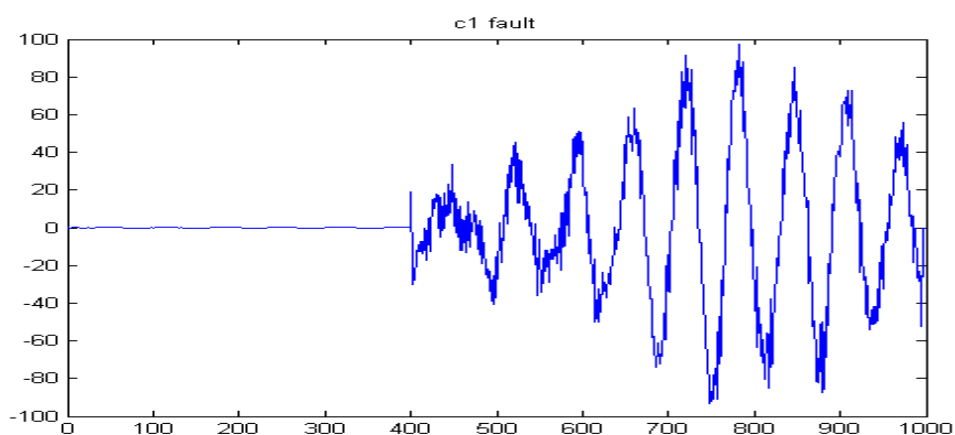
当 k_1 在第 400 秒时发生幅值为 20% 的故障时, 残差为



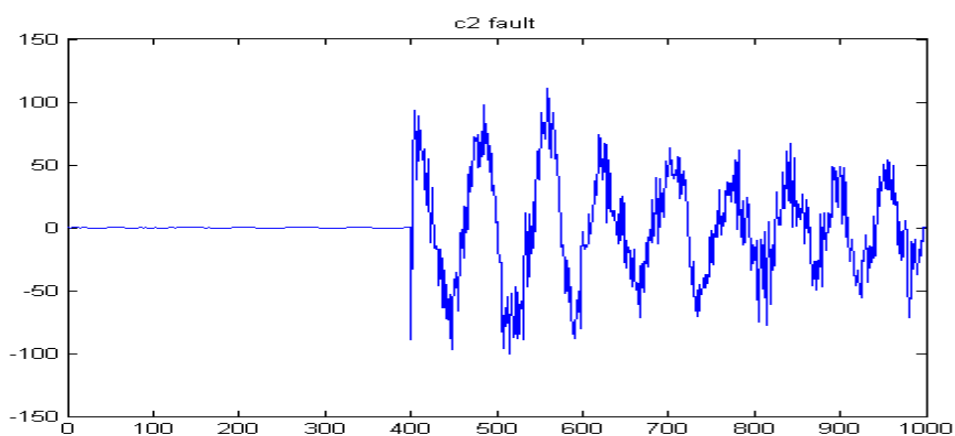
当 k_2 在第 400 秒发生幅值为 20% 的故障时, 残差为



当 c_1 在第 400 秒时发生幅值为 20% 的故障时，残差为

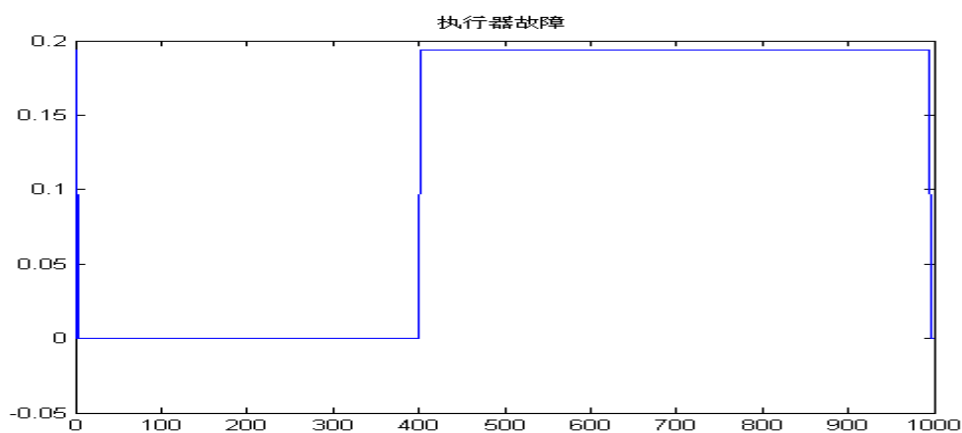


当 c_2 在第 400 秒发生幅值为 20% 的故障时，残差为



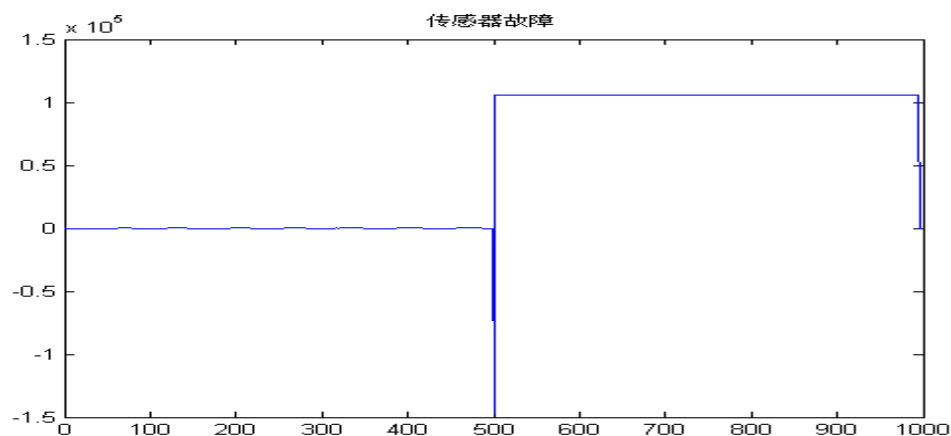
(2) 执行器故障诊断

当在第 400 秒执行器发生故障时，残差为



(3) 传感器故障诊断

当在第 500 秒传感器发生故障时，残差为



§ 4.5 仿真结果分析

从上面的仿真结果可以看出，采用鲁棒故障检测观测器方法对起落架系统分别从防滑刹车系统和缓冲系统两方面来进行故障诊断时，分别考虑系统的执行器故障、元器件故障和传感器故障，对残差进行结算，结果表明对于防滑刹车系统来说有些故障还不能检测到，对于缓冲系统来说，所设定的故障都能够检测到。表 4-1 和表 4-2 分别列出了可以检测的和未能检测的故障情况。

表 4-1 此方法可检测的故障

	传感器故障	执行器故障	元器件故障
防滑刹车系统	防滑刹车系统 传感器故障	电液伺服阀故障	刹车时间常数变化
缓冲系统	缓冲系统位移 传感器故障	缓冲系统执行机构故障	油液缓冲器弹性故障
			油液缓冲器刚性故障
			机轮弹性故障
			机轮刚性故障

表 4-2 此方法未能检测的故障

	元器件故障		
防滑刹车系统	机轮转动惯量值变化	轮胎压缩系数变化	机轮刹车盘 作用系数变化

因此，综合上面两个系统的故障诊断情况，可以发现，对于飞机起落架系统采用一种鲁棒故障检测观测器的方法，考虑起落架系统的几种故障情况，在 MATLAB 环境下编写仿真程序实现故障诊断算法，有下面的结论：

- (1)飞机起落架系统的大部分故障可以通过鲁棒故障检测观测器方法检测出来，在故障发生之前，残差为零；故障发生之后，残差不为零；
- (2)可以准确检测出故障发生的时间，但故障的大小还不能确定；
- (3)每一种故障对残差的影响都不同，在故障发生时，残差会发生不同大小的跃变；
- (4)当有多个故障同时发生时，残差的突变会增强，但是不能分离故障；
- (5)由于系统输出的个数有限，系统的残差的维数降为一维，因此在本系统中未能实现故障分离，只能对单个故障进行检测。如果想要对故障进行分离，必须借助于基于知识的方法来进行。

§ 4.6 本章小结

首先根据论文研究对象的实际情况，考虑全维故障检测观测器方法的不足，将故障检测观测器方法和未知输入方法相结合，采用一种鲁棒故障检测观测器的故障诊断方法，能够将干扰噪声和系统的不确定输入同时考虑在系统模型中，通过求解观测器矩阵，求得系统的残差向量。分别从传感器故障、执行器故障和元

器件故障三方面考虑了飞机缓冲系统和防滑刹车系统的故障情况，将上述方法用于对飞机起落架缓冲系统和防滑刹车系统的故障诊断中，进行仿真研究，仿真结果表明采用的方法对于这两个系统的故障诊断是有效的。

第五章 飞机起落架系统故障诊断软件实现

起落架系统是飞机系统的重要组成部分，对它的故障诊断有很大的意义。论文前几章已经分别讨论了飞机起落架系统的数学模型建立方法以及它的基于模型的故障诊断方法，在 MATLAB 环境下，给出了故障诊断的仿真结果曲线图。然而对于维修人员或者驾驶员来说，让他们来操作这些程序肯定是不实际的，由于那样的故障诊断结果还不够直观，所以对于故障诊断比较直观的描述就是友好的诊断界面，使故障能够比较形象的被描述出来，帮助用户能够比较清楚地发现故障，并能给用户一定的参考，辅助他们判别故障的类型，并对故障进行定位，给出维修建议。这一章将主要讨论飞机起落架系统故障诊断的软件实现方法与过程。

§ 5.1 系统设想

论文拟设计一个故障诊断仿真系统，在 MATLAB 的 GUI 环境下，能够以友好的图形用户界面形式演示整个故障诊断的过程，实现飞机起落架系统的故障特性仿真。将故障诊断作为一个仿真系统，用户可以对模型参数进行设置，实时得到系统模型，还可以对仿真模型进行故障加载，当用户选择好特定的故障之后，系统可以将故障情况与状态方程中的相应参数的变化对应起来，然后对故障进行检测，给出残差曲线图，给出故障信息。

故障诊断仿真系统的软件流程为：首先由用户根据实际情况，输入型号飞机的系统参数，系统则能自动根据这些参数动态生成飞机起落架系统的数学模型，当用户输入故障信息时，系统的故障模型可以根据故障信息的情况建立起来。然后由用户选择鲁棒故障诊断观测器方法对故障系统进行故障诊断，系统输出此时的残差曲线，根据残差曲线的形式判定是否有故障发生，当用户选择故障分析时，系统自动给出详细的故障结果分析。具体流程如图 5-1 所示。

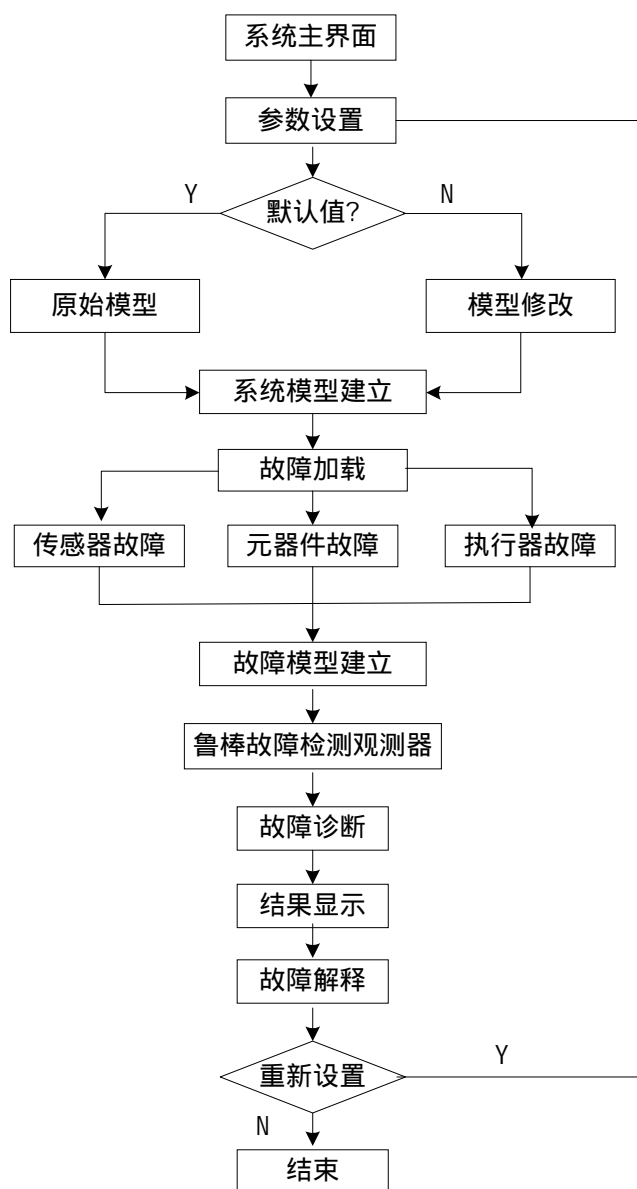


图5-1 仿真软件流程

软件系统的功能主要由下面几个部分组成：

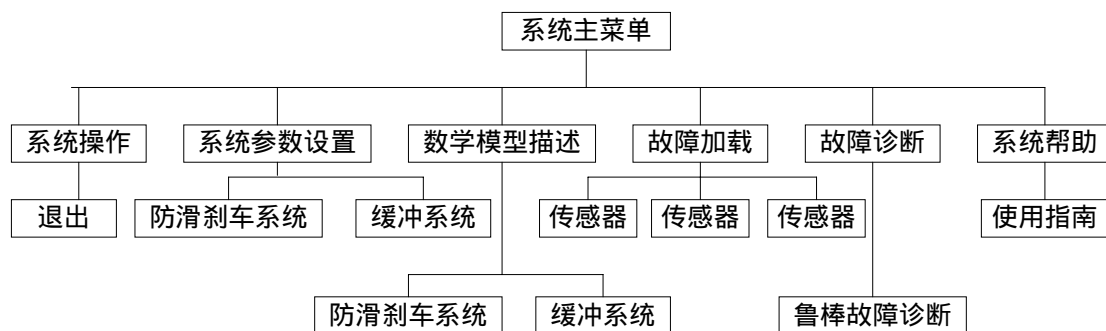


图5-2 仿真软件系统功能组成框图

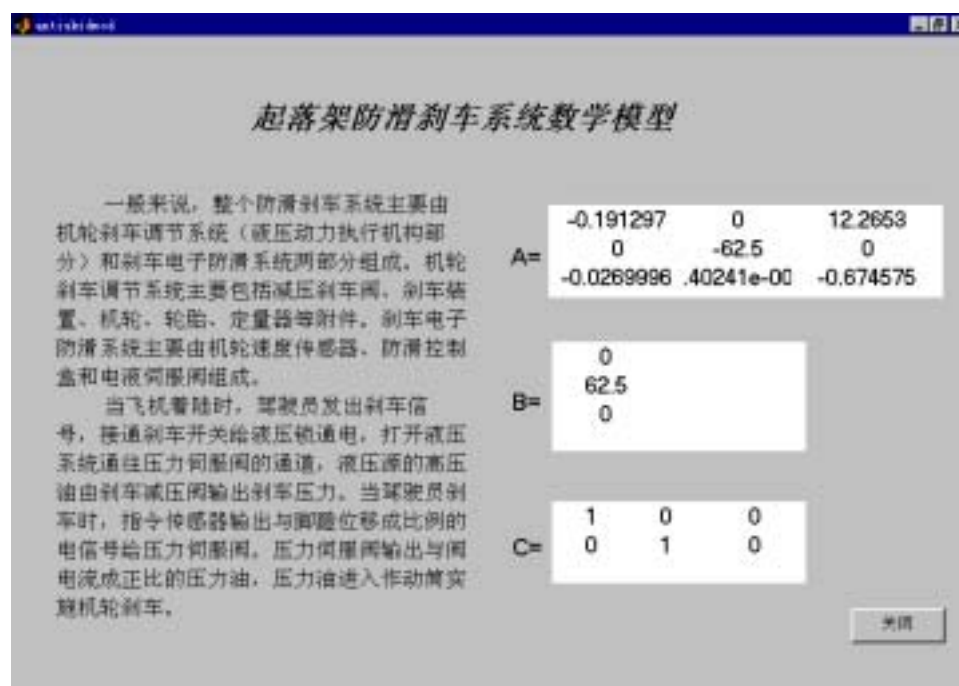
§ 5.2 软件实现

由于 MATLAB 强大的运算功能，所以论文中仍是采用了 MATLAB 的开发环境，利用 MATLAB 的 GUI 工具箱开发故障诊断仿真系统界面。下面根据系统的功能，分条具体描述软件实现过程。

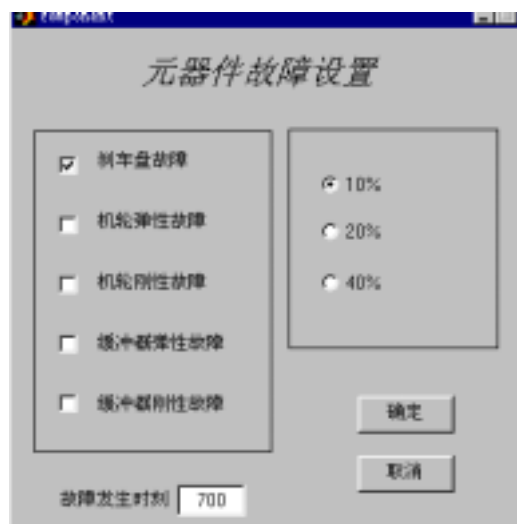
(1)飞机起落架系统故障诊断仿真系统的运行需要首先在 MATLAB 的命令窗口中键入“guide”，然后选择打开相应的.fig 文件，则会显示系统的主界面。

(2)系统菜单中有防滑刹车系统参数设置和缓冲系统参数设置两个选项，能够分别对这两个系统的参数进行设置，而设置参数时用户有两种选择，一种是选择系统默认值，另一种是对默认值进行修改，从而扩大了该系统的应用范围。

(3)在完成对系统参数的设置之后，系统能够响应用户提出的数学模型显示要求，实时产生系统的数学模型。防滑刹车系统数学模型显示界面如下图所示。



(4)手动故障设置。当系统的数学模型建立好之后，就可以对系统进行故障诊断仿真了。故障诊断仿真的第一步就是要对故障进行加载，建立系统的故障模型。论文从三个方面考虑防滑刹车系统和缓冲系统的故障情况，参见表 4-1。用户可以指定故障并能够给定故障的发生时间以及选择故障变化的幅度。起落架系统元器件故障设置界面如下图所示。



(5)故障诊断图形显示与解释。故障设置完成之后，由于系统中的相应参数会发生变化，所以系统最先扫描整个系统参数以确定哪个参数发生变化，然后相应地调用其对应系统的故障诊断程序，完成故障诊断过程。具体流程如图 5-3 所示。

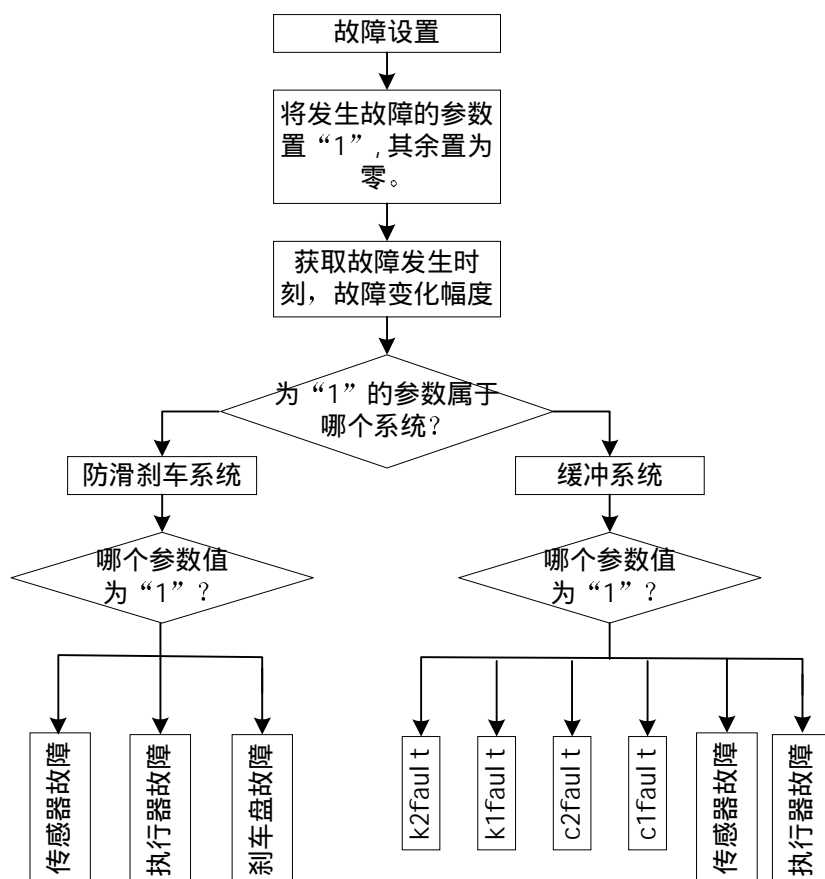


图5-3 故障诊断流程图

图 5-3 中，c1fault 表示表示油液缓冲器弹性故障；c2fault 表示机轮的弹性故

障； $k1_{\text{fault}}$ 表示油液缓冲器刚度故障； $k2_{\text{fault}}$ 表示机轮的刚度故障。

当确定是上述某一个参数发生故障之后，就可以调用故障诊断算法进行故障诊断了。

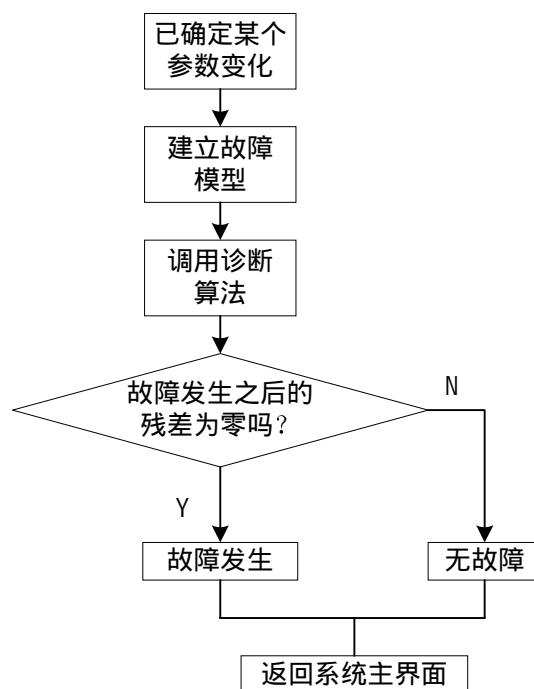
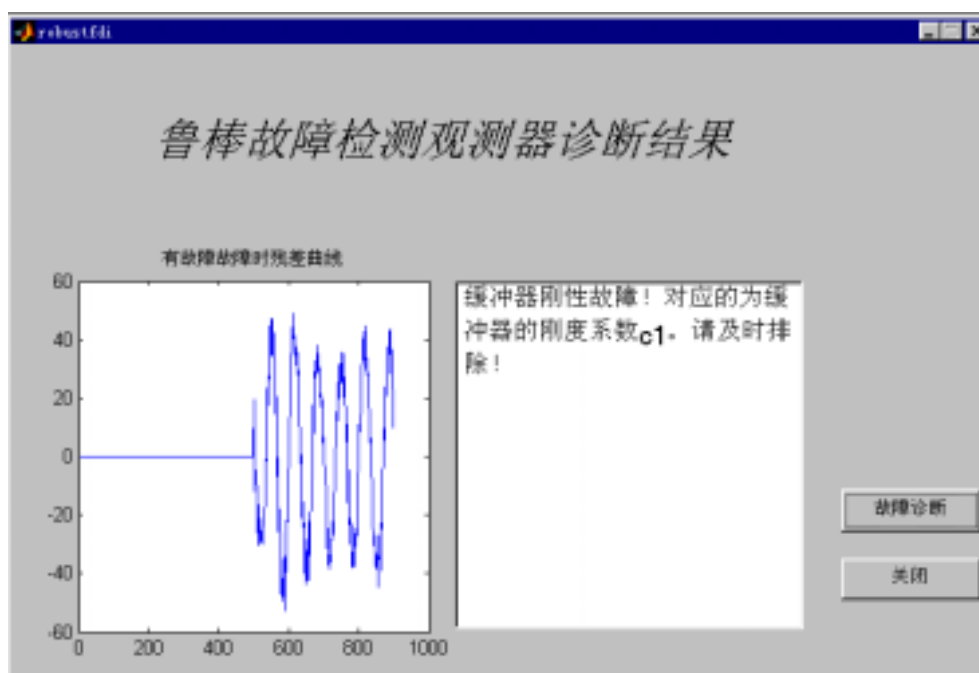


图5-4 故障诊断流程图（续）

当设定了缓冲器刚性故障之后，系统经过一系列的判断，采用鲁棒故障检测观测器进行故障诊断的结果显示如下



§ 5.3 问题分析

MATLAB 虽然有强大的运算功能，但是它的 GUI 工具箱在编制图形用户界面方面还略显单薄，论文研究中就发现：

(1)MATLAB 的执行速度太慢，所以当进行复杂的数学计算时，虽然它的功能很强大，但是速度却跟不上；

(2)它的系统对话框功能不多，编制的系统过于简单。所以论文还要进一步研究在其他软件环境下的故障诊断仿真系统实现；

(3)这个仿真软件只是能够验证系统的故障是否可以通过本方法检测出来，它仅能限于给定的故障，所以对系统的扩展还要进一步研究。

§ 5.4 本章小结

由于起落架系统的故障诊断是面向应用的研究，所以它的可应用性显得非常重要。论文开发了一个飞机起落架系统故障诊断仿真系统，能够判定系统发生故障的元件，比较直观地帮助维修人员发现系统故障，并能根据系统提供的故障信息找出故障所在。但这个系统现在还比较粗糙，实现的功能也比较简单。随着系统模型的完善和相关经验的获得，系统具有一定的扩展性。

第六章 总结与展望

§ 6.1 论文工作总结

飞机起落架系统的正常工作对于飞机系统的安全至关重要,它是大型民用飞机不可缺少的“脚”。对于飞机系统故障诊断的研究国内外开展的已经比较广泛,然而对于飞机起落架系统的在线故障诊断的研究国内外都还不多,因此论文在这方面进行了一种初探性的研究。论文题目的确立也是根据飞机机电系统综合管理系统的需要而定的。论文完成的主要工作包含下面几个方面:

(1)综述了故障诊断技术的国内外发展现状,对故障诊断技术目前存在的主要问题进行了阐述。结合飞机起落架系统的特点,对飞机起落架系统故障诊断以往采用的方法和存在的不足进行了总结,提出适合飞机起落架系统故障诊断的方法。

(2)在分析起落架系统功能、工作原理和结构特性的基础上,将其分为缓冲系统和防滑刹车系统两部分,对这两部分的工组原理和结构组成进行了详细分析,并在一定的假设条件下,分别建立了这两个系统的数学模型,将其化为状态空间描述形式。

(3)采用一种基于鲁棒观测器的故障诊断方法,根据飞机起落架系统的模型情况,合理设置观测器的结构,通过对飞机起落架系统的故障情况进行分析,将其划分为元器件故障、执行器故障、传感器故障三种情况,分别在这三种情况下对飞机起落架系统的特定故障进行了诊断仿真,仿真结果表明采用的鲁棒故障检测观测器方法能够实现系统的故障检测。

(4)通过设计故障诊断软件系统,在 MATLAB 的 GUI 环境下模拟实际系统的故障诊断过程,从而能够根据对参数的设置来实现系统的故障诊断,并能给机组人员提供详细的故障情况和对策,帮助他们及时发现和排除故障。

论文的研究中,还存在着以下不足:

(1)基于分析冗余的故障检测强烈地依赖于被检测系统的数学模型的准确性,所建立的系统数学模型越准确,分析冗余更接近于硬件冗余的性能,越有利于降低漏检率和误检率。而文中的建模方法主要采用的是机理法建模,加之国内外公开文献上有关于飞机起落架系统机理分析的文献非常有限,虽然作者曾试图

在 Simulink 环境下对模型进行仿真,但是由于飞机防滑刹车系统控制盒模型以及飞机起落架系统试验曲线方面资料的不足,论文并没有能够对所建立的数学模型进行模型验证,作者对此非常遗憾。所以进一步的工作需要在大量试验数据的基础上采用最小二乘辨识等方法使得模型参数更准确一些,继而能对模型进行验证。

(2)要准确地给出起落架系统的故障及原因比较困难,飞机起落架系统方面资料不全与以换件为主的处置手段,更增加了深入剖析的难度。另外,由于建模过程中对系统的简化,使得系统存在不确定性,而文中对于不确定性只是假设为已知的形式,如何估计这种不确定性输入的形式,以便设计鲁棒故障检测观测器仍是需要进一步研究的问题。同样,现有的研究中多假设这些干扰和噪声的分配矩阵已知,这于实际情况也不相符,怎么解决这个问题仍需要进一步努力。

(3)现有的故障检测的算法已经比较广泛,而要确定系统中到底是哪种部件发生故障的故障诊断算法却还比较少,文中的方法由于残差降为一维,所以不能实现故障分离。而对于故障定位目前多采用多模型观测器或滤波器的方法,这种方法比较复杂。所以如何寻找计算量小的故障诊断算法,也是一个有待研究的问题。

(4)线性系统的故障诊断已经比较完善,文中采用的仍是将非线性系统线性化的方法,然而,这种线性化只能是在某个工作点处的线性化,并且在线性化过程中的高阶非线性项也会对系统性能有很大影响,目前对于任意形式的非线性系统故障诊断方法还是一个有待研究的课题,对于起落架系统按照非线性系统的故障诊断方法进行诊断还需要进一步研究。

§ 6.2 论文研究展望

对于飞机起落架系统故障诊断研究的意义,论文中曾多次强调,而这方面的工作目前开展的还不够广泛。作者试图在这方面进行探索性的研究,然而研究的结果却还有很多需要继续努力的地方。

对起落架系统的数学模型建立方面,还要不断进行研究。要将模型细化到各个部件,使得对于系统的故障诊断更加详细。这就需要比较详细的结构图、控制系统描述以及比较准确的数据,所以可以考虑和其它单位合作进行。

将基于模型的故障诊断方法与基于知识的故障诊断方法相结合是故障诊断

系统的一个发展方向^[74-76]。对于飞机起落架系统这样的非线性系统，由于其结构的复杂性，使得仅仅采用基于模型的方法还有很大的局限性，所以如果能将这两种方法结合起来，对于起落架系统的故障诊断来说将会取得更好的研究成果。

由于对于飞机起落架系统的故障诊断研究是面向应用的，所以应该继续考虑硬件的实现方案以及考虑如何在飞机上实现整个诊断系统。

由于在虚拟环境中进行的试验，能使试验者如同在真实的环境中一样来完成各种预定的试验项目，取得与真实试验接近或等价的效果。虚拟试验技术能够克服现有数值仿真得到的结果缺乏真实环境感和缺乏形象表达的缺点，将复杂的数据计算和数据处理推向后台，用户和图形直接打交道，通过交互式的方法可以获取、“体验”仿真的过程，仿真结果除了以数值的形式输出外，还能以图形、颜色、静态与动态的画面输出^[77-79]。

因此虚拟试验系统不仅可以作为真实试验的前期准备工作，还可以部分地替代在现实世界中难以进行的试验，或者是费时、费力和费钱的试验，弥补物理资源的乏力。波音 7E7 项目高级副总裁迈克·拜尔先生在对波音 7E7 的风洞测试虚拟试验时，曾充满自信地说：“利用计算机建模工具，我们就能够更确切地预测风洞测试结果，从而精确地检验飞机的飞行性能。这种方法使我们早在进行风洞测试之前，就能利用计算机改进飞机的设计。”

针对虚拟试验的上述特点，结合飞机起落架系统的实际情况，如果能对飞机起落架系统的故障诊断实现三维可视化仿真，不仅可以弥补实际试验条件的不足，对于机组人员排故也将会更加直观和形象。所以，利用虚拟试验技术来进行起落架系统的故障诊断虚拟试验研究，将会是一件非常有意义的事情。下一步将考虑把虚拟试验技术用于飞机起落架系统的故障诊断中。

致 谢

首先感谢我的导师史忠科教授。在我的研究生学习期间，史老师给了我很多关心、帮助和教诲，指导我不断学习、进步。虽然他工作非常忙，但是他依然经常性地抽出时间来检查我们的工作，了解课题进展情况，提出下一阶段的任务，或者就课题中的一些问题提出自己的看法。从论文选题、方法选择到具体工作的完成，史老师总是不断的督促和鼓励我，给了我很多有益的启迪和悉心的指导，提出了许多好的意见和建议。在论文工作遇到困难时，史老师虽然有时也会严厉地批评我，但同时总能给我一些启迪，指出一些新的思路和方法。他对工作的这种高标准，严要求，也使我始终不敢懈怠。作为我从事科研工作的启蒙老师，他严谨的治学态度、渊博的知识和丰富的实践经验都使我受益匪浅。

还要感谢曲士茹老师给我的关心和帮助。

另外，在论文的完成过程中，还得到了教研室很多其他同学的帮助，虽然大家都有自己不同的研究方向，但是对于我在理论基础和编程方面的疑问他们都能一丝不苟地解答。

在此向曾经帮助过我的所有老师、同学一并表示诚挚的感谢！

最后感谢我的父母，是他们无私的爱给了我不断前进的动力！

参考文献

- [1] 段维祥. 现代民用运输机起落架系统使用故障特性[J]. 航空工程与维修, 2001(6): 14-16
- [2] 唐永哲. 基于神经网络的飞机故障诊断[J]. 航空工程与维修, 2001(3): 30-31
- [3] Hajiyeve C.M., Caliskan F. Fault detection in flight control systems based on the generalized variance of the Kalman filter innovation sequence[A]. American Control Conference, 1999(1): 109 - 113
- [4] Rauch H.E.. Intelligent fault diagnosis and control reconfiguration[J]. Control Systems Magazine, 1994(3): 6-12
- [5] Saif M, Guan Y. A new approach to robust fault detection and identification[J]. Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions, 1993(3): 685-695
- [6] Szaszi I, Kulcsar B, etc. Design of FDI filter for an aircraft control system[A]. American Control Conference, 2002(5): 4232-4237
- [7] Ramohalli G. The Honeywell on-board diagnostic and maintenance system for the Boeing 777[A]. Digital Avionics Systems Conference, 1992(10): 485-490
- [8] Hajiyeve C.M., Caliskan F. Fault detection in flight control systems based on the generalized variance of the Kalman filter innovation sequence[A]. American Control Conference, June 1999: 109-113
- [9] Mclean D, etc. Fault detection and control reconfiguration in flight control[J]. Fault Diagnosis and Control System Reconfiguration, May 1993
- [10] 金林, 张洪才. 飞机系统的智能化故障诊断研究[J]. 计算机工程, 2002(10): 135-137
- [11] Willsky A S. A survey of design methods for failure detection in dynamic systems[J]. Automatica, 1976, 12(5): 601-611
- [12] Himmelblau D M. Fault detection and diagnosis in chemical and petrochemical process[M]. Amsterdam: Elsevier Press, 1978
- [13] 张洪钺, 闻新, 周露. 国内控制系统故障诊断技术的现状与展望[J]. 火力与控制, 1997, 22(3): 1—6
- [14] 周东华, 王桂增. 故障诊断技术综述[J]. 化工自动化仪表, 1998, 25(1): 58-62
- [15] Lucas G. Horta, Robert H. Daugherty, and Veloria J, Martinson. Actively Controlled Landing Gear for Aircraft Vibration Reduction[A]. CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Williamsburg, Virginia, June 1999
- [16] 叶银忠, 潘日芳, 蒋慰孙. 动态系统的故障检测与诊断方法[J]. 信息与控制, 1986, 15(6): 27-34
- [17] 周东华, 孙优贤. 控制系统的故障检测与诊断技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 1994
- [18] 邱浩, 王道波, 张焕春. 控制系统的故障诊断方法综述[J]. 航天控制, 2004, 22(2): 53-60
- [19] 张萍, 王桂增, 周东华. 动态系统的故障诊断方法[J]. 控制理论与应用, 2002, 17(2): 153-158
- [20] 周东华, 王庆林. 基于模型的控制系统的故障诊断技术和最新进展[J]. 自动化学报, 1995, 21(2): 224-247

- [21]赵廷弟. 运七飞机起落架系统故障诊断专家系统的研究[D]. 北京航空航天大学工程系统工程系, 1992
- [22]史永胜, 李苒. 基于面向对象的故障诊断专家系统模型研究[J]. 中国民用航空学院飞机设计, 2003(2): 13-16
- [23]赵海鹰. 机载机电系统故障诊断仿真平台研究[D]. 北京航空航天大学博士论文, 1999
- [24]贾玉红, 刘鹰. 起落架载荷的自校正控制[J]. 航空学报, 2004, 25(3): 237-241
- [25]贾玉红, 刘鹰. 采用主动控制提高民用客机的滑跑性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 1017-1021
- [26]王铁勇. 飞机起落架缓冲器的主动控制技术的分析与研究[D]. 西北工业大学硕士论文, 2003
- [27]晋萍. 飞机起落架动态性能仿真分析[D]. 南京航空航天大学硕士论文, 2003
- [28]王纪森. 非线性控制理论在防滑刹车系统中的应用研究[D]. 西北工业大学博士学位论文, 2001
- [29]陆晓洁. 基于模糊控制的防滑刹车系统建模与仿真研究[D]. 西北工业大学硕士学位论文, 2003
- [30]黄伟明. 神经网络一模糊控制飞机防滑刹车系统[D]. 北京航空航天大学硕士学位论文, 2000
- [31]张彦铎, 姜兴渭. 多传感器信息融合及其在智能故障诊断中的应用[J]. 传感器技术, 1999, 18(2): 18-22
- [32]P.M.Frank. Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy-A survey and some new result[J]. Automatic, 1990, 26(3): 459-474
- [33]P.M.Frank, X.Ding. Survey of robust residual generation and evaluation methods in observer-based fault detection system[J]. J.Proc.Cont, 1997, 7(6): 403-424
- [34]闻新, 张洪钺, 周露. 控制系统的故障诊断和容错控制[M]. 北京: 机械工业出版社, 1998
- [35]董选明, 裘丽华, 王占林. 机电控制系统故障诊断的回顾与展望[J]. 中国机械工程, 1998, 9(10): 63-66
- [36]叶银忠, 潘日芳, 蒋慰孙. 动态系统的故障检测与诊断方法[J]. 信息与控制, 1986, 15(6): 27-34
- [37]周东华, 孙优贤. 控制系统的故障检测与诊断技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 1994
- [38]李渭华, 萧德云, 方崇智. 基于数学模型的故障诊断与分离技术[J]. 控制与决策, 1992, 7(6): 708-711
- [39]陈红英. 容错控制设计与鲁棒故障检测研究[D]. 西北工业大学硕士论文, 2003
- [40]胡龙根. 基于观测器的鲁棒故障诊断方法及其应用研究[D]. 天津大学硕士论文, 2001
- [41]常虹. 传感器故障诊断方法研究[D]. 华北电力大学硕士论文, 2002
- [42]Sesha K.D and Gary J.B. Using unknown input observer to detect and isolate sensor faults in a turbofan engine[J]. IEEE, 2000: (6.E.5-1)-(6.E.5-7)
- [43]玉东, 施颂椒, 翁正新. 动态系统的故障诊断方法综述[J]. 化工自动化及仪表, 2001, 28(3): 1-14
- [44]Frank, P.M.. Enhancement of robustness in observer-based fault detection[J]. International Journal of Control, 1994, 59(4): 955-981

- [45] 乔治亚·玛(美). 飞机起落架设计[M]. 航空学报杂志社, 1990
- [46] Politecnico Di Milano. Landing Gear System[M]. Dipartimento Di Ingegneria Aerospaziale Aircraft Systems-Lecture Notes, 2004 (7): 1-13
- [47] Sudhanshu Nigam. Modeling . Simulation and response analysis of antilock braking systems[D]. Essay of the Doctor of Philosophy in West Virginia University, 1993
- [48] 张谦. 起落架与防滑刹车系统的相互作用研究[J]. 航空精密制造技术, 2002, 39(2): 40-46
- [49] 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南[M]. 四川: 四川科学技术出版社, 1989
- [50] 袁东. 飞机起落架数学模型建立与仿真研究[D]. 西北工业大学硕士论文, 1999
- [51] 隋福成, 陆华. 飞机起落架缓冲器数学模型研究[J]. 飞机设计, 2001(6): 44-51
- [52] Lucas G. Horta, Robert H. Daugherty, and Voloria J Martinson. Actively Controlled Landing Gear for Aircraft Vibration Reduction[J]. CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Williamsburg, Virginia, June 1999
- [53] Lucas G. Horta, Robert H. Daughery, and Voloria J. Martinson. Modeling and Validation of a Navy A6-Intruder Actively Controlled Landing Gear System[J]. Langley Research Center, Hampton, Virginia, NASA/TP-1999-209124, May 1999
- [54] 王海涛, 李为吉, 万小鹏, 候明善. 前馈反馈控制在主动控制起落架中的应用[J]. 测控技术, 2004, 23(11): 31-33
- [55] 马谨, 王纪森, 何长安. 一种新型 ABS 控制策略的仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(7): 1612-1614
- [56] 黄英亮. 防抱死制动系统模糊控制器的设计[D]. 西北工业大学硕士学位论文, 2002
- [57] 陈娟. 机载公共设备分布式综合仿真系统的研究[D]. 北京航空航天大学博士生论文, 2003
- [58] P. M. Frank. Enhancement of robustness in observer-based fault detection[J]. Int. J. Control, 1994, 59(4): 955-981
- [59] Viswanadham . N. and Srichander . R. . Fault detection using unknown-input observers[J]. Control Theory and Advanced Technology, 1987, 3(1): 91-101
- [60] Saif. M. and Guan. Y.. A new approach to robust fault detection and identification[J]. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(3): 685-695
- [61] Frank P.M. and Wunnenberg J.. Robust Fault Diagnosis Using Unknown Input Observer Schemes[J]. Fault Diagnosis in Dynamic Systems: Theory and Application, 1989: 47-98
- [62] Ge W. and Fang C.Z. . Extended robust observation approach for fault isolation[J]. International Journal of Control, , 1989(49): 1537-1553
- [63] Hou M. and Muller P.C.. Fault detection and isolation observers[J]. International Journal of Control, 1994(60): 827-846
- [64] Yi Xiong and Mehrdad Saif. Robust fault isolation observer design[A]. Proceedings of American Control Conference San Diego, California, July 1999
- [65] 蒋东方. 基于分析冗余的故障检测与诊断研究[D]. 西北工业博士学位论文大学, 2000
- [66] 陈奇志. 双线性系统鲁棒故障诊断及分析[D]. 西北工业大学硕士学位论文, 2001
- [67] Jin-Oh Hahn, Seung-Ham You, Young Man Cho, Soojoon Kang and Kyo Lee. Fault diagnostics in the Differential Brake Control System Using the Analytical Redundancy

- Technique[A]. Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control Maui, Hawaii USA, December 2003
- [68]孙世国, 王树青, 伍斌. Luenberger 鲁棒故障检测观测器的设计[J]. 浙江大学学报(工学版), 2004, 38(6): 708-711
- [69]史志森. 波音 737-300 型飞机停留刹车系统故障分析与排除[J]. 航空维修, 2001(5): 30-31
- [70] 赵廷第. 一种通用的故障诊断推理机制[J]. 航空学报, 1995(8): 39-43
- [71]罗湘燕, 于克杰. 压力伺服阀故障引起飞机滑跑侧偏故障的分析[J]. 液压与气动, 2002(8): 49-50
- [72]王旭东. B737-300 型飞机主起落架收放系统故障分析[J]. 中国民航学院学报, 2004, 22(增刊): 28-29
- [73] 李霞. 飞机主起落架缓冲系统性能分析研究[J]. 西飞科技, 2000(1): 2-9
- [74]吴海桥. 现代大型客机故障诊断专家系统的研究与开发[D]. 南京航空航天大学博士学位论文, 2002
- [75]Isermann R and Balle P. Trends in the application of model based fault detection and diagnosis of technical processes[A]. Proc. of IFAC World Congress, San Francisco, USA, 1996: 1-12
- [76]E.Aleorta Garcfa, P.M.Frank. Deterministic nonlinear observer-based approaches to fault diagnosis: A survey[J]. Control Eng. Practice, 1997, 5(5): 663-670
- [77]尹念东. 虚拟试验技术及其在车辆工程中的应用[J]. 上海汽车, 2003(4): 32-35
- [78]赵建卫, 唐硕, 吴催生. 武器系统虚拟样机设计环境[J]. 飞行力学, 2000(2): 15-18
- [79]唐硕, 陈士鲁, 赵建卫. 飞行器设计与实验的虚拟样机技术[J]. 宇航学报, 2000, 21 (11): 1-6
- [80]Boeing Company. Boeing737-300/400/500 MAINTENANCE MANUAL[M], Chapter 32
- [81]Kruger W., Besselink I., Cowling D., Doan D.B., Kortum W. and Krabacher W.. "Aircraft Landing Gear Dynamics: Simulation and Control" [J]. Vehicle System Dynamics, 1997, 28 (2-3): 119-158
- [82]Jocelyn Pritchard. An Overview Of Landing Gear Dynamics[M]. NASA/TM-1999-209143, ARL-TR-1976, May 1996
- [83]W. A. Ragsdale. A Generic Landing Gear Dynamics Model For LaSRS++[A]. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit 14-17, August 2000

作者在攻读硕士学位期间发表论文

《基于观测器的防滑刹车系统鲁棒故障诊断初探》 机械与电子 2004 年第 11 期