

文章编号: 1000-8055(2007)02-0280-05

涡轴发动机转速信号故障对策研究及 试车验证

黄开明^{1,2}, 尹泽勇², 杨征山³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016; 2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002; 3. 中国一航动力控制系统研究所, 无锡 214063)

摘 要: 以某型涡轴发动机为对象, 对转速传感器失效状态下全权限数字电子控制系统(FADEC)采取的控制对策进行研究. 确定了某型涡轴发动机的容错控制规律. 试验在台架条件下进行, 采用“故障模拟杆”方法, 对发动机容错控制进行研究. 试验结果表明, 所采用的故障对策和验证方法实施方便, 容错控制能够有效维持发动机的功率输出. 验证试验为双发装机匹配提供了有益的经验, 对其它型式的发动机亦具有参考价值.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 全权限数字电子控制系统(FADEC); 故障对策; 试验
中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A

Study of rotor speed sensors fault accommodation and test run of turbo shaft engine

HUANG Kai ming^{1,2}, YIN Ze yong², YANG Zheng-shan³

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;
3. Aviation Motor Control System Institute,
China Aviation Industry Corporation I, Wuxi 214063, China)

Abstract: Fault-tolerant control scheme for rotor speed sensor of a turbo shaft engine and full authority digital engine control (FADEC) was studied. And, the fault-tolerant rule of a turbo shaft engine was determined. A “fault simulator” was used to carry out fault-tolerant test under a test rig. The results show that, fault accommodation and verification method are easy to implement, and fault-tolerant control can maintain efficiently the power output of engines. The test run provides useful experience for matching of multiple engine installation, and also lays a basis for other types of aero engines.

Key words: aerospace propulsion system; aero engine; full authority digital engine control (FADEC); fault accommodation; test

现代直升机通常采用涡轴发动机作为动力装置, 随着直升机执行任务的越来越广泛, 对发动机及其控制器的要求越来越高, 因而全权限数字电子控制系统(FADEC)受到了空前的重视. 新一代

航空发动机几乎都采用了 FADEC 系统. 与传统的机械液压式调节器相比, FADEC 系统具有快速、灵活、智能化等优点, 然而人们对其可靠性还存在担心, 正因为如此, 提高 FADEC 系统可靠性

收稿日期: 2006-07-13; 修订日期: 2006-11-15

作者简介: 黄开明(1970), 男, 湖南沅江人, 中国航空动力机械研究所高级工程师, 博士生, 研究方向为航空发动机总体性能与控制规律优化.

的方法一直是研究的热门课题. 对发动机整个系统而言, 机械部件、传感器以及电子控制器硬件、软件和执行元件都可能发生故障, FADEC 的任务不仅仅是控制发动机, 同样重要的任务还有故障诊断及容错控制^[1]. 故障诊断是指对系统的异常状态的检测和分析, 容错控制是指系统某些元部件出现故障后采取相应的对策来基本弥补丧失的功能和保证系统运行安全. 故障诊断是实现容错控制的基础, 容错控制是提高系统安全性和可靠性的有效手段. 先进航空发动机如 EJ200 发动机和 F119 发动机的 FADEC 系统均具有状态监控、故障诊断和容错控制功能^[2]. 发动机性能的故障诊断一般采用气路分析技术^[3-5] 及神经网络技术^[6], 而传感器的故障诊断与容错控制往往采用解析余度技术^[7,8], 这些方法一般需要有发动机实时模型或足够多的已知故障样本, 而且算法实时性较差, 对 FADEC 系统中 CPU 的运算速度和软件设计水平要求较高.

我国某型涡喷发动机的 FADEC 系统已完成了全包线飞行验证试验, FADEC 系统中采用了 BIT 技术和回路模型诊断等方法对控制系统及传感器进行故障诊断, 并在半物理仿真台上进行了模拟试验^[9,10]. 本文对某型涡轴发动机转速传感器失效后的控制对策进行了研究, 给出了 FADEC 系统采用的容错控制规律, 为了安全真实地考核控制对策的可行性, 设计了一个简单实用的验证方法在国内首次开展了台架条件下航空发动机容错控制的试验研究, 给出了转速传感器故障后容错控制试车的验证过程及结果.

1 某型涡轴发动机 FADEC 系统简介

FADEC 系统中电子控制器 ECU 为双通道, 关键信号(燃气涡轮转速 n_g 、动力涡轮转速 n_p 等)为双余度输入. 控制系统除了控制动力涡轮转速并进行双发匹配控制外, 还根据换算转速 n_{gc} 对压气机进口导叶角度 β 进行控制.

图 1 是正常情况下的动力涡轮转速控制原理, 为带油针小闭环回路、 n_g 转速控制副闭环回路和 n_p 转速控制主闭环回路的串级控制系统, 在过渡过程中还引入了随直升机总矩角 φ 变化而提前改变油针位移给定值 L_0 从而改变燃油流量 W_f 的“提前器”.

在 FADEC 系统中采用 BIT 技术结合常规的最大最小极值判别法、斜率判别法对传感器及某些元器件进行故障检测, 对 n_g 、 n_p 传感器的故障诊断还采用双通道和双发通讯数据进行“举手表决”来减少误判和漏判.

2 转速传感器故障对策

由于 n_p 传感器工作环境恶劣, 传感器及其电缆容易发生故障, n_g 传感器也可能发生信号漂移等问题. 从图 1 中可以看出 n_g 、 n_p 是 FADEC 系统最为关键的输入参数, 其中任意一个信号发生错误都将导致整个串级控制回路断裂; 此外, n_g 信号异常将会使导叶位置控制错误而引起发动机喘振. 因此仔细研究这两个转速传感器的故障模式与对策是极其重要的. 故障对策应该达到以下几个目的:

- 1) 绝对确保发动机工作安全;
- 2) 最大限度地满足直升机对功率的需求;
- 3) 最大限度地减少飞行员的操纵负担.

由于电子控制器 ECU 双通道是互为热备份的, 每个通道均有 n_g 、 n_p 转速信号, 因此对一种传感器而言失效状况只有单通道失效和双通道失效两种情况. 单通道转速信号失效后可以采用另一通道通讯来的数据, 这种处理对发动机控制不会造成任何影响, 下面只针对转速信号双通道均失效后采取的对策进行分析.

2.1 n_g 双通道失效的处理对策

从图 1 可以看出, 为了使 n_g 闭环回路正常运行, 须提供 n_g 的反馈值, 此外导叶控制需要换算转速 n_{gc} , 因此如何从其它途径给出 n_g 值是进行该条件下容错控制的关键. 国内外对航空发动机

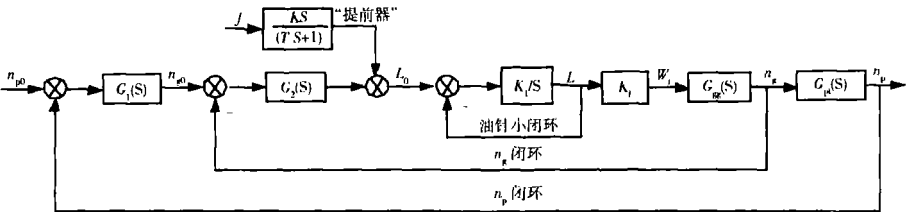


图 1 动力涡轮转速控制原理

Fig. 1 n_p Control law block diagram

智能容错控制技术进行了大量的研究^[8, 11, 12], 一般地它们是利用机载发动机模型来重构失效传感器, 这样发动机性能损失很少. 但智能容错控制研究大都以仿真研究居多, 公开文献中很难找到有关工程应用的报道. 由于某型涡轴发动机发生故障后直升机只要求安全返航, 可以一定程度地降低输出功率并限制进行剧烈的加减速动作, 因此这里利用该发动机现有的测量参数通过简单插值模型计算得到 n_g 的估计值.

首先可以根据压比来计算换算转速, 即:

$$n_{gc} = f(p_3/p_1, p_1)$$

(1)

其次可以从当前直升机的需用功率反推出发动机的状态, 若将直升机的需用功率等效为旋翼耗功, 则:

$$P_r = f(\varphi, n_p, P_H, T_H)$$

(2)

上式表明当动力涡轮转速 n_p 为一定时, 旋翼的功率 P_r 与总矩角 φ 和飞行环境有关, 在飞行状态下单台发动机功率 P_e 基本上是直升机功率 P_r 的一半, 因此:

$$P_e = 0.5P_r = 0.5f(\varphi, P_H, T_H)$$

(3)

发动机的功率可用下式计算:

$$P_e = f(n_{gc}, T_1, p_1)$$

(4)

直升机的飞行速度一般很小, 若不考虑飞行马赫数的影响, 由式(3)、(4)得:

$$n_{gc} = f(\varphi, T_1, p_1)$$

(5)

这样, 可以利用上式得到 n_g 的解析值, 对于台架试车, φ 表示控制水力吸功器水门的负载杆角度.

为了确保发动机不喘振, 应使插值计算出的 n_g 偏小. 当 n_g 的解析值也不可得时, 图 1 中 n_g 闭环回路就彻底中断, 为了尽可能地满足直升机返航要求, 减轻另一发的功率负担, 可以采用定燃油流量控制来维持发动机输出一定功率.

2.3 n_p 双通道失效的处理对策

与上面相似, 在双通道的 n_p 转速信号失效后也是要给出其替代值, 在飞行过程中双发的动力涡轮输出轴同时与旋翼传动轴相连, 这三者的转速是一致的, 因此可以采用通讯来的旋翼转速 n_r 或另一发的动力涡轮转速 $n_{p\text{另发}}$, 这对控制回路不会造成影响.

当 $n_{p\text{另发}}$ 和 n_r 不可得时, n_p 转速主闭环回路就无法正常运行, 此时可以采用 n_g 闭环控制来继续保证发动机提供功率, 为了使双发的功率大致相近, 可以利用式(5)计算出当前的发动机状态 n_g 作为给定值 n_{g0} ; 当总矩角信号 φ 也失效时, 可以按固定的转速进行控制. 采用 n_g 闭环控制对直升机旋翼的稳定不会造成过多的影响, 因为另一发动机的控制系统正常, 能够稳定旋翼转速, 这时相当于机械液压控制系统备份装置的手动控制功能. 当然, 如果另一发的控制器也同时在采用 n_g 闭环控制, 旋翼转速将失去控制, 只能依靠飞行员小心操纵总矩来稳定旋翼转速, 在无法稳定的情况下只能停车.

转速传感器详细的故障对策见表 1.

表 1 转速传感器故障对策

Table 1 Rotor speed sensors fault accommodation

序号	故障状况	处理对策	备注
1	n_g 单通道故障	采用另一通道数据	T_1, p_1 可以绝对重构
2	n_g 双通道故障	$n_{gc} = f(p_3/p_1, p_1)$, $n_g = f(p_1, n_{gc})$	T_1, p_1
3	双通道的 p_3 、 n_g 均故障	$n_{gc} = f(\varphi, T_1, p_1)$, $n_g = f(T_1, n_{gc})$	重构
4	双通道的 n_g 、 φ 均故障	给出 $n_{gc} = 85\%$ 时的供油量; 导叶按照 $n_{gc} = 85\%$ 控制	屏蔽“提前器”
5	n_p 单通道故障	采用另一通道数据	
6	n_p 双通道故障	$n_p = \max(n_{p\text{另发}}, n_r)$	
7	n_p 、 n_r 、 $n_{p\text{另发}}$ 双通道均故障	屏蔽 n_p 控制回路, 采用 n_g 闭环控制; $n_{gc0} = f(\varphi, T_1, p_1)$	n_{gc0} 为目标值
8	φ 、 n_p 、 n_r 、 $n_{p\text{另发}}$ 双通道均故障	屏蔽 n_p 控制回路, 采用 n_g 定状态控制; $n_{gc0} = 85\%$	屏蔽“提前器”
9	单通道 n_p 、 n_g 均故障	切换到备份通道	
10	n_p 、 n_g 双通道均故障	停车	

3 试验验证

3.1 故障模拟方法

故障处理对策必须通过地面台架或装机地面试车考核。为了真实全面地考核故障诊断的准确性,应当研制专门的“故障模拟发生器”在线制造故障,但是由于该型发动机拟定的故障模式及相应的处理对策较多,涉及到传感器、执行机构、控制软件、电路等多方面,要全部、真实地模拟出这些故障存在一定的技术难度。目前我们用“故障模拟发生器”对部分“硬故障”进行了模拟,并进行了半物理仿真试验验证,采用前面介绍的故障诊断方法对这些“硬故障”诊断的准确率达到100%。

由于是国内第一次开展航空发动机真实台架条件下的容错控制验证试验,也没有国外相关资料可供参考,因此如何确保试验安全是我们首先要解决的问题。考虑到故障发生器直接用于真实的台架试车存在较大的风险,特别是组合故障的模拟验证试车风险难以评估与控制,为此我们设计了一个“故障模拟杆”来对各种故障状况进行“在线模拟”,先对故障对策的可行性和安全措施的可操作性进行验证。

通过操纵故障模拟杆角度 γ 在不同的区间来给出各种故障状态下的信号,控制软件根据接收的信号按照故障对策的规定进行容错控制。虽然采用这种方法不能够验证故障诊断过程,但能够验证故障处理对策的可行性及容错控制的效果,并且一旦发生危险的情况可以将故障模拟杆拉回到正常区域而恢复正常控制功能,减少试车风险。

3.2 故障模拟试车

在地面台架试车中,验证了某型发动机拟定故障对策中的30多条,余下的故障对策涉及到双发并车,需要在“铁鸟台”或装机试验时进行验证。限于篇幅,这里只介绍表1中重要的故障对策验证过程。

2、3号故障:将故障模拟杆上推到45°模拟 n_g 传感器双通道均故障,采用压比计算出 n_g 值进行控制,导叶和发动机均稳定;将故障模拟杆上推到75°,模拟 p_3 也发生故障后的控制效果,采用 $n_{gc} = f(\varphi, p_1, T_1)$ 计算出 n_g 值,导叶控制稳定,发动机工作也正常,试车曲线见图2,采用这两种故障对策进行容错控制时导叶存在一定的误差,这是因为计算的 n_g 与实际转速存在一定误差造成的。

4号故障:在飞慢状态(n_{gc} 为82%)将故障模拟杆角度 γ 置于105°转换到4号故障模式,控制系统给出 n_{gc} 为85%时对应的燃油流量,发动机产生加速,因动力涡轮转速 n_p 超转而停车。由于在该故障模式下只能按照定流量控制发动机,动力涡轮转速 n_p 失去控制, n_g 加速时造成 n_p 超转。

7号故障:从飞慢状态推故障模拟杆到45°模拟故障,控制系统采用 n_g 闭环控制,状态给定由 $n_{g0} = f(\varphi, p_1, T_1)$ 计算, n_p 下垂8.7%,缓慢上推负载杆时动力涡轮转速不能稳定,为此将故障模拟杆下拉到0°恢复到正常状态控制,此时操作员因 n_p 超调较大而拉停,具体过程见图3。

其它故障:单通道转速传感器均故障下进行通道切换试验时发动机运行正常;为了避免再次发生超转停车,在验证8号故障模式时先使 n_{gc} 达到86%左右,然后定状态($n_{gc} = 85\%$)控制发动机,发动机工作稳定,但动力涡轮转速 n_p 有较大的下降。

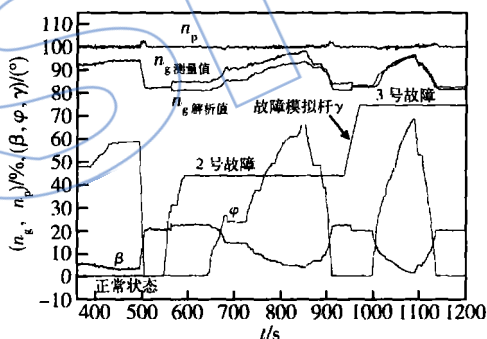


图2 n_g 故障模拟试车(2、3号故障)结果

Fig. 2 Test result of n_g sensor fault accommodation

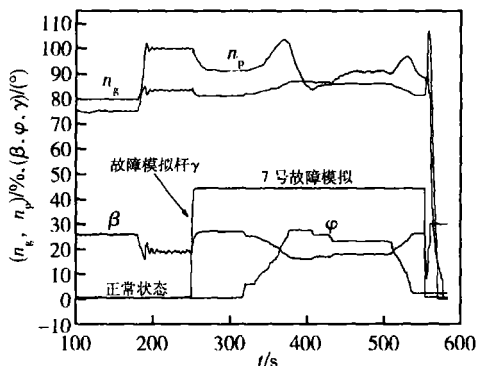


图3 n_p 故障模拟(7号故障)试车结果

Fig. 3 Test result of n_p sensor fault accommodation

从图2可以看出,在 n_g 失效后不管采用何种解析值均能够维持串级控制系统的稳定,在缓慢加减速过程中 n_p 最大波动量不大于1%,采用这

种容错控制方法可以保持发动机的稳态运行,但快速加速过程没有进行试验,该类故障发生后应当禁止飞行员进行总矩杆的快速操作.

图3表明在 n_p 失效后只控制燃气发生器转速时动力涡轮转速需要由其它装置或另一发进行恒速,采用该种容错控制相当于某些控制系统的手动应急备份功能,使发动机仍然发出一定的功率,提高直升机安全返航的能力,但是在双发均采用该方法或进行定状态、定流量控制发动机时飞行员需要及时操作总矩杆,防止 n_p 超转.

4 结 论

(1) FADEC 系统的应用能够为容错控制提供更多的选择方案. 通过对某型涡轴发动机转速传感器的故障对策进行研究,确定了其容错控制方法,在国内首次实现了台架条件下的试车验证.

(2) 采用“故障模拟杆”能够方便地模拟组合故障,为台架条件下验证故障对策的可行性提供了一条安全有效的途径.

(3) 试验结果表明所确定的故障对策能够确保发动机工作安全并最大限度地满足直升机对功率的需求;试验过程中暴露出的问题为双发装机匹配验证试验积累了的经验.

致谢: 中国一航动力控制系统研究所的章霖官、陈启峰和中国航空动力机械研究所的刘杰、蔡建斌、冯兴以及其他一些同志共同参加了该课题研究,在此特别感谢他们为本文所作出的贡献.

参考文献:

- [1] Martucci A. Fault detection and accommodation in real time embedded full authority digital electronic engine controls [R]. ASME-98 GT-155.
- [2] 张宝诚编著. 航空发动机测试和试验技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [3] 毛景立, 李鸣, 林健. 某型涡轮轴发动机稳态气路故障诊断方法[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 69-74.
- MAO Jingli, LI Ming, LIN Jian. The research of gas path trouble diagnosing for a given turboshaft engine in the stable condition [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 69-74.
- [4] 李本威, 胡国才, 高国胜, 等. 涡轴发动机监视参数选择与故障诊断方法研究. 航空动力学报, 2002, 17(2): 160-164.
- LI Benwei, HU Guocai, GAO Guosheng, et al. Study of selecting parameters and fault diagnosis for turboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 160-164.
- [5] 凯巴 И В[苏]. 航空燃气涡轮发动机技术诊断[M]. 王起鹏、刘德馨, 等译. 北京: 航空工业出版社, 1990.
- [6] Volponi A J, DePold H, Ganguli R, et al. The use of kalman filter and neural network methodologies in gas turbine performance diagnostics: A comparative study[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125: 917-924.
- [7] Simani S, Spina P R, Bettocchi R, et al. Fault detection and isolation based on dynamic observers applied to gas turbine control sensors [R]. ASME-98 GT-158.
- [8] 黄向华. 发动机数控系统智能解析冗余度技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1998, 5.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [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. 航空动力学报, 2006, 21(1): 195-200.
- YUAN Chunfei YAO Hua. Aeroengine adaptive reconstruction under sensor failure[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 195-200.
- [12] Yix in Diao, Passino K M. Intelligent fault tolerant control using adaptive schemes and multiple models [A]. Proceedings of the American Control Conference[C]. Arlington, VA, June 25-27, 2001: 2854-2859.