

文章编号: 1000-8055(2005)02-0282-05

航空发动机数控系统执行机构回路 故障诊断和容错控制方法

蒋平国^{1,2}, 姚 华², 孙健国¹

(1 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2 中国航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘要: 提出了航空发动机数控系统执行机构控制回路基于数学模型的故障诊断方法, 以及针对执行机构位置传感器故障的控制算法容错控制方法。工程应用结果表明能显著提高故障诊断准确性和快速性, 有效地实现容错控制, 且实施方便, 实时性好, 对提高航空发动机数控系统工作可靠性具有重要作用。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 数字控制系统; 故障诊断; 容错控制

中图分类号: V 233. 7

文献标识码: A

Method of Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control for Actuator Loop in Aeroengine Digital Control System

JIAN G Ping-guo^{1,2}, YAO Hua², SUN Jian-guo¹

(1 College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2 China Aviation Motor Control System Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract: A model-based aeroengine digital control system actuator loop fault diagnosis method and fault-tolerant control method for actuator position sensor fault control algorithm were put forward. These methods were implemented to a full authority digital engine control system and validated. The results show that these methods can greatly improve the successful rate and reduce the time necessary for actuator loop fault diagnosis. These methods are easy to implement and have good real time diagnosis capability. Thus, they have a significant effect on improving the reliability of aeroengine digital control system.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; FADEC; fault diagnosis; fault-tolerant control

故障检测与诊断技术是指对系统的异常状态的检测、异常状态原因的识别以及包括异常状态预测在内的各种技术的总称, 它是一项建立在机械工程、测试技术、信号处理、计算机应用技术、人工智

能等众多理论基础上的新兴综合性科学技术。容错控制系统是指在元部件(或分系统)出现故障时仍具有完成基本功能能力的系统。容错控制是提高系统安全性和可靠性的一种新的途径,

收稿日期: 2004- 05- 18; 修订日期: 2004- 09- 13

获奖情况: 本文所属航空发动机全权限数字电子控制系统研究及其演示验证项目获国防科学技术委员会科技进步一等奖。

作者简介: 蒋平国(1969-), 男, 湖南邵阳人, 中国航空动力控制系统研究所高级工程师、南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事航空发动机数字控制系统研究和开发

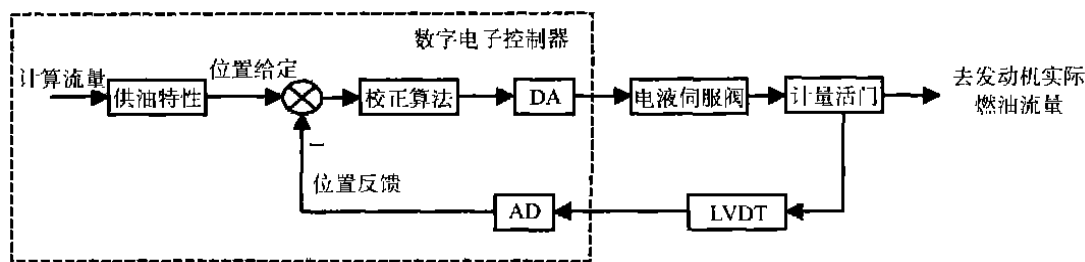


图1 主燃油流量小闭环控制回路结构框图
Fig 1 Main fuel flow control loop structure

由于任何系统都不可避免地会发生故障,因此,容错控制可以看成是保证系统安全运行的最后一道防线。故障诊断是实现容错控制的基础,容错控制则为故障诊断研究注入了新的活力^[1~3]。

先进飞机对航空发动机性能要求愈来愈高,现代电子技术和计算机技术快速发展则为航空发动机数字电子控制技术发展创造了条件。国外从上个世纪70年代开始大力发展航空发动机全权限数字电子控制(简称FADEC)技术,美法等少数国家现已研制出产品并投入使用。经过十几年的努力,我国具有自主知识产权的某型发动机全权限数字电子控制系统已完成了全包线飞行试验验证。从验证阶段发展到生产阶段,如何进一步提高数字电子控制系统可靠性则成为研究重点之一。

国内外对发动机故障诊断和传感器解析冗余技术已进行了大量研究^[4~7],但对航空发动机数字电子控制系统中至关重要的执行机构控制回路的故障诊断和容错控制技术研究报道很少。本文给出了实际工程中基于执行机构数学模型的执行机构控制回路故障诊断方法,同时也研究并验证了执行机构位置反馈传感器故障情况下实现容错控制的方法。

1 执行机构控制回路组成及原理

目前我国在研的航空发动机数字电子控制系统中,执行机构均采用了小闭环控制回路(相对于发动机转速等大闭环控制回路而言),以提高系统的稳定性和动态品质。以主燃油流量控制为例,主燃油流量小闭环控制回路结构如图1所示。数字电子控制器根据给定条件按一定的控制律和控制算法计算出主燃油流量后,先根据主燃油供油装置的供油特性得到计量活门的位置给定值,与计量活门位置反馈信号比较后通过校正算法产生输出信号,由电液伺服阀来控制计量活门的位置,最终使计量

活门达到给定位置,从而保证经计量活门计量后的去发动机主燃烧室的燃油流量等于控制需要的主燃油流量。

系统设计保证小闭环控制回路的动态响应足够快,这样在正常工作情况下,计量活门位置反馈值总是紧紧跟随着位置给定值。如果回路中任何一个部件(包括LVD 传感器、电液伺服阀、执行机构、电子控制器相应输入/输出通道)出现故障,计量活门位置反馈值不再跟随位置给定值。虽然通过比较位置给定值和位置反馈值,就能判断出故障。但存在的问题是,如果选取较大故障判断阈值,不能及时诊断出故障,导致实际输出的主燃油流量严重偏离控制值,可能危及发动机安全;而选取较小故障判断阈值,往往会导致在发动机过渡态过程误判故障。因此,如何选取故障阈值存在很大困难。

2 基于执行机构数学模型的故障诊断方法

基于执行机构数学模型的执行机构小闭环控制回路故障诊断原理见图2。显然,正常情况下的动态过程中执行机构模型的位置计算值比执行机构位置给定值更接近实际执行机构位置反馈值,因而选取的故障判断阈值可大大降低。

计量活门是一个积分器,整个小闭环回路可简化为一个惯性环节,利用设计参数或进行阶跃响应试验不难确定其时间常数。由于实际执行机构存在延迟和饱和特性,且正向行程和反向行程响应时间不完全一致。为了进一步提高模型精度,根据执行机构小闭环回路阶跃响应试验结果,考虑执行机构延迟特性、饱和特性和正反行程不同时间常数,建立执行机构小闭环回路数学模型,其结构原理图如图3所示。

利用所建立的执行机构小闭环回路简单数学模型,可实时在线进行执行机构小闭环回路故障

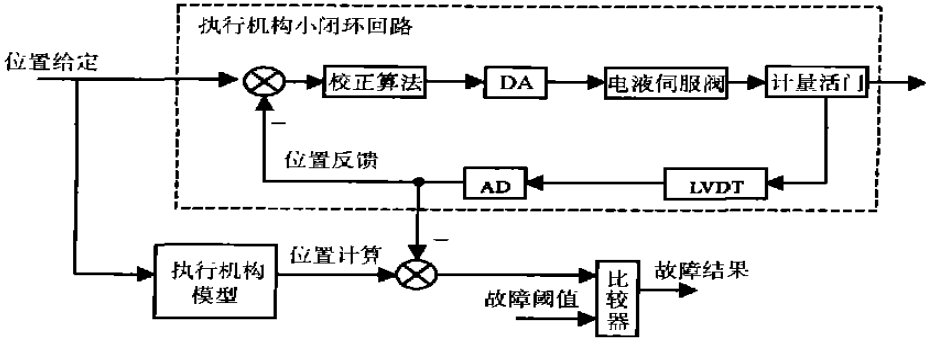


图2 基于数学模型的执行机构小闭环回路故障诊断

Fig 2 Model-based failure diagnosis of actuator control loop

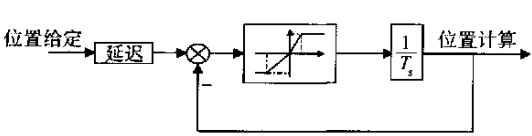


图3 执行机构小闭环回路数学模型结构

Fig 3 The model structure of actuator control loop

诊断, 诊断算法流程如图 4 所示。该方法应用于某型发动机全权限数字电子控制系统, 在半物理模拟试验中进行小闭环回路的阶跃响应试验, 执行机构小闭环控制回路模型估计值 $\hat{L}_z$ 即 L_z 计算值、LVDT 传感器反馈值 L_z 与机构位置给定值 L_{zD} 之间关系如图 5 所示, L_{zD} 从 3 000 bit 阶跃到 3 300 bit, 系统稳定后再从 3 300 bit 阶跃到 3 000 bit, 上升过程和下降过程中执行机构模型产生的 $\hat{L}_z$ 与实际执行机构 LVDT 传感器反馈值 L_z 则基本上重合。

通过比较 $\hat{L}_z$ 与 L_z 来判断故障而不是直接比较 L_{zD} 与 L_z 判断故障, 试验表明故障阈值可从 300 bit 降低到 100 bit, 超过故障阈值的确认时间也从 100 ms 减小到 25 ms。鉴于执行机构位置

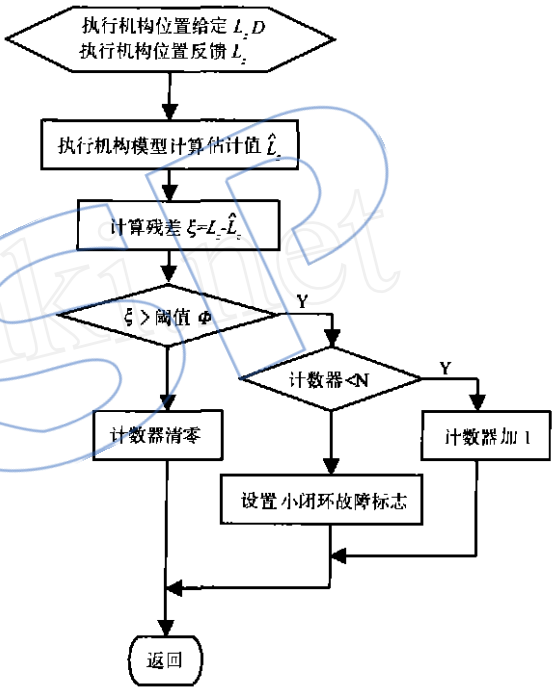


图4 基于模型的执行机构小闭环回路故障诊断流程

Fig 4 The model-based diagnosis flow of actuator control loop

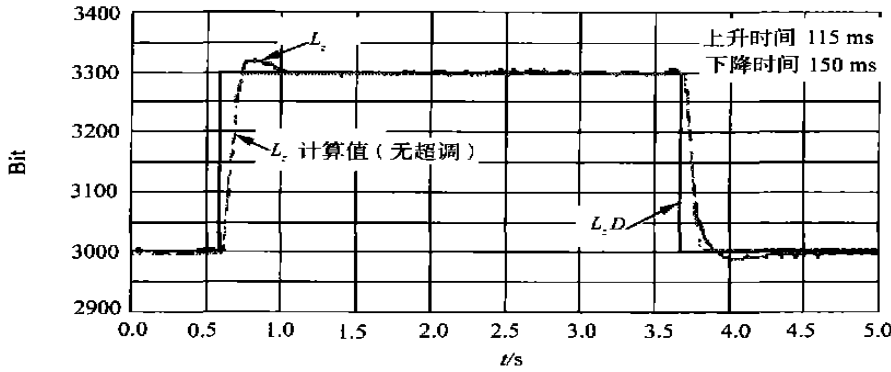


图5 执行机构小闭环回路及其模型的阶跃响应

Fig 5 Step responses of actuator control loop and its model

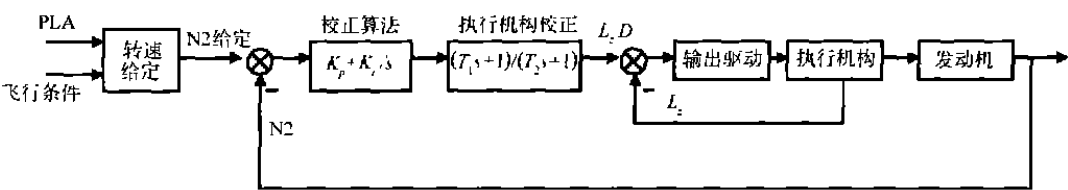


图6 主燃油流量正常控制原理图

Fig 6 Schematic diagram of normal main fuel flow control

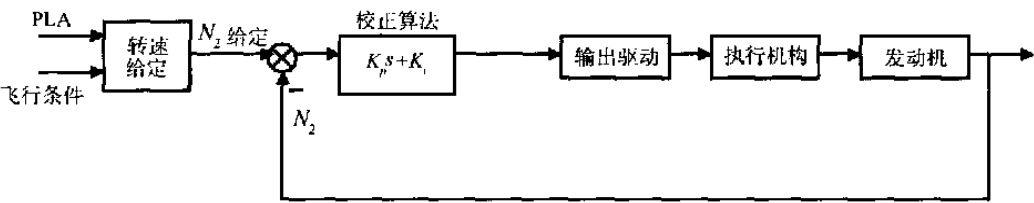


图7 改变控制算法进行容错控制

Fig 7 Fault-tolerant control by modified control algorithm

控制的特点, 虽然电液伺服阀存在零偏, 但通过采取适当校正算法, 稳态时位置反馈值总是等于位置给定值, 不存在模型稳态误差问题, 所以采用这种基于模型的诊断方法不仅可以快速诊断硬故障, 而且可以诊断出回路中缓慢漂移的软故障。

3 容错控制方法

航空发动机数控系统中的传感器由于工作环境恶劣, 是数控系统中可靠性薄弱环节之一。所以针对执行机构位置反馈传感器(包括电子控制器对应采集通道)故障研究相应容错控制方法具有很重要的意义。

航空发动机全权限数字电子控制系统正常情况下的主燃油流量控制原理见图6, 带执行机构小闭环控制回路。采用执行机构超前校正环节, 校正执行机构小闭环回路对系统的影响。于是, 通过采用PI校正算法, 使发动机转速大闭环系统的开环传递函数近似为一阶积分, 闭环传递函数近似为一阶惯性环节, 从而达到系统稳定控制目的。

当执行机构位置传感器发生故障后, 图6中小闭环回路断开, 执行机构积分环节直接作用在系统开环通道上。为了实现在没有执行机构位置反馈情况下的容错控制, 补偿执行机构引入的积分作用, 将校正算法从PI算法改为PD算法(见图7), 实际上相当于从位置式控制算法转变为增量式控制算法, 原来的比例项变成微分项, 积分项变成比例项。

对图7的容错控制方案, 利用某型发动机全权限数字电子控制系统进行半物理模拟试验验证, 控

制效果如图8所示, 实际转速完全跟随设定值, 跳动约在±0.33%范围内。这里控制周期采用20ms周期。为了改善调节品质, PD算法中的微分项采用了不完全微分算式:

$$Y = \frac{T_D S}{1 + T_D S / K_d} X$$

离散化后

$$Y(k) = \frac{T_D / K_d}{T_D / K_d + T} Y(k - 1) + \frac{T_D}{T_D / K_d + T} [X(k) - X(k - 1)]$$

式中, T_D 表示微分时间常数, K_d 表示微分增益, T 表示采样周期。

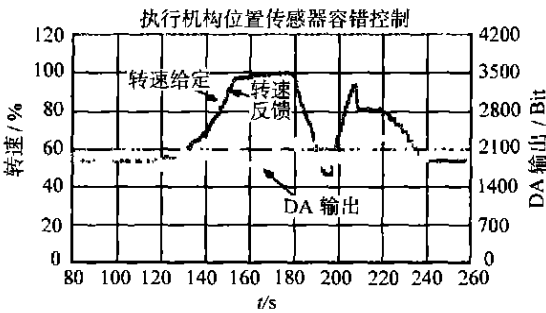


图8 改变控制算法的容错控制试验结果

Fig 8 Test result of fault-tolerant control by modified control algorithm

完全微分项对于阶跃输入信号将产生很大的微分输出信号, 并急剧下降为零, 因而易引起系统振荡; 而采用不完全微分, 其微分作用是逐渐下降

的,不易引起系统振荡。

针对执行机构位置传感器故障存在的另一种容错控制方案是采用基于模型的传感器解析余度方法,即采用执行机构数学模型输出值代替真实传感器值,继续进行小闭环控制。但由于电液伺服阀存在零偏以及其它一些因素的影响,模型不可能与真实执行机构完全一致,用无偏差模型作为执行机构位置传感器信号解析余度参与有零偏的执行机构控制,试验已验证其不可行。

4 结 论

本文提出的基于数学模型的执行机构小闭环控制回路故障诊断方法,应用于某型发动机全权限数字电子控制系统,已经过半物理模拟试验验证,并通过了发动机地面台架试车和飞行试验。而通过改变控制算法实现执行机构位置传感器故障的容错控制方法也已经过了半物理模拟试验验证。航空发动机 FADEC 系统执行机构控制对整个系统来说至关重要,本文提出的故障诊断和容错控制方法,完全适用于数字电子控制系统各执行机构控制回路,且软件实现方便、实时性强、实施效果好,对提高系统工作可靠性具有相当重要的作用。

参考文献:

- [1] 俞金寿. 工业过程先进控制[M]. 北京: 中国石化出版社, 2002
- [2] 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
- [3] 胡昌华, 许化龙. 控制系统故障诊断与容错控制的分析和设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000
- [4] Swan J A, Vizzini R W. Analytical Redundancy Design for Improved Engine Control Reliability, Final Review [R]. AIAA-88-3176
- [5] James C Moller, Jonathan S Litt, Ten-Huei Guo. Neural Network-Based Sensor Validation for Turbohaft Engines [R]. AIAA-98-3605
- [6] Pong-Jeu Lu, Ming-Chuan Zhang, Tun-Cheng Hsu, etc. An Evaluation of Engine Faults Diagnostics Using Artificial Neural Networks[R]. ASME 2000-GT-29
- [7] 黄向华, 孙健国, 依里亚索夫, 等. 基于自联想网络的发动机传感器解析余度技术[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 433~436
HUANG Xiang-hua, SUN Jian-guo, et al. Ilyasov B. Analytical Redundancy Based on Autoassociative Neural Network for Aeroengine Sensors [J]. Journal Aerospace Power, 1999, 14(4): 433~436