

文章编号:1000-8055(2011)02-0475-06

涡轴发动机数控系统控制规律及容错控制

姚 华

(中国航空工业集团公司 航空动力控制系统研究所, 无锡 214063)

摘 要: 用 Simulink 仿真工具,建立了某涡轴发动机及执行机构的数学模型,对涡轴发动机数控系统的稳态控制规律、加减速控制规律、关键传感器故障后的容错控制规律进行了仿真研究,提出了涡轴发动机控制的完整解决方案. 仿真结果表明,该控制方案能在无故障和有故障的情况下,保证控制系统稳定工作,并具有一定的稳态和动态性能.

关 键 词: 涡轴发动机; 数控系统; 控制规律; 容错控制; Simulink 仿真

中图分类号: V231

文献标识码: A

Control law and fault-tolerant control for turbo-shaft engine digital control system

YAO Hua

(Aviation Motor Control System Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Wuxi 214063, China)

Abstract: Mathematical model for a turbo-shaft engine and actuator was developed by using Simulink simulation tools in this thesis. Control laws for turbo-shaft engine control system, such as steady-state, acceleration and deceleration, fault-tolerant for key sensor failure found out afterward, were studied in simulation. It presented a full solution scheme of turbo-shaft engine control. Simulation results show that, the solution scheme can assure control system works steadily and has better steady-state and dynamic performance features, where there is fault or not.

Key words: turbo-shaft engine; digital control system; control law; fault-tolerant control; Simulink simulation

直升机一般采用涡轴发动机作为其动力,在旋翼负载快速变化时,要求发动机控制系统保证旋翼转速的超调和下垂不超过规定标准,而旋翼是个大惯性负载,要达到上述控制要求必须采用复杂的过渡态控制规律;如果直升机上安装两台涡轴发动机,还需要进行双发功率平衡控制. 由于受到涡轴发动机体积和质量的限制,其控制系统不能采用大量的硬件冗余,因此需要研究一种软件容错控制算法,保证在关键传感器故障时仍能

安全控制发动机. 这些都是涡轴发动机控制系统相比固定翼飞机发动机控制系统的特点,也是难点.

本文研究的主要内容是为涡轴发动机控制系统提供一种完整的控制方案并通过 Simulink 工具进行仿真验证. 建模和仿真是航空发动机控制系统研究的重要手段,特别是对涡轴发动机而言,台架试车一般采用水力测功机模拟旋翼功率,其动态特性与旋翼差别很大;控制系统的半物理模

收稿日期:2009-12-10; 修订日期:2010-12-17

作者简介:姚华(1961—),男,湖北武汉人,研究员、总师,博士,主要从事发动机控制方向研究.

功能模块, K_{ngc} 模块为 N_{gc} 限制功能模块, K_{mkp} 模块为扭矩限制功能模块, KT_{45} 模块为燃气涡轮后温度 T_{45} 限制功能模块, K_{mkp_n} 模块为双

发匹配功能模块. 各种限制及双发匹配等回路采用变系数比例环节, 各回路经低通选择器选择后输出作为内环的给定, 如图3所示.

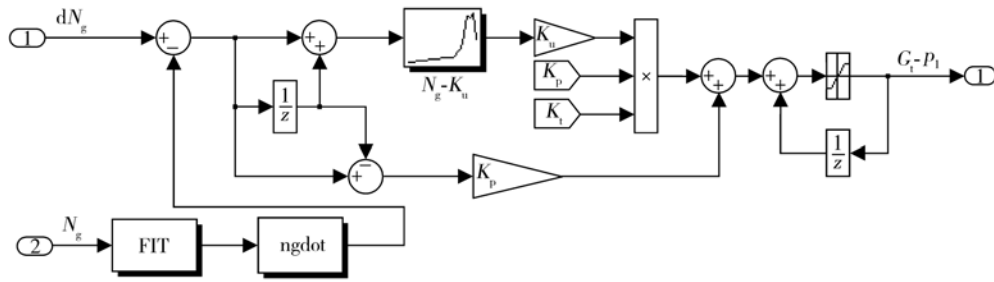


图2 内环控制框图

Fig. 2 Scheme of the inner control loop

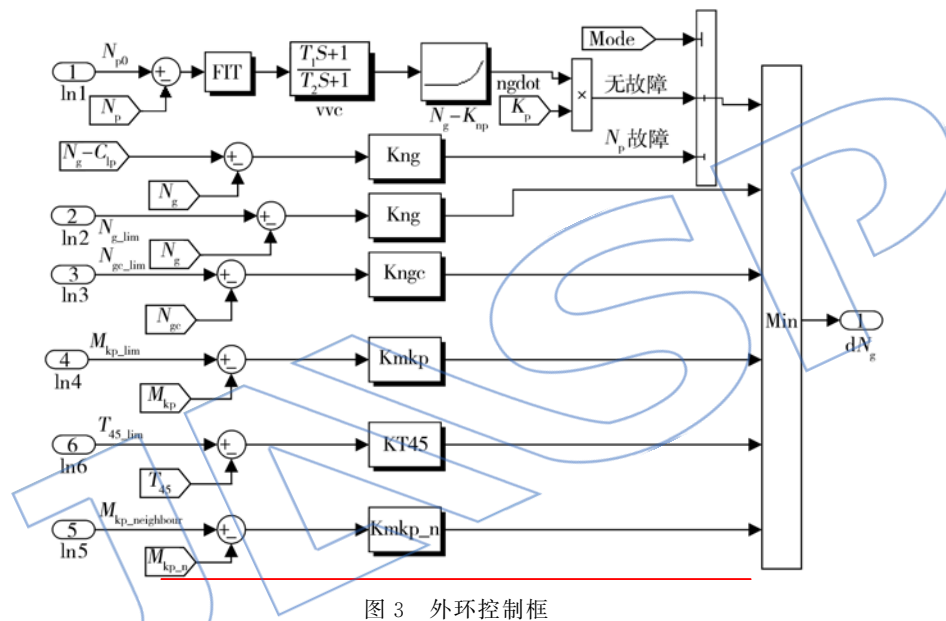


图3 外环控制框

Fig. 3 Scheme of the outer control loop

2.2 加减速控制

当飞行员快速改变总距杆时, 直接改变了发动机的负载, 使发动机功率与负载不匹配, 导致 N_p 转速大幅下垂或超调. 为了保证系统有一定的稳定裕度, 整定的稳态控制参数不可能使系统响应很快, 使得控制系统的动态性能难以满足要求. 仿真发现, 在稳态模块中引入超前校正环节, 可以在特定的范围内使加减速性能加快, 但很难在全包线的各种情况下都能满足要求.

分析动力装置模型可以知道, 不同的总距杆角度, 对应不同的功率需求, 也对应某一飞行条件下发动机的某一稳态工作点. 不同的飞行条件对应一簇曲线, 代表了不同的飞行条件下的发动机稳态工作点. 总距杆从一个位置移动到另一个位置时, 实际上是发动机从一个稳定工作状态转换到另一个稳定工作状态, 如果将新的稳态工作点

作为前馈控制, 就可以大大提高系统在大负载变化的响应速度.

从式(5)和式(7)可以看出, 总距杆角度一定时, 发动机的稳态工作点只与大气温度有关, 与大气压力无关; 这样发动机的换算转速可以表示为 $N_{gc} = f(\alpha, t_{bx})$, 可得到稳态工作点发动机的主燃油流量为 $G_{tbp} = f(N_{gc})$; 作为前馈环节的放大倍数, 串联一超前环节即作为以总距杆角度为输入的前馈校正环节; 仿真框图如图4所示.

2.3 容错控制

在不增加硬件余度的情况下, 提高航空发动机数控系统安全性和可靠性的最有效途径就是采用容错控制^[4-12]. 当一个传感器或多个传感器故障后, 通过一个故障调整逻辑, 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, 但能保证发动机安全.

对涡轴发动机数控系统而言,有三个传感器是至关重要的,对应的参数即燃气发生器转速 N_g 、动力涡轮转速 N_p 、计量油针位置 L_{gt} 。如果不

采用容错控制,任何一个传感器故障,都会引起颠覆性故障。图5是这三个关键传感器故障时的部分控制逻辑。

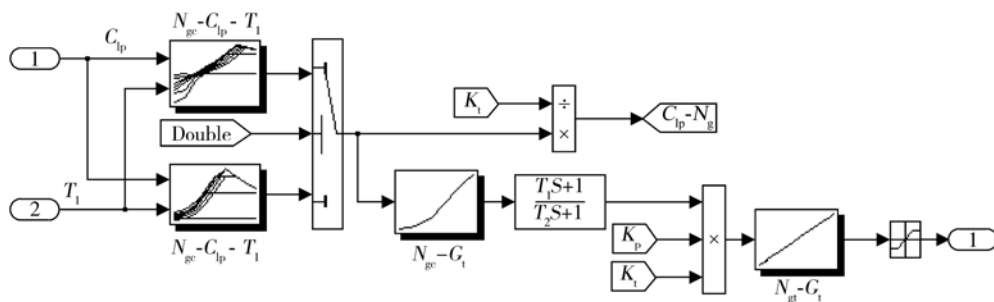


图4 前馈校正环节

Fig. 4 Scheme of the feed-forward compensation

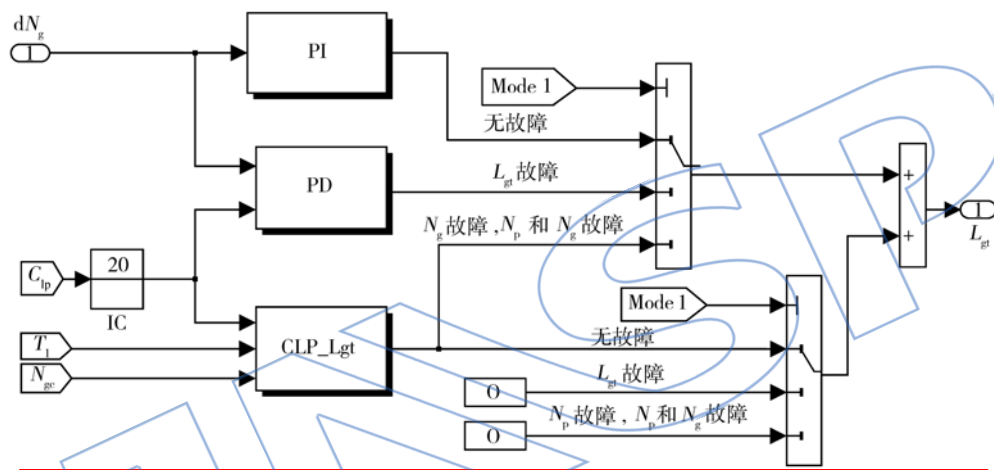


图5 容错控制逻辑

Fig. 5 Scheme of fault-tolerant control

当 L_{gt} 故障时,燃油计量回路的位置反馈被隔离,取消位置闭环控制,由燃气发生器转速 N_g 控制回路的输出直接控制电液伺服阀。由于执行机构的数学模型发生了变化,原来 N_g 控制回路的变 PI 控制规律已不适合,应调整为变系数 PD(比例微分)控制^[8]。

当 N_p 故障时,隔离外环中的 N_p 控制回路,外环采用 N_g 闭环控制。当总距杆角度变化时,按原调节计划,要维持 $N_p=100\%$ 飞行状态不变;为此 N_g 要按 $N_{ge} = f(\alpha, t_{bx})$ 的规律以维持 $N_p=100\%$ 基本不变;容错控制逻辑如图3中所示。

当 N_g 故障或 N_p, N_g 同时故障时, N_p, N_g 控制回路被全部隔离,利用加减速控制中的前馈控制模块 CLP_Lgt 直接供油,发动机以开环供油模式运行。由于 CLP_Lgt 模块是按总距杆角度和大气温度计算燃油流量的,目的也是维持 $N_p=100\%$ 的飞行状态不变;控制精度决定于特性计算的精度和燃油计量回路的精度,特性计算的精度

通过飞行试验数据可以修正。

需要注意的是,整定容错控制参数时,要考虑发动机在飞行包线内的各种限制因素,通过限制容错控制规律的参数,保证发动机温度、转速、扭矩等得到限制。

3 仿真及试验结果分析

在标准状态下,总距杆从20%的功率提升到60%功率时,图6~图8进行了数字仿真、半物理模拟试验和台架试车的对比,由图可看出数字仿真与真实的台架试验具有很高的一致性。

图8~图12为各种故障情况下,总距杆从20%的功率提升到60%功率时,发动机的加减速曲线。

图6~图12中 C_{ip} 是总距杆角度的百分比值,性能数据如表1所示。通过分别对比图6与图9~图12和表1可以看出,无故障时的正常控制和有故障时的容错控制,系统都是稳定的。无故障

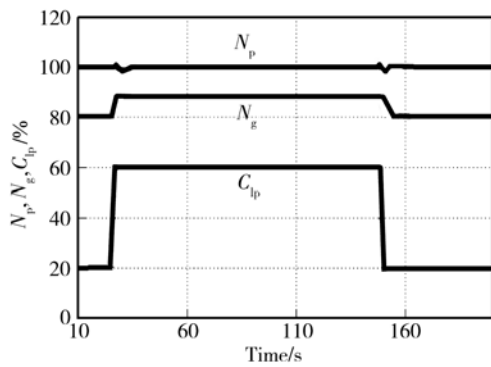


图6 加减速数字仿真

Fig. 6 Acceleration and deceleration of digital simulation

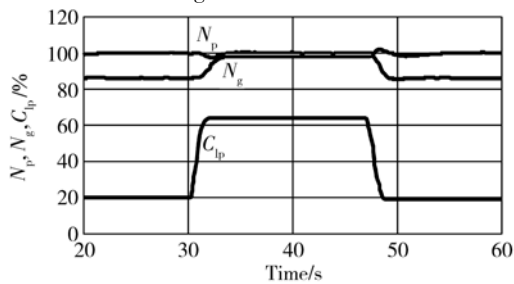


图7 加减速半物理仿真

Fig. 7 Acceleration and deceleration of semi-physical simulation

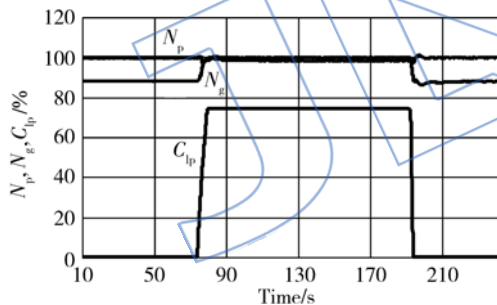
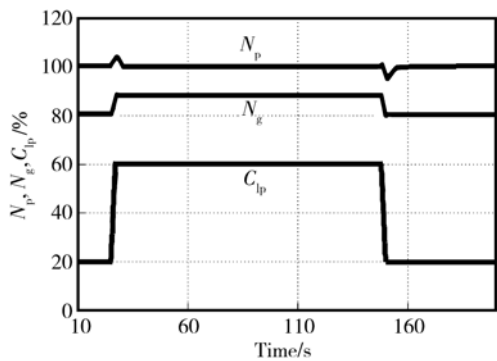
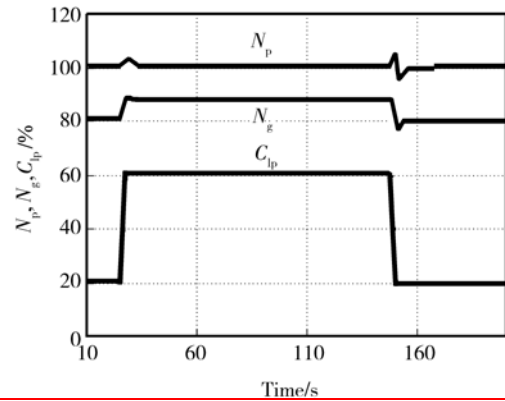
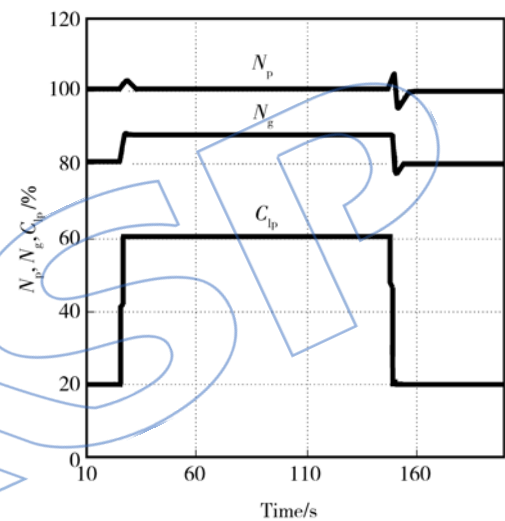
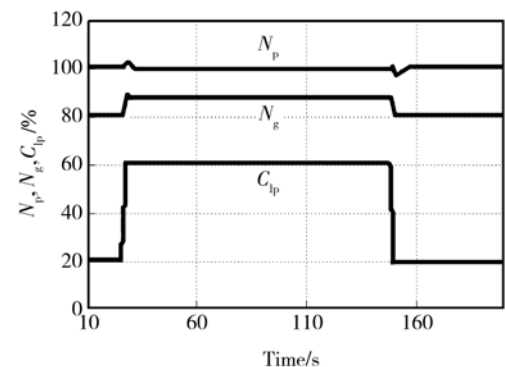


图8 加减速台架试验

Fig. 8 Acceleration and deceleration of bench test

图9 N_p 故障加减速Fig. 9 Acceleration and deceleration of N_p fault图10 L_{gt} 故障加减速Fig. 10 Acceleration and deceleration of L_{gt} fault图11 N_p 和 L_{gt} 故障加减速Fig. 11 Acceleration and deceleration of N_p and L_{gt} fault图12 N_g 或 N_p 和 N_g 故障加减速Fig. 12 Acceleration and deceleration of N_g or N_g and N_p fault

时系统的稳态误差达到 0.06%, 有故障时稳态误差增加, 但能保持在 1% 以下, 在发动机容许范围之内。无故障时发动机加减速的超调量为 2%, 下

垂为3%;有故障时,超调和下垂有所增加,但增加量不大,都在可接受范围以内.在全包线的各典型点上也进行了验证,上述规律在全包线都是适用的.

表1 仿真结果

Table 1 Digital simulation results

故障模式	N_p 最大稳态误差/%	N_p 最大超调量/%	N_p 最大下垂量/%
无故障	0.06	2	-3
N_p 故障	0.45	5	-5
L_{gt} 故障	0.7	2.5	-5
N_g 或 N_g, N_p 故障	0.7	3.5	-3
N_p, L_{gt} 故障	0.8	3.5	-5

4 结 论

采用基于 N_g 转速变化率的串级控制规律和变系数的控制算法能保证涡轴发动机数控系统的稳定性.根据总距杆计算稳态点的前馈控制,既可以满足加减速控制的要求,也可以用于故障容错控制;各种容错控制规律,使控制系统性能下降不大的情况下,能保证发动机稳定工作.本文得到的控制规律、整定的控制参数具有较强的适用性.

参考文献:

- [1] 张志涌. 掌握和精通 Matlab 6.5 版[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2003.
- [2] 刘金琨. 先进 PID 控制及其 MATLAB 仿真[M]. 北京:电子工业出版社,2003.
- [3] 姚华,蒋平国,孙健国. 某型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 Pingguo, 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)
- [4] 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.
- [5] Swan J A, Vizzini R W. Analytical redundancy design for improved engine control reliability, final review [R]. AIAA-88-3176, 1988.
- [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] 蒋平国,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, 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)
- [8] 姚华,王国祥. 航空发动机全权限数控系统研究和试飞验证[J]. 航空动力学报,2004,19(2):247-253.
YAO Hua, WANG Guoxiang. A study and flight evaluation of full authority digital engine control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2):247-253. (in Chinese)
- [9] 黄开明,尹泽勇,杨征山. 涡轴发动机转速信号故障对策研究及试车验证[J]. 航空动力学报,2007,22(2):280-284.
HUANG Kaiming, YIN Zeyong, YANG Zhengshan. Study of rotor speed sensors fault accommodation and test run of turbo-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2):280-284. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] Desai M C, Crainic C. Adaptive thermodynamic engine model for the next generation control system for helicopter engines[C]// AHS International 58th Annual Forum Proceedings, Volume I. Montreal Canada: AHS, 2002: 955-965.
- [12] 袁春飞,孙健国,熊智,等. 推进系统优化控制模式研究[J]. 航空动力学报,2003,19(1):159-163.
YUAN Chunfei, SUN Jianguo, XIONG Zhi, et al. A study of propulsion optimization control modes[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 19(1):159-163. (in Chinese)