

Abstract

The anti-skid braking system of aircraft plays a vital role in safely takeoff and landing of aircraft. At present, with the more demand for function of the anti-skid braking system, the degree of complexity of the anti-skid braking system of aircraft is going to be higher, therefore, how to ensure devices working soundly and safely, which becomes a essential problem. So the math models of the anti-skid braking system are ameliorated, and fault diagnosis of the anti-skid braking system are maken scientific researches on.

On the base of analysis about principle and function of the anti-skid braking system, the models of electrohydraulic valve and braking valve are set up, and novel model of tire is introduced. the math models of the system are ameliorated, such are groundwork on analysis of fault diagnosis and simulation; According to the ideas of model based fault diagnosis, the fault diagnosis system about electrohydraulic valve, braking valve and tire is builded, and the state observers of them is designed, then in the MATLAB with Simulink environment, the typical faults of the system are simulated in offline, Which provides a study method for fault diagnosis in line and analysis of reliability and safty; In accordance with fault diagnosis ideas of information, the expert system of the hydraulic anti-skid braking system of aircraft is taped, and the repositories, compositive data-base, dianoetic, interpreter and KA of the expert system are designed in details, then function of interaction between people and computer is introduced. It is practical significance for maintaining and cultivating worker on the ground.

The study about simulation and fault diagnosis of the anti-skid braking system of aircraft, affords possibility of changing devices maintaining system and turning repair on time into repair on state, and is becoming the base on the fault control.

Key words: anti-skid braking system, modeling and simulation, fault diagnosis, residual, state observer, expert system

第一章 绪论

1.1 研究背景及意义

飞机防滑刹车系统是飞机重要的机载设备,对飞机的起飞、着陆起着重要的作用,防滑刹车系统能否正常的工作直接影响到飞机及机载人员的安全^[27]。所以防滑刹车系统的安全性及可靠性变得尤为重要,对飞机防滑刹车系统的故障诊断研究已成为必要。

由于飞机着陆过程持续的时间比较短(大约 20 秒左右),要求防滑刹车系统必须迅速做出反应,以确保飞机安全、可靠刹车。特别是对于军用机,很可能要在恶劣的条件下起飞、着陆,如机场周围有比较大的侧风,跑道上有比较深的积水或者覆盖着冰雪,这些都对防滑刹车系统提出了更高的要求^{[27][54]}。要求防滑刹车系统能保证飞机短时间内在各种跑道上安全着陆的难度进一步加大,当前对刹车系统的性能提出了更高的要求,因此飞机防滑刹车系统的复杂程度也日益提高,如何保证飞机设备的安全运行已成为一个迫切的问题^{[1][54][3]}。飞机系统的故障诊断技术就是在这样的背景下提出的,故障诊断技术能对设备故障做出早期预报,并对出现的故障原因做出判断,提出对策建议,避免或减少事故的发生。它的普遍应用将能改变设备的维修体制,从现行的“定期维修”向更合理的“状态维修”转变。因此设备故障诊断技术的应用会带来巨大的经济效益,具有广泛的应用价值,随着科学的不断进步,日益受到广泛的重视^{[22][4][23]}。

为了保证飞行安全,在装机试飞之前必须采用地面设备对防滑系统进行模拟试验以获得各项数据,并验证系统性能指标;而在此之前采用计算机仿真手段对实际的物理系统进行调试验证、参数匹配,故障研究则是既安全有效又节省人力物力的有效措施。通过这种途径能对飞机防滑刹车系统中的重要技术问题进行充分的研究。

所以本课题的研究对于我国飞机防滑刹车系统建模、故障诊断分析有非常重要的理论和现实意义,为产品的设计、改进以及性能的优化提供理论和试验依据,为提供实现刹车系统部分单元进行在线检测强有力的理论基础,为飞机防滑刹车系统容错技术以后的发展打下了基础。

1.2 飞机防滑刹车系统的发展

最早的防滑刹车系统是以俄罗斯为代表的惯性防滑刹车系统,这种系统最大的优点是可靠性高,但是该系统刹车效率低,着陆距离长和刹车不平稳^{[27][31]}。

二十世纪四十年代初,随着电子技术的不断进步,美国和英国开始了电子防滑刹车系统的研制,最著名的是美国 Hydro-Aire 公司的 MARK 系列和英国的 OSCAR 系列,这两大系列中又以 MARK 系列更为典型^[54]。

MARK 系列从二十世纪至今已经历了好几代,从最初的 MARKI 型已经发展到目前最先进的 MARKV 型。它最初的目的是防止飞机在刹车过程中爆胎以及用来减少轮胎磨损而研制的,MARKI 型为机械式一惯性防滑刹车系统,由于惯性传感器感测的信号不再通过模拟电路或数字电路进行处理,防滑刹车系统无法仔细区分跑道表面的状况以及机轮的打滑程度,也不能在结合系数变化较大的情况下获得好的刹车性能。因此,这种系统的刹车效率较低,在 1960 年被调节式 MARKII 型代替^[31]。

MARKII 型使用机轮速度传感器来测量机轮的速度,并且使用微分电路得到机轮的速度变化率。MARKII 型和 MARKI 型控制方式一样,其被控量是速度误差 $\Delta \epsilon$ (即刹车机轮和不刹车机轮速度的差值),但是 MARKII 型已把控制律由“开关式”改为“调节式”,因此,MARKII 型的刹车效率相对 MARKI 提高了 70%~85%,且刹车变得更平稳了。MARKII 型在干跑道上具有良好的性能^{[31][54]}。

二十世纪六十年代初期,为了适应飞机大推力、大载荷和高降落速度的要求,美国又推出了 MARKIII 型,它是基于模拟信号的闭环反馈控制系统,与 MARKII 型相比,MARKIII 型的控制律做了本质的变化,原先的“速率 $\Delta \epsilon$ ”控制已被“速度误差 ΔV_s ”控制代替, ΔV_s 即刹车机轮速度 V_s 和参考速度 V_r (对应于滑动摩擦系数峰值的滑动速度) 的差值。当刹车机轮速度 V_s 低于基准级参考速度 V_r 时,刹车压力下降,机轮处于松刹状态,刹车机轮速度 V_s 上升;反之,则增大刹车压力,机轮处于刹车状态,刹车机轮速度 V_s 下降。随着 MARKIII 型刹车系统的使用防滑刹车效率首次达到了 90%,并且防滑系统已经由简单的防止轮胎爆胎演变为可以提高刹车效率、增强回转能力,提供接地保护并延长轮胎寿命的复杂系统。MARKIII 型提高了刹车效率,它不仅使飞机对跑道路面具有较强适应性,而且使刹车更平稳^{[31][54]}。

近几年来,由于微电子技术的飞速发展,新型单片微控制器的不断涌现,不但使许多复杂的控制规律能够实现,成品的可靠性和可维护性增加,而且使整个飞机刹车系统自动化程度提高。所以,电子防滑刹车系统的数字化将是刹车系统发展方向之一^[31]。目前国外在一些飞机上已经使用了数字式防滑刹车系统。

数字式电子防滑刹车系统是目前世界上最先进的防滑刹车系统。美国的战斗机 F-22 上已经开始采用数字式电传液压防滑刹车系统。与国外的研究水平相比,我国在数字式电子防滑刹车系统方面的研究水平差距还很大^[54]。但是我国的数字式电传液压防滑刹车系统早已开始研制,现在初步试验已经成功。

飞机防滑刹车系统的发展趋势是综合控制和电动防滑控制。综合控制是把防滑刹车、前轮转弯和方向舵控制由计算机来协调,其前提是各个子系统为电传操纵。后两个子系统主要控制飞机的滑行方向,高速时由方向舵控制,低速时由前轮转弯或差动刹车控制。近年来,模糊逻辑理论在控制领域已取得了很好的效果。国内外很多汽车的 ABS 都采用了模糊控制理论。国外某些飞机防滑刹车有采用模糊控制器的,也有采用自适应控制的。但是总的来说,应用新型控制理论研究飞机防滑刹车系统的工作还不够,应用控制理论的新成果对飞机防滑刹车系统进行深入研究,将会进一步提高防滑刹车系统的性能^[33]。随着飞机防滑刹车控制系统智能化的发展,对飞机防滑刹车系统的故障诊断也向着智能化的发展。

1.3 故障诊断技术的主要方法

所谓故障诊断,有两种涵义,一种是指某些专用的仪器的旋转机械设备,就有“旋转机械振动监测仪”可以检测出这类机械设备的运转是否正常;另一种是指由计算机利用系统的解析冗余,完成工况分析,对生产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。一般意义上的故障诊断都是后者^[52]。

故障诊断技术发展至今,已提出了大量的诊断方法。目前故障诊断方法主要可以划分成:基于信号处理、基于模型解析和基于知识的方法三种^[19]。

图 1-1^{[2][3][6][15][20][22][21]}给出故障诊断各种方法的分类。

基于数字信号处理的方法适用于可以得到被控对象的输入输出信号,但难以建立诊断对象的解析数学模型时,可采用该方法。它是一种传统的故障诊断的方

近几年来,由于微电子技术的飞速发展,新型单片微控制器的不断涌现,不但使许多复杂的控制规律能够实现,成品的可靠性和可维护性增加,而且使整个飞机刹车系统自动化程度提高。所以,电子防滑刹车系统的数字化将是刹车系统发展方向之一^[31]。目前国外在一些飞机上已经使用了数字式防滑刹车系统。

数字式电子防滑刹车系统是目前世界上最先进的防滑刹车系统。美国的战斗机 F-22 上已经开始采用数字式电传液压防滑刹车系统。与国外的研究水平相比,我国在数字式电子防滑刹车系统方面的研究水平差距还很大^[54]。但是我国的数字式电传液压防滑刹车系统早已开始研制,现在初步试验已经成功。

飞机防滑刹车系统的发展趋势是综合控制和电动防滑控制。综合控制是把防滑刹车、前轮转弯和方向舵控制由计算机来协调,其前提是各个子系统为电传操纵。后两个子系统主要控制飞机的滑行方向,高速时由方向舵控制,低速时由前轮转弯或差动刹车控制。近年来,模糊逻辑理论在控制领域已取得了很好的效果。国内外很多汽车的 ABS 都采用了模糊控制理论。国外某些飞机防滑刹车有采用模糊控制器的,也有采用自适应控制的。但是总的来说,应用新型控制理论研究飞机防滑刹车系统的工作还不够,应用控制理论的新成果对飞机防滑刹车系统进行深入研究,将会进一步提高防滑刹车系统的性能^[33]。随着飞机防滑刹车控制系统智能化的发展,对飞机防滑刹车系统的故障诊断也向着智能化的发展。

1.3 故障诊断技术的主要方法

所谓故障诊断,有两种涵义,一种是指某些专用的仪器的旋转机械设备,就有“旋转机械振动监测仪”可以检测出这类机械设备的运转是否正常;另一种是指由计算机利用系统的解析冗余,完成工况分析,对生产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。一般意义上的故障诊断都是后者^[52]。

故障诊断技术发展至今,已提出了大量的诊断方法。目前故障诊断方法主要可以划分成:基于信号处理、基于模型解析和基于知识的方法三种^[19]。

图 1-1^{[2][3][6][15][20][22][21]}给出故障诊断各种方法的分类。

基于数字信号处理的方法适用于可以得到被控对象的输入输出信号,但难以建立诊断对象的解析数学模型时,可采用该方法。它是一种传统的故障诊断的方

法，回避了抽取对象的数学模型的难点，通常利用信号模型，如相关函数、高阶统计量、频谱和自回归滑动平均等方法，直接分析可测信号，提取方差、均值、幅值、相位、频谱等特征值，从而识别和评价设备所处的状态，如统计推理近似诊断法、谱峰自动识别法、最大熵估计法。近年来，出现了一些新的基于信号处

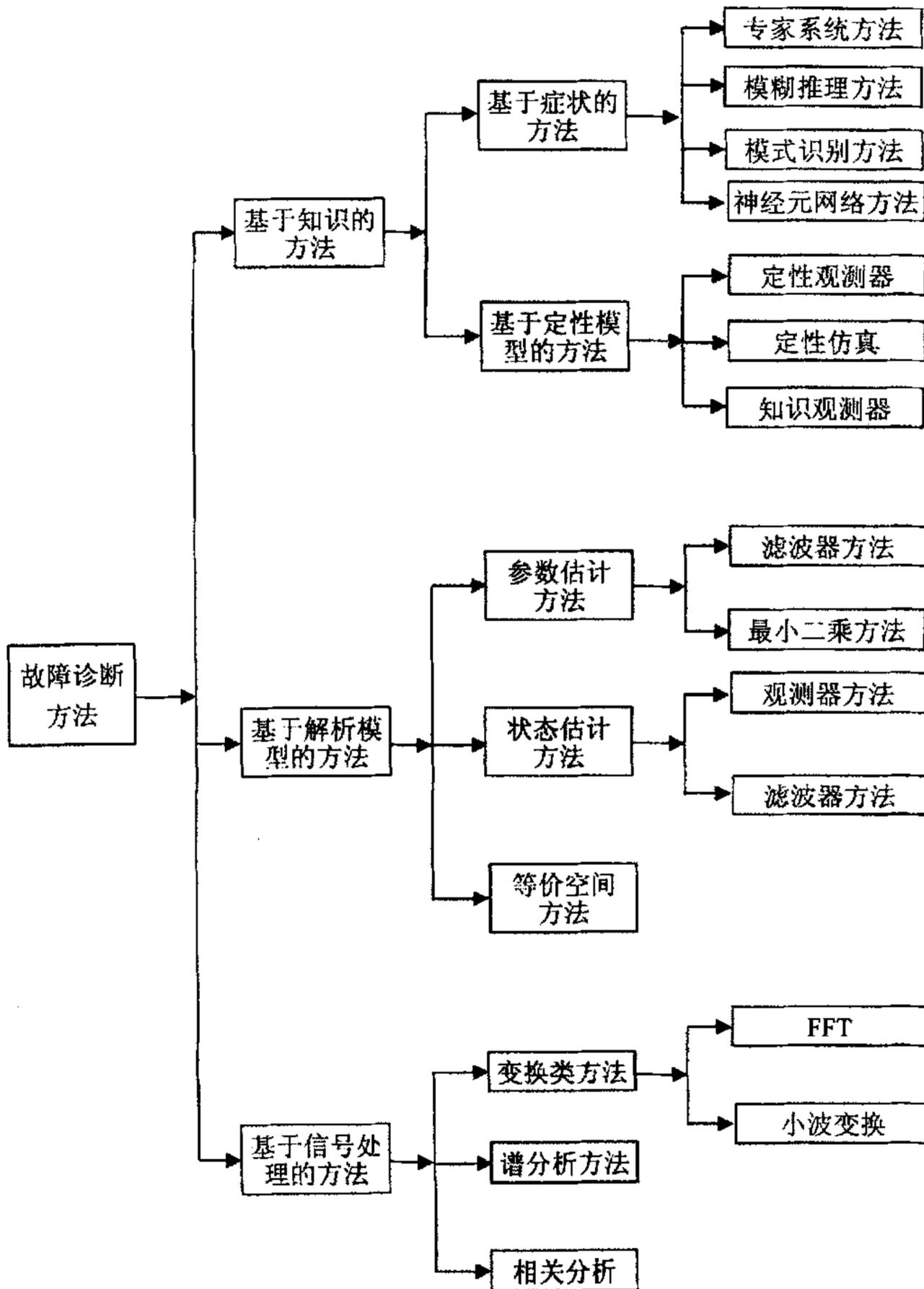


图 1-1 故障诊断方法分类示意图

理的故障诊断方法。这种方法对于线性系统和非线性系统都是适用的,但是避开对象的数学模型是这种方法的优点,也是它的缺点^[22]。

近年来出现了一些新的基于信号处理的故障诊断方法,其中值得一提的是基于小波变换的故障诊断方法。利用小波变换可以进行信号的随机去噪,即小波变换可以作为一种信号预处理方法用于故障特征信号的提取和信号去噪。适当的选取小波尺度,在这些尺度的小波基上对信号进行重构,去掉高频、工频噪声频段内的小波尺度,可以保证重构的信号只包含系统运行信息及故障信息。由于小波变换无需对象的数学模型,对输入信号的要求较低,计算量小,可以进行在线实时故障检测,同时灵敏度高,抗干扰能力强,能够克服前几种诊断方法的缺点因此是一种有发展潜力的故障诊断方法^{[20][52]}。

而对于基于解析模型的方法也是传统的故障诊断方法,和前面提到的基于信号处理的方法一样。通过观察一些重要特征变量如震动频率、控制温度的变化情况来确定系统是否出现故障。但是实际的工业过程是一个动态系统,当系统的各个变量幅度较大时,单纯由这些变量来直接判断是很难的,并且由于系统中有控制回路,使得系统中不太严重的故障就会由于反馈的存在而被掩盖,因此传统的故障诊断方法不能满足越来越复杂的系统实际需要。而基于解析模型的方法应用在用线性系统辨识技术来实时建立数学模型的系统,当系统中存在故障时,系统的输入输出关系会改变,这些关系反映在数学模型中。因而通过观测数学模型参数变化,便能判定是否存在故障。基于解析模型的故障诊断方法能够深入的研究系统本身的动态性能并进行实时诊断,该方法又可以分为状态估计方法、等价空间法和参数估计法^[22]。

状态估计法的基本思想是利用观测器对系统的状态进行估计并构成残差序列,然后采取一定的措施提取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,通过残差序列的统计检验把故障从中检测出来。由于实际很难获得系统的精确模型,所以现阶段对于状态估计方法的研究主要集中在提高检测系统对于建模误差、扰动、噪声等未知输入的鲁棒性及系统对早期故障的灵敏度等问题上。有的文献提出了一种将残差产生器与残差评价及阈值选取结合在一起进行集成设计的方法,该方法可以有效地提高系统的灵敏度,同时降低漏报率。目前对非线性的研究成果还较少,而且主要集中在对待定的非线性系统采取相应方法。

本论文将要研究的模型参考故障诊断方法实际就属于基于解析模型的状态估计法^{[24][25]}。

等价空间法利用系统的输入输出的实际测量值来检验系统数学模型的等价性，从而实行故障诊断。参数估计法则根据模型参数及相应的物理参数的变化量序列的统计特性来进行故障检测、分离及估计。参数估计法更易于故障的定位与故障幅值的估计。

对于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，近年来得到了迅速的发展。基于知识的诊断方法常见的有专家系统法、模糊诊断法、人工神经网络法等^[26]。

专家系统是指利用研究领域里专家的专业知识进行推理去解决专业的高难度实际问题的智能系统。故障智能诊断专家系统作为专家系统中的一个分支，是根据长期的实践和大量的故障信息知识设计出一种智能计算机程序系统，以解决难易用数学模型来精确描述的系统故障诊断问题。本文就是根据专家系统，用 VC++6.0 软件开发了基于飞机防滑刹车故障诊断的专家系统，对飞机的地面维修及维修人员的培训有着重要的指导意义^[35]。

模糊推理方法。模糊性是事物在本质上没有明确的界限而表现出来的一种属性。许多生产过程的某些状态具有不分明、不确定性，如对征兆的描述：温度“偏高”、震动“厉害”等都具有模糊性，这使得系统的某些故障状态也具有模糊性，表现为：同一故障可能有不同的原因造成的；同一故障可能会产生不同的故障特征。美国自控论学者 L. A. Zadeh 于 1965 年提出模糊集合论以来创立的模糊数学就是用来研究这种模糊性。由于模糊逻辑具有较强的结构性表达能力，适合表达模糊或定性的知识，推理过程比较接近于人的思维。同时模糊分类可以直接对专家用语言描述的事件、关联的关系进行编码，易于人们理解，并且容易引入启发性知识，推理过程比较接近于人的思维追踪其推理过程，因此将模糊理论引入故障诊断领域是一种必然趋势^{[31][47]}。

虽然模糊语言变量接近自然语言，知识表达的可读性强，模糊逻辑严谨，类似人的思维过程，易于理解。但是模糊诊断知识获取困难，尤其是故障与征兆的模糊关系较难确定，且系统的诊断能力依赖于知识库，自学习能力差，容易发生漏诊或误诊。此外，由于模糊语言变量是用模糊概率函数（即隶属函数）表示的，

如何实现语言变量与隶属函数之间的转换,是实现上的又一难点^{[21][17]}。

人工神经网络方法。人工神经网络的故障诊断方法是80年代末90年代初才真正具有实用性的故障诊断方法。在实现故障诊断时分为两个阶段:1.学习阶段:选定合适的网络结构和规模,借助一定的学习算法,以反映系统的动态特性的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(可人为规定)为期望输出,构成期望输出样本对,对神经网络进行训练,确定神经网络的权值和阈值;2.故障诊断阶段:使训练好的神经网络处于回想状态,对于一个确定的输入,便产生一个相应的输出,使输出与故障编码进行比较即可方便地确定故障源^[47]。

除了以上三种基于知识的诊断方法外,还有一些不大成熟的故障诊断方法正处于不断发展中,如:基于知识观测器的诊断方法、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以及灰色关联度分析法等等^{[21][21]}。

1.4 故障诊断技术的发展与现状

众所周知,以解析冗余为主导的故障诊断技术是从本世纪70年代首先在美国发展起来的。麻省理工学院Beard的博士论文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,Beard的工作标志这门技术的诞生^[52]。

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。经过专家学者们近二十年的努力,目前许多成果得到国际同行的首肯。1.3节已经对故障诊断的内容、分类、方法作了详细介绍,大体已能反映故障诊断技术的发展脉络。

近年来控制系统的故障检测与诊断技术日益受到控制界的高度重视,一些著名的自动控制学术会议,如ACC, CDC等都已设有这方面的专题。从1991年起,IFAC每三年召开一次世界性的控制系统故障诊断专题学术会议。

从大量的文献看,关于线性系统的故障诊断技术的研究已相对成熟,近年来,以解析冗余为指导的线性系统故障诊断技术得到深入的研究,呈现出不胜枚举的理论成果。但是,与其他较为成熟的理论成果相比,其应用方面的研究急待加强。目前,关于非线性系统的故障诊断技术的研究正方兴未艾,尤其是控制理论、信号处理、人工智能、模式识别等学科的发展,为非线性系统的故障诊断技术提供了丰富的理论基础^{[21][21]}。

基于解析模型的故障诊断方法的成果主要集中在线性系统,深入研究非线性系统的故障诊断技术具有重要的意义,鲁棒性故障诊断问题也是研究的重点。基

如何实现语言变量与隶属函数之间的转换,是实现上的又一难点^{[21][17]}。

人工神经网络方法。人工神经网络的故障诊断方法是80年代末90年代初才真正具有实用性的故障诊断方法。在实现故障诊断时分为两个阶段:1.学习阶段:选定合适的网络结构和规模,借助一定的学习算法,以反映系统的动态特性的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(可人为规定)为期望输出,构成期望输出样本对,对神经网络进行训练,确定神经网络的权值和阈值;2.故障诊断阶段:使训练好的神经网络处于回想状态,对于一个确定的输入,便产生一个相应的输出,使输出与故障编码进行比较即可方便地确定故障源^[47]。

除了以上三种基于知识的诊断方法外,还有一些不大成熟的故障诊断方法正处于不断发展中,如:基于知识观测器的诊断方法、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以及灰色关联度分析法等等^{[21][21]}。

1.4 故障诊断技术的发展与现状

众所周知,以解析冗余为主导的故障诊断技术是从本世纪70年代首先在美国发展起来的。麻省理工学院Beard的博士论文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,Beard的工作标志这门技术的诞生^[52]。

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。经过专家学者们近二十年的努力,目前许多成果得到国际同行的首肯。1.3节已经对故障诊断的内容、分类、方法作了详细介绍,大体已能反映故障诊断技术的发展脉络。

近年来控制系统的故障检测与诊断技术日益受到控制界的高度重视,一些著名的自动控制学术会议,如ACC, CDC等都已设有这方面的专题。从1991年起,IFAC每三年召开一次世界性的控制系统故障诊断专题学术会议。

从大量的文献看,关于线性系统的故障诊断技术的研究已相对成熟,近年来,以解析冗余为指导的线性系统故障诊断技术得到深入的研究,呈现出不胜枚举的理论成果。但是,与其他较为成熟的理论成果相比,其应用方面的研究急待加强。目前,关于非线性系统的故障诊断技术的研究正方兴未艾,尤其是控制理论、信号处理、人工智能、模式识别等学科的发展,为非线性系统的故障诊断技术提供了丰富的理论基础^{[21][21]}。

基于解析模型的故障诊断方法的成果主要集中在线性系统,深入研究非线性系统的故障诊断技术具有重要的意义,鲁棒性故障诊断问题也是研究的重点。基

于信号处理的故障诊断方法虽然发展得比较完善,但对非线性系统的故障诊断的应用还不多。小波变换技术是这种方法中的热点。基于知识的方法无需系统的定量数学模型,因此对于复杂工业过程具有实际应用价值。其中,基于定性模型的方法近几年来得到很大的发展。另外,随着人工智能的发展,基于专家系统和神经网络的故障诊断方法也研究得越来越深入^[15]。

在故障诊断的理论研究与应用技术方面,对给定系统特定故障的检测、判断及预报技术的研究已经相对成熟,主要分为以下两个方面:对象的结构和参数已知,这时故障的判断和预报所采用的方法基本上是基于控制理论的序列概率方法、等价空间方法、广义似然方法、极大似然方法、状态观测器与滤波器方法,后者主要针对非线性系统;对象的结构和参数未知或部分未知,这时,则大都采用基于知识的推理技术、基于人工神经网络的状态估计结合残差分析的诊断技术以及模式识别技术等。系统故障一旦被发现,诊断的进一步就是实现故障定位,这通常是诊断技术与检测技术的区别之一^{[19][20][21][22]}。

1.5 故障诊断技术的发展前景

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。

目前故障诊断领域的热门研究理论问题之一仍然是鲁棒诊断问题。尤其是对非线性系统,研究成果相对于线性系统要少一些,因此深入研究非线性系统的通用故障诊断技术具有重要意义^{[23][24]}。

为了研究的方便,在故障诊断中一般都采用低阶的数学模型描述高阶的非线性对象,因此存在所谓的“非建模动态”误差问题,模型误差导致了操作变量的突变就有可能对系统造成大的扰动,有可能使故障诊断系统出现误报现象。如何减弱操作变量对故障诊断系统的误报影响也是一个目前有待解决的重要问题^{[20][21]}。

任何故障诊断方法的直接目的都是为了提高故障的正确检测率、降低误报率及漏报率、推断出故障发生的准确时间,发生故障的部位并估计出大小。由于实际系统的复杂性,导致了辨识故障时间以及分离出故障部位非常困难。因此,故障分离问题仍是当前的前沿课题^[17]。

另外,与大量的理论上的故障诊断方法相比,故障诊断技术的实际应用显得非常不足,尤其是故障诊断系统在工业装置上能实际长期运行的还不多。我们还需做出更大的努力才能将这一技术成果转化并推广到实际生产应用中去。值得注

于信号处理的故障诊断方法虽然发展得比较完善,但对非线性系统的故障诊断的应用还不多。小波变换技术是这种方法中的热点。基于知识的方法无需系统的定量数学模型,因此对于复杂工业过程具有实际应用价值。其中,基于定性模型的方法近几年来得到很大的发展。另外,随着人工智能的发展,基于专家系统和神经网络的故障诊断方法也研究得越来越深入^[15]。

在故障诊断的理论研究与应用技术方面,对给定系统特定故障的检测、判断及预报技术的研究已经相对成熟,主要分为以下两个方面:对象的结构和参数已知,这时故障的判断和预报所采用的方法基本上是基于控制理论的序列概率方法、等价空间方法、广义似然方法、极大似然方法、状态观测器与滤波器方法,后者主要针对非线性系统;对象的结构和参数未知或部分未知,这时,则大都采用基于知识的推理技术、基于人工神经网络的状态估计结合残差分析的诊断技术以及模式识别技术等。系统故障一旦被发现,诊断的进一步就是实现故障定位,这通常是诊断技术与检测技术的区别之一^{[19][20][21][22]}。

1.5 故障诊断技术的发展前景

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。

目前故障诊断领域的热门研究理论问题之一仍然是鲁棒诊断问题。尤其是对非线性系统,研究成果相对于线性系统要少一些,因此深入研究非线性系统的通用故障诊断技术具有重要意义^{[23][24]}。

为了研究的方便,在故障诊断中一般都采用低阶的数学模型描述高阶的非线性对象,因此存在所谓的“非建模动态”误差问题,模型误差导致了操作变量的突变就有可能对系统造成大的扰动,有可能使故障诊断系统出现误报现象。如何减弱操作变量对故障诊断系统的误报影响也是一个目前有待解决的重要问题^{[20][21]}。

任何故障诊断方法的直接目的都是为了提高故障的正确检测率、降低误报率及漏报率、推断出故障发生的准确时间,发生故障的部位并估计出大小。由于实际系统的复杂性,导致了辨识故障时间以及分离出故障部位非常困难。因此,故障分离问题仍是当前的前沿课题^[17]。

另外,与大量的理论上的故障诊断方法相比,故障诊断技术的实际应用显得非常不足,尤其是故障诊断系统在工业装置上能实际长期运行的还不多。我们还需做出更大的努力才能将这一技术成果转化并推广到实际生产应用中去。值得注

需做出更大的努力才能将这一技术成果转化并推广到实际生产应用中去。值得注意的是,由于流程工业的复杂性和大规模性,造成了对这类对象精确建模的困难。因此那些需要精确数学模型才能进行的故障诊断很难在这类对象中得到推广。而基于知识的方法和基于信号处理的方法由于不需要对象的精确数学模型,因此更适用于流程工业的故障诊断^{[19][20]}。

1.6 本文研究的主要内容

本课题根据分布式建模理论和方法,对飞机液压防滑刹车系统进行了建模,在 Matlab Simulink 环境下对飞机防滑刹车系统模型进行仿真验证,并针对刹车系统的伺服阀、刹车阀、机轮轮胎运用基于模型参考故障诊断方法进行故障诊断研究,并给出了典型故障的仿真结果,为其实现在线检测提供了一定的理论基础,另外,根据防滑刹车系统特点,将故障诊断专家系统应用到该系统中去,用 VC++6.0 开发了基于飞机防滑刹车故障诊断的专家系统,该专家系统对地面维修以及地面维修人员的培训都有很重要的现实意义。

本论文的结构安排如下:

第一章 结合飞机防滑上车系统的发展提出了针对飞机防滑刹车系统实施故障诊断的意义和必要性,并对现代故障诊断方法和技术进行了全面的综述。

第二章 分析了飞机液压防滑刹车系统的结构,详细介绍各个部分的工作原理及功能。

第三章 飞机各个部分原有模型进行了完善,尤其对电液伺服阀、刹车阀进行了详细的建模,并引入了一种新的轮胎跑道模型。对整个飞机液压防滑刹车系统进行了仿真,仿真结果证明了模型的正确性。

第四章 阐述了基于模型的故障诊断的基本原理以及伺服阀、刹车阀、机轮轮胎基于模型的故障诊断体系的构成,并根据实际系统的特点给出了监测点的选择方式,详细阐明了状态观测器的设计方法。对飞机防滑刹车系统中刹车阀、伺服阀、机轮轮胎的典型故障进行了离线仿真研究,给出了典型故障的仿真结果,证明了基于模型的故障诊断方法应用的正确性。

第五章 在 VC++6.0 环境下,开发了飞机防滑刹车故障诊断专家系统。详细阐述了知识库的设计思想和实现方法,包括知识的获取和表示、知识库中的规则

需做出更大的努力才能将这一技术成果转化并推广到实际生产应用中去。值得注意的是,由于流程工业的复杂性和大规模性,造成了对这类对象精确建模的困难。因此那些需要精确数学模型才能进行的故障诊断很难在这类对象中得到推广。而基于知识的方法和基于信号处理的方法由于不需要对象的精确数学模型,因此更适用于流程工业的故障诊断^{[19][20]}。

1.6 本文研究的主要内容

本课题根据分布式建模理论和方法,对飞机液压防滑刹车系统进行了建模,在 Matlab Simulink 环境下对飞机防滑刹车系统模型进行仿真验证,并针对刹车系统的伺服阀、刹车阀、机轮轮胎运用基于模型参考故障诊断方法进行故障诊断研究,并给出了典型故障的仿真结果,为其实现在线检测提供了一定的理论基础,另外,根据防滑刹车系统特点,将故障诊断专家系统应用到该系统中去,用 VC++6.0 开发了基于飞机防滑刹车故障诊断的专家系统,该专家系统对地面维修以及地面维修人员的培训都有很重要的现实意义。

本论文的结构安排如下:

第一章 结合飞机防滑上车系统的发展提出了针对飞机防滑刹车系统实施故障诊断的意义和必要性,并对现代故障诊断方法和技术进行了全面的综述。

第二章 分析了飞机液压防滑刹车系统的结构,详细介绍各个部分的工作原理及功能。

第三章 飞机各个部分原有模型进行了完善,尤其对电液伺服阀、刹车阀进行了详细的建模,并引入了一种新的轮胎跑道模型。对整个飞机液压防滑刹车系统进行了仿真,仿真结果证明了模型的正确性。

第四章 阐述了基于模型的故障诊断的基本原理以及伺服阀、刹车阀、机轮轮胎基于模型的故障诊断体系的构成,并根据实际系统的特点给出了监测点的选择方式,详细阐明了状态观测器的设计方法。对飞机防滑刹车系统中刹车阀、伺服阀、机轮轮胎的典型故障进行了离线仿真研究,给出了典型故障的仿真结果,证明了基于模型的故障诊断方法应用的正确性。

第五章 在 VC++6.0 环境下,开发了飞机防滑刹车故障诊断专家系统。详细阐述了知识库的设计思想和实现方法,包括知识的获取和表示、知识库中的规则

的数据结构设计、综合数据库的结构设计，随后还深入论述了推理机的设计，介绍了人机界面的功能等。

第六章 全面总结了全文，并提出了有待进一步研究的问题。

第二章 防滑刹车系统的结构及工作原理

2.1 防滑刹车系统的结构及功能

一般来说,整个飞机液压防滑刹车系统由机轮刹车调节系统和防滑控制系统两部分组成,其组成原理结构示意图如 2-1 所示,图中虚线部分为防滑控制系统,其余为机轮刹车调节系统。

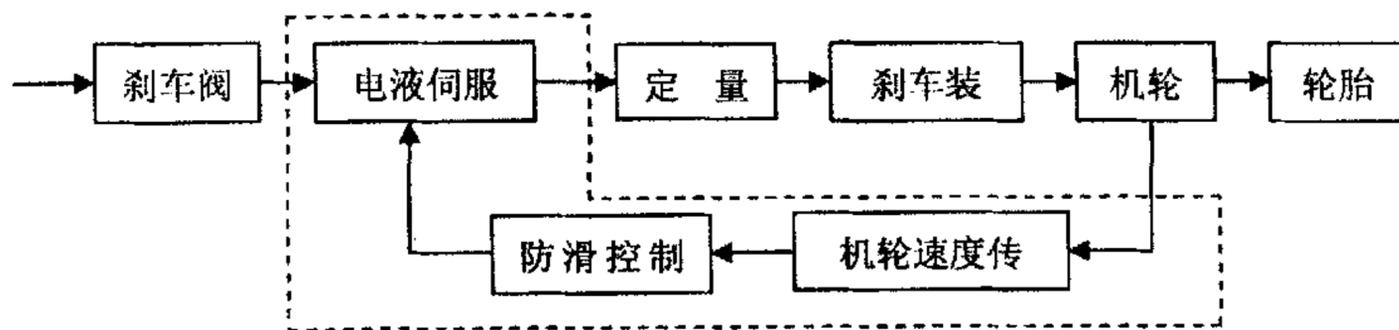


图 2-1 刹车系统的组成原理结构示意图

2.1.1 机轮刹车调节系统

机轮刹车调节系统主要包括刹车阀、刹车装置、机轮、轮胎、定量器等附件。

1) 刹车阀

刹车阀又称为刹车减压阀,根据刹车时所使用的动力不同可以分为气压减压阀和液压减压阀两种,由于本课题研究的是液压刹车系统,所以采用液压刹车阀,其内部结构示意图如 2-2,它由进油口、回油口和刹车口三个进出口组成。进油口接飞机主液压系统的油源,回油口接回油管路,刹车口输出刹车油源。刹车阀的主要构成部件有阀芯、阀套、壳体和弹簧四个部分。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,输出一个稳定的最大刹车压力,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。刹车减压阀的工作原理是:在飞行员没有刹车动作时,刹车阀输出的刹车压力为零,若飞行员脚踩刹车时,操纵力压缩弹簧,推动阀芯下移,首先切断刹车口和回油口,然后阀芯进一步下移,使刹车口和进油口接通而与回油口断开,刹车压力开始上升,由于阀芯的下端面上有感受刹车压力的感应装置,所以当刹车压力在阀芯端面上的反作用力大于飞行员

第二章 防滑刹车系统的结构及工作原理

2.1 防滑刹车系统的结构及功能

一般来说,整个飞机液压防滑刹车系统由机轮刹车调节系统和防滑控制系统两部分组成,其组成原理结构示意图如 2-1 所示,图中虚线部分为防滑控制系统,其余为机轮刹车调节系统。

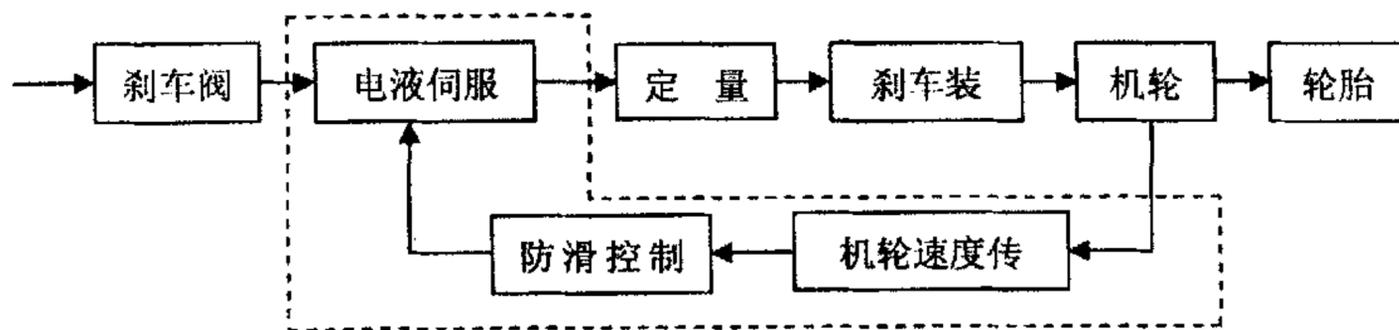


图 2-1 刹车系统的组成原理结构示意图

2.1.1 机轮刹车调节系统

机轮刹车调节系统主要包括刹车阀、刹车装置、机轮、轮胎、定量器等附件。

1) 刹车阀

刹车阀又称为刹车减压阀,根据刹车时所使用的动力不同可以分为气压减压阀和液压减压阀两种,由于本课题研究的是液压刹车系统,所以采用液压刹车阀,其内部结构示意图如 2-2,它由进油口、回油口和刹车口三个进出口组成。进油口接飞机主液压系统的油源,回油口接回油管路,刹车口输出刹车油源。刹车阀的主要构成部件有阀芯、阀套、壳体和弹簧四个部分。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,输出一个稳定的最大刹车压力,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。刹车减压阀的工作原理是:在飞行员没有刹车动作时,刹车阀输出的刹车压力为零,若飞行员脚踩刹车时,操纵力压缩弹簧,推动阀芯下移,首先切断刹车口和回油口,然后阀芯进一步下移,使刹车口和进油口接通而与回油口断开,刹车压力开始上升,由于阀芯的下端面上有感受刹车压力的感应装置,所以当刹车压力在阀芯端面上的反作用力大于飞行员

脚踩的操纵力时，会推动阀芯上移，以致于沟通刹车口和回油口，使刹车压力降低，最终使刹车口与回油口和进油口隔断，使刹车阀输出的刹车压力与操纵力成正比的关系。由此可见最大刹车压力由飞行员来控制，它与飞行员的脚蹬力成正比，减压弹簧能起到使刹车压力与脚蹬行程成正比关系的作用，并使飞行员对刹车压力产生一定的位移感，使飞行员对刹车操纵的掌握更加灵活方便。对防

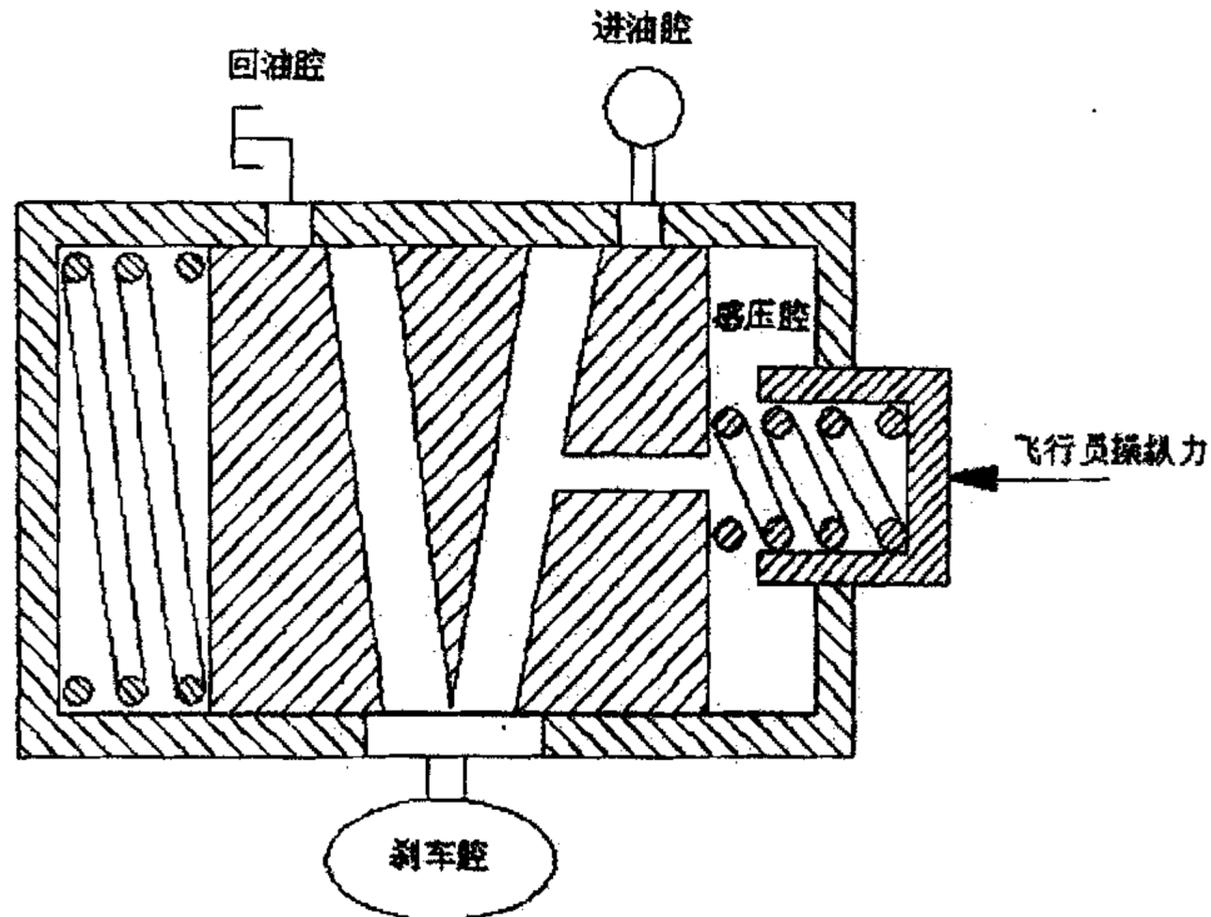


图 2-2 刹车阀原理图

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，在不出故障时可以不考虑，认为刹车减压阀的输出是恒压源。

2) 刹车装置

刹车装置位于机轮轮毂内，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，多片动盘与静盘相互交错装配以增大摩擦面，当刹车压力输送到刹车装置的汽缸座时，汽缸座活塞移动，传力至承压盘，由于承压盘将力均匀地作用到动静盘上，使动盘和静盘相互挤压，由于动盘和静盘之间存在相对运动，因此可以产生很大的摩擦力矩即刹车力矩，使机轮制动。由此可见，刹车装置的主要功能就是把从伺服阀输出出来的刹车压力

转换成刹车力矩。动盘和静盘上装有特制的摩擦材料，以最大限度的增大摩擦系数。

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，定量器在建模时，对防滑刹车系统的作用也可以忽略掉。

2.1.2 防滑刹车控制系统的组成

防滑刹车控制系统由机轮速度传感器、防滑控制盒和电液压力伺服阀组成。

1) 机轮速度传感器

机轮速度传感器的作用是检测机轮速度，产生频率与机轮速度成正比的近似正弦电信号，并以此表示机轮速度传送给防滑控制盒。

2) 防滑控制盒

防滑控制盒是整个刹车系统的核心控制部件，它接受机轮速度传感器送来的机轮速度检测信号，并以此为依据产生相应的控制电信号，操纵伺服阀去调节刹车压力。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，这时就输出一个比较大的防滑电流，传送给电液伺服阀，解除刹车压力；当机轮打滑越严重，打滑时间越长，防滑控制盒产生的控制作用就越大。

3) 电液伺服阀

电液伺服阀是防滑系统的执行部件，结构示意图如图 2-3，它采用电液压力伺服阀，接收从刹车阀送来的刹车压力，并由防滑控制盒输出的电流控制信号对本级的输出进行调节。由刹车阀送来的高压油经进口油过滤后，分成两路，一路直接进入刹车腔；另一路则经第二道油滤和节流孔后达到两个对称的喷嘴，然后进入油道从油孔溢出。

如果在飞机停机和飞机起飞后起落架收回时刹车，力矩马达未收到机轮打滑信号，衔铁两边收到相等的吸引力，不会发生偏摆，因此挡板亦处于中立位置，挡板与两喷嘴的开度相等，因而两喷腔的压力也相等，而这两个相等的喷腔压力

转换成刹车力矩。动盘和静盘上装有特制的摩擦材料，以最大限度的增大摩擦系数。

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，定量器在建模时，对防滑刹车系统的作用也可以忽略掉。

2.1.2 防滑刹车控制系统的组成

防滑刹车控制系统由机轮速度传感器、防滑控制盒和电液压力伺服阀组成。

1) 机轮速度传感器

机轮速度传感器的作用是检测机轮速度，产生频率与机轮速度成正比的近似正弦电信号，并以此表示机轮速度传送给防滑控制盒。

2) 防滑控制盒

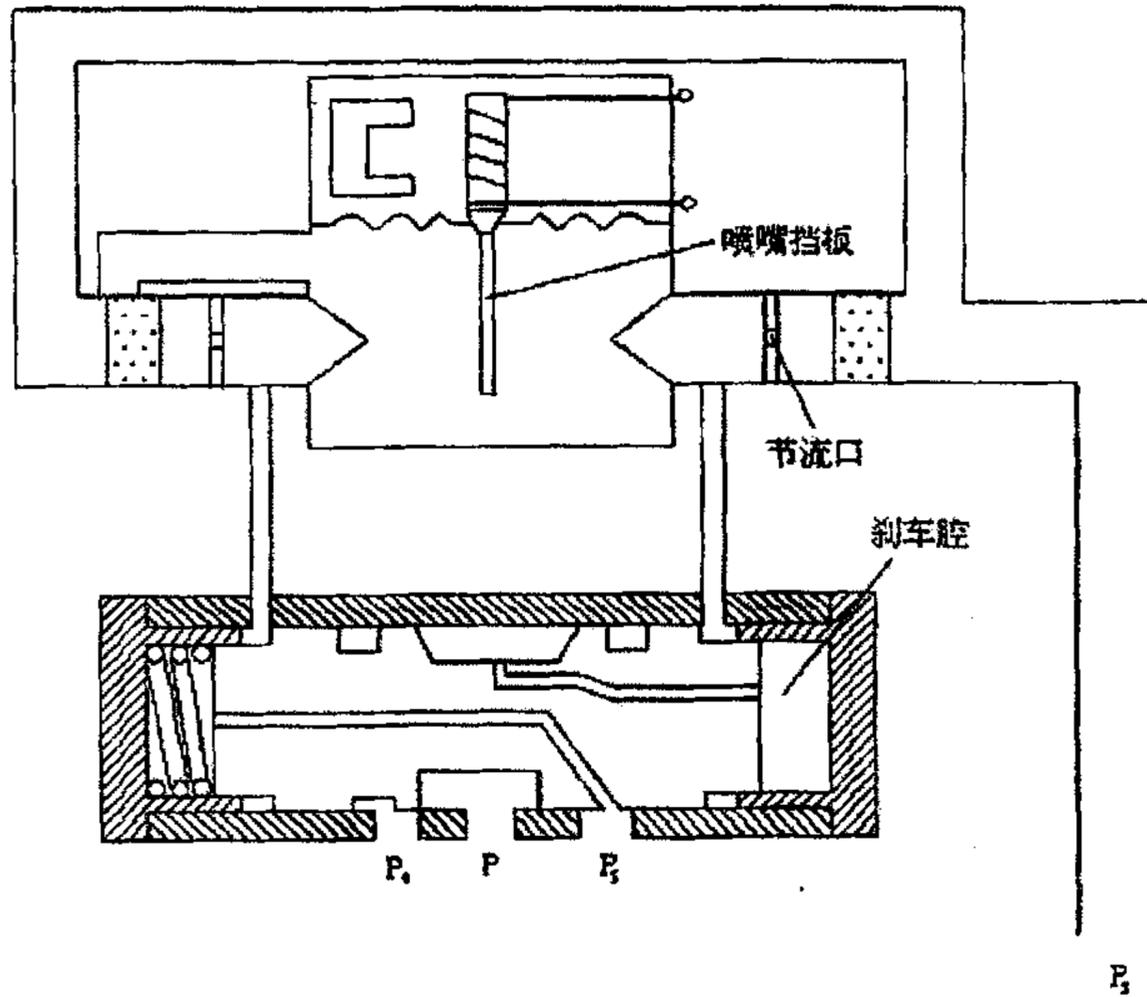
防滑控制盒是整个刹车系统的核心控制部件，它接受机轮速度传感器送来的机轮速度检测信号，并以此为依据产生相应的控制电信号，操纵伺服阀去调节刹车压力。定性的来说，就是当机轮速度下降过快时，认为已经出现了打滑，这时就输出一个比较大的防滑电流，传送给电液伺服阀，解除刹车压力；当机轮打滑越严重，打滑时间越长，防滑控制盒产生的控制作用就越大。

3) 电液伺服阀

电液伺服阀是防滑系统的执行部件，结构示意图如图 2-3，它采用电液压力伺服阀，接收从刹车阀送来的刹车压力，并由防滑控制盒输出的电流控制信号对本级的输出进行调节。由刹车阀送来的高压油经进口油过滤后，分成两路，一路直接进入刹车腔；另一路则经第二道油滤和节流孔后达到两个对称的喷嘴，然后进入油道从油孔溢出。

如果在飞机停机和飞机起飞后起落架收回时刹车，力矩马达未收到机轮打滑信号，衔铁两边收到相等的吸引力，不会发生偏摆，因此挡板亦处于中立位置，挡板与两喷嘴的开度相等，因而两喷腔的压力也相等，而这两个相等的喷腔压力

一个经阻尼孔进入滑阀上端，另一个达到滑阀下端，在滑阀下端弹簧力作用下，滑阀被推到最上端位置，滑阀的供高压油口与刹车腔相通，使高压油直接进入刹车腔，将机轮刹死。



2-3 电液伺服阀原理图

P_1 ——伺服阀的油源压力； P ——伺服阀的输出压力

当飞机着陆滑跑时，喷嘴——挡板的回油腔与回油路相通。当机轮出现打滑时，力矩马达收到从控制盒送来的电流控制信号，而产生电吸力，对于衔铁组件来说则为——电磁力矩，使挡板与衔铁一起偏转，这样上喷嘴与挡板间的开度减小，喷嘴腔压力升高，而下喷嘴与挡板间的开度增大，喷嘴腔压力减小从而形成一个压差，在此压差的作用下，滑阀克服弹簧力而向下运动。只要力矩马达所接收的电流信号大于起始电流，便打开阀套的回油窗口，使刹车腔与回油路相通，刹车腔的高压油将活门推开，迅速回油，使刹车压力下降，解除机轮打滑。当机轮打滑解除时，这时电流控制信号消失，力矩马达的电磁力亦随之消失，挡板回到中心位置，两喷嘴腔压力相等，阀芯在弹簧力作用下上移，将进油管道与刹车腔沟通，使高压油直接进入刹车腔，产生刹车压力，当机轮再出现打滑现象，刹车过程与上述过程相同。

2.2 刹车系统工作原理分析

飞机着陆时,防滑刹车系统开始工作,飞行员可以脚踩刹车到底,刹车阀产生最大刹车压力,通过伺服阀的调压作用,在通过连接管路给刹车装置施加一定的刹车压力,使机轮由于受到刹车装置产生的刹车力矩的作用而减速,从而造成轮胎与地面之间的相对滑动,由此产生的摩擦力给飞机一个向后的力即制动力,刹车系统中称之为结合力,结合力与机轮滚动半径的乘积构成结合力矩,机轮的转动其实就是结合力矩与刹车装置产生的刹车力矩共同作用的结果,当结合力矩大于刹车力矩时,机轮转动加速,机轮的相对滑移率逐渐减小;当结合力矩小于刹车力矩时,机轮减速,机轮的相对滑移率逐渐增大;当结合力矩等于刹车力矩时,机轮恒速转动,在一个较短的时间内可以认为机轮的相对滑移率基本维持恒定。当滑移率较小时,刹车压力比较小,也就是刹车力还比较轻,机轮的滑移率还较浅,这时地面所提供机轮的摩擦系数也比较小,所以产生的制动力也不是很大,随着刹车压力的增大,滑移率增大,摩擦系数也逐渐增大,地面提供给飞机的制动力也随着增大,刹车效率逐步提高,当刹车压力增加到使机轮产生的滑移率达到对应于峰值处最大结合系数滑移率时,系统的刹车效率也就上升至100%,但是如果继续提高刹车压力,使滑移率超过结合系数峰值对应的滑移率后,该摩擦系数便会迅速衰减,如果不能及时解除刹车,机轮很快便会抱死,出现拖胎现象。在这种情况下,机轮的滑移率达到最大值,不仅刹车效率很低,而且轮胎磨损非常严重,对飞机来说,拖胎稍严重就会造成爆胎,威胁到飞机安全,很可能由此引发事故,因此必须及时予以解除,并待机轮转速恢复以后再次进行刹车,逐步逼近最大结合系数点。这些都需要控制盒调节,使该轮胎与地面之间摩擦系数产生的结合力矩达到或接近于最大值来提高刹车效率^{[27][31][48][54]}。

第三章 飞机液压防滑刹车系统的建模

基于模型的故障诊断技术依赖于诊断对象具体的数学模型,要求对实际物理系统用比较精确的模型化语言描述。建立能反映飞机刹车防滑系统的伺服阀、刹车阀模正常状态和故障状态的模型是模型参考故障诊断的基础。同时,被控系统的数学模型也是进行故障诊断仿真的基础,因此有必要对建模作较深的研究^[46]。

3.1 飞机动力学模型

建立飞机机体的模型是研究飞机防滑刹车模型参考故障诊断的基础。当飞机在跑道上运动时,地面对飞机的作用是通过飞机起落架传递到飞机上的,因此,起落架将影响飞机地面的动力学与运动学特性^[53]。本文在建立飞机机体的模型时,考虑了起落架。

在建立飞机机体动力模型时,先作如下假设:第一,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;第二,由于飞机在地面着陆过程中,发动机呈慢车推力状态,所以不考虑发动机转子产生的陀螺力矩;第三,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;第四,主起落架等效为一变长度的悬臂梁;轮胎只考虑垂直变形;最后,假定所有受刹机轮的刹车机构性能一致,且同步控制。所有机轮的刹车控制就简化为单轮单通道机轮的控制^{[27][40][54]}。

第三章 飞机液压防滑刹车系统的建模

基于模型的故障诊断技术依赖于诊断对象具体的数学模型,要求对实际物理系统用比较精确的模型化语言描述。建立能反映飞机刹车防滑系统的伺服阀、刹车阀模正常状态和故障状态的模型是模型参考故障诊断的基础。同时,被控系统的数学模型也是进行故障诊断仿真的基础,因此有必要对建模作较深的研究^[46]。

3.1 飞机动力学模型

建立飞机机体的模型是研究飞机防滑刹车模型参考故障诊断的基础。当飞机在跑道上运动时,地面对飞机的作用是通过飞机起落架传递到飞机上的,因此,起落架将影响飞机地面的动力学与运动学特性^[53]。本文在建立飞机机体的模型时,考虑了起落架。

在建立飞机机体动力模型时,先作如下假设:第一,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;第二,由于飞机在地面着陆过程中,发动机呈慢车推力状态,所以不考虑发动机转子产生的陀螺力矩;第三,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;第四,主起落架等效为一变长度的悬臂梁;轮胎只考虑垂直变形;最后,假定所有受刹机轮的刹车机构性能一致,且同步控制。所有机轮的刹车控制就简化为单轮单通道机轮的控制^{[27][40][54]}。

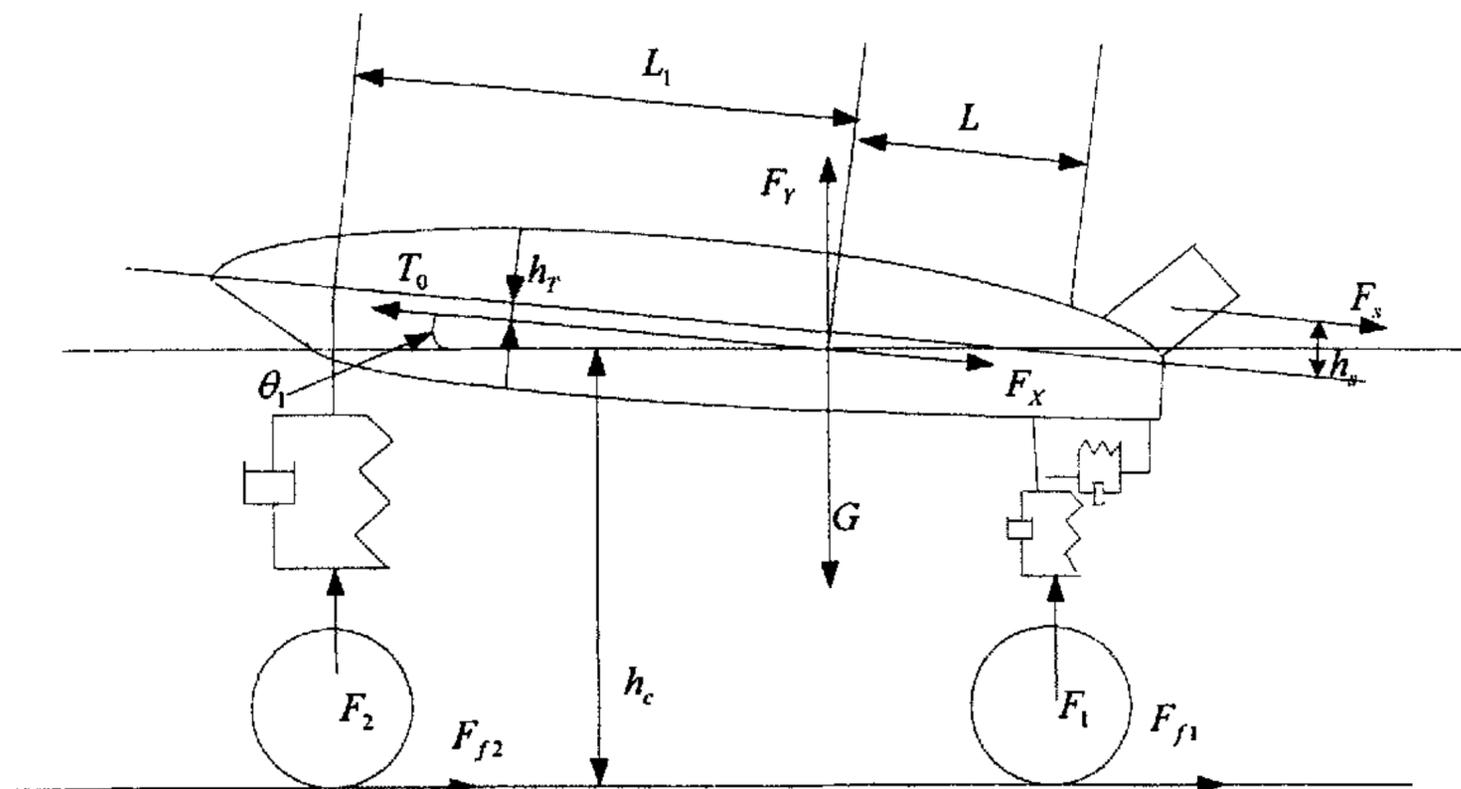


图 3-1 飞机着陆刹车过程受力情况

L ——飞机重心到主轮中心的距离 L_1 ——飞机重心与前轮中心之间的距离
 h_r ——发动机推力线距飞机重心线下移距离 h_c ——飞机重心距地面的高度
 h_s ——阻力伞悬挂点距飞机推力线上移距离

飞机着陆过程中的受力状况如图 3-1 所示，根据图 3-1，可以分析得到作用在飞机上的力有：

发动机剩余推力 T_0 ，空气阻力 F_x ，阻力伞阻力 F_s ，前轮与地面结合力 F_{f2} ，主轮与地面结合力 F_{f1} ，飞机重力 G ，空气升力 F_y ，地面给前轮支撑力 F_2 ，地面给主轮支撑力 F_1 ，飞机的俯仰角为 θ_1 。

图 3-1 中飞机在水平方向上受力和是不为零的，存在一个加速度；垂直方向也不再是平衡不动的（不考虑起落架时，垂直方向上是为零的），而是存在一个加速度；同时机体也在不断发生着俯仰变化，合力距不再恒为零值。此种情况下的力学公式为：

$$T_0 \cos \theta_1 - F_x - F_s \cos \theta_1 - F_{f1} - F_{f2} = M\ddot{X} \quad (3-1)$$

$$G - F_y - F_1 - F_2 - T_0 \theta_1 + F_s \theta_1 = M\ddot{Y} \quad (3-2)$$

$$F_2 L_1 \theta_1 + F_s (h_s + h_r) - F_2 \mu_2 h_c - F_1 \mu_1 h_c - F_1 L \theta_1 = I \ddot{\theta}_1 \quad (3-3)$$

根据上面飞机受力情况，我们就可以得到飞机刹车过程的运动与动力学数学模型，其在 MATLAB/Simulink 中的实现其仿真模型，得到飞机机体综合力模型图

及飞机机体运动模型如图 3-2, 3-3 所示:

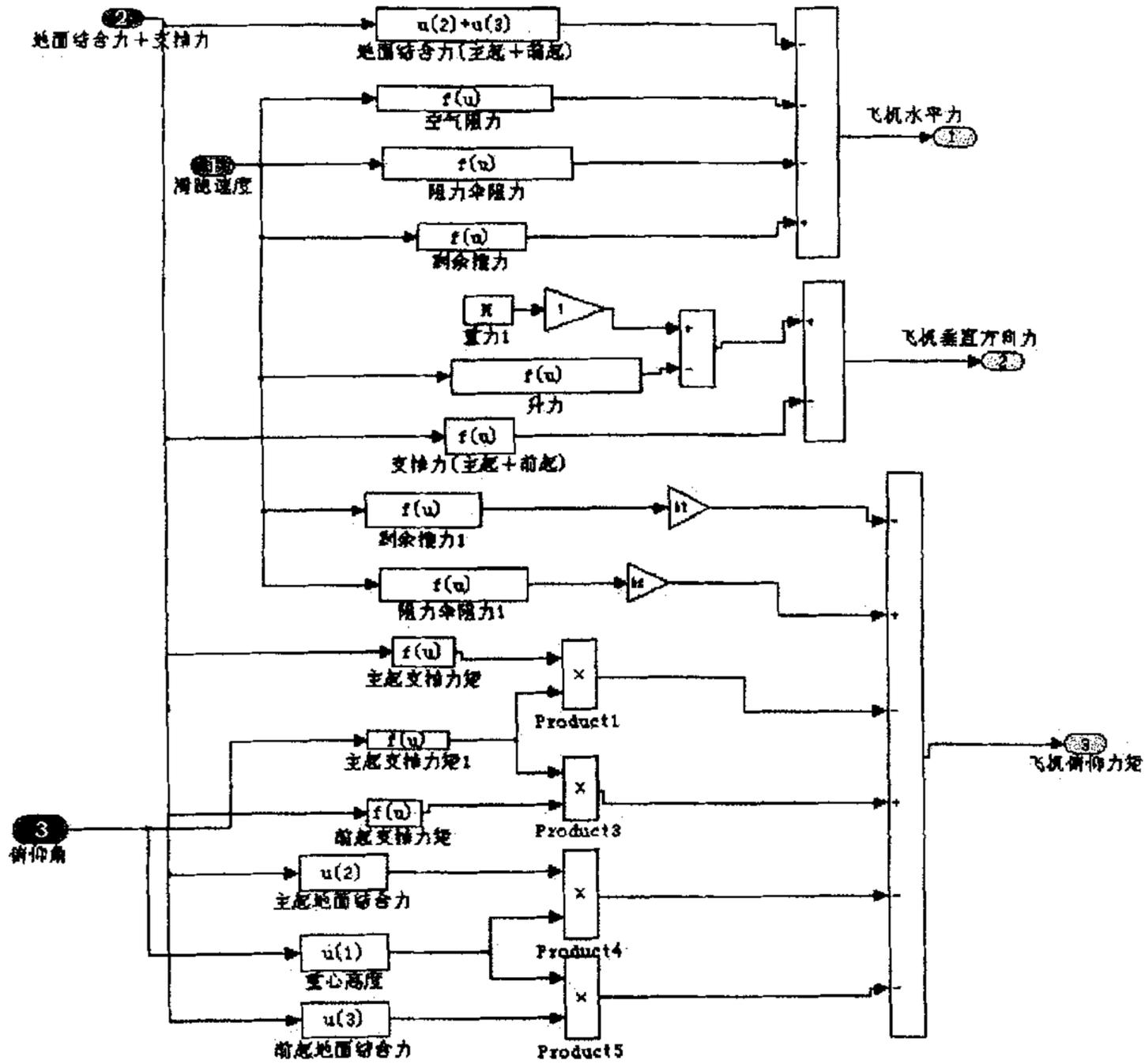
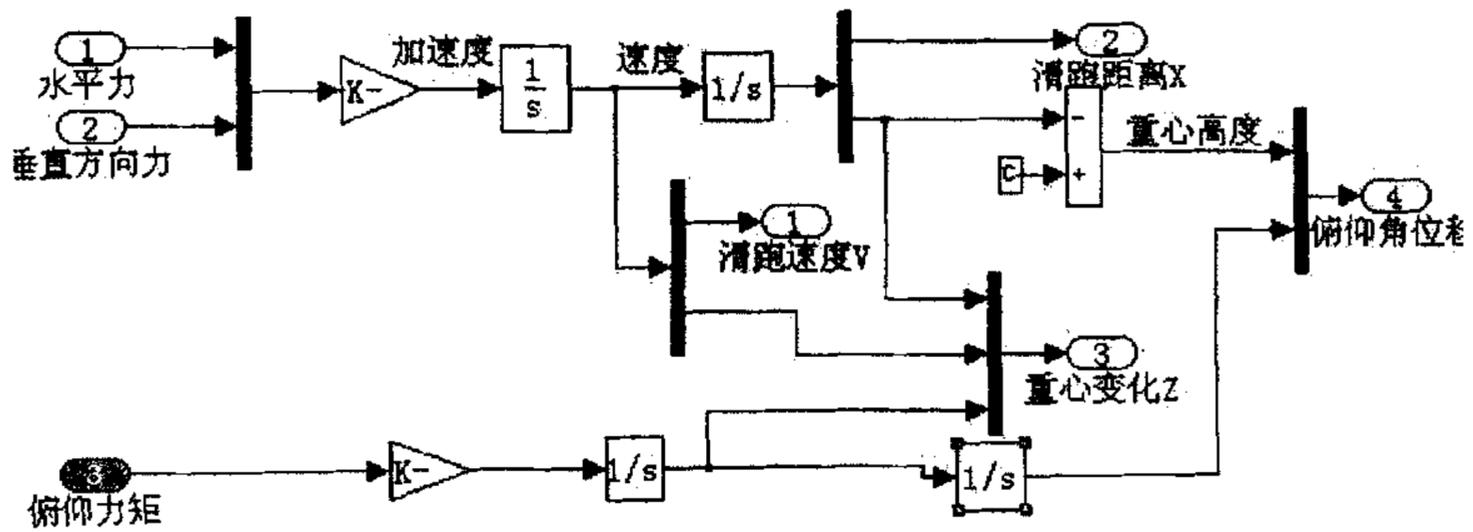


图 3-2 飞机机体综合力模型



3-3 飞机机体运动模型图

3.2 机轮动力模型

机轮的转动是由刹车力矩和结合力矩共同作用的结果,若忽略一些次要的因素,只考虑机轮转动部分的惯量,机轮速度是由刹车力矩和结合力矩之差来控制的。对机轮运用转动定律可得:

$$(\text{机轮转动惯量}) \times (\text{机轮角加速度}) = (\text{地面结合力矩}) - (\text{刹车力矩})$$

刹车力矩是由刹车压力和刹车装置的摩擦特性所决定的,而地面结合力矩由著名的力学公式表示出来:

$$M_{c\mu} = F_{c\mu}(R_0 - \delta_{\sigma\sigma}) = F_{c\mu}R_{vb} \quad (3-4)$$

$\delta_{\sigma\sigma}$ ——飞机机轮轮胎压缩量

同时,本文引入文献[18]中的轮胎模型公式:

$$\dot{z} = -v_r - \theta \frac{\sigma_0 |v_r|}{g(v_r)} z \quad (3-5)$$

$$g(v_r) = \mu_c + (\mu_s - \mu_c) e^{-|v_r|/v_s} \quad (3-6)$$

$$F_{c\mu} = (\sigma_0 z + \sigma_1 \dot{z} - \sigma_2 v_r) N_1 \quad (3-7)$$

式中: $M_{c\mu}$ ——地面结合力矩; θ ——轮胎与路面之间的条件参数

z ——中间参数; σ_0 ——轮胎纵向刚度;

σ_1 ——轮胎纵向阻尼; σ_2 ——粘性相对阻尼;

v_r ——相对速度,且 $v_r = v - R_{vb}\omega$;

ω ——轮子角速度; v ——飞机速度;

v_s ——Stribeck 相对速度; μ_s ——正规化的静态摩擦系数;

μ_c ——正规化的库仑摩擦系数; R_0 ——机轮的几何半径;

$\delta_{\sigma\sigma}$ ——机轮轮胎在径向载荷作用下的压缩量;

R_{vb} ——机轮动态滚动半径;

$F_{c\mu}$ ——机轮轮胎与机场跑道表面的结合力;

N_1 ——机轮在其滚动时会受到的径向载荷；

当轮胎条件不变时，随路面条件的不同 θ 值相应的变化，在正常的轮压下，一些典型的 θ 值为：干跑道， $\theta=1$ ；湿跑道， $\theta=2.5$ ；冰跑道， $\theta=4$ 。是同一跑道中，轮胎不正常变化将会引起 θ 的急剧变化。

在大多数的研究中，建模过程中没有考虑扰动的影响。但是，道路条件不可能是很理想的，在课题中我们考虑跑道的扰动：

$$\dot{\theta} = \xi$$

这里， ξ ——代表稳态随机过程；

通过上面的分析可以得出机轮的数学模型：

$$m\dot{v} = 4F_{c\mu} - \sigma_v mgv \quad (3-8)$$

$$J\dot{\omega} = -F_{c\mu} R_{vb} - u_T \quad (3-9)$$

式中： x_2 ——受刹机轮的角速度，弧度/s；

σ_v ——滚动阻力系数；

J ——机轮转动惯量；

ω ——机轮角速度；

u_T ——滚动阻力矩；

根据上面公式利用 MATLAB 建立机轮的数学模型如图 3-4 所示，由图可知，机轮接收三个输入信号：机轮滚动半径、飞机速度和力矩差，输出机轮速度和结合力。在模型参考故障体系中，通过公式形式的变化，机轮模型输出的是机轮速度与结合力。

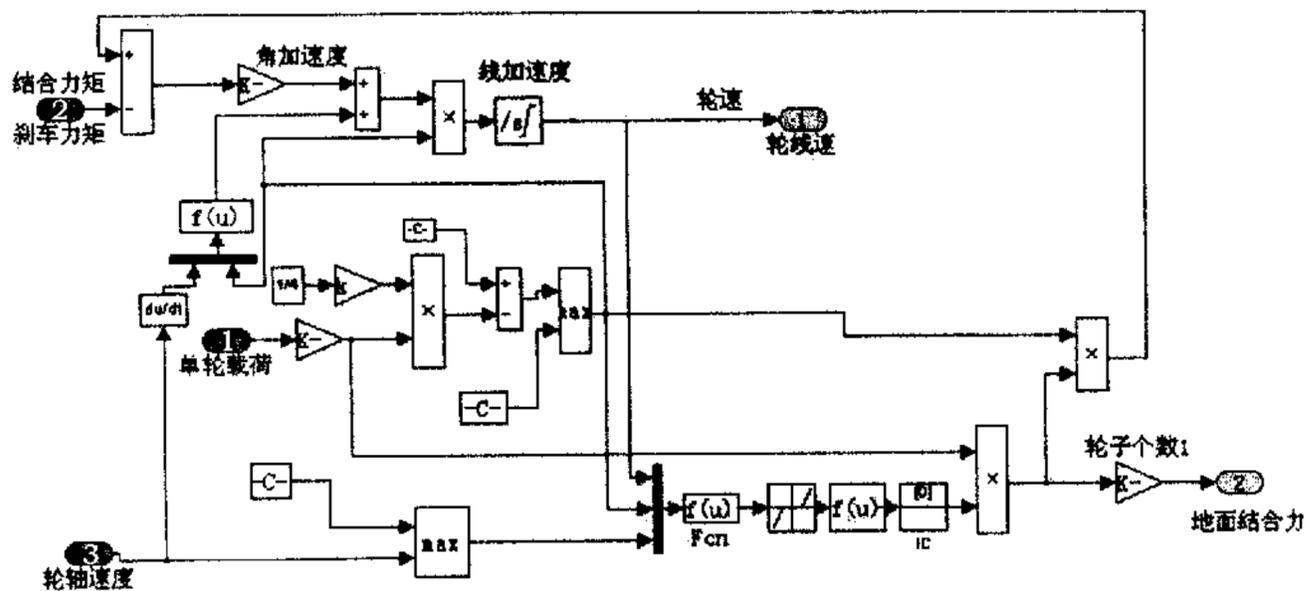


图 3-4 机轮模型

3.3 电液伺服阀的数学模型

3.3.1 电液伺服阀的工作原理

力矩马达接受控制盒的防滑电流,产生电磁力矩,克服弹性支柱的弹性力矩使挡板偏转,改变喷嘴和挡板之间的间隙,影响喷嘴控制腔的压力,而喷腔压力的变化则可以推动滑阀放大器中阀芯的移动,使伺服阀输出一定的刹车压力,在伺服阀阀芯的端面上还有一个刹车压力的反馈感应积传感器,与喷腔的控制压力相平衡,使输出的刹车压力与喷腔控制压力成一定的线性关系,从而保证了电液伺服阀输出的刹车压力受控于控制盒施加给力矩马达的防滑电流。刹车控制阀的油压作用于滑阀一端,出口的刹车压力反馈到滑阀另一端,输入为电流,被控制量为刹车压力。输入电流增大时,衔铁偏转,挡板阀控制滑阀左移,刹车系统回油并降低刹车压力直至滑阀重新关闭回油路。输入电流减小时,滑阀右移,刹车压力升高,直至滑阀重新关闭刹车油路。电液压力伺服阀使刹车压力随输入控制电流的变化而变化。

3.3.2 力矩马达的模型

①力矩马达的工作原理:

电液伺服阀中的力矩马达的作用是将电信号转换为机械运动,因而是一种电气机电转换器。电器机械转换器利用电磁原理来工作,它一般具有由永久磁铁或激磁线圈产生的极化磁场,电的控制信号通过控制线圈产生控制磁场,两个磁场之间的控制作用产生与控制信号成比例并能反映控制信号的极性的力或力矩,从而使其运动部分产生转角形式的机械运动^[42]。

②力矩马达的静态特性分析

当力矩马达有控制电流 i_c 输入时,衔铁将受到电磁力矩的作用而偏转一个 θ 角。当控制电流 i_c 的方向和大小变化时,则转角 θ_2 的大小和方向也变化(对于论文中特定伺服阀,输入力矩马达的控制电流 i_c 只有大小的变化),则转角 θ 随控制电流 i_c 的变化关系称为力矩马达的静态特性。

3.3 电液伺服阀的数学模型

3.3.1 电液伺服阀的工作原理

力矩马达接受控制盒的防滑电流,产生电磁力矩,克服弹性支柱的弹性力矩使挡板偏转,改变喷嘴和挡板之间的间隙,影响喷嘴控制腔的压力,而喷腔压力的变化则可以推动滑阀放大器中阀芯的移动,使伺服阀输出一定的刹车压力,在伺服阀阀芯的端面上还有一个刹车压力的反馈感应积传感器,与喷腔的控制压力相平衡,使输出的刹车压力与喷腔控制压力成一定的线性关系,从而保证了电液伺服阀输出的刹车压力受控于控制盒施加给力矩马达的防滑电流。刹车控制阀的油压作用于滑阀一端,出口的刹车压力反馈到滑阀另一端,输入为电流,被控制量为刹车压力。输入电流增大时,衔铁偏转,挡板阀控制滑阀左移,刹车系统回油并降低刹车压力直至滑阀重新关闭回油路。输入电流减小时,滑阀右移,刹车压力升高,直至滑阀重新关闭刹车油路。电液压力伺服阀使刹车压力随输入控制电流的变化而变化。

3.3.2 力矩马达的模型

①力矩马达的工作原理:

电液伺服阀中的力矩马达的作用是将电信号转换为机械运动,因而是一种电气机电转换器。电器机械转换器利用电磁原理来工作,它一般具有由永久磁铁或激磁线圈产生的极化磁场,电的控制信号通过控制线圈产生控制磁场,两个磁场之间的控制作用产生与控制信号成比例并能反映控制信号的极性的力或力矩,从而使其运动部分产生转角形式的机械运动^[42]。

②力矩马达的静态特性分析

当力矩马达有控制电流 i_c 输入时,衔铁将受到电磁力矩的作用而偏转一个 θ 角。当控制电流 i_c 的方向和大小变化时,则转角 θ 的大小和方向也变化(对于论文中特定伺服阀,输入力矩马达的控制电流 i_c 只有大小的变化),则转角 θ 随控制电流 i_c 的变化关系称为力矩马达的静态特性。

力矩马达的电磁力矩由挡板力矩和负载力矩来平衡。挡板力矩为：

$$M_d = K_a \theta_2$$

式中， M_d ——挡板力矩， Nm ；

K_a ——挡板的刚度， $Nm/弧度$ ；

θ_2 ——挡板的转角，弧度。

力矩马达在有负载的情况下，衔铁的平衡方程^[41]为：

$$M_d = M_a + M_l \quad (3-10)$$

$$\text{即：} K_l i_c + K_m \theta_2 = K_a \theta_2 + M_l \quad (3-11)$$

式中， K_l ——力矩马达的中位电磁力系数， Nm/A ；

K_m ——力矩马达的电磁弹簧刚度， $Nm/弧度$

③力矩马达的动态特性分析

对于本论文中的力矩马达动态特性分析是要分析其输入电流与转角之间的动态关系，列出动态方程，便于建模。

输入电流与转角之间的动态关系，只要列出机械的动态方程，即机械的动态方程式——衔铁组件的动力学方程。衔铁上的电磁力矩由惯性力矩、阻尼力矩、电磁弹簧力矩、挡板力矩，和负载力矩平衡（力矩马达的负载力矩与后一级的液压放大器有关，后面再具体对其进行分析，全部的负载力矩先用 M_l 代替），从而得到衔铁组件的动力学方程^[41]为：

$$M_d = J_a \frac{d^2 \theta_2}{dt^2} + B_a \frac{d\theta_2}{dt} + K_a \theta_2 + M_l \quad (3-12)$$

由式（3-12）、（3-11）可得到以下方程：

$$K_l i_c = J_a \frac{d^2 \theta_2}{dt^2} + B_a \frac{d\theta_2}{dt} + (K_a - K_m) \theta_2 + M_l \quad (3-13)$$

式中， J_a ——衔铁组件的转动惯量， kgm^2 ；

B_a ——衔铁组件的粘性阻尼系数；

同时，挡板的位移与挡板之间的关系：

$$x_d = r\theta_2 \quad (3-14)$$

式中, r ——喷嘴轴线到挡板扭轴的距离, m 。

3.3.3 喷嘴—挡板特性

① 喷嘴挡板的力特性

挡板支撑部分的力可以略去, 由于挡板质量小, 所以惯性力也可以略去, 这样挡板所受的运动阻力主要是液流力, 受力情况如图 3-5。

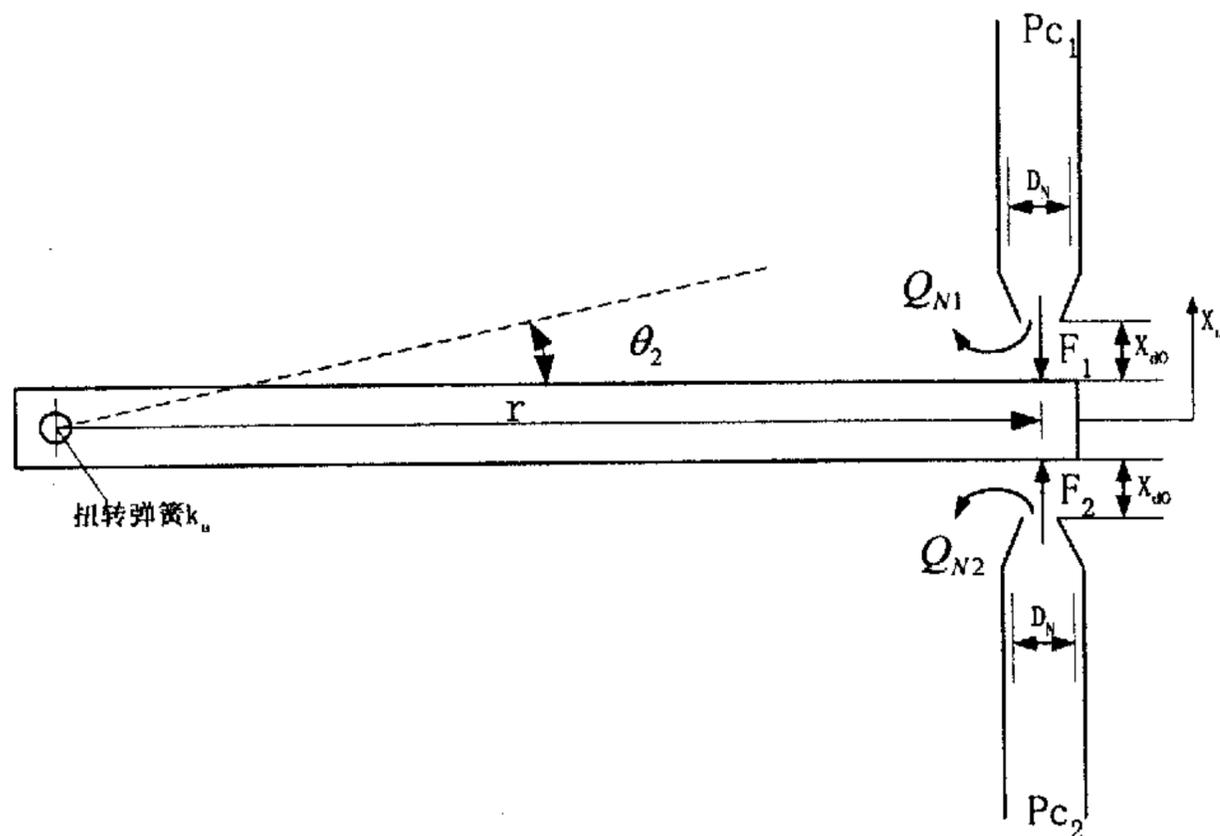


图 3-5 作用在挡板上的液流力

F_1 ——上喷嘴对挡板的作用力; F_2 ——下喷嘴对挡板的作用力;

D_N ——喷嘴直径; X_{d0} ——喷嘴到挡板边沿的距离;

X_d ——挡板到喷嘴的距离; p_{c_1} ——上喷嘴的节流压力;

p_{c_2} ——下喷嘴的节流压力

由于所研究的伺服阀的喷嘴是锐边的; 喷嘴与挡板间的距离与喷嘴孔的直径很小, 所以作用在挡板上的液动力是由喷嘴孔处的静压力和射到挡板上的动量^[43]所产生, 即:

$$F_1 = p_N A_p + \rho Q_{N1} v_N \quad (3-15)$$

$$x_d = r\theta_2 \quad (3-14)$$

式中, r ——喷嘴轴线到挡板扭轴的距离, m 。

3.3.3 喷嘴—挡板特性

① 喷嘴挡板的力特性

挡板支撑部分的力可以略去, 由于挡板质量小, 所以惯性力也可以略去, 这样挡板所受的运动阻力主要是液流力, 受力情况如图 3-5。

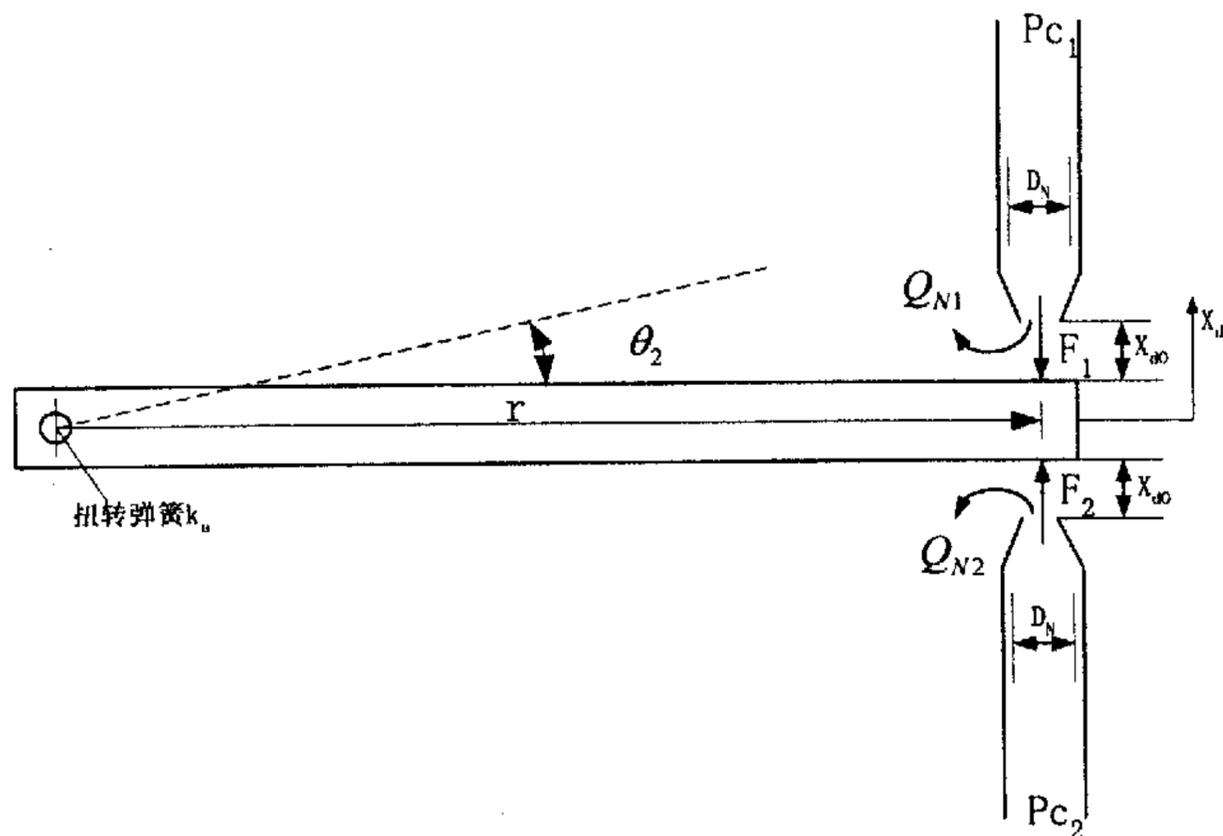


图 3-5 作用在挡板上的液流力

F_1 ——上喷嘴对挡板的作用力; F_2 ——下喷嘴对挡板的作用力;

D_N ——喷嘴直径; X_{d0} ——喷嘴到挡板边沿的距离;

X_d ——挡板到喷嘴的距离; p_{c_1} ——上喷嘴的节流压力;

p_{c_2} ——下喷嘴的节流压力

由于所研究的伺服阀的喷嘴是锐边的; 喷嘴与挡板间的距离与喷嘴孔的直径很小, 所以作用在挡板上的液动力是由喷嘴孔处的静压力和射到挡板上的动量^[43]所产生, 即:

$$F_1 = p_N A_p + \rho Q_{N1} v_N \quad (3-15)$$

式中, p_N ——喷嘴孔处的压力, Pa;

A_N ——喷嘴孔的面积, m^2 , 且, $A_N = \frac{\pi d_p^2}{4}$;

Q_{N1} ——上喷嘴处的流量, m^3/s , 且, $Q_{N1} = v_N A_p$;

v_N ——喷嘴孔断面上的平均流速, m/s

上式中压力 p_N 可由伯努利方程^[43]求出

$$p_N = p_{c1} - 0.5\rho v_N^2 \quad (3-16)$$

喷嘴孔断面上的平均流速 v_N 可由下式求出:

$$v_N = \frac{Q_N}{A_N} = \frac{C_p \pi d_N (x_{d0} - x_d) \sqrt{\left(\frac{2}{\rho}\right) p_{c1}}}{\pi d_N^2 / 4} \quad (3-17)$$

由式 (3-15)、(3-16)、(3-17) 得:

$$F_1 = \frac{\pi d_p^2}{4} p_{c1} \left[1 + \frac{16C_p^2 (x_{d0} - x_d)}{d_p^2} \right] \quad (3-18)$$

同理:

$$F_2 = \frac{\pi d_p^2}{4} p_{c2} \left[1 + \frac{16C_p^2 (x_{d0} + x_d)}{d_p^2} \right] \quad (3-19)$$

作用在挡板上的液动力为:

$$\begin{aligned} F &= F_1 - F_2 \\ &= \frac{\pi d_p^2}{4} (p_{c1} - p_{c2}) + 4\pi C_p^2 x_{d0}^2 (p_{c1} - p_{c2}) + 4\pi C_p^2 x_d^2 (p_{c1} - p_{c2}) - 8\pi C_p^2 x_{d0} x_d (p_{c1} + p_{c2}) \end{aligned} \quad (3-20)$$

令 $p_p = p_{c1} - p_{c2}$, 并认为 $2p_s \approx p_{c1} + p_{c2}$

将上式代入式 (3-20) 得:

$$F = \frac{\pi d_p^2}{4} p_p + 4\pi C_p^2 x_{d0}^2 p_p + 4\pi C_p^2 x_d^2 p_p - 16\pi C_p^2 x_{d0} x_d p_s \quad (3-21)$$

在喷嘴挡板阀中, 由于 $\frac{x_{d0}}{d_p} < \frac{1}{16}$, 在零位附近, 式 (3-21) 中的第二项和

第三项可以忽略掉, 则得到双喷嘴挡板阀液流作用力方程的线性化方程:

$$F = \frac{\pi d^2}{4} p_p - 16\pi C_p^2 x_{d0} x_d p_s \quad (3-22)$$

式中, C_p ——喷嘴挡板间可变节流孔的流量系数;

x_{d0} ——喷嘴到挡板间的最大距离, m ;

p_s ——油源压力, Pa

喷嘴挡板所受的转动力矩 M_l 为:

$$M_l = Fr \quad (3-23)$$

②挡板—喷嘴放大器特性

x_d 很小, 可以认为是在零附近工作, 所以压力特性的静态特性可以近似为动态特性回油腔的压力为零, 可以得到双喷嘴挡板放大器上下两部分的压力特性为:

$$\frac{p_{c1}}{p_s} = \frac{1}{1 + a_1^2 \left(1 - \frac{x_d}{x_{d0}}\right)^2}; \quad (3-24)$$

$$\frac{p_{c2}}{p_s} = \frac{1}{1 + a_1^2 \left(1 + \frac{x_d}{x_{d0}}\right)^2} \quad (3-25)$$

式中: a_1 ——液导比;

根据公式 $2p_p \approx p_{c1} + p_{c2}$, 将 (3-24)、(3-25) 代入 $p_p = p_{c1} - p_{c2}$, 可以得到 p_p 的计算式:

$$p_p = \frac{x_{d0}^2}{x_{d0}^2 + a_1^2 (x_{d0} - x_d)^2} - \frac{x_{d0}^2}{x_{d0}^2 + a_1^2 (x_{d0} + x_d)^2} \quad (3-26)$$

由于 x_d 很小, 可以在零附近用泰勒公式做线性化处理:

$$p_p = \frac{4a_1^2 p_s}{x_d (1 + a_1^2)} \Big|_{x_d=x_{d0}} x_d \quad (3-27)$$

3.3.4 滑阀的轴向力

论文中所研究的滑阀的轴向力主要有初始预紧力、稳态液动力、弹簧的弹性力、油源压力、输出的刹车压力及滑阀的控制压力。滑阀平衡方程为：

$$\Delta F = p_p A_1 - (p_s - p) A_2 \quad (3-28)$$

$$\Delta F = m_v \ddot{x}_v + B_T \dot{x}_v + (K_v + K_l) x_v + F_0 \quad (3-29)$$

式中, p ——输出的刹车压力; K_v ——稳态液动力刚度;

m_v ——阀芯质量; K_l ——复位弹簧的弹性系数;

F_0 ——初始预紧力; B_T ——瞬态液动力的阻尼系数;

A_1 ——阀芯的端面积; A_2 ——阀芯的环面积;

x_v ——滑阀的开度位移

对方程的说明: 稳态液动力相对于复位弹簧的弹性力而言相当小可以忽略不计, 并且瞬态液动力也不足以作为阻尼源, 所以可以认为: $K_v = 0$, $B_T = 0$ 。

由式(3-28、(3-29)及其说明可以得到滑阀的力平衡方程:

$$p_p A_1 - (p_s - p) A_2 = m_v \ddot{x}_v + K_l x_v + F_0 \quad (3-30)$$

3.3.5 流量与阀芯位移的关系

不计液体的可压缩性和刚体、油管的变形, 可得到如下关系式^[42]:

$$Q_f = (A_1 + A_2) \dot{x}_v \quad (3-31)$$

3.3.6 滑阀的压力流量关系

通过阀口的流量 可由伯努利方程^[43]求得:

$$Q_f = C_v W x_v \sqrt{\frac{2}{\rho} (p - p_0)} \quad (3-32)$$

式中, Q_f —— 通过阀口的流量; C_v ——流量系数, 无因次;

3.3.4 滑阀的轴向力

论文中所研究的滑阀的轴向力主要有初始预紧力、稳态液动力、弹簧的弹性力、油源压力、输出的刹车压力及滑阀的控制压力。滑阀平衡方程为：

$$\Delta F = p_p A_1 - (p_s - p) A_2 \quad (3-28)$$

$$\Delta F = m_v \ddot{x}_v + B_T \dot{x}_v + (K_v + K_f) x_v + F_0 \quad (3-29)$$

式中, p ——输出的刹车压力; K_v ——稳态液动力刚度;

m_v ——阀芯质量; K_f ——复位弹簧的弹性系数;

F_0 ——初始预紧力; B_T ——瞬态液动力的阻尼系数;

A_1 ——阀芯的端面积; A_2 ——阀芯的环面积;

x_v ——滑阀的开度位移

对方程的说明: 稳态液动力相对于复位弹簧的弹性力而言相当小可以忽略不计, 并且瞬态液动力也不足以作为阻尼源, 所以可以认为: $K_v = 0$, $B_T = 0$ 。

由式(3-28、(3-29)及其说明可以得到滑阀的力平衡方程:

$$p_p A_1 - (p_s - p) A_2 = m_v \ddot{x}_v + K_f x_v + F_0 \quad (3-30)$$

3.3.5 流量与阀芯位移的关系

不计液体的可压缩性和刚体、油管的变形, 可得到如下关系式^[42]:

$$Q_f = (A_1 + A_2) \dot{x}_v \quad (3-31)$$

3.3.6 滑阀的压力流量关系

通过阀口的流量 可由伯努利方程^[43]求得:

$$Q_f = C_v W x_v \sqrt{\frac{2}{\rho} (p - p_0)} \quad (3-32)$$

式中, Q_f —— 通过阀口的流量; C_v ——流量系数, 无因次;

W ——滑阀的面积梯度； ρ ——液体密度；

p_0 ——回油压力；

由于 x_v 的变化范围很小所以可以线性化, 在实际中 p 有一个经常工作的范围可以选一个合适的工作点 p_1 处线性化, 这在工程中是允许的, 并且是可行的。

$$\Delta Q_f = \left. \frac{\partial Q_f}{\partial x_v} \right|_{x_v=x_1} \Delta x_v + \left. \frac{\partial Q_f}{\partial p} \right|_{p=p_1} \Delta p$$

$$\text{即: } Q_f = K_{Q1} x_v - K_{c1} p \quad (3-33)$$

为了便于计算将伺服阀模型写成两个状态方程; 由式 (3-13)

$$\text{令 } x_1 = \theta_s; \quad x_2 = \dot{\theta}_s; \quad u(t) = i(t);$$

式 (3-13) 可写成状态方程的形式:

$$\begin{cases} \dot{X} = A_1 X + b_1 u(t) \\ y_2 = C_1 X \end{cases} \quad (3-34)$$

$$\text{且, } A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ \frac{\pi d_p^2 a_1^2 p_s r^2}{x_{d0} (1+a_1^2)^2} - \frac{16\pi C_p^2 x_{d0} r^2 p_s + K_m - K_a}{J_a} & -\frac{B_a}{J_a} \end{bmatrix};$$

$$b_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{k_t}{J_a} \end{pmatrix}; \quad C_1 = \begin{pmatrix} \frac{4a_1^2 p_s}{x_{d0} (1+a_1^2)^2} \\ 0 \end{pmatrix}^T$$

$$\text{由式 (3-29) 令 } x_1' = x_v, \quad x_2' = \dot{x}_v, \quad u'(t) = p_p(t)$$

则 (3-29) 可写成状态方程的形式:

$$\begin{cases} \dot{X}' = A_2 X' + b_2 u'(t) + E \\ y_2 = C_2 X' \end{cases} \quad (3-35)$$

$$\text{且, } A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ \frac{1}{m} \left(-K_l - \frac{A_1 K_{Q1}}{K_{c1}} \right) & -\frac{A_1}{m K_{c1}} (A_1 + A_2) \end{bmatrix}; \quad b_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ -A_2 \end{bmatrix};$$

$$C_1 = \begin{pmatrix} \frac{K_{Q1}}{K_{C1}} \\ \frac{A_1 + A_2}{K_{C1}} \end{pmatrix}^T$$

将数值带入 A_1 、 A_2 ，可知道 A_1 、 A_2 的特征值的实部小于零，系统是稳定的，动态特性可通过仿真曲线能表现出来。

3.4 刹车阀的数学模型

3.4.1 刹车阀的工作原理

控制盒工作的情况下，飞行员可以踩刹车到底，使输出压力达到最大。此时，如果是刹车状态，则在操纵力的作用下，套筒移动并作用于弹簧，使阀芯移动，接通进油腔和刹车腔，此时，刹车腔压力上升，高压油进入伺服阀；如果为保持刹车状态，因为在刹车压力上升的同时感压腔的压力也随着上升，当感压腔的压力上升到与套筒端的操纵力平衡时，阀芯移动切断进油腔和刹车腔，但刹车腔和回油腔尚未接通，此时可以实现保持刹车功能。

3.4.2 刹车阀的数学模型

刹车阀没有力矩马达，没有喷嘴，建模的方法及原理与伺服阀类似，这里不再赘述，直接写出建立刹车阀数学模型的方程式：

$$\text{阀芯的平衡方程： } m_{v1} \ddot{x} = F + B_T \dot{x} - K_1 x \quad (3-36)$$

式中， m_{v1} ——阀芯及流动液体的质量； F ——弹簧的预紧力；

K_1 ——稳态液动力刚度及弹簧弹性系数的等效值；

B_T ——瞬态液动力的阻尼系数；

$$\text{进油的流量： } Q_1 = C_v W_1 x \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_s^1 - p_s)} \quad (3-37)$$

$$\text{回油的流量： } Q_2 = C_v W_1 x \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_s - 0)} \quad (3-38)$$

$$C_1 = \begin{pmatrix} \frac{K_{Q1}}{K_{C1}} \\ \frac{A_1 + A_2}{K_{C1}} \end{pmatrix}^T$$

将数值带入 A_1 、 A_2 ，可知道 A_1 、 A_2 的特征值的实部小于零，系统是稳定的，动态特性可通过仿真曲线能表现出来。

3.4 刹车阀的数学模型

3.4.1 刹车阀的工作原理

控制盒工作的情况下，飞行员可以踩刹车到底，使输出压力达到最大。此时，如果是刹车状态，则在操纵力的作用下，套筒移动并作用于弹簧，使阀芯移动，接通进油腔和刹车腔，此时，刹车腔压力上升，高压油进入伺服阀；如果为保持刹车状态，因为在刹车压力上升的同时感压腔的压力也随着上升，当感压腔的压力上升到与套筒端的操纵力平衡时，阀芯移动切断进油腔和刹车腔，但刹车腔和回油腔尚未接通，此时可以实现保持刹车功能。

3.4.2 刹车阀的数学模型

刹车阀没有力矩马达，没有喷嘴，建模的方法及原理与伺服阀类似，这里不再赘述，直接写出建立刹车阀数学模型的方程式：

$$\text{阀芯的平衡方程： } m_{v1} \ddot{x} = F + B_T \dot{x} - K_1 x \quad (3-36)$$

式中， m_{v1} ——阀芯及流动液体的质量； F ——弹簧的预紧力；

K_1 ——稳态液动力刚度及弹簧弹性系数的等效值；

B_T ——瞬态液动力的阻尼系数；

$$\text{进油的流量： } Q_1 = C_v W_1 x \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_s^1 - p_s)} \quad (3-37)$$

$$\text{回油的流量： } Q_2 = C_v W_1 x \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_s - 0)} \quad (3-38)$$

$$C_1 = \begin{pmatrix} \frac{K_{Q1}}{K_{C1}} \\ \frac{A_1 + A_2}{K_{C1}} \end{pmatrix}^T$$

将数值带入 A_1 、 A_2 ，可知道 A_1 、 A_2 的特征值的实部小于零，系统是稳定的，动态特性可通过仿真曲线能表现出来。

3.4 刹车阀的数学模型

3.4.1 刹车阀的工作原理

控制盒工作的情况下，飞行员可以踩刹车到底，使输出压力达到最大。此时，如果是刹车状态，则在操纵力的作用下，套筒移动并作用于弹簧，使阀芯移动，接通进油腔和刹车腔，此时，刹车腔压力上升，高压油进入伺服阀；如果为保持刹车状态，因为在刹车压力上升的同时感压腔的压力也随着上升，当感压腔的压力上升到与套筒端的操纵力平衡时，阀芯移动切断进油腔和刹车腔，但刹车腔和回油腔尚未接通，此时可以实现保持刹车功能。

3.4.2 刹车阀的数学模型

刹车阀没有力矩马达，没有喷嘴，建模的方法及原理与伺服阀类似，这里不再赘述，直接写出建立刹车阀数学模型的方程式：

$$\text{阀芯的平衡方程： } m_{v1} \ddot{x} = F + B_T \dot{x} - K_1 x \quad (3-36)$$

式中， m_{v1} ——阀芯及流动液体的质量； F ——弹簧的预紧力；

K_1 ——稳态液动力刚度及弹簧弹性系数的等效值；

B_T ——瞬态液动力的阻尼系数；

$$\text{进油的流量： } Q_1 = C_v W_1 x \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_s^1 - p_s)} \quad (3-37)$$

$$\text{回油的流量： } Q_2 = C_v W_1 x \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_s - 0)} \quad (3-38)$$

式中, W_1 ——滑阀的面积梯度; C_v ——液体流量系数;

P_s ——输出压力; P_s^1 ——油源压力;

$$\text{进入伺服阀的流量: } Q_3 = \frac{V}{\beta} \frac{dp_s}{dt} \quad (3-39)$$

式中, V ——所取控制腔的体积;

β ——液体体积弹性模量;

$$\text{且, } Q_1 = Q_2 + Q_3 \quad (3-40)$$

由于 x 的变化范围很小所以可以线性化, 在实际中 p_s 有一个经常工作的范围可以选一个合适的工作点 p_{s1} 处线性化, 这在工程中是允许的, 并且是可行的。

$$\Delta Q_1 = \left. \frac{\partial Q_1}{\partial x} \right|_{x=x_{10}} \Delta x + \left. \frac{\partial Q_1}{\partial p} \right|_{p_s=p_{s1}} \Delta p_s$$

$$\text{即: } Q_1 = K_{Q2}x - K_{c2}p_s \quad (3-41)$$

$$\text{同理: } Q_2 = K_{Q3}x - K_{c3}p_s \quad (3-42)$$

令 $x_1 = x$, $x_2 = \dot{x}$

由式 (3-36) 得到状态方程:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{K_1}{m_{v1}} & \frac{B_T}{m_{v1}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \frac{F}{m_{v1}} \\ y = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3-43)$$

由 (3-39)、(3-40)、(3-41)、(3-42) 得到状态方程:

$$\begin{cases} \dot{p}_s = \frac{\beta}{V}(K_{c3} - K_{c2}) + \frac{\beta}{V}(K_{Q2} - K_{Q3})x \\ y = p_s \end{cases} \quad (3-44)$$

将数值带入可知道 $\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{K_1}{m_{v1}} & \frac{B_T}{m_{v1}} \end{bmatrix}$ 、 $\frac{\beta}{V}[K_{c3} - K_{c2}]$ 的特征值的实部小于零, 则

刹车阀模型是稳定的。

3.5 刹车装置模型

刹车装置位于机轮轮毂内，其作用见 2.1.1 节。刹车装置在输入液压刹车压力时，输出刹车力矩。由于在对机轮卸除刹车压力时，要求动盘和静盘可靠脱开，不产生任何残余刹车力矩，因此刹车装置汽缸座内有活塞回力弹簧，回力弹簧可以在没有刹车压力的情况下推动静盘，使动盘和静盘完全脱离，并保持一定的间隙，所以在加刹车压力时，汽缸内的活塞必须先克服这个回力弹簧的预紧力，走完这段隔离间隙才能使动盘和静盘接触，这个间隙称为空行程，由于活塞空行程和回力弹簧预紧力的存在，致使刹车装置的静力矩特性曲线形成了一个比较特殊的滞环。刹车盘弹性形变和机械摩擦的存在使得刹车力矩和刹车压力通常保持滞回特性，其特性曲线（一次防滑的特性）如图 3-6 所示。

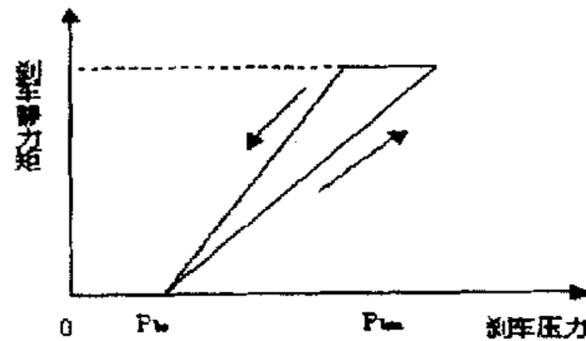


图3-6 刹车力矩和刹车压力的关系

在实际建模中，由于各种因素对摩擦材料的摩擦特性的影响程度缺乏准确的数据，在建立数学模型时，可采用经验公式：

$$M_b = \begin{cases} 0 & P \leq P_{b0} \\ k_1(P - P_{b0}) & P_{b0} < P \leq P_{bm} \\ M_{bm} & (P_0 + M_{bm}/k_2) < P \leq P_{bm} \\ k_2(P_* - P_{b0}) & P_{b0} < P_* \leq (P_0 + M_{bm}/k_2) \\ M_{bm} & P > P_{bm} \end{cases} \quad (3-45)$$

M_b — 刹车力矩；

P — 刹车压力；

P_{bm} — 最大刹车压力；

k_2 — 压力减小时力矩斜率；

M_{bm} — 最大刹车力矩；

P_{b0} — 刹车压力损失；

k_1 — 压力增加时力矩斜率；

根据经验公式 (3-45)，建立该三线滞环的数学模型见图 3-7。

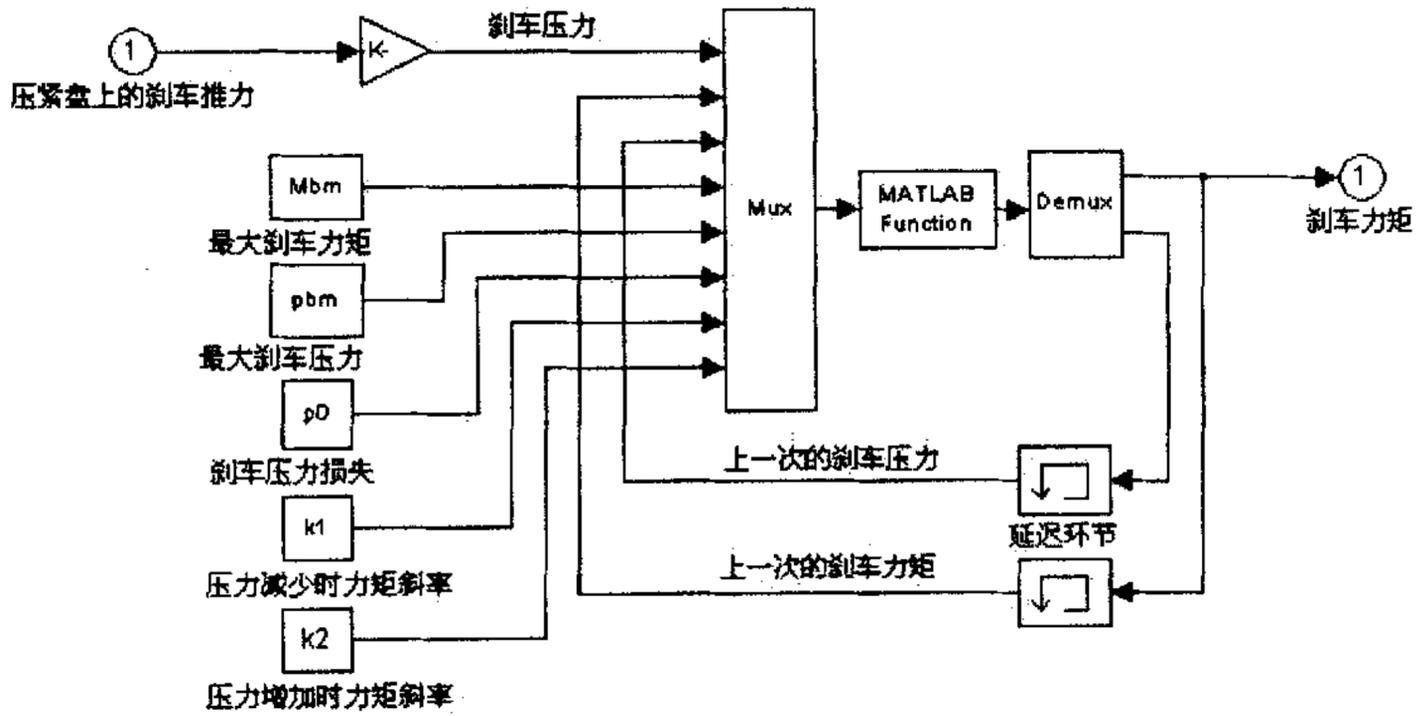


图 3-7 三线滞环模型

图 3-7 中 MATLAB Function 单元通过调用函数 $f=brakefun(u)$ 来实现经验公式表达的含义。

飞机在地面滑行过程中机轮和地面的结合状态是很复杂的，所以它的摩擦特性也是不断变化的。为了简化模型，我们只考虑单一跑道的情形，也就是说在一个刹车过程中只考虑一种跑道，该跑道对应于每一个滑移率就有一个固定的结合系数。根据计算结合力矩的方法建立简单的数学模型如图3-8所示。

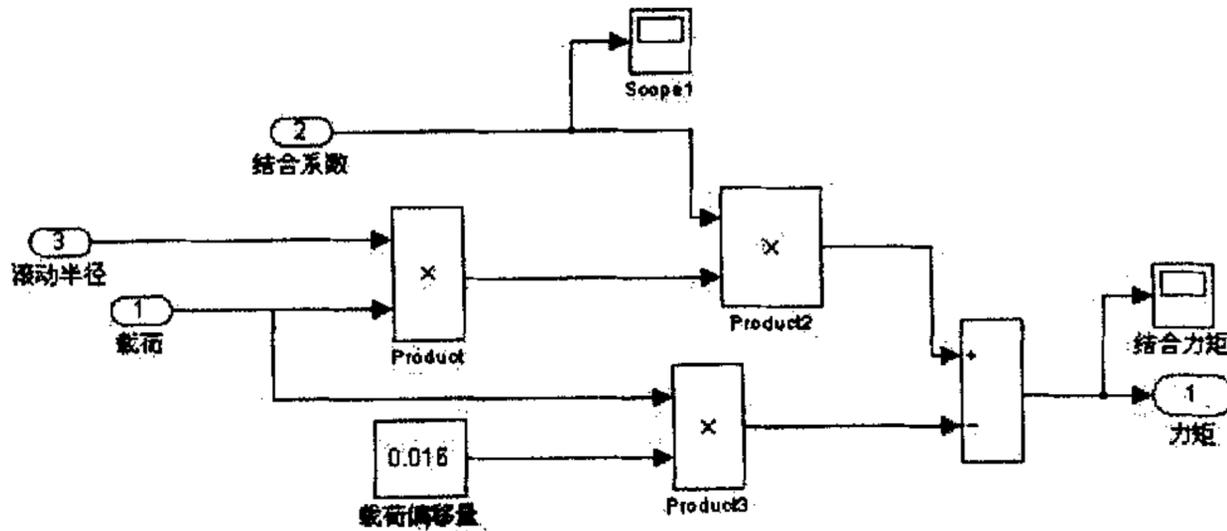


图3-8结合力矩计算

3.6 起落架模型

起落架系统主要由支柱、缓冲器、扭力臂、机轮组件及刹车装置等组成。除机轮组件和刹车装置外，支柱、缓冲器和扭力臂是起落架的主要构成。起落架主要是在飞机起降过程中对飞机起支撑和缓冲作用，来改善飞机的垂直方向和纵向

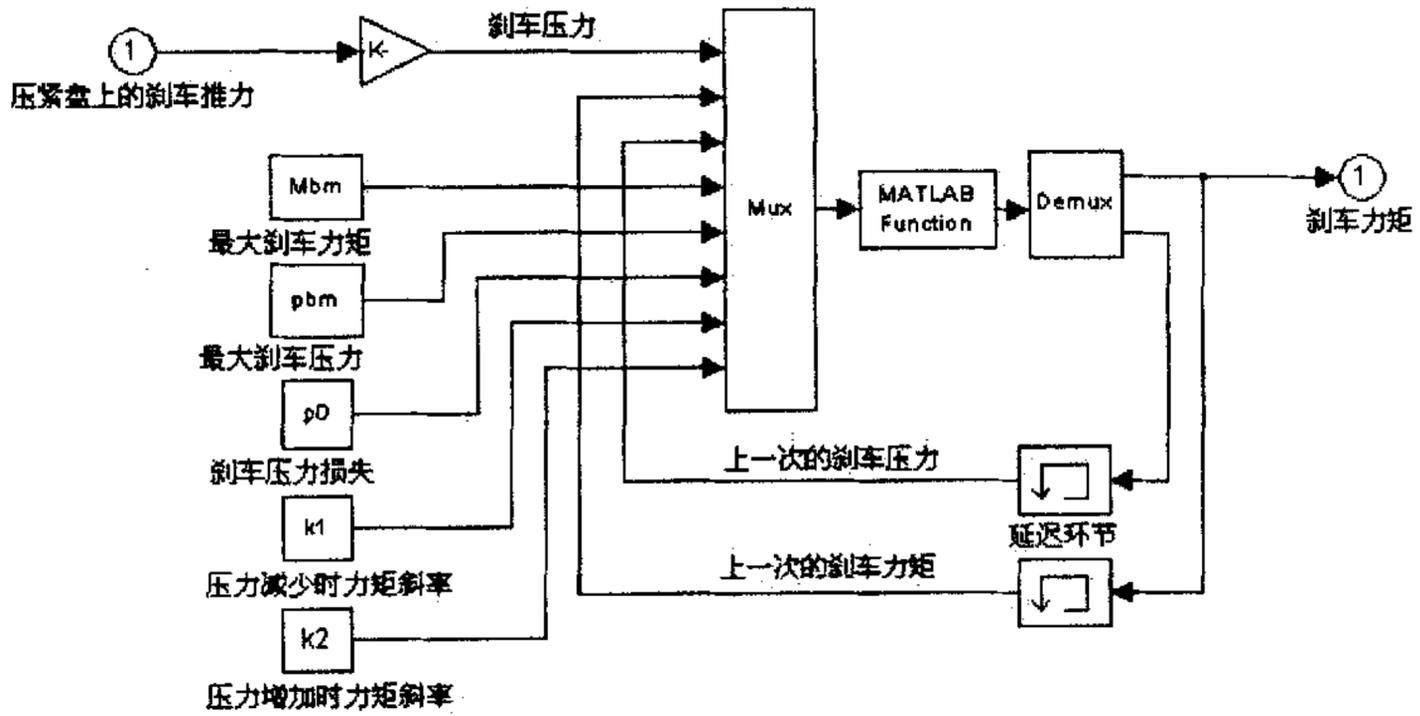


图 3-7 三线滞环模型

图 3-7 中 MATLAB Function 单元通过调用函数 $f=brakefun(u)$ 来实现经验公式表达的含义。

飞机在地面滑行过程中机轮和地面的结合状态是很复杂的，所以它的摩擦特性也是不断变化的。为了简化模型，我们只考虑单一跑道的情形，也就是说在一个刹车过程中只考虑一种跑道，该跑道对应于每一个滑移率就有一个固定的结合系数。根据计算结合力矩的方法建立简单的数学模型如图3-8所示。

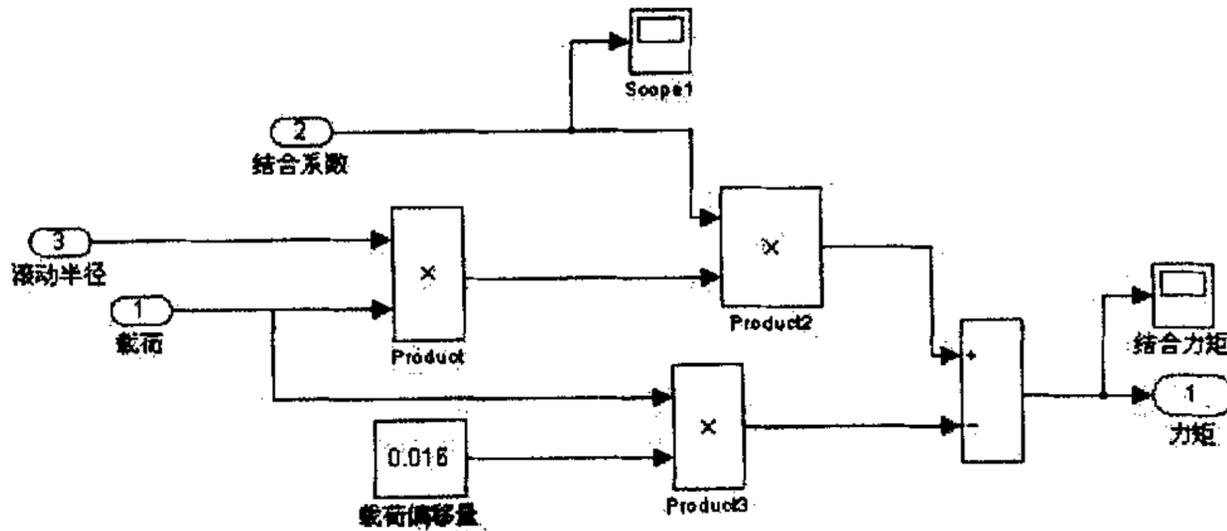


图3-8结合力矩计算

3.6 起落架模型

起落架系统主要由支柱、缓冲器、扭力臂、机轮组件及刹车装置等组成。除机轮组件和刹车装置外，支柱、缓冲器和扭力臂是起落架的主要构成。起落架主要是在飞机起降过程中对飞机起支撑和缓冲作用，来改善飞机的垂直方向和纵向

受力情况^[45]。由于飞机起落架在刹车过程中受力情况比较复杂,建立其较真实的数学模型是比较困难的。为此我们在起落架建模过程中作了一定的合理假设。

飞机在着陆过程中由于地面跑道的不平使得飞机高速滑跑时,会产生较大的撞击载荷,这种冲击载荷产生的能量主要通过起落架上的缓冲器吸收。因此起落架上的缓冲器对飞机刹车系统性能影响较大。另外主起落架由于地面结合力较大,而对横向刚度产生影响,使得飞机在刹车过程中对起落架系统产生水平位移和角位移(即起落架“走步”现象)。因此在起落架建模过程中,我们主要考虑起落架的横向刚度模型和缓冲器动态特性。

假定起落架系统中的扭力臂刚度足够大,并忽略机轮相对于支柱和缓冲器的扭转运动,即不考虑扭力矩。

这样在起落架建模过程就可以进行一些简化处理,考虑到仿真系统实时性的要求以及起落架对飞机刹车过程性能的影响,我们只考虑起落架的刚度模型和缓冲动态特性。

3.6.1 缓冲器

考虑到起落架对飞机刹车过程性能的影响,我们将起落架缓冲动态特性简化为一个带阻尼特性的弹簧模型,并对前轮和主轮采用下面简化公式:

$$F_1 = K_3 X_1 + C_1 \dot{X}_1 \quad (3-46)$$

$$F_2 = K_4 X_2 + C_2 \dot{X}_2 \quad (3-47)$$

K_3 ——前轮等效弹簧系数; C_1 ——前轮缓冲器系数;

K_4 ——主轮等效弹簧系数; C_2 ——主轮缓冲器

3.6.2 横向刚度模型

因为起落架和飞机非刚性连接,在刹车力作用下产生水平位移和角位移,但因支柱为悬臂梁,角位移非常小,可以忽略不计。所以起落架横向刚度模型可看作一个质量-弹簧-阻尼系统,采用一个等效的二阶方程来表示,即

$$\frac{1/K_0}{1/Wn^2 * s^2 + 2 * Ksn/Wn * s + 1} * fzx = -da \quad (3-48)$$

受力情况^[45]。由于飞机起落架在刹车过程中受力情况比较复杂,建立其较真实的数学模型是比较困难的。为此我们在起落架建模过程中作了一定的合理假设。

飞机在着陆过程中由于地面跑道的不平使得飞机高速滑跑时,会产生较大的撞击载荷,这种冲击载荷产生的能量主要通过起落架上的缓冲器吸收。因此起落架上的缓冲器对飞机刹车系统性能影响较大。另外主起落架由于地面结合力较大,而对横向刚度产生影响,使得飞机在刹车过程中对起落架系统产生水平位移和角位移(即起落架“走步”现象)。因此在起落架建模过程中,我们主要考虑起落架的横向刚度模型和缓冲器动态特性。

假定起落架系统中的扭力臂刚度足够大,并忽略机轮相对于支柱和缓冲器的扭转运动,即不考虑扭力矩。

这样在起落架建模过程就可以进行一些简化处理,考虑到仿真系统实时性的要求以及起落架对飞机刹车过程性能的影响,我们只考虑起落架的刚度模型和缓冲动态特性。

3.6.1 缓冲器

考虑到起落架对飞机刹车过程性能的影响,我们将起落架缓冲动态特性简化为一个带阻尼特性的弹簧模型,并对前轮和主轮采用下面简化公式:

$$F_1 = K_3 X_1 + C_1 \dot{X}_1 \quad (3-46)$$

$$F_2 = K_4 X_2 + C_2 \dot{X}_2 \quad (3-47)$$

K_3 ——前轮等效弹簧系数; C_1 ——前轮缓冲器系数;

K_4 ——主轮等效弹簧系数; C_2 ——主轮缓冲器

3.6.2 横向刚度模型

因为起落架和飞机非刚性连接,在刹车力作用下产生水平位移和角位移,但因支柱为悬臂梁,角位移非常小,可以忽略不计。所以起落架横向刚度模型可看作一个质量-弹簧-阻尼系统,采用一个等效的二阶方程来表示,即

$$\frac{1/K_0}{1/Wn^2 * s^2 + 2 * Ksn/Wn * s + 1} * fzx = -da \quad (3-48)$$

受力情况^[15]。由于飞机起落架在刹车过程中受力情况比较复杂,建立其较真实的数学模型是比较困难的。为此我们在起落架建模过程中作了一定的合理假设。

飞机在着陆过程中由于地面跑道的不平使得飞机高速滑跑时,会产生较大的撞击载荷,这种冲击载荷产生的能量主要通过起落架上的缓冲器吸收。因此起落架上的缓冲器对飞机刹车系统性能影响较大。另外主起落架由于地面结合力较大,而对横向刚度产生影响,使得飞机在刹车过程中对起落架系统产生水平位移和角位移(即起落架“走步”现象)。因此在起落架建模过程中,我们主要考虑起落架的横向刚度模型和缓冲器动态特性。

假定起落架系统中的扭力臂刚度足够大,并忽略机轮相对于支柱和缓冲器的扭转运动,即不考虑扭力矩。

这样在起落架建模过程就可以进行一些简化处理,考虑到仿真系统实时性的要求以及起落架对飞机刹车过程性能的影响,我们只考虑起落架的刚度模型和缓冲动态特性。

3.6.1 缓冲器

考虑到起落架对飞机刹车过程性能的影响,我们将起落架缓冲动态特性简化为一个带阻尼特性的弹簧模型,并对前轮和主轮采用下面简化公式:

$$F_1 = K_3 X_1 + C_1 \dot{X}_1 \quad (3-46)$$

$$F_2 = K_4 X_2 + C_2 \dot{X}_2 \quad (3-47)$$

K_3 ——前轮等效弹簧系数; C_1 ——前轮缓冲器系数;

K_4 ——主轮等效弹簧系数; C_2 ——主轮缓冲器

3.6.2 横向刚度模型

因为起落架和飞机非刚性连接,在刹车力作用下产生水平位移和角位移,但因支柱为悬臂梁,角位移非常小,可以忽略不计。所以起落架横向刚度模型可看作一个质量-弹簧-阻尼系统,采用一个等效的二阶方程来表示,即

$$\frac{1/K_0}{1/Wn^2 * s^2 + 2 * Ksn/Wn * s + 1} * fzx = -da \quad (3-48)$$

$$dv = \frac{d}{dt}(-da) \tag{3-49}$$

式中， da — 轮轴处起落架变形引起的航向振动位移量； Ksn — 阻尼比；

dv — 轮轴处起落架变形引起的航向振动速度； Ko — 动态刚度；

Wn — 固有频率；

由起落架的简化公式得出如图 3-9 所示的主起落架仿真模型。

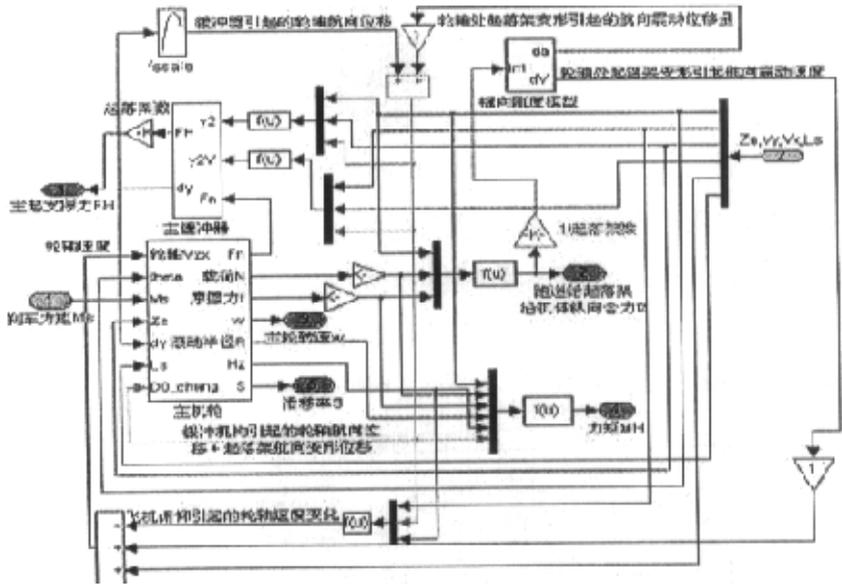


图 3-9 主起落架模型

3.7 控制盒

飞机防滑刹车系统的控制方式是速度差加偏压控制。偏压级是控制盒中最为关键的一级，刹车效率的提高主要是通过对这一级的放电特性进行改善而取得。图 3-10 是控制盒在 Matlab/simulink 的仿真模型。

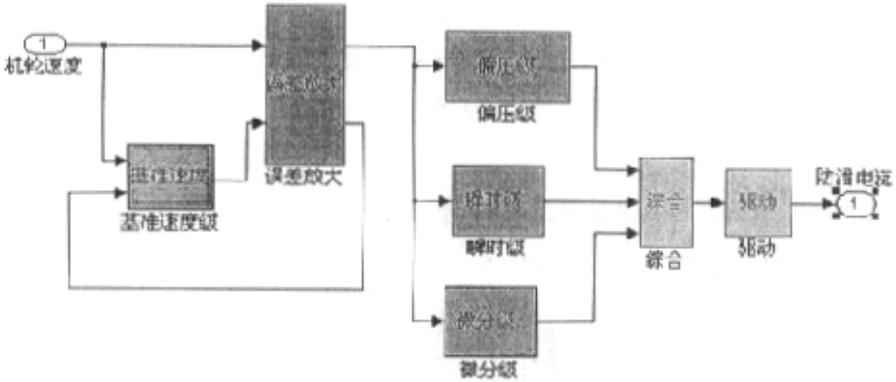


图 3-10 控制盒仿真模型

以上对整个刹车系统的各部分，尤其对刹车、伺服阀的工作原理和模型作了详细的分析，并引入了一种新的轮胎跑道模型，将每部分结合在一起，理清它们之间的相互关系，并作一些必要的简化，就可以得到整个防滑刹车系统的在 Matlab/Simulink 下的仿真模型，如图 3-11 所示。

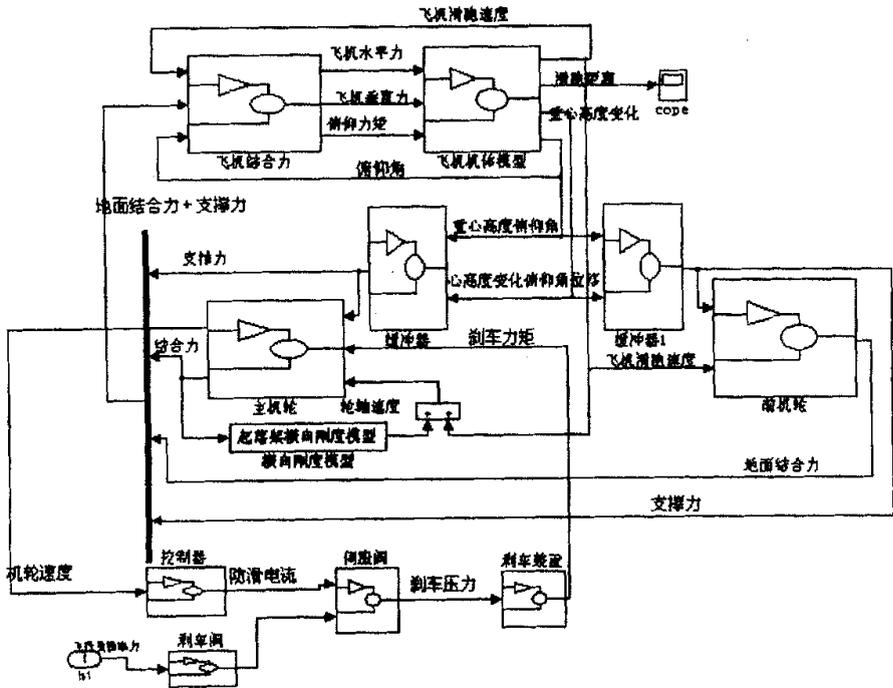


图 3-11 系统的仿真模型

3.8 模型验证

3.8.1 仿真参数

对整个刹车系统进行仿真，选取的仿真参数如下：仿真步长采用定步长，取为 0.001 秒，仿真时间为 14 秒。计算方法为四阶龙格库塔法，机型采用国产某机型，系统仿真时所用到的参数如下：

G	飞机正常着陆重量	17256kg
G _m	飞机最大着陆重量	21130kg
T ₀	发动机的剩余推力	213*2kg
V _b	正常着陆重量时起始刹车速度	72m/s
n	主轮数	4
L	飞机重心到主轮中心的距离	1.076m
L ₁	飞机重心与前轮中心之间的距离	6.727m
h _T	发动机推力线距飞机重心线下移距离	0.1m
h _s	阻力伞悬挂点距飞机推力线上移距离	0.67m
h _c	飞机重心距地面的高度	2.178m
S	机翼面积	50.88m ²
S _s	阻力伞计算面积	20m ²
J	机场空气密度	0.12492kgsec ² /m ⁴
C _x	飞机滑跑时的阻力系数	0.1027
C _{xs}	阻力伞阻力系数	0.75
C _y	飞机滑跑时的升力系数	0.6
k _v	发动机的推力速度系数	1kgsec/m
ω ₀	机轮初始角速度	180rad/s
k _g	滚动摩擦系数	0.016m
k _n	轮胎压缩系数	1.07*10 ⁻⁵ m/kg
R	机轮自由半径	0.4m
J _l	机轮转动部分转动惯量	5*0.377kgsec ² m
P _{bm}	最大刹车压力	10×10 ⁶ Pa

3.8 模型验证

3.8.1 仿真参数

对整个刹车系统进行仿真，选取的仿真参数如下：仿真步长采用定步长，取为 0.001 秒，仿真时间为 14 秒。计算方法为四阶龙格库塔法，机型采用国产某机型，系统仿真时所用到的参数如下：

G	飞机正常着陆重量	17256kg
G _m	飞机最大着陆重量	21130kg
T ₀	发动机的剩余推力	213*2kg
V _b	正常着陆重量时起始刹车速度	72m/s
n	主轮数	4
L	飞机重心到主轮中心的距离	1.076m
L ₁	飞机重心与前轮中心之间的距离	6.727m
h _T	发动机推力线距飞机重心线下移距离	0.1m
h _s	阻力伞悬挂点距飞机推力线上移距离	0.67m
h _c	飞机重心距地面的高度	2.178m
S	机翼面积	50.88m ²
S _s	阻力伞计算面积	20m ²
J	机场空气密度	0.12492kgsec ² /m ⁴
C _x	飞机滑跑时的阻力系数	0.1027
C _{xs}	阻力伞阻力系数	0.75
C _y	飞机滑跑时的升力系数	0.6
k _v	发动机的推力速度系数	1kgsec/m
ω ₀	机轮初始角速度	180rad/s
k _g	滚动摩擦系数	0.016m
k _n	轮胎压缩系数	1.07*10 ⁻⁵ m/kg
R	机轮自由半径	0.4m
J _l	机轮转动部分转动惯量	5*0.377kgsec ² m
P _{bm}	最大刹车压力	10×10 ⁶ Pa

P_0	伺服阀的刹车压力损失	$1 \times 10^6 \text{Pa}$
K_b	力矩系数	0.1
R_m	刹车装置中有效摩擦半径(常取 $(R+r)/2$)	0.142m
μ	着陆时刹车材料的动摩擦系数	0.23
N_{mc}	摩擦表面对偶的数目	6
K_t	力矩马达的中位电磁力系数	18.1kgcm/A
K_m	力矩马达的电磁弹簧刚度	65.5kgcm/弧度
x_{d0}	挡板与喷嘴间的最大距离	0.02mm
d_p	喷嘴的直径	0.6mm
K_n	挡板刚度	100kgcm/弧度
m_v	阀芯质量	34g
J_a	衔铁组件的转动惯量	$7.5 \times 10^{-6} \text{kg} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^2$
C_p	喷嘴挡板间可变节流孔的流量系数	0.65
a_1	液导比	1
r	挡板的长度	13mm
A_1	阀芯的端面积	314mm
A_2	阀芯的环面积	50.24mm
K_l	复位弹簧的弹性系数	$2 \times 10^7 \text{N/mm}$
F_0	弹簧的预紧力	1000000Pa
B_a	衔铁组件的粘性系数	0.7
ρ	油液密度	$86.7 \times 10^{-8} \text{kg/mm}^3$
W	滑阀的面积梯度	0.93cm
P_s	伺服阀的油源压力	$10 \times 10^6 \text{Pa}$
C_v	流量系数	0.65
m_{v1}	阀芯及流动液体的质量	40g;
K_1	稳态液动力刚度及弹簧弹性系数的等效值 130N/m ;	

β	液体体积弹性模量	$1 \times 10^6 \text{Pa}$
W_1	滑阀的面积梯度	2.9cm
P_s^1	油源压力;	$1.5 \times 10^7 \text{Pa}$
σ_0	轮胎纵向刚度	30/m
σ_1	轮胎纵向阻尼	5.0s/m
σ_2	粘性相对阻尼	0.02s/m
v_s	Stribeck 相对速度;	12.5m/s
μ_s	正规化的静态摩擦系数;	0.9
μ_c	正规化的库仑摩擦系数	0.5
σ_v	滚动阻力系数	0.6

3.8.2. 仿真结果及分析

飞机着陆后, 在前 1.5s 内是接地保护, 在其间机轮加速到与飞机速度相等。1.5s 后, 开始刹车瞬间, 飞行员施加操纵力达最大, 刹车阀输出最大刹车压力 (在整个刹车过程中刹车压力始终最大, 控制盒间接调节伺服阀刹车压力大小), 防滑电流突然下降如图 3-12, 伺服阀输出最大刹车压力如图 3-13, 刹车力矩达到最大如图 3-14; 机轮速度出现打滑如图 3-17。随后, 控制盒接受到机轮打滑的信号, 开始调节防滑电流, 使防滑电流变大 (如图 3-12), 伺服阀输出的较小的刹车压力 (如图 3-13), 刹车盘产生较小的刹车力矩 (如图 3-14), 解除打滑 (如图 3-17), 机轮解除打滑后, 控制盒接受到机轮解除打滑的信号, 防滑电流开始变小, 伺服阀输出较大的刹车压力, 刹车盘产生较大的刹车力矩, 使机轮减速。如此反复, 随着偏压级对跑道的智能辨识、飞机速度的降低, 防滑电流呈下降趋势, 加在刹车盘上的刹车压力与刹车力矩呈上升趋势, 直到飞机安全着陆。图 3-13 至图 3-18 为飞机降落后 (前 14s) 的一些重要特征量的仿真结果, 这些结果的趋势及分析与参考文献 27 一致, 验证了飞机液压防滑刹车系统模型的正确性。(论文中仿真结果的横坐标均为时间轴, 单位为秒)

β	液体体积弹性模量	$1 \times 10^6 \text{Pa}$
W_1	滑阀的面积梯度	2.9cm
P_s^1	油源压力;	$1.5 \times 10^7 \text{Pa}$
σ_0	轮胎纵向刚度	30/m
σ_1	轮胎纵向阻尼	5.0s/m
σ_2	粘性相对阻尼	0.02s/m
v_s	Stribeck 相对速度;	12.5m/s
μ_s	正规化的静态摩擦系数;	0.9
μ_c	正规化的库仑摩擦系数	0.5
σ_v	滚动阻力系数	0.6

3.8.2. 仿真结果及分析

飞机着陆后, 在前 1.5s 内是接地保护, 在其间机轮加速到与飞机速度相等。1.5s 后, 开始刹车瞬间, 飞行员施加操纵力达最大, 刹车阀输出最大刹车压力 (在整个刹车过程中刹车压力始终最大, 控制盒间接调节伺服阀刹车压力大小), 防滑电流突然下降如图 3-12, 伺服阀输出最大刹车压力如图 3-13, 刹车力矩达到最大如图 3-14; 机轮速度出现打滑如图 3-17。随后, 控制盒接受到机轮打滑的信号, 开始调节防滑电流, 使防滑电流变大 (如图 3-12), 伺服阀输出的较小的刹车压力 (如图 3-13), 刹车盘产生较小的刹车力矩 (如图 3-14), 解除打滑 (如图 3-17), 机轮解除打滑后, 控制盒接受到机轮解除打滑的信号, 防滑电流开始变小, 伺服阀输出较大的刹车压力, 刹车盘产生较大的刹车力矩, 使机轮减速。如此反复, 随着偏压级对跑道的智能辨识、飞机速度的降低, 防滑电流呈下降趋势, 加在刹车盘上的刹车压力与刹车力矩呈上升趋势, 直到飞机安全着陆。图 3-13 至图 3-18 为飞机降落后 (前 14s) 的一些重要特征量的仿真结果, 这些结果的趋势及分析与参考文献 27 一致, 验证了飞机液压防滑刹车系统模型的正确性。(论文中仿真结果的横坐标均为时间轴, 单位为秒)

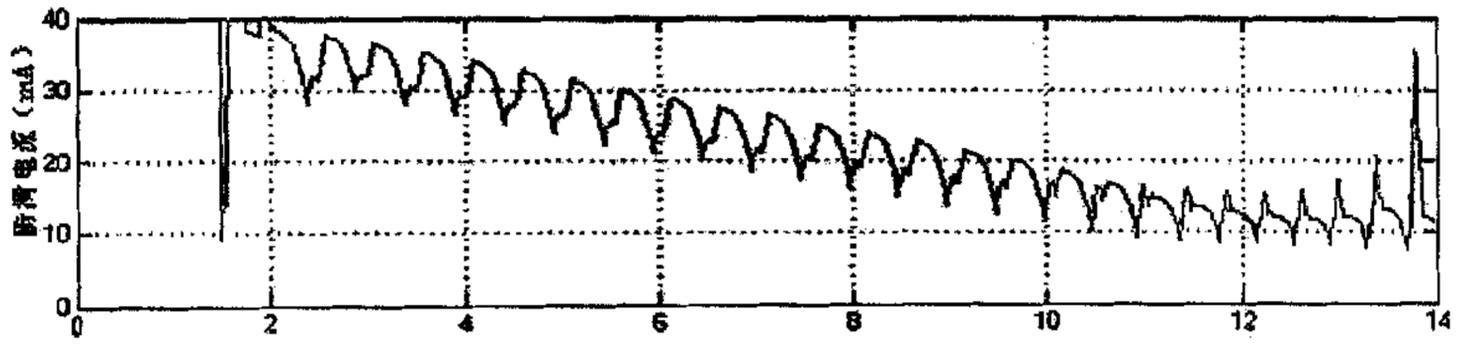


图 3-12 控制盒输出的防滑电流

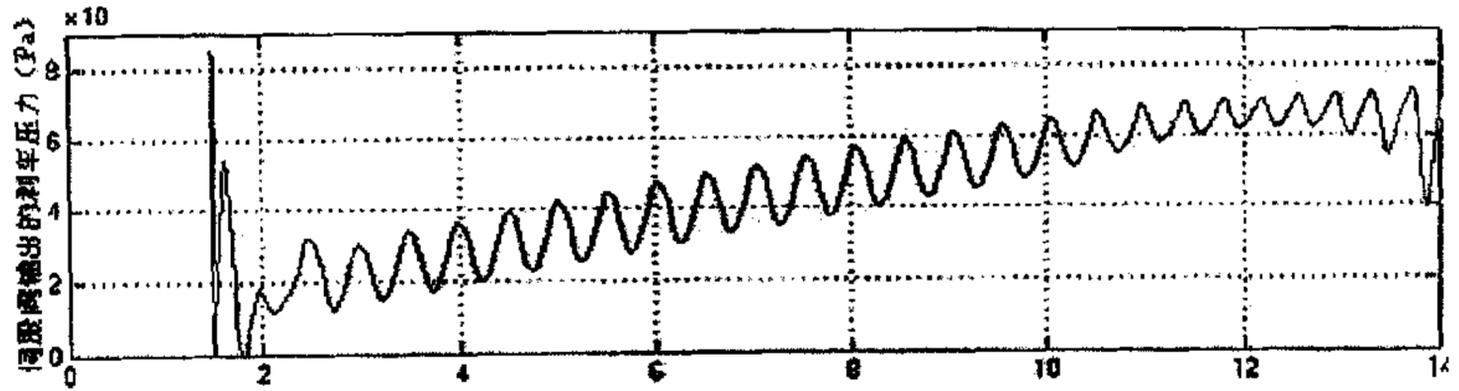


图 3-13 伺服阀输出的刹车压力

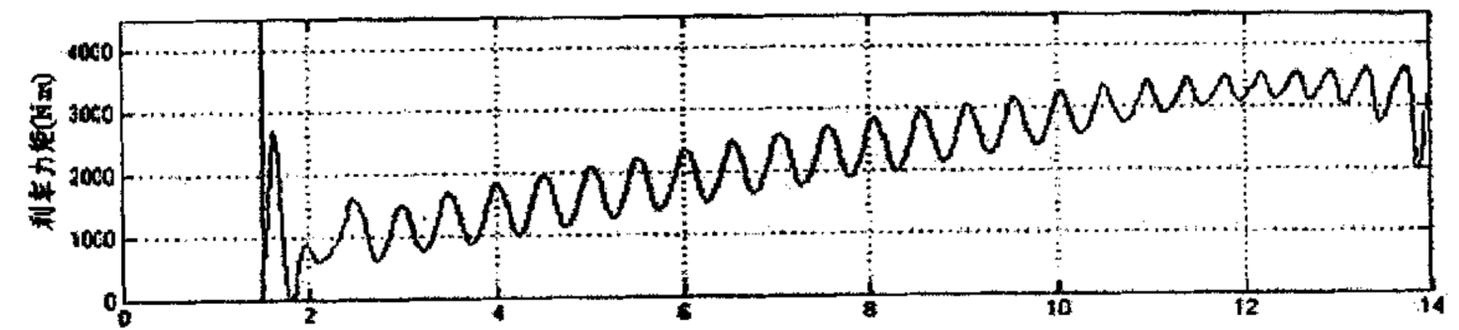


图 3-14 刹车力矩

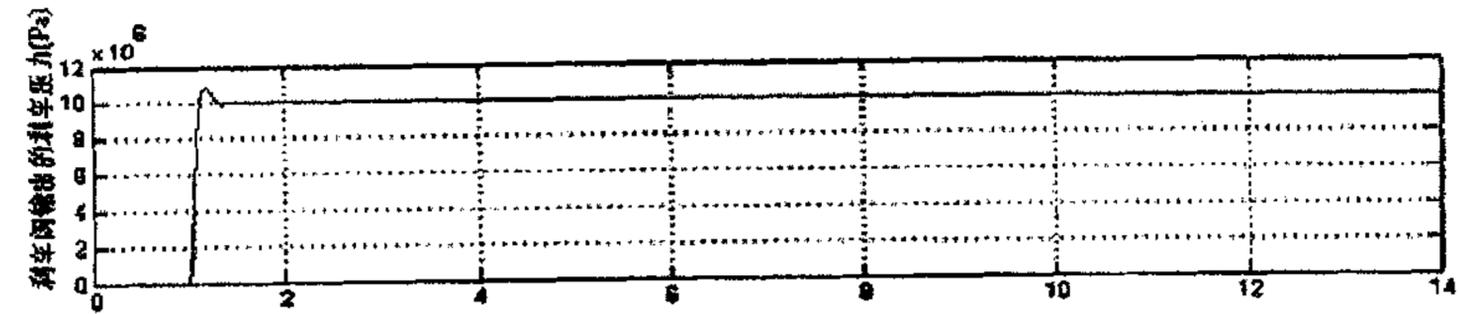


图 3-15 刹车阀输出的刹车压力

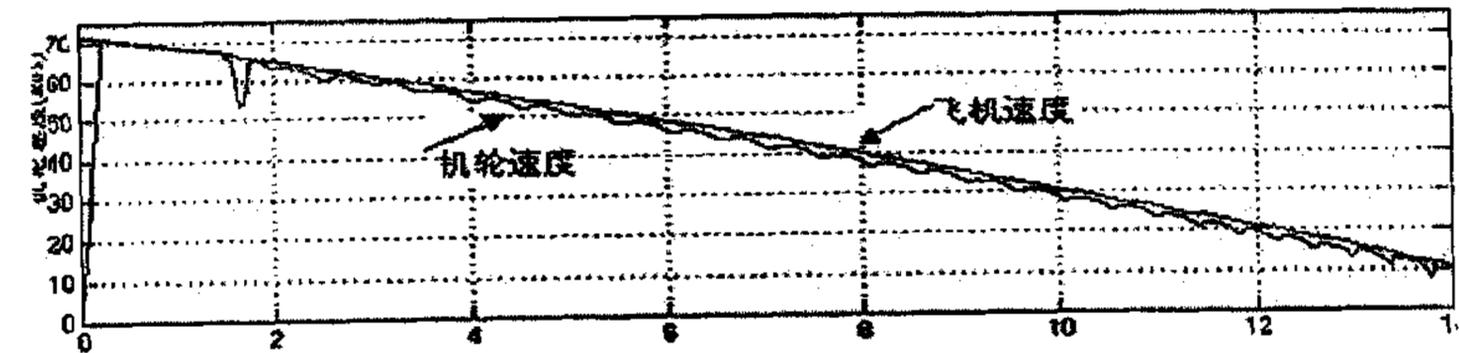


图 3-16 飞机速度与机轮速度

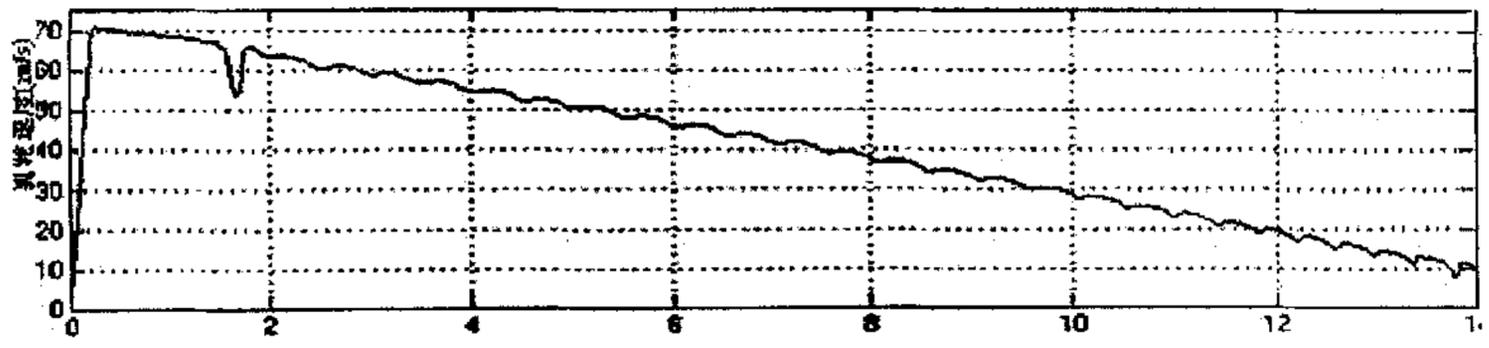


图 3-17 机轮速度

第四章 基于模型的防滑刹车故障诊断研究

由于飞机防滑刹车系统及飞机机体的简单数学模型已经建立,它们大致能反映出刹车的整个过程,伺服阀、刹车阀、机轮轮胎在工程实际应用中经常出现的故障可以通过数学模型反映出来,对其数学模型进行工程可行的简化,能建立系统部分单元的故障模型及状态观测器,可以通过计算机仿真,对飞机防滑刹车系统的伺服阀、刹车阀、机轮轮胎的典型故障,用依赖于解析模型的故障诊断的方法进行研究。

4.1 基于模型的故障诊断的基本原理

基于模型故障诊断技术是从本世纪 70 年代^[21],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。该技术在实际控制系统中应用表现为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、故障程度有多大等的问题进行分析、判断,得出结论。

基于模型故障诊断的基本思想^[15]:设计构造一个实际物理系统的检测滤波器又称观测器,然后根据滤波器的输出与实际刹车系统的一些输出进行比较,产生残差,再对残差进行分析处理,根据残差及系统其他输出特征进行故障判别与诊断。

假设防滑刹车系统的状态方程为:

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= AX(t) + Bu(t) \\ Y(t) &= CX(t) \end{aligned}$$

设计其状态观测器为:

$$\begin{aligned} \dot{X}_s(t) &= AX_s(t) + Bu(t) + D(Y(t) - Y_s(t)) \\ Y_s(t) &= CX_s(t) \end{aligned}$$

第四章 基于模型的防滑刹车故障诊断研究

由于飞机防滑刹车系统及飞机机体的简单数学模型已经建立,它们大致能反映出刹车的整个过程,伺服阀、刹车阀、机轮轮胎在工程实际应用中经常出现的故障可以通过数学模型反映出来,对其数学模型进行工程可行的简化,能建立系统部分单元的故障模型及状态观测器,可以通过计算机仿真,对飞机防滑刹车系统的伺服阀、刹车阀、机轮轮胎的典型故障,用依赖于解析模型的故障诊断的方法进行研究。

4.1 基于模型的故障诊断的基本原理

基于模型故障诊断技术是从本世纪 70 年代^[21],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。该技术在实际控制系统中应用表现为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、故障程度有多大等的问题进行分析、判断,得出结论。

基于模型故障诊断的基本思想^[15]:设计构造一个实际物理系统的检测滤波器又称观测器,然后根据滤波器的输出与实际刹车系统的一些输出进行比较,产生残差,再对残差进行分析处理,根据残差及系统其他输出特征进行故障判别与诊断。

假设防滑刹车系统的状态方程为:

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= AX(t) + Bu(t) \\ Y(t) &= CX(t) \end{aligned}$$

设计其状态观测器为:

$$\begin{aligned} \dot{X}_s(t) &= AX_s(t) + Bu(t) + D(Y(t) - Y_s(t)) \\ Y_s(t) &= CX_s(t) \end{aligned}$$

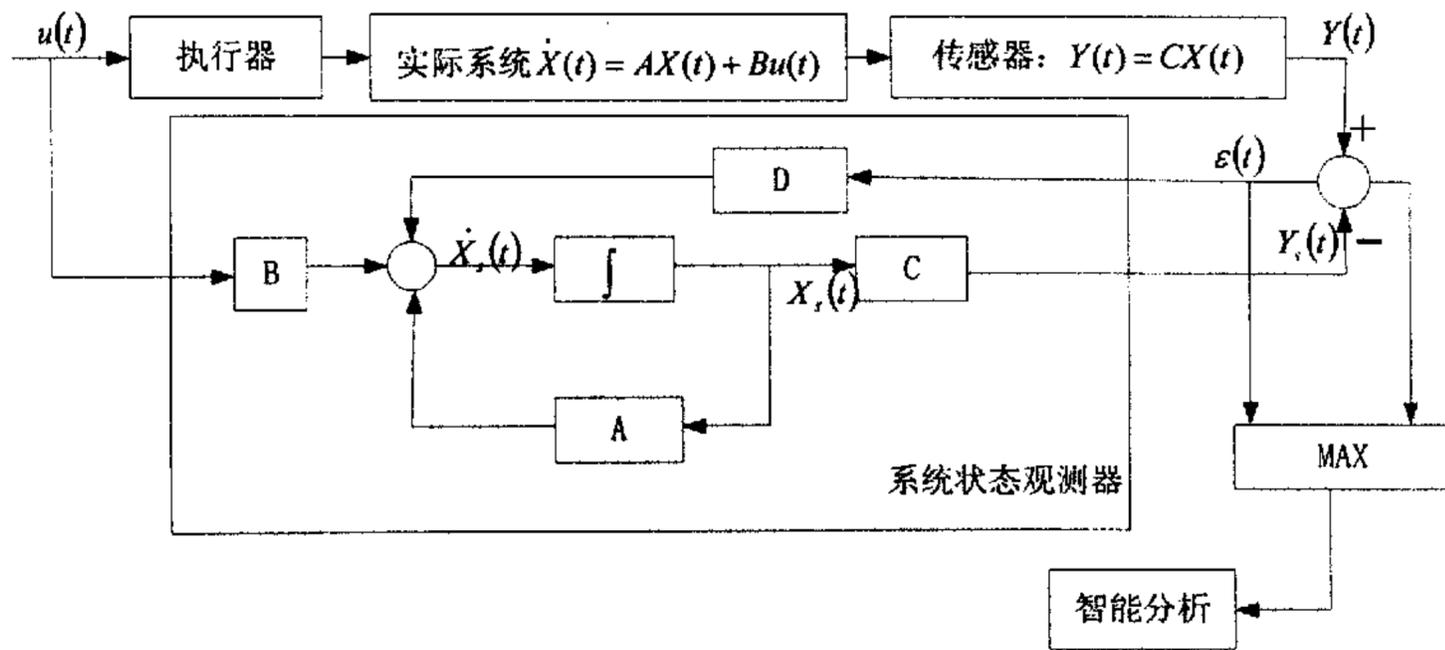


图 4-1 实际物理系统与其观测器的关系图

定义其状态误差（残差）为：

$$e(t) = X(t) - X_s(t)$$

定义其输出误差为：

$$\varepsilon(t) = Y(t) - Y_s(t)$$

实际物理系统与其观测器的关系如图 4-1。

如果系统处于非故障条件下时，有如下残差状态方程^{[20][21]}：

$$\begin{aligned} \dot{e}(t) &= \dot{X}(t) - \dot{X}_s(t) = (A - DC)e(t) \\ \varepsilon(t) &= Ce(t) \end{aligned}$$

该方程的解为：

$$\begin{aligned} e(t) &= e^{(A-DC)t} e(0) \\ \varepsilon(t) &= Ce^{(A-DC)t} e(0) \end{aligned}$$

由上可知，只要选择增益矩阵 D 使 (A-DC) 的特征值有负实数部分（即观测器部分是稳定的）则在正常条件下，滤波器的任何初始误差都会消除，观测器将准确的跟踪系统的响应，残差将保持为零。

当系统发生故障时，下面将考虑简单的特殊情况，假设 A 中某元素 a_{ij} 发生变化 Δa_{ij} 则有：

$$\dot{X}(t) = AX(t) + Bu(t) + \Delta a_{ij} x_j(t) e_{mi}$$

则不失一般性的故障时的残差状态方程为：

$$\begin{aligned} \dot{e}(t) &= (A - DC)e(t) + fn(t) \\ \varepsilon(t) &= Ce(t) \end{aligned}$$

其中 f 为事件矢量, $n(t)$ 为标量时间函数, 则故障模型的解为:

$$\begin{aligned} e(t) &= e^{(A-DC)t} e(0) + \int_0^t e^{(A-DC)(t-\tau)} f(n\tau) d\tau \\ \varepsilon(t) &= Ce^{(A-DC)t} e(0) + \int_0^t e^{(A-DC)(t-\tau)} f(n\tau) d\tau \end{aligned}$$

式中第一项为瞬态解, 稳态时为零; 第二项为稳态解。当系统发生故障时, 残差显然不为零, 观测器的模型将不能正确地反映发生故障后的系统特性。当在设计故障检测观测器时, 通过选择合适的增益矩阵 D , 可使稳态误差矢量方向保持与 Cf 的方向一致, 使不同的故障类型 f 所对应的输出残差具有不同的表现特征。

如图 4-1 所示, 我们可以对其残差进行故障检测及分析, 可以根据其残差向量中包含的特定的信息定位故障, 找到故障原因。

图 4-1 和上面的方程推导为了简单、明了的说明基于模型故障诊断的原理, 采用了一个线性的状态方程来表示实际的物理系统的特征, 并用一个线性的观测器来跟踪实际系统的输出, 但实际的基于模型故障诊断的方法应用于整个飞机防滑系统时, 其体系不同于图 4-1 所示的系统。这是由于:

首先飞机防滑刹车系统是复杂的非线性系统, 并且机轮动态模型、刹车装置的滞环特性以及轮胎和跑道的结合系数与滑移率关系导致系统的复杂性; 跑道条件的变化、磨损轮胎性能的变化、刹车盘温度变化引起的刹车特性的变化导致系统的不确定性。而状态方程比较适合描述线性系统, 不适合飞机防滑刹车这样的系统, 根本不可能建立飞机防滑刹车系统的线性观测器, 只能分物理单元建立各个部分的状态观测器, 本文只建立了系统中伺服阀状态观测器与检测装置, 刹车阀、机轮轮胎的状态观测器。

其次飞机防滑刹车系统十分庞大涉及多种物理对象。这些物理单元每一个的特征都比较复杂, 需要多个特征才能描述, 无法将各个物理单元的特征方程联立起来建立整个系统的状态方程, 另外, 由于这种整个系统的观测器缺乏与实际元件之间的对应关系, 不利于用来研究各个单元的具体故障。因而采用建立一些单元的状态检测装置。

再次，图 4-1 将系统中的状态向量拿来和观测器状态比较残差，并对其进行分析，但是系统中并非所有的量在实际中就能得到，许多量比如说飞机防滑刹车系统的伺服阀衔铁的转角很难测到。

综上所述，在设计观测器时，考虑了系统自身的特点，只建立了伺服阀、刹车阀、机轮轮胎的状态观测器，定性检测了伺服阀、刹车阀、机轮轮胎的主要故障。

4.2 基于模型的防滑刹车系统故障诊断结构构成

下面介绍刹车系统伺服阀、刹车阀、机轮轮胎基于模型的故障诊断结构。

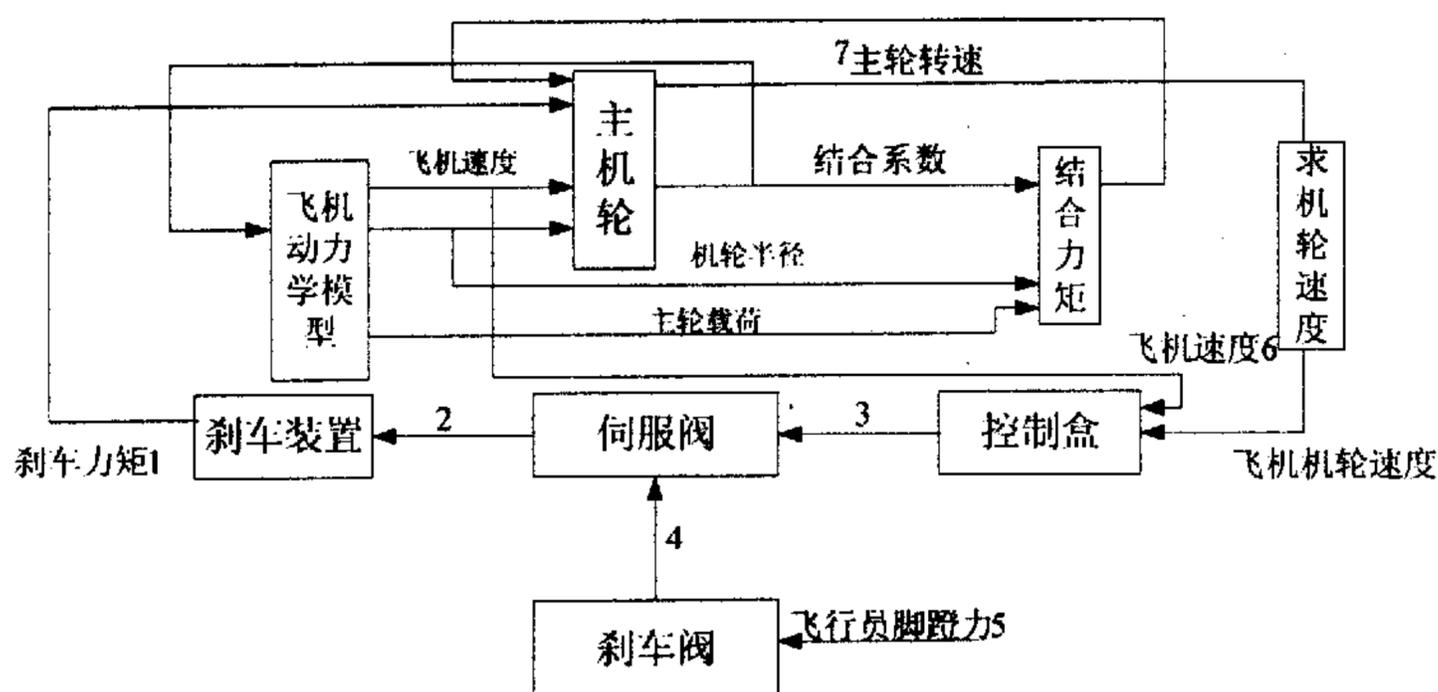
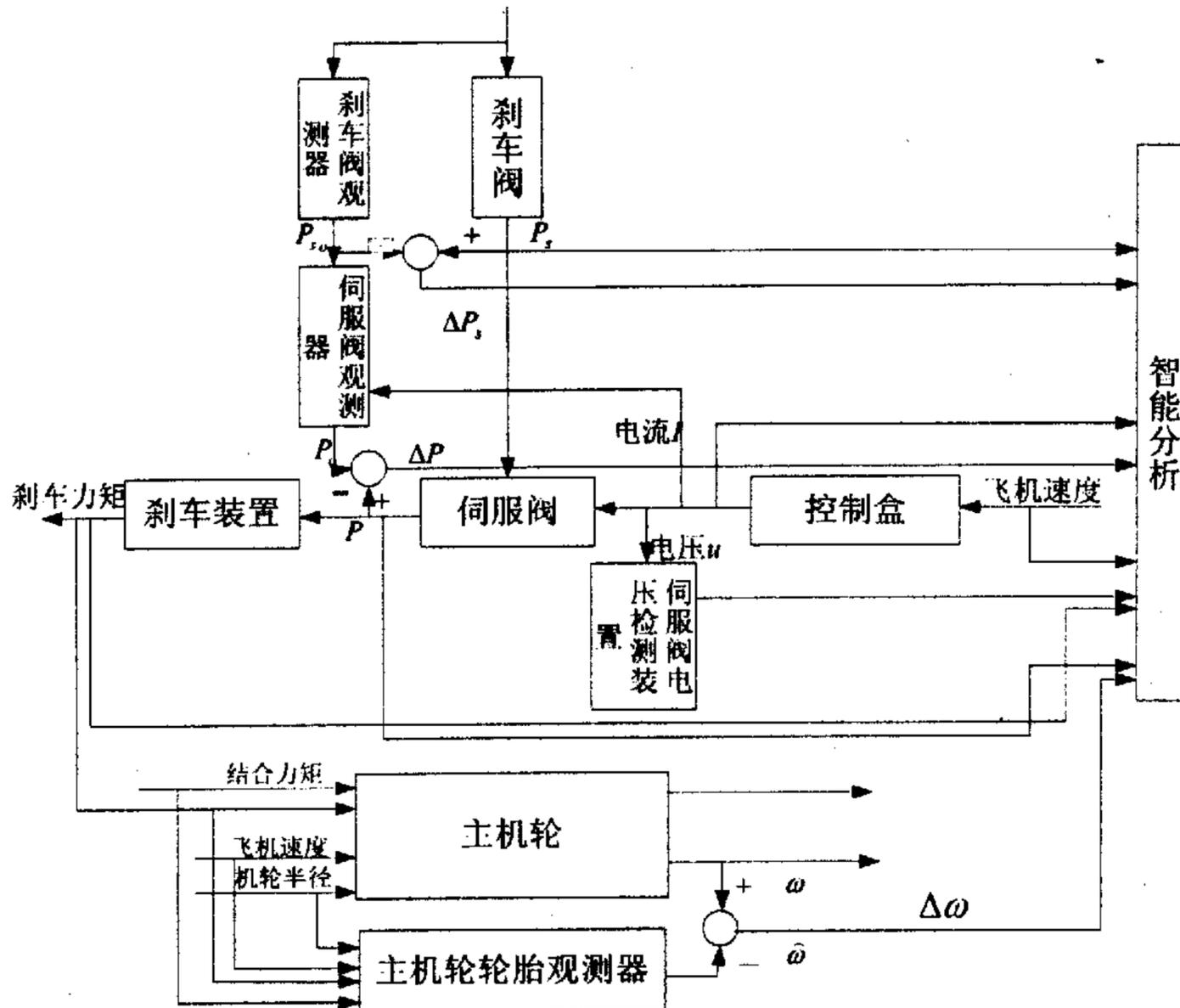


图 4-2 组成飞机液压防滑刹车系统的示意图

在飞机液压防滑刹车系统（系统框图 4-2）中，伺服阀、刹车阀是飞机防滑刹车系统不可缺少的控制部件与执行部件，如果这些部件出现故障，对整个刹车系统都会造成影响，甚至会出现严重事故，飞机机轮轮胎容易磨损，超过一定的限度时强度不够容易爆胎，因此建立伺服阀、刹车阀、机轮轮胎故障诊断体系十分必要的。

基于模型的故障诊断思想要求将实际系统和观测器的输出与状态量进行比较得出输出残差和状态残差，通过分析残差向量的特征来确定故障发生的部位及程度。虽然从诊断角度而言，从系统中采用的状态变量越多越有利于诊断分析，然而实际物理系统的状态变量并非随意可以取得，例如：伺服阀中力矩马达的转角，不可能为了加传感器而对其结构大加改造，在工程实际中，除了要考虑状态

向量的可测性，还需考虑传感器的经济性及状态信号表征主要信号的有效性。在综合考虑以上因素后，确定在图中 1 点安装力矩传感器，检测刹车力矩的变化，2、4、5 安装压力传感器，检测各点压力的变化，3 点安装电压表和电流表，6 点安装速度传感器，在点 7 处添加角速度传感器。如图 4-2。



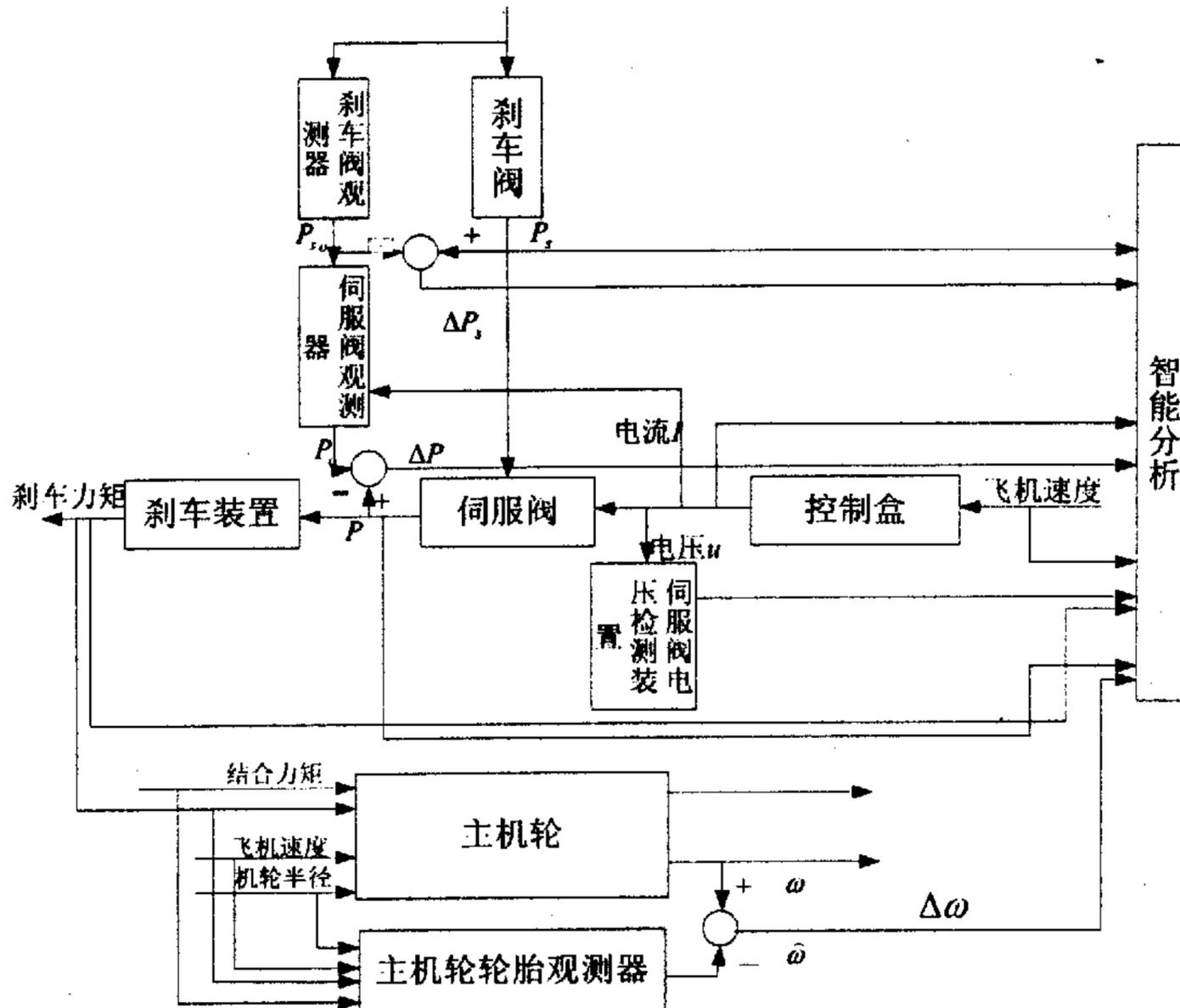
4-3 模型参考故障诊断结构构成

组成基于模型的故障诊断结构如图 4-3 所示，从图 4-3 中可以看出，伺服阀、刹车阀观测器引入了各状态的残差反馈；机轮轮胎引入了机轮角速度残差反馈。由于基于模型参考的故障诊断方法的关键性问题在于：采用一定的方法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问题，从而提高检测系统对建模误差、扰动等位置输入的鲁棒性。

4.3 伺服阀、刹车阀、机轮轮胎的状态观测器的设计

基于模型的故障诊断技术的应用，第一步是要设计好诊断对象的观测器。观测器实际上就是经过简化和处理的系统模型，因此构建状态观测器的基础就是对

向量的可测性，还需考虑传感器的经济性及状态信号表征主要信号的有效性。在综合考虑以上因素后，确定在图中 1 点安装力矩传感器，检测刹车力矩的变化，2、4、5 安装压力传感器，检测各点压力的变化，3 点安装电压表和电流表，6 点安装速度传感器，在点 7 处添加角速度传感器。如图 4-2。



4-3 模型参考故障诊断结构构成

组成基于模型的故障诊断结构如图 4-3 所示，从图 4-3 中可以看出，伺服阀、刹车阀观测器引入了各状态的残差反馈；机轮轮胎引入了机轮角速度残差反馈。由于基于模型参考的故障诊断方法的关键性问题在于：采用一定的方法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问题，从而提高检测系统对建模误差、扰动等位置输入的鲁棒性。

4.3 伺服阀、刹车阀、机轮轮胎的状态观测器的设计

基于模型的故障诊断技术的应用，第一步是要设计好诊断对象的观测器。观测器实际上就是经过简化和处理的系统模型，因此构建状态观测器的基础就是对

执行机构、动力机构的建模。前面已经对伺服阀、刹车阀、机轮轮胎进行了建模。

观测器不可能完全准确的描述系统，特别是能够进行实时仿真的模型更不可能完全符合实际系统，必要时要对模型进行简化。

另外，由于状态观测器是以模型为基础，然而模型不可能完全精确的描述实际系统，其输出也不一定完全准确的跟踪实际系统的输出。而且实际系统中还存在其它不能预料的噪声和扰动，这些都可能造成观测器与实际系统输出间的不一致。为了将这些由非故障因素引起的输出残差减少到最低程度，所以引入了残差的反馈。理论和实际计算机仿真研究均证明引入适当强度的反馈能够有效地抑制这些非故障信息，但一定要控制好反馈深度。反馈太强会把系统发生故障时引起的残差也减小到不能检测的程度。

4.3.1 电液伺服阀的状态观测器的设计

执行机构电液伺服阀的模型（传递函数）可由（3—13）、（3—14）、（3—22）、（3—29）、（3—30）、（3—31）、（3—33）推导出。由于质量 m_v 对系统的性能影响很小，故在本研究中给与忽略。

最后得到电液伺服阀的传递函数：

$$P(s) = \frac{62 \cdot 5 \times 10^6}{0.01s^3 + 1.128s^2 + 15.95s + 315} i(s) + 0.9P_y(s)$$

为了设计状态观测器，根据线性系统理论的知识，将传递函数化为状态方程的形式：

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -31500 & -1595 & -112.8 \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -6.25 \times 10^7 & 0 \end{bmatrix};$$

$$C = [1 \ 0 \ 0]; \quad D = [0 \ 0.9];$$

经计算知道 A、C 是能观测的，可以引入观测器反馈矩阵 L，得到如下的观测器结构：

执行机构、动力机构的建模。前面已经对伺服阀、刹车阀、机轮轮胎进行了建模。

观测器不可能完全准确的描述系统，特别是能够进行实时仿真的模型更不可能完全符合实际系统，必要时要对模型进行简化。

另外，由于状态观测器是以模型为基础，然而模型不可能完全精确的描述实际系统，其输出也不一定完全准确的跟踪实际系统的输出。而且实际系统中还存在其它不能预料的噪声和扰动，这些都可能造成观测器与实际系统输出间的不一致。为了将这些由非故障因素引起的输出残差减少到最低程度，所以引入了残差的反馈。理论和实际计算机仿真研究均证明引入适当强度的反馈能够有效地抑制这些非故障信息，但一定要控制好反馈深度。反馈太强会把系统发生故障时引起的残差也减小到不能检测的程度。

4.3.1 电液伺服阀的状态观测器的设计

执行机构电液伺服阀的模型（传递函数）可由（3—13）、（3—14）、（3—22）、（3—29）、（3—30）、（3—31）、（3—33）推导出。由于质量 m_v 对系统的性能影响很小，故在本研究中给与忽略。

最后得到电液伺服阀的传递函数：

$$P(s) = \frac{62 \cdot 5 \times 10^6}{0.01s^3 + 1.128s^2 + 15.95s + 315} i(s) + 0.9P_s(s)$$

为了设计状态观测器，根据线性系统理论的知识，将传递函数化为状态方程的形式：

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -31500 & -1595 & -112.8 \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -6.25 \times 10^7 & 0 \end{bmatrix};$$

$$C = [1 \ 0 \ 0]; \quad D = [0 \ 0.9];$$

经计算知道 A、C 是能观测的，可以引入观测器反馈矩阵 L，得到如下的观测器结构：

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}(t) &= A_1 \hat{x}(t) + B_1 u(t) + L(y(t) - \hat{y}(t)) \\ \hat{y}(t) &= C_1 \hat{x}(t) + D_1 u(t)\end{aligned}$$

$$A_1 = A; \quad B_1 = B; \quad C_1 = C; \quad D_1 = D$$

状态观测器的设计原则为：选择合适的增益矩阵 L 使 $(A-LC)$ 的特征值有负实数部分（即观测器部分是稳定的），则在正常条件下，滤波器的任何初始误差都会消除，观测器将准确的跟踪系统的响应，残差 $\Delta p = p - p_o$ 将保持为零，图 4-4 是状态观测器的示意图。

$$\text{得出： } L = [0.30 \quad 0.15 \quad 0.09]^T$$

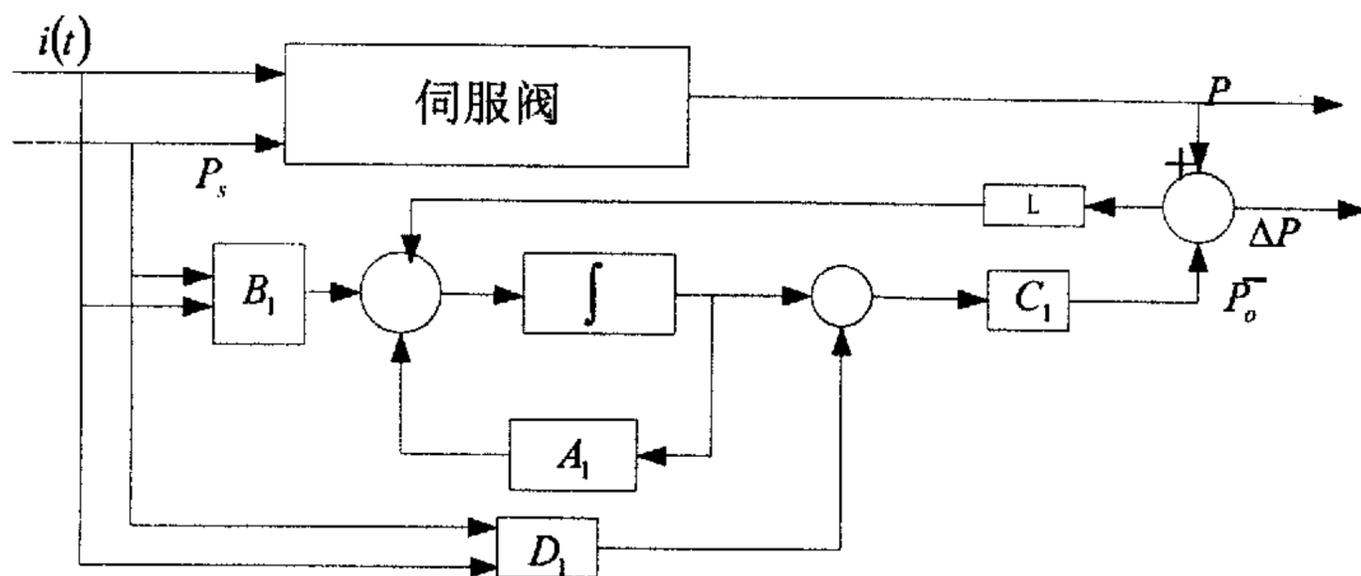


图 4-4 伺服阀状态观测器

4.3.2 电液伺服阀的力矩马达电压检测装置

由于力矩马达的转角不方便检测，所以不能引入反馈，通过测出的力矩马达输入端的电压为已知值来进行比较，当电压大于 a 认为短路，小于 b 认为断路， a 、 b 值的选取已经考虑了非故障信息的干扰，通过大量的仿真试验来确定 a 、 b 的值，这里选取 a 为 10 伏， b 为 0.6 伏。由于这个检测装置是属于逻辑判断，所以这里不在画出框图的形式，在以后的仿真分析中直接分析输出的电压值即可。

4.3.3 刹车阀状态观测器的设计

动力机构刹车阀的模型第三章也已给出，本身是简化的模型，模型不在简化，

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}(t) &= A_1 \hat{x}(t) + B_1 u(t) + L(y(t) - \hat{y}(t)) \\ \hat{y}(t) &= C_1 \hat{x}(t) + D_1 u(t)\end{aligned}$$

$$A_1 = A; \quad B_1 = B; \quad C_1 = C; \quad D_1 = D$$

状态观测器的设计原则为：选择合适的增益矩阵 L 使 $(A-LC)$ 的特征值有负实数部分（即观测器部分是稳定的），则在正常条件下，滤波器的任何初始误差都会消除，观测器将准确的跟踪系统的响应，残差 $\Delta p = p - p_o$ 将保持为零，图 4-4 是状态观测器的示意图。

$$\text{得出: } L = [0.30 \quad 0.15 \quad 0.09]^T$$

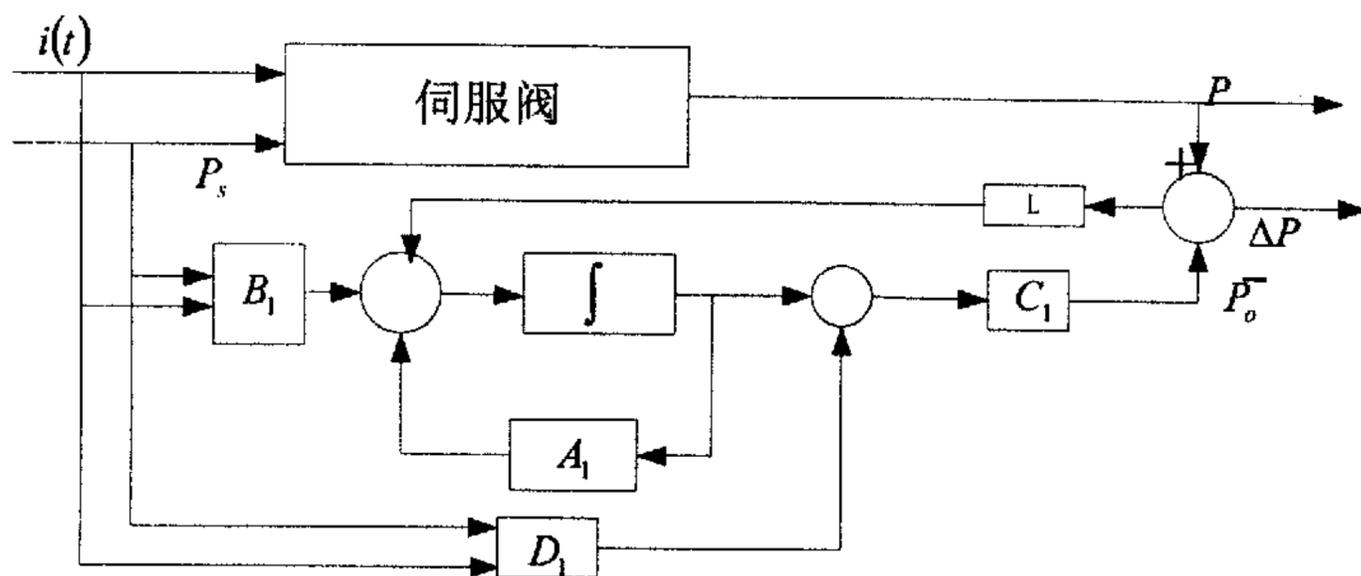


图 4-4 伺服阀状态观测器

4.3.2 电液伺服阀的力矩马达电压检测装置

由于力矩马达的转角不方便检测，所以不能引入反馈，通过测出的力矩马达输入端的电压为已知值来进行比较，当电压大于 a 认为短路，小于 b 认为断路， a 、 b 值的选取已经考虑了非故障信息的干扰，通过大量的仿真试验来确定 a 、 b 的值，这里选取 a 为 10 伏， b 为 0.6 伏。由于这个检测装置是属于逻辑判断，所以这里不在画出框图的形式，在以后的仿真分析中直接分析输出的电压值即可。

4.3.3 刹车阀状态观测器的设计

动力机构刹车阀的模型第三章也已给出，本身是简化的模型，模型不在简化，

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}(t) &= A_1 \hat{x}(t) + B_1 u(t) + L(y(t) - \hat{y}(t)) \\ \hat{y}(t) &= C_1 \hat{x}(t) + D_1 u(t)\end{aligned}$$

$$A_1 = A; \quad B_1 = B; \quad C_1 = C; \quad D_1 = D$$

状态观测器的设计原则为：选择合适的增益矩阵 L 使 $(A-LC)$ 的特征值有负实数部分（即观测器部分是稳定的），则在正常条件下，滤波器的任何初始误差都会消除，观测器将准确的跟踪系统的响应，残差 $\Delta p = p - p_o$ 将保持为零，图 4-4 是状态观测器的示意图。

$$\text{得出： } L = [0.30 \quad 0.15 \quad 0.09]^T$$

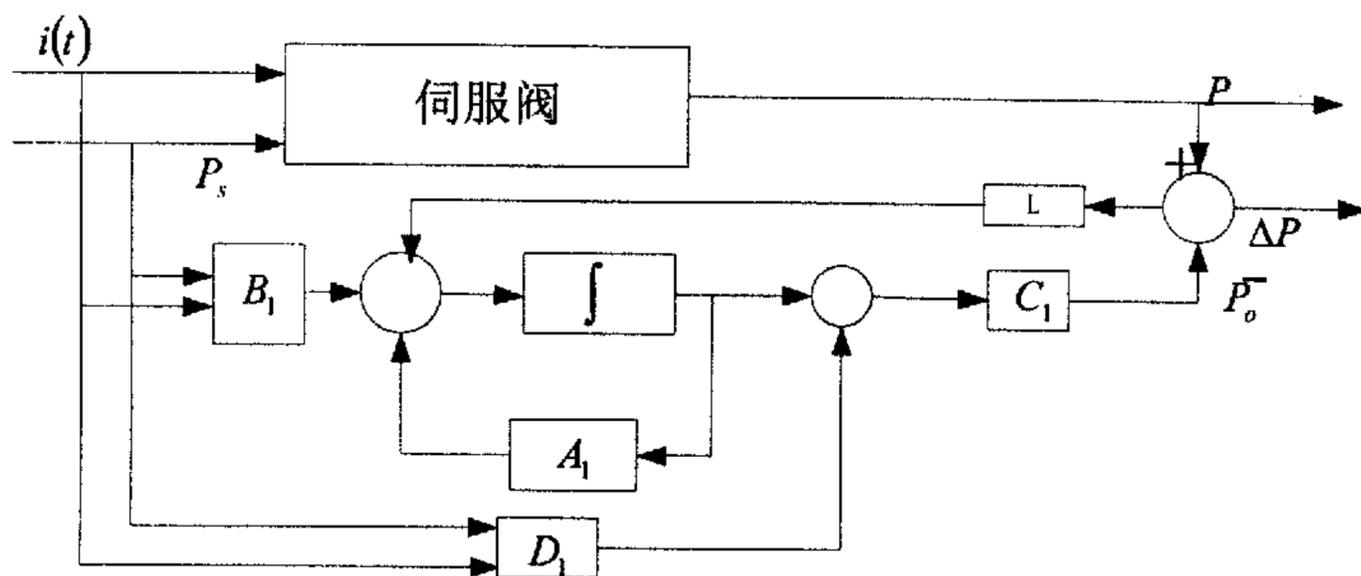


图 4-4 伺服阀状态观测器

4.3.2 电液伺服阀的力矩马达电压检测装置

由于力矩马达的转角不方便检测，所以不能引入反馈，通过测出的力矩马达输入端的电压为已知值来进行比较，当电压大于 a 认为短路，小于 b 认为断路， a 、 b 值的选取已经考虑了非故障信息的干扰，通过大量的仿真试验来确定 a 、 b 的值，这里选取 a 为 10 伏， b 为 0.6 伏。由于这个检测装置是属于逻辑判断，所以这里不在画出框图的形式，在以后的仿真分析中直接分析输出的电压值即可。

4.3.3 刹车阀状态观测器的设计

动力机构刹车阀的模型第三章也已给出，本身是简化的模型，模型不在简化，

p_s^1 (没必要作为输入) 作为常数带入方程。

刹车阀的传递函数形式为:

$$P_s(s) = \frac{8.09 \times 10^7}{0.1s^3 + 12.88s^2 + 345.6s + 5760} u(s)$$

为了设计状态观测器, 根据线性系统理论的知识, 将传递函数化为状态方程的形式:

$$\dot{x}(t) = A'x(t) + B'u(t)$$

$$y(t) = C'x(t)$$

刹车阀的状态观测器结构:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A_2\hat{x}(t) + B_2u(t) + D_2(y(t) - \hat{y}(t))$$

$$\hat{y}(t) = C_2\hat{x}(t)$$

状态观测器设计原则与伺服阀状态观测器设计原则相同。

$$A_2 = A' = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -57600 & -3456 & -128.8 \end{bmatrix}; \quad B_2 = B' = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 8.09 \times 10^8 \end{bmatrix};$$

$$C_2 = C' = [1 \quad 0 \quad 0]; \quad D_2 = D' = \begin{bmatrix} 0.11 \\ 0.09 \\ 0.03 \end{bmatrix}$$

图 4-5 是刹车阀的状态观测器示意图:

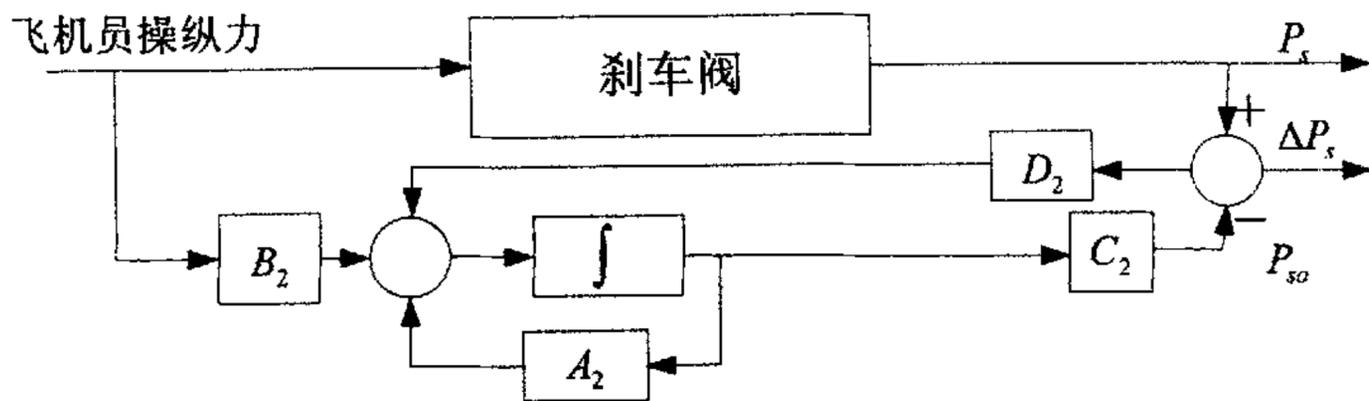


图 4-5 刹车阀状态观测器

4.3.4 机轮轮胎观测器的设计

设: $x_1 = \sigma_0 z$, $x_2 = v$, $x_3 = v_r = v - R_{vb}\omega$, 由方程(3-5)、(3-6)、(3-7)、

p_s^1 (没必要作为输入) 作为常数带入方程。

刹车阀的传递函数形式为:

$$P_s(s) = \frac{8.09 \times 10^7}{0.1s^3 + 12.88s^2 + 345.6s + 5760} u(s)$$

为了设计状态观测器, 根据线性系统理论的知识, 将传递函数化为状态方程的形式:

$$\dot{x}(t) = A'x(t) + B'u(t)$$

$$y(t) = C'x(t)$$

刹车阀的状态观测器结构:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A_2\hat{x}(t) + B_2u(t) + D_2(y(t) - \hat{y}(t))$$

$$\hat{y}(t) = C_2\hat{x}(t)$$

状态观测器设计原则与伺服阀状态观测器设计原则相同。

$$A_2 = A' = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -57600 & -3456 & -128.8 \end{bmatrix}; \quad B_2 = B' = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 8.09 \times 10^8 \end{bmatrix};$$

$$C_2 = C' = [1 \quad 0 \quad 0]; \quad D_2 = D' = \begin{bmatrix} 0.11 \\ 0.09 \\ 0.03 \end{bmatrix}$$

图 4-5 是刹车阀的状态观测器示意图:

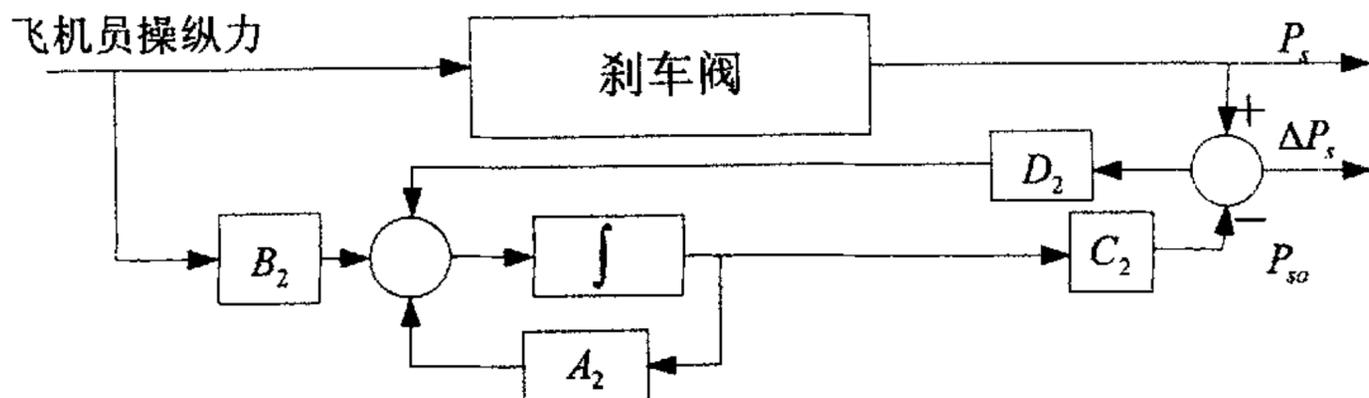


图 4-5 刹车阀状态观测器

4.3.4 机轮轮胎观测器的设计

设: $x_1 = \sigma_0 z$, $x_2 = v$, $x_3 = v_r = v - R_{vb}\omega$, 由方程(3-5)、(3-6)、(3-7)、

(3-8)、(3-9)：于是我们得到：

$$\dot{x}_1 = \sigma_0 \dot{z} = -\sigma_0 x_3 - \sigma_0 \theta \frac{|x_3|}{f(x_3)} x_1 \quad (4-1)$$

$$\dot{x}_2 = f \left[x_1 + \sigma_1 \left[-x_3 - \theta \frac{|x_3|}{f(x_3)} x_1 \right] - \sigma_2 x_3 \right] - f \sigma_v x_2 \quad (4-2)$$

$$\dot{x}_3 = \dot{v} - R_{vb} \dot{\omega} = \alpha \left[x_1 + \sigma_1 \left[-x_3 - \theta \frac{|x_3|}{f(x_3)} x_1 \right] - \sigma_2 x_3 \right] - f \sigma_v x_2 + u_T \quad (4-3)$$

$$\text{式(4-3)中 } \alpha = g \left[1 + \frac{m R_{vb}^2}{4J} \right]$$

定义 x, y 分别是：

$$x = [x_1 \quad x_2 \quad x_3]^T, \quad y = \frac{1}{R_{vb}}(x_2 - x_3) = \omega \quad \text{设 } \phi(x) = \frac{|x_3|}{f(x_3)} x_1$$

可以得到系统的状态方程：

$$\dot{x} = A'' x + B'' \theta \phi(x) + E u_T \quad (4-4)$$

$$y = C'' x \quad (4-5)$$

$$A'' = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\sigma_0 \\ -g & -g\sigma_v & -g(\sigma_1 + \sigma_2) \\ \alpha & -g\sigma_v & -\alpha(\sigma_1 + \sigma_2) \end{bmatrix}, \quad B'' = \begin{bmatrix} -\sigma_0 \\ -g\sigma_1 \\ -\alpha\sigma_1 \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$C'' = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_{vb}} & \frac{-1}{R_{vb}} \end{bmatrix}$$

因为 A, C 是能观测的, 且任意的 x_1, x_2 , 满足 $|\phi(x_1) - \phi(x_2)| \leq \rho(y, u) \|x_1 - x_2\|$:

对任意 $|x| < \infty, |y| < \infty, |z| < \infty$ 满足, $|\phi(x)| \leq f'(|x|) \leq f_{\max}$, $\infty > \rho_0 > \rho(y, u) \geq 0$,

$\lim_{t \rightarrow \infty} \phi(x) \neq 0$, 可以引入观测器反馈矩阵 L_1 , 得到如下的观测器结构^[17] :

$$\dot{\hat{x}} = A_3 \hat{x} + B_3 \hat{\theta} \phi(x) - L_1 (y - \hat{y}) + k B_3 \operatorname{sgn}(y - \hat{y}) + E u_T \quad (4-6)$$

$$\dot{\hat{\theta}} = \gamma_1 \phi(\hat{x})(y - \hat{y}) \quad (4-7)$$

$$\hat{y} = C_3 \hat{x} \quad (4-8)$$

式(4-6)中 $k = \max_x \{2\theta_{\max} |\phi(x)|\}$ 。

状态观测器的设计原则^[17]为: L_1 保证 $[A'' - L_1 C'']$ 特征值有负实数部分, 对于任意的 $Q > 0$, $P = P^T > 0$, 和反馈矩阵 L_1 , 满足下式:

$$P[A'' - L_1 C''] + [A'' - L_1 C'']^T P = -Q$$

$$PB'' = C''^T$$

$$\text{且 } \lambda_{\min}(Q) - 2\|C\|\theta_{\max}\rho_0 = q_0 > 0, \quad \theta_{\max} \geq |\theta|$$

从上面的方程知道 $k < \infty$, 并且 γ_1 是一个正的实数, 调整 $\hat{\theta}$ 的大小。则在正常条件下, 滤波器的任何初始误差都会消除, 观测器将准确的跟踪系统的响应, 残差 $(y - \hat{y})$ 将保持为零^[16] (在误差范围 d 内), 如果出现故障, $|(y - \hat{y})| > d$ 。 d 的计算方法^[16]:

$$\bar{d} = \sqrt{\frac{\lambda_{\max}(M) \cdot 4|\theta_{\max}|^2 \tau + 4|\theta_{\max}|^2}{\lambda_{\min}(M) \cdot \lambda_{\min}(N)}} \cdot \frac{\gamma_2}{\gamma_1} \quad (4-9)$$

正定对称矩阵满足下式:

$$-N = [A + LC]^T M + M[A + LC]$$

$$MB = \gamma_2 C^T$$

$$d = \frac{2}{r} \bar{d}$$

g 取 10m/s^2 , 机轮轮胎动态半径近似以为等于自由滚动半径(在工程许可范围内), 参数同第三章, 最后求得:

$$A_3 = A'' = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -30 \\ -10 & -6 & -50.2 \\ 14.2 & -6 & -71.28 \end{bmatrix}; \quad B_3 = B'' = \begin{bmatrix} -30 \\ -50 \\ -71 \end{bmatrix};$$

$$Q = \begin{bmatrix} 16.998 & 25.0787 & -23.5093 \\ 25.0787 & 42.544 & -22.9336 \\ -23.5093 & -22.9336 & 44.3796 \end{bmatrix};$$

$$L_1 = \begin{bmatrix} 10 \\ 0 \\ -6 \end{bmatrix}; \quad P = \begin{bmatrix} 1 & 0.1 & -0.4929 \\ 0.1 & 1 & -0.7816 \\ -0.4929 & -0.7816 & 0.7939 \end{bmatrix}; \quad C_3 = C'' = [0 \quad 2.5 \quad -2.5]$$

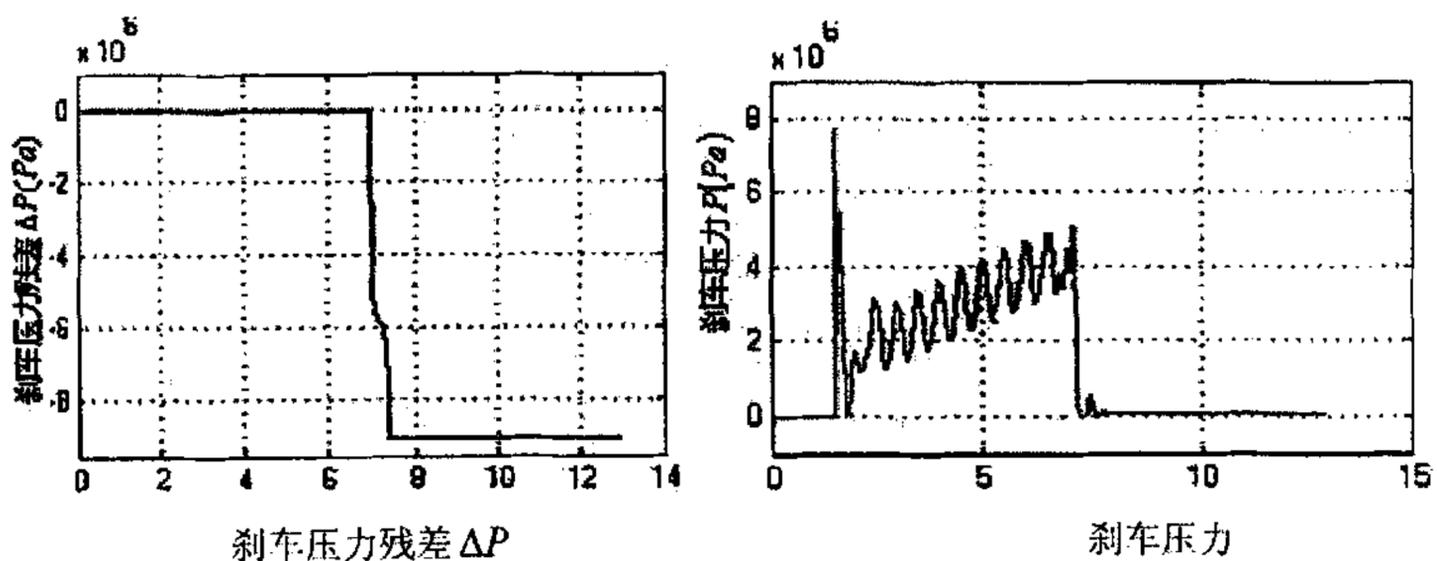
$$d = 0.54; \quad \gamma_1 = 40000;$$

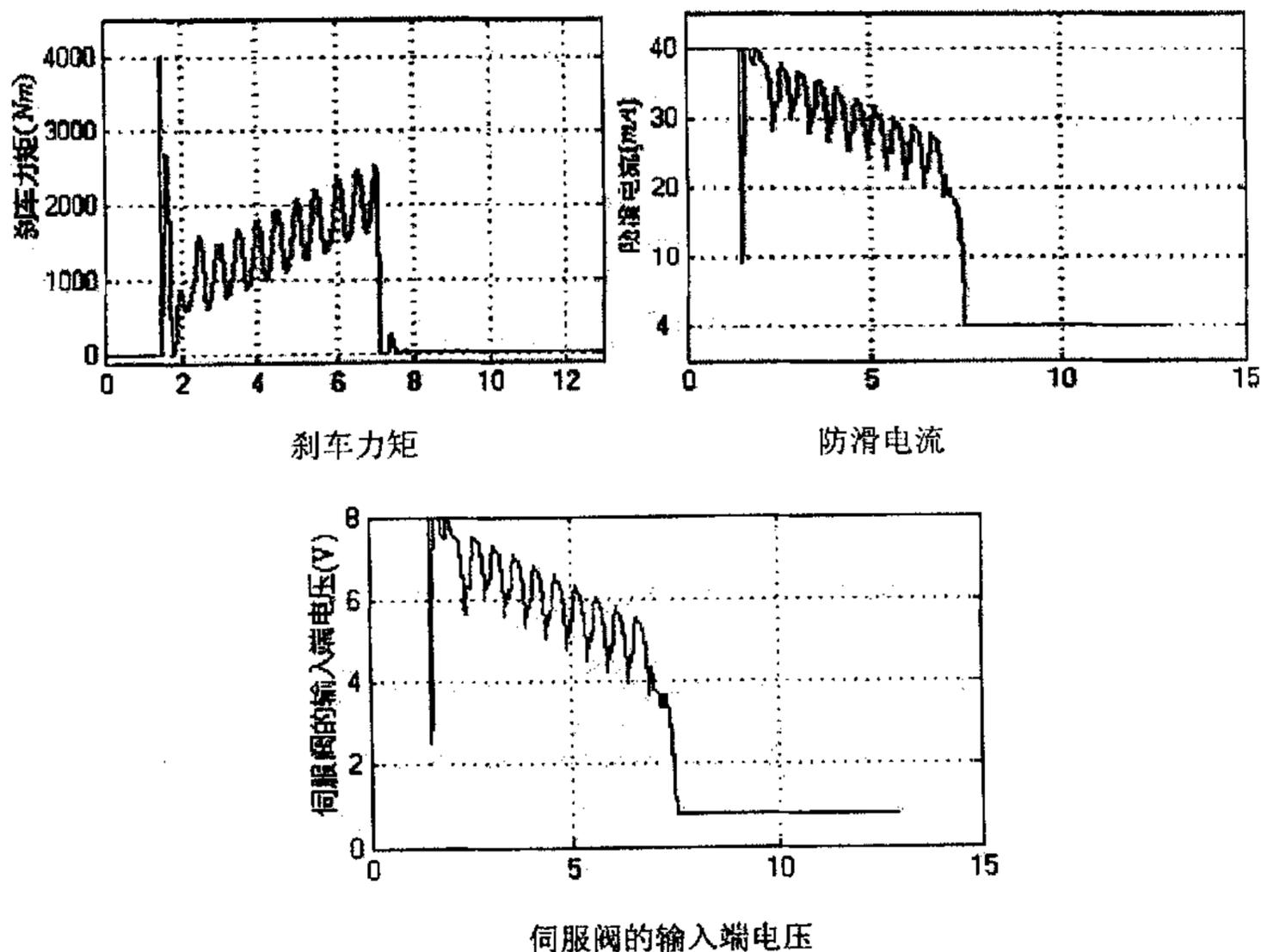
4.4 典型故障的仿真结果

在 Matlab / Simulink 仿真平台上构成如图 4-3 所示的仿真系统对伺服阀、刹车阀、机轮轮胎出现的主要故障进行仿真研究, 仿真参数同第三章的参数, 机型采用国产某机型。在正常状态下, 观测器的输出能很好的跟踪物理系统的输出, 但是在故障情况下, 会产生明显的残差, 下面对其中几种故障进行分析:

1 一个喷嘴堵塞:

由于喷嘴的直径只有 0.6mm, 所以当油液被污染时, 很容易堵塞, 出故障时, 无论电流怎么变化, 挡板与喷嘴之间的距离不能调节两喷嘴间的压力, 两喷嘴端的压力差始终为最大, 伺服阀起不到调解压力的作用。下面是一个喷嘴完全堵塞时的情况。仿真曲线如图组 4-6: 假如在第 7 秒突然出故障, 出故障后, 因为两喷嘴间的压力差始终为最大, 挡板与喷嘴之间的距离不能调节两喷嘴间的压力, 刹车阀的输出压力残差 Δp_s 始终为零 (说明伺服阀工作正常, 仿真结果不再给出), 刹车阀的输出压力 p_s (仿真结果不再给出) 始终保持最大, 在误差范围内, 伺服阀输出刹车压力残差 ΔP 不为零, 输出的刹车压力几乎为零, 刹车力矩最小, 造成不能刹车, 滑跑距离过长, 刹车效率严重降低, 控制盒输出的防滑电流为最小, 测得力矩马达两端的电压不小于 0.6V, 不大于 10V, 说明力矩马达工作正常, 确定一个喷嘴堵塞, 图中刹车压力残差曲线、刹车压力曲线有抖动, 是由伺服阀的惯性及振荡引起的, 仿真结果与理论分析一致。

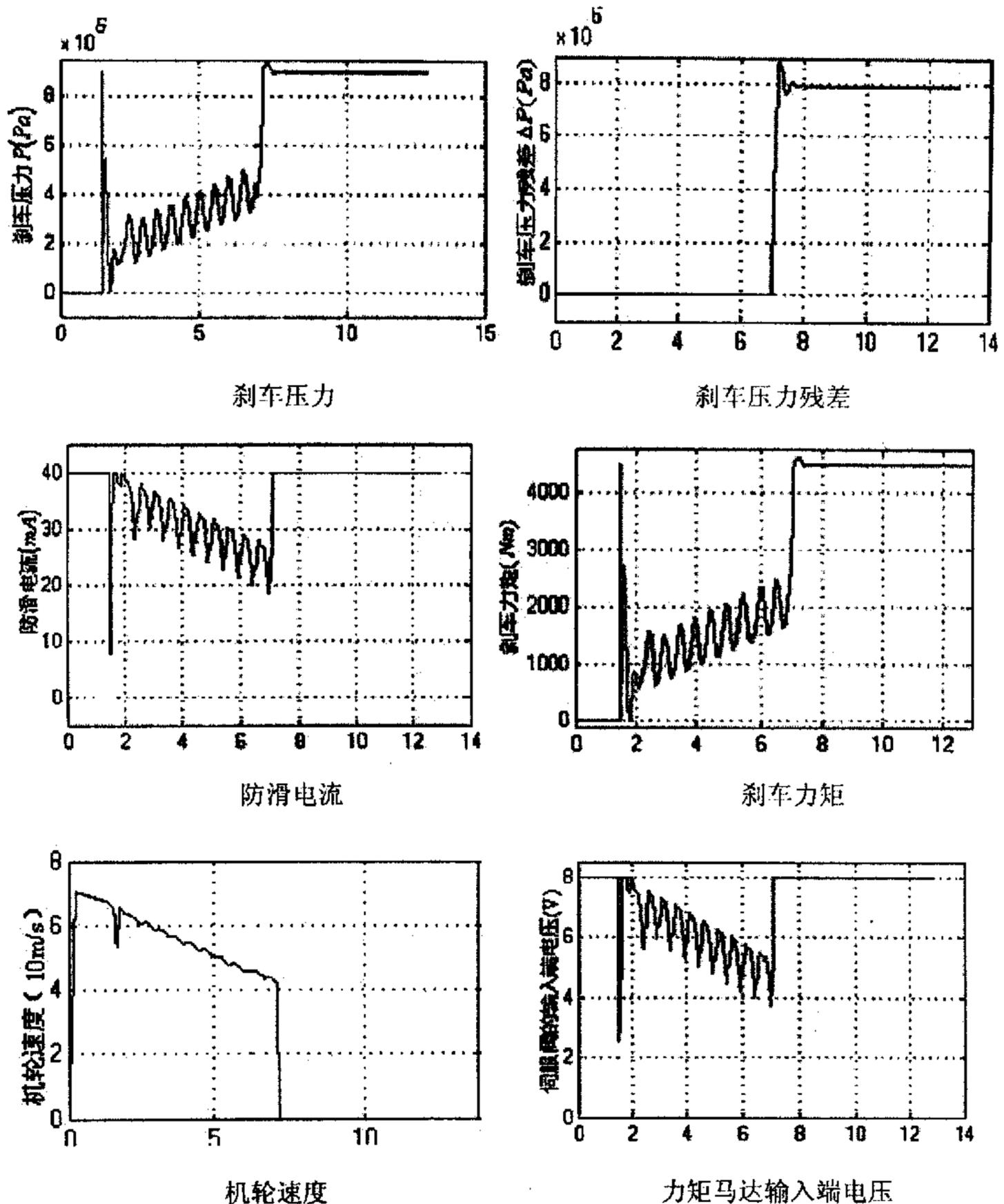




图组 4-6

2 两个喷嘴同时出故障:

下面是两个喷嘴完全堵塞时的情况。仿真曲线如图组 4-7: 假如在第 7 秒突然出故障, 出故障后, 两喷嘴间的压力差始终为最小 (几乎为零), 挡板与喷嘴之间的距离不能调节两喷嘴间的压力, 刹车阀的输出压力残差 Δp_s 始终几乎为零 (仿真结果不再给出), 刹车阀的输出压力 p_s 始终保持最大 (说明伺服阀工作正常), 在误差范围内, 刹车压力残差 ΔP 不为零, 刹车压力残差曲线、刹车压力曲线有抖动的原因与图 4-6 中抖动的原因一样, 伺服阀输出的刹车压力始终达最大, 刹车力矩也始终最大, 最终刹死机轮, 严重时导致爆胎。这时控制盒输出的防滑电压达最大, 但是力矩马达两端的电压没有超过十伏, 说明力矩马达工作正常, 确定两喷嘴堵塞, 这些仿真结果与理论分析一致。

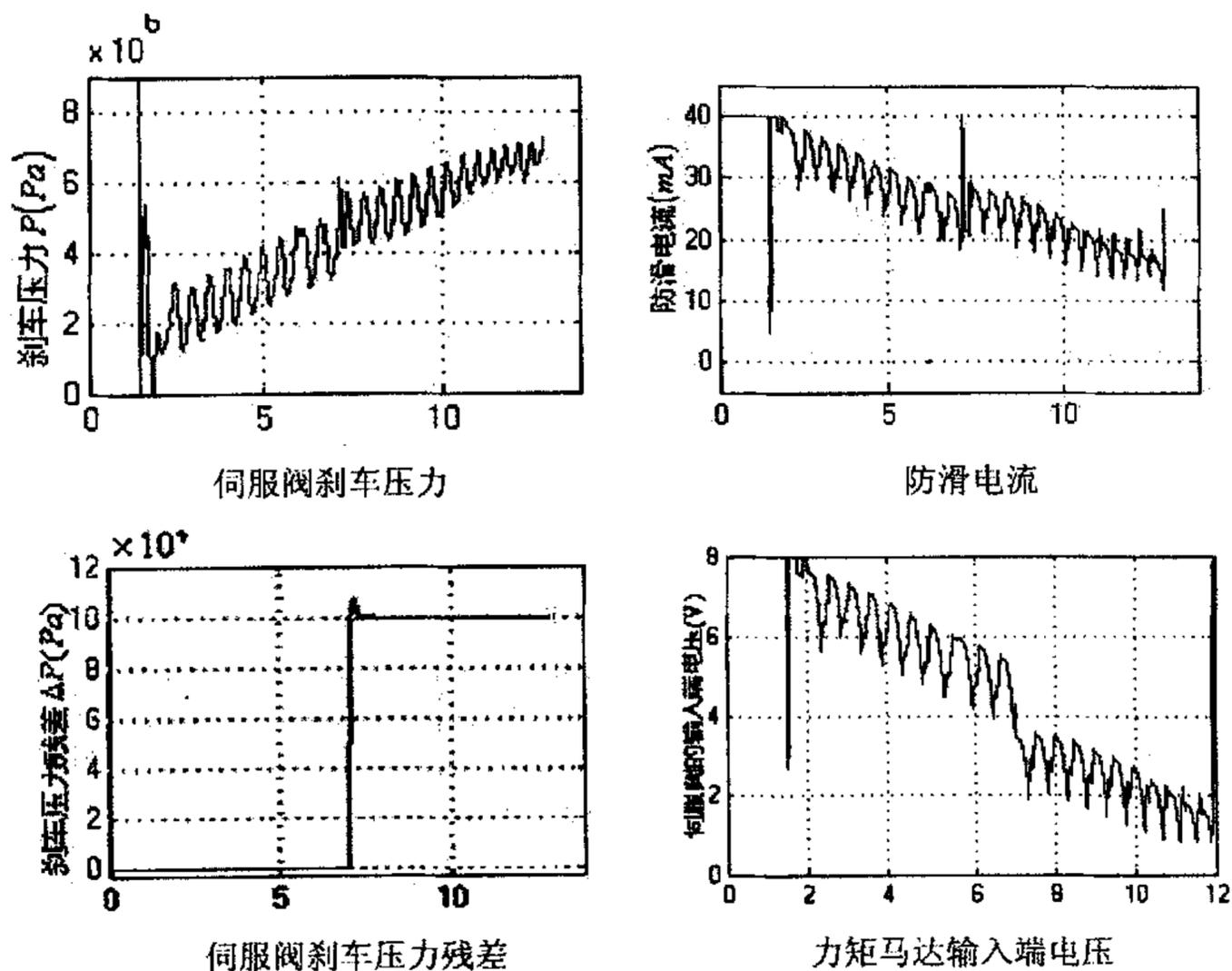


图组 4-7

3 伺服阀复位弹簧弹性系数发生变化

伺服阀里的复位弹簧的弹性系数受温度的影响比较大，而且使用时间久以后，弹性系数本身也会发生变化。下面是弹性系数变小的情况。仿真曲线如图组 4-8：假如在 7 秒突然出故障，出故障后，复位簧的弹性系数变小，刹车压力变大，由于 Δp_s 始终为零，即压力 p_s 始终不变（最大），说明刹车阀工作正常。在误差范围内，伺服阀的输出刹车压力残差 ΔP 不为零，实际输出值偏大，刹车压

力残差值第 7 秒后不为零。刹车压力残差曲线、刹车压力曲线有抖动的原因与图 4-6 抖动的原因一样；由于输出的刹车压力比正常时增加，刹车力矩也随着增大，但不会刹死机轮，因为控制盒会增大电流及时调节，最终重新找到平衡点，所以出这种故障时不易发现，但是伺服阀的输出刹车压力残差能明显的诊断出这种故障，上述所说的故障现象与理论分析相符。

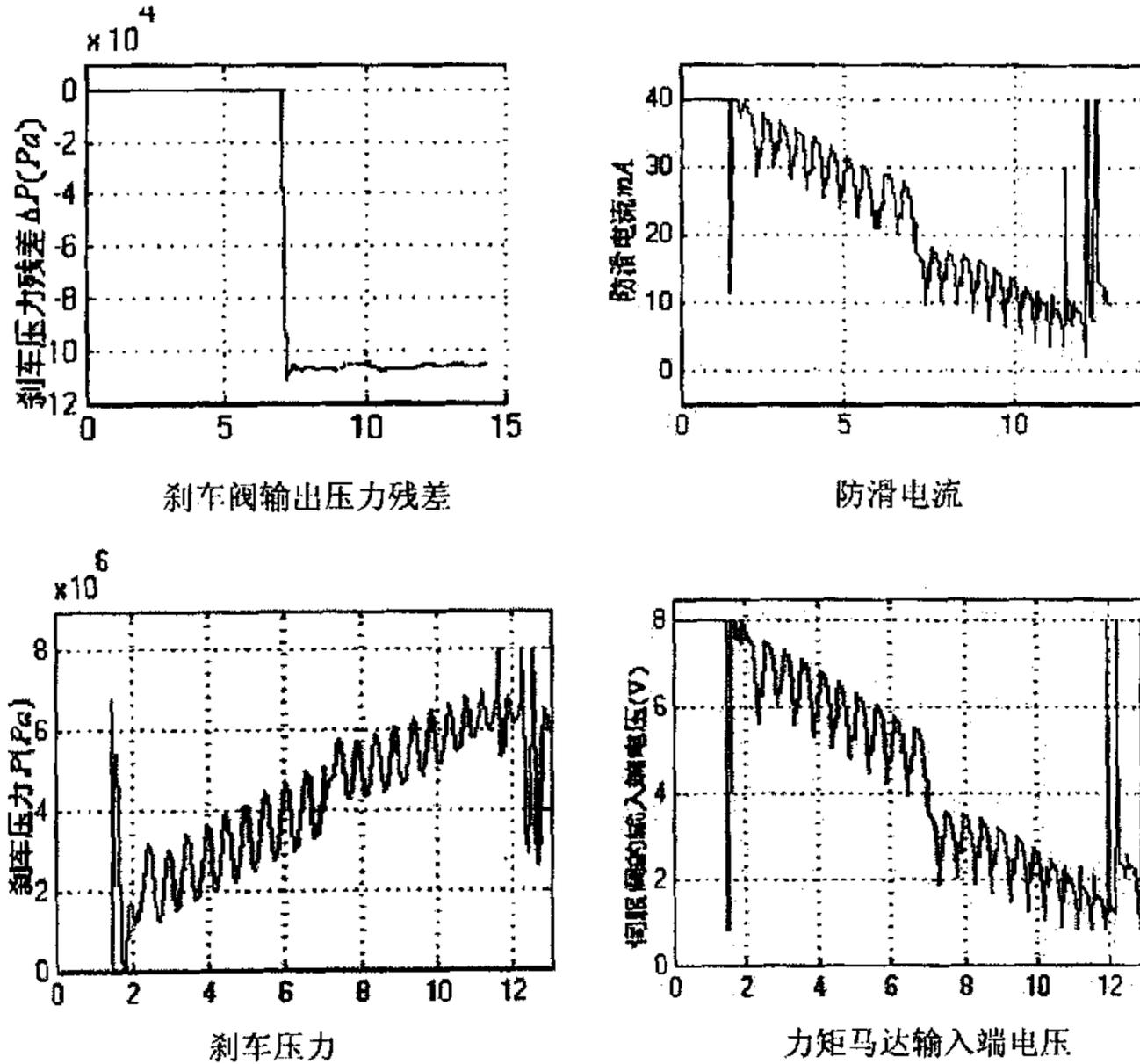


图组 4-8

4 刹车阀复位弹簧弹性系数发生变化:

刹车阀是直接给伺服阀提供油源压力的，刹车阀输出的刹车压力变化对整个刹车系统影响非常大，刹车阀长时间工作，复位弹簧弹性系数会发生变化，这种现象很常见，当复位弹簧弹性系数发生变化时，对输出压力有影响。下面对刹车阀复位弹簧弹性系数发生变化的情况分析，假如在第 7 秒刹车阀突然出现故障，仿真曲线如图组 4-9，出故障后，在误差范围内，刹车阀输出压力残差不为零，并出现了轻微的抖动（与阀的特性有关），刹车阀的输出压力变小，伺服阀输出的刹车压力也同时受到影响发生了抖动，在防滑电流不变的情况下，实际的刹车压力变小，但是伺服阀输出的压力残差在出故障后仍为零（说明电液伺服阀工作正常），在之后的时刻机轮打滑程度变小，控制盒迅速调节寻找合适的工作点，

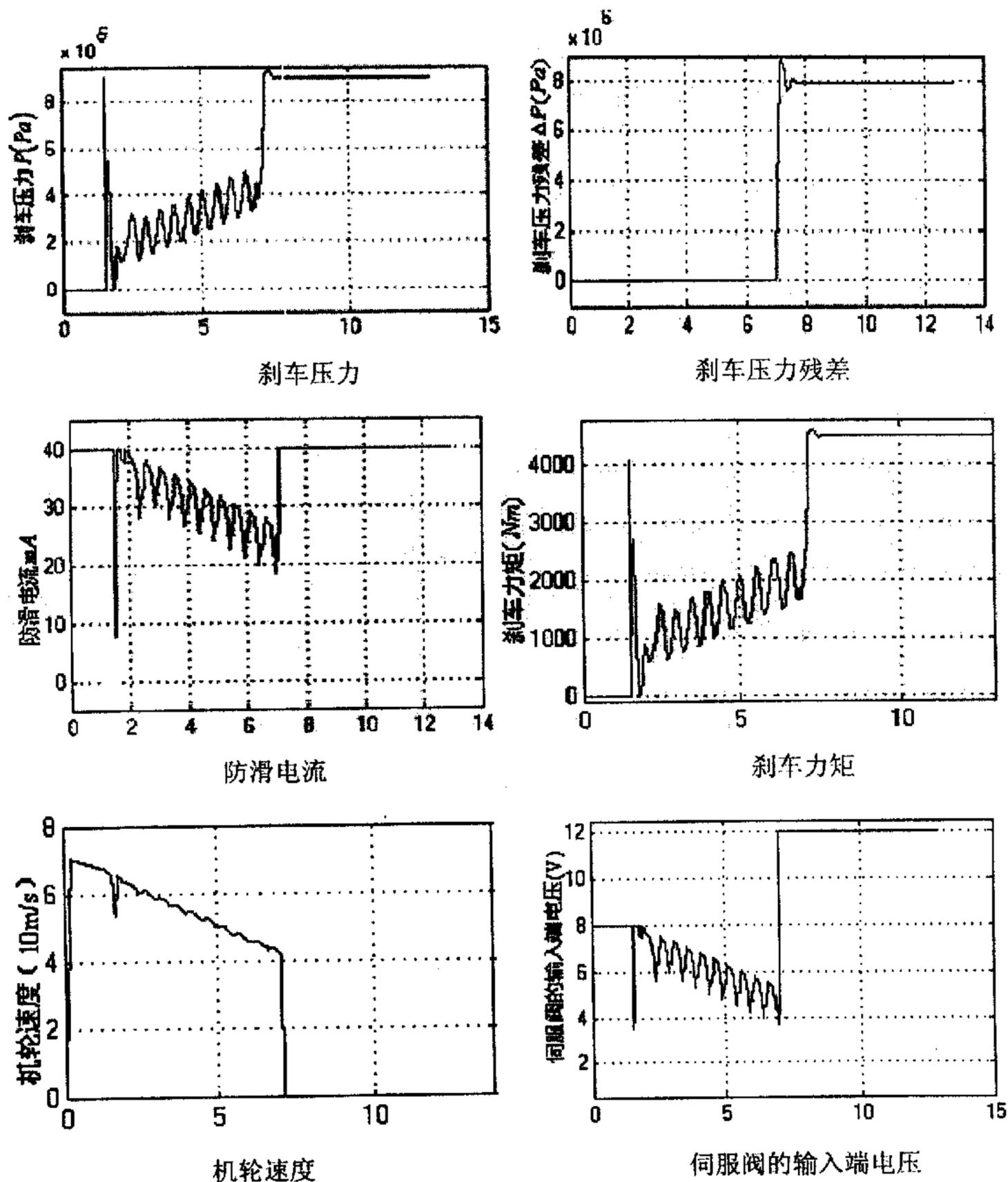
输出的防滑电流变小,重新找到新的平衡位置。但是刹车阀出现了压力残差不能消除,证明刹车阀出现了故障,这样能及时诊断出刹车阀的隐蔽故障。



图组 4-9

5. 力矩马达断路

力矩马达线圈在使用时有时出现断路现象。下面对力矩马达线圈出现断路的情况进行分析。仿真曲线如图组 4-10: 假如在第 7 秒力矩马达线圈出现突然断路情况,出故障后,挡板的转角为零,所以两喷嘴间的压力差始终为零,刹车阀的输出压力残差 Δp_s 始终为零,压力 p_s 始终最大不变(刹车阀工作正常),在误差范围内,刹车压力残差 ΔP 不为零(刹车压力残差曲线、刹车压力曲线有抖动的原因与图 4-8 抖动的原因一样),电液伺服阀输出的刹车压力始终达最大,刹车力矩也始终最大,机轮接受最大刹车压力,最终导致机轮拖胎,甚至被刹死,容易发生爆胎事故。这时控制盒输出的防滑电压(流)达最大,但是力矩马达输入端的电压已经不小于十伏,说明力矩马达已经断路,防滑电流已经不能调节伺服阀输出压力的大小,这些现象与理论分析一致。



图组 4-10

6. 机轮轮胎出故障

由于飞机机轮轮胎在刹车的过程中经常受到磨损,容易出现疲劳故障,出现这种故障时,轮胎强度大大降低,容易出现爆胎故障。图 4-11 表示了飞机着陆 7s 后轮胎出现疲劳故障的情况, Δp_s 、 ΔP 、刹车压力、防滑电流都正常,说明这些单元没有故障,可以看到角速度残差突然大于误差范围,随后重新调整到平衡位置,由于整个防滑刹车系统是闭环的控制,机轮轮胎疲劳故障对其它单元的影响不太明显,没有必要给出仿真曲线。

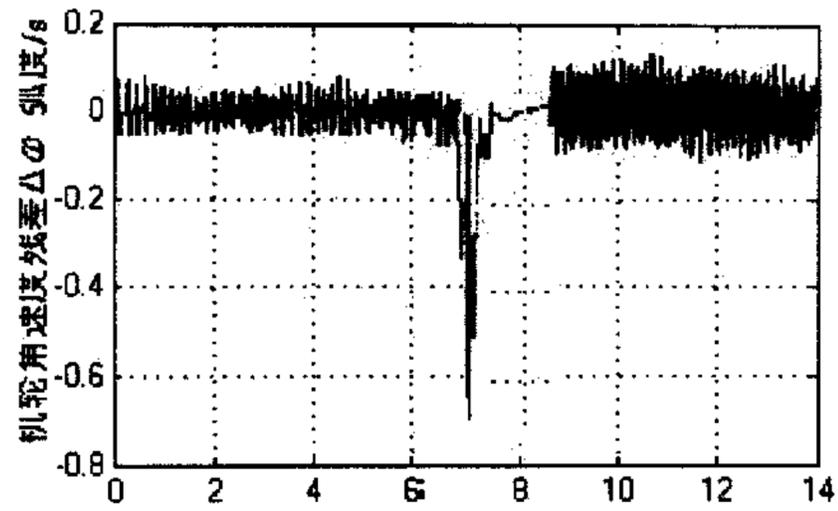


图 4-11 机轮角速度残差

总之，由以上的仿真结果与理论分析一致，表明伺服阀、刹车阀、机轮轮胎的主要故障可以实现基于模型定性的在线检测，定量的在线检测及有关的其它故障还需要进一步的研究，以及广大航空控制系统、各单元的元件专家及各元件生产厂家的参与与合作。

第五章 基于专家系统的防滑刹车故障诊断研究

对整个飞机防滑刹车系统而言,由于有的模型过于简单,故障特征无法提取;有的非线性程度很高,一种故障可能有多种征兆,一种征兆可能有多种故障,所以不能仅仅依赖于解析模型的故障诊断方法。对整个刹车系统的故障诊断可以采用基于知识的故障诊断技术,它不依赖于系统的具体数学模型,而又可以引入诊断对象的许多信息,特别是可以充分利用专家诊断知识等,因此本课题对整个飞机防滑刹车系统的故障诊断采用了基于专家系统故障诊断的方法,这种诊断结果对飞机的地面维修有重要的指导意义。

5.1 专家系统的基本结构

专家系统是一个具有丰富的专门领域知识的程序,它应用人工智能技术,根据专家提供的知识及其推理能力,模拟人类专家作出决策的思维过程,来解决原需要由专家才能解决的复杂问题。专家系统包含下述基本特征^{[33][52]}:

启发性:

在科学试验和生产实践中,某一现象或结果重复出现,使其成为一条值得注意的经验,它们没有严谨的理论依据,但对解决实际问题却十分有效,这就是启发性知识。以人类专家知识为主要组成部分的专家系统,不仅能使用严格的逻辑性知识,而且也要能使用启发性知识。

透明性:

专家系统必须能解释其推理过程,并且对有关知识的询问作出回答,也就是说每一条知识应具有良好的人机接口。这样能增加用户对专家系统的信任程度,有助于知识的检查和更新,有利于专家经验的推广。

灵活性:

人类的经验知识在不断地更新,人们发现新问题、解决新问题的方法就是新知识。专家系统知识库应该很容易的加入对象,并且将专家经验在反复修改的过

第五章 基于专家系统的防滑刹车故障诊断研究

对整个飞机防滑刹车系统而言,由于有的模型过于简单,故障特征无法提取;有的非线性程度很高,一种故障可能有多种征兆,一种征兆可能有多种故障,所以不能仅仅依赖于解析模型的故障诊断方法。对整个刹车系统的故障诊断可以采用基于知识的故障诊断技术,它不依赖于系统的具体数学模型,而又可以引入诊断对象的许多信息,特别是可以充分利用专家诊断知识等,因此本课题对整个飞机防滑刹车系统的故障诊断采用了基于专家系统故障诊断的方法,这种诊断结果对飞机的地面维修有重要的指导意义。

5.1 专家系统的基本结构

专家系统是一个具有丰富的专门领域知识的程序,它应用人工智能技术,根据专家提供的知识及其推理能力,模拟人类专家作出决策的思维过程,来解决原需要由专家才能解决的复杂问题。专家系统包含下述基本特征^{[33][52]}:

启发性:

在科学试验和生产实践中,某一现象或结果重复出现,使其成为一条值得注意的经验,它们没有严谨的理论依据,但对解决实际问题却十分有效,这就是启发性知识。以人类专家知识为主要组成部分的专家系统,不仅能使用严格的逻辑性知识,而且也要能使用启发性知识。

透明性:

专家系统必须能解释其推理过程,并且对有关知识的询问作出回答,也就是说每一条知识应具有良好的人机接口。这样能增加用户对专家系统的信任程度,有助于知识的检查和更新,有利于专家经验的推广。

灵活性:

人类的经验知识在不断地更新,人们发现新问题、解决新问题的方法就是新知识。专家系统知识库应该很容易的加入对象,并且将专家经验在反复修改的过

程中表达出来。

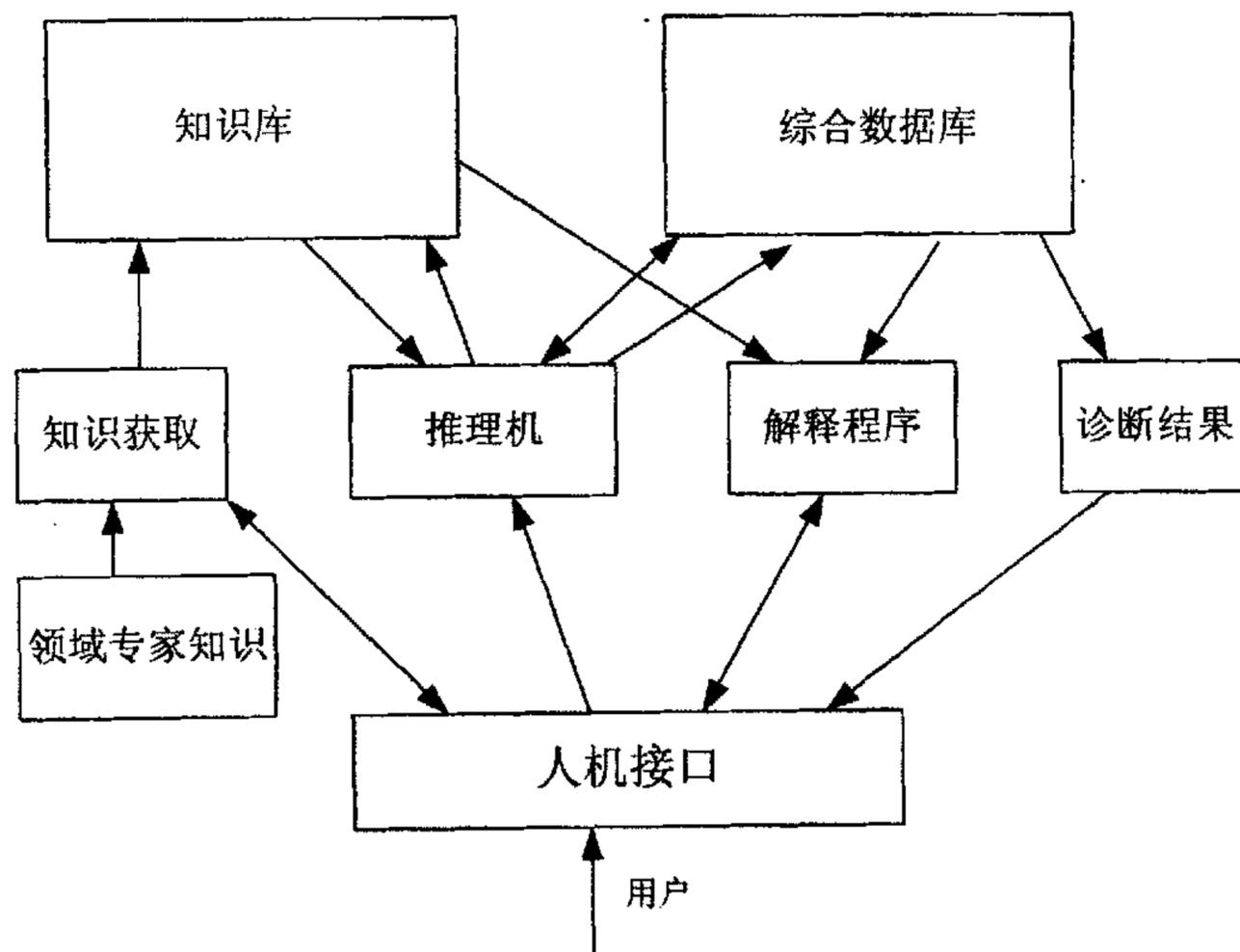
智能性：

专家系统是人工智能的一个分支，它必须具有智能性，就是要相对独立的解决问题。这就是要求系统能有总结经验完善自身的功能，也就是自学习功能。

飞机液压防滑刹车的专家系统主要由下述几部分组成：知识库、推理机、知识获取、人一机接口、解释机制等组成。故障诊断专家系统结构框图如图 5-1 所示。专家系统主要部分的功能如下所述：

(1) 知识库：以计算机易于处理的格式存储用各种方式获得的专家知识。一般的数据库是固定的，即是被动式的；而知识库更是具有创造性，它是在不断更新和扩充的，即是主动式的。

(2) 推理机：它的主要功能是根据一定的控制策略有选择地从知识库中取出有关的知识，然后对所求问题的征兆逐步作推理，直至取得满意的结论为止。



5-1 故障专家系统结构

(3) 知识获取：在源自人类专家、书籍、文献和其它资料的庞大知识堆中提取或精炼出有价值的知识，然后把它们形式化成计算机易于存储、搜索和管理的格式，最后把这些已形式化的有价值的知识按一定的数据结构形式存入知识库。显见，随着专家知识和文献资料的不断丰富，此外，系统自身在运行过程中

善了知识库。

(4) 人一机接口：它包括用户输入的自然语言的处理，向用户输出各种答案或结论的语言处理，各种图形和表格的处理，向用户描述推理过程或所得结论的依据等。其主要目的是使系统和用户之间尽可能以自然的、易于操作和实现的方式，友好地交换各自的信息。

(5) 综合数据库：反映具体问题在当前求解状态下的符号或事实的集合，它存储有领域内的初始数据和推理过程中得到的中间信息。

(6) 解释机制：专家系统对自己给出的结论需要作必要的解释和论证，以使用户可以追溯出现错误结论的根源，或提高对正确结论的可信度。

5.2 知识获取器

专家系统的核心是知识，它的一个显著优点是将领域知识集成在知识库中，一方面可以永久性保存和利用，另一方面可以集领域专家之众长，使领域知识更趋于完善，这就要求对知识库不断的修改、维护和扩充。建立专家系统的主要瓶颈是知识获取，即将领域知识以一定的知识表示编码到计算机中，以便问题的推理和求解。事实表明，知识获取是专家系统建造过程中最困难、花费时间最多的工作^{[24][35]}。

专家系统中的知识获取器负责从领域专家处获取知识，并以适当的表示方式将其存入系统的知识库中。知识获取器可用来实现专家系统的自学习，通过系统的不断运行，一方面知识获取器以传播方式而不是以编程方式接受专家对知识库的扩充和修改。知识获取具有知识变换手段，能够与专家的对话内容变成知识库中的内部知识或用于修改知识库中的知识；另一方面，通过用户对系统每次求解结果的反馈信息，知识获取器自动进行知识库中知识的修改和完善，并可在系统的问题求解过程自动积累，形成一些有用的中间知识，自动追加到知识库中，用以不断扩充知识库，增强和完善系统的性能。

目前，获取领域知识，构造专家系统主要有三种途径^{[41][52]}：一种是人工获取的方法，由负责建造专家系统的知识工程师采访领域专家，收集整理成知识，并把这些知识以适当的表现形式存入知识库，这个过程如图所示 5-2(a)所示；第二种知识的自动获取方法，即用人工智能的机器学习技术，从训练实例中自动的

善了知识库。

(4) 人一机接口：它包括用户输入的自然语言的处理，向用户输出各种答案或结论的语言处理，各种图形和表格的处理，向用户描述推理过程或所得结论的依据等。其主要目的是使系统和用户之间尽可能以自然的、易于操作和实现的方式，友好地交换各自的信息。

(5) 综合数据库：反映具体问题在当前求解状态下的符号或事实的集合，它存储有领域内的初始数据和推理过程中得到的中间信息。

(6) 解释机制：专家系统对自己给出的结论需要作必要的解释和论证，以使用户可以追溯出现错误结论的根源，或提高对正确结论的可信度。

5.2 知识获取器

专家系统的核心是知识，它的一个显著优点是将领域知识集成在知识库中，一方面可以永久性保存和利用，另一方面可以集领域专家之众长，使领域知识更趋于完善，这就要求对知识库不断的修改、维护和扩充。建立专家系统的主要瓶颈是知识获取，即将领域知识以一定的知识表示编码到计算机中，以便问题的推理和求解。事实表明，知识获取是专家系统建造过程中最困难、花费时间最多的工作^{[24][35]}。

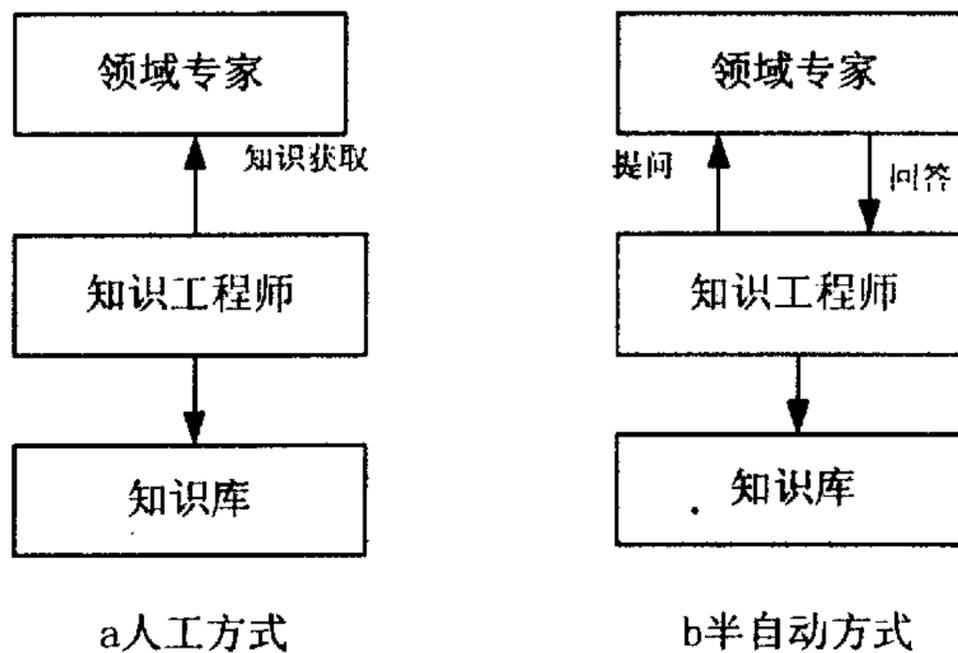
专家系统中的知识获取器负责从领域专家处获取知识，并以适当的表示方式将其存入系统的知识库中。知识获取器可用来实现专家系统的自学习，通过系统的不断运行，一方面知识获取器以传播方式而不是以编程方式接受专家对知识库的扩充和修改。知识获取具有知识变换手段，能够与专家的对话内容变成知识库中的内部知识或用于修改知识库中的知识；另一方面，通过用户对系统每次求解结果的反馈信息，知识获取器自动进行知识库中知识的修改和完善，并可在系统的问题求解过程自动积累，形成一些有用的中间知识，自动追加到知识库中，用以不断扩充知识库，增强和完善系统的性能。

目前，获取领域知识，构造专家系统主要有三种途径^{[41][52]}：一种是人工获取的方法，由负责建造专家系统的知识工程师采访领域专家，收集整理成知识，并把这些知识以适当的表现形式存入知识库，这个过程如图所示 5-2(a)所示；第二种知识的自动获取方法，即用人工智能的机器学习技术，从训练实例中自动的

生成专家系统。这种方式实现起来比较困难，目前还没有特别成熟的结论；第三种方法是知识的半自动获取，它是以上两种方式的折中，即领域专家通过与系统会话，告知系统必要的信息，知识获取子系统自动地将这些信息转换成内部表示的形式存入知识库，其过程如图 5-2(b) 所示。

飞机防滑刹车专家系统知识获取采用类似于图 5-2(b) 的形式，主要通过机器与专家的对话来完成系统知识获取，可以根据目前的模型向专家提问，获取知识，使模型趋于完善。

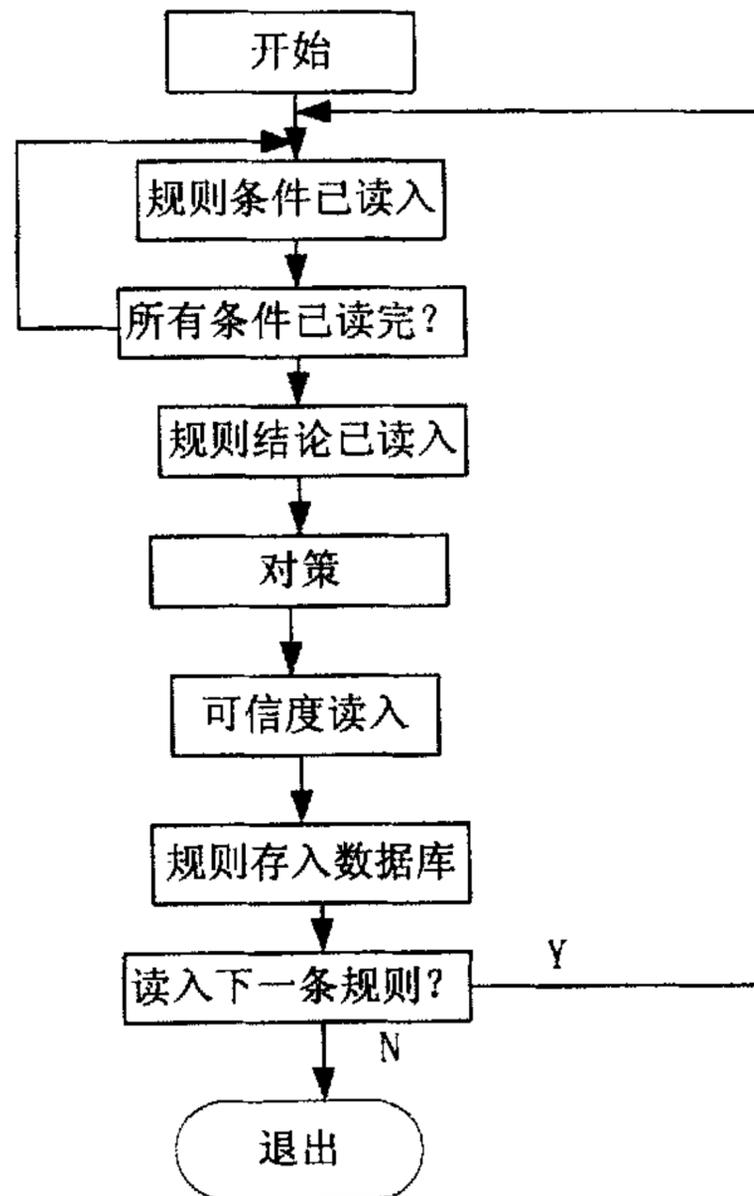
本专家系统主菜单中选择“知识编辑”这一选项，能够对系统知识库中的规则进行增加、删除、修改等操作。如果用户要在知识中加一条新的规则，只需要给出规则编号，并按系统的提示输入规则条件、规则结构和规则可信度；如果输入规则编号与知识库中的某个编号相同，则系统自动删除原有规则；修改规则也很方便，只需要先将要修改的规则从知识库删除，再将修改过的规则按系统提示



5-2 获取领域知识的途径

重新读入知识库。这样，飞机防滑刹车故障诊断专家系统便具备了知识获取的能力，知识库的维护也很方便，从而达到使用的目的。

增加规则控制流程如图 5-3



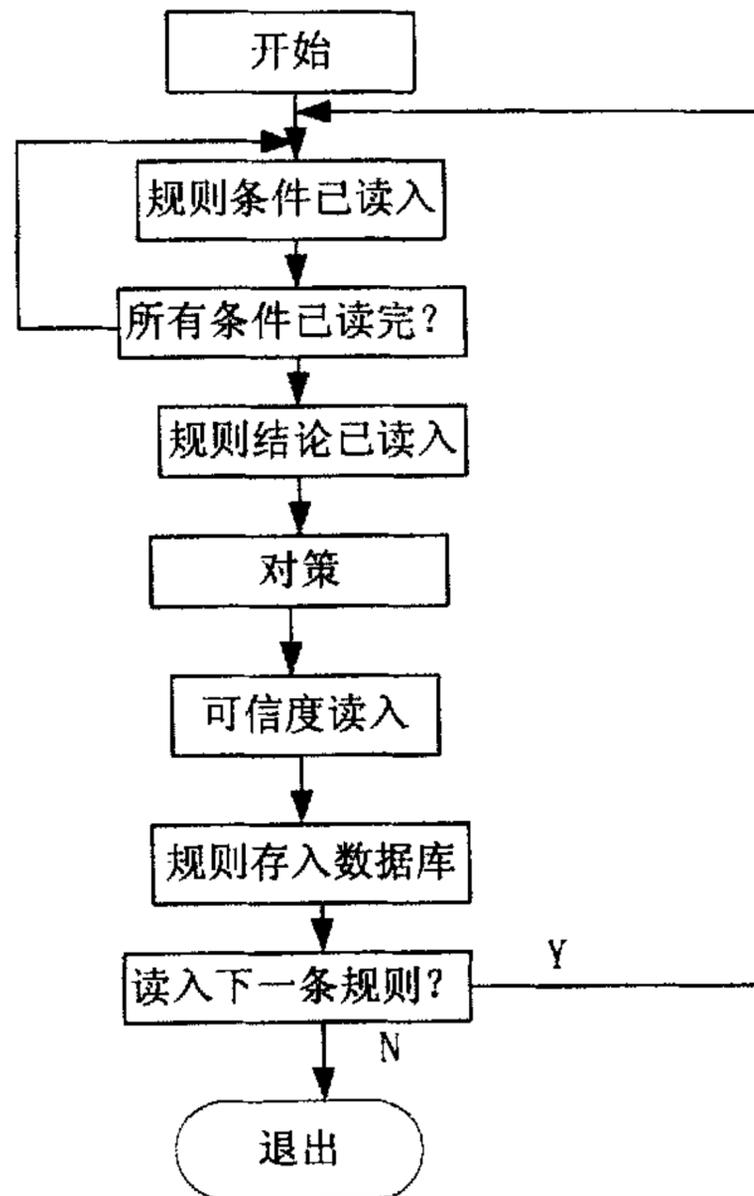
5-3 增加规则控制流程图

5.3 综合数据库

综合数据库又称“黑板”，主要用来储存当前未解决状态下所产生的中间结果及反映当前情况的信息数据，同时也将由缓冲存储器拨转过来的运算和推理过程中产生的中间信息数据作为中间结果保存起来。也就是说，综合数据库是由问题的初始化事实、系统求解其间所产生的所有中间事实及要求解问题的最终结论组成，并且在整个推理中动态变化。它与知识库一起支持着专家系统推理机构和解释机构的运行。它在诊断过程中能使推理机构和解释机构方便的存储和修改它的状态。

5.4 知识表示与知识库

知识表示方法研究各种数据结构的设计，是把一个问题领域的各种知识通过这些结构结合到计算机系统的程序设计过程。专家系统知识表达有深化表达和表



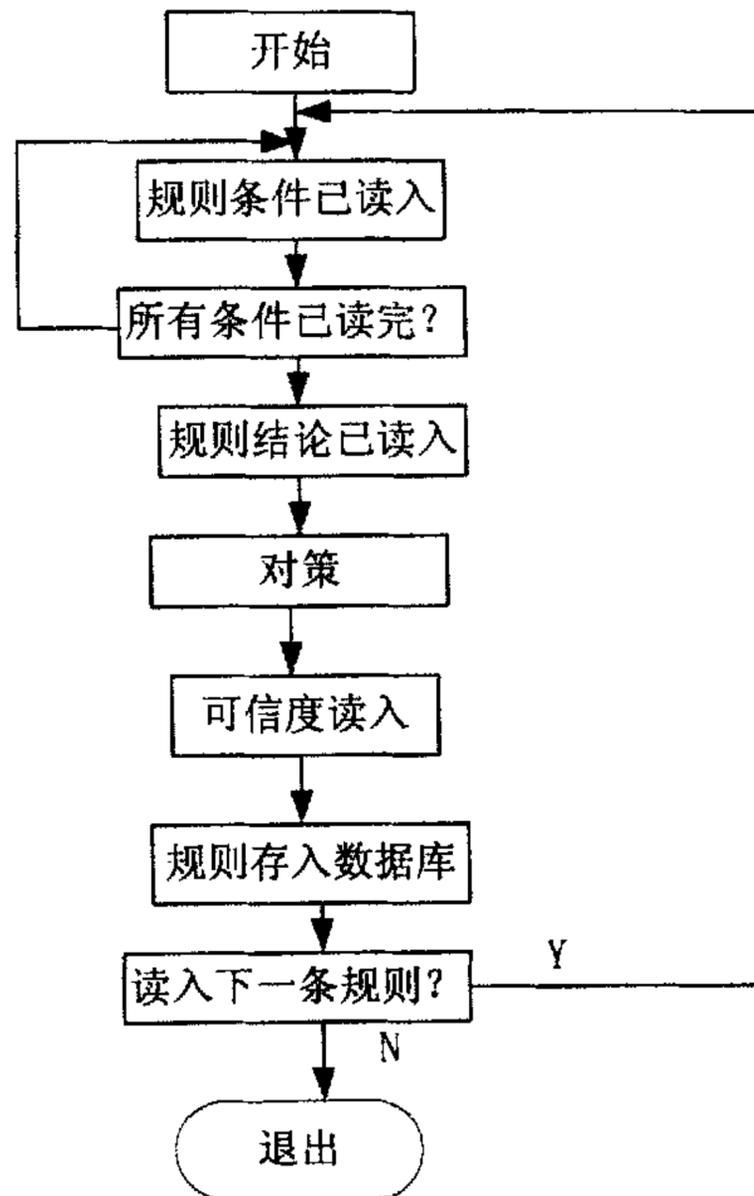
5-3 增加规则控制流程图

5.3 综合数据库

综合数据库又称“黑板”，主要用来储存当前未解决状态下所产生的中间结果及反映当前情况的信息数据，同时也将由缓冲存储器拨转过来的运算和推理过程中产生的中间信息数据作为中间结果保存起来。也就是说，综合数据库是由问题的初始化事实、系统求解其间所产生的所有中间事实及要求解问题的最终结论组成，并且在整个推理中动态变化。它与知识库一起支持着专家系统推理机构和解释机构的运行。它在诊断过程中能使推理机构和解释机构方便的存储和修改它的状态。

5.4 知识表示与知识库

知识表示方法研究各种数据结构的设计，是把一个问题领域的各种知识通过这些结构结合到计算机系统的程序设计过程。专家系统知识表达有深化表达和表



5-3 增加规则控制流程图

5.3 综合数据库

综合数据库又称“黑板”，主要用来储存当前未解决状态下所产生的中间结果及反映当前情况的信息数据，同时也将由缓冲存储器拨转过来的运算和推理过程中产生的中间信息数据作为中间结果保存起来。也就是说，综合数据库是由问题的初始化事实、系统求解其间所产生的所有中间事实及要求解问题的最终结论组成，并且在整个推理中动态变化。它与知识库一起支持着专家系统推理机构和解释机构的运行。它在诊断过程中能使推理机构和解释机构方便的存储和修改它的状态。

5.4 知识表示与知识库

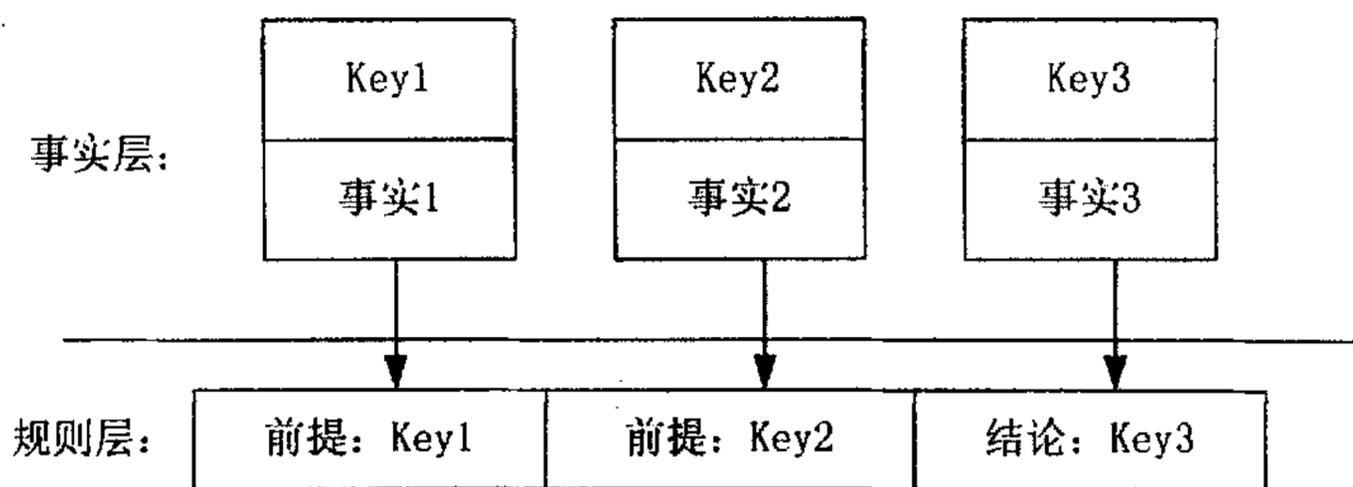
知识表示方法研究各种数据结构的设计，是把一个问题领域的各种知识通过这些结构结合到计算机系统的程序设计过程。专家系统知识表达有深化表达和表

层表达两种典型方式。知识的深化表达是关于实体（如概念、事件、性能等）间结构和功能的表达，它反映支配事物的物理规律、关于动作的功能模型、事物间的因果关系网络和现象间的抽象与类比等，知识的使用严格按照演绎式推理的次序依靠对环境（上下文）的模式匹配。另一种基于经验的结合和对结构于功能理解的编译，知识的前提和结论来源于以往的经验观察，这种表达为表层表达。深化表达的模式有框架和语义网络，表层的表达典型模式是规则。

在此专家系统知识库设计中，知识表达采用表层表达基于规则的不精确知识表达，其一般表示形式如下：

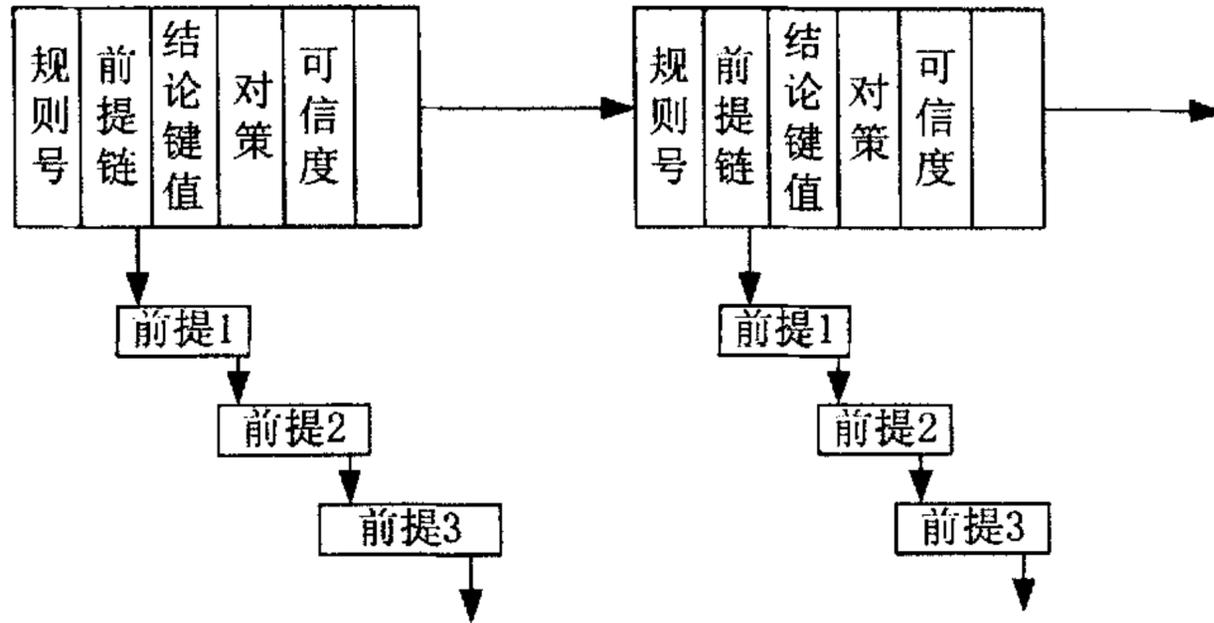
IF E THEN H ($C_f(H, E)$);

其中 E 为前提，它既可以是一个简单条件，也可以是有多个简单条件构成的逻辑组合；H 为结论； $C_f(H, E)$ 为规则可信度称为规则强度，表示条件 E 为真时结论 H 有 $C_f(H, E)$ 大小的可信度。将收集来的所有知识用上面的规则形式表示并按顺序存放在一齐即构成知识库。在具体构造规则时，我们可以把规则前提和结论都看成事实，给他们统一编号，这个编号我们称之为事实键值如图 5-4。



5-4 事实层和规则层

这样我们在推理时可以提高匹配效率和避免严格字符匹配的易出错两个缺点。在设计本系统规则时，我们给每个规则也编一个规则号，每条规则也包括前提、结论、对策和可信度等参见图 5-5 规则逻辑结构。



5-5 规则逻辑结构

在程序设计时用 C++，其结构实现图 5-5 所示的规则的结构如下：

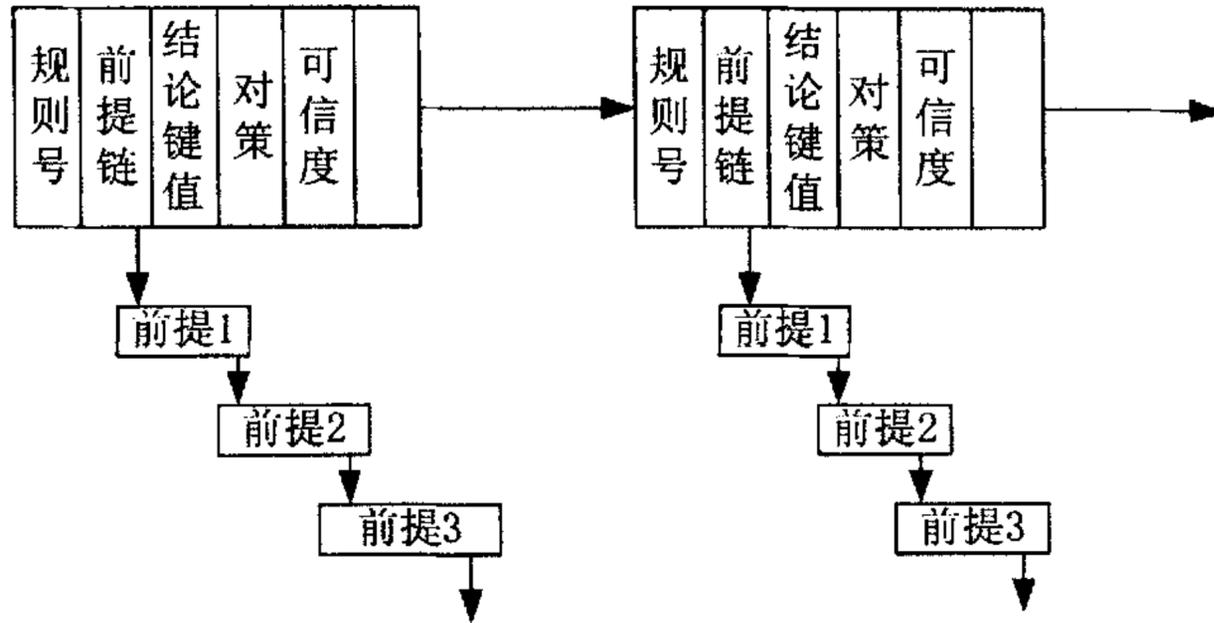
```

struct DruleNode
{
    int    nRuleNo; //规则号
    DfactNode* pPremiseListHead; //规则前提链表头
    Int    nConclusion; //结论键值
    CString  strConclusion; //结论内容
    CString  strMeasure; //故障处理对策
    float   fRuleCert; //规则可信度
    DruleNode *pRuleNext; //指向下一条规则
}; //某一规则
  
```

不确定性知识用故障诊断树来表示。故障树模型体现了故障传播的层次和子、父节点间关系的因果性，故障树上某一子节点是父节点的故障源。利用故障树的这个特性，就可由故障现象确定故障原因，列写规则。飞机防滑刹车系统故障主要有：着陆防滑故障树（如图 5-6）、爆胎故障树（如图 5-7）、接地保护故障树（如图 5-8）。

5.5 基于知识的推理

推理是依据一定的规则，从已有的事实推断出结论的过程，其中推理所依据的规则是推理的核心。飞机防滑刹车系统的故障诊断专家系统而言，推理是指从



5-5 规则逻辑结构

在程序设计时用 C++，其结构实现图 5-5 所示的规则的结构如下：

```

struct DruleNode
{
    int    nRuleNo; //规则号
    DfactNode* pPremiseListHead; //规则前提链表头
    Int    nConclusion; //结论键值
    CString  strConclusion; //结论内容
    CString  strMeasure; //故障处理对策
    float   fRuleCert; //规则可信度
    DruleNode *pRuleNext; //指向下一条规则
}; //某一规则

```

不确定性知识用故障诊断树来表示。故障树模型体现了故障传播的层次和子、父节点间关系的因果性，故障树上某一子节点是父节点的故障源。利用故障树的这个特性，就可由故障现象确定故障原因，列写规则。飞机防滑刹车系统故障主要有：着陆防滑故障树（如图 5-6）、爆胎故障树（如图 5-7）、接地保护故障树（如图 5-8）。

5.5 基于知识的推理

推理是依据一定的规则，从已有的事实推断出结论的过程，其中推理所依据的规则是推理的核心。飞机防滑刹车系统的故障诊断专家系统而言，推理是指从

已有的征兆事实推出设备可能存在的故障过程。推理过程所要解决的问题就是：在问题求解的每个状态下，如何控制知识的选用和运用，也就是推理方式、推理方向和控制方式，在设计推理机是要考虑推理的这些面，即推理方式、推理方向、控制方式。

5.5.1 推理方式

推理方式分为演绎推理和归纳推理。

1) 演绎推理

所谓演绎推理是指由一组前提必然推导出某个结论的推理过程。它是从一般导出特殊的推理。其核心是三段论法根据公理系统把一个问题包含在已知事实中的事实作为结论推导出来。

2) 归纳推理

与演绎推理相反，是由个别的事物或现象，推出该类事物或现象的普遍性规律的推理。常用的归纳推理方法有简单枚举法、类比法、统计推理法、求因果五法（契合法、差异法、契合差异并用法、共变法和剩余法）。

已有的征兆事实推出设备可能存在的故障过程。推理过程所要解决的问题就是：在问题求解的每个状态下，如何控制知识的选用和运用，也就是推理方式、推理方向和控制方式，在设计推理机是要考虑推理的这些面，即推理方式、推理方向、控制方式。

5.5.1 推理方式

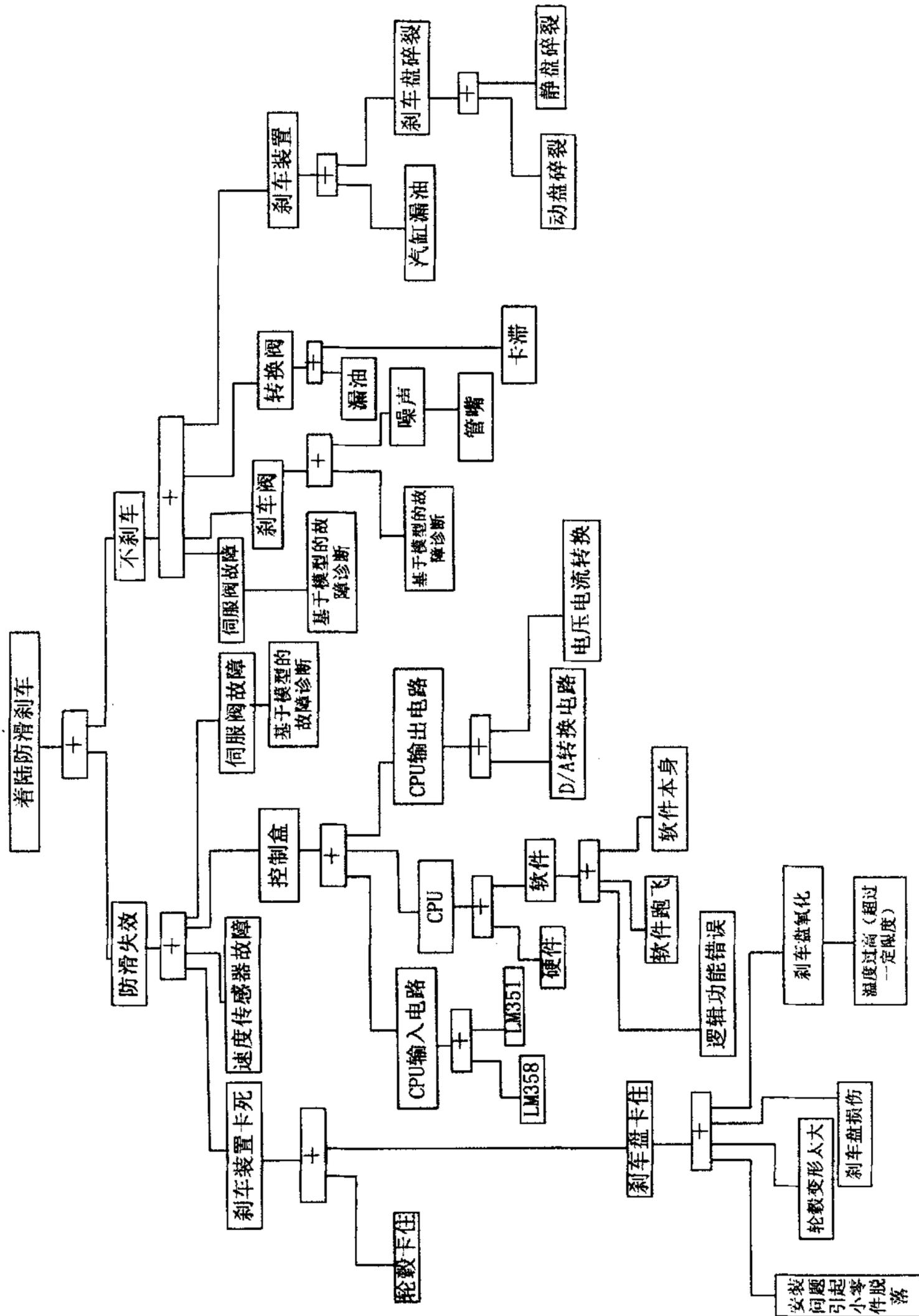
推理方式分为演绎推理和归纳推理。

1) 演绎推理

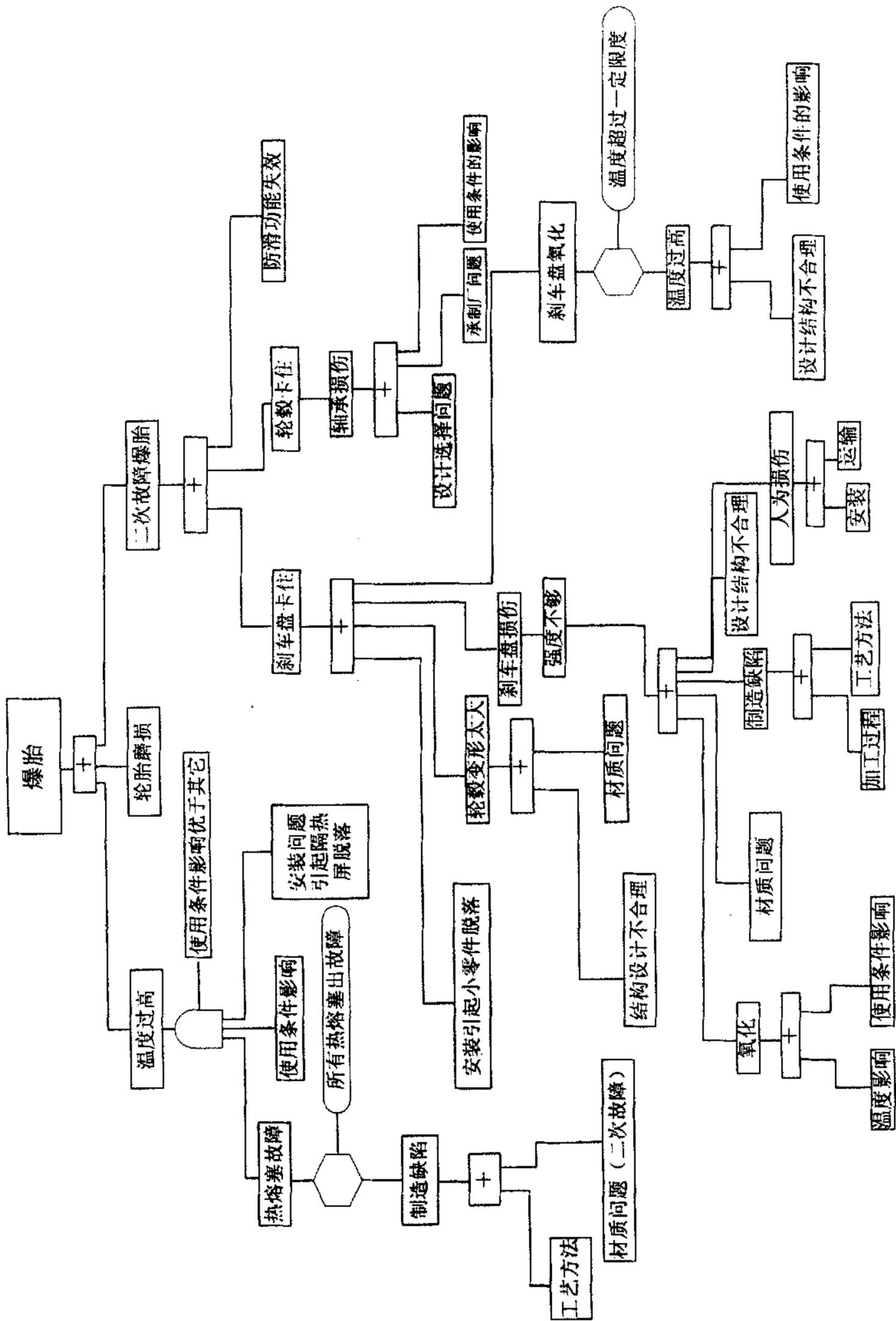
所谓演绎推理是指由一组前提必然推导出某个结论的推理过程。它是从一般导出特殊的推理。其核心是三段论法根据公理系统把一个问题包含在已知事实中的事实作为结论推导出来。

2) 归纳推理

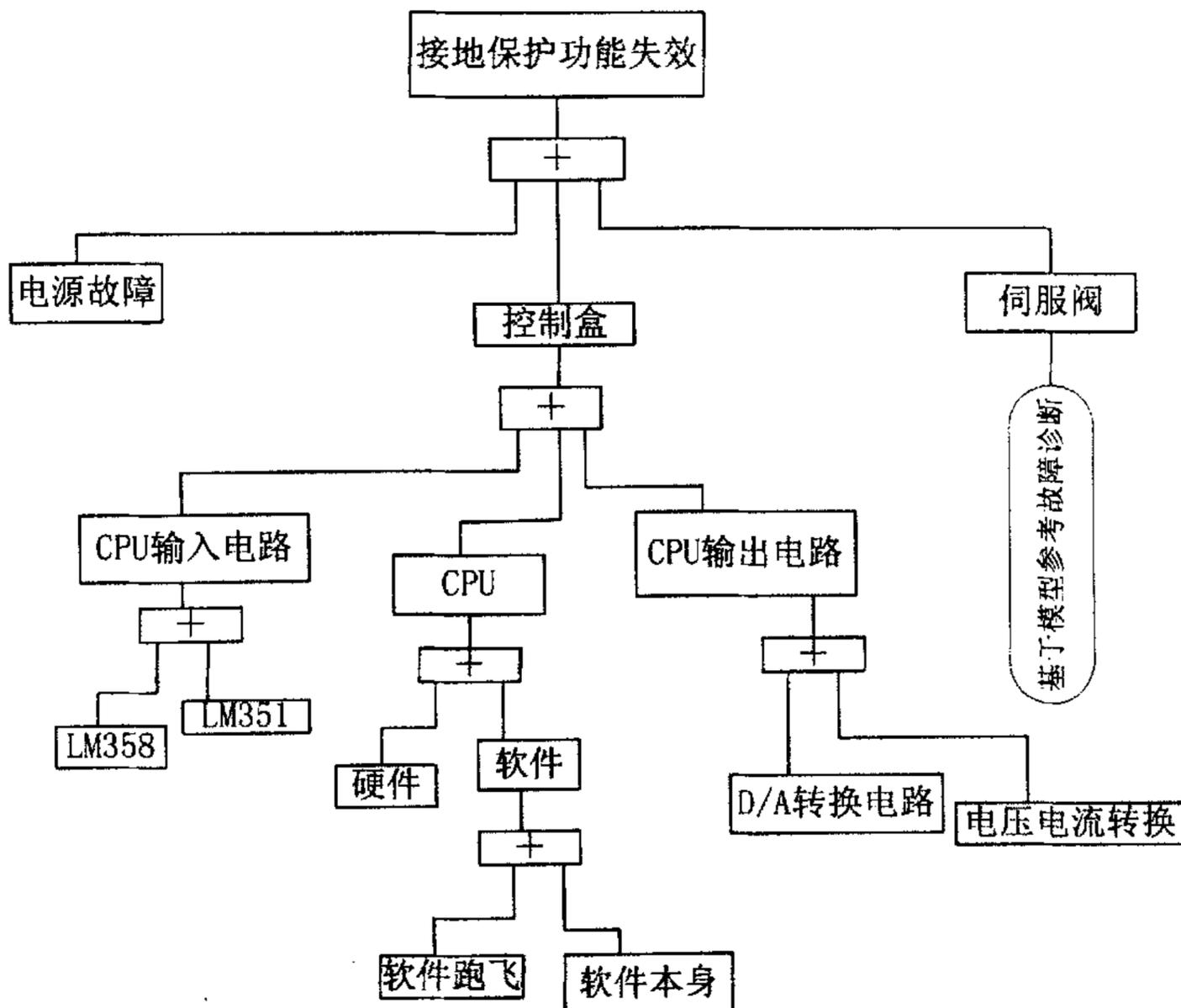
与演绎推理相反，是由个别的事物或现象，推出该类事物或现象的普遍性规律的推理。常用的归纳推理方法有简单枚举法、类比法、统计推理法、求因果五法（契合法、差异法、契合差异并用法、共变法和剩余法）。



5-6 着陆防滑故障树



5-7 爆胎故障树



5-8 接地保护故障树

5.5.2 推理方向

推理方向有三种：正向推理，反向推理、正反向混合推理。

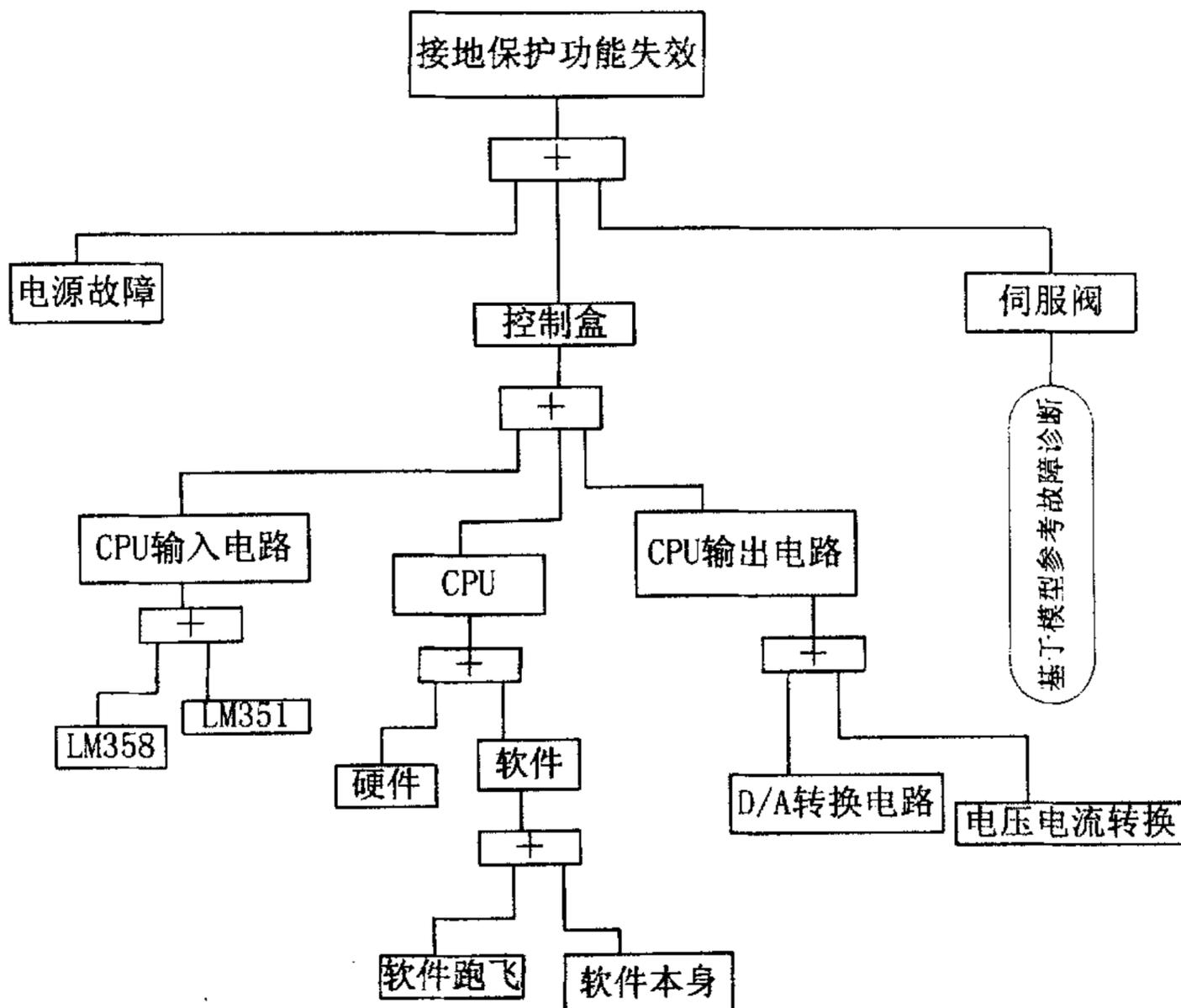
1) 正向推理

正向推理指从已知的事实出发，向结论方向推导，直到推出正确地结论，也称为事实驱动方式。其推理大致过程：先有征兆提取模块从状态数据库中提取特征征兆作为推理的初始事实，诊断专家系统的推理机用这些初始事实与知识库中规则的前提事实进行匹配，如果成功则将结论作为新的事实用作下一个回合的推理，如此重复直到推出最终结论为止。

正向推理控制简单，容易用计算机实现，因此本专家系统采用正向推理策略。

2) 反向推理

反向推理从故障出发，反推出导致故障的原因，这种方式又称为目标驱动方式。先从规则库中查找能够导出该故障的所有规则，并把这些规则的前提事实放入综合数据中，再用综合数据库中的事实跟规则库中规则的前提匹配，若匹配成功，则依该规则前提为子目标继续执行上面的过程。



5-8 接地保护故障树

5.5.2 推理方向

推理方向有三种：正向推理，反向推理、正反向混合推理。

1) 正向推理

正向推理指从已知的事实出发，向结论方向推导，直到推出正确地结论，也称为事实驱动方式。其推理大致过程：先有征兆提取模块从状态数据库中提取特征征兆作为推理的初始事实，诊断专家系统的推理机用这些初始事实与知识库中规则的前提事实进行匹配，如果成功则将结论作为新的事实用作下一个回合的推理，如此重复直到推出最终结论为止。

正向推理控制简单，容易用计算机实现，因此本专家系统采用正向推理策略。

2) 反向推理

反向推理从故障出发，反推出导致故障的原因，这种方式又称为目标驱动方式。先从规则库中查找能够导出该故障的所有规则，并把这些规则的前提事实放入综合数据中，再用综合数据库中的事实跟规则库中规则的前提匹配，若匹配成功，则依该规则前提为子目标继续执行上面的过程。

反向推理的缺点是用户的原始数据信息有时不能被充分利用,导致推理的不确定性,比较适用于结论单一或直接提出结论要求证实的系统。

3) 正反向推理

正向推理和逆向推理都有一定的局限性,正向推理可以处理任意形式的事实表达式,但被限制的目标表达式是文字析取组成的一些表达式,逆向推理可以处理任意形式的目标表达式,但被限制的事实表达式是文字的合取组成的一些表达式。双向推理就是把这两种推理形式结合起来,发挥各自的优点而克服它们的局限性。其过程是先通过正向推理形成假设,然后通过逆向推理证实假设是真假设。双向推理可以较好地避免盲目推理,以及盲目采集数据。不足之处是控制策略较复杂。

5.5.3 搜索策略

搜索过程的搜索策略主要解决整个问题求解的知识选择和运用顺序。推理机的效果与效率都与搜索策略有关。搜索策略分为盲目搜索和启发式搜索两种。盲目搜索又称为弱搜索,它不使用智能决策,在搜索过程中不需要前后相关的或有关的问题的专门信息。常用的方法有穷尽式搜索、宽度优先搜索和深度优先搜索三种。启发式搜索需要分析问题的专门信息并因此缩小了搜索空间,但这种缩小并不是经常有效。启发式搜索方式较多,有最好优先法、爬山法等。

5.5.4 飞机防滑刹车故障诊断问题求解

飞机防滑刹车故障诊断问题实际是一种从征兆到故障的多对多的映射关系,针对飞机防滑刹车故障的多发性特点,系统采取了并发性故障诊断问题求解方式。系统利用这种搜索方式可以给出所有合理的诊断结果。其求解过程如图5-9所示。

反向推理的缺点是用户的原始数据信息有时不能被充分利用,导致推理的不确定性,比较适用于结论单一或直接提出结论要求证实的系统。

3) 正反向推理

正向推理和逆向推理都有一定的局限性,正向推理可以处理任意形式的事实表达式,但被限制的目标表达式是文字析取组成的一些表达式,逆向推理可以处理任意形式的目标表达式,但被限制的事实表达式是文字的合取组成的一些表达式。双向推理就是把这两种推理形式结合起来,发挥各自的优点而克服它们的局限性。其过程是先通过正向推理形成假设,然后通过逆向推理证实假设是真假设。双向推理可以较好地避免盲目推理,以及盲目采集数据。不足之处是控制策略较复杂。

5.5.3 搜索策略

搜索过程的搜索策略主要解决整个问题求解的知识选择和运用顺序。推理机的效果与效率都与搜索策略有关。搜索策略分为盲目搜索和启发式搜索两种。盲目搜索又称为弱搜索,它不使用智能决策,在搜索过程中不需要前后相关的或有关的问题的专门信息。常用的方法有穷尽式搜索、宽度优先搜索和深度优先搜索三种。启发式搜索需要分析问题的专门信息并因此缩小了搜索空间,但这种缩小并不是经常有效。启发式搜索方式较多,有最好优先法、爬山法等。

5.5.4 飞机防滑刹车故障诊断问题求解

飞机防滑刹车故障诊断问题实际是一种从征兆到故障的多对多的映射关系,针对飞机防滑刹车故障的多发性特点,系统采取了并发性故障诊断问题求解方式。系统利用这种搜索方式可以给出所有合理的诊断结果。其求解过程如图5-9所示。

反向推理的缺点是用户的原始数据信息有时不能被充分利用,导致推理的不确定性,比较适用于结论单一或直接提出结论要求证实的系统。

3) 正反向推理

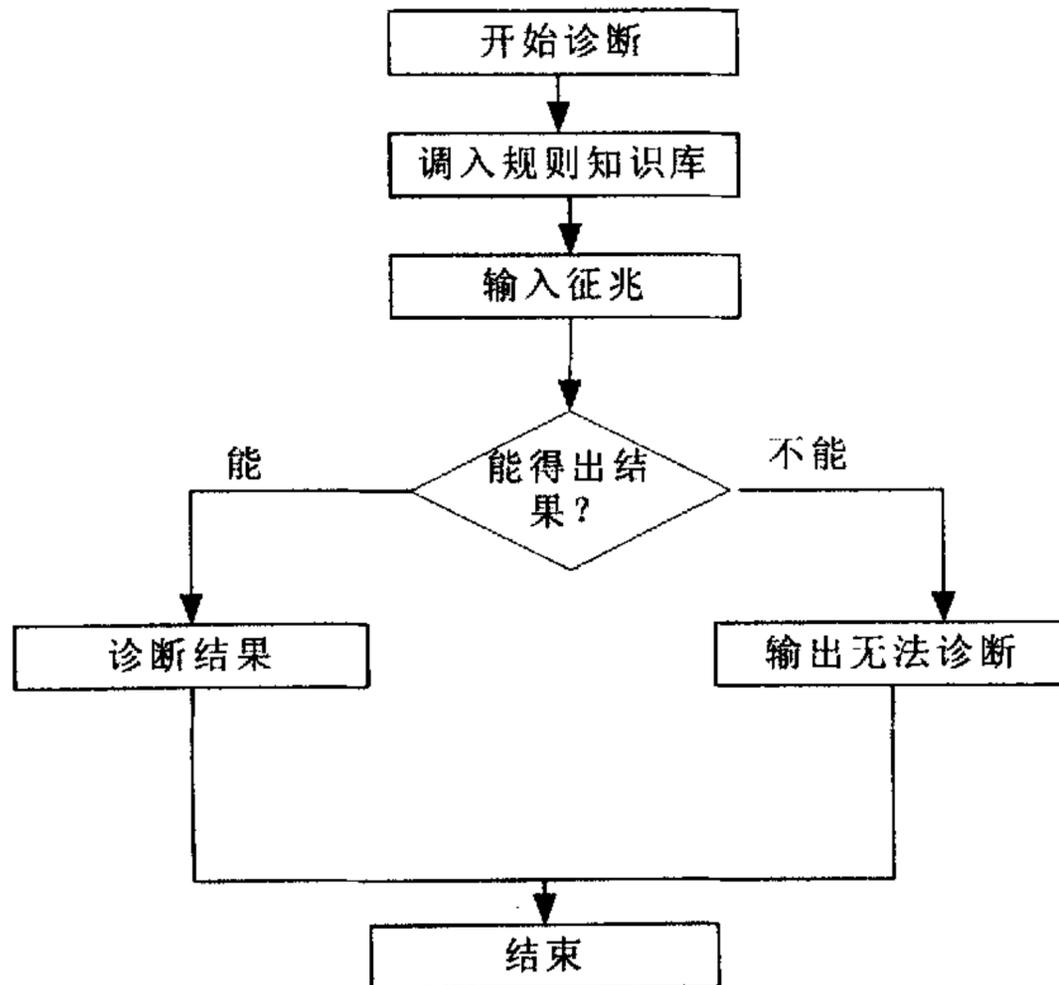
正向推理和逆向推理都有一定的局限性,正向推理可以处理任意形式的事实表达式,但被限制的目标表达式是文字析取组成的一些表达式,逆向推理可以处理任意形式的目标表达式,但被限制的事实表达式是文字的合取组成的一些表达式。双向推理就是把这两种推理形式结合起来,发挥各自的优点而克服它们的局限性。其过程是先通过正向推理形成假设,然后通过逆向推理证实假设是真假设。双向推理可以较好地避免盲目推理,以及盲目采集数据。不足之处是控制策略较复杂。

5.5.3 搜索策略

搜索过程的搜索策略主要解决整个问题求解的知识选择和运用顺序。推理机的效果与效率都与搜索策略有关。搜索策略分为盲目搜索和启发式搜索两种。盲目搜索又称为弱搜索,它不使用智能决策,在搜索过程中不需要前后相关的或有关的问题的专门信息。常用的方法有穷尽式搜索、宽度优先搜索和深度优先搜索三种。启发式搜索需要分析问题的专门信息并因此缩小了搜索空间,但这种缩小并不是经常有效。启发式搜索方式较多,有最好优先法、爬山法等。

5.5.4 飞机防滑刹车故障诊断问题求解

飞机防滑刹车故障诊断问题实际是一种从征兆到故障的多对多的映射关系,针对飞机防滑刹车故障的多发性特点,系统采取了并发性故障诊断问题求解方式。系统利用这种搜索方式可以给出所有合理的诊断结果。其求解过程如图5-9所示。



5-9 故障诊断推理控制策略示意图

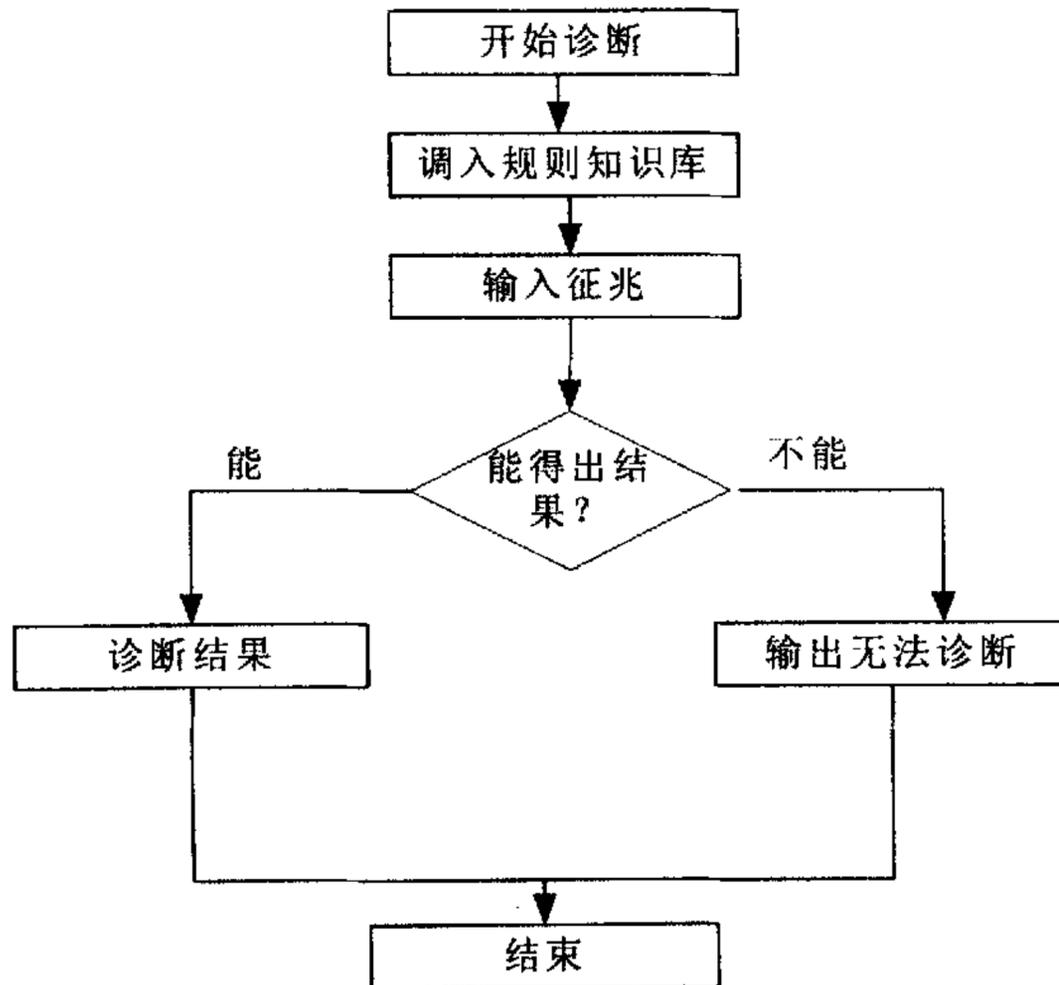
由图 5.-9 可以明显看出, 这种诊断采用了正向推理, 同时推理过程中采用了穷尽式搜索策略, 这样推理过程符合飞机防滑刹车故障并发性特点。

5.5.5 专家系统推理机设计

飞机防滑刹车故障复杂, 往往同时并发诊断结果也不只一个, 因此系统采用不精确推理方法, 同时采用正向推理方式。

1) 正向推理的推理机的实现

根据飞机防滑刹车当前的信息和过去的历史纪录, 激活知识库中的规则并保存推理轨迹, 以其对诊断结果进行解释, 它是整个系统的动力源泉, 其推理流程见图 5-10, 由于飞机防滑刹车系统可能会出现多故障并发, 诊断结果不只一个, 因此本系统选用基于不精确推理推理方法, 同时采用正向推理, 从已知事实出发运用规则库中的规则一步一步推导出结论, 这种方法又称事实驱动方式。其中执行结论具体操作如下:



5-9 故障诊断推理控制策略示意图

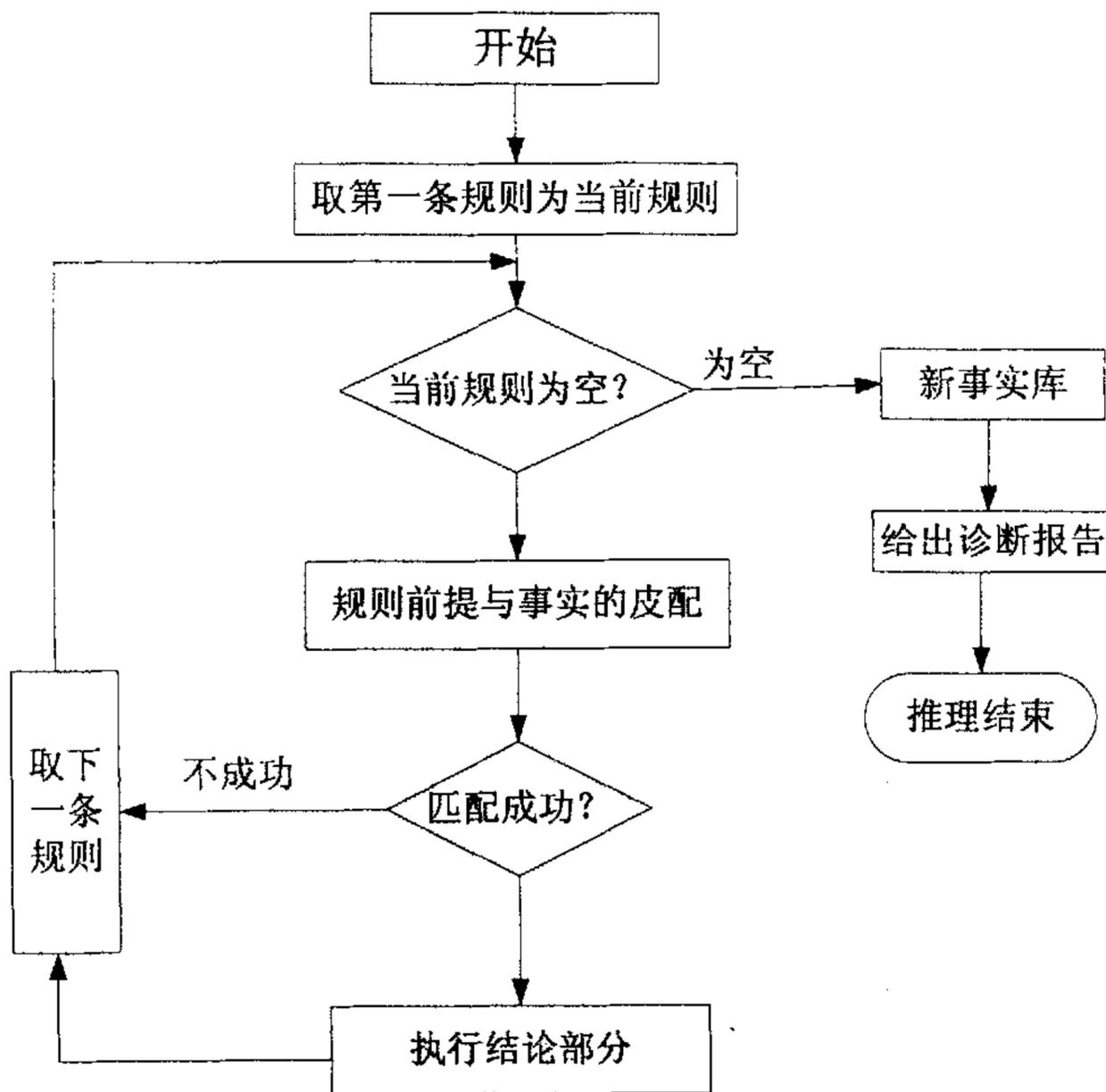
由图 5.-9 可以明显看出, 这种诊断采用了正向推理, 同时推理过程中采用了穷尽式搜索策略, 这样推理过程符合飞机防滑刹车故障并发性特点。

5.5.5 专家系统推理机设计

飞机防滑刹车故障复杂, 往往同时并发诊断结果也不只一个, 因此系统采用不精确推理方法, 同时采用正向推理方式。

1) 正向推理的推理机的实现

根据飞机防滑刹车当前的信息和过去的历史纪录, 激活知识库中的规则并保存推理轨迹, 以其对诊断结果进行解释, 它是整个系统的动力源泉, 其推理流程见图 5-10, 由于飞机防滑刹车系统可能会出现多故障并发, 诊断结果不只一个, 因此本系统选用基于不精确推理推理方法, 同时采用正向推理, 从已知事实出发运用规则库中的规则一步一步推导出结论, 这种方法又称事实驱动方式。其中执行结论具体操作如下:



5-10 正向推理流程图

①首先处理规则的前提，看看匹配成功的规则前提中是否有结论库中的事实，如有该事实为中间结果，应将它从结论库中删除；

②其次处理规则的结论，把规则的结论作为新的事实，若结论库中没有该事实，则将之添加到征兆库作征兆备用、添加到结论库作结论备用；

③最后处理规则本身，将此规则添加到激活规则库中供解释机备用。

2) 不精确推理的可信度计算

系统采用可信度 C_F 来描述规则的不确定性和事实的不确定性。规则的可信度由专家给出，征兆的可信度由用户给出，诊断出结论可信度由规则的可信度与事实的可信度按如下算法得出：

① 计算前提可信度 $C_F(E)$

$$C_F(E) = \min\{1, C_F(E_1), C_F(E_2), \dots, C_F(E_n)\} \quad (1)$$

式中 E_1, E_2, \dots, E_n 为匹配成功的一条规则的 n 条前提；

② 规则结论可信度 $C_F(H)$

$$C_F(H) = C_F(H, E) \max\{0, C_F(E)\} \quad (2)$$

③ 两条规则具有相同的结论时, 合成可信度的计算方法, 先由式(1)、(2) 求出结论 1 的可信度 $C_{F1}(H)$ 、结论 2 的可信度 $C_{F2}(H)$, 然后由式(3) 求出合成可信度 $C_F(H)$;

$$C_F(H) = \begin{cases} C_{F1}(H) + C_{F2}(H)C_{F1}(H)C_{F2}(H), & \text{若 } (C_{F1}(H), C_{F2}(H) \geq 0); \\ C_{F1}(H) + C_{F2}(H) + C_{F1}(H)C_{F2}(H), & \text{若 } (C_{F1}(H), C_{F2}(H) < 0); \\ C_{F1}(H) + C_{F2}(H), & \text{其它.} \end{cases} \quad (3)$$

④ 对于多规则深度推理的结论可信度只需重复上述步骤就可以得出最终的结论可信度。

5.6 解释机制

解释机制存放推理过程中匹配成功的规则, 用来解释系统对用户的动作, 使用户理解系统的行为; 解释回答用户对系统的提问; 对系统得出结论的求解过程或系统的当前求解状态提供说明, 使得非专家用户能理解系统的问题求解, 加强对求解结果的信心, 使得专家和知识工程师用户易于发现并定为系统知识中的错误, 也使得防滑刹车系统领域的专业人员或初学者得到求解的直观学习。具体设计时采用单链标实现, 其单个 C++ 算法程序如下:

```
struct DexplainNode//定义解释链的一个结点
{
    int nRuleNo;//规则号
    DexplainNode*pexplainNext;//指向下一节点的指针
};
```

5.7 人机接口

人机接口是应用户或专家系统的要求和所提供的事实传给系统, 并把处理的结果以一定的方式送给用户。它包括一下几种功能:

- (1) 处理键盘和屏幕输入输出;
- (2) 指出用户和专家系统间的对话;

② 规则结论可信度 $C_F(H)$

$$C_F(H) = C_F(H, E) \max\{0, C_F(E)\} \quad (2)$$

③ 两条规则具有相同的结论时, 合成可信度的计算方法, 先由式(1)、(2) 求出结论 1 的可信度 $C_{F1}(H)$ 、结论 2 的可信度 $C_{F2}(H)$, 然后由式(3) 求出合成可信度 $C_F(H)$;

$$C_F(H) = \begin{cases} C_{F1}(H) + C_{F2}(H)C_{F1}(H)C_{F2}(H), & \text{若}(C_{F1}(H), C_{F2}(H) \geq 0); \\ C_{F1}(H) + C_{F2}(H) + C_{F1}(H)C_{F2}(H), & \text{若}(C_{F1}(H), C_{F2}(H) < 0); \\ C_{F1}(H) + C_{F2}(H), & \text{其它.} \end{cases} \quad (3)$$

④ 对于多规则深度推理的结论可信度只需重复上述步骤就可以得出最终的结论可信度。

5.6 解释机制

解释机制存放推理过程中匹配成功的规则, 用来解释系统对用户的动作, 使用户理解系统的行为; 解释回答用户对系统的提问; 对系统得出结论的求解过程或系统的当前求解状态提供说明, 使得非专家用户能理解系统的问题求解, 加强对求解结果的信心, 使得专家和知识工程师用户易于发现并定为系统知识中的错误, 也使得防滑刹车系统领域的专业人员或初学者得到求解的直观学习。具体设计时采用单链标实现, 其单个 C++ 算法程序如下:

```
struct DexplainNode//定义解释链的一个结点
{
    int nRuleNo;//规则号
    DexplainNode*pexplainNext;//指向下一节点的指针
};
```

5.7 人机接口

人机接口是应用户或专家系统的要求和所提供的事实传给系统, 并把处理的结果以一定的方式送给用户。它包括一下几种功能:

- (1) 处理键盘和屏幕输入输出;
- (2) 指出用户和专家系统间的对话;

② 规则结论可信度 $C_F(H)$

$$C_F(H) = C_F(H, E) \max\{0, C_F(E)\} \quad (2)$$

③ 两条规则具有相同的结论时, 合成可信度的计算方法, 先由式(1)、(2) 求出结论 1 的可信度 $C_{F1}(H)$ 、结论 2 的可信度 $C_{F2}(H)$, 然后由式(3) 求出合成可信度 $C_F(H)$;

$$C_F(H) = \begin{cases} C_{F1}(H) + C_{F2}(H)C_{F1}(H)C_{F2}(H), & \text{若}(C_{F1}(H), C_{F2}(H) \geq 0); \\ C_{F1}(H) + C_{F2}(H) + C_{F1}(H)C_{F2}(H), & \text{若}(C_{F1}(H), C_{F2}(H) < 0); \\ C_{F1}(H) + C_{F2}(H), & \text{其它.} \end{cases} \quad (3)$$

④ 对于多规则深度推理的结论可信度只需重复上述步骤就可以得出最终的结论可信度。

5.6 解释机制

解释机制存放推理过程中匹配成功的规则, 用来解释系统对用户的动作, 使用户理解系统的行为; 解释回答用户对系统的提问; 对系统得出结论的求解过程或系统的当前求解状态提供说明, 使得非专家用户能理解系统的问题求解, 加强对求解结果的信心, 使得专家和知识工程师用户易于发现并定为系统知识中的错误, 也使得防滑刹车系统领域的专业人员或初学者得到求解的直观学习。具体设计时采用单链标实现, 其单个 C++ 算法程序如下:

```
struct DexplainNode//定义解释链的一个结点
{
    int nRuleNo;//规则号
    DexplainNode*pexplainNext;//指向下一节点的指针
};
```

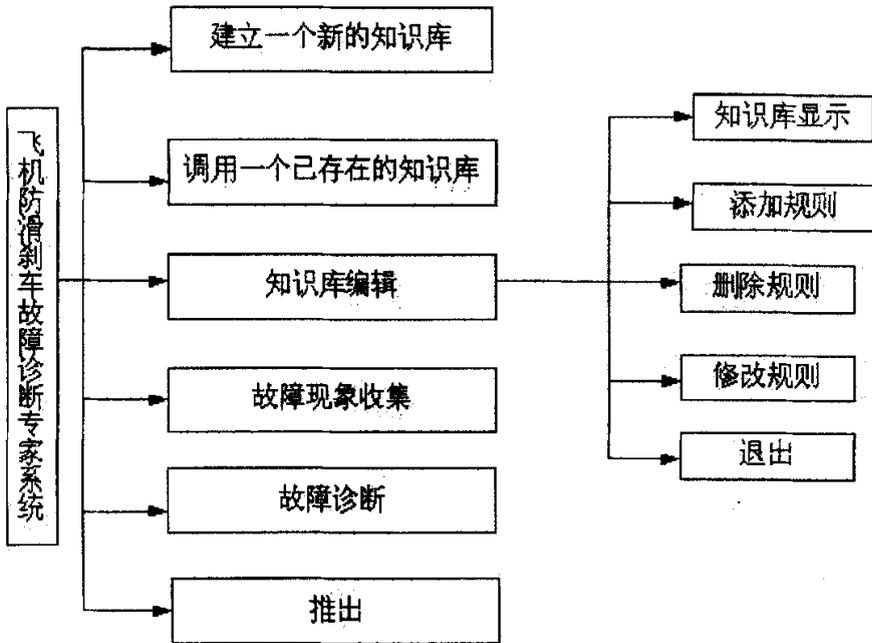
5.7 人机接口

人机接口是应用户或专家系统的要求和所提供的事实传给系统, 并把处理的结果以一定的方式送给用户。它包括以下几种功能:

- (1) 处理键盘和屏幕输入输出;
- (2) 指出用户和专家系统间的对话;

- (3) 识别出用户和专家系统间的对话;
- (4) 提供用户友善特性。

本专家系统的人机接口全部采用菜单的形式,不仅使用户易操作,而且减少了出错环节,使知识库中的知识能够很好在与用户的输入相匹配。菜单功能结构如图 5-11 所示。



5-11 菜单功能结构

图 5-12 是本论文设计的故障专家系统关于刹车盘出故障的一个诊断报告界面。

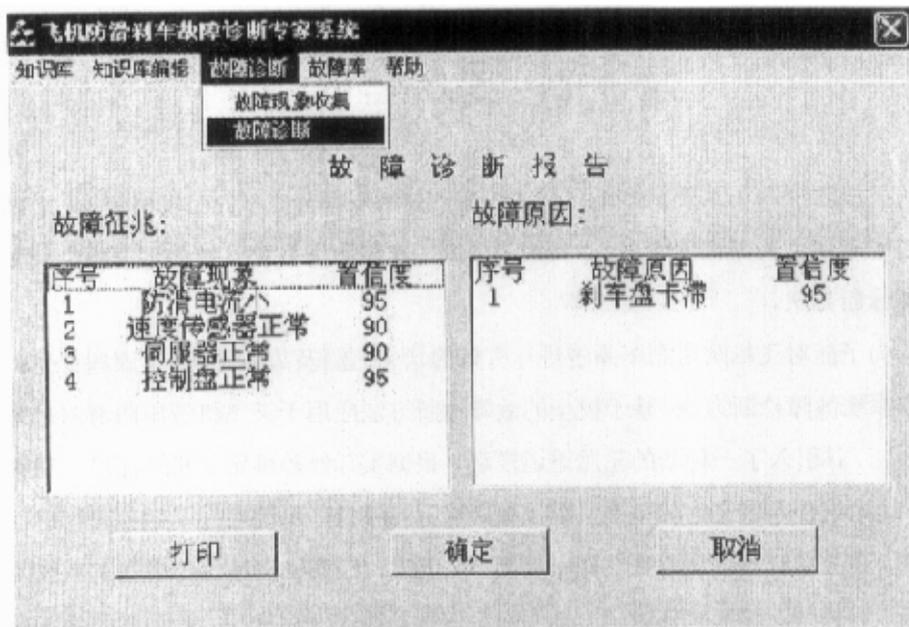


图 5-12 诊断报告界面

总之，本文开发的专家系统能够方便的进行知识修改、删除、增加，具有较大的通用性和可扩充性；解决了一种故障对应多种征兆，一种征兆对应多种故障的多对多的问题；还具有诊断逻辑性强，推理解释比较清楚，界面友好，能方便的看到诊断过程等优点。对地面维修给维修人员的培训具有很大的使用价值。

第六章 总结与展望

飞机防滑刹车系统是飞机系统的重要组成部分之一，在飞机起飞、着陆的过程中起了关键性的作用，本文主要研究了飞机防滑刹车系统的数学模型及其故障诊断方法。

为了能对飞机防滑刹车系统进行有效的状态监测及故障诊断，本课题首先将专家系统故障诊断方法、基于模型的故障诊断方法应用于某飞机液压防滑刹车系统中，并引入了一种新的轮胎跑道模型，根据实际经验确定了机轮速度、滑移率、地面结合系数之间的关系，然后对其液压防滑刹车系统进行了完善建模进行仿真，建立了详细的伺服阀、刹车阀模型。其次，根据飞机液压防滑刹车系统的特点，对伺服阀喷嘴堵塞故障，复位弹簧弹性系数的变化故障、刹车阀的弹簧变化故障，及机轮轮胎的磨损故障分别采用了基于模型的故障诊断方法进行诊断，设计了伺服阀、刹车阀及机轮轮胎的观测器及伺服阀力矩马达的检测装置，给出了伺服阀、刹车阀、机轮轮胎基于模型的故障诊断分析方法，运用基于模型的故障诊断方法对它们的主要故障进行仿真分析；最后，针对整个飞机防滑刹车系统，研究开发了飞机液压防滑刹车系统故障诊断专家系统，采用了并发式故障诊断问题求解方式，对专家系统的知识库、综合数据库、推理机、解释程序、知识获取进行了详细的设计，并介绍了人机接口的功能。该专家系统具有较大的通用性和可扩充性，能自动启动正向推理过程，进行规则匹配，能自动记录推理过程，对诊断结果进行解释，能实现离线的故障机理分析，它具有操作方便，界面友好等的优点。

本课题的研究对于飞机的某些部件由定期维修到状态维修及飞机地面维修人员的培训有着十分重要的指导意义，同时也对飞机液压防滑刹车系统故障诊断的研究提供了一种新的思路，为实现系统的在线故障检测提供一些理论依据。

尽管本课题取得了一定的研究成果，但是飞机液压防滑刹车系统完全在线故障诊断技术的研究还刚刚开始，并且时间仓促，因此还有许多工作需要完成，下面提出一些研究的方向：

- 1) 对于飞机液压防滑刹车系统基于模型的故障诊断，进一步完善各个部分

的模型,研究各部分的故障,尤其是机轮轮胎的故障有时会出现没有超过误差时,机轮也会出现故障的情况(当超出误差时,一定出现故障),需要做进一步的深入研究;观测器的抗干扰性需要进一步的加强,以防误报;从定性的分析飞机液压防滑刹车系统的故障研究转向定量的分析系统的故障研究,对飞机液压防滑刹车系统的在线检测、容错控制及维修都有重要的意义,这是一个值得研究的课题。

2) 对于飞机液压防滑刹车的故障诊断专家系统,由于经验不足,监测量不全面,知识库的内容还不完善,目前进行在线检测还比较困难,必须进一步的完善知识库,另外,推理机采用正向推理,虽然实时性强,但是有时会出现匹配冲突,这是专家系统的能实现实时检测的又一难题。

3) 对于飞机液压防滑刹车的故障诊断,怎样预测故障,特别是先期征兆不明显得的突发性故障一直是一个难题,需要进一步的开展研究工作。另外,一旦检测到防滑刹车系统产生了性能降低的情况,怎样改变在线的控制策略,使控制流程更加合理安全,实现容错控制功能也是亟待解决的问题,这也是研究在线故障检测的主要目的。

发表论文及研究生阶段所做的工作

1. 通过计算飞机惯性加载台的转动惯量，设计了导弹舵机联轴器（试验用），一个舵机支架（试验用），用我们自己学校开发的 CAD 软件绘制了详细的零件图。
2. 奥地利贝加莱公司 PCC 模糊控制块的软件开发，设计并优化模糊控制软件，把离线部分与在线部分结合起来。
3. 基于飞机数字电子防滑刹车系统的研究。建立、完善防滑刹车系统模型、设计并优化控制率、对防滑刹车系统进行故障研究。
论文《基于滑移率控制式飞机防滑刹车系统的仿真》已被《计算机仿真》录用

致谢

在论文即将结束的时候，首先要感谢我的导师齐蓉老师。感谢她这几年来对我无微不至的关怀和精心的指导，并为我创造良好的工作和学习环境。齐老师和蔼可亲，不仅耐心指导我的学习工作，还时刻关心我的生活。我的每一点进步都包含着她的期待、关注和支持。这里我对她说：谢谢您，齐老师。

李玉忍老师、谢利理老师在我的论文选题和具体的研究过程中倾注了大量的心血，尤其在我的导师不在国内时，他们以其丰富的实践经验和渊博的专业知识指导我克服了课题中的种种困难。他们严谨的治学态度、一丝不苟的研究精神、朴实的生活作风，将使我终生受益。

林辉老师在我的研究生阶段也给了我很大的帮助，尤其在写论文阶段给了我精心的指导。他在科研上严谨、踏实的态度深深的感染了我。使我受到了很大的教育。感谢他们多年来对我的关心。

我的搭档郑振华、徐东苓、邹美英同学，无论是在课题的研究还是论文的完成过程中都给了我很大的帮助，使得我能够顺利的完成我的课题。

我们的课题合作伙伴赵文庆、张谦等，他们给我提供了大量的技术资料，尤其在问题的深入研究方面给了我很大的帮助，使得我能够更加深入我的课题研究中。

我还要感谢我的同学：王杰、叶甫、高飞、郝利辉、潘海挺、张国胜等。很怀念一起走过的快乐时光。

衷心感谢我的父母和家人，谢谢他们对我的关怀和多年的养育之恩。最后，对我的导师齐蓉老师和所有帮助过我的人再次表示真挚的谢意！

参考文献:

- [1] Longye D M, Hirzel E A. Advanced Braking Controls for Business Aircraft. SAE 790599, 1979
- [2] Beard R V. Failure Accommodation in Linear System through Self-Reorganization[J]. Rept MIT-71-1. Man Vehicle Lab, Cambridge. M A. 1971
- [3] Neil P, Piercy. Sensor Failure Estimation for Detection Filters [J]. IEEE Trans on Automatic Control, 1992, 37(10): 1553~1558
- [4] Brake Control Evolution. Hydro-Aire break control system. 2002
- [5] Yanner J A, Ulrich P C, Emerging Technologies in Aircraft Landing Gear. Warrendale: Society of Automotive Engineers, Inc. 1997
- [6] E. Alcorta Garcia and P.M. Frank. A Novel Design of Structured Observer-Based Residuals for FDI Proceedings of the American Control Conference San Diego, California. June 1999 1341~1345
- [7] James F. Tarter. Electric Brake System Modeling and Simulation. SA911200, 1991
- [8] Likier Tunay, Ervin Y. Rodin, and Arnold A. Beck Modeling and Robust Control Design for Aircraft Brake Hydraulics IEEE TRANSACTIONS ON CONTROL SYSTEMS TECHNOLOGY, VOL. 9, NO. 2, MARCH 2001 1063-6536/01\$10.00 2001 IEEE
- [9] LI Zhaohui et al.. "An intelligent fault diagnosis approach for use with a microcomputer-based control system". ICAIE 98. Wuhan. China. June 1998
- [10] Ye Luqing et al. An Intelligent Self-Improving Control Control Strategy with a Variable Structure and Time-Varying Parameters for Water Turbine. La Houille Blanche. La Houille Blanche. No. 6. 1989. pp. 463-475
- [11] DeVlieg G H. Brake and Antiskid System. ICAS-84-5. 3. 1, 1984
- [12] Alsobrook C B. Wear of F-16 Main wheel Tires During Constant Slip Ratio Braking. SAE 951392 1995
- [13] Wattling A G. The Dynamic Response of An Aircraft Wheel to Variation in Runway Friction. Aeronautical Journal, May 1988:169-178

- [14] Fank PM. Enhancement of Robustness in Observer-Based Fault Detection. Int. J. Contr. 1994, 59: 955~981
- [15] R. J. Patton and S. M. Kangethe, Robust fault diagnosis using the model-based approach Department of Electronics, University of York Heslington, York YO1 5DD
- [16] LI Li WANG Fei-Yue SHAN Guo-Ling ZHOU Qun-Zhi Design of Tire Fault Observer Based on Estimation of Tire/Road Friction Conditions 自动化学报 2003 年 9 月 695~702
- [17] Canudas de Wit C, Horowitz R. Observers for tire/road contact friction using only wheel angular velocity information. In: Proceedings of the 38th IEEE Conference on Decision and Control, 1999. 3932~3937
- [18] Canudas de Wit C, Tsiotras P. Dynamic tire friction models for vehicle traction control. In Proceedings of the 38th IEEE Conference on Decision and Control, 1999. 3745~3751
- [19] 虞和济编 故障诊断的基本原理 [M] 冶金工业出版社 1989. 9
- [20] 闻新 张洪钺 控制系统的故障诊断和容错控制 [M] 机械工业出版社 1998
- [21] 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 国防工业出版社 2000. 7
- [22] 李尔国、俞金寿 故障检测与方法综述 世界仪表及自动化 2001 (2)
- [23] 虞和济、猴广琳 故障诊断的专家系统 北京: 冶金工业出版社 1991
- [24] 徐章遂、房立清、王希武、左宪章 著 故障信息诊断原理及应用 国防工业出版社 2001 年
- [25] 史永胜, 李 苒 基于面向对象的故障诊断专家系统模型研究 飞机设计第 2 期 2003 年 6 月
- [26] 宋云雪, 史永胜, 钱礼斌 飞机起落架故障数据库模型与实现方法研究 飞机设计第 1 期 2002 年 3 月
- [27] 张谦. 飞机电传刹车数字式防滑刹车系统的控制律的仿真研究. 西北工业大学硕士论文 1999
- [28] 赵海鹰、王占林、裘丽华 飞机防滑控制系统的分布式实时仿真 北京航空航天大学学报 2000 年 4 月 156~159

- [29]李俊林、张雅丽、赵海文、师占群、李德仲 基于模型故障诊断方法的仿真研究 机床与液压 2003年5月 243~246
- [30]师占群、王志刚、郭德卿 电液伺服阀力矩马达故障模型及其仿真 液压气动与密封 2000年10月 30~32
- [31]【苏】И. И. 智维列夫, С. С. 科可宁著, 邓启明, 陈金祥等译校. 航空机轮和刹车系统设计. 北京: 国防工业出版社, 1980. 7
- [32]张瑜, 田小雄. 飞机防滑控制系统的数字仿真研究. 西北工业大学学报 1994. 1, 13~17
- [33]彭三林, 岳开究. 航空机轮刹车系统的发展趋势. 航空科学技术 1999
- [34]陈慧霞 用C++建造专家系统 电子工业出版社. 1996. 6
- [35]吴泉源, 刘江宁 人工智能与专家系统 国防科技大学出版社 1995. 3
- [36]Michael . Visual C++从入门到精通 电子工业出版社 1997. 9
- [37] Visual C++实用编程技术 华中理工大学出版社 1999年4月
- [38]胡寿松主编 自动控制原理 (第三版) 国防工业出版社
- [39]关景泰编著 机电液控制技术 同济大学出版社. 2003年2月
- [40]范影乐、杨胜天、李铁编著 MATLAB 仿真应用详解 人民邮电出版社 2001年7月
- [41]王占林主编 液压伺服控制控制 北京航空学院出版社 1987年10月
- [42]上海第二工业大学液压教研室 液压传动与控制 上海科技出版社 1990年6月
- [43]王春行主编 液压伺服控制系统 机械工业出版社 1999年5月
- [44] (美) Joseph Giarratano Gary Riley 著 汤庸 译 专家系统原理与编程 机械工业出版社 2000年5月
- [45] 姚俊 马松辉 编著 Simulink 建模与仿真 西安科技大学出版社 2002年8月
- [46] 袁东 飞机起落架数学模型建立与仿真研究 西北工业大学硕士论文 1999
- [47]周东华 叶银忠 现代故障诊断与容错控制[M] 北京 清华大学出版社 2000. 6
- [48]王秀霞 丁学工 液压伺服控制在飞机机轮刹车系统中的应用 液压气动与密封 2001年6月
- [49]郝后堂, 李朝晖. 励磁功率单元分布式物理图网建模与仿真研究. 水电能源科学, 2000(1)
- [50]王纪森 非线性控制理论在防滑刹车系统中的应用研究 西北工业大学博士论文 2001
- [51]郑大钟 线性系统理论 清华大学出版社 2002年10月
- [52]姚静 多电飞机电气系统的故障诊断研究 西北工业大学硕士论文 2004, 1

- [53]袁东 飞机起落架仿真数学模型建立方法 飞行力学 2002年12月 44~47
- [54]陆晓洁 基于模糊控制的防滑刹车系统建模与仿真研究 西北工业大学硕士学位论文
2003, 2

附录：文中常用物理量

变量	物理意义	单位
L	飞机重心到主轮中心的距离	m
L_1	飞机重心与前轮中心之间的距离	m
h_T	发动机推力线距飞机重心线下移距离	m
h_c	飞机重心距地面的高度	m
h_s	阻力伞悬挂点距飞机推力线上移距离	m
G	飞机重力	kg
θ	轮胎与路面之间的条件参数	——
z	中间参数	——
v	飞机速度	m/s
ω	轮子角速度	弧度/s
p	输出的刹车压力	Pa
W	伺服阀滑阀的面积梯度	m ² /m
ρ	液体密度	kgsec/m
r	挡板的长度	m
F	弹簧的预紧力	N
V	所取控制腔的体积	m ³
P_{b0}	刹车压力损失	Pa
M_b	刹车力矩	Nm
$M_{b_{max}}$	最大刹车力矩	Nm
P	刹车压力	Pa
k_1	压力增加时力矩斜率	——
k_2	压力减小时力矩斜率	——
S	机翼面积	m ²
S_s	阻力伞计算面积	m ²
J	机场空气密度	kgsec ² /m ⁴
C_x	飞机滑跑时的阻力系数	——
C_{xs}	阻力伞阻力系数	——
C_y	飞机滑跑时的升力系数	——
k_v	发动机的推力速度系数	kgsec/m
ω_0	机轮初始角速度	弧度/s
Wn	固有频率	Hz
da	轮轴处起落架变形引起航向振动位移量	m
dv	轮轴处起落架变形引起的航向振动速度	M/s
Ksn	阻尼比	——
Ko	动态刚度	——
μ	着陆时刹车材料的动摩擦系数	——
n	主轮数	——

p_N	伺服阀喷嘴孔处的压力	Pa
A_N	伺服阀喷嘴孔的面积	m^2
Q_{N1}	伺服阀上喷嘴处的流量	m^3/s
v_N	伺服阀喷嘴孔断面上的平均流速	m/s
K_t	力矩马达的中位电磁力系数	Nm/A
T_0	发动机剩余推力	N
F_x	空气阻力	N
F_s	阻力伞阻力	N
F_{f2}	前轮与地面结合力	N
F_{f1}	主轮与地面结合力	N
F_Y	空气升力	N
F_2	地面给前轮支撑力	N
F_1	地面给主轮支撑力	N
θ_1	飞机的俯仰角	弧度
$\delta_{\sigma\sigma}$	飞机机轮轮胎压缩量	m
$M_{c\mu}$	地面结合力矩	Nm
σ_0	轮胎纵向刚度	$1/m$
σ_1	轮胎纵向阻尼	s/m
σ_2	粘性相对阻尼	s/m
σ_v	滚动阻力系数	—
v_r	相对速度	—
v_s	Stribeck 相对速度	m/s

μ_s	正规化的静态摩擦系数	—
μ_c	正规化的库仑摩擦系数	—
R_0	机轮的几何半径	m
M_d	挡板力矩	Nm
K_a	挡板的刚度	Nm/弧度
K_m	力矩马达的电磁弹簧刚度	Nm/弧度
F_1	上喷嘴对挡板的作用力	N
F_2	下喷嘴对挡板的作用力	N
D_N	喷嘴直径	m
X_{d0}	喷嘴到挡板边沿的距离	m
X_d	挡板到喷嘴的距离	m
p_{c1}	上喷嘴的节流压力	Pa
p_{c2}	下喷嘴的节流压力	Pa
C_p	喷嘴挡板间可变节流孔的流量系数	—
p_s	油源压力(刹车阀的输出压力)	Pa
Q_{N2}	下喷嘴处的流量	m^3/s
K_v	稳态液动力刚度	N/m
a_1	液导比	—
m_v	伺服阀阀芯质量	kg
K_f	复位弹簧的弹性系数	N/m
F_0	伺服阀初始预紧力	N
B_T	瞬态液动力的阻尼系数	N/m

A_1	阀芯的端面积	m^2
A_2	阀芯的环面积	m^2
Q_f	通过伺服阀阀口的流量	m^3/s
C_v	流量系数	—
p_0	回油压力	Pa
m_{v1}	刹车阀阀芯及流动液体的质量	kg
K_1	稳态液动力刚度及弹簧弹性系数的等效值	N/m
B_T	瞬态液动力的阻尼系数	—
W_1	刹车阀滑阀的面积梯度	m^2/m
P_s^1	刹车阀的油源压力	Pa
β	液体体积弹性模量;	Pa
C_1	前轮缓冲器系数	N
C_2	主轮缓冲器系数	N
K_3	前轮等效弹簧系数	N/m
K_4	主轮等效弹簧系数	N/m
θ_2	挡板的转角	弧度
J_a	衔铁组件的转动惯量	kg. cm. s ²
B_a	衔铁组件的粘性阻尼系数	Nms

西北工业大学 学位论文知识产权声明书

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

保密论文待解密后适用本声明。

学位论文作者签名：董瑞珂

2005年3月30日

指导教师签名：王

2005年3月31日

西北工业大学 学位论文原创性声明

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

本人学位论文与资料若有不实，愿意承担一切相关的法律责任。

学位论文作者签名：董瑞珂

2005年3月30日