

航空发动机主燃油执行机构容错控制

王松, 高亚辉, 高峰, 段绍栋, 王建锋

(中国航发控制系统研究所, 江苏无锡 214063)

摘要: 为了在主燃油计量活门位移传感器出现故障时仍能实现航空发动机全包线范围内的转速自适应控制, 根据航空发动机转速自适应控制原理提出了一种基于零极点配置原理的容错控制方法, 根据高压转子转速控制计划与实测转速之间的误差对主燃油控制电液伺服阀电流进行闭环运算, 并运用零极点配置原理将控制参数与转速自适应控制相融合, 参数在全包线范围内随发动机状态变化进行自适应调整, 通过半物理模拟试验对该容错控制方法进行了验证。结果表明: 该容错控制方法能够在全包线范围内保证数字电子控制系统稳定工作, 并具有较好的稳态和动态性能, 发动机高压转子转速稳态波动量在 $\pm 0.15\%$ 以内, 超调量和下降量分别在0.63%和0.61%以下, 而且容错控制方法实施方便、自适应性强, 对提高航空发动机数字电子控制系统的工作可靠性具有重要作用。

关键词: 数字电子控制系统; 零极点配置; 容错控制; 转速自适应控制; 航空发动机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.01.019

Fault-tolerant Control for Main Fuel Actuator of Aeroengine

WANG Song, GAO Ya-hui, GAO Feng, DUAN Shao-dong, WANG Jian-feng

(AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063)

Abstract: In order to realize the adaptive speed control within the full envelope of the aeroengine when the displacement sensor of the main fuel metering valve fails, a fault-tolerant control method based on pole-zero configuration was proposed according to the aeroengine adaptive speed control principle. According to the error between the high pressure rotor speed control plan and the measured speed, the main fuel control electro-hydraulic servo valve current was calculated in the closed loop control system. The pole-zero configuration principle was used to integrate the control parameters with the speed adaptive control, and the parameters were adaptively adjusted with the engine state change in the full envelope. The semi-physical simulation test was conducted to verify the fault-tolerant control method. The results show that the fault-tolerant control method can ensure the stable operation of the digital electronic control system in the full envelope, and exhibits good steady-state and dynamic performance. The steady state error of the high-pressure rotor speed is within $\pm 0.15\%$, the overshoot and undershoot are below 0.63% and 0.61% respectively. The fault-tolerant control method is easy to implement and strong in adaptability. It plays an important role in improving the reliability of aeroengine digital electronic control system.

Key words: FADEC; Pole-zero configuration; fault-tolerant control; adaptive speed control; aeroengine

0 引言

航空发动机控制系统任何部件的故障都可能对发动机的安全造成危害, 因此必须提高控制系统的可靠性^[1]。容错控制是提高系统可靠性和安全性的一种有效途径, 是保证系统安全的最后一道防线^[2-3]。航空发动机控制系统中的传感器工作环境恶劣, 是控制系统中的可靠性薄弱环节之一。受到发动机体积

和质量的限制, 传感器不能采用大量的硬件余度, 因此需要研究软件容错控制算法, 以保证在传感器出现故障时仍能安全控制发动机^[4-6]。当1个传感器或多个传感器出现故障时, 通过1个故障调整逻辑改变调节计划, 使用非故障传感器继续控制发动机, 允许控制系统的性能有所降低, 但能保证发动机的安全^[2]。

中国学者近年来针对智能容错控制技术开展了一系列研究, 包括模糊理论、自适应理论和神经网络

收稿日期: 2020-10-09

基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 王松(1986), 男, 硕士, 高级工程师, 从事航空发动机控制技术研究工作; E-mail: songsongwang@126.com。

引用格式: 王松, 高亚辉, 高峰, 等. 航空发动机主燃油执行机构容错控制[J]. 航空发动机, 2023, 49(1): 134-138. WANG Song, GAO Yahui, GAO Feng, et al. Fault-tolerant control for main fuel actuator of aeroengine[J]. Aeroengine, 2023, 49(1): 134-138.

理论等^[7-9],基于机载实时模型的故障重构技术也取得了一些成果^[1,10,11],但考虑到发动机的工作特性与算法的适应性等问题,这些方法还停留在理论研究层面,与在工程中应用还存在一定的差距。王松等^[2]对喷口分油活门位移传感器故障后的容错控制方法进行了研究,验证了通过调整控制结构进行容错控制的可行性;蒋平等^[3]对主燃油计量活门位移传感器故障后的容错控制方法进行了研究,实现了在没有位移反馈情况下的容错控制,并进行了半物理模拟试验验证,但是未给出故障后全包线范围内的自适应控制方法。鉴于主燃油流量控制对发动机控制系统的重要性,有必要对主燃油执行机构容错控制方法进行深入研究。

本文在分析了转速自适应控制原理的基础上,提出了基于零极点配置原理的主燃油执行机构容错控制方法,根据高压转子转速控制计划与实测转速之间的误差对主燃油控制电液伺服阀电流进行闭环运算,并运用零极点配置原理将控制参数与转速自适应控制相融合,参数在全包线范围内随发动机状态变化自适应调整。通过主燃油计量活门位移故障的容错控制试验,对本文提出的主燃油执行机构容错方法进行试验验证。

1 转速自适应控制

航空发动机数控系统正常转速闭环控制原理如图 1 所示。图中, $N_{2\text{DEM}}$ 为高压转子转速期望值; N_2 为高压转子转速反馈值; e_{N2} 为转速闭环误差; $W_{F\text{DEM}}$ 为主燃油流量期望值; W_F 为实际主燃油流量; $L_{WF\text{DEM}}$ 为计量活门位移期望值; L_{WF} 为计量活门位移反馈值; e_{LWF} 为计量活门位移闭环误差; I_{WF} 为电液伺服阀驱动电流。控制器采用串行双回路 PID 控制,外闭环是高压转子转速控制环,小闭环是主燃油计量活门位移控制环。外闭环(转速闭环)控制器根据高压转子转速控制回路闭环运算当前供往航空发动机主燃烧室的燃油流量期望值,并转化为主燃油伺服小闭环控制回路计量活门位移期望值,主燃油伺服小闭环控制器根据计量活门位移期望值与反馈值通过闭环运算得到执

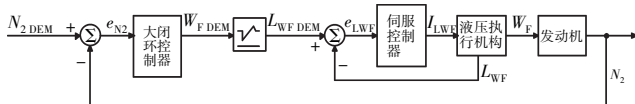


图 1 正常转速闭环控制原理

行机构电液伺服阀驱动电流,执行机构在电液伺服阀的驱动下,计量出供给到航空发动机主燃烧室的燃油流量^[12-13]。

航空发动机控制系统无故障时的控制回路主要环节传递函数如图 2 所示^[14]。

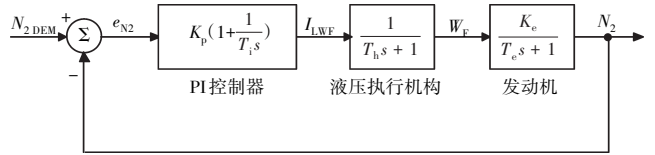


图 2 正常转速控制回路主要环节传递函数

航空发动机小偏差数学模型^[14]为 $\frac{K_e}{T_e s + 1}$ (其中 K_e 为惯性环节放大倍数; T_e 为时间常数),控制器采用 PI 控制器 $K_p(1 + \frac{1}{T_i s})$ (其中 K_p 为比例系数, T_i 为积分时间常数),忽略执行机构的影响(时间常数 $T_h=0$),通过转速控制器的校正,期望整个控制回路的闭环传递函数为 1 阶惯性环节 $\frac{1}{T_m s + 1}$ (其中 T_m 为时间常数),从而既有良好的动态响应特性,又有较高的稳定裕度,因此整个控制回路开环传递函数 $\frac{1}{T_m s}$ 为

$$\frac{K_e}{T_e s + 1} \frac{K_p(T_i s + 1)}{T_i s} = \frac{1}{T_m s} \quad (1)$$

通过将零点和极点对消的方式(零极点配置原理)^[15],令 $T_i = T_e$,可得 PI 控制器参数

$$K_p = \frac{T_e}{T_m K_e} \quad (2)$$

$$T_i = T_e \quad (3)$$

根据发动机相似理论,当发动机工作状态相近时,对应点上同类物理量的比值不变,某些物理量的组合参数不变,即相似参数也保持不变,由文献[15-

16]可知 $K_e P$ 和 $\frac{T_e P}{\sqrt{T}}$ 是相似参数(其中 P 为压力, T 为温度),令控制算法中 T_m 为常值,即 $T_m=C$,则

$$K_p = \frac{T_e}{CK_e} \quad (4)$$

$$\frac{K_p}{\sqrt{T}} = \frac{T_e P}{CK_e P} \quad (5)$$

此时 $\frac{K_p}{\sqrt{T}}$ 为相似参数。可以得出全包线范围内

的控制参数

$$K_p = K_{p0} \sqrt{\frac{T}{T_0}} \quad (6)$$

$$T_i = T_{i0} \cdot \frac{P_0}{P} \cdot \sqrt{\frac{T}{T_0}} \quad (7)$$

式中: $P_0 = 101.325 \text{ Pa}$; $T_0 = 288.15 \text{ K}$; K_{p0} 和 T_{i0} 为标准状态下的控制参数。

2 容错控制方法

当主燃油计量活门位移发生故障后,图1中小闭环回路无法形成闭环,为了继续进行转速闭环控制,可以改变控制算法进入另一种控制模式,直接根据高压转子转速控制计划与实测转速之间的误差,对执行机构电液伺服阀的驱动电流进行闭环运算,控制液压执行机构计量出供给航空发动机主燃烧室的燃油流量^[12]。

此时,图1中的小闭环回路断开,忽略伺服阀特性的影响,将执行机构模型简化为 $\frac{K_{ac}}{s}$ (其中 K_{ac} 为执行机构增益),为了实现在没有计量活门位移传感器反馈情况下的容错控制,将控制器由PI控制器改为PD控制器 $K_p(1 + T_d s)$ (其中 T_d 为微分时间常数),以补偿执行机构带来的积分作用,相当于从增量式控制算法转变为位置式控制算法,原来的积分项变成比例项,比例项变成微分项。此时,容错控制回路主要环节传递函数如图3所示。

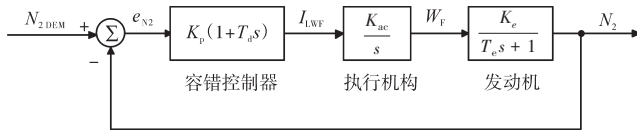


图3 容错控制回路主要环节传递函数

通过转速控制器的校正,期望整个控制回路开环传递函数为 $\frac{1}{T_m s}$,即

$$K_p \cdot (1 + T_d s) \cdot \frac{K_{ac}}{s} \cdot \frac{K_e}{T_e s + 1} = \frac{1}{T_m s} \quad (8)$$

通过上述零极点配置法可以得到PD控制器参数

$$K_p = \frac{1}{T_m \cdot K_{ac} \cdot K_e} \quad (9)$$

$$T_d = T_e \quad (10)$$

式中: K_{ac} 为液压执行机构特性,在全包线范围内保持一致,不需要进行高空修正; K_e 和 T_e 为发动机特性,

在全包线范围内具有相似换算特性,需要对其进行高空修正。

与正常转速控制的控制参数对比,即式(9)、(10)与式(2)、(3)对比有

$$T_{di} = T_{iN2} \quad (11)$$

$$K_{pi} = \frac{K_{pN2}}{T_{iN2} \cdot K_{ac}} \quad (12)$$

从式(11)、(12)中可见,在正常转速控制参数的基础上,只需要获得 K_{ac} 便可得到容错控制器的控制参数 K_{pi} 和 T_{di} ,并且此控制参数根据相似原理在全包线范围内随发动机参数变化在线调整,具有良好的自适应性。另外,对于发动机和执行机构个体之间的差异,只会对发动机简化模型中的 K_e 和 T_e 或执行机构的 K_{ac} 产生影响,只需要对这些参数进行适当调整即可适用。

3 试验验证

基于以上容错控制方法,在某型航空发动机全权限数控系统半物理模拟试验台进行试验验证。某型航空发动机数控系统半物理模拟试验原理如图4所示。图中,EEC为真实的数字电子控制器(Electronic Engine Controller, EEC);控制对象为发动机模型机;主泵控制装置、加力喷口控制装置、泵、导叶作动器、流量计、传感器等均为真实试验部件;电机用来给燃油泵提供动力,同时模拟发动机的转速信号;温度模拟电路和压力模拟电路通过电转换分别模拟航空发动机压力信号和温度信号。

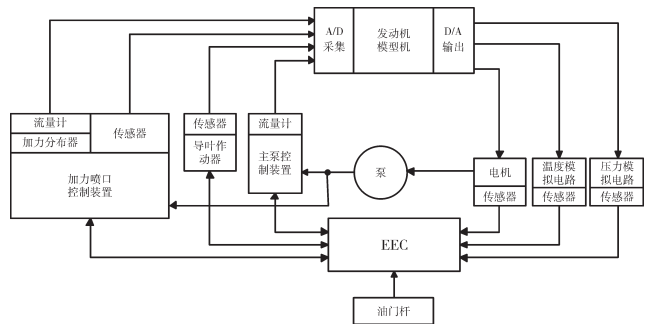


图4 某型航空发动机数控系统半物理模拟试验原理

基于零极点配置原理的容错控制方法的实施过程主要包括如下4个步骤:

- (1) 在全数字仿真平台上对发动机模型进行辨识,获取各典型转速点对应的发动机模型参数 K_e 和 T_e ;
- (2) 根据小闭环试验数据辨识得到各典型转速

点下的主燃油执行机构增益 K_{ac} ;

(3) 根据式(2)、(3)、(6)、(7)得到全包线范围内正常转速控制各典型转速点的控制参数 K_p 和 T_i ;

(4) 根据式(11)、(12)得到全包线范围内的容错控制各典型转速点的控制参数 K_{p1} 和 T_{d1} , 并将其写入控制器的 FLASH 存储器中。

起动发动机模型至慢车状态,通过故障模拟装置模拟主燃油计量活门位移故障,分别进行正常转速控制和容错控制的稳态及加减速试验(从正常状态切换至故障状态时,高压压气机转速产生大约 1% 的扰动,调整时间约为 1 s,由于扰动量和扰动时间相对较小,对发动机的影响几乎可以忽略)。在无故障条件下和在计量活门位移传感器出现故障条件下发动机的加减速试验曲线如图 5 所示,性能数据见表 1。图

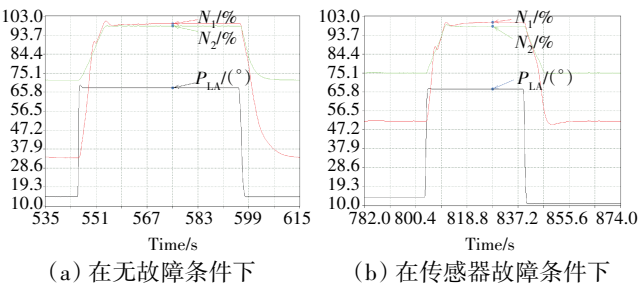


图5 在不同条件下发动机的加减速曲线

表 1 试验结果			
控制模式	N_2 波动量/%	N_2 超调量/%	N_2 下降量/%
正常控制	0.08	0.31	0.36
容错控制	0.15	0.63	0.61

中, N_1 为低压转子相对物理转速, N_2 为高压转子相对物理转速, P_{LA} 为油门杆角度。从图 5 和表 1 中可见, 在无故障时的正常控制和有故障时的容错控制下, 系统都是稳定的。无故障时 N_2 稳态波动量为 $\pm 0.08\%$, 有故障时 N_2 稳态波动量有所增加, 但保持在 $\pm 0.15\%$ 以内, 在发动机允许范围之内。无故障时加减速的 N_2 超调量为 0.31% , N_2 下降量为 0.36% ; 有故障时 N_2 超调量和下降量有所增加, 但增加量不大, 都在可接受范围内。在全包线的各典型包线点上也进行了验证, 在 $H=0\text{ km}$, $Ma=0.8$ 和 $H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$ 包线点下容错控制加减速曲线分别如图 6(a)、(b) 所示。从图中可见, 上述控制方法在全包线范围内都是适用的, 控制性能参数与标准状况下的接近。另外, 在全数字仿真平台上对该容错方法也进行了全包线范围内的仿

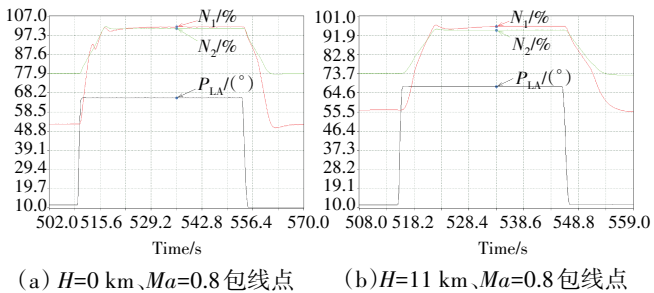


图6 不同包线点下容错控制加减速曲线

真验证, 其结果与半物理模拟试验结果接近, 进一步验证了该方法的可行性。

此外, 在主燃油计量活门位移传感器出现故障时还可以使用另一种容错控制方法, 即采用传感器模型计算值代替真实传感器反馈值继续进行控制。但由于受电液伺服阀零偏等因素的影响, 模型不可能与传感器采集值完全一致, 试验已验证采用这种方案不可行^[3]。

4 结论

(1) 在分析了转速自适应控制原理的基础上, 提出了基于零极点配置原理的主燃油执行机构容错控制方法, 已经通过半物理模拟试验验证, 保证控制系统具有较强的稳态性能和动态性能。采用该控制方法后能保证 N_2 稳态波动量在 $\pm 0.15\%$ 以内, 加减速的 N_2 超调量和下降量分别在 0.63% 和 0.61% 以下, 都在可接受范围内。

(2) 这种控制方法的创新点在于将执行机构模型进行简化, 调整控制器形式, 运用零极点配置原理得到具有明确物理意义的控制参数, 而且将控制参数与正常转速自适应控制的控制参数相融合, 控制参数根据相似原理在全包线范围内随发动机参数变化在线调整, 具有良好的自适应性, 且实施方便, 对提高航空发动机数控系统的工作可靠性具有重要作用。

参考文献:

[1] 刘旭, 张天宏, 陈飞. 某型涡扇发动机分布式容错控制系统设计与试验验证[J]. 航空发动机, 2019, 45(1): 63-69.

LIU Xu, ZHANG Tianhong, CHEN Fei. Design and test verification of distributed fault-tolerant control system for a turbfan engine [J]. Aero-engine, 2019, 45(1): 63-69. (in Chinese)

[2] 王松, 高亚辉, 王振华, 等. 航空发动机喷口分油活门位移传感器容错控制研究[J]. 测控技术, 2020, 39(4): 97-100.

WANG Song, GAO Yahui, WANG Zhenhua, et al. Fault tolerant control study of aeroengine nozzle oil separator valve sensor [J]. Journal of

- Measurement and Control Technology, 2020, 39(4): 97–100. (in Chinese)
- [3] 蒋平国, 姚华, 孙健国. 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[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 282–286.
JIANG Pingguo, YAO Hua, SUN Jianguo. Method of fault diagnosis and fault-tolerant control for actuator loop in aeroengine digital control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 282–286. (in Chinese)
- [4] 姚华. 涡轴发动机数控系统控制规律及容错控制[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 475–480.
YAO Hua. Control law and fault-tolerant control for turbo-shaft engine digital control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 475–480. (in Chinese)
- [5] Swan J A, Vizzini R W. Analytical redundancy design for improved engine control reliability, final review[R]. AIAA-1988-3176.
- [6] Lu P J, Zhang M C, Hsu T C, et al. An evaluation engine faults diagnostics using artificial neural networks[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, 123(2): 340–345.
- [7] 朱子杰. 航空发动机智能故障诊断与容错控制的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
ZHU Zijie. Research on intelligent fault detection and fault-tolerant control of aeroengine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [8] 杨征山, 仇小杰, 庄锡明, 等. 基于模态切换的航空发动机容错控制[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 953–964.
YANG Zhengshan, QIU Xiaojie, ZHUANG Ximing, et al. Aero-engine fault-tolerant control based on mode switch [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 953–964. (in Chinese)
- [9] 蔡开龙, 谢寿生, 杨伟, 等. 基于改进 LS-SVM 的航空发动机传感器故障诊断与自适应重构控制[J]. 航空动力学报, 2008(6): 1118–1126.
CAI Kailong, XIE Shousheng, YANG Wei, et al. Fault diagnosis and adaptive reconfiguration control for sensors in aeroengine based on improved least squares support vector machine [J]. Journal of Aerospace Power, 2008(6): 1118–1126. (in Chinese)
- [10] 张建伟, 扬睨. 航空发动机数控系统导叶容错控制研究[J]. 测控技术, 2019, 38(4): 138–141.
ZHANG Jianwei, YANG Xian. Research on fault-tolerant control of guide vane of engine digital electrical control system[J]. Journal of Measurement and Control Technology, 2019, 38(4): 138–141. (in Chinese)
- [11] 袁春飞, 姚华. 传感器故障下的航空发动机机载自适应模型重构[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 195–200.
YUAN Chunfei, YAO Hua. Aero-engine adaptive model re-construction under sensor failure[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 195–200. (in Chinese)
- [12] 高亚辉, 吴斌, 段玉杰. 一种航空发动机无伺服回路下的转速控制: 中国, 201718006289.2[P]. 2021-08-27.
GAO Yahui, WU Bin, DUAN Yujie. A rotating speed control without hydraulic control loop for aeroengine: ZL201718006289.2[P]. 2021-08-27. (in Chinese)
- [13] 王松, 高亚辉, 王振华. 航空发动机转速大闭环控制方法研究[J]. 航空动力控制, 2017, 23(1): 14–17.
WANG Song, GAO Yahui, WANG Zhenhua. Study of big closed loop rotating speed control method for aeroengine[J]. Journal of Aeroengine Control, 2017, 23(1): 14–17. (in Chinese)
- [14] 姚华, 蒋平国, 孙健国. 某型航空发动机数控系统的相似参数自适应控制[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 673–678.
YAO Hua, JIANG Pinguo, SUN Jianguo. Investigation of corrected-parameter adaptive control for an aeroengine digital control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 673–678. (in Chinese)
- [15] 臧军. 现代航空发动机控制技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016: 66–67.
ZANG Jun. Modern aircraft engine control technology[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016: 66–67. (in Chinese)
- [16] 姚华. 航空发动机全权限数字电子控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014: 230–234.
YAO Hua. Full authority digital electronic control system for aeroengine[M]. Beijing: Aircraft Industry Press, 2014: 230–234. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)