

一种基于 FPGA 的航空发动机独立超转保护系统

蒋文亮^{1,2}, 陆千里², 于真², 朱银玉², 黄金泉^{1,3}

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国航空工业集团公司 航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063;
3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 针对航空发动机超转故障, 提出一种基于现场可编程逻辑门阵列(FPGA)的独立超转保护系统. 介绍了系统的总体设计方案、超转判断方法及故障诊断方式. 该系统采用双双余度结构, 通过线性分类器和时间窗内加权表决判断方法, 提高超转保护功能可靠性. 通过 3 层级机内自测试(BIT)监视静默失效, 满足适航要求. 硬件在回路仿真平台试验结果表明: 该系统超转判断准确可靠, 并能在连续判断超转后进入锁定保护状态, 有效避免超转事故的发生. 目前, 研究成果已应用于某型发动机全权限数字控制(FADEC)系统中.

关 键 词: 发动机全权限数字控制系统; 独立超转保护; 现场可编程逻辑门阵列; 线性分类器; 机内自测试

中图分类号: V233.7 文献标志码: A

FPGA-based autonomous over-speed protection system for aero-engine

JIANG Wen-liang^{1,2}, LU Qian-li², YU Zhen²,
ZHU Yin-yu², HUANG Jin-quan^{1,3}

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Aviation Motor Control System Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China;
3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: To prevent the aero-engine from over-speed, an autonomous over-speed protection system based on field-programmable gate array (FPGA) was proposed. The protection strategy, over-speed realization and fault detection of system were presented. A double dual-redundancy protection structure was employed to ensure system stability. Over-speed protection was enhanced by linear classifier and weighted voting mechanism with sliding window. A three-layered built-in-test (BIT) technique was developed to monitor the fail-silent process and meet the airworthiness requirement. The protection system was testified based on extensive experimental results through hardware-in-the-loop tests, demonstrating that the proposed protection system is able to determine the over-speed with high accuracy and relia-

bility, and lock the protection status against the consecutive over-speed effectively to prevent the structural failure of the aero-engine. The system has been successfully applied into a certain type of full authority digital engine control (FADEC) system.

Key words: full authority digital engine control system;
autonomous over-speed protection; field-programmable gate array;
linear classifier; built-in-test

航空发动机(下文简称发动机)超转指发动机转子转速超过最大稳态转速. 超转事故轻则造成发动机自身物理结构受损,如叶片断裂,重则危及飞机飞行安全. 鉴于超转的巨大危害,超转保护系统被认为是发动机控制系统中最关键的保障系统之一^[1-2]. 美国联邦航空条例(FAR)^[3]和中国民航航空条例(CCAR)^[4]中均规定:“发动机应具有超转保护系统,且该系统应保证能够顺利实现其保护功能,不具备超转保护功能的发动机不允许派遣”.

实现超转保护的方式主要有机械液压式(如 CFM56 发动机)和电子式(如 V2500 发动机)两种. 机械液压式超转保护利用离心转子实现转速测量与液压执行机构动作的关联. 缺点是体积大,机械损耗高,可维护性弱. 随着电子技术飞速发展,笨重、落后的机械液压式超转保护系统逐步被轻巧、先进的电子超转保护装置取代,电子式超转保护成为主流. 早期电子式超转保护采用门级逻辑电路和分立器件实现. 缺点是硬件复杂,系统可靠性低,可调整性差,且系统集成性不高. 目前,电

子式超转保护^[5-7]由发动机全权限数字控制(FADEC)系统中的数控通道通过处理器监视高压转子和低压转子转速实现. 缺点是集中式系统软件与硬件高度耦合,数控通道处理器一旦出现故障将直接导致超转保护功能的失效.

为确保功能实现的安全性和可靠性^[7-9],针对以上问题,本文提出一种基于现场可编程逻辑门阵列(FPGA)的独立超转保护系统,该系统与 FADEC 系统中的数控通道相互独立. 基于 FPGA 的硬件并行性和强抗干扰性设计双双余度结构;采用线性分类器配合时间窗内加权表决实现超转判断;通过硬件、逻辑和系统 3 级故障机内自测试(BIT)检测实现系统的全面测试. 该系统具有结构精巧、判断准确及 BIT 完整等优点,已通过试验验证并应用于某型航空发动机数字控制系统中.

1 总体方案

基于 FPGA 的独立超转保护系统结构如图 1

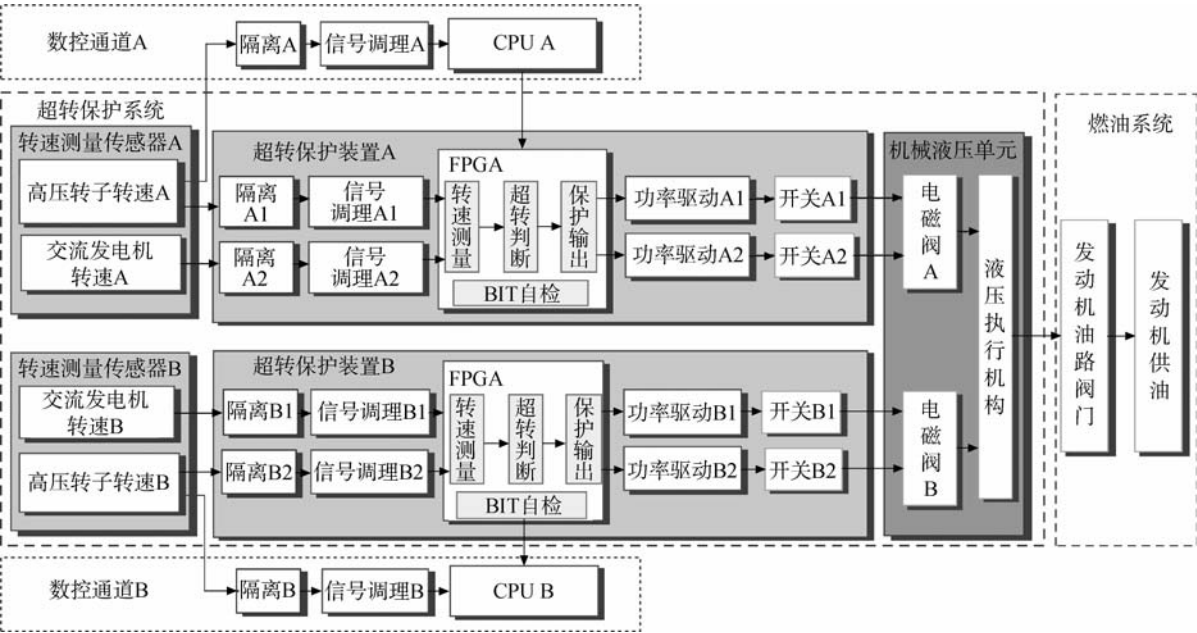


图 1 基于 FPGA 的独立超转保护系统结构示意图

Fig.1 Structure schematic of autonomous over-speed protection system based on FPGA

所示.为降低共模故障及单点故障造成超转保护功能失效的风险,超转保护系统采用独立于数控通道的双双余度结构,包含功能结构完全相同的A/B通道.两通道均包含独立的发电机转速测量传感器、超转保护装置、机械液压单元以及燃油系统.由于高压转子转速测量传感器可靠性较高,工程上与数控通道共用该传感器,并通过信号隔离技术避免相互影响.超转保护系统中,任一通道工作正常,均可实现超转故障判断,并通过减小或切断发动机供油达到降低发动机转速的目的.

为防止超转保护功能意外激活,影响发动机正常工作,各通道内输入、输出端均采用双余度串联结构,进一步提升保护功能可靠性.通道内输入端分别测量高压转子转速传感器信号 N_2 和交流发电机转速信号 N_{ac} .这两路非相似双余度信号分别经隔离和调理电路产生脉冲频率信号 f_2 和 f_{ac} ,然后输入到负责超转保护控制的FPGA.通道内输出端包含两个超转电磁阀控制开关.当触发超转保护时,FPGA输出开关使能信号,闭合电源控制开关和地控制开关,接通机械液压单元中的超转电磁阀,减小或切断供往发动机燃烧室的燃油.

2 超转保护

单通道内,FPGA实现的超转保护功能包含转速测量、超转判断和保护输出3个部分.其中,超转判断为保护功能核心,由线性分类器配合时间窗内加权表决实现.

2.1 转速测量

两路非相似双余度传感器输出的交变频率信号^[10]经调理后得出脉冲频率信号 f_2 和 f_{ac} ,这两组信号分别进入FPGA进行转速采集.为避免共模故障,两路频率测量使用不同时钟基准源.在发动机起动、慢车、巡航等状态下,转速分布范围较大.为保证测量精度, f_2 和 f_{ac} 采用动态分频测周法^[11]获得.发动机转速 N_2^* 和交流发电机转速 N_{ac}^* (单位: r/min) 换算方法如下:

$$N_2^* = \frac{60f_2}{Z_2 r_2} \quad N_{ac}^* = \frac{60f_{ac}}{P_{ac}} \quad (1)$$

式中 Z_2 为齿轮齿数; r_2 为齿轮与发动机轴的传动比; P_{ac} 为交流发电机磁极对数.

2.2 超转判断

根据发动机物理特性要求,两路转速超转阈值分别为 τ_2 和 τ_{ac} .令无量纲转速 $x_2 = N_2^* / \tau_2$, $x_{ac} = N_{ac}^* / \tau_{ac}$,转速向量 $\mathbf{x} = [x_2, x_{ac}]^T$,阈值向量

$\mathbf{x}_0 = [1, 1]^T$.传统判断方法判定 $x_2 > 1$ 且 $x_{ac} > 1$ 时为超转状态,如图2标识区域 S_1 所示.该方法简单易行,但未考虑到 x_2 和 x_{ac} 间的比例关系、 x_2 和 x_{ac} 超转判断权重不同、 x_2 和 x_{ac} 测量值存在稳态误差及瞬时干扰可能引起误判等因素的影响.针对以上问题,本文采用线性分类器配合时间窗内加权表决的方法实现超转判断.该方法简单、准确、可靠,适合于FPGA硬件实现.

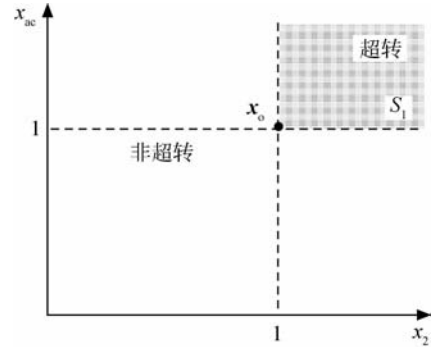


图2 典型超转判断中的转速分析

Fig. 2 Rotational speed analysis for benchmark over-speed realization

由式(1), N_2^* 和 N_{ac}^* 理论上存在比例关系,如图3中直线 L 所示.但实际中分别采用测周法测量的两路转速并非同步,采样结果存在时间间隔.而测量各环节又均可能引入误差噪声,如传感器检测误差噪声、时钟基准源误差噪声、传输和调理过程引入的噪声以及FPGA转速测量量化噪声等.因此,不同步测量机制和误差噪声共同造成测量结果失真.一定范围内失真是允许的,但超过限定范围的失真是检测异常,作为典型故障在3.2节逻辑故障BIT中详细介绍.当失真处于允许范围内,实测转速向量 $\mathbf{x}$ 并非准确落在 L 上,而是分布于图3中包含 L 的阴影区域.在 $\mathbf{x}_0$ 附近超转点和非超转点相邻区域,记 x_2 和 x_{ac} 测量误差分别为 e_2 和 e_{ac} ,转速向量 $\mathbf{x}$ 实测值集中于条纹标识区域 O_1 中,并满足随机概率分布. O_1 中 x_2 和 x_{ac} 实测值可近似线性无关,采用分类界面 $l: \omega \cdot \mathbf{x} + b = 0$ 将 $\mathbf{x}_0$ 附近特征空间划分为正、负两部分,如图3所示.阴影区域内超转和非超转特征向量分别处于线性分类器(式(2))划分正、负部分 S_3 和 S_4

$$y = \text{sign}(\omega \cdot \mathbf{x} + b) \quad (2)$$

式中“ $\cdot$ ”为向量内积; $\text{sign}(\cdot)$ 为符号函数; $\omega = [\omega_2, \omega_{ac}]$ 为判断权重, b 理论值为 $-\omega \cdot \mathbf{x}_0$.

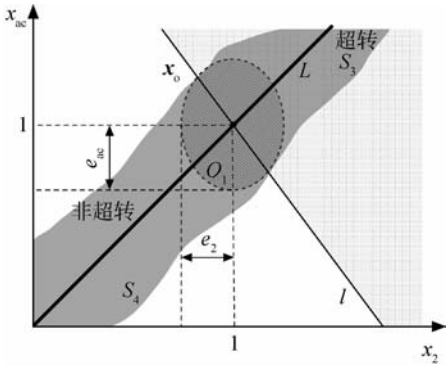


图 3 超转和非超转邻近空间点分类

Fig. 3 Classification of over-speed and non-over-speed data sets in adjacent regions

大量试验结果表明:多数情况下 $e_2 < e_{ac}$. 因为相较于经能量传递交流发电机转速 x_{ac}, x_2 的测量值直接来自高压转子转速传感器,避免了中间环节引入的干扰,因此 x_2 在故障率统计中通常具有更高的可信度. 基于两路转速信号的准确度和可信度, ω_2/ω_{ac} 一般取值在 1.0~2.0 之间. 在此限定下,为获得更合理参数, $\{\omega, b\}$ 依据半物理试验数据采用支持向量机^[12-15]方法修正,后续还可以用发动机系统试验数据进一步迭代调整.

为保障系统可靠性,防止超转保护功能因外界干扰意外激活,在转速测量环节引入指数平滑和均值滤波技术. 在超转判断环节通过时间窗口内加权表决方法完成最终超转判断. 表决函数如下:

$$\Gamma = \sum_i^W \xi_i y_i \quad (3)$$

式中 ξ_i 为加权系数; W 为时间窗口判断次数.

当判断超转时,加权系数设定如下:

$$\xi_i = \begin{cases} 1 & y_i = 1 \\ \epsilon_1 & y_i = -1 \end{cases} \quad (4)$$

式中 ϵ_1 为权值,满足 $\epsilon_1 \leq -1$. 判断时间窗口可根据发动机转动惯量特性及极限安全阈值设置,为保证判断的实时性,通常取值为 30~100ms. 当时时间窗口内 $\Gamma > 0$ 时,超转系统启动保护.

当判断解除超转保护时,加权系数设定如下:

$$\xi_i = \begin{cases} 1 & y_i = -1 \text{ 且 } y_i(\omega \cdot x_i + b) \geq \gamma \\ \epsilon_2 & \text{其他} \end{cases} \quad (5)$$

式中 ϵ_2 为权值,满足 $\epsilon_2 \leq -1$. 为确保系统安全,设置解除超转保护的安全余量 γ 为

$$\gamma = k \|\omega\| \quad (6)$$

式中 $\|\cdot\|$ 为 L_2 范数; k 为余量系数,实际被设置为 0.8. 经时间窗口(通常设置为 300~500 ms)确

认 Γ 一直小于零,系统解除保护.

2.3 保护输出

当满足超转条件时,系统启动保护输出,发动机转速下降;当满足解除超转保护条件时,关闭输出,数控系统重新点火起动发动机. 如果在限定时间(典型值为 30 s)内超转激活次数超过设定阈值(例如 3 次),为防止出现极端故障,FPGA 启动超转保护并锁定输出,系统进入超转锁定状态. 此时,只有通过手动复位或飞行员通过燃油控制开关才能解除超转锁定状态.

3 BIT 检测

适航条例^[4]指出:“当采用电子式超转保护系统时,设计中必须包括系统的检测方法,以确定保护功能的可用性. 每个发动机起动和停车循环中至少检测一次,用于超转保护系统的全面测试.” 增加故障 BIT 检测可以提高发动机可靠性,并且减少发动机的维护和修理费用^[16-18]. 根据故障模式影响及危害性分析结果,超转保护系统需在硬件、逻辑和系统 3 个层级设计故障 BIT 检测.

3.1 硬件故障 BIT

硬件故障 BIT 主要针对超转保护系统的关键环节进行检测,包括转速传感器输入环节、信号调理环节以及电磁阀驱动输出环节.

转速传感器输入环节断路故障 BIT 检测如图 4 所示. FPGA 断开开关 K_1 ,接通开关 K_2 ,给转速传感器注入微电流. 因传感器线圈内阻 R_s 远小于限流分压电阻 R_1 和 R_3 ,转速传感器不断线时,线圈两端的压降 U_{AB} 近似为 0;转速传感器断线时, U_{AB} 近似为电源电压. 因此,通过检测 U_{AB} 两端的电压,可判断转速传感器线圈及电缆是否存在断路故障.

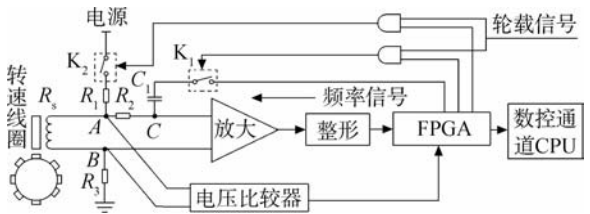


图 4 传感器与调理电路故障 BIT

Fig. 4 Fault BIT for transducer and processing circuit

信号调理环节故障 BIT 检测电路如图 4 所示. 为不影响飞机正常工作,该故障 BIT 检测在数控系统刚上电且飞机轮载信号有效时(地面状

态)进行.此时,发动机转速为零,FPGA 接通开关 K_1 ,将频率信号经电容 C_1 注入信号调理环节,FPGA 通过比较回采值和设定值是否一致,判断电路工作是否正常,测量是否准确.

电磁阀驱动输出环节的 BIT 检测电路如图 5 所示.开关 K_3 和 K_4 均断开时,结合限流分压电阻 R_4 和 R_5 ,同样采用微电流注入法进行断路故障 BIT 检测.开关 K_3 、 K_4 同时闭合时,进行驱动输出环节的断路及过流故障 BIT 检测.如果实际检测电流低于最小输出电流基准 I_1 ,则判断为断路故障;检测电流高于过流电流基准 I_2 ,则判断为短路故障,并且增加硬件过流保护措施直接限制电路的最大输出电流.

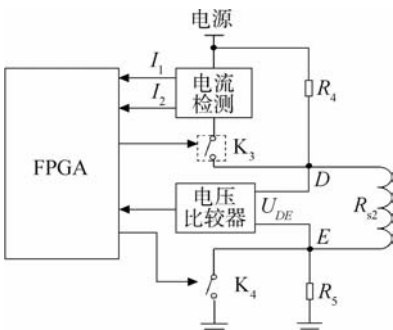


图 5 电磁阀及输出驱动电路故障 BIT
Fig. 5 Fault BIT for solenoid valve and output-driving circuit

3.2 逻辑故障 BIT

逻辑故障 BIT 用于检测 FPGA 自身的逻辑故障,根据发动机的运行状态分为飞行前 BIT 和飞行中 BIT 检测,检测过程需要由数控通道 CPU 辅助实现.

飞行前逻辑功能 BIT 检测如图 6 所示.系统上电后,在飞机轮载信号有效且发动机起动前,CPU 发出飞行前 BIT 指令,控制开关 K_6 ,使得 FPGA 接收来自 CPU 的频率信号.CPU 根据 FPGA 的输出结果,判断超转逻辑是否正确.

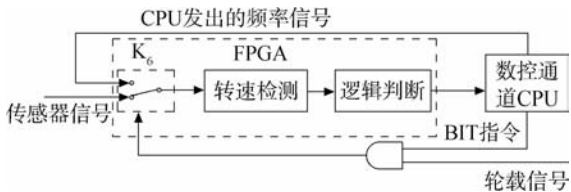


图 6 飞行前逻辑功能 BIT 检测系统原理图
Fig. 6 Schematic diagram of BIT system for pre-flight logic function

在空中或发动机慢车以上状态时(慢车以下不作要求),进行飞行中逻辑故障 BIT 检测,具体又分为转速采集检测和逻辑功能判断两部分.

FPGA 首先根据实际中 x_{ac} 和 x_2 之间近似线性的关系检测转速测量是否正常.

令 x_2 的预测值 $\hat{x}_2$ 为

$$\hat{x}_2 = \alpha x_{ac} + \beta \tag{7}$$

式中 α 和 β 为线性系数.为保证准确性,在 3 个阶段分别对 x_2 和 x_{ac} 的均值进行拟合^[19-20],如图 7 所示.

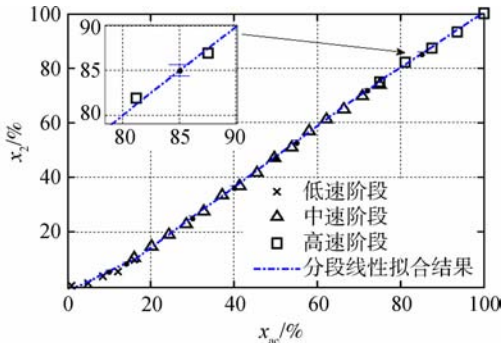


图 7 x_{ac} 和 x_2 分段线性关系及某区域的最大均方差
Fig. 7 Linear relationship between x_2 and x_{ac} and the local maximum mean square error of a random area

图 7 中放大部分标识了某区间内 x_2 和 x_{ac} 局部最大均方差点.实际检测中,不同的 x_2 都对应于分布在一定区间内的 x_{ac} 测试值,分布近似符合正态分布.在各阶段对 x_2 的测量值设置相应的最大允许误差 θ .定义当前时刻预测误差 E 为

$$E = |x_2 - \hat{x}_2| \tag{8}$$

当 E 大于当前阶段 θ ,FPGA 判断出现异常;连续 3 次检测异常,向数控通道 CPU 上报故障.

转速采集检测正常后,进行逻辑功能判断 BIT 检测,如图 8 所示.在不影响正常控制的情况下,设置逻辑判断 BIT 超转点低于正常超转点.当转速达到逻辑判断 BIT 超转点时,FPGA 输出超转 BIT 信号给数控通道 CPU,但不接通超转电

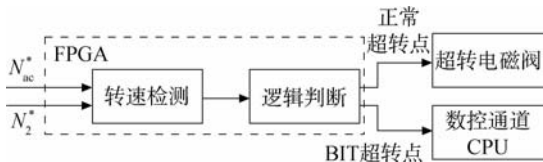


图 8 飞行中逻辑功能 BIT 检测系统原理图
Fig. 8 Schematic diagram of BIT system for in-flight logic function

电磁阀. CPU 通过比较此时转速的实际测量值与 BIT 超转点, 确定超转判断逻辑是否正常.

3.3 系统故障 BIT

配合燃油管路及其执行机构进行系统故障 BIT, 如图 9 所示. 在停车过程中, 且发动机减速至慢车以下状态, 可以启动超转保护系统故障 BIT. 当停车指令、轮载信号和系统故障 BIT 指令均有效时, 控制开关 K_7 使超转判断由正常比较点切换到系统故障 BIT 比较点, 当转速下降到 BIT 比较点时, FPGA 接通超转电磁阀, 控制发动机停车. 数控通道 CPU 根据活门接近开关位置及发动机的停车状态, 判断超转保护系统功能是否正常.

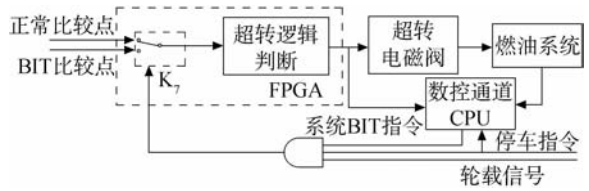


图 9 系统故障 BIT 检测原理框图

Fig. 9 Schematic diagram of BIT for system fault

4 试验验证

超转保护系统功能采用硬件在回路(HIL)仿真进行试验验证, 验证过程模拟发动机正常超转、超转临界点波动、连续超转及 BIT 故障模式下超转等状态, 验证超转保护功能.

超转临界点波动试验如图 10 所示. 第 1 次超转出现时, 超转保护系统在时间窗内判断满足超转条件, 开启超转保护使发动机转速下降. 图 10 中左侧放大部分显示触发超转保护的细节信息. 转速下降到满足保护超转解除条件时, 超转保护

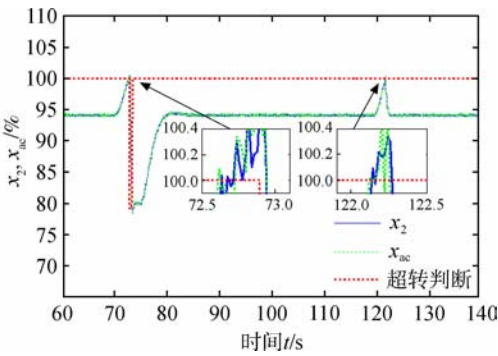


图 10 超转临界点波动试验结果

Fig. 10 Experimental results for over-speed critical point fluctuaton

解除, 发动机恢复正常工作. 第 2 次短时超转由于持续时间短且在判断分类面附近波动, 时间窗内未通过表决触发超转保护. 试验证明超转保护系统有效避免虚警保护, 满足设计要求.

连续超转试验如图 11 所示. 超转保护功能在 30 s 内连续触发 3 次, 最终引发超转保护锁定, 转速下降直至停车.

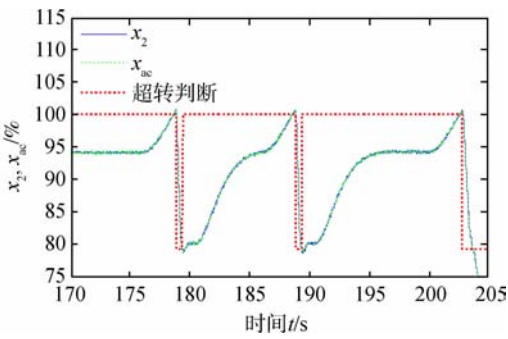


图 11 连续超转保护试验结果

Fig. 11 Experimental results of consecutive over-speed protection

BIT 故障模式下超转的验证试验, 通过对比完整故障注入情况下故障 BIT 检测状态和数控系统通讯记录数据完成. 故障注入包括硬件故障、逻辑故障及系统回路故障, 在各级 BIT 检测正常的情况下, 保护系统才能提供超转保护功能. 例如, 如图 12 所示的转速测量异常试验($E > \theta$). 故障模式下, 符合判断条件的超转不能触发超转保护; 测量恢复正常后, 超转保护系统继续提供超转保护.

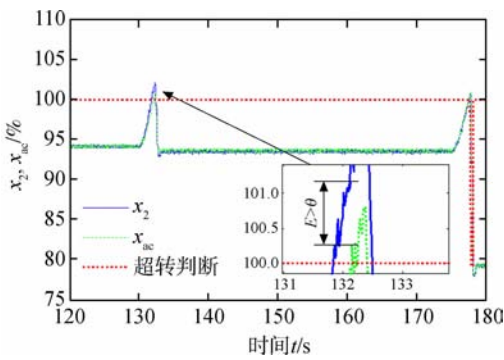


图 12 包含转速测量异常试验结果

Fig. 12 Experimental results with abnormal rotational speed measurement

5 结 论

本文针对传统超转保护系统的诸多不足, 提

出一套基于 FPGA 的发动机独立超转保护系统. 该系统采用高可靠性双双余度构架设计, 通过线性分类器配合时间窗内加权表决实现超转判断, 降低误判概率, 提高超转保护的功能可靠性; 同时, 采用 3 层级故障 BIT 检测, 保障功能持续有效性, 提升系统安全性, 降低维护和保障成本, 满足适航要求. 该系统已通过试验验证, 并应用于某型 FADEC 系统中. 由于该系统具有较强通用性, 可广泛应用于不同发动机平台 FADEC 系统.

参考文献：

[1] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册：第 3 册 可靠性及维修性[M]. 北京：航空工业出版社，2000：315-361.

[2] 郭迎清, 李睿, 薛薇. 航空发动机状态监控系统研究[J]. 航空发动机, 2010, 36(5): 39-43.
GUO Yingqing, LI Rui, XUE Wei. Study on aeroengine condition monitoring system[J]. Aeroengine, 2010, 36(5): 39-43. (in Chinese)

[3] Federal Aviation Administration. FAR Part 33 Civil aircraft airworthiness standards aircraft engines[EB/OL]. [2015-6-30]. http://www.flightsimaviation.com/data/FARS/part_33.html.

[4] 中国民用航空局. CCAR-33R2 航空发动机适航规定[EB/OL]. [2015-6-30]. http://www.caac.gov.cn/B1/B6/201106/t20110615_40550.html.

[5] Brown E N, Chidambaram B, Aaseng G B. Applying health management technology to the NASA exploration system of systems[R]. AIAA-2005-6624, 2005.

[6] Schweikhard K A, Richards W L, Theisen J. Flight demonstration of X33 vehicle health management system components on the F/A 18 systems research aircraft [R]. NASA/TM-2001-209037, 2001.

[7] 姜彩虹, 孙志岩, 王曦. 航空发动机预测健康管理系统设计的关键技术[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2589-2594.
JIANG Caihong, SUN Zhiyan, WANG Xi. Critical technologies for aero-engine prognostics and health management systems development[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2589-2594. (in Chinese)

[8] 姚华. 未来航空发动机控制技术的发展趋势[J]. 航空科学技术, 2012(6): 1-6.
YAO Hua. Development trend of aircraft engine control technology[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(6): 1-6. (in Chinese)

[9] 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)

[10] 何秀然, 谢寿生, 钱坤. 航空发动机智能转速传感器的设计[J]. 传感技术学报, 2005, 18(3): 496-499.
HE Xiuran, XIE Shousheng, QIAN Kun. A design of aero-engine smart rotating speed sensor[J]. Journal of Transduction Technology, 2005, 18(3): 496-499. (in Chinese)

[11] 徐科, 黄金泉, 张天宏, 等. 基于 DSP 的航空发动机转速传感器设计[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 180-182.
XU Ke, HUANG Jinquan, ZHANG Tianhong, et al. A speed sensor design based on DSP for aeroengines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 180-182. (in Chinese)

[12] Roemer M J, Kacprzynski G J, Schoeller M H. Improved diagnostic and prognostic assessments using health management information fusion[C] // Proceedings of IEEE Systems Readiness Technology Conference on Autotestcon. Valley Forge, PA: IEEE, 2001: 365-377.

[13] Simon D L, Garg S. A systematic approach to sensor selection for aircraft engine health estimation[R]. NASA/TM-2009-215839.

[14] 鲁峰, 黄金泉. 基于遗传算法的航空发动机机载模型支持向量机修正方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 880-885.
LU Feng, HUANG Jinquan. AGA-LSSVR compensation for on-board self tuning model of aero-engine model[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 880-885. (in Chinese)

[15] 陶新民, 郝思媛, 张冬雪, 等. 基于样本特性欠取样的不平衡支持向量机[J]. 控制与决策, 2013, 28(7): 978-984.
TAO Xinmin, HAO Siyuan, ZHANG Dongxue, et al. Support vector machine for unbalanced data based on sample properties under-sampling approaches[J]. Control and Decision, 2013, 28(7): 978-984. (in Chinese)

[16] Newlon R O, White D J, Dussault P L. Condition monitoring of rotorcraft structures: why we need it and how to achieve it[R]. AIAA-2007-1671, 2007.

[17] Jaw L C. Recent advancements in aircraft engine health management (EHM) technologies and recommendations for the next step[R]. ASME Paper GT2005-68625, 2005.

[18] Li Y G, Nilkitsaranont P. Gas turbine performance prognostic for condition-based maintenance[J]. Applied Energy, 2009, 86(10): 2152-2161.

[19] 侯忠生, 许建新. 数据驱动控制理论及方法的回顾和展望[J]. 自动化学报, 2009, 35(6): 650-667.
HOU Zhongsheng, XU Jianxin. On data-driven control theory: the state of the art and perspective[J]. Acta Automatica Sinica, 2009, 35(6): 650-667. (in Chinese)

[20] 鲁峰, 黄金泉, 孔祥天. 基于变权重最小二乘法的发动机气路故障诊断[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2376-2381.
LU Feng, HUANG Jinquan, KONG Xiangtian. Gas-path fault diagnosis for aero-engine based on variable weighted least-squares[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2376-2381. (in Chinese)