

分类号: V355
密 级:

学校代号 10699
学 号 026090349

西北工业大学
硕 士 学 位 论 文
(学位研究生)

题目: 飞机环境控制系统的故障诊断研究

作者: 赵俊茹

指导教师 史忠科 专业技术职务 教授

学科(专业) 交通信息工程及控制

申请学位日期 2005 年 3 月

摘 要

飞机环境控制系统（简称环控系统）的基本任务是使飞机的座舱和设备舱在各种飞行条件下都具有良好的环境，以满足飞行人员、乘客和设备的正常生活条件和工作需要。由于环控系统在飞机中的特殊地位，对环控系统进行故障诊断研究，对于提高环控系统的可靠性和维护性具有重要意义。

针对环控系统日益复杂，而对其故障诊断的应用研究却不多见这一问题，论文对故障诊断方法在环控系统中的应用进行了系统和深入地研究。

首先，论文在已有研究的基础上，完善了飞机环控系统部件的数学模型，具体建立了包括热交换器、涡轮与压气机、管路等主要部件的数学模型；并利用 Matlab 对各个系统进行了建模，同时进行了仿真验证。文中建立的模型为进一步研究环控系统的故障诊断提供研究基础。

其次，飞机环境控制系统比较复杂，故障模式较多，采用单一的故障诊断方法难以对系统进行有效的诊断，论文综合运用多种故障诊断方法对飞机环控系统进行故障诊断研究。根据各部件的故障特点，文中运用参数估计的故障诊断方法对热交换器进行了故障诊断研究；运用专家系统的故障诊断方法对涡轮与压气机系统进行了故障诊断研究；运用了基于观测器的故障诊断方法对控制组件进行了故障诊断研究。文中对各部件的典型故障进行了仿真研究，仿真结果表明了文中所用故障诊断方法是有效的，具有很好的应用价值。

最后，在以上研究的基础上，利用 Matlab 开发了飞机环控系统故障诊断仿真软件。该软件可实现环控系统故障诊断的仿真。

关键词：飞机环境控制系统，故障诊断，参数估计，专家系统，观测器

Abstract

The aim of the Environment Control System (ECS) of aircraft is to supply a high quality air in order to comfort passengers and crew, as well as to cool the electronic devices. Due to the important function of ECS in aircraft, it is rather essential to diagnose the faults for the ECS effectively and enhance the reliability of this system.

With the complexity of the ECS increasing and less fault diagnosis research on this system, the fault diagnosis for the ECS is studied to solve this problem in this paper.

Firstly, based on previous research, mathematical models of the ECS are improved. The mathematical models of heat exchanger, turbo, compressor and pipe are set up in this paper. Using MATLAB, the process of the ECS is simulated. The mathematical models are useful to study fault diagnosis for the ECS.

Secondly, because of the complexity of the ECS, several methods of fault diagnosis are used in this system. According to the differences of the ECS components, the parameter estimation method is applied in heat exchanger, the expert system method is used to turbo and compressor, and the observer-based method is used to the control system. The typical faults of these components are simulated in MATLAB environment. The results indicate that these methods are correct and effective.

Finally, base on the research mentioned above, simulation software of fault diagnosis for the ECS is developed through MATLAB. The simulation function of fault diagnosis for the ECS is implemented in this software platform.

Key Words: Flight Environment Control System(ECS), Fault diagnosis, Parameter estimation, Observer, Expert system

目 录

第一章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 论文选题目的	1
1.3 论文选题背景及意义	1
1.4 国内外研究现状及存在问题	2
1.4.1 现代故障诊断技术概述	2
1.4.2 国内外研究现状及存在问题	4
1.5 论文主攻关键及研究内容	5
1.6 论文章节安排	6
第二章 基本原理与方法	8
2.1 引言	8
2.2 故障诊断的基本概念与名词	8
2.3 故障诊断基本原理与方法	9
2.3.1 参数估计故障诊断方法	9
2.3.2 观测器的故障诊断方法	13
2.3.3 专家系统的故障诊断方法	16
2.4 本章小结	18
第三章 数学模型的建立	19
3.1 引言	19
3.2 飞机环境控制系统概述	19
3.2.1 飞机环境控制系统发展概况	19
3.2.2 飞机环境控制系统的工作原理介绍	20
3.3 主要部件数学模型的建立	21
3.3.1 热交换器数学模型的建立	21
3.3.2 压气机模型的建立	25
3.3.3 涡轮模型的建立	28
3.3.4 绝对压力调节器模型的建立	31
3.3.5 管路系统模型的建立	31
3.3.6 控制部件模型的建立	31
3.4 飞机环境控制系统的仿真研究	32
3.4.1 仿真软件的选择	32
3.4.2 飞机环境控制系统仿真	32

3.5 本章小结	38
第四章 飞机环境控制系统故障诊断研究.....	39
4.1 引言	39
4.2 飞机环境控制系统故障诊断研究	39
4.2.1 热交换器的故障诊断研究	39
4.2.2 涡轮与压气机的故障诊断研究	48
4.2.3 控制组件的故障诊断研究	56
4.3 本章小结	64
第五章 软件的设计与实现	65
5.1 引言	65
5.2 系统总体设计	65
5.2.1 系统特点	65
5.2.2 系统主要功能	65
5.2.3 系统设计原则	66
5.3 系统软件实现	66
5.3.1 开发工具的选择	66
5.3.2 诊断系统总体结构	66
5.3.3 诊断系统流程	67
5.4 诊断结果分析	69
5.5 本章小结	72
第六章 总结与展望	73
致 谢	75
参考文献	76
攻读硕士期间发表论文	80

第一章 绪论

1.1 引言

本章阐明了论文选题的背景和重要意义，介绍了飞机环境控制系统故障诊断的研究现状及存在问题，最后介绍了本论文的主要研究内容。

1.2 论文选题目的

对飞机环境控制系统进行故障诊断研究的主要目的是为了提高飞机环境控制系统的可靠性和安全性，提高对飞机环境控制系统的实时监控和故障诊断能力，确保飞机的座舱和设备舱在各种飞行条件下具有良好的环境参数，以满足飞行人员、乘客和设备的正常生活条件和工作需要。

1.3 论文选题背景及意义

随着航空工业技术的发展和民航客机的现代化、大型化，飞机环境控制系统的地位日趋重要，飞机环境控制系统的设备更加完善^{[1][2]}。一个好的座舱环境不仅关系到机上人员的生命安全，舒适的座舱条件和提高旅客的上座率，它更是确保机上日益增多的电子电气设备良好工作环境的重要保证。因而，对飞机环境控制系统进行故障诊断，使之能够正常工作是非常重要的。

飞机环境控制系统规模日益庞大，设备种类及数量日益繁多，因而飞机环境控制系统的复杂程度也越来越高^{[3][4][5]}。在系统运行过程中，不可避免地会出现各种故障，如：阀门卡死或产生泄漏、盘管结垢严重导致换热不良等故障。这些故障如果得不到及时的排除，势必导致系统运行参数严重偏离要求的设定值，给机内工作人员带来不舒适感而影响工作效率和工作质量，增加系统能耗，缩短设备使用寿命，因而及时查明故障原因并排除故障具有重要的意义。而飞机环境控制系统的结构非常复杂，传统的定期维护和例行检查虽然在一定程度上减少了故障的发生和危害，但这种方法需要大量有经验的专业人员，并且大部分情况下是对已经发生故障的补救，没有实时性。

故障诊断技术能对设备的故障做出早期预报, 并对出现的故障原因做出判断, 提出对策, 避免或减少事故的发生。故障诊断技术能够减少定期维修时间, 提高设备的可靠性, 延长使用寿命, 降低运行和检修费用, 提高经济效益。它为设备安全、稳定、长周期、全性能、优质运行提供了可靠的技术和管理保障。故障诊断技术的应用会带来巨大的经济效益, 日益受到广泛重视。因此, 对飞机环境控制系统进行故障诊断研究是非常必要的。

1.4 国内外研究现状及存在问题

1.4.1 现代故障诊断技术概述

FDD 是一门综合性技术, 它涉及多门学科, 如现代控制理论, 信号处理模式识别, 计算机科学, 人工智能, 电子技术, 统计数学以及相应的应用学科。几十年来, FDD 技术得到了深入广泛的研究^{[8][9][10][11]}, 提出了众多的可行的方法, FDD 技术已经在飞机自动驾驶, 惯性导航, 宇宙飞船, 核反应堆, 汽轮发电机组等各个领域得到了应用, 取得了大量的应用成果, 并得到了巨大的经济效益。

现代故障诊断技术已有 30 多年的发展历史, 但作为一门综合性的新学科还是近些年发展起来的。从不同的角度出发有多种故障诊断分类方法, 这些方法各有特点。概括地讲, 故障诊断方法可以分成三大类: 基于数学模型的故障诊断方法、基于信号处理的故障诊断方法和基于知识的故障诊断方法, 如图 1-1 所示。

(1) 基于解析模型的故障诊断方法

基于解析模型的故障诊断方法利用了系统的数学模型, 其共同思想是找到一个与故障诊断有关的残差, 再进行残差的评估, 分离和补偿故障, 其诊断过程通常包括两个阶段残差生成阶段和故障决策阶段。诊断的一般思路是通过对系统的状态或参数进行重构, 并生成残差序列, 然后采用一些措施来增强残差序列中所包含的故障信息, 抑制模型误差等非故障信息, 通过对残差序列的统计分析就可以检测出故障的发生并进行诊断。

基于模型的故障诊断方法主要可分为等价空间法、基于状态估计的故障诊

断方法和基于参数估计的故障诊断方法。

基于数学模型的故障诊断方法，其优点是能深入系统本质的动态性质和实现实时诊断，缺点是当系统模型未知、不确定或具有非线性时，这种方法不易实现。

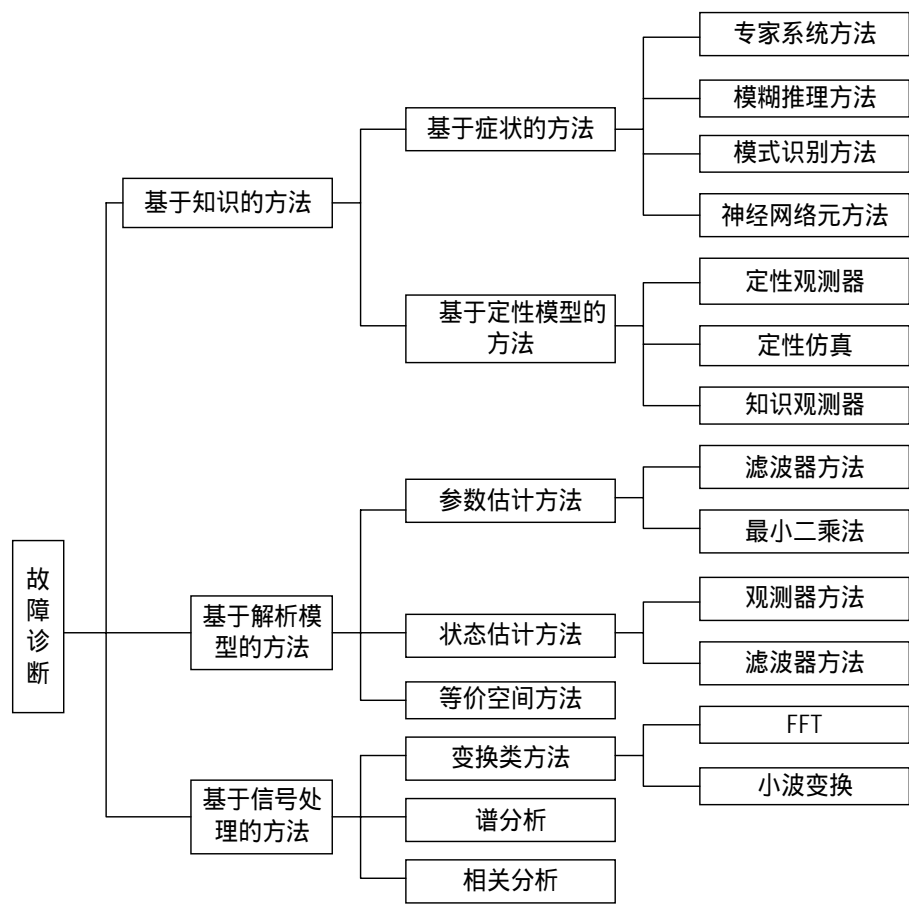


图 1-1 故障诊断方法

(2) 基于信号处理的方法

当难以建立诊断对象的解析数学模型时，基于信号处理的方法是非常有用的，因为这种方法回避抽取对象的数学模型的难点。而直接利用信号模型，如相关函数、高阶统计量、频谱和自回归滑动平均过程，以及现在热门的小波分析技术。这种方法对于线性系统和非线性系统都是适用的。但是，避开对象数学模型，是这种方法的优点，也是它的缺点。这类方法不需要对象的准确模型，因此适用性强。虽然，目前大多数方法都是针对线性系统提出的，但很容易推广到非线性系统，除非其中应用了线性系统的某些特性。

(3) 基于知识的故障诊断方法

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精确数学模型是非常困难的, 而基于知识的方法不需要精确的数学模型, 因此, 具有很好的应用前景。

基于知识的方法与基于信号处理的方法类似, 也不需要系统的定量数学模型, 但它克服了后者的缺点, 引入了诊断对象的许多信息, 特别是可以充分地利用专家诊断知识等, 所以是一种很有前景的方法, 尤其是在非线性系统领域。基于知识的方法还可以分为基于症状的方法和基于定性模型的方法。基于症状的方法包括专家系统方法、模糊推理方法、模式识别方法和神经网络方法等; 基于定性模型的方法包括定性观测器、定性仿真和知识观测器等。

除以上介绍的故障诊断方法外, 还有一些故障诊断方法正在发展中, 如基于知识观测器的方法、神经网络与专家系统相结合的方法、神经网络与模糊逻辑相结合的方法等。

1.4.2 国内外研究现状及存在问题

过去十几年, 故障诊断技术得到了迅速发展, 同时也得到了广泛应用。尽管控制系统的故障诊断技术在各方面取得了进展, 但其在飞机环境控制系统方面的应用研究却不多见, 这与飞机环境控制系统日益复杂的现状是不协调的。

长期以来, 飞机环境控制系统故障诊断技术的研究并不像飞机发动机、航电系统和飞控系统那样受到重视。随着飞机结构的不断完善, 飞机性能进一步提高, 飞机环境控制系统规模日益庞大, 设备种类及数量日益繁多, 因而飞机环境控制系统的复杂程度也越来越高。由于飞机环境控制系统的特殊地位, 因此将已有的理论和实践上都比较成熟的故障诊断技术, 应用到飞机环境控制系统的故障诊断中, 必定会取得令人满意的结果, 也必定是件很有意义的工作。

近年来, 不少国内外学者运用故障诊断技术对飞机环境控制系统进行故障诊断研究。

国外从七十年代开始重视飞机环境控制系统的动态性能, 当时, 美国在对最新研制的飞机环境控制系统进行地面试验和飞行试验时, 发现大量的故障是由于系统动态性能不好引起的。J.Eichler 在他 1975 年发表的论文中^[12], 首先研究了某种飞机的环境控制系统的动态特性, 建立了制冷附件和系统的动态模型,

并且进行了系统的稳定性和灵敏性分析。美国波音公司在进行了大量地面试验和飞行试验的基础上开发了仿真软件 EASY^[13]，使飞机环境控制系统的动态分析过程变的极为简便，并且将飞机环境控制系统的设计向前推进了一大步，从传统的单纯静态设计方法转向了动静态设计。美国 1980 年颁发的军标 ML—E—87145 中，要求环境控制各个研制阶段都要运用计算机程序全面而及时地进行静、动态性能分析。与此同时，国外对故障诊断技术在飞机环境控制系统中的应用也进行了研究。文献[14]运用专家系统的方法对飞机环控系统进行了故障诊断研究。文献[15]运用模糊控制的方法对环控系统进行故障诊断研究。

我国在对飞机环境控制系统故障诊断的研究刚刚起步。我国从八十年代开始重视对飞机环境控制系统地研究。北航的袁修干教授在其论著中^[17]，对于飞机环境控制系统进行了理论分析。在此后的十余年中，相继又众多的研究者对飞机环境控制系统的动态性能进行了大量的研究：1999 年赵竞全博士完成了高压除水系统的仿真于控制研究，对某型号飞机环境控制系统进行了仿真研究^[18]。2002 年宋俊虢博士研究了环控系统的动态性能^[19]。我国对故障诊断技术在飞机环境控制系统中的应用方面研究比较少。1999 年北航的赵海鹰博士使用卡尔曼滤波器的方法和专家系统的方法对飞机环境控制系统进行了故障诊断研究^[20]。我国在制冷系统故障诊断方面的研究^{[21][22]}，其方法在进行飞机环境控制系统的故障诊断研究时也可以借鉴。

与国外的先进技术相比较，我国的研究虽然比以前有了很大的进步，但是还缺乏综合性与系统性，因此需要进一步的研究。主要表现在以下几个方面：

(1) 目前，国内外对于飞机环控系统故障诊断的研究还比较少，故障诊断技术在飞机环控系统中的应用尚未成熟；

(2) 虽然国内、外研究学者对于飞机环境控制系统的故障诊断做了一些研究，提出了一些故障诊断方法，但有效、系统的故障诊断方法还很有限。

因此，飞机环境控制系统的故障诊断仍然是一个值得深入研究的新课题，研究飞机环境控制系统故障诊断技术十分必要。

1.5 论文主攻关键及研究内容

目前飞机环境控制系统日益复杂，而对飞机环境控制系统故障诊断的应用

研究却不多见，这与飞机环境控制系统日益复杂的现状是不协调的。本文针对这一问题，对飞机环境控制系统的故障诊断进行了深入研究。论文对飞机环境控制系统故障诊断的研究具有一定的理论研究和实际应用价值。

论文研究内容主要包括以下几个方面：

(1) 在前人研究的基础上，完善了飞机环境控制系统部件的数学模型。建立了包括热交换器、涡轮与压气机、管路等主要部件的数学模型，并对飞机环境控制系统进行了仿真，给出了仿真结果。文中所建模型为进一步研究飞机环境控制系统的故障诊断提供依据。

(2) 采用参数估计的故障诊断方法对飞机环境控制系统中的主要部件——热交换器进行诊断研究。针对热交换器模型与物理参数相对应的特点，采用参数估计的故障诊断方法对其进行故障诊断研究。文中对热交换器的典型故障进行了仿真，结果表明该方法正确可行。

(3) 针对涡轮与压气机精确模型难于建立的特点，采用数学模型与专家系统相结合的故障诊断方法对其进行研究。将数学模型和专家系统故障诊断方法相结合，充分发挥二者的优点，对涡轮与压气机系统进行有效的诊断。文中对涡轮与压气机系统的典型故障进行了仿真，仿真结果表明了该方法的正确性。

(4) 对于飞机环境控制系统中的控制组件，文中分析了控制组件的典型故障模式，根据其特点采用基于观测器的故障诊断方法对其进行研究。本文通过仿真，验证了所提出故障诊断方法是正确可行的，诊断效果良好。

(5) 在上述研究的基础上，开发了飞机环境控制系统故障诊断仿真软件。使用该软件可对飞机环境控制系统进行故障诊断仿真。

1.6 论文章节安排

全文共分为六章。

第一章，指出论文选题的背景和意义，阐述了飞机环境控制系统故障诊断的国内外研究现状，给出本论文的主攻关键及论文主要工作内容，最后给出了论文章节安排。

第二章，阐述了对飞机环境控制系统进行故障诊断采用的基本理论及方法。

第三章， 运用模块化建模理论的基本思想，建立了飞机环境控制系统各主要部件的数学模型，并对飞机环境控制系统进行了仿真，仿真结果验证了模型的正确性，为进一步研究飞机环境控制系统的故障诊断提供依据。

第四章， 对飞机环境控制系统的故障诊断进行研究。根据飞机环境控制系统不同部件的故障特点，分别采用参数估计的方法、专家系统方法和观测器的故障诊断系统方法对这些部件进行了诊断研究，并给出了典型故障的仿真结果，验明了所采用方法的正确性。

第五章， 在以上研究的基础上，开发了飞机环境控制系统故障诊断仿真软件。

第六章， 全面总结论文，并提出了有待进一步研究的问题。

第二章 基本原理与方法

2.1 引言

论文在进行飞机环境控制系统故障诊断的研究中，运用了参数估计的故障诊断方法、基于观测器的故障诊断方法和专家系统的故障诊断方法。作为全文的理论基础，本章将对上述方法的主要思想、定理和结论加以介绍，重点阐述论文所涉及到的数学知识和相关概念，在以后各章节中将直接给出公式，不再赘述。

2.2 故障诊断的基本概念与名词

系统的故障是指系统产生了不可接受的行为。所谓不可接受的行为就是异常行为，是指系统运行中重要信号的大小超出了给定的范围。这里信号的大小一般可以用信号的范数来衡量。系统异常行为的产生原因可能源于系统元件的失效、故障、以及强烈的外部干扰等^{[24][26][29]}。

本节将给出故障诊断领域的一些基本概念与名词，它们是了解与研究故障诊断技术的基础。

(1) 故障(fault): 系统的“故障”定义为系统至少一个特性或参数出现较大偏差，超出了可接受的范围。此时，系统的性能明显低于其正常水平，所以难以完成其预期的功能。

(2) 严重故障(failure): 在特定的操作下，由于故障使系统持续丧失了完成给定任务的能力。

(3) 故障检测(fault detection): 确定系统是否发生了故障。

(4) 故障分离(fault isolation): 在故障检测之后，确定故障的种类、故障发生的部位。

(5) 故障辨识(fault identification): 在故障分离之后，确定故障的大小及故障发生的时间。

(6) 故障诊断(fault diagnosis): 有广义与狭义之分。广义上讲它通常作为故障检测、分离和辨识的统称；狭义上，它特指故障分离与辨识。

(7) 诊断模型(diagnostic model): 为一组静态或动态关系, 它把特定的输入变量—“症状”与特定的输出变量—“故障”联系了起来。诊断模型可以有許多不同的表示方法, 以与不同的故障诊断方法相对应。例如, 解析模型是一种人们熟悉的诊断模型, 而神经网络、模糊逻辑系统等以其特有的方式存储、表示诊断模型。

(8) 残差(residual): 故障指示器, 由测量值与模型计算值的差得到。

(9) 故障原因(cause of fault): 定义为导致系统产生异常的具体故障。由于故障与引起的故障原因之间存在因果关系, 所以称故障是产生异常现象的原因。

(10) 故障征兆(symptom of fault): 定义为当系统发生故障时所检测出的系统异常。

2.3 故障诊断基本原理与方法

现代故障诊断技术在近十年来得到了极大的发展, 具有现代技术标志的理论和方如: 基于解析模型的方法、信号处理、模式识别、最优化方法、决策论、遗传算法、自适应理论、小波变换、专家系统、神经网络和模糊系统等已成为故障诊断的理论基础, 这给飞机环境控制系统故障诊断的研究提供了许多新的思想和方法^{[24]-[29]}。

论文在进行飞机环境控制系统故障诊断的研究中, 主要运用的故障诊断方法有: 基于参数估计的故障诊断方法、基于观测器的故障诊断方法、基于观测器与专家系统相结合的故障诊断方法。作为全文的理论基础, 本章将对上述方法的主要思想、定理和结论加以介绍, 重点阐述论文所涉及到的数学知识和相关概念, 在以后各章节中将直接给出公式, 不再赘述。

2.3.1 参数估计故障诊断方法

2.3.1.1 参数估计故障诊断原理

故障检测与诊断的参数估计方法的基本思想^{[29][9]}是, 许多被控过程的故障可以看作是过程系数的变动, 像电阻、电容、电感、质量、刚性等。这些过程系数可以隐含在过程模型参数中。过程系数在过程模型中可以是定常的, 也

可以是时变的。通常过程模型是动态模型，如可以描述为：

$$a_0 y(t) + a_1 y'(t) + a_2 y''(t) + \dots + y^{(n)}(t) = b_0 u(t) + b_1 u'(t) + \dots + b_m u^{(m)}(t) \quad (2-1)$$

模型参数为：

$$\theta^T = [a_0, a_1, \dots, a_{n-1}, b_0, \dots, b_m] \quad (2-2)$$

基于参数估计方法的故障检测与诊断的步骤是：

- (1) 由所测得的输入输出信号建立过程模型

$$y(t) = f(u(t), \theta) \quad (2-3)$$

- (2) 建立模型参数 θ 与过程参数 p 的联系

$$\theta = g(p) \quad (2-4)$$

- (3) 由测量信号 $y(t)$ 和 $u(t)$ ，估计出模型参数 $\hat{\theta}$

- (4) 计算出过程系数

$$\hat{p} = g^{-1}(\hat{\theta}) \quad (2-5)$$

- (5) 基于过程系数的标称值，确定过程系数的变化 Δp ；

(6) 建立系统的故障模型，也即给出故障与过程系数变化量 Δp 之间的联系，并基于过程系数的变化以及故障模型进行故障的决策，判断是否发生了故障；

- (7) 进行故障的分离，确定故障的类型，位置及大小。

参数估计方法的示意图由图 2-1 给出。

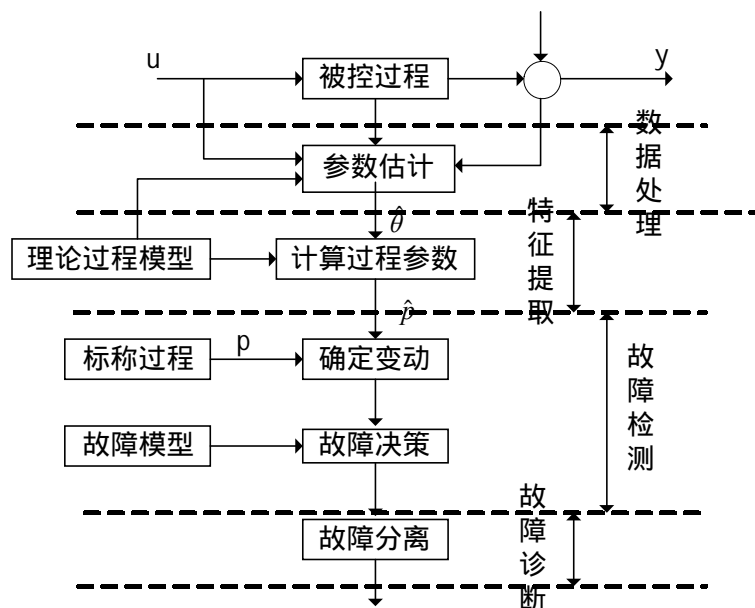


图 2-1 基于参数估计的故障检测与诊断方法框图

因此这种故障检测方法是基于

- (1) 理论过程模型的建立;
- (2) 连续时间模型的参数估计;
- (3) 统计决策与分离。

应用这种方法的前提条件是:

- (1) 过程模型能够精确地描述过程的行为;
- (2) 存在有效的参数估计方法, 以得到参数的精确估计;
- (3) 通过适当的输入信号, 使被控过程可以充分激励;
- (4) 过程系数可以由模型参数唯一得到。

2.3.1.2 参数估计

如果系统所受的噪声干扰比较小, 那么最小二乘算法是一种最鲁棒的算法, 这种算法不需要噪声的先验知识^[30]。

由(2-1) 式描述的线性定常系统的传递函数为:

$$G_p(s) = \frac{y(s)}{u(s)} = \frac{B(s)}{A(s)} = \frac{b_0 + b_1s + \cdots + b_ms^m}{a_0 + a_1s + \cdots + s^n} \quad (2-6)$$

系统(2-1) 式也可以表示为:

$$\mathbf{y}^{(n)}(t) = \boldsymbol{\Psi}^T(t)\boldsymbol{\theta} + \mathbf{e}(t) \quad (2-7)$$

其中

$$\boldsymbol{\Psi}^T(t) = [-\mathbf{y}(t), -\mathbf{y}^{(1)}(t), \cdots, -\mathbf{y}^{(n-1)}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{u}^{(1)}(t), \cdots, \mathbf{u}^{(m)}(t)] \quad (2-8)$$

参数向量 $\boldsymbol{\theta}$ 见 (2-2), $\mathbf{e}(t)$ 为干扰信号。

在 $t = t_k = kT_0$, T_0 为采样间隔, 定义时间导数

$$\mathbf{y}_i(k) = \frac{d^i \mathbf{y}(t_k)}{dt^i}, \quad \mathbf{u}_i(k) = \frac{d^i \mathbf{u}(t_k)}{dt^i}$$

在 $t = t_k$ 时, 式 (2-7) 等价为

$$\mathbf{y}_n(k) = \boldsymbol{\Psi}^T(k)\boldsymbol{\theta} + \mathbf{e}(k) \quad (2-9)$$

其中,

$$\boldsymbol{\Psi}^T(k) = [-\mathbf{y}_0(k), -\mathbf{y}_1(k), \cdots, -\mathbf{y}_{n-1}(k), \mathbf{u}_0(k), \mathbf{u}_1(k), \cdots, \mathbf{u}_m(k)] \quad (2-10)$$

现在建立矢量方程如下

$$Y = X\theta + E \quad (2-11)$$

其中

$$Y = [y_n(1), y_n(2), \dots, y_n(N)]^T \quad (2-12)$$

$$X = [\psi(1), \psi(2), \dots, \psi(N)]^T \quad (2-13)$$

$$E = [e(1), \dots, e(N)]^T \quad (2-14)$$

对(2-11) 式应用最小二乘法, 得参数向量估计为

$$\hat{\theta} = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad (2-15)$$

实际上, 由于高阶导数是很难获得的, 因此, (2-15) 是不现实的。虽然从理论上说能对输入输出信号进行连续微分来获得导数信号。式 (2-15) 给出的最小二乘算法也可推广到递推的最小二乘算法、带遗忘因子的最小二乘算法的情形。

2.3.1.3 故障的检测与分离

当过程参数 \hat{p} 确定后, 参照其标称值 p_0 可得其增量 Δp 。由于过程参数通常是随机的, 因此可采用贝叶斯统计决策方法来检测过程参数的变动情况。

假设过程参数矢量序列为

$$\hat{p}(j), \quad j = 1, 2, \dots, N$$

现假设 $\hat{p}(j)$ 服从正态分布, 并且是统计独立的。由贝叶斯决策理论, 可得如下算法。

第一步: 确定正常状态

$$\hat{\mu}_{pi0} = \frac{1}{N_1} \sum_{j=1}^{N_1} \hat{p}_i(j) \quad (2-16)$$

$$\hat{\sigma}_{pi0}^2 = \frac{1}{N_1} \sum_{j=1}^{N_1} [\hat{p}_i(j) - \hat{\mu}_{pi0}]^2 \quad (2-17)$$

N_1 是一个小于 N 的正整数

第二步: 过程参数变动检测

$$\hat{\mu}_{pi}(k) = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \hat{p}_i(k-j) \quad (2-18)$$

$$\hat{\sigma}_{pi1}^2(k) = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N [\hat{p}_i(k-j) - \hat{\mu}_{pi0}]^2 \quad (2-19)$$

$$\hat{\sigma}_{pi2}^2(k) = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N [\hat{p}_i(k-j) - \hat{\mu}_{pi1}]^2 \quad (2-20)$$

$$d_i(k) = \frac{\hat{\sigma}_{pi1}^2(k)}{\hat{\sigma}_{pi0}^2} - \ln \frac{\hat{\sigma}_{pi2}^2(k)}{\hat{\sigma}_{pi0}^2} - 1 \quad (2-21)$$

采取如下决策律：

$$d_i(k) > 2 \ln \frac{NP_0}{1-P_0} \quad (2-22)$$

式（2-22）中， p_0 是系统无故障的先验概率。这里， $d_i(k)$ 也叫做故障检测器，是故障的决策信号。根据的 $d_i(k)$ 大小，可将过程参数变动的范围进行归类，也即进行故障的诊断，这里称 $2 \ln \frac{NP_0}{1-P_0}$ 为阈值。如果 $d_i(k)$ 大于阈值，则存在故障。

综上所述，基于参数估计的故障诊断根据模型参数与物理参数的变化来检测和分离故障，其模型参数与物理参数是对应的，所以，基于参数估计的故障诊断能够检测到系统元件部件故障。因为控制系统是由各子系统构成的，而每个子系统又是由众多的元部件组成，因此提高系统元部件的可靠性，及时诊断出其所发生的故障，将能够有效地提高系统的可靠性。

2.3.2 观测器的故障诊断方法

基于观测器的故障诊断技术^{[9][29]}是从本世纪 70 年代，首先在美国发展起来的。美国麻省理工学院的 Beard（1971 年）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的新思想^{[31][32]}。该技术在实际控制系统中的应用表现为由计算机利用系统的解析冗余，完成工况分析，对系统是否正常和是什么原因引起的故障、故障的程度有多大等问题进行分析、判断，得出结论。

2.3.2.1 观测器故障诊断原理

基于观测器故障诊断的基本思想是：设计构造一个实际物理系统的观测器，然后根据观测器的输出与实际系统的输出比较，产生残差，再对残差进行分析处理，根据残差所具有的特征进行故障诊断。系统运行状态的异常与否一般通

过残差反映，残差是实际系统运行输出与该系统数学模型输出差异的体现。所以，故障检测与诊断过程实际是一个建立模型、生成残差、然后对残差进行统计决策的过程。

基于观测器的故障诊断结构如图 2-2 所示：

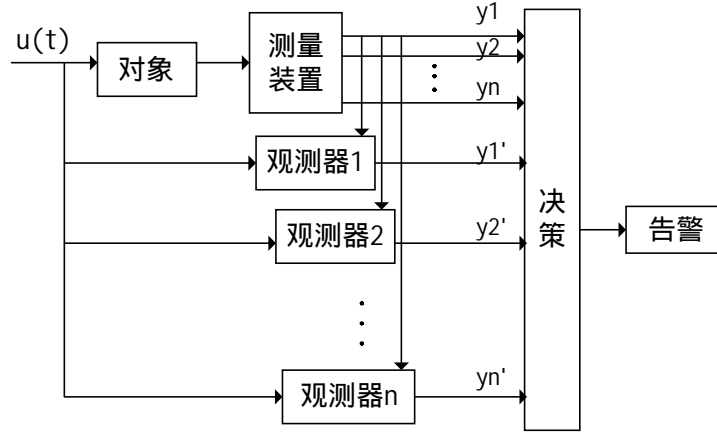


图 2-2 观测器故障诊断方法结构图

在实际应用中，可认为绝大多数对象是线性非时变的，且可控可观，因此可取被控对象的状态方程为：

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t)\end{aligned}\quad (2-23)$$

其中， $\mathbf{x} \in R^n$ 是状态向量， $\mathbf{u} \in R^m$ 是输入向量， $\mathbf{y} \in R^l$ 是可测变量向量， \mathbf{A} ， \mathbf{B} ， \mathbf{C} 是适当维数的矩阵。

容易看出，上述数学模型以微分方程的形式包含了可测变量之间存在的关系。为了从其它测量变量和输入中重新构造状态或可测变量，对确定系统，我们可以使用线性的全阶（或降阶）观测器；对必须考虑噪声的随机系统，则采用卡尔曼滤波器。

系统（2-23）的线性观测器为：

$$\dot{\mathbf{x}}_s(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}_s(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{L}(\mathbf{y}(t) - \mathbf{y}_s(t)) \quad (2-24a)$$

$$\mathbf{y}_s(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}_s(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t) \quad (2-24b)$$

其中， \mathbf{x}_s 和 \mathbf{y}_s 分别表示估计状态和估计输出量，观测器增益 \mathbf{L} 是使得观测器具有良好动态特性的增益矩阵。 \mathbf{L} 的选择要满足诸如稳定性、故障灵敏度、鲁棒性等设计要求。

对象变化 $\Delta(t)$ 和系统噪声 $\mathbf{v}(t)$ 都可以由系统状态方程模型化：

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \Delta(t) + \mathbf{F}\mathbf{v}(t) \quad (2-25a)$$

传感器故障 $\Delta k(t)$ ，测量噪声 $\rho(t)$ 可以由输出方程模型化：

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \Delta\mathbf{k}(t) + \rho(t) \quad (2-25b)$$

定义状态估计误差和输出估计误差为：

$$\Delta\mathbf{x}(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_s(t)$$

$$\Delta\mathbf{y}(t) = \mathbf{y}(t) - \mathbf{y}_s(t)$$

由公式 (2-25) 减去式 (2-24)，得

$$\Delta\dot{\mathbf{x}}(t) = (\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C})\Delta\mathbf{x}(t) + \mathbf{F}\mathbf{v}(t) \quad (2-26a)$$

$$\Delta\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\Delta\mathbf{x}(t) + \Delta\mathbf{k} + \rho \quad (2-26b)$$

显然地，如果所有扰动 $\Delta(t)$ ， $\mathbf{v}(t)$, $\Delta\mathbf{K}(t)$, $\rho(t)$ 皆为零，且矩阵 $\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C}$ 的特征值均具有负的实部，以使得观测器能够快速达到稳定。那么消除了初始跟踪误差之后，估计误差 $\Delta\mathbf{y}(t)$ 变为零。如果至少存在一个扰动，则 $\Delta\mathbf{y}(t)$ 不为零。这样，可以评估 $\Delta\mathbf{y}(t)$ 来发现扰动。因此 $\Delta\mathbf{y}(t)$ 能被用作故障诊断的残差。

状态估计误差 $\Delta\mathbf{x}(t)$ 和输出估计误差 $\Delta\mathbf{y}(t)$ 是干扰和故障的函数，而不依赖于 $\mathbf{u}(t)$ 。如果状态是可测的，那么 $\Delta\mathbf{x}(t)$ 就用来检测和诊断故障。通常状态是不可测的，而且一般把 $\Delta\mathbf{y}(t)$ 当作残差，这是基于观测器的 FDI 系统的基础。通常，这个残差要进行变换，这样做是为了增大故障对残差的影响，同时减小干扰对残差的影响。

2.3.2.2 故障的检测与分离

定义阈值 $\varepsilon > 0$

ε 是与系统噪声水平相适应的小正数，可由仿真确定。

若 $\|\Delta\mathbf{y}\| \leq \varepsilon$ 成立，则传感器无故障。

若 $\|\Delta\mathbf{y}\| > \varepsilon$ 成立，则可得知发生了故障。

当故障与执行器、传感器或不可测状态变量的变化相关时，用基于观测器的方法就比较合适。这就需要知道设备的精确的数学模型，最好是从基本原理导出，这样状态空间方程的状态就有物理意义。不可测状态可以根据可测的输入输出变量，利用伦伯格 (Luenberger) 观测器或卡尔曼滤波器进行重构。

对于被测状态，可定义残差为状态估计值与测量值的差。对于不可测状态（通常情况），残差可以定义为系统的输出估计值与输出测量值的差，或者差的线性转换形式。依据状态变量或输出变量的残差设置阈值，这样一旦有变化，就可以检测出来。我们选择基本原理模型的主要原因使该模型增加了状态空间方程的有意义的结构，这在构建故障对状态和系统输出的影响的模型时尤其有用。此外，一旦超出了基于残差的的阈值，有物理含义的状态可以帮助分离和诊断故障。

2.3.3 专家系统的故障诊断方法

2.3.3.1 专家系统故障诊断原理

目前，专家系统已广泛应用于故障诊断中^{[33][34][35][36]}。专家系统是人工智能从理论研究走向实际应用，从一般思维方法探讨转入专门知识运用的典范，目前已成功地渗透到各个领域，并产生了巨大的社会效益和经济效益。

专家系统(Expert System-ES)是人工智能(Artificial Intelligence-AI)技术的一个分支，它大量利用专业知识以解决只有专家(Expert)才能解决的问题。它把专门领域中人类专家的知识 and 思考解决问题的方法、经验和诀窍组织整理且存储在计算机中，不但能模拟领域专家的思维过程，而且能让计算机宛如人类专家那样智能地解决实际问题。

专家系统的出现对于人工智能技术的发展具有重要意义。一方面它可以保存专家的知识 and 经验，使之能被更多的人利用，而且在一个专家系统中，可以方便地汇集某领域中许多专家的经验 and 知识，从而使系统处理问题的能力超出单一专家的水平；另一方面，它推动了人工智能的研究和对人类思维过程的了解。

通常，一个专家系统主要包括下述 5 个组成部分，知识库、推理机、综合数据库、解释、知识获取。其一般原理如图 2-3 所示，其中知识库和推理机是核心部分。专家系统将人类专家的知识 and 经验以知识库的形式存入计算机，并模仿人类专家解决问题的推理方式和思维过程，运用知识库对现实中的问题做出判断和决策。

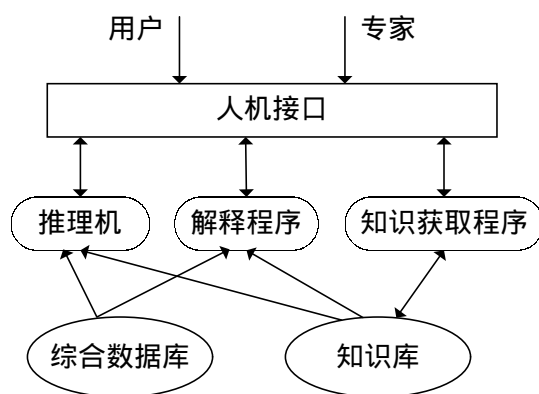


图2-3 专家系统一般结构

1) 知识库(Knowledge Base): 知识库是专家系统的核心,其主要功能是存储和管理专家系统的知识。知识获取过程中获得的专门知识,以适当的知识表达式和结构形式存入知识库中。一个专家系统性能的高低,决定于知识库中知识的完善程度和良好的组织结构。它是开发专家系统的一项最关键的工作。

2) 推理机(Infer Engine): 推理机是一组计算机程序。其主要功能是决定如何选用知识库中的有关知识,对用户提供的证据进行推理,以最终对用户提出的特定问题做出回答。根据数据库的信息,利用知识库中的知识,按一定的推理策略去解决所研究的问题。

3) 综合数据库(Data Base): 综合数据库是专家系统中用于存放系统当前状态的事实数据的“场所”。其数据包括用户输入的事实、已知的事实以及推理过程中得到的中间结果等。

4) 解释(Explanatory Interface): 解释模块负责回答用户提出的各种问题,根据推理路线、推理结论给出清晰的解释,使用户了解推理过程,这是实现推理透明性的主要模块。

5) 知识获取(Knowledge Acquisition): 通过知识获取模块将专家经验知识转化为计算机可利用的形式并形成知识库,同时也负责知识库中规则的修改、删除和更新,并对知识库的完整性和一致性进行维护。

专家系统的工作原理大致为:在知识库创建和维护阶段,知识获取子系统在领域专家和知识工程师的指导下,将专家知识、诊断对象的结构知识等存放于知识库中或对知识库进行维护(增加、删除和修改);在诊断阶段,用户通过人机接口将诊断对象的征兆信息传送给推理机,推理机根据诊断过程的需要,对知识库中的各条知识以及数据库中的各项事实进行搜索或继续向用户索要征

兆信息。最后，诊断结果也通过人机接口返回给用户；如需要，解释子系统可调用知识库中的知识和数据库中的事实对诊断结果和诊断过程中，用户提出的问题做出合理的解释。

2.3.3.2 本文对专家系统的考虑

专家系统的故障诊断方法具有诊断速度快、覆盖面广的特点，但缺乏对故障特征的定量信息，诊断精度较低；数学模型可对系统进行定量的分析，可弥补专家系统定性知识的不足，因此，在本文中将数学模型和专家系统故障诊断方法结合使用。

使用数学模型可以对系统进行定量的分析，可以弥补传统专家系统只有定性知识的不足，而专家系统故障诊断方法又可以弥补系统数学模型不精确的缺点。将数学模型的定量分析结果作为专家系统的诊断依据，将二者结合起来，发挥二者的优点，无疑是针对复杂系统故障诊断的有效方法。

2.4 本章小结

本章系统地介绍了飞机环境控制系统故障诊断所要用到的基本理论，包括参数估计、观测器、专家系统等。

第三章 数学模型的建立

3.1 引言

本章介绍了飞机环境控制系统的发展概况和工作原理，建立了飞机环境控制系统各主要部件的模型，并对飞机环境控制系统进行了仿真研究。本章所建模型为进一步研究飞机环境控制系统的故障诊断提供依据。

3.2 飞机环境控制系统概述

3.2.1 飞机环境控制系统发展概况

现代飞机环境控制系统是保障飞机驾驶员和乘员安全舒适，为机上电子设备提供正常工作环境条件的设备。飞机环境控制系统的基本任务是使飞机的座舱和设备舱在各种飞行条件下具有良好的环境参数，以满足飞行人员、乘客和设备的正常工作条件和生活需要。它的功能是在各种变化的飞行速度、飞行高度和大气环境条件下，保证提供的空气压力、温度、湿度、速度、洁净度在规定的范围内，以满足舱内加热、冷却、增压、通风和湿度调节的要求^{[1][3][39]}。

现代飞机环境控制系统主要有两大类型：蒸发循环制冷系统和空气循环制冷系统。这两种制冷系统既可以单独使用，也可以组合使用，以充分发挥两种制冷系统的优点。蒸发式循环制冷系统利用液态制冷剂蒸发时吸收空气中的热量来进行冷却，空气循环制冷系统是根据热能转换为机械功的原理对空气进行冷却。蒸发循环制冷系统的制冷系数高，对外界环境变化不敏感，基本上可以不受飞行高度和速度的影响，同时解决了地面停机冷却和低空除湿问题。但是该系统重量大、体积大、可维护性较差，所以40年代以后的飞机几乎都不采用这种系统。但是现代飞机冷却需求量不断增加，以及制冷压缩机技术的进步，使得它在将来仍有可能得到更广泛的应用。空气循环制冷系统是目前使用最为广泛的系统。它的主要特点是设备重量轻、成本低，调节和控制方便，可靠性较高，检修和维护的工作量小。这种系统在飞机上安装时没有特殊的要求，其制冷工质同时可以输入座舱作为增压之用，使座舱通风、增压和冷却由同一系

统完成。但是该系统的性能系数以及地面停机对座舱提供冷却能力不如蒸发循环系统。在我国现役的各种飞机中，仍然是以空气循环制冷系统为主。空气循环制冷系统又主要分为简单式系统和升压式系统。

由于现代军用机的不断发展，电子设备功率增大引起的对制冷量需求的增加，电子设备可靠性要求对环境控制系统制冷质量的增加，使得军用飞机环境控制系统方案逐渐以空气/蒸发混合环境控制系统，动力涡轮环境控制系统，高速电机环境控制系统，综合环境控制系统，热/能综合管理组件技术方向发展。

3.2.2 飞机环境控制系统的工作原理介绍

本论文以某型飞机环境控制系统为研究对象，下面对该型飞机环境控制系统的工作原理进行介绍。该型飞机环境控制系统的制冷系统为升压除水式环境控制系统，主要是由一些部件组合而成的复杂的热力系统。这些部件主要包括：热交换器、涡轮与压气机、阀门控制机构以及管道等。本论文研究对象为某型飞机环境控制系统，该系统的工作原理如图 3-1 所示。

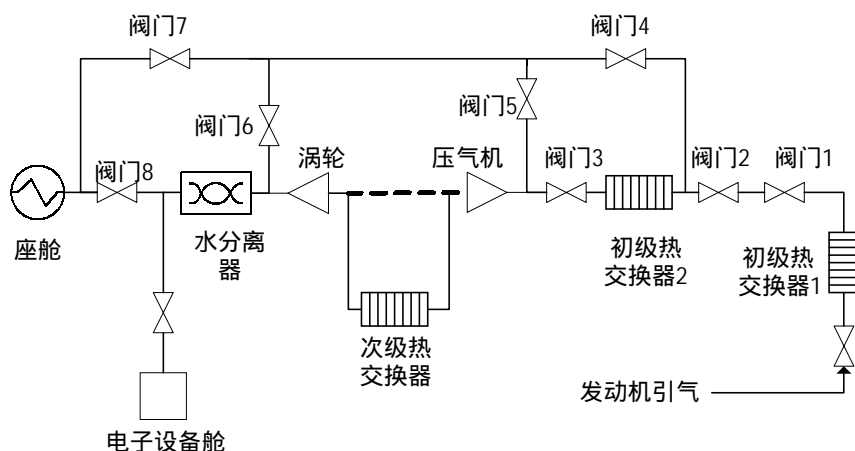


图 3-1 飞机环境控制系统原理图

从发动机压气机引出的高温高压气体，经过压力调节阀门“1”和关断活门“2”（即引气阀门）进入ECS系统后，首先进入初级散热器I，然后分成两路。一路经温度调节活门“3”后成为“系统热路”，直接进入混合室；另一路经初级散热器II成为“系统冷路”。“系统冷路”经流量调节活门“4”后分为两路。一路继续是“系统冷路”，一路则通过旁路单向活门“5”与“系统热路”汇合。其中“系统冷路”经过升压式涡轮冷却器的压气机端增压、升高温度，然后进入次级散热器冷却降温，从次级散热器流出的空气进入升压式涡轮冷却器的

轮端膨胀降温，再通过水分离器，“系统冷路”空气中的水分被水分离器析出得到干燥的低温空气。从水分离器出来的冷路空气，流入混合室与热路空气混合。从混合室出来的空气最后分为两路，分别通向座舱和电子设备舱。

3.3 主要部件数学模型的建立

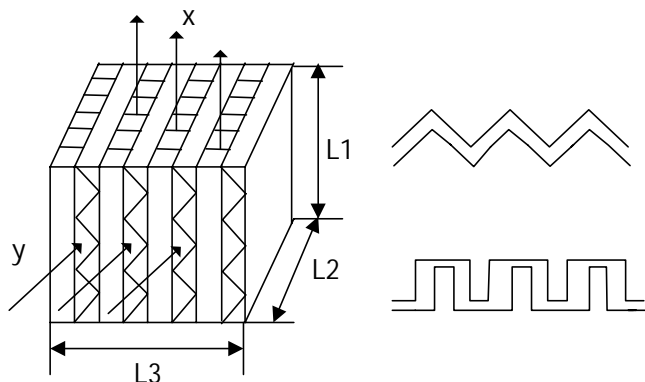
本文在对整个飞机环境控制系统进行建模时，将整个系统分解成一些小单元（如热交换器、涡轮、集成阀组或元件级的实际物理器件），根据各单元之间发生相互作用的能量端口，确定各单元模型的输入输出变量。并在深入分析各单元内部运动规律及其外在表现形式的基础上，根据各单元的动态方程及静态方程建立各单元模型。

本文所研究飞机环境控制系统的组成如第二节中所述，其主要部件有：热交换器、涡轮与压气机、管道、阀门控制系统等。对于飞机环境控制系统的综合仿真建模，就可以立足于这些部件，通过模块化的方法，建立各部件的仿真模块，然后再把各部件仿真模块通过实际的气流流动关系连接起来，构成系统进行仿真。下面分别对各部件进行建模。

3.3.1 热交换器数学模型的建立

热交换器在飞机环境控制系统中起着重要的作用，是飞机环境控制系统的主要调温设备。如论文第二节所述，在飞机的环境控制系统中多次用热交换器进行调温，飞机环境控制系统中的初级散热器和次级散热器等都是热交换器器件。因此，建立准确适当的热交换器模型是非常重要的。如果热交换器性能得不到保证，则飞机环境控制系统就无法正常工作^{[27][38][42][45]}。

平板肋片式（亦称板肋式或板翅式）热交换器因为其结构紧凑、体积小、换热效率高而有着广泛的应用，该型热交换器也广泛应用于航空中。本文所研究系统均采用平板肋式交叉流热交换器，其芯体结构示意图如图 3-2 所示。



3-2: 平板肋片式交叉流热交换器芯体结构示意图

在建立热交换器的数学模型时，采用如下假设：

- a) 热交换器中的介质为不可压缩的流体，其介质的密度可视为不变；
- b) 介质的比热近似为常数；
- c) 忽略换热器的压降（即换热器中的压力保持不变）及动量的变化；
- d) 热交换器中各流道的冷、热流体均按等流量进行分配；
- e) 流道各个断面形状相同，流体的流速一定；
- f) 在流体流动截面上温度是均匀的，并忽略流动方向的导热；
- g) 板的厚度方向不存在温度梯度，且传热系数不变。

选取热交换器的一个微元段，如图 3-3 所示。

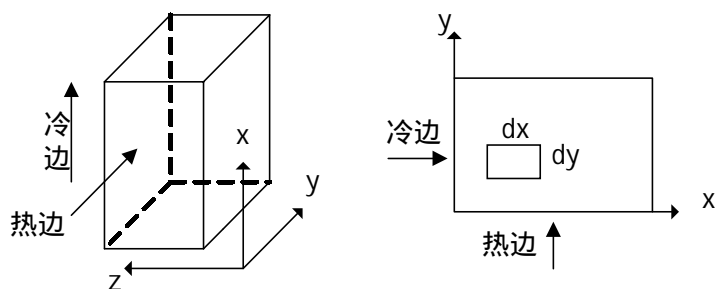


图 3-3: 热交换器微元段示意图

z 方向参数不变，故是一平面问题。考察微元体内沿 x 方向流动的气体与壁面进行热交换时的情况。设板内气体的流速为 V_1 ，密度为 ρ_1 ，焓为 h_1 ，比热为 c_1 ，温度为 w_1 ，压力为 p_1 ，壁面的温度为 w_w ，($w_w > w_1$)，壁面与管内介质的换热系数为 α_1 ， s_1 为壁壳的传热面积， A_1 为 x 方向气体流通截面积。（下标 1 表示沿 x 方向流动的气体，下标 2 表示沿 y 方向流动的气体，下标 w 表示热交

换器板壁)。

当不考虑气体的摩擦损失和导热时，在时间 dt 从壁面向气体的传热量为：

$$dQ_1 = \alpha_1 (w_w - w_1) s_1 dx dt \quad (3-1)$$

从流体吸热后引起的流体状态参数变化的角度来看，它们之间有以下关系：

$$dQ_1 = A_1 \rho_1 dx (dh_1 - \frac{1}{\rho_1} dp_1) \quad (3-2)$$

当流体介质为不可压缩气体时，有：

$$dh_1 = c_1 dw_1 + \frac{1}{\rho_1} dp_1 \quad (3-3)$$

将 (3-3) 式带入 (3-2) 式有：

$$dQ_1 = A_1 \rho_1 c_1 dx dw_1 \quad (3-4)$$

由(3-1)、(3-4)式得：

$$A_1 \rho_1 c_1 dx dw_1 = \alpha_1 (w_w - w_1) s_1 dx dt \quad (3-5)$$

即：

$$\frac{dw_1}{dt} = \frac{\alpha_1 s_1}{A_1 \rho_1 c_1} (w_w - w_1) \quad (3-6)$$

又：

$$\frac{dw_1}{dt} = \frac{\partial w_1}{\partial t} + V_1 \frac{\partial w_1}{\partial x} \quad (3-7)$$

故：

$$\frac{\partial w_1}{\partial t} + V_1 \frac{\partial w_1}{\partial x} = \frac{\alpha_1 s_1}{A_1 \rho_1 c_1} (w_w - w_1) \quad (3-8)$$

(3-8)式即为气体沿 x 方向流动的动态方程。

考察微元体内沿 y 方向流动的气体与壁面进行热交换时的情况，与 x 方向一样，可写出气体沿 y 方向流动的动态方程：

$$\frac{\partial w_2}{\partial t} + V_2 \frac{\partial w_2}{\partial y} = \frac{\alpha_2 s_2}{A_2 \rho_2 c_2} (w_w - w_2) \quad (3-9)$$

以上方程是针对管内流体建立的动态关系式，以下仅就热交换器壁面进行讨论，当板壁的热容为 c_w 时，假定沿板壁的径向无传热热阻存在，而沿轴向传热的热阻无限大，则有：

由金属蓄热方程式，单位长度的金属热平衡得到：

$$m_w c_w \frac{\partial w_w}{\partial t} = Q_2 - Q_1 \quad (3-10)$$

m_w 为板壁质量, c_w 为板壁金属比热, w_w 为板壁温度。则有:

$$\frac{\partial w_w}{\partial t} = \frac{\alpha_1 s_1}{m_w c_w} (w_1 - w_w) + \frac{\alpha_2 s_2}{m_w c_w} (w_2 - w_w) \quad (3-11)$$

考虑两种气体进行热交换, 两种流体均为集中参数 (犹如用搅拌器混合均匀), 用流体进出口温度的差 $w_{1o} - w_{1i}$, $w_{2o} - w_{2i}$ 来代替 $\frac{\partial w_1}{\partial x}$, $\frac{\partial w_2}{\partial y}$, 则动态方程

(3-8)、(3-9)、(3-11)变为:

$$\frac{dw_1}{dt} + V_1 (w_{1o} - w_{1i}) = \frac{\alpha_1 s_1}{A_1 \rho_1 c_1} (w_w - w_{1o}) \quad (3-12)$$

$$\frac{dw_2}{dt} + V_2 (w_{2o} - w_{2i}) = \frac{\alpha_2 s_2}{A_2 \rho_2 c_2} (w_w - w_{2o}) \quad (3-13)$$

$$\frac{dw_w}{dt} = \frac{\alpha_1 s_1}{m_w c_w} (w_{1o} - w_w) + \frac{\alpha_2 s_2}{m_w c_w} (w_{2o} - w_w) \quad (3-14)$$

公式(3-12)、(3-13)、(3-14)即为热交换器的动态方程。

在热交换器的动态方程中涉及到很多参数, 这些参数计算是动态方程求解的前提条件, 对上述方程在仿真计算时需补充气体特性参数和换热系数计算方程。气体比热、空气导热及气体粘性系数的计算方程分别为:

$$C_p = 1003 + 0.02t + 4 \times 10^{-4} t^2 \quad J / kg \cdot ^\circ C$$

$$\lambda = 2.456 \times 10^{-4} (t + 273)^{0.832} \quad W / m \cdot ^\circ C$$

$$\mu = 1.50619 \times 10^{-6} \frac{(273 + t)^{1.5}}{(293 + t)} \quad kg / m \cdot s$$

$$\omega = \frac{G}{A_c}$$

$$Re = \frac{\omega \cdot d_e}{\mu}$$

$$Nu = 0.06 Re^{2/3}$$

$$\alpha = \frac{Nu \cdot \lambda}{d_e}$$

$$t = \frac{t_i + t_o}{2}$$

公式中:

α --- 换热系数;

Nu --- 努谢尔特数;

Re --- 雷诺数;

d_e --- 水当量直径;

λ --- 流体导热系数;

C_p --- 气体比热;

μ --- 气体粘性系数;

ω --- 质量流速;

G --- 每侧流体的质量流量;

A_c --- 每侧最小自由流通面积;

建立了热交换器的数学模型, 就可以进行基于 Matlab 的二次开发。已知热交换器的入口参数 (温度、压力、质量流量等) 根据热交换器的动态方程, 编写热交换器模块的 S 函数, 然后对 S 函数进行封装, 组成热交换器单元的子模块, 如图 3-4 所示。一个复杂的多流程热交换器可由该子模块来组成, 只要每个单元模块的入口参数由实际的流动关系来确定, 就可以连接成各种类型的热交换器。

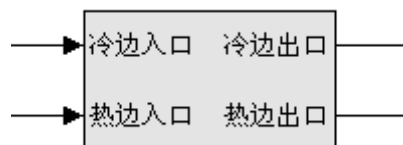


图 3-4 热交换器单元模块

3.3.2 压气机模型的建立

在近代高性能的飞机环境控制系统中, 利用离心式压缩机对系统的气体进行增压, 同时涡轮的膨胀比提高, 可以获得更低的涡轮出口温度。离心式压缩机在飞机环境控制中的应用主要有: 作为吸收涡轮工的负载, 与涡轮机组成涡

轮压缩机式机械。升压式涡轮膨胀机是目前广泛使用的一种涡轮和压缩机的组合形式，其主要特点为：流过压气机的气流和流过涡轮的气流为一股气流，根据流入压气机和涡轮的顺序不同，可分为正升压和逆升压。在飞机空调系统中，一般使用正升压式涡轮机组。当压气机和涡轮共同工作时，两者的转速和功率是相等的，在升压式结构中，两者的流量也相等。

在对飞机环境控制系统中的部件建模时，需要考虑各部件或环节的变化频率或响应时间（常称之为时间常数）之间的量级大小，以及与研究者的时间量级之间的关系。对于时间常数过小的部件或环节，其参数的时均值才有意义；对于时间常数过大的部件或环节，在正常关注的时间步长内，其参数可近似为定值。因此，对于时间常数过大或过小的部件或环节，都可采用稳态方程描述其特性。

压气机是飞机环境控制系统中的关键附件，气流经过它的时候温度和压力都发生巨大的变化。压气机的过渡过程相对于热交换器等惯性较大的环节而言很短，近似地应用稳态特性，将压气机当作纯比例环节处理，而不考虑其动态特性。

压气机是飞机环境控制系统中最复杂的机械部件，就制冷系统仿真而言，压气机数学模型的建立主要有两种方法，一种是从计算压缩机效率入手建模，采用指示效率、机械效率、电机效率和输气系数四个指标说明压缩机实际性能，根据这几个指标可以得出压缩机所需参数（电功率、质量流量）。这种方法比较直观，而且可以了解压缩机性能与结构的关系，对研究压缩机的性能是必不可少的方法，但是，采用这种方法所涉及的参数较多，比如，输气系数中又包含容积系数、压力系数、温度系数泄漏系数等，而且，必须得考虑一些经验资料，这将使计算精度得不到保证。另外，这种方法所需的一些参数，特别是压缩机结构方面的参数难以获得。由于这些原因，一些学者撇开压气机的内部结构以及压气机种类，用类似于“黑箱”的方法研究压缩机性能，这种方法只考虑压气机功耗、制冷剂流量和温度、压力等的关系，根据压气机实验资料（性能曲线）来建立压气机模型。压气机的特性曲线是用估算法或实验方法确定的，通常通过实验方法确定。

综上所述，本文采用第二种方法来建立压气机模型，具体的做法是以压气

机生产厂商提供的性能曲线参数为依据，取系统运行区间足够多的状态点，用最小二乘法拟合成表达式。

压气机的效率值和增压比是由参数 P_i ， T_i ， G ， n 决定的，压气机在设计参数下工作时，达到了预定性能，即具有一定的增压比 π_c 和效率 η_c 。压气机在运行中， P_i ， T_i ， G ， n 等参数可能经常发生变化，于是压气机的性能也随之变化，此时压气机的工作状态偏离了设计点，压气机是在非设计状态下工作。压气机在各种状态（包括设计状态和非设计状态）下工作时，增压比 π_c 及效率 η_c 随进口参数、气体质量流量 G 和转速 n 的变化曲线，称为压气机的特性曲线。为了使特性曲线具有通用性，即与压气机的进口条件无关，根据相似原理，采用相似参数来绘制压缩机的特性曲线，这种曲线就称为压气机的通用特性曲线。

压气机的通用特性曲线函数为：

$$\pi_c = f\left(\frac{G\sqrt{T_i}}{P_i}, n\right) \quad (3-15)$$

$$\eta_c = g\left(\frac{G\sqrt{T_i}}{P_i}, \pi_c\right) \quad (3-16)$$

式中： T_i ， P_i 为进口温度与压力， G 为质量流量，单位 kg/s； n 为转速。

令：

$$G_y = \frac{G\sqrt{T_i}}{P_i}$$

利用最小二乘法，对压气机的通用特性曲线进行二元二次曲线拟合，可得到如下拟合方程：

$$\pi_c = a_1 + a_2 G_y + a_3 G_y^2 + a_4 n + a_5 G_y n + a_6 G_y n^2 + a_7 n^2 + a_8 n^2 G_y + a_9 n^2 G_y^2 \quad (3-17)$$

$$\eta_c = b_1 + b_2 G_y + b_3 G_y^2 + b_4 n + b_5 G_y n + b_6 G_y n^2 + b_7 n^2 + b_8 n^2 G_y + b_9 n^2 G_y^2 \quad (3-18)$$

给出压气机的转速 n 、质量流量 G 、进口温度和进口压力 T_i ， P_i ，通过拟合的函数即可计算出压气机的增压比 π_c 及效率 η_c 。

又根据热力学定律可求出压气机出口温度 T_o 和出口压力 P_o ：

$$T_o = T_i \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\pi_c^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \right] \quad (3-19)$$

$$P_o = P_i \pi_c \quad (3-20)$$

式中， k 为气体绝热指数，空气的 $k = 1.4$ 。 π_c 取值通常为 1.5—4。

压缩机功率 W_c 的计算方程为：

$$W_c = \frac{GC_p T_i}{\eta_c} (\pi_c^{0.286} - 1) \quad (3-21)$$

式中， G 为气流质量流量 (kg/s)， C_p 为空气定压比热。

公式(3-15)，(3-16)，(3-19)，(3-20)，(3-21)即为压气机的特性方程。

根据以上的特性方程，在 matlab/simulink 仿真平台上编写 S 函数并建立仿真框图如图 3-5 所示，在此基础上进行封装便可得到压气机的仿真模块。

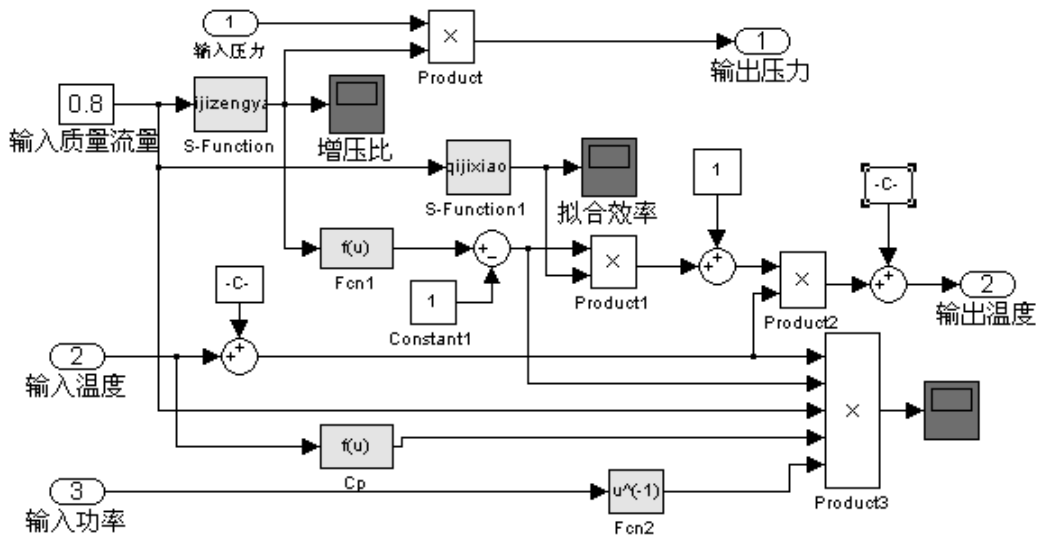


图 3-5 压气机仿真框图

3.3.3 涡轮模型的建立

涡轮膨胀机制冷在飞机环境控制系统中的应用大约始于 1939 年，并在飞机环境控制系统中得到了广泛的应用。飞机环境控制系统常采用径流式向心涡轮进行降温制冷。来自座舱增压气源的压缩空气，先流过初级热交换器并放出压缩热，然后流过由涡轮机驱动的同轴压缩机进一步压缩并流过次级热交换器放出压缩热，最后流入涡轮膨胀机膨胀降温而获得空调用的冷气流。

一定结构尺寸的涡轮，其独立变量与从属变量之间的关系曲线，就是该涡

轮的特性曲线。涡轮的热力计算是在一定的工作状态下进行的。这个涡轮的工作状态，成为涡轮的设计状态或设计工况。由此设计状态确定了涡轮各部分的几何尺寸以及有关性能参数。但是在实际工作过程中，涡轮的进口压力、温度、出口压力、流量及负荷大小等都有可能发生变化，这时涡轮的工作条件就偏离了设计点，而处于非设计状态。对于已经制造好的涡轮，可以通过试验方法或估算法得出涡轮的特性曲线，从而了解其非设计状态下的性能。

对于涡轮机的建模采用和压缩机同样的思想，用类似于“黑箱”的方法研究涡轮机的性能，这种方法只考虑涡轮机功率、流量、温度和压力等的关系，根据涡轮机的实验资料（性能曲线）来建立涡轮机模型。建立模型具体的做法是以涡轮机生产厂商提供的性能曲线参数为依据，取系统运行区间足够多的状态点，用最小二乘法拟合成表达式。

涡轮的特性曲线函数为：

$$\pi_t = f_1\left(\frac{G\sqrt{T_i}}{P_i}, n\right) \quad (3-22)$$

$$\eta_t = f_2\left(\frac{G\sqrt{T_i}}{P_i}, n\right) \quad (3-23)$$

式中： T_i ， P_i 为进口温度与压力， G 为质量流量，单位 kg/s； n 为转速。

令： T_i ， P_i

$$G_t = \frac{G\sqrt{T_i}}{P_i}$$

式中： G 为质量流量，单位 kg/min； n 为转速，rpm；

根据转速 n 、质量流量 G 、进口温度和进口压力 T_i ， P_i ，通过拟合函数即可计算出涡轮的增压比 π_t 及效率 η_t 。

$$\pi_t = a_1 + a_2 G_t + a_3 G_t^2 + a_4 n + a_5 G_t n + a_6 G_t n^2 + a_7 n^2 + a_8 n^2 G_t + a_9 n^2 G_t^2 \quad (3-24)$$

$$\eta_t = b_1 + b_2 G_t + b_3 G_t^2 + b_4 n + b_5 G_t n + b_6 G_t n^2 + b_7 n^2 + b_8 n^2 G_t + b_9 n^2 G_t^2 \quad (3-25)$$

给出转速 n 、质量流量 G 、进口温度和进口压力 T_i ， P_i ，通过拟合函数即可计算出涡轮的增压比 π_t 及效率 η_t 。

根据热力学定律，可求得涡轮出口温度和压力为：

$$T_o = T_i [1 - \eta_t (1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{k-1}{k}}})] \quad (3-26)$$

$$P_o = \frac{P_i}{\pi_t} \quad (3-27)$$

式中, T_o , P_o 为出口温度和压力, k 为气体的绝热指数, 空气的 $k = 1.4$ 。

当涡轮的负载为与涡轮串联在同一条管道上的压缩机时, 则涡轮和压缩机的功率、转速、流量均相等。

涡轮功率的计算方程为:

$$W_t = \eta_m \eta_t G c_p T_i (1 - \pi_t^{-0.286}) \quad (3-28)$$

η_m 为机械效率, G 为气流流量 (kg/s), c_p 为空气定压比热。

在涡轮压气机组件中, 两者的功率必须匹配, 即涡轮的功率输出应该正好为压气机所消耗。

公式(3-22), (3-23), (3-26), (3-27), (3-28)即为涡轮的特性方程。

根据以上的特性方程, 在 matlab/simulink 仿真平台上编写 S 函数并建立仿真框图如图 3-6 所示, 在此基础上进行封装便可得到涡轮的仿真模块。

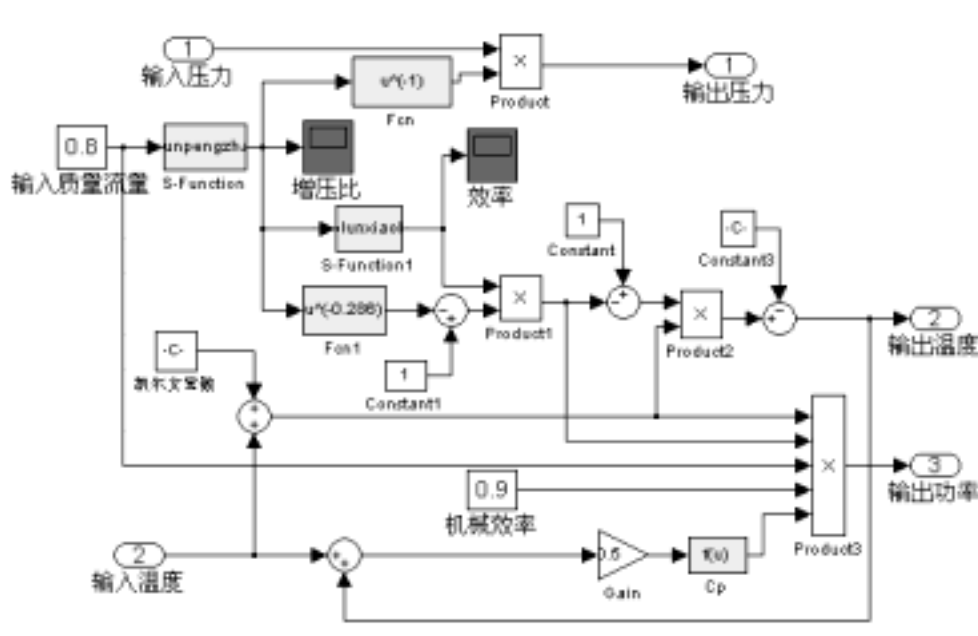


图 3-6 涡轮的仿真框图

3.3.4 绝对压力调节器模型的建立

绝对压力调节器在飞机环境控制系统中起限制压力的作用。当高压气流经过他们时，如果超过了一定得值，压力调节器就会将气体压力限制在预定的值上。

从理论上讲，将压力调节到固定值的时候，存在动态过程，但实验表明这一过程极短暂，因此可以认为压力调节是立即完成的，所以对它的建模采用线性化模型，直接采用 simulink 模块和 matlab 函数来建立模型。绝对压力调节器模型建立如图 3-7 所示。

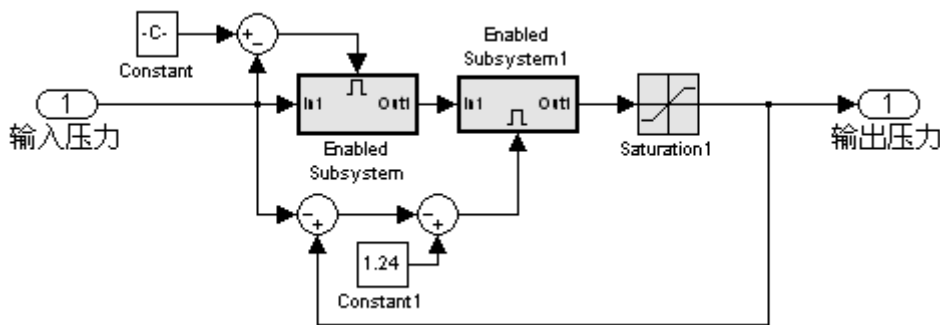


图 3-7: 绝对压力调节器模型

3.3.5 管路系统模型的建立

管路系统作为气体传输不可缺少的输运工具，广泛应用于飞机环境控制系统中。管路是飞机环境控制系统的重要组成部分，其它附件都是通过管道连接起来的。管道可以看作是简单的热交换器，仍然采用集总参数法建立模型。所得的模型控制方程与热交换器的相似，不再列出。同样，根据方程编写 S 函数，并进行封装得到管道的仿真模块。

3.3.6 控制部件模型的建立

飞机环境控制系统中的控制部件是由温度传感器、流量传感器、控制器和执行机构组成的。通过自动控制，环境控制系统可以对热回路、座舱和电子设备舱等系统实现温度和流量的自动调节，不管外部环境和入口参数如何变化，

座舱和电子舱都可以始终处于良好的工作环境。研究飞机环境控制系统中使用的各种传感器和执行机构是现代环控系统中相当重要的部分，因为现代飞机环境十分恶劣，若没有完善的自动控制功能，想要获得良好的控制性能是不可能的。

研究控制部件的性能，首先应建立控制部件各组成部分的数学模型。对于这些组成部分的数学模型，已在许多文献^{[18][19][20][57][58]}中列出，本文不再赘述。

3.4 飞机环境控制系统的仿真研究

3.4.1 仿真软件的选择

MATLAB自1984年由美国MathWorks公司推向市场以来，历经十几年的发展和竞争，现已成为(IEEE)国际公认的最优秀的科技应用软件。较新版的MATLAB具有五大功能：数值计算功能(Numeric)，符号计算功能(Symbolic)，数据可视化功能(Graphic)，数据图形文字统一处理功能(Notebook)和建模仿真可视化功能(Simulink)。由于这五大功能在命题构思、模型建立、仿真研究、假想研究、假想验证、数据可视、报告总成和论文撰写各个环节中的非凡能力，使MATLAB在线形代数、矩阵分析、数值计算及优化、数理统计和随机信号分析、电路与系统、系统动力学、信号和图象处理、控制理论分析和系统设计、过程控制、建模和仿真、通信系统、财政金融等众多领域的理论研究和工程设计中得到了广泛的应用。

MATLAB 是本文仿真研究重要的计算机软件平台，在上述建模过程中已得到应用。

3.4.2 飞机环境控制系统仿真

飞机环境控制系统仿真是系统仿真技术在飞机环境控制领域内的应用。与一般的系统仿真一样，它也包括建立系统数学模型、建立系统仿真模型和进行系统仿真试验等三项基本活动。

本文所研究飞机环境控制系统采用升压除水式空气循环系统，其主要部件有：热交换器、涡轮冷却器、压气机、活门、控制机构等。这样，对于飞机环境控制系统的综合仿真建模，就可以立足于这些部件，通过模块化的方法，建

立各部件的仿真模块，然后再把各仿真模块通过实际的气流流动关系连起来，构成系统进行仿真。

由于在飞机环境控制系统中，从发动机压气机或座舱增压器引出来的增压空气的压力和温度较高，要使座舱加温是方便的，而要将高温高压的空气冷却则比较复杂，因此本文着重对制冷系统进行仿真。了解飞机环境控制系统中制冷的工作过程和主要附件的工作原理，是掌握飞机环境控制系统的基础和关键。因此，本文利用前面建立的各附件的仿真模块，对某型飞机环境控制系统的“冷路”进行了仿真分析。

该飞机环境控制系统“冷路”的工作原理如下：从发动机引出的高温高压气体，经过初级热交换器 1、2 成为系统“冷路”，经过升压式涡轮冷却器的压气机增压升温，然后进入次级热交换器冷却，再进入升压式涡轮膨胀降温，最后分成两路，分别通向电子设备舱和座舱。

本文对整个“冷路”系统做了合理简化，采用模块化结构，在 Matlab/simulink 环境下实现系统的仿真。图 3-8 为该飞机环境控制系统“冷路”的仿真示意图。

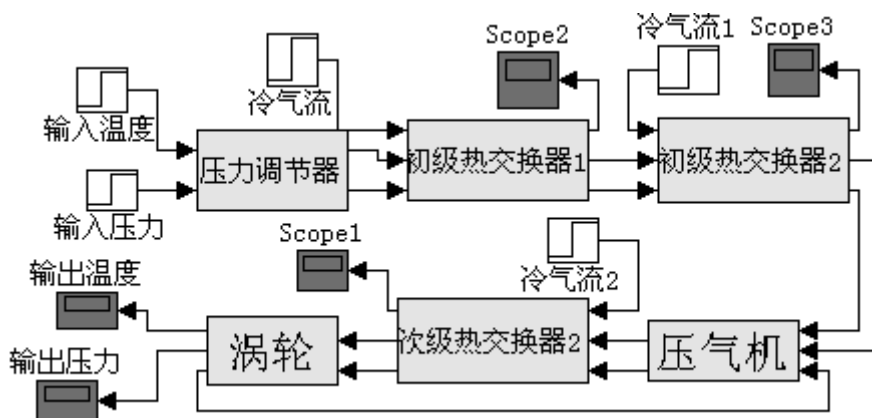


图 3-8：飞机环境控制系统仿真框图

Matlab/simulink 仿真平台支持以图形化的形式显示各模块，各模块的端口变量可以非常清楚地表现。

3.4.2.1 系统仿真参数设置

在进行系统仿真时，选取的仿真参数如下：

(1) 热交换器模块仿真参数

飞机环境控制系统中各热交换器均为板翅式结构，采用铝制成，导热系数 $\lambda = 190 \text{W/m.k}$ ， $c = 400 \text{J/ (kg.}^\circ\text{C)}$ ， $\rho = 8000 \text{kg/m}^3$ 。选取各热交换器的参数如表 3-1 所示。

表 3-1：热交换器仿真参数

		初级热交换器 1	初级热交换器 2	次级热交换器 1
冷边尺寸	芯体长	320mm	860mm	780mm
	芯体宽	600mm	600mm	560mm
	翅片厚	0.5mm	0.5mm	0.5mm
	翅间距	8mm	8mm	8mm
	翅片高	8mm	8mm	8mm
	翅片层数	21	21	21
	翅片形式	三角翅	三角翅	三角翅
	芯体宽	600mm	600mm	560mm
	翅片厚	0.5mm	0.5mm	0.5mm
	翅间距	8mm	8mm	8mm
	翅片高	8mm	8mm	8mm
	翅片层数	20	20	20
	翅片形式	三角翅	三角翅	三角翅

（2）涡轮仿真参数

仿真使用的某型号径流式向心涡轮特性参数见表 3-2。

（3）压气机仿真参数

仿真使用的某型号压气机特性见表 3-3。

（4）绝对压力调节器仿真参数

绝对压力调节器的仿真参数取值如下：

压力控制阀的调定压力：小于 250 kPa

调定温度：小于 230℃

表 3-2：涡轮特性参数

n=45600	$G \sqrt{T_i} / p_i$	13.2	13.8	14	16.5	16.9	17
	π_t	1.185	1.2	1.25	1.3125	1.335	1.35
	η_t	0.658	0.662	0.668	0.665	0.669	0.658
n=62400	$G \sqrt{T_i} / p_i$	14.5	15	16.2	17.2	18.2	18.6
	π_t	1.35	1.375	1.4375	1.47	1.5	1.562
	η_t	0.678	0.682	0.694	0.689	0.68	0.668
n=75200	$G \sqrt{T_i} / p_i$	17.5	18.22	18.7	19.4	20.36	20.85
	π_t	1.562	1.58	1.62	1.65	1.692	1.746
	η_t	0.668	0.687	0.703	0.698	0.673	0.65
n=86600	$G \sqrt{T_i} / p_i$	20	20.2	20.8	21.2	21.8	22
	π_t	1.8125	1.85	1.875	1.9375	1.9	2.0625
	η_t	0.705	0.708	0.71	0.712	0.707	0.70
n=96600	$G \sqrt{T_i} / p_i$	21.5	21.7	21.8	21.9	22	22.2
	π_t	2.01	2.125	2.1875	2.25	2.3	2.32
	η_t	0.711	0.715	0.716	0.706	0.7	0.680

表 3-3：压气机特性参数

n=45600	$G \sqrt{T_i} / p_i$	8.75	10	11.25	12.5	13.75	15
	π_c	1.24	1.236	1.233	1.1875	1.155	1.125
	η_c	0.685	0.675	0.6625	0.63	0.5875	0.55
n=62400	$G \sqrt{T_i} / p_i$	12.5	15	16.25	17.5	18.75	20
	π_c	1.385	1.38	1.379	1.375	1.3025	1.27
	η_c	0.7625	0.726	0.7125	0.6875	0.6375	0.61
n=75200	$G \sqrt{T_i} / p_i$	12.5	15	16.25	17.5	20	21.25
	π_c	1.75	1.735	1.6975	1.6875	1.645	1.562
	η_c	0.7	0.731	0.742	0.75	0.7375	0.72
n=86600	$G \sqrt{T_i} / p_i$	16.25	18.75	21.25	22.5	23.75	26.25
	π_c	2.0	1.945	1.930	1.910	1.875	1.75
	η_c	0.7375	0.7625	0.75	0.7375	0.7375	0.626
n=96600	$G \sqrt{T_i} / p_i$	18.80	20	21.25	22.5	25	27.5
	π_c	2.24	2.23	2.1875	2.175	1.120	2.05
	η_c	0.720	0.7375	0.7625	0.7725	0.75	0.6875

3.4.2.2 仿真结果分析

对飞机环境控制系统的仿真研究，主要是为了确定模型的准确性以及考虑各种输入扰动对整个系统性能的影响。设定了各个附件的结构与材料参数后，输入各个点的入口参数，对以上系统进行仿真计算，得到的结果。下面分别列出静态和动态仿真结果。

(1) 静态仿真结果分析

对该型号飞机环境控制系统的各个部件，根据其结构参数与气体入口参数进行理论计算，得到各部件出口点的理论计算值。可以将仿真最后得到的各点静态值与理论计算值进行对比，得到静态仿真的精度。

选取两组不同的入口参数对系统进行仿真，这两组入口参数如表 3-4 所示。

表 3-4：飞机环境控制系统仿真入口参数

	输入参数 1			输入参数 2		
	流量 (kg/s)	温 度 (℃)	压 力 (kPa)	流量 (kg/s)	温 度 (℃)	压 力 (kPa)
系统进口	0.8	260	300	0.8	380	200
初级热交换器 1 冷边	0.2	15	10	0.2	6	20
初级热交换器 2 冷边	0.2	15	10	0.2	6	20
次级热交换器 1 冷边	0.2	15	10	0.2	6	20

表 3-5 是系统在两组不同的输入参数下，各部件出口点理论计算值与静态仿真结果的对比。

表 3-5：系统各测量点静态仿真结果与理论值的对比

	测量点	温度 ℃			压力 kPa		
		仿真值	理论值	误差	仿真值	理论值	误差
状态 1 输出	初级热交换器 1 热边出口	143.3	138.9	3.1%	250	250	0%
	初级热交换器 2 热边出口	62.89	57.7	8.2%	250	250	0%
	压气机出口	113.9	121	5.8%	413.6	424.2	2.4%
	次级热交换器 1 出口	48.98	43.8	8.7%	413.6	413.6	0
	涡轮出口	15.17	13.5	9.4%	208	203.2	3.4%
状态 2 输出	初级热交换器 1 热边出口	111.4	109.9	1.3%	200	200	0
	初级热交换器 2 热边出口	47.89	42.7	9.3%	200	200	0
	压气机出口	96.62	103.7	7.2%	358.6	364.2	1.5%
	次级热交换器 2 热边出口	40.8	38.8	5.1%	358.6	358.6	0%
	涡轮出口	7.49	6.88	8.8%	182.6	178.5	2.3%

由仿真结果可以看出，各部件的仿真值与理论计算值基本吻合，其误差最大值为 9.4%。仿真结果表明，文中所建模型具有较高的精度，可用于进行飞机

环境控制系统的动静态分析和故障诊断研究。

(2) 动态结果分析

飞机环境控制系统是保证飞行员和机载电子设备安全、有效工作的重要系统，它具有为飞机提供增压、通风及冷却等各种功能。由于飞机飞行状态的不断变化，飞机环境控制系统的工作状态也随之发生改变。因此，飞机环境控制系统动态特性的研究较稳态特性更为重要。

流量和温度的变化构成系统扰动的主要来源。本文将研究在流量和温度扰动下系统温度的动态响应。

图 3-9 是系统在给定输入状态下温度的动态响应曲线；图 3-10 是系统输入温度突然变化时的响应曲线；图 3-11 是换热器中冷空气的温度突然下降时的响应曲线；图 3-12 是系统流量突变时的响应曲线。

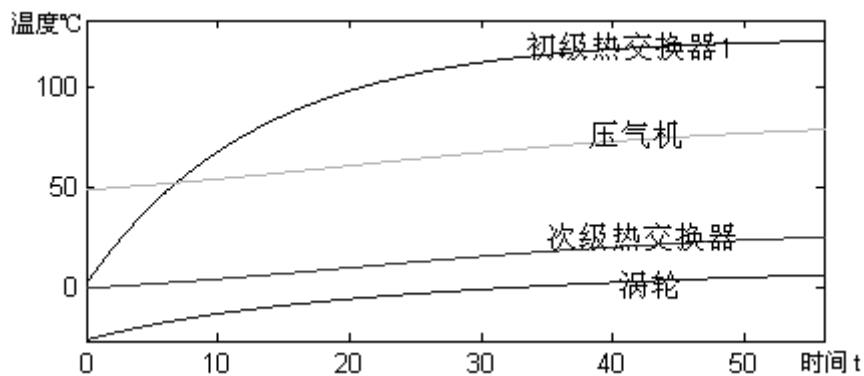


图 3-9: 给定输入状态下系统温度响应

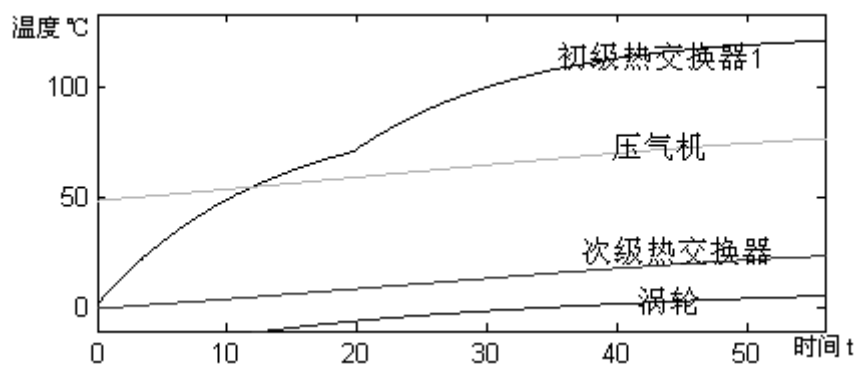


图 3-10: 输入温度突变时系统温度响应

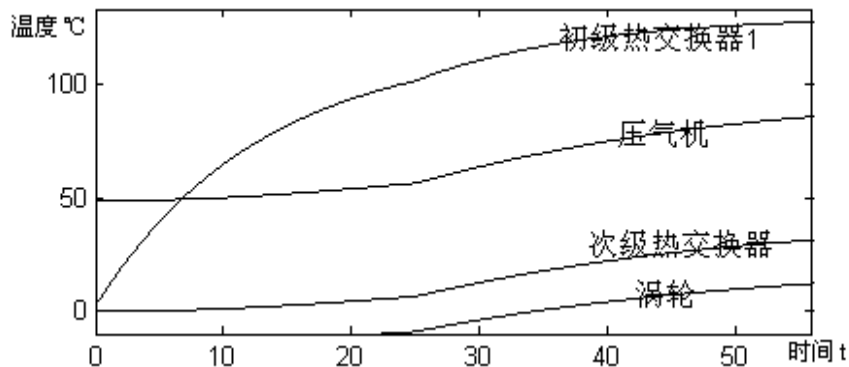


图 3-11: 冷空气的温度突变时温度响应

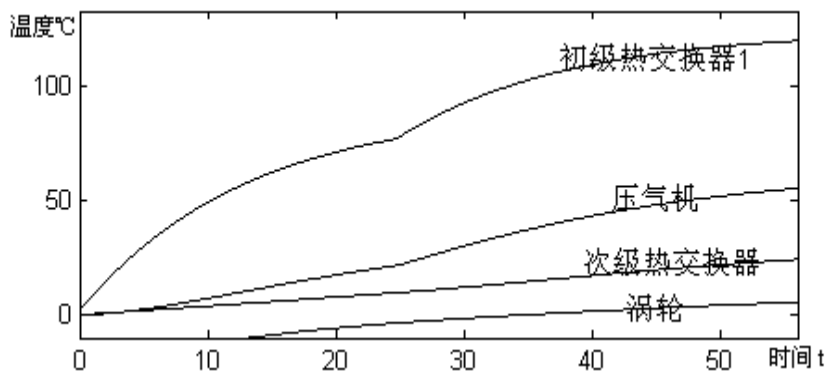


图 3-12: 系统流量突变时的温度响应

由图中的仿真曲线可以看出，由于系统中的空气流道构成回路，当扰动为系统输入突变时，随着输入气体在系统中的流动，扰动对系统的影响逐渐减小。

当系统扰动为热交换器冷边输入温度突变时，这将使各热交换器的热边出口温度发生变化，从而使系统各的入口温度和出口温度发生变化，这与实际情况是相符的。

3.5 本章小结

本文建立了飞机环境控制系统主要部件的数学模型，利用 matlab/simulink 开发了各部件的仿真模块，根据实际气流流动的关系将各模块连接起来构成系统，并对系统进行了动静态的仿真研究。所得结果具有良好的动态响应性能和稳态值。仿真结果表明了所建模型的正确性，而且能够反映不同状态下飞机环境控制系统的工作情况。本文所建立的系统模型具有通用性，为进一步研究飞机环境控制系统故障诊断提供依据。

第四章 飞机环境控制系统故障诊断研究

4.1 引言

本章根据飞机环境控制系统的故障特点，采用适当的故障诊断方法对飞机环境控制系统的主要部件进行了故障诊断研究，并针对各部件的典型故障进行了仿真，给出了典型故障的仿真结果。

4.2 飞机环境控制系统故障诊断研究

因为飞机环境控制系统是由各子系统构成的，而每个子系统又是由众多的元部件组成，因此提高系统元部件的可靠性，及时诊断出其所发生的故障，将能够有效的提高系统的可靠性。

分析飞机环境控制系统的典型故障模式，不难发现热交换器、涡轮、压气机、管路和控制组件的故障是最主要的、最直接影响飞机环境控制系统的故障。深入研究这几个部件的故障诊断方法，对提高飞机环境控制系统可靠性具有重要的意义，因此，飞机环境控制系统的故障诊断研究将主要针对这些部件进行。下面分别讨论这几个主要部件的故障诊断研究。

4.2.1 热交换器的故障诊断研究

热交换器是飞机环境控制系统中的重要元件，它的可靠性直接决定着整个飞机环境控制系统的可靠性。飞机环境控制系统中的初级热交换器、次级热交换器、管路等部件均是不同形式的热交换器器件，因此对热交换器进行准确有效的故障诊断是飞机环境控制系统可靠性的保证。

4.2.1.1 热交换器的故障分析

无论采用何种故障诊断方法，均需对系统的故障现象进行分析。热交换器应用于制冷系统产生故障的原因是多方面的。热交换器最常见的故障情况为泄漏、堵塞和结垢。

现对其故障分析如下：

泄漏：热交换器泄漏主要表现为流量的显著变化，流量会突然减小。

结垢：对板式热交换器的分析表明，其结垢现象很严重。热交换器结垢可导致热交换器的传热系数降低，严重时还会堵塞板片通道，使换热效率大为降低。实时监控总平均传热系数和有效面积的乘积的显著变化能够诊断出热交换器的结垢故障。

堵塞：对于换热器堵塞的故障，其对应的有效流通面积值会有显著的变化，而且该值对机组其它部件的故障不灵敏。所以在机组运行当中，实时监控有效流通面积值的显著变化可以诊断出换热器的堵塞故障。

在第三章中，我们已经建立了热交换器的数学模型，并且根据已有经验可知，热交换器可靠地工作主要取决于热交换器的冷侧、热侧、板壁能否正常工作，而我们所建立的热交换器数学模型的参数正好与各过程系数相对应。因此，本文采用基于数学模型参数估计故障诊断方法对热交换器进行故障诊断。此外，如果系统所受的噪声干扰比较小，那么最小二乘法是一种最鲁棒的算法，这种算法不需要噪声的先验知识，可以作为一种有效的参数估计方法使用。

4.2.1.2 热交换器故障诊断研究

在第三章中，我们已经建立了热交换器器件的数学模型，在本章中，我们直接利用该模型，采用基于模型的参数估计的故障诊断方法来对其进行故障诊断。

在第二章中我们讨论了基于参数估计的故障诊断方法的基本原理和实现的基本步骤：即通过机理分析求得系统的模型参数 θ ，物理参数 p 的标称值及 θ 与 p 的关系 $\theta = g(p)$ ，利用在线辨识获得实际系统模型参数 $\hat{\theta}$ ，并由 $\hat{\theta}$ 求得实际物理元件参数 \hat{p} ，根据物理元件的变化 $\Delta p = (p - \hat{p})$ 确定故障发生的部位、程度。

参数估计方法对系统的故障诊断至关重要。由于系统发生故障时，系统的参数将发生变化，这种变化可能是渐变的（如参数漂移型故障），也可能是突变的（如阶跃型故障和脉冲型故障），而且变化的时刻是随机的、不确定的，因此故障诊断面临的辨识是一个时变参数辨识问题。本文采用递推最小二乘辨识方法。

根据参数估计故障诊断方法的基本思想, 本文对热交换器进行故障诊断的步骤如下:

1. 建立热交换器模型

热交换器的模型如下:

$$\frac{dw_1}{dt} + V_1(w_{10} - w_{1i}) = \frac{\alpha_1 s_1}{A_1 \rho_1 c_1} (w_w - w_{10}) \quad (4-1)$$

$$\frac{dw_2}{dt} + V_2(w_{20} - w_{2i}) = \frac{\alpha_2 s_2}{A_2 \rho_2 c_2} (w_w - w_{20}) \quad (4-2)$$

$$\frac{dw_w}{dt} = \frac{\alpha_1 s_1}{m_w c_w} (w_{10} - w_w) + \frac{\alpha_2 s_2}{m_w c_w} (w_{20} - w_w) \quad (4-3)$$

其中 w_{10} 、 w_{20} 、 w_w 分别为热交换器的冷边出口温度、热边出口温度和壁温; w_{1i} 、 w_{2i} 分别为热交换器冷边进口温度和热边进口温度; V_1 、 V_2 分别为冷边气体质量流速和热边气体质量流速; c_1 、 c_2 、 c_w 分别为冷边气体比热、热边气体比热和壁板的比热; 壁面与管内介质的换热系数为 α_1 、 α_2 ; s_1 、 s_2 为壁壳的传热面积; A_1 、 A_2 为气体流通截面积。

2. 进行参数估计

在进行参数估计前, 将方程 (4-1), (4-2), (4-3) 化为如下的最小二乘格式:

$$y(t) = \varphi^T(t)\theta + e(t) \quad (4-4)$$

式中 $e(t)$ 为建模误差。

则有:

$$\frac{dw_{10}}{dt} + \left(\frac{\alpha_1 s_1}{A_1 \rho_1 c_1} + V_1\right)w_{10} = \frac{\alpha_1 s_1}{A_1 \rho_1 c_1} w_w + V_1 w_{1i} \quad (4-5)$$

$$\frac{dw_{20}}{dt} + \left(\frac{\alpha_2 s_2}{A_2 \rho_2 c_2} + V_2\right)w_{20} = \frac{\alpha_2 s_2}{A_2 \rho_2 c_2} w_w + V_2 w_{2i} \quad (4-6)$$

$$\frac{dw_w}{dt} + \left(\frac{\alpha_1 s_1}{m_w c_w} + \frac{\alpha_2 s_2}{m_w c_w}\right)w_w = \frac{\alpha_1 s_1}{m_w c_w} w_{10} + \frac{\alpha_2 s_2}{m_w c_w} w_{20} \quad (4-7)$$

$$\text{令 } a_{11} = -\left(\frac{\alpha_1 s_1}{A_1 \rho_1 c_1} + V_1\right), \quad a_{12} = \frac{\alpha_1 s_1}{A_1 \rho_1 c_1}, \quad b_{11} = V_1$$

$$a_{21} = -\left(\frac{\alpha_2 s_2}{A_2 \rho_2 c_2} + V_2\right), \quad a_{22} = \frac{\alpha_2 s_2}{A_2 \rho_2 c_2}, \quad b_{22} = V_2$$

$$a_{31} = \frac{\alpha_1 s_1}{m_w c_w}, \quad a_{32} = \frac{\alpha_2 s_2}{m_w c_w}, \quad a_{33} = -\left(\frac{\alpha_2 s_1}{m_w c_w} + \frac{\alpha_1 s_2}{m_w c_w}\right)$$

利用递推最小二乘法对模型进行辨识可得到模型参数估计值

$$\hat{\theta} = [a_{11}, a_{12}, b_{11}, a_{21}, a_{22}, b_{22}, a_{31}, a_{32}, a_{33}] \quad (4-8)$$

3. 求取物理参数的估计值 \hat{p}

在数学模型系数向量 θ 的估计值 $\hat{\theta}$ 由辨识方法得到后, 利用模型参数向量 θ 和物理参数向量 p 之间存在的函数关系 $\theta = g(p)$ 可计算出物理参数的估计值

$$\hat{p} = g^{-1}(\hat{\theta})。$$

在本系统中, 可得到如下关系式:

$$V_1 = b_{11}, \quad V_2 = b_{22}, \quad \frac{\alpha_1 s_1}{A_1 \rho_1 c_1} = a_{12},$$

$$\frac{\alpha_2 s_2}{A_2 \rho_2 c_2} = a_{22}, \quad \frac{\alpha_1 s_1}{m_w c_w} = a_{31}, \quad \frac{\alpha_2 s_2}{m_w c_w} = a_{32}$$

进一步得到热交换器物理参数的估计值如下:

$$\hat{p} = [V_1, V_2, \alpha_1 s_1, \alpha_2 s_2, A_1, A_2] \quad (4-9)$$

即使对于一个并不十分复杂的技术过程而言, 与系统的数学模型相应的物理参数的数目往往是很大的。然而由于系统的数学模型往往出于简单性的考虑而不能有太高的阶数, 所以数学模型方程系数的数目往往远远小于物理参数的数目, 因此, 通常无法由 θ 一对一地确定出 p , 但是由于技术过程的许多几何参数与物性参数通常是事先可以确定的, 因此仍然可得到所需监控的主要物理参数。

由公式 (4-9) 可知, 热交换器的几个重要参数都得到监控, 并且注意到此时热交换器的换热系数 α 和壁壳的传热面积 s 不能一一对应估算出来, 但却能估计出它们二者之积。利用这些估计值与相关参数的标称值进行比较, 即可获得故障特征信息。

4. 故障的检测与分离

当物理参数估计值 \hat{p} 确定后, 参照其标称值 p_0 可得其增量 Δp 。由于过程参数通常是随机的, 因此可采用贝叶斯统计决策方法来检测过程参数的变动情况。

物理参数估计值 $\hat{p} = [V_1, V_2, \alpha_1 s_1, \alpha_2 s_2, A_1, A_2]$ 第 i 个值的矢量序列为:

$$\hat{p}_i(j), \quad j = 1, 2, \dots, N$$

假设 $\hat{p}_i(j)$ 服从正态分布, 并且是统计独立的。由贝叶斯决策理论, 可得如下算法:

第一步: 确定正常状态:

$$\begin{aligned} \hat{\mu}_{pi0} &= \frac{1}{N_1} \sum_{j=1}^{N_1} \hat{p}_i(j) \\ \hat{\sigma}_{pi0}^2 &= \frac{1}{N_1} \sum_{j=1}^{N_1} [\hat{p}_i(j) - \hat{\mu}_{pi0}]^2 \end{aligned} \quad , \quad N_1 \text{ 是一个小于 } N \text{ 的正整数}$$

第二步: 过程参数变动检测:

$$\begin{aligned} \hat{\mu}_{pi}(k) &= \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \hat{p}_i(k-j) \\ \hat{\sigma}_{pi1}^2(k) &= \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N [\hat{p}_i(k-j) - \hat{\mu}_{pi0}]^2 \\ \hat{\sigma}_{pi2}^2(k) &= \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N [\hat{p}_i(k-j) - \hat{\mu}_{pi1}]^2 \end{aligned}$$

$$\text{令 } d_i(k) = \frac{\hat{\sigma}_{pi1}^2(k)}{\hat{\sigma}_{pi0}^2} - \ln \frac{\hat{\sigma}_{pi2}^2(k)}{\hat{\sigma}_{pi0}^2} - 1$$

采取决策律:

$$d_i(k) > 2 \ln \frac{NP_0}{1-P_0} \quad (4-10)$$

式 (4-10) 中, P_0 是系统无故障的先验概率。这里 $d_i(k)$ 也叫做故障检测器, 是故障的决策信号, 这里称 $2 \ln \frac{NP_0}{1-P_0}$ 为阈值。如果 $d_i(k)$ 大于阈值, 则存在故障。

在系统运行过程中, 如果系统发生了性能改变, 必然会引起系统参数的变化。系统参数的变化是一个渐变的过程, 随着变化程度的加大, 系统性能的改变会越来越大。

参数变化到何种程度能够检测出系统发生了故障, 这主要取决于故障诊断过程中阈值的设置。在故障的检测与分离中, 阈值选取的是否适当非常重要。

阈值选取过大将增加系统的故障漏报率,选取的过小又会增加误报率。传统的选取阈值的方法主要是凭经验选取,有时也借助于计算机仿真。本文借助于计算机仿真来确定阈值。

对热交换器进行故障诊断时,热交换器的泄漏、结垢和堵塞等故障的变化也是一个渐变的过程。因此,在对这些故障进行诊断时,应设置适当的阈值,当参数变化到一定程度的时候检测出故障。

4.2.1.3 热交换器故障诊断仿真研究

热交换器最常见的故障情况为泄漏、堵塞和结垢。结合本文所建模型,其表现如下:

泄漏:热交换器泄漏主要表现为流量的显著变化,流量会突然减小。在本文模型中表现为质量流速 V_1 , V_2 的改变;

结垢:对板式热交换器的分析表明,其结垢现象很严重。热交换器结垢可导致热交换器的传热系数降低,严重时还会堵塞板片通道,使换热效率大为降低。实时监控总平均传热系数和有效面积的乘积的显著变化能够诊断出热交换器的结垢故障,在本文的故障模型中表现为传热系数和有效面积的乘积 $\alpha_1 s_1$, $\alpha_2 s_2$ 系数的改变。

堵塞:对于换热器堵塞的故障,其对应的有效流通面积值会有显著的变化,而且该值对机组其它部件的故障不灵敏。所以在机组运行当中,实时监控有效流通面积值的显著变化可以诊断出换热器的堵塞故障,在本文模型中表现为流通面积 A_1 , A_2 值的变化。

下面针对热交换器的正常情况和这几种典型故障情况进行仿真研究。热交换器的仿真参数和第三章中初级热交换器 1 的参数相同。

1. 热交换器无故障

热交换器在无故障的情况下,各参数的估计值如图 4-1 和 4-2 所示。

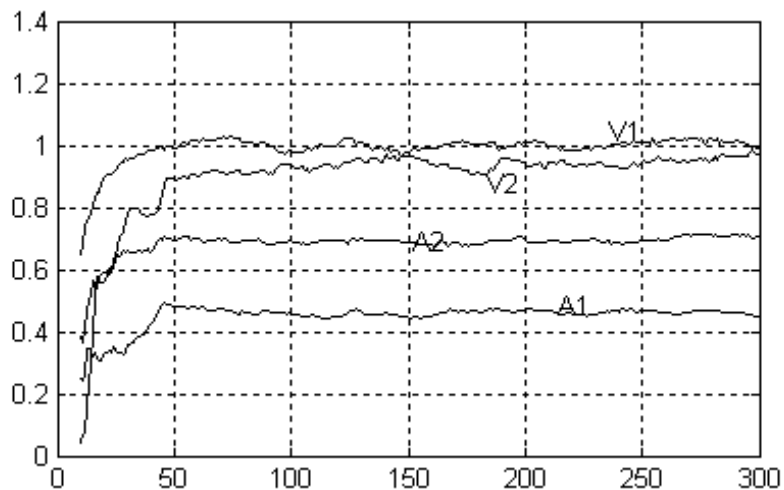


图 4-1 热交换器正常运行状况下参数 A_1 、 A_2 、 V_1 、 V_2 估计值

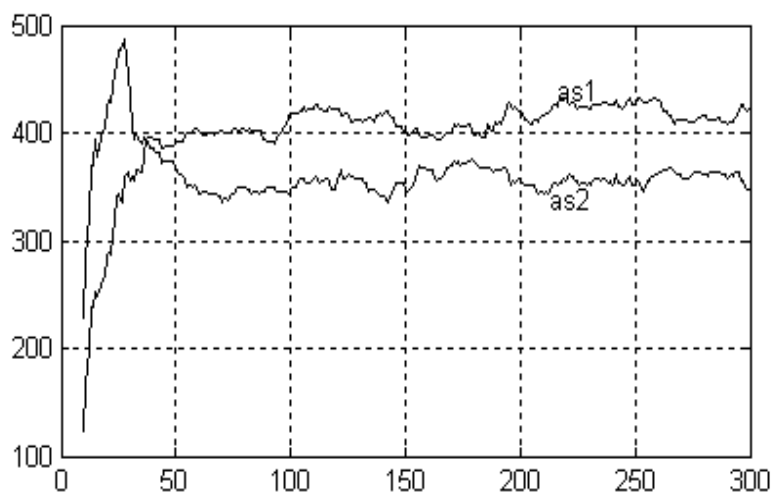


图 4-2 热交换器正常运行状况下参数 $\alpha_1 s_1$ 、 $\alpha_2 s_2$ 估计值

从图中可以看出，热交换器在正常运行状态下，各参数估计值与标称值基本一致。

2. 热交换器发生堵塞

热交换器发生堵塞时，其流通面积的估计值会减小，其参数估计曲线如图 4-3 所示（图中仅画出冷边参数估计值）。

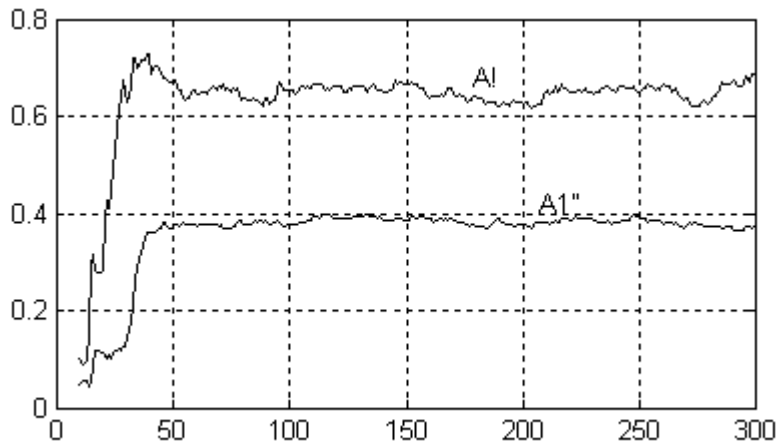


图 4-3 热交换器堵塞时流通面积估计曲线

图中， $A1$ 为热交换器无故障时流通面积的估计值， $A1''$ 为热交换器发生堵塞故障时流通面积的估计值。从图中可以看出，热交换器发生堵塞时，热交换器的最小自由流通面积发生变化，其参数估计值小于标称值。

其相应残差如图 4-4 所示。

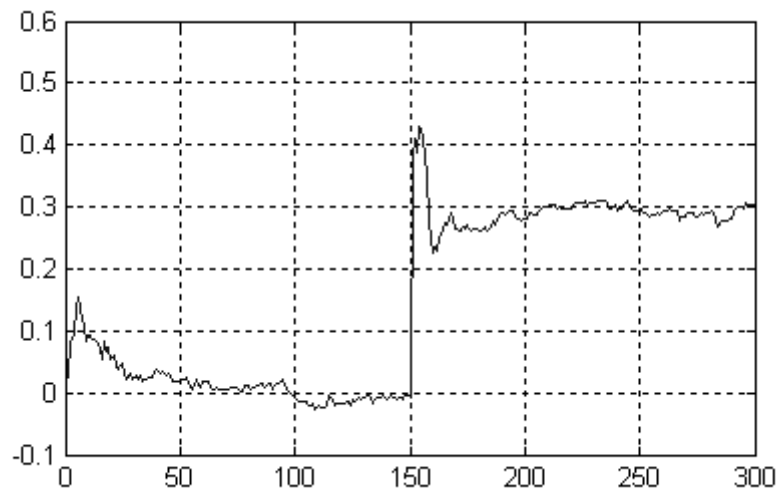


图 4-4 热交换器堵塞时流通面积残差图

图中热交换器在第 150 个采样点发生故障。从图中可看出，发生故障前流通面积的残差接近于零，在发生故障后其残差不为零。尽管参数的变化是微小的，但仍然可以被监测到。若发生较为严重的堵塞故障，其残差大于设定阈值，则故障很容易被诊断出来。

3. 热交换器发生泄漏

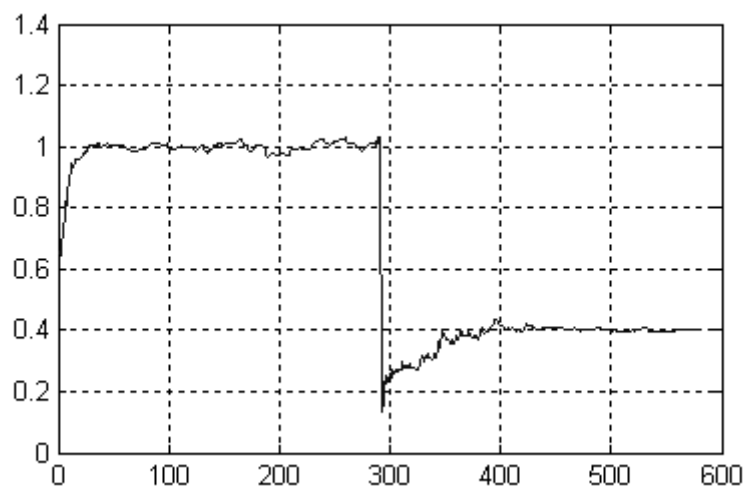


图 4-5 热交换器泄漏时质量流速估计曲线

图 4-5 中给出了当热交换器发生泄漏时的估计曲线。从图中可以看出，发生泄漏时，热交换器质量流速的估计值发生了变化，故障发生后的参数估计值变小，其相应残差变化如图 4-6 所示。

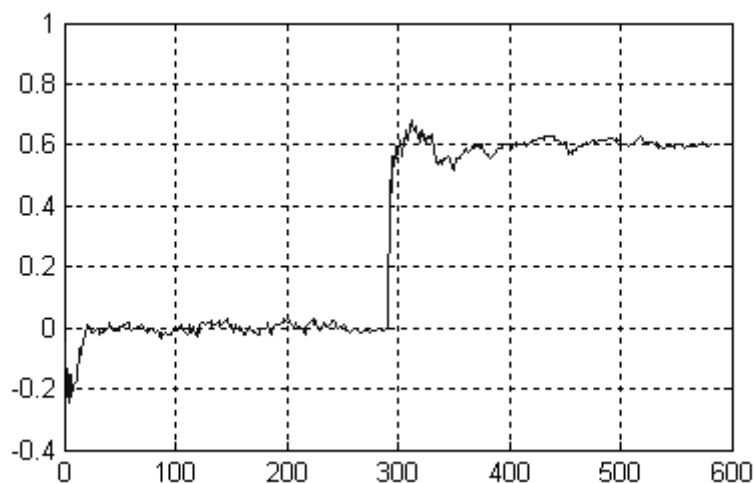


图 4-6 热交换器泄漏时质量流速残差图

4. 热交换器结垢

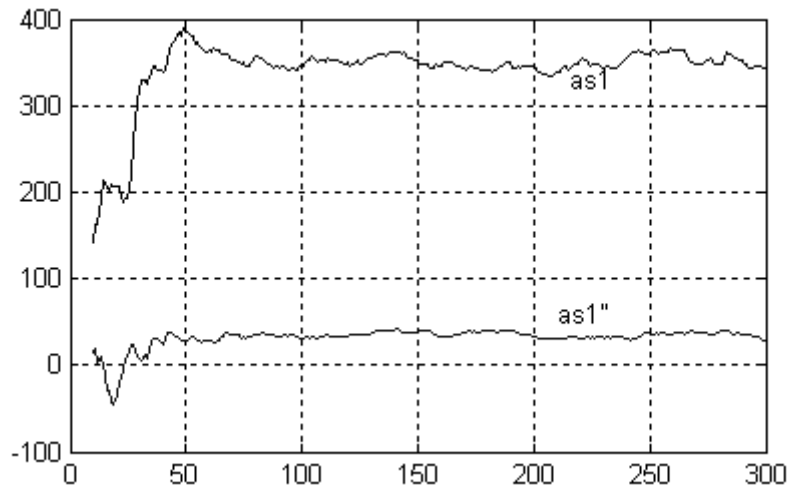


图 4-7 热交换器传热系数和有效面积乘积估计曲线

图 4-7 中给出了热交换器传热系数和有效面积乘积的辨识结果。其中 $as1$ 为热交换器正常时参数估计值， $as1''$ 为热交换器结垢故障时参数估计值。图 4-8 为其相应残差图。

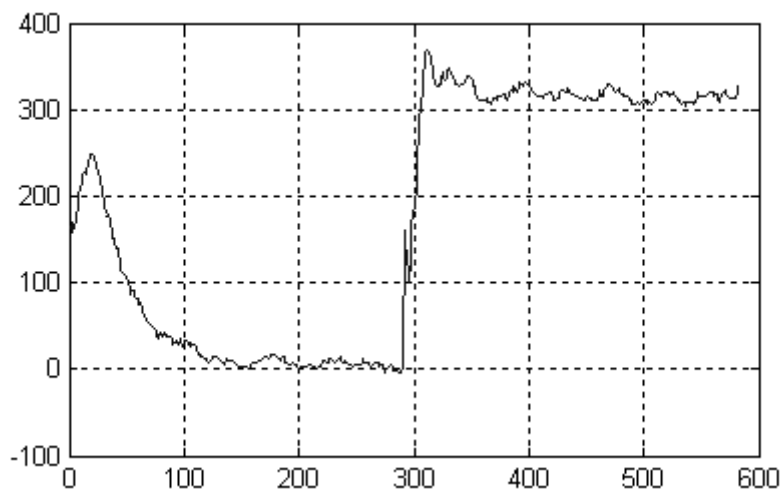


图 4-8 热交换器结垢时残差图

结论：通过以上的研究与仿真可知，使用参数估计的故障诊断方法可以对热交换器的典型故障包括结垢、泄漏和堵塞故障进行有效的故障诊断，热交换器的几个重要参数都可以得到监控，利用这些估计值与相关参数的标称值进行比较，即可获得故障特征信息，进行故障诊断。

4.2.2 涡轮与压气机的故障诊断研究

在飞机环境控制系统中，涡轮和压气机在高温、高压、高速下工作，工作

条件变化快,易发生故障,因此,不论是地面试验还是上天飞行对涡轮和压气机的故障诊断都是十分重要的。

对涡轮与压气机这样的复杂系统进行故障诊断研究,关键在于选择一个适当的故障诊断方法,以降低诊断系统的复杂程度,提高故障诊断效率。

一方面,飞机环境控制系统的涡轮与压气机系统是复杂的动态系统,其动态数学模型很难建立。如论文第三章中所述,在涡轮与压气机的建模过程中,由于涡轮和压气机的建模过程比较复杂,所以我们采用的是黑箱的辨识建模方法,建立了涡轮与压气机的稳态数学模型。所建数学模型并没有把具体的物理参数和输入输出的关系建立起来,这对于进行基于数学模型的故障诊断带来了一定的困难。

另一方面,专家们对飞机涡轮与压气机系统十分精通,专家们不仅掌握了这一领域的专门知识,而且还积累了丰富的经验知识。对于飞机涡轮与压气机系统,已积累有较为完整的专家经验、完备的运行规程和技术手册,知识抽取容易,而且搜索空间小,在故障诊断、报警处理和故障等级评估方面特别适合于应用专家系统。但是传统的专家系统也存在其缺陷。传统专家系统的诊断是仅依赖于专家知识的,涡轮与压气机系统的故障诊断专家知识往往来源于现场经验十分丰富的专家,许多诊断知识源于他们长期现场实践的积累。现场专家大都是凭现场人员的感官和直觉去观察故障的现象,因此从他们那里获得的诊断知识大多只是定型的描述,很不“精确”,对故障的描述都比较“含糊”。比如:某些量的偏高或偏低,视其大小不同,对其故障程度的评估也非常不同。“涡轮出口压力比正常偏低 1% 以下”只能视作系统中某些元件出现了性能降低,只是出现了故障的“征兆”还没有出现真正意义上的故障。此时若不具备检修的条件则可以让系统带“病”运行,“涡轮出口压力比平常偏低 10% 以上”,则肯定是系统出了故障,此时应当故障停机,并对故障原因进行彻底的分析和排除。由此可见小量偏差一般可以作为判断系统出现性能降低或进行“故障预报”的标准,而较大的偏差则肯定系统出现了真正的故障。然而,使用传统的专家系统知识,由于它的“含糊”性,无法做到对故障进行精确地诊断。

使用数学模型可以对系统进行定量的分析,可以弥补传统专家系统只有定性知识的不足,而专家系统故障诊断方法又可以弥补系统数学模型不精确的缺点。将数学模型的定量分析结果作为专家系统的诊断依据,将二者结合起来,

发挥二者的优点，无疑是针对复杂系统故障诊断的有效方法。

综上所述，本文采用数学模型与专家系统相结合的故障诊断方法对涡轮与压气机进行故障诊断研究。

4.2.2.1 涡轮与压气机故障诊断方法研究

在运用数学模型与专家系统相结合的故障诊断方法时，应包括数学模型分析部分和专家系统故障诊断部分。数学模型分析部分利用数学模型对数据进行计算分析，给出相应变量的变化情况，并将此信息传递给专家系统诊断部分。专家系统诊断部分利用数学模型分析部分得到的信息和专家的相关知识对故障进行诊断，给出诊断结果，并对故障原因进行解释说明。图 4—9 为数学模型与专家系统相结合的故障诊断流程图。

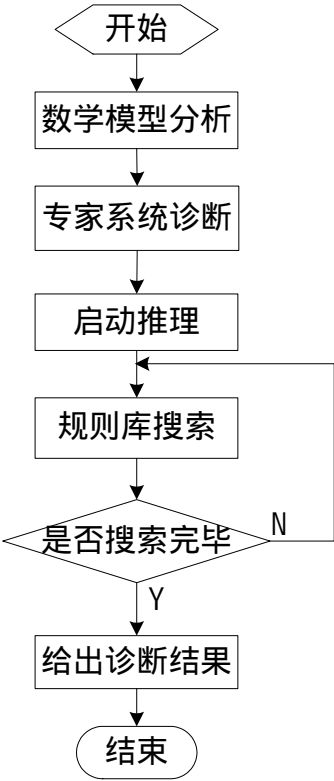


图 4—9 诊断流程图

涡轮与压气机故障诊断系统由数学模型分析模块、推理机模块、解释系统模块、知识库、动态数据库及人机接口等模块组成。下面具体讨论如何对涡轮与压气机进行故障诊断。

1. 数学模型分析模块

该部分利用数学模型对数据进行分析，给出相应变量的变化情况，并将这些变量的信息传递给专家系统诊断部分，以便进行精确的故障诊断。

涡轮与压气机的数学模型已在第三章中详细论述，此处不再赘述。

2. 数据库设计

数据库包括涡轮与压气机的测试数据及其分析处理结果、历史数据的存贮及推理的中间结论。

3. 知识库的设计

知识库是专家系统的核心。知识库通常信息量大，这样才能保证诊断的有效性、准确性，尤其是对涡轮与压气机这样的复杂系统。

知识库以规则的形式存贮有关涡轮与压气机系统故障的专家知识，供推理过程使用。本系统在进行故障诊断时，先根据变量的数值特征依靠数学模型分析部分确定变量的变化情况，然后再根据专家知识判定故障的原因和部位。

在建立涡轮与压气机故障诊断知识库时，根据涡轮与压气机系统发生故障的现象，对涡轮与压气机系统常见故障的机理和特征表现进行分析与总结，对专家经验进行总结，建立知识库如下表 4-1 所示。

表 4-1：涡轮与压气机故障诊断知识库

	故障现象	故障存在部位和原因
压 气 机	在相同转速下，增压压力下降，压气机压比相同	空气虑清器堵塞，流道脏污时，空气流道变窄，流动损失增加，压气机叶轮入口出压力变小。在同样压比下，增压压力随之下降。
	在相同转速下，增压压力下降，在涡轮提供给压气机的功率不变时，压比随增压压力比下降而下降	压气机进口温度升高后，若压比不变，则需要消耗更多的压气机功率。在涡轮提供的压气机的功率不变时，温度的升高必然导致压比降低以维持压气机和涡轮的功率平衡，于是压比随增压压力比下降而下降。
	在相同转速下增压压力下降，压气机效率下降	压气机效率下降，使空气获得的压缩功率减少，从而压比降低、增压压力下降。压气机叶片脏污或损坏，热效率下降；叶片与壳体刮碰时机械效率下降。此外，对于新修的增压器，叶轮间隙调整不当时，效率也会下降。

	压气机产生喘振	进气管内压力脉冲波动或通道内有积垢
涡轮	在相同转速下增压压力下降， 涡轮效率下降。	涡轮效率下降使涡轮提供给压气机的功率减少，造成增压压力下降。当涡轮叶片、喷嘴环叶片损坏或严重脏污时。涡轮效率下降。喷嘴环出口面积调整偏大、运动件与壳体碰擦也同样使涡轮输出功率减小。
	在相同转速下增压压力下降， 涡轮前排压力降低。	排气管漏气时，涡轮前排压力降低
	在相同转速下增压压力下降	空气从进气管路或涡轮内部泄漏，显然会使增压压力下降，此时，应对进气管垫、中冷器和增压器的密封气道处等进行检查。
	在相同转速下增压压力下降， 涡轮排气背压升高。	涡轮排气背压升高使涡轮膨胀功减少。排气尾管变形、堵塞，管道弯曲，使用废气锅炉等都会造成排气背压升高。
	在同样转速下增压压力升高， 涡轮膨胀比增大、功率增大。	气体喷出速度加快，涡轮膨胀比增大、功率增大。所以增压器转速升高，增压压力升高。涡轮喷嘴环叶片轻度脏污，喷嘴环出口面积调整偏小，喷嘴环叶片受热变形后出口面积变小等，都可能造成增压压力升高。
	涡轮转速降低	转子与静止件之间有积炭等污物，使旋转阻力增加；喷嘴叶片由于过热而变形，使喷嘴出口面积增大，导致转子的转速降低；当喷嘴叶片变形严重时，会与涡轮叶片相碰或咬死，将导致转子停止转动；

在对系统进行诊断过程中，只要选取适当的测试点，通过对这些特征数据进行分析、判断就可以逐步缩小故障诊断范围，最后找到故障源。

4. 推理机模块

推理机是专家系统外壳的中心。它以知识库中的知识规则和数据库中的数据为基础，以一定的推理方式实现从现象到本质的推理过程。本文采用确定性推理。

确定性知识的表示采用基于层次结构模型的产生式表示法，产生式是一个 IF <条件> THEN <结论>的语句。

本诊断系统中规则的具体形式为：IF 满足条件 <A> THEN 结论 。

确定性知识的推理过程简单，由于故障征兆和故障原因之间存在着明确的对应关系，这种知识的诊断只要根据现场测量结果和已知的典型故障征兆即可确定相应的故障原因。

在完成数学模型分析部分对数据的计算分析后，开始进行诊断推理。在推理过程中，系统对知识库中的规则进行搜索，将分析结果同规则条件相比较，如果条件符合，则将规则的结论输出，给出诊断结果，并对故障原因进行解释说明。

使用数学模型与专家系统相结合的故障诊断方法，可以在已有专家经验的基础上对系统进行诊断。随着知识库的不断扩充完善，诊断的精确性和有效性可进一步提高。

4.2.2.2 涡轮与压气机系统故障诊断仿真研究

涡轮与压气机故障诊断采用 matlab 编程语言。matlab 本身是一个功能完整的软件开发环境，但同时也是一种功能强大的编程语言，在功能的完整性和应用的灵活性上不逊于任何高级语言。其最大优势表现在两方面：一方面是编程简单，易于理解，上手快，效率高；另一方面，matlab 针对数据采集、仪器控制、信号分析和数据处理等任务设计提供了丰富完善的工具箱，用户只需直接调用，可免去编写程序的繁琐。此外，matlab 还提供了功能强大的高级数学分析包，包括统计、估计、回归分析、线性代数、信号生成算法、时域和频域算法、时频分析、小波和数字滤波器设计等众多科学计算模块，非常适用于故障诊断仿真研究。

在整个系统中，软件是核心部分，它不仅要完成数据的分析处理，而且要进行数据库的管理和故障数据的计算，完成专家系统故障诊断的操作，且具有仿真功能。整个系统采用 Windows XP 操作系统作为诊断系统主机的软件平台，编程语言采用 matlab 语言，可以节省大量的开发时间。使用 matlab 开发软件，界面非常美观易用，知识库的管理及对故障的检测和诊断结果的输出都很方便。

本文利用 matlab 语言开发了涡轮与压气机故障诊断系统。进入诊断系统后通过菜单提示选择进入任一功能块。在研究、设计阶段主要是通过仿真进一步

验证知识库、推理机设计的合理性和完整性。进入故障诊断系统仿真界面后，可人工输入相关信号的数据，确定后，系统自动进入故障诊断程序，并给出故障诊断报告和相应的解释。仿真系统界面如图 4-10 至图 4-11 所示。



图 4-10 仿真参数输入界面



图 4-11 诊断结果显示界面

下面对涡轮与压气机的正常情况和几种典型故障情况进行仿真。涡轮与压气机的仿真参数同第三章中参数。

诊断实例一： 无故障

系统输入数据: 输入压力 334Kpa、温度 36.8℃、质量流量 0.8Kg/s

系统输出数据: 压力 201Kpa、温度 7.8℃

转速: 75200rpm

诊断报告: 系统运行正常，未检测到任何故障。

分析解释: 从输入的数据来看，各项指标均满足要求，证明系统运行正常，应给出系统正常运行诊断报告。

建议: 系统运行正常，继续观察。

诊断实例二: 压气机叶片脏污或损坏

系统输入数据: 输入压力 176Kpa、温度 26.2℃、质量流量 0.8Kg/s

系统输出数据: 压力 375Kpa、温度 79.8℃

转速: 75200rpm

诊断报告: 压气机叶片脏污或损坏, 或者叶片与壳体刮碰时机械效率下降, 对于新修的增压器, 叶轮间隙调整不当时, 效率也会下降。

分析解释: 在相同转速下, 增压压力下降, 压气机效率下降, 压气机效率下降, 使空气获得的压缩功率减少, 从而压比降低、增压压力下降。压气机叶片脏污或损坏, 热效率下降; 叶片与壳体刮碰时机械效率下降。此外, 对于新修的增压器, 叶轮间隙调整不当时, 效率也会下降。

建议: 更换调压器, 以便清除故障。

诊断实例三: 涡轮、喷嘴环出口截面变小

系统输入数据: 输入压力 234Kpa、温度 66.8℃、质量流量 0.6Kg/s

系统输出数据: 压力 160Kpa、温度 47.8℃

转速: 45600rpm

诊断报告: 涡轮。喷嘴环叶片轻度脏污; 涡轮、喷嘴环出口截面变小

分析解释: 在同样柴油机转速下增压压力升高, 涡轮、喷嘴环出口截面变小, 废气喷出速度加快, 涡轮膨胀比增大、功率增大。所以增压器转速升高, 增压压力升高。涡轮。喷嘴环叶片轻度脏污, 喷嘴环出口面积调整偏小, 喷嘴环叶片受热变形后出口面积变小等, 都可能造成增压压力升高。

建议: 根据以上原因及可信度大小依次检查各可能出现故障的部件, 以便清除故障。

在本部分给出了几种仿真结果, 分别代表系统无故障、存在故障的情形, 诊断结果表明, 大部分故障都能被诊断出, 说明这种方法很适合涡轮与压气机系统的故障诊断。

对于所有知识规则库, 都是经过多次仿真, 修改和不断完善, 使它们更加合理可行, 并尽量提高故障诊断的准确率和效率。

3. 结论

通过以上仿真验证的结果, 得出以下结论:

(1) 数学模型与专家系统相结合的诊断方法能够完成涡轮与压气机系统故障诊断, 其结果是正确的。

(2) 如果相关故障征兆的信息越充分, 诊断系统就能给出越准确的诊断结果。只要获得足够的故障征兆数据, 故障诊断系统完全有能力给出一个较为明确的结果。

(3) 总体来说, 数学模型与专家系统相结合的故障诊断方法, 对模型的精确性要求不太高, 适合解决复杂系统、难以建立系统精确模型的故障诊断问题。

4.2.3 控制组件的故障诊断研究

飞机环境控制系统的控制组件如: 热回路温度控制组件、座舱供气控制组件和电子设备舱供气控制组件等均是飞机环境控制系统的重要组成部分, 因此对控制组件的故障诊断是非常必要的。各种控制组件都是由传感器、控制器和执行机构等组成。由于控制组件的控制方法及原理结构大致相似, 故采用的故障诊断方法也相类似, 现在以电子设备舱供气控制组件为例, 对其进行分析与诊断。

4.2.3.1 控制系统的故障分析

电子设备舱供气控制组件的原理图^[20]如图4-12所示

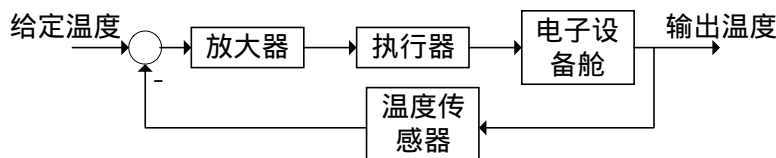


图4-12 电子设备舱供气控制组件原理图

在该控制组件中, 执行器与传感器是系统的主要故障源, 其中执行器为控制活门。执行器故障主要表现为活门卡死, 传感器故障表现为传感器无输出或传感器增益发生漂移故障。

下面对这些故障进行详细分析:

(1) 调节活门卡死: 此时活门不能起调节作用, 较大误差长时间存在不能消除。

(2) 传感器无输出: 这时反馈信号为零, 误差就等于输入信号, 不可能减小, 这个误差信号经放大器放大后, 控制活门单方向连续转动, 直到极限不动为止, 最后, 活门也就无调节作用了。

(3) 传感器增益漂移故障: 此时反馈信号具有了偏差, 从而导致控制信号发

生偏差。最终系统的输出具有一定的静差。

4.2.3.2 控制组件的故障诊断研究

电子设备舱供气控制组件的数学模型^[20]如图 4-13 所示：

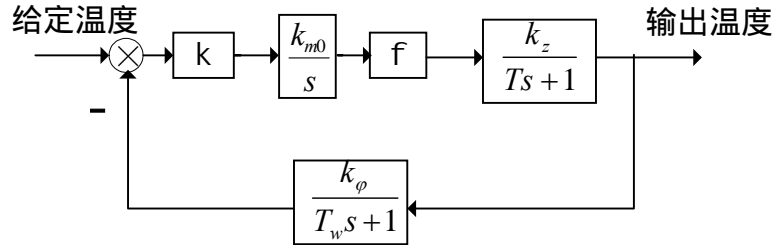


图 4-13 电子设备舱供气控制组件的数学模型

其中， k 为温度与电机输入电压的关系， $\frac{k_{m0}}{s}$ 是电机的输入电压与活门转角的关系； f 是活门转角与供气流量的关系。 $\frac{k_{\phi}}{T_w s + 1}$ 温度传感器的传递函数， $\frac{k_z}{Ts + 1}$ 是电子设备舱的数学模型。

当故障与执行器、传感器或不可测状态变量的变化相关时，用基于观测器的方法比较合适。由分析可知，该组件设有两个故障，即控制活门故障和温度传感器故障，根据此特点，本文采用基于观测器的故障诊断方法对控制组件进行故障诊断。

基于观测器的故障诊断是分析冗余技术之一，是目前控制领域非常活跃的研究方向，取得一些成功应用的经验。其基本思想是：设计、构造系统中各部分的观测器，然后将观测器的输出与实际系统相比较，产生残差，再对残差进行分析处理，根据残差所具有的特征进行故障判别与诊断。

将基于观测器的故障诊断技术应用于诊断对象，第一步就是要设计好诊断对象的观测器。实现元件故障检测和分离的最自然的途径是分解系统和应用局部观测器的递阶方法。采用局部观测器方法的优点之一是即使全系统的阶次相当高，每个子系统的阶次可能是相当低的，该方法只要求系统局部可观。

本文针对两个故障诊断对象分别设计了观测器。观测器实际就是经过简化处理的系统模型，观测器不可能完全准确地描述真实系统，更不可能为了完全

符合实际系统而过于复杂，必须对模型进行简化。电子舱供气控制组件的故障诊断方案如图 4-14 所示

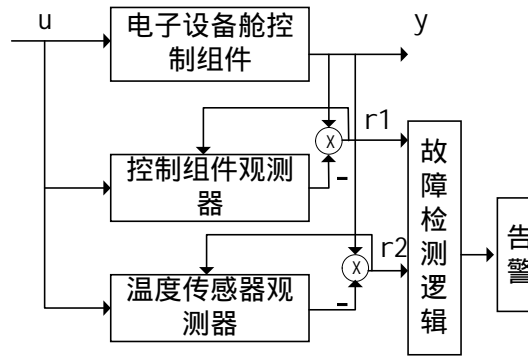


图 4-14 电子舱供气控制组件故障诊断方案

图中按照实际物理部件分别建立了传感器和控制组件的观测器，然后将观测器的输出与实际系统相比较，产生残差，再对残差进行分析处理，根据残差所具有的特征进行故障判别与诊断。从图中可以看出，共有两个残差作为故障诊断分析的依据，分别是控制组件观测器产生的残差和温度传感器观测器产生的残差。

在本节中采用传统方法设计两个全维观测器。下面只简单给出温度传感器的观测器设计过程，另一个观测器可以类似设计出来。

温度传感器的传递函数为：
$$\frac{k_{\varphi}}{T_w s + 1}$$

将上述式子写成状态方程为：

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}u(t)$$

$$y = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}u(t)$$

全维状态观测器就是以输入 u 和输出 y 为输入，输出 x_s 满足

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{x}_s(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{x}(t)$$

通常，观测器采用下述模型，见图 4-15。

观测器的方程为：

$$\dot{\mathbf{x}}_s(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}_s(t) + \mathbf{B}u(t) + \mathbf{L}(y(t) - y_s(t))$$

$$y_s(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}_s(t) + \mathbf{D}u(t)$$

其中， x_s 和 y_s 分别表示估计状态和估计输出量，观测器增益 L 是使得观测器具有良好动态特性的增益矩阵。 L 的选择要满足诸如稳定性、故障灵敏度、

鲁棒性等设计要求。

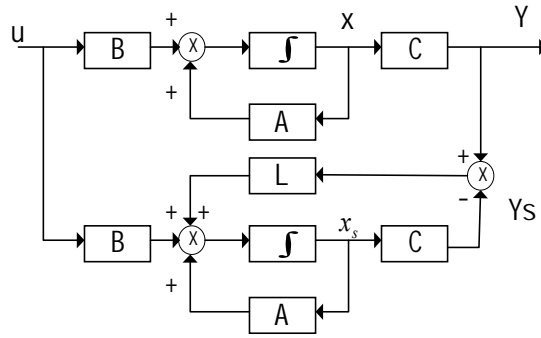


图 4-15 观测器模型

可以证明, 对于上述系统, 若系统完全能观, 则必然可由上式表示的全维观测器来重构其状态, 并可通过选择增益矩阵 L 而任意配置观测器的全部特征值。

设系统完全能观, 全维观测器的期望极点为 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3 \cdots \lambda_n$, 则计算步骤为:

- (1) 导出对偶系统 (A', B', C')
- (2) 利用极点配置算法, 对对偶系统确定反馈增益矩阵 K , 使系统的极点为 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3 \cdots \lambda_n$,
- (3) 取 $L = K'$
- (4) 计算 $(A - LC)$, 得到全维观测器

$$\dot{x}_s(t) = Ax_s(t) + Bu(t) + L(y(t) - y_s(t))$$

$$y_s(t) = Cx_s(t) + Du(t)$$

定义系统状态估计误差和输出估计误差为:

$$\Delta x(t) = x(t) - x_s(t)$$

$$\Delta y(t) = y(t) - y_s(t)$$

本文选用 $\Delta y(t)$ 作为故障诊断的残差。正常状态下, 输出残差 $\Delta y(t)$ 为 0, 但如果系统出现元件性能降低及故障情况, 则实际物理系统的动态特性就会发生改变, 从而由实际物理系统和仿真观测器的输出量所产生的残差 $\Delta y(t)$ 就不为 0, 且具有特定故障特征。这样, 可以评估 $\Delta y(t)$ 来发现扰动。

定义阈值

$\varepsilon > 0$, ε 是与系统噪声水平相适应的小正数, 可由仿真确定。

若 $\|\Delta y\| \leq \varepsilon$ 成立, 则传感器无故障, 反之则发生了故障。

检测出传感器发生故障后, 再对其参差进行分析, 进一步诊断出传感器发生了何种故障。

显然地, 如果所有扰动皆为零, 且矩阵 $(A-LC)$ 的特征值均具有负的实部, 以使得观测器能够快速达到稳定。那么消除了初始跟踪误差之后, 估计误差 $\Delta y(t)$ 变为零。如果至少存在一个扰动, 则 $\Delta y(t)$ 不为零。这样, 可以评估 $\Delta y(t)$ 来发现扰动。

通过对观测器输出残差和系统输出的分析, 可以对故障进行诊断。

正常情况时: 输出残差为零, 系统输出可得到调节。

控制活门卡死时: 观测器输出残差不为零; 改变系统输入, 系统输出得不到调节。对这两个数据进行分析, 既可判断出活门卡死故障。

传感器漂移故障时: 观测器输出残差不为零; 若改变系统输入, 系统输出可得到调节, 根据此种特性即可判断出传感器发生了漂移故障。

传感器无输出时: 观测器输出残差不为零, 其残差与传感器发生漂移时残差不同; 系统输出不稳定。

4.2.3.3 控制组件故障诊断仿真研究

在 Matlab/simulink 仿真平台上对电子设备舱控制组件进行故障诊断仿真研究。在正常状态下, 观测器的输出能很好地跟踪物理系统的输出, 参差对于模型的不确定性不敏感, 但在故障情况下, 会产生较为明显的参差。

观测器以模型为基础, 其参数大部分与模型参数相同。在进行诊断仿真时, 模型中的参数设置见下表:

表 4-2: 电子设备舱控制组件仿真参数

元 件	参 数
放大器	$k=60$
控制活门	$K_{m0}=2.5, f=0.0133$
温度传感器	$K_{\phi}=1.1, T_w=0.6$
电子设备舱	$K_z=0.15, T=5.6$

1. 温度传感器的传递函数为:
$$\frac{y(s)}{u(s)} = \frac{1.1}{0.6s + 1}$$

观测器设计参数

设计其极点为: -1.0

则增益为: $L = 0.06$

2. 电子设备舱控制组件的传递函数为: $\frac{y(s)}{u(s)} = \frac{0.4875}{3.36s^3 + 6.2s^2 + s + 0.5468}$

观测器设计参数

设计其极点为: -2.0, -0.5, -1.0

增益矩阵: $L = [0.1205; 0.5133; 11.4051]$

下面针对该控制组件的正常状态和典型故障进行仿真

(1) 正常状态下电子设备舱温度

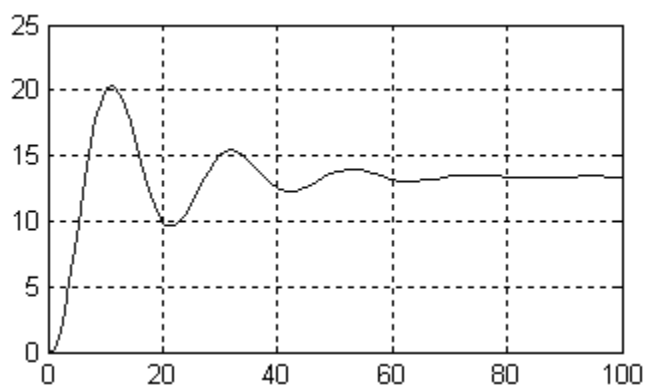


图 4-16 正常状态下电子设备舱温度

系统给定输入温度为 13℃, 在正常情况下, 电子设备舱的温度能很好的调节到要求温度。

(2) 温度传感器正常状态输出残差

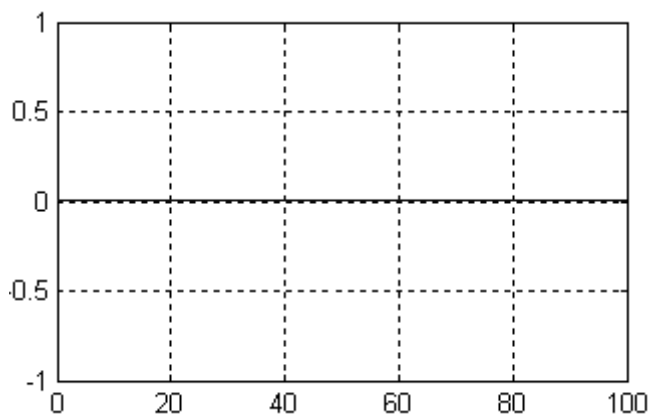


图 4-17 传感器正常状态输出残差

在正常情况下, 观测器的输出能很好的跟踪物理系统的输出, 残差对于模

型的不精确性不敏感。

(3) 温度传感器发生漂移故障时输出残差

传感器增益漂移故障：此时反馈信号具有了偏差，从而导致控制信号发生偏差。最终系统的输出具有一定的静差。

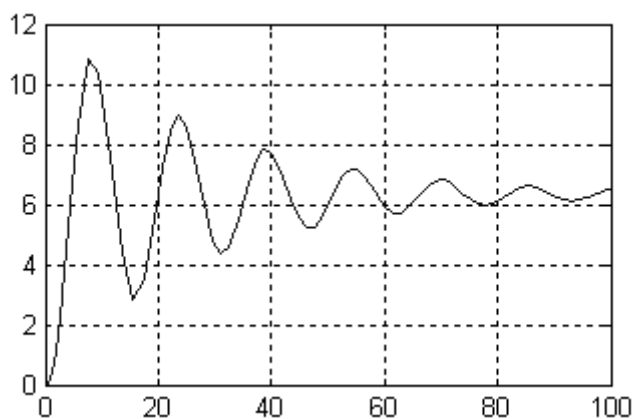


图 4-18 传感器漂移时输出残差

(4) 温度传感器无输出时输出残差

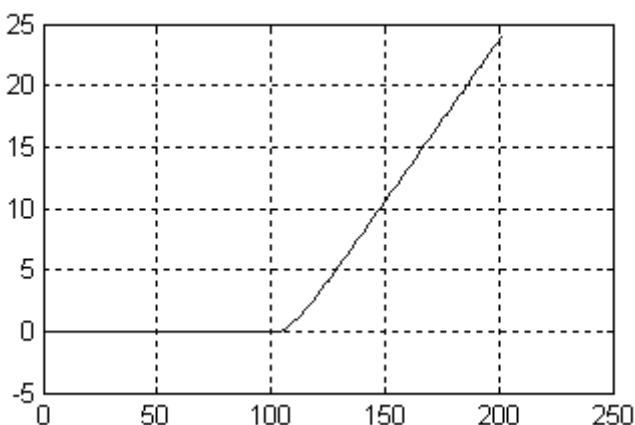


图 4-19 传感器无输出时输出残差

温度传感器无输出时，反馈信号为零，误差就等于输入信号，不可能减小，这个误差信号经放大器放大后，控制活门单方向连续转动，直到极限不动为止，最后，活门也就无调节作用了。

(5) 控制活门在正常状态下输出残差

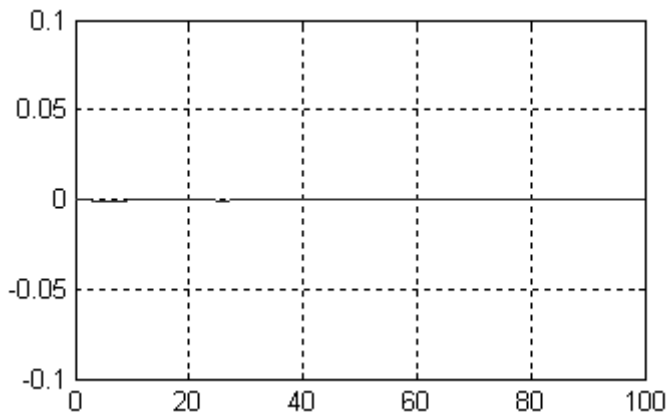


图 4-20 控制活门正常状态下残差输出

在正常情况下，观测器的输出能很好的跟踪物理系统的输出，残差对于模型的不精确性不敏感。

(6) 控制活门卡死状态下输出残差

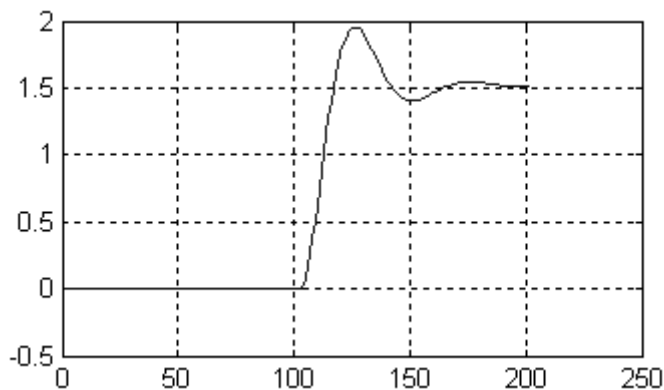


图 4-21 控制活门卡死时输出残差

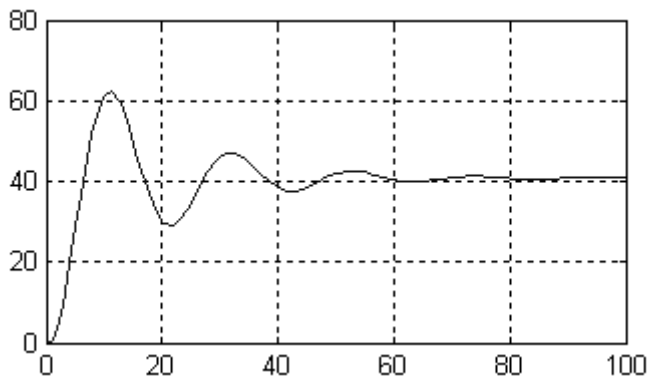


图 4-22 活门卡死时电子设备舱温度

当活门卡死时，电子设备舱的温度不可调。此时温度只能达到40℃，系统设定的温度值为13℃，远高于设定值。此时温度所能达到的值取决于活门卡死时的活门开度大小。

结论：上述仿真结果表明通过系统的残差曲线是可以判断故障的。因此使用该方法可以达到故障诊断的目的。

4.3 本章小结

本章以飞机环境控制系统为研究对象，根据飞机环境控制系统各部件自身的特点，分别采用参数估计的故障诊断方法、数学模型与专家系统相结合的故障诊断方法和基于观测器的故障诊断方法对系统主要部件进行了故障诊断研究，并针对各部件的典型故障进行了仿真研究，给出了典型故障的仿真结果。通过仿真验证了所采用的故障诊断方法是正确可行的。

第五章 软件的设计与实现

5.1 引言

研制飞机环境控制系统故障诊断仿真系统的主要目的是为了提高飞机环境控制系统的可靠性和安全性，提高对飞机环境控制系统的故障诊断能力。本章在前面几章研究的基础上，研究并开发了飞机环境控制系统故障诊断的仿真软件，可实现飞机环境控制系统的故障诊断仿真。

5.2 系统总体设计

总体设计是为实现需求目标而对软件系统进行的总体设计，是设计过程中的第一步，也是关键的一步。总体设计从宏观上对故障诊断仿真系统的特点、功能和设计原则进行分析，制定出总体解决方案。论文拟设计飞机环境控制系统故障诊断仿真系统，可以实现该系统的故障诊断仿真。

5.2.1 系统特点

飞机环境控制系统是一个复杂的系统，它包含了许多不同的部件，如热交换器、涡轮、压气机等。作为故障诊断的对象，该系统的整个诊断过程复杂。就其诊断任务来讲具有以下特点：系统比较复杂，飞机环境控制系统包含许多不同的部件，每一部件的故障特征都不同，这使得故障诊断的难度增加；系统采用诊断方法的多样性，由于部件的不同，根据其特点的不同，所采用的诊断方法也不同，这对诊断软件的设计和开发带来一定的复杂性。

5.2.2 系统主要功能

飞机环境控制系统故障诊断仿真软件主要实现以下功能：

数据交互功能：可接受用户输入数据，设置系统参数，供分析和诊断使用；

故障加载功能：使用该功能，用户可以对系统进行故障设置；

故障诊断功能：监控系统的运行情况，对系统进行故障诊断分析；

故障解释功能：向用户解释故障原因，提出相应的故障对策，增加系统透明度。

图形显示功能：输出残差图等。

5.2.3 系统设计原则

根据飞机环境控制系统的特点，在设计系统方案时遵循了以下几条原则：

保证系统的通用性和可扩充性：为了保证系统的通用性，在设计结构时，从一开始就考虑到实用阶段的需求，使系统结构的设计更加灵活合理，便于对系统进行扩充和完善。

采用模块化结构的设计思想：采用模块化设计不仅便于系统的开发和管理，而且大大提高了系统软件的可靠性。

提供良好的人机交互功能：良好的人机交互功能，主要包括显示飞机环境控制系统的诊断信息，显示输出残差；允许用户输入数据和设置故障；提供诊断解释信息，提高系统的透明度。

5.3 系统软件实现

5.3.1 开发工具的选择

整个系统的开发采用 Windows XP 操作系统作为诊断系统主机的软件平台，编程语言采用 Matlab 语言。Matlab 语言提供了功能强大的高级数学分析包，包括统计、估计、辨识、回归分析、线性代数、信号生成算法、时域和频域算法、时频分析、小波和数字滤波器设计等众多科学计算模块，非常适用于故障诊断仿真研究。采用 Matlab 语言开发系统可以节省大量的开发时间。此外，使用 Matlab 语言开发软件，界面非常美观易用，对故障的检测和诊断结果的输出显示都很方便。

5.3.2 诊断系统总体结构

根据飞机环境控制系统的特点，软件采用了模块化的结构。按照模块化设计思想，整个故障诊断系统主要分为热交换器诊断模块、压缩机诊断模块、涡

轮诊断模块、控制组件诊断模块等。飞机环境控制系统故障诊断的总体结构如图5—1所示：

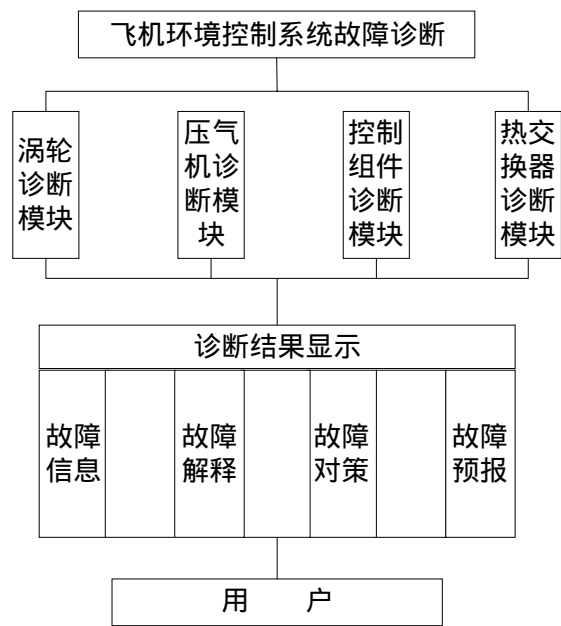


图5-1 系统的总体结构图

诊断系统各模块的主要功能如下：

热交换器诊断模块：主要负责热交换器器件的故障诊断。该模块使用参数估计的诊断方法，能够对热交换器的典型故障进行诊断，如热交换器结垢、泄漏和堵塞等故障。

涡轮故障诊断模块：主要负责涡轮的故障诊断。该模块使用数学模型与专家系统相结合的诊断方法，对涡轮的典型故障进行诊断。

压气机故障诊断模块：主要负责对压气机进行故障诊断。该模块使用数学模型与专家系统相结合的诊断方法，对压气机的典型故障进行诊断。

控制组件的故障诊断模块：主要负责对控制组件进行故障诊断。该模块使用观测器的诊断方法，对控制组件的典型故障进行诊断。

5.3.3 诊断系统流程

整个诊断系统的流程为：进入诊断系统后，选择诊断部件，根据诊断部件的不同使用不同的诊断方法与流程。如果对热交换器进行故障诊断，则采用参数估计的方法，对热交换器的每个参数进行辨识，对每个参数构造贝叶斯统计检验，根据统计检验得到诊断结果，显示诊断结果与解释；如果对涡轮或者压

气机进行故障诊断，首先利用系统的数学模型对其进行分析，然后将分析结果传递给专家系统进行诊断，专家系统采用推理的方法对专家知识库进行搜索，搜索完毕后，输出诊断结果；如果选择对控制组件进行故障诊断，则采用观测器的诊断方法，首先构造诊断系统的观测器，利用输出残差进行诊断，若残差大于阈值，则存在故障，给出故障信息，否则结束诊断。系统的流程如图5—2所示。

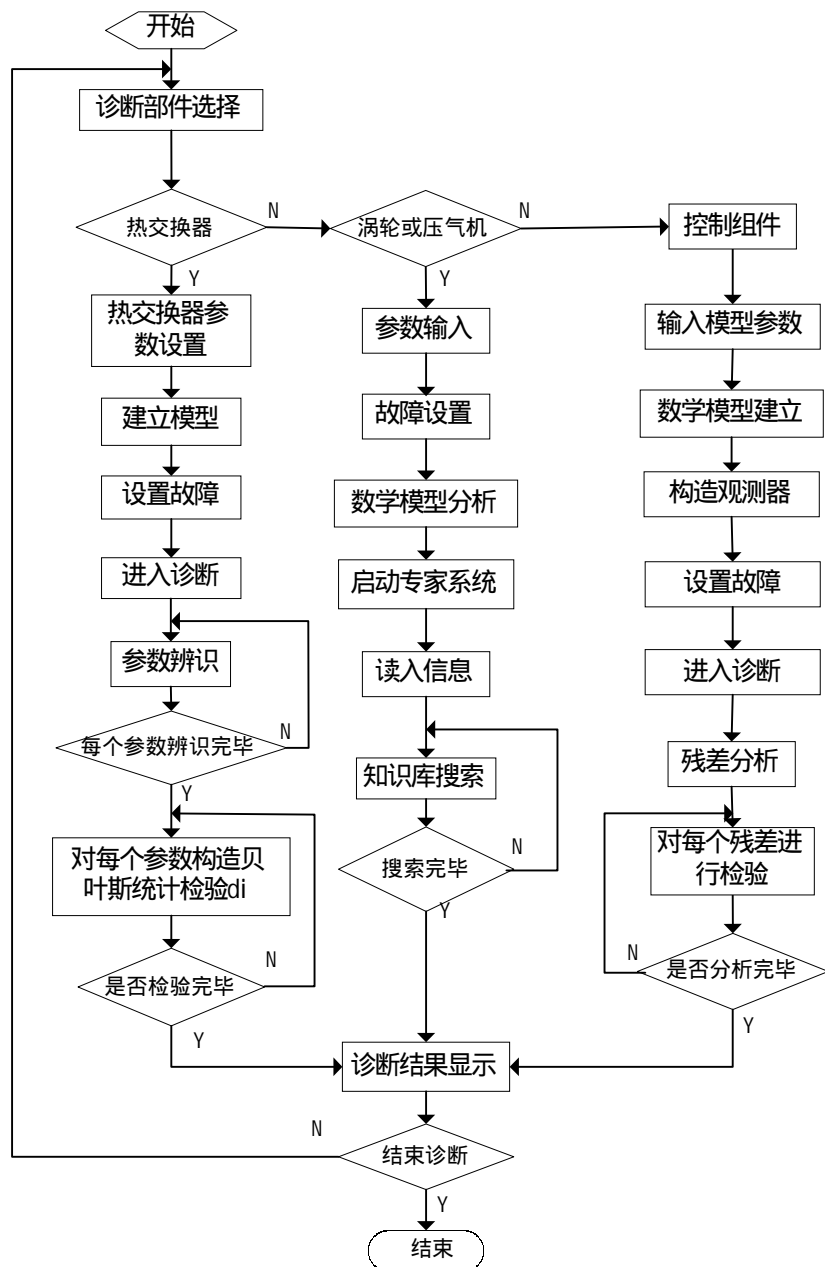


图5-2 系统诊断流程

5.4 诊断结果分析

飞机环境控制系统的故障原因有很多，在前面的章节中，论文主要研究了热交换器、涡轮、压气机和控制组件这几个部分的故障，本软件系统可实现这几部分的故障诊断仿真。

本系统可诊断的故障主要有：

热交换器的典型故障：包括热交换器的结垢故障、泄漏故障和堵塞故障；

涡轮的典型故障：包括涡轮叶片、喷嘴环叶片损坏故障，涡轮内部泄漏故障，排气尾管变形、堵塞，管道弯曲故障和涡轮喷嘴环叶片轻度脏污，喷嘴环出口面积调整偏小，喷嘴叶片变形等故障；

压气机的典型故障：包括压气机空气虑清器堵塞、流道脏污故障，压气机叶片脏污或损坏故障；叶轮间隙调整不当故障和压气机喘振故障；

控制组件的典型故障：包括传感器无输出的故障、传感器恒增益偏差故障和控制活门卡死故障。

下面针对这些部件的故障现象，选取较为典型的故障进行诊断仿真及分析。

(1) 热交换器的诊断仿真

在诊断系统的主界面上选择热交换器按钮，进入热交换器参数设置及故障设置界面，如图 5-3 所示：

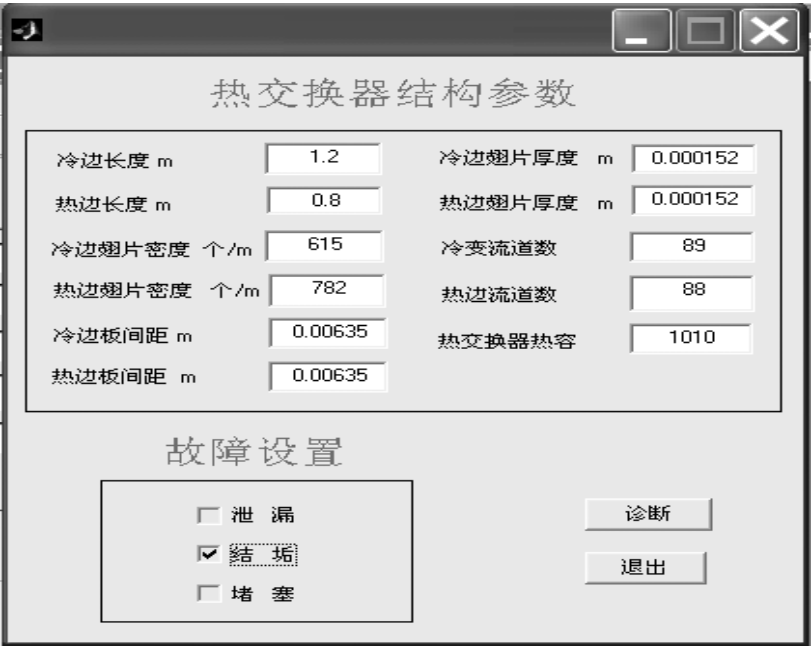


图 5-3 热交换器参数及故障设置界面

结垢是热交换器典型也是最严重的故障。结垢主要引起传热系数和有效面积乘积的改变。设置热交换器结垢故障，选择诊断按钮进行诊断仿真。诊断结果如图 5-4 所示。

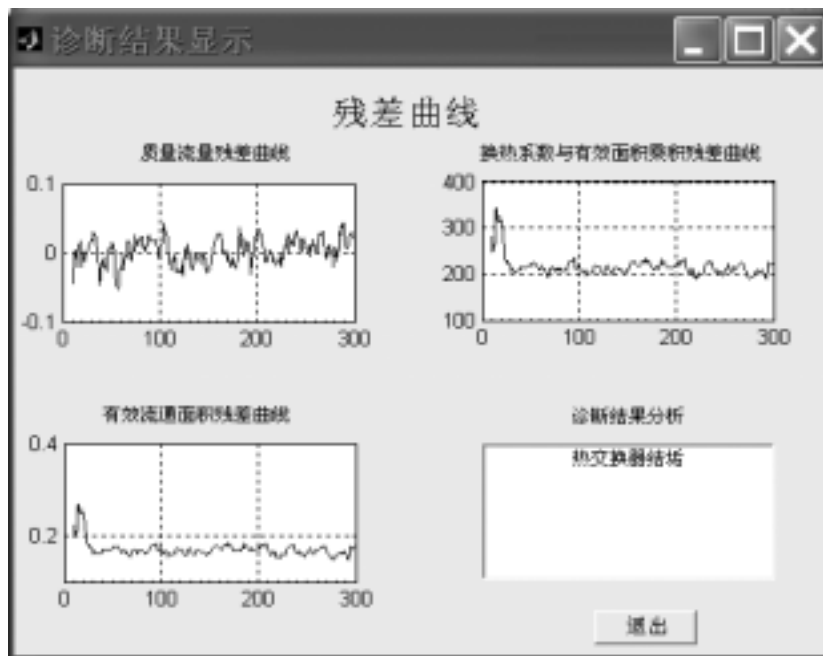


图 5-4 诊断结果

界面可显示热交换器主要监控参数的残差曲线。从仿真结果可以看出，传热系数和有效面积乘积的残差偏离零，而质量流量和有效流通面积的残差始终在零附近（存在一定的辨识误差），说明热交换器存在结垢故障，与所设定的故障模式相符。

（2）控制组件的诊断仿真

此处仍对电子设备舱控制组件进行诊断。在诊断系统的主界面上选择控制组件按钮，进入控制组件参数设置及故障设置界面，如图 5-5 所示。

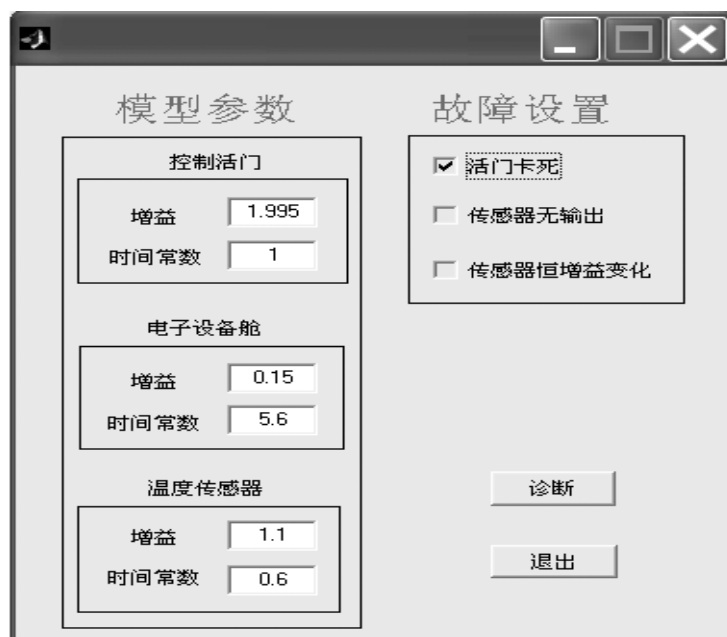


图 5-5 控制组件参数设置故障设置界面

调节活门卡死是控制组件的典型故障。调节活门卡死故障的主要现象为活门输出为常值，活门不再起调节作用，因而被控对象得不到调节。设置活门卡死故障，选择诊断按钮进行诊断仿真，其诊断结果如图 5-6 所示。

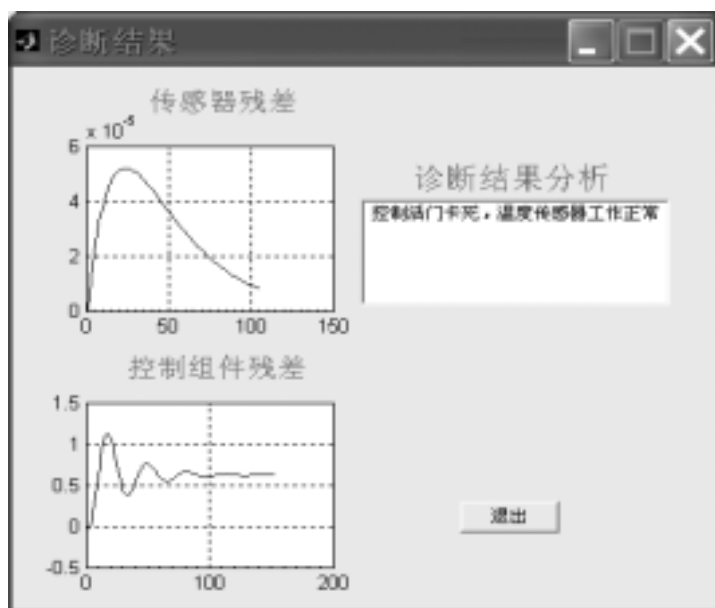


图 5-6 诊断结果

图中显示了传感器的残差和控制组件的残差，从图中可以看出，传感器的残差为接近零的极小值，而控制组件的残差不为零。该控制组件主要有传感器与控制活门这两个故障源，因此通过分析可知传感器无故障，控制活门故障，与预设故障模式相符。

5.5 本章小结

本章开发了飞机环境控制系统故障诊断仿真软件，并使用本软件进行了故障诊断仿真。由于所开发的系统具有一定的通用性和可扩充性，除了本文所研究的故障模式外，进一步还可以研究飞机环境控制系统的其它故障模式。

第六章 总结与展望

本文将故障诊断技术应用于飞机环境控制系统，具有一定的理论意义和实际价值。

目前飞机环境控制系统日益复杂，而对飞机环境控制系统故障诊断的应用研究却不多见，这与飞机环境控制系统日益复杂的现状是不协调的。本文针对这一问题，对故障诊断技术在飞机环境控制系统中的应用进行了系统和深入的研究。由于飞机环境控制系统比较复杂、故障模式较多，采用单一的故障诊断方法难以对系统进行有效的诊断，本文综合运用多种故障诊断方法对飞机环境控制系统进行故障诊断研究，得到了以下几方面的成果：

1) 在前人研究的基础上，完善了飞机环境控制系统部件的数学模型。建立了包括热交换器、涡轮与压气机、管路等主要部件的数学模型，并对飞机环境控制系统进行了仿真，给出了仿真结果。文中所建模型为进一步研究飞机环境控制系统的故障诊断提供依据。

2) 文中分析了飞机环境控制系统主要部件——热交换器的故障特点，针对热交换器模型参数与物理参数相对应的特点，采用参数估计的故障诊断方法对其进行故障诊断研究。对热交换器的典型故障进行了仿真，结果表明该方法是正确可行的。

3) 针对涡轮与压气机精确模型难于建立的特点，采用数学模型与专家系统相结合的故障诊断方法对其进行研究。将数学模型和专家系统故障诊断方法相结合，充分发挥二者的优点，对涡轮与压气机系统进行有效的诊断。仿真结果表明文中所用故障诊断方法是有效的，具有很好的应用前景。

4) 对于飞机环境控制系统中的控制组件，文中分析了控制组件的典型故障模式，根据其特点采用基于观测器的故障诊断方法对其进行研究。本文通过仿真，验证了所提出故障诊断方法是正确可行的，诊断效果良好。

5) 在上述研究的基础上，开发了飞机环境控制系统故障诊断仿真软件。使用该软件可对飞机环境控制系统进行故障诊断仿真。

由于时间和资源关系，论文中还有一些问题没有进行深入的讨论，值得在今后继续完善和开展更深入的研究：

1) 建模技术的深入研究。这是整个故障诊断系统中重要的部分。建立精确的数学模型是采用基于数学模型故障诊断方法的基础，基于模型故障诊断结果的准确性和精度完全依赖于所建立的模型。因此，应深入研究建模方法，进一步建立飞机环境控制系统的精确模型，以利于更加有效的故障诊断。

2) 其它故障诊断方法在飞机环境控制系统中应用的深入研究。基于模型技术有自身的缺点，如对于已建模的故障比较容易诊断，对于模型未能包含的故障不容易解决等问题。因此，应开展人工神经网络、模糊逻辑、统计学以及信息融合技术和基于模型故障诊断技术相结合的混合诊断技术的研究，深入研究这些故障诊断技术在飞机环境控制系统中的应用。

3) 怎样预测飞机环境控制系统中的故障，特别是先期征兆不明显的突发性故障一直是一个难题，需要进一步开展研究工作。

4) 加强容错控制在飞机环境控制系统中的应用研究。一旦检测到系统产生了性能降低的情况，怎样改变控制策略，使系统更加合理安全，实现容错控制功能也是亟待解决的问题之一。

致 谢

首先感谢我的导师史忠科教授，论文是在导师悉心指导下完成的。史老师高深的学术造诣、严谨的科研作风、扎实认真的工作态度给了我深刻的影响。两年多来，我在思想、学习、科研以及生活各个方面都得到史老师无私的关怀。在做论文期间，史老师对我严格要求，不断地给我以点拨和教诲，使我能够严格要求自己，学会怎样思考问题、解决问题，攻克一个个难关，最终完成学业。在此，谨向史老师表示最诚挚的谢意。

感谢曲仕茹教授，曲老师从学习和生活上给了我细心的关怀和照顾。

感谢教研室的其他同学对我的帮助。

最后深深感谢我的家人，为了支持我的学业，他们付出了很多。

参考文献

- [1] 袁修干. 高性能军用机环境控制系统研究发展趋势的探讨[J]. 航空学报, 1999,20(6):1000-6893
- [2] Isabel P G, Teresa J Leo. Optimization of a commercial aircraft environmental control system [J]. Applied Thermal Engineering ,2002,22(4):1885 – 1904
- [3] 吴临武. 飞机空气调节系统设计手册[M]. 国防工业出版社,1977
- [4] Letlow, John T, Jenkins, Larry C. Development of an Integrated Environmental Control System[J]. SAE: 981544
- [5] 王浚,徐扬禾. 飞机座舱空气参数控制[M]. 国防工业出版社,1980
- [6] 王恒斌,张宝霖. 国外飞机环境控制系统手册[M]. 航空工业出版社,1986
- [7] Sharon K Ryan. F-15 environment control system improvements[J]. SAE: 901235
- [8] Venkat V, Raghunathan R. A review of process fault detection and diagnosis Part I: Quantitative model-based methods[J]. Computers and Chemical Engineering, 2003,Vol.27, 293—311
- [9] 周东华,叶银忠. 现代故障诊断与容错控制[M]. 清华大学出版社,2000
- [10] Gary G Yen, Senior Member. Online Multiple-Model-Based Fault Diagnosis and Accommodation[J]. IEEE Transactions on industrial electronics,2003,50(2): 296-312
- [11] 葛建华,孙优贤. 容错控制系统的分析与综合[M]. 浙江大学出版社,1994
- [12] J Eichler. Simulation study of an aircraft's environmental control system dynamic response [J]. Aircraft, 1975,12(10): 1208-1220
- [13] G L Hoffman. Environmental control system simulation using EASY5 as applied to the F-14 [J]. SAE Technical Paper, 851318
- [14] J P Laster, M J Maxwell, J E Gramer. Proven dynamic modeling techniques for concurrent design and analysis of ECS controllers [J]. SAE Technical Paper, 901234
- [15] Donald C. Thermal Management of Military Fighter Aircraft Electro-Optics Pod: An invited[J]. 19th IEEE SEMI-THERM Symposium, 2003:341-351
- [16] Sprouse, James G. F-22 Environmental Control/Thermal Management System Design Optimization for Reliability and Integrity — A case study[J]. SAE Technical Paper,961339
- [17] 袁修干. 旅客机座舱空气参数调节[M]. 国防工业出版社,1980
- [18] 赵竞全. 高压除水环境控制系统的仿真和控制研究[D]. 北京航空航天大学,1999
- [19] 宋俊斌,袁修干. Matlab 在飞机环境控制系统仿真中的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(1):43-46
- [20] 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,1999

- [21] 易金萍,蔡叶菁,文敦伟. 故障诊断技术及其在暖通空调系统中的应用与发展[J]. 建筑热能通风空调,2002,20(8):89-93
- [22] 余江海. 一种制冷系统故障诊断方法[D]. 上海交通大学,2001
- [23] Rolf Isermann. Model Based Fault Detection and Diagnosis Methods [A]. Proceedings of the American Control Conference[C], Seattle Washington, June, 1996
- [24] 胡昌华,许化龙. 控制系统故障诊断与容错控制的分析和设计[M]. 国防工业出版社,2000
- [25] Isermann R. On the Application of Model Based Fault Detection for Technical Processes [A]. Proc. of 12th IFAC World Congress[C], 1993,Vol.9, 195-200
- [26] 闻新, 张洪钺, 周露. 控制系统的故障诊断和容错控制. 机械工业出版社, 1998
- [27] Isermann R. Processes Fault Detection based on Modeling and Estimation Methods-A survey [J]. Automatica, 1984,20(4): 307-404
- [28] 张育林,李东旭. 动态系统故障诊断理论与应用[M]. 国防科技大学出版社,1997
- [29] 周东华,孙优贤. 控制系统的故障检测与诊断技术[M]. 清华大学出版社,1994
- [30] 方崇智,萧德云. 过程辨识[M]. 清华大学出版社,1988
- [31] Clark R N. The Dedication Observer Approach to Instrument Fault Detection [A]. Proc. of 18th IEEE Conf. on Decision and Control[C], Vol.1, 237-241
- [32] Frank PM. Sensitivity Discriminating Observer Design for Instrument Failure Detection [J]. IEEE Trans. On Aerospace and Election System, 1990,16(4): 460-467
- [33] 王道平,张义忠. 故障智能诊断系统的理论与方法[M]. 冶金工业出版社,2001
- [34] 蒋浩天等著,段建民译. 工业系统的故障检测与诊断[M]. 机械工业出版社,2003
- [35] C Angeli. Online expert system for fault diagnosis in hydraulic systems [J]. Expert systems, 1999,VoL.16, 115-120
- [36] 齐铭. 制冷附件. 航空工业出版社,1992
- [37] [美]C M 克洛斯,D K 弗雷德里克. 动态系统模型的建立和分析[M].机械工业出版社,1987
- [38] 盛乐山. 航空电器[M]. 科学出版社,1994
- [39] 王如竹,丁国良,吴静怡,连之伟. 制冷原理与技术[M]. 科学出版社,2003
- [40] 丁国良,张春路. 制冷空调装置智能仿真[M]. 科学出版社,2002
- [41] 丁萃箐. 换热设备动态特性计算[M]. 水利电力出版社,1990
- [42] Jose V C Vargas, Adrian Bejan. Thermodynamic optimization of finned crossflow heat exchangers for aircraft environment control system[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow ,2001,VoL.12,657-665
- [43] RJ Patton,J Chen. Control – fluid interaction in air-conditioned aircraft cabins[J]. Control Eng. Practice,1997,5(5):671-682

- [44] 杨世铭. 传热学[M]. 高等教育出版社,1980
- [45] 鲁钟琪. 流体力学[M]. 机械工业出版社,1979
- [46] 陈宗海. 过程系统建模与仿真[M]. 中国科学技术大学出版社,1999
- [47] Tian T C, Shou R Z. The Dynamic Mathematical Model and Digital Simulation of the Environmental Control System[J]. AIAA9303
- [48] Jones, Kevin, Claeys, Henry. The Continuing Evolution of the C-130 Environmental Control System[J]. SAE Technical Paper,1999,012163
- [49] Fang Xiande. Aircraft Cabins Mathematical Simulation of Transient Thermal Process of IECEC[J]. SAE Technical Paper,1999,012720
- [50] 王沫然. simulink4 建模及动态仿真[M]. 电子工业出版社,2002
- [51] 杨锋, 袁修干. 基于 Matlab 的飞机环境控制系统动态仿真[J]. 系统仿真学报,2002,14(6):43-47
- [52] 朱瑞琪, 谢家泽, 吴业正. 制冷系统的综合优化控制模型[J]. 西安交通大学学报,2002,36(5):61-65
- [53] J W Midlce, I G Hansen, K E Schreiner. Variable-speed induction motor drives for aircraft environmental control compressors[J]. IEEE, 1996,0-7803-3547-3-7/16
- [54] B Yu, H C vans Paassen. Simulink and bond graph modeling of an air-conditioned room [J]. Simulation Modelling Practice and Theory,2004,VoL.12,61 – 76
- [55] 蒋福伟, 汤勇, 岳丹婷. 飞机环控系统空冷器的热力计算[J]. 大连海事大学学报,2002,28(1):108-112.
- [56] 付卫东, 袁修干, 梅志光. 管路系统通过调节阀控制气体流动的动态数学模型建立[J]. 航空学报,1996,VoL.20(6 增):32-34
- [57] 宋俊虢. 军用飞机环境控制系统综合仿真技术[D]. 北京航空航天大学,2000
- [58] Peter Balle, Martin Fischer, Integrated Control, Diagnosis and Reconfiguration of a Heat Exchanger[A]. Proceedings of the American Control Conferences Albuquerque[C], New Mexico June 1997, 0-7803-3832-4/97
- [59] M J Fuente, P Vega, M Zarrop. Fault Detection In A Real Wwastewater Plant Using Parameter -Estimation Techniques[J]. Control Eng. Practice,1996,4(8):1089-1098
- [60] 徐似春, 萧德云. 一种新的基于参数估计的故障诊断方法[J]. 控制理论与应用,2001,18(4):93-97
- [61] AbdIwahab A, Didier M, rederic B. Multiple Sensor Fault Detection in Heat Exchanger Systems[A]. Proceedings of the 1998 IEEE, International Conference on Control Applications[C], Trieste, Italy 1-4 September 1998,741-745
- [62] Mattias N, Thomas S. Model based diagnosis of the air path of an automotive diesel

- engine[J]. Control Engineering Practice,2004,VoL.12,513 – 525
- [63] Xiaoan Wu,Karl-Heinz Be. On-line fault detection of flow-injection analysis systems based on recursive parameter estimation[J]. Analytica Chimica Acta,1995.VoL.13,161-176
- [64] 薛定宇. 反馈控制系统设计与分析[M]. 清华大学出版社,2000
- [65] 梁胜利,李学仁,黄胜. 基于融合诊断的某型飞机故障诊断应用研究[J]. 航空计算技术,2003,33(3):86-89
- [66] 吴卫玲. 机载设备故障诊断方法的研究[J]. 航空计算技术,2003,33(2):6-12
- [67] P Burrell,D Inman. Expert system system for the analysis of faults in an electricity supply network: Problems and achievements[J]. Computer in Industry,2003,VoL.37,113-123.
- [68] P Purkait,S Prakasa Rao. TIFDES-An expert system tool for transformer impulse fault diagnosis[J]. IEE Conference Publication1999,467(5):180-183
- [69] 薛定宇. 控制系统计算机辅助设计—MATLAB 语言及应用[M]. 清华大学出版社,1996
- [70] 闻新,周露,张鸿. Matlab 科学图形构建基础与应用[M]. 科学出版社,2002

攻读硕士期间发表论文

《飞机环境控制系统的仿真研究》，计算机测量与控制，第一作者，2004 年 9 月录用。