

基于多模型参数估计的舵机故障诊断算法

张栋，李春涛，杨艺

(南京航空航天大学自动化学院,南京 210016)

摘要：为了实现无人机舵机工作状态的在线监测,实时提供故障类型与故障程度,设计了一种基于多模型参数估计的舵机故障诊断算法。首先描述了舵机各典型故障类型的动态特性,并建立相应的故障模型。然后就各故障类型设计相应的故障状态观测器及参数估计器,实时监测舵机运行状态,在舵机出现故障时能够及时给出故障信息。同时设许多观测器切换机制,以解决多个观测器的选取问题。仿真结果表明,建立的故障模型能够很好地描述典型故障的动态特性,多观测器切换机制能够及时准确地切换至最接近当前舵机状态的观测器,给出最接近实际情况的故障信息。

关键词：无人机；舵机故障；参数估计；多观测器

中图分类号：V249.1 文献标志码：A 文章编号：1671-637X(2014)12-0085-05

Actuator Failure Diagnosis Based on Multi-Model Parameter Estimation

ZHANG Dong, LI Chun-tao, YANG Yi

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An actuator failure diagnosis algorithm was designed based on multi-model parameter estimation to monitor the working state online and present the failure type as well as failure degree in real time. Firstly, the dynamic characteristics of the typical actuator failures were described and the corresponding models were built up for each one. Then some state observers and parameter estimators were designed for each kind of the representative failures to monitor the operating state of the actuators and present the failure information in time. A switching mechanism was used to choose the correct observer for the current failure. The simulation result shows that the failure models we established can describe the dynamic behavior of the fault actuator very well, and the switching scheme can switch to the right observer correctly in time to supply the most accurate failure information.

Key words: UAV; actuator failure; parameter estimation; multiple observers

0 引言

无人机的执行机构包括舵机、舵面等机械装置,在无人机飞行时,一般通过执行机构来改变飞行状态。无人机执行机构的健康状况直接影响无人机飞行的安全性,在出现故障时,执行机构不能或者只能部分响应控制指令,会导致无人机控制效果变差,甚至出现失控等重大事故。因此,能否及时发现执行机构故障并给出准

确的故障信息成为无人机安全飞行研究领域的一个热点。本文通过对无人机舵机典型故障模式特征量的提取与分析,设计故障诊断算法,能够及时发现执行机构故障,并完成故障类型匹配,为控制重构提供依据^[1]。

故障诊断方法目前可概括为3类:基于知识的方法,基于解析模型的方法以及基于信号处理的方法^[2]。其中,基于知识及信号的方法都是利用可测的对象信息再结合对应的分析方法进行诊断,这类方法过分依赖使用者的经验及知识基础,且对对象信息测量提出了很高的要求,目前应用较广的这类方法有基于专家系统的方法、基于模糊推理的方法和卡尔曼滤波法等。本文提出的方法为基于解析模型的诊断方法,这类方法以诊断对象的本体特性为出发点,最能够体现对象的故障特征,物理意义最为明确,其基本原理^[3]是通过

收稿日期:2013-12-19 修回日期:2014-01-13

基金项目:飞行器控制一体化技术重点实验室航空科学基金(20125252057);江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX12_0159);中央高校基本科研业务费专项资金

作者简介:张栋(1988—),男,江苏盐城人,硕士生,研究方向为飞行器控制。

分析确定装置的模型参数与实际物理机构的关系来确定工作状态。

1 典型故障类型

如图1所示,舵机典型故障分为卡死(Lock-in-Place,LIP)、饱和(Hard-Over,HO)、漂浮(Float)以及效率下降(Loss-of-Effectiveness,LOE)4种^[4-6],其具体描述为^[7]

$$u(t) = \begin{cases} u_e(t) & t \geq 0 \text{(正常)} \\ u_e(t_F) & t \geq t_F \text{(卡死)} \\ 0 & t \geq t_F \text{(漂浮)} \\ u_{\min} \text{ or } u_{\max} & t \geq t_F \text{(饱和)} \\ k(t)u_e(t) & t \geq t_F \text{(效率下降)} \end{cases} \quad (1)$$

- 1) 卡死,舵机卡在固定位置,不再响应舵机输入,理想状态下其输出始终保持某一定值;
- 2) 饱和,舵机滞止在最大或最小位置,不再响应舵机输入,理想状态下其输出始终为舵机的最大或最小位置;
- 3) 漂浮,舵机不再响应舵机输入,理想状态下其输出为0;
- 4) 效率下降,舵机不能完全响应舵机输入,理想状态下其故障输出为正常输出的k倍(k为舵机当前效率)。

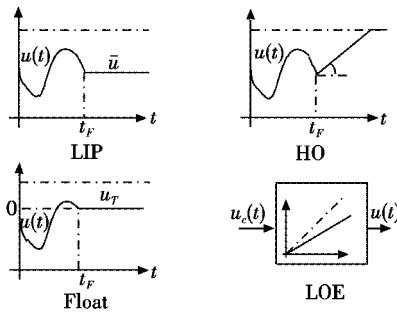


图1 典型故障示意图

Fig. 1 Types of typical actuator failures

从上述描述可以看出,饱和及漂浮实际上是一种特殊的卡死故障,尤其是当卡死故障发生在零点附近或者极限位置附近时,若通过其稳态特性进行故障类型判断显然很难得到准确结果,但是考虑到这3种故障的动态响应过程存在很大差异,即假设 t_F 时刻发生上述3种故障,卡死故障响应即为卡死在当前位置,而饱和故障则是舵机位置从当前位置以一定速率往最大或最小位置变化,漂浮故障则是舵机位置从当前位置跳动到零点。因此可通过上述差异来区分这3种故障。

2 故障建模

以典型二阶舵机模型^[8]为研究对象,其输入输出

传递函数可表示为

$$\frac{U_1(s)}{U_c(s)} = W(s) = \frac{\lambda_1}{s^2 + \lambda_2 s + \lambda_1} \quad (2)$$

式中: U_1 为舵机输出; U_c 为舵机输入; λ_1, λ_2 为相关参数。此时,式(2)的时域表达式可写为

$$\begin{cases} \dot{u}_1 = u_2 \\ \dot{u}_2 = -\lambda_1 u_1 - \lambda_2 u_2 + \lambda_1 u_e \end{cases} \quad (3)$$

式中: u_1 为舵机输出; u_e 为舵机输入; u_2 为舵机状态,即舵机转速; $\lambda_1 \gg 1$; $\lambda_2 \gg 1$; $\lambda_1 \gg \lambda_2$ 。

根据典型故障的分析,可将4种典型故障重新分为两类,即完全失效故障(Total LOE)和部分失效故障(Partial LOE)^[9]。完全失效故障包括卡死、饱和及漂浮故障,部分失效故障包括效率下降故障,前者可看作后者的特例^[10]。

2.1 完全失效故障

发生完全失效故障时,舵机输出保持某一定值不变,即转速 u_2 为0^[11],则其动态特性可表示为

$$\frac{U_1(s)}{U_c(s)} = W(s) = \frac{\sigma \lambda_1}{s^2 + \lambda_2 s + \sigma \lambda_1} \quad (4)$$

其时域表达式可写为

$$\begin{cases} \dot{u}_1 = u_2 \\ \dot{u}_2 = -\sigma \lambda_1 u_1 - \lambda_2 u_2 + \sigma \lambda_1 u_e \end{cases} \quad (5)$$

当舵机正常工作时, $\sigma=1$,当发生完全失效故障时, $\sigma=0$ ^[12],此时由式(5)可得

$$u_2 = ce^{-\lambda_2 t} \quad (6)$$

此时,当 λ_2 足够大时, u_2 能够迅速收敛到0,从而保证完全失效时,舵机输出值保持不变。

2.2 部分失效故障

发生部分失效故障时,输出值与理想输出值成比例关系,其动态特性可表示为

$$\frac{U_1(s)}{U_c(s)} = W(s) = k \cdot \frac{\lambda_1}{s^2 + \lambda_2 s + \lambda_1} \quad (7)$$

其时域表达式可写为

$$\begin{cases} \dot{u}_1 = u_2 \\ \dot{u}_2 = -\lambda_1 u_1 - \lambda_2 u_2 + k \lambda_1 u_e \end{cases} \quad (8)$$

式中, k 为当前效率值,且 $k \in (0, 1]$ 。

综上所述,可以将完全失效和部分失效故障模型重写为一个综合模型,即

$$\begin{cases} \dot{u}_1 = u_2 \\ \dot{u}_2 = -\lambda_2 u_2 + \sigma \lambda_1 (ku_e - u_1) \end{cases} \quad (9)$$

通过参数 σ 和 k ,并结合当前可测得的舵机输出,可以判断当前舵机的工作状态及故障类型,即

$$\begin{cases} \sigma = 1, k = 1 & \text{无故障} \\ \sigma = 0 & \text{完全失效。} \\ \varepsilon < k < 1 & \text{部分失效} \end{cases} \quad (10)$$

2.3 单参数模型

上述故障模型用两个参数来体现故障特征,在设计过程中对多参数的调节很难找到一个综合点使得各典型故障都可以很准确地表示出来,因此在上述基础上对故障模型进行了改进,减少了故障相关参数数量,降低了调参难度。

令式(9)中 $\sigma k = \theta$, 则式(9)可改写为

$$\begin{cases} \dot{u}_1 = u_2 \\ \dot{u}_2 = -\lambda_2 u_2 + \lambda_1 (\theta u_c - \frac{\theta}{k} u_1) \end{cases} \quad (11)$$

此时,希望新模型能满足:1) $\theta = 0$ 时,式(11)等效于式(5);2) $\theta = k$ 时,式(11)等效于式(8)。因此,将式(11)改写为

$$\begin{cases} \dot{u}_1 = u_2 \\ \dot{u}_2 = -\lambda_2 u_2 + \lambda_1 (\theta u_c - \frac{\theta}{\theta + \delta} u_1) \end{cases} \quad (12)$$

式中, $0 < \delta \ll 1$ 。当 $\theta = 1$ 时,式(12)变为正常模型,即式(3);当 $\theta = 0$ 时,式(12)变为完全失效模型,即式(5);当 $\theta = k$ 时,式(12)变为部分失效模型,即式(8)。综上所述,其故障形式为

$$\theta = \begin{cases} 1 & \text{if } t < t_f \text{ (无故障)} \\ \bar{k} & \text{if } t \geq t_f \text{ (效率下降)} \\ \varepsilon << 1 & \text{if } t \geq t_f \text{ (漂浮)} \\ 0 & \text{if } t \geq t_f \text{ (卡死或饱和)} \end{cases} \quad (13)$$

式中: t_f 为发生故障的时间; \bar{k} 为效率下降时的效率值。

3 故障诊断算法设计

在建立了上述故障模型的基础上,只需要设计一个相应的参数估计策略即可实现故障的诊断功能。为了实现这个参数估计功能,设计了一个状态观测器,并设计相应的自适应律,其总体结构如图 2 所示。

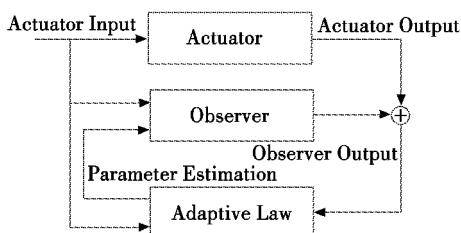


图 2 舵机故障诊断结构框图

Fig. 2 Structure of the actuator failure diagnosis system

3.1 参数估计器

令 $\eta_1 = u_1, \eta_2 = u_2$, 观测器设计为

$$\dot{\hat{\eta}}_2 = -\tau(\hat{\eta}_2 - \eta_2) - \lambda_2 \eta_2 + \lambda_1 (\hat{\theta} u_c - \frac{\hat{\theta}}{\hat{\theta} + \delta} \eta_1) \quad (14)$$

令 $\hat{e} = \hat{\eta}_2 - \eta_2, \omega = u_c - \frac{\delta}{(\hat{\theta} + \delta)^2} u_1$, 采用如下自适应律

$$\dot{\hat{\theta}} = \text{Proj}_{[0,1]} \{-\gamma \lambda_2 \hat{e} \omega\} \quad \hat{\theta}(0) = 1 \quad (15)$$

上述投影算法描述为

$$\dot{\hat{\theta}} = \text{Proj}_{[\theta_{\min}, \theta_{\max}]} \{-\gamma \hat{e} \omega\} = \begin{cases} -\gamma \hat{e} \omega & \text{if } \hat{\theta} = \theta_{\max}, \hat{e} \omega > 0 \\ 0 & \text{if } \hat{\theta} = \theta_{\max}, \hat{e} \omega \leq 0 \\ -\gamma \hat{e} \omega & \text{if } \theta_{\min} < \hat{\theta} < \theta_{\max} \\ 0 & \text{if } \hat{\theta} = \theta_{\min}, \hat{e} \omega \geq 0 \\ -\gamma \hat{e} \omega & \text{if } \hat{\theta} = \theta_{\min}, \hat{e} \omega < 0 \end{cases} \quad (16)$$

定理 1 对于状态误差

$$\dot{e} = -\lambda e + \phi \omega(t, x) \quad (17)$$

式中: $\lambda > 0; e = \hat{x} - x; \phi = \hat{\theta} - \theta; \omega(t, x)$ 为关于 x 的方程,且当 x 有界时, $\omega(t, x)$ 有界。此时状态参数 $\hat{\theta}$ 由上述投影算法确定,且有 $\theta \in [\theta_{\min}, \theta_{\max}]$, 则可保证状态误差 e 满足 $\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0$ 。

证明 取李雅普诺夫函数为

$$V(e, \phi) = \frac{1}{2} (e^2 + \phi^2 / \gamma) \quad (18)$$

其导数形式为

$$\dot{V}(e, \phi) = e \dot{e} + \phi \dot{\phi} / \gamma \quad (19)$$

将式(17)代入式(19)可得

$$\dot{V}(e, \phi) = -\lambda e^2 + e \phi \omega + \phi \dot{\phi} / \gamma \quad (20)$$

为了使 $\dot{V}(e, \phi)$ 负半定,则需要证明在上述投影算法中各情况下均有

$$\gamma e \phi \omega + \phi \dot{\phi} \leq 0 \quad (21)$$

由于 θ 为定值,所以有 $\dot{\phi} = \dot{\hat{\theta}}$ 。下面将针对投影算法中的各情况进行讨论。

情况 1, $\hat{\theta} = \theta_{\max}$ 时:1) $e \omega > 0$ 时,有 $\dot{\phi} = \dot{\hat{\theta}} = -\gamma e \omega$, 则有 $\dot{\phi} + \gamma e \omega = 0$, 即 $\phi \dot{\phi} + \gamma e \phi \omega = 0$;2) $e \omega \leq 0$ 时,由于 $\theta \in [\theta_{\min}, \theta_{\max}]$, 可得 $\phi = \hat{\theta} - \theta > 0$, 同时有 $\dot{\phi} = 0$, 则有 $\gamma e \phi \omega + \phi \dot{\phi} = \gamma e \phi \omega \leq 0$ 。

情况 2, $\theta_{\min} < \hat{\theta} < \theta_{\max}$ 时,有 $\dot{\phi} = \dot{\hat{\theta}} = -\gamma e \omega$, 则有 $\dot{\phi} + \gamma e \omega = 0$, 即 $\phi \dot{\phi} + \gamma e \phi \omega = 0$ 。

情况 3, $\hat{\theta} = \theta_{\min}$ 时:1) $e \omega < 0$ 时,有 $\dot{\phi} = \dot{\hat{\theta}} = -\gamma e \omega$, 则有 $\dot{\phi} + \gamma e \omega = 0$, 即 $\phi \dot{\phi} + \gamma e \phi \omega = 0$;2) $e \omega \geq 0$ 时,由于 $\theta \in [\theta_{\min}, \theta_{\max}]$, 可得 $\phi = \hat{\theta} - \theta \leq 0$, 同时有 $\dot{\phi} = 0$, 则有 $\gamma e \phi \omega + \phi \dot{\phi} = \gamma e \phi \omega \leq 0$ 。

综上所述,式(16)给出的投影算法能够保证 $\gamma e \phi \omega + \dot{\phi} \phi \leq 0$ 恒成立,则可知

$$\dot{V}(e, \phi) \leq -\lambda e^2 \leq 0 \quad (22)$$

则有式(17)为李氏意义下稳定的,表明 e 有界,则有 $e \in L^\infty$,因此 V 有界,可得

$$V(0) - V(\infty) \geq \lambda \int_0^\infty e^2 dt \quad (23)$$

由于 V 有界,则有 $e \in L^2$,由式(17)可知 \dot{e} 有界,则根据 Barbalat^[13] 引理可得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0 \quad (24)$$

证明结束。

3.2 多模型参数估计

上述参数估计器中,自适应增益 γ 的调节直接影响到对故障的诊断能力,同时由于完全失效故障及部分失效故障在动态特性上存在较大差异,因此单个确定参数的状态观测器很难对所有类型的故障进行诊断。

表1 不同故障类型的观测器动态

Table 1 Dynamics of different kind of Failure

观测器编号	实际舵机动态	观测器动态
正常	0	$\begin{cases} \dot{u}_1 = u_2 \\ \dot{u}_2 = -\lambda_1 u_1 - \lambda_2 u_2 + \lambda_1 u_e \end{cases}$
部分失效	1	$\begin{cases} \dot{u}_1 = u_2 \\ \dot{u}_2 = -\lambda_1 u_1 - \lambda_2 u_2 + \lambda_1 \theta u_e \end{cases}$
完全失效	2	$\begin{cases} \dot{u}_1 = u_2 \\ \dot{u}_2 = \lambda_2 u_2 \end{cases}$

为了寻找最接近实际舵机动态的观测器,取其状态偏差 \hat{e} 为变量来确定切换函数,即切换函数形式为

$$I = f(\hat{e}) \quad (25)$$

为了较迅速地对模型进行切换,可令

$$f(\hat{e}) = \hat{e}^2 \quad (26)$$

此类型的切换函数能够很快地感受到状态的变化,保证了观测器切换的迅速性,但是由于只关注当前状态,忽略了状态的历史信息,使得切换可能过于频繁,为此,在式(26)的基础上对切换函数进行变化,加入状态偏差的历史信息,得到新的切换函数^[14-15]为

$$f(\hat{e}) = c_1 \hat{e}^2 + c_2 \int_{t_0}^t \hat{e}^2(\tau) d\tau \quad (27)$$

式中: \hat{e} 为当前的状态误差; $c_1 > 0$; $c_2 > 0$ 。对每一个观测器都计算上述指标,取最小值对应的观测器为最接近实际模型的观测器。由于参数估计初期会有一定的不确定性,其状态偏差波动较大,因此当切换函数检测到状态变化时,取 t 时间门限之后的稳定值作为最终结果。

为了解决这一问题,针对不同故障类型建立了对应的状态观测器,并引入多模型思路,通过一个切换机制选择当前最接近实际舵机动态的观测器,以获取最准确的故障信息,其原理如图 3 所示。

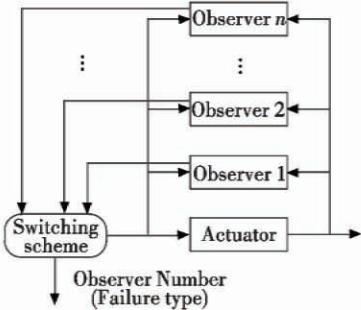


图 3 多模型故障诊断结构图

Fig. 3 Structure of the multi-model based failure diagnosis system

表1 所示为不同故障类型的观测器动态。

4 仿真验证

仿真样例舵机模型动态特性描述为

$$\frac{U_1(s)}{U_c(s)} = W(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (28)$$

式中: ζ 为舵机模型阻尼比, $\zeta = 0.7$; ω_n 为系统自然频率, $\omega_n = 125.6$ rad/s。在其输出上叠加适当的白噪声以模拟实际舵机输出。给定幅值为 5,频率为 5 Hz 的正弦输入信号。

1) 10 s 之前为正常无故障状态,10 s 时注入完全失效故障,由于卡死、漂浮及饱和故障的参数估计值都是零,其故障诊断结果可由实际输出判断,因此这里只给出卡死故障的仿真结果,其他两种故障结果相类似。由图 4 可知,切换算法能够在 0.1 s 内给出观测器编号(即故障类型),同时参数估计器能够及时给出估计参数 $\hat{\theta} = 0$,诊断为完全失效故障。

2) 10 s 之前为正常无故障状态,10 s 时注入部分失效故障,效率下降为 $k = 0.5$ 。

由图5可知,切换算法能够在0.1 s内给出故障类型为部分失效,估计参数为 $\hat{\theta}=0.5$,均符合所注入的故障类型和故障程度。

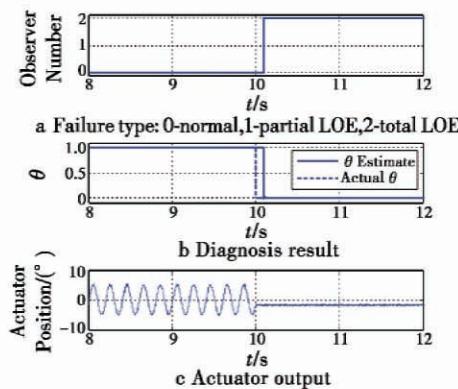


图4 完全失效参数估计示意图

Fig.4 Parameter estimation for total LOE

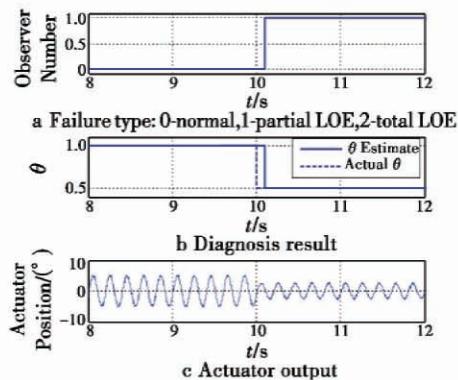


图5 部分失效参数估计示意图

Fig.5 Parameter estimation for partial LOE

5 结束语

本文针对舵机典型故障建立故障模型,并设计了相应的参数估计算法,完成了对各典型故障的类型和程度的诊断。仿真结果表明,本文建立的舵机故障模型能够准确描述实际故障舵机的动态特性;设计的参数估计器能够准确及时地对舵机的状态进行监测,并给出故障信息。

参 考 文 献

- [1] 朱心中. 基于控制分配的多操纵面飞行器重构控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
- ZHU X Z. Study of reconfigurable control based on control allocation for aircraft with multiple effectors [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [2] 胡芬巧. 基于观测器的飞机舵面故障诊断技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2009.
- HU F Q. Research on observer based actuator fault diagnosis for flight control systems [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [3] 武宝军. 无人机飞行控制系统故障检测技术研究[D]. 西安:西北工业大学,2007.
- WU B J. Research on failure detection technique of the UAV flight control system [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [4] BOSKOVIC J D, MEHRA R K. Robust fault-tolerant control design for aircraft under state-dependent disturbances [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2003. doi:10.2514/6.2003-5490.
- [5] BOSKOVIC J D, MEHRA R K. Intelligent adaptive control of a tailless advanced fighter aircraft under wing damage [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 623(5):876-884.
- [6] YANG H, JIANG B. Fault detection and accommodation design using neural network and variable structure control [J]. Journal of Control Theory and Application, 2007, 5(3):253-260.
- [7] 李慎霞,方舟,李平. 小型无人机舵面故障的控制重构设计[J]. 计算机工程与应用,2011,47(7):236-240.
- LI S X, FANG Z, LI P. Control reconfiguration design for control surface fault of small unmanned aerial vehicle [J]. Computer Engineering and Applications, 2011, 47(7):236-240.
- [8] BOSKOVIC J D, REDDING J, KNOEBEL N. An adaptive fault management system for resilient flight control [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009. doi:10.2514/6.2009-6263.
- [9] BOSKOVIC J D, BEDDING J. Accommodation of control actuator failures in morphing aircraft [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009. doi:10.2514/6.2009-5759.
- [10] 姜斌,杨浩. 飞控系统主动容错控制技术综述[J]. 系统工程与电子技术,2007,29(12):2106-2110.
- JIANG B, YANG H. Survey of the active fault-tolerant control for flight control system [J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(12):2106-2110.
- [11] 黄成涛,王立新. 多操纵面飞翼构型飞机舵面故障在线诊断方法[J]. 航空学报,2011,32(1):58-66.
- HUANG C T, WANG L X. On-line fault diagnosis for control surfaces of multi-control effector flying wing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(1): 58-66.
- [12] BOSKOVIC J D, BERGSTROM S E, MEHRA R K. Fast on-line actuator reconfiguration enabling system [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2005. doi:10.2514/6.2005-6339.

(下转第105页)

图5所示失效概率函数曲线,以及图6所示可靠度函数曲线。

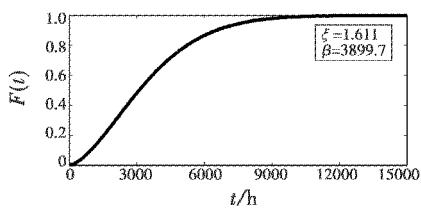


图5 Weibull 分布失效概率函数曲线

Fig. 5 The curve of Weibull distribution failure rate

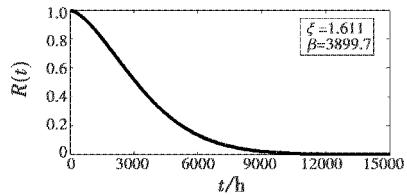


图6 Weibull 分布可靠度函数曲线

Fig. 6 The curve of Weibull distribution reliability

当可靠度为 $R(t) = 50\%$ 时,代入可靠度函数,得出时间 $t_{50} = 3016.2$ h,表明当该航电系统工作 3016.2 h 后,可靠性下降到 50% 以下,需要停机检修或更换电子器件。而这与该部件在实际工作中平均每 3000 h 安排一次检修或部件更换的情况相吻合,说明该方法状态跟踪性好、寿命预测准确,可有效解决航空装备寿命预测问题。

4 总结

本文通过对 Weibull 分布进行研究,就其参数估计及经验分布函数获取误差大的问题,提出了综合运用最小二乘法及平均秩次法对 Weibull 分布进行参数估计的方法。并将其应用于航空装备寿命预测中,结果表明该方法在原方法的基础上进一步提高了预测准确度,促进解决了现代航空装备寿命预测的难题,在航空装备保障领域有较好的应用前景。

参 考 文 献

- [1] 康建设,尹健.装备故障诊断、预测与信息管理[J].仪器仪表学报,2006,27(10):1752-1755.
- [2] ABERNETHY R B. 威布尔分析手册[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1992.
- [3] REKKAS M, WONG A. Third-order inference for the Weibull distribution[J]. Computational Statistics & Data Analysis, 2005, 49(6):499-525.
- [4] PARK S. Efficient method for calculation of system reliability of a complex system [J]. International Journal of Structures, 2004(41):5035-5050.
- [5] YOU M Y, MENG G. A generalized similarity measure for similarity-based residual life prediction [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part E: Journal of Process Mechanical Engineering, 2011, 225: 151-160.
- [6] NATO. STANAG4626 (Draft 1)-modular and open avionics architectures, PARTIV[S]. [S. l.] : Military Agency for Standardization, 2005.
- [7] GUO S X. Efficient method for computing the fault probability of large-scale network system [J]. Systems Engineering and Electronics, 2005, 25(8):744-747.
- [8] 王桂萍,贾亚洲. MTBF 分布模型的案例分析[J]. 吉林工程技术师范学院学报,2005,21(7):20-24.
- [9] 张志国,杨光,巩英海. 复杂系统可靠性分析[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2009.
- [10] WILKINSON C, HUMPHREY D, VERMEIRE, et al. Prognostic and health management for avionics[C]//Proceedings of IEEE Aerospace Conference, 2004, 5:3435-3447.
- [11] NARENDRA K S, ANNASWAMY A M. Stable adaptive systems[M]. New York: Dover Publications Inc, 2005: 85.
- [12] GIOVANINI L, BENOSMAN M, ORDYS A. Adaptive control using multiple models, switching and tuning[J]. International Conference on Industrial Electronics and Control Applications, 2005. doi: 10.1109/ICIECA.2005.1644345.
- [13] NARENDRA K S, BALAKRISHNAN J. Adaptive control using multiple models[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1997, 42(2):171-187.