

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.01.004

基于多状态故障的卫星姿态控制系统剩余寿命预测方法

祁海铭^{1,2} 程月华³ 姜斌^{1,2} 陆宁云¹ 邢琰^{4,5}

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京, 210016;

2. 江苏省物联网与控制技术重点实验室(南京航空航天大学), 南京, 210016;

3. 南京航空航天大学航天学院, 南京, 210016; 4. 北京控制工程研究所, 北京, 200233;

5. 空间智能控制技术国家重点实验室, 北京, 200233)

摘要:针对具体的卫星姿态控制系统配置,在对系统可重构性分析的基础上,考虑系统的多状态故障,详细分析系统可能发生的功能模块故障类型,并按故障等级对系统进行故障状态划分;针对系统故障状态间存在的转移关系,通过 Kaplan-Meier 估计器和极大似然估计方法对故障状态间转移概率模型进行估计,在此基础上建立系统的 Petri 网预测模型,并根据蒙特卡洛思想对模型进行大量仿真,从而实现对卫星姿态控制系统剩余寿命的离线预测和在线预测。仿真结果验证了该方法的合理性。

关键词:卫星姿态控制系统;系统寿命预测;多故障状态;可重构性

中图分类号:V448

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2015)01-0029-08

Residual Life Prediction of Satellite Attitude Control System Based on Multi-state Failures

Qi Haiming^{1,2}, Cheng Yuehua³, Jiang Bin^{1,2}, Lu Ningyun¹, Xing Yan^{4,5}

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Jiangsu Key Laboratory of Internet of Things and Control Technologies (Nanjing University of Aeronautics & Astronautics), Nanjing, 210016, China;

3. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

4. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing, 200233, China;

5. Beijing Key Laboratory of Space Intelligent Control Technology, Beijing, 200233, China)

Abstract: A residual life prediction method of a specific satellite attitude control system is explored on the basis of reconfigurable analysis. In order to investigate the influence caused by multi-state failures of the system, the concept of degraded state or partial failure is introduced and different states are defined according to the severity of the failure. There are transitions between states, and their conditional probability can be calculated through Kaplan-Meier estimator and then fitted as parametric Weibull distribution via the maximum likelihood estimation (MLE) approach. The states and the transitions constitute the Petri net model of the satellite attitude control system, on which the residual life can be predicted through a large sample of simulations both off-line and on-line. The simulation results verify the effectiveness of the proposed method.

Key words: satellite attitude control system; system life prediction; multi-state faults; reconfigurability

基金项目:国家自然科学基金(61203091,61273171)资助项目;上海航天科技创新基金(SAST201234)资助项目;研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20130208)资助项目;中央高校基本科研业务费专项资金资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2014-07-05;**修订日期:**2014-11-13

通信作者:姜斌,男,教授,博士生导师,E-mail:binjing@nuaa.edu.cn。

随着科学技术的发展,卫星已经在深空探测、国防军事、通信、气象、地质勘探以及生态研究等领域起着不可替代的作用。卫星在恶劣环境下长期运行过程中,其元器件逐渐老化,剩余寿命降低,系统性能下降,故障率上升,甚至容易发生恶性事故。为保证在轨卫星安全可靠运行,需要对其在轨运行健康状态进行分析和研究。

国内外科研人员对卫星的寿命预测技术已进行了多年的研究,取得了重要的研究成果。现有成果大多集中于针对卫星关键部件的寿命预测技术,主要的寿命预测方法包括3类:失效物理方法,数据驱动方法,基于概率的方法^[1]。而针对卫星整个系统或子系统层面的寿命预测方法的研究成果却很少。卫星是一个结构复杂、功能多样的系统,现有的针对卫星关键部件的寿命预测方法并不能完全适用于卫星系统或子系统的寿命预测,需以部件级研究为基础,对卫星系统级的寿命预测方法进行深入研究。

在航天器领域,针对系统寿命预测的研究相对较少,但是在其他领域已经有了一些进展。如,刘剑慰等^[2]针对飞控计算机系统,提出一种利用飞控计算机历史可靠性、工作状态等数据预测飞控计算机系统剩余寿命的方法;在无线传感器网络领域,李捷等^[3]提出了一种基于单个节点稳态能耗速率时间序列 ARMA 模型,可应用于无线传感器网络系统进行寿命预测;在工业领域,Zhou 等^[4]基于高斯模型,提出了一种退化状态空间模型,对工业资产的剩余寿命预测方法进行了研究;在机电系统方面,He 等^[5]基于改进灰色预测模型,对液压泵的剩余寿命预测方法进行了研究,解决了常规的缺陷预测模型精度较低的问题。

本文以卫星姿态控制系统为研究对象,针对某具体的卫星姿态控制配置,在系统可重构性分析的基础上,充分考虑系统结构和多状态故障对系统剩余寿命的影响,建立系统的 Petri 网模型,实现对整个卫星姿态控制系统剩余寿命的离线预测和在线预测。

1 卫星姿态控制系统可重构性

本文剩余寿命预测研究的对象是可重构卫星姿态控制系统,可重构性是系统的一个重要性质,可以表征系统的冗余度以及容错能力,对系统的剩余寿命有着重要的影响,本节介绍了卫星姿态控制系统的线性化模型以及可重构性的概念和判据。

1.1 系统线性化模型

由于考虑挠性体对卫星运动的影响等将增加可重构性分析难度,本文暂不考虑对非线性系统进行分析,因而取主惯量轴为本体坐标系,考虑卫星姿态在工作点附近小范围变化的情况时,结合卫星的姿态动力学和运动学方程,得到卫星的线性化姿态动力学方程为^[6]

$$\begin{cases} I_x \ddot{\varphi} + [(I_y - I_z)\omega_0^2 - \omega_0 h_y] \varphi + [(I_y - I_z - I_x)\omega_0 - h_y] \dot{\varphi} = -\dot{h}_x + \omega_0 h_z + T_x \\ I_y \ddot{\theta} + h_x (\dot{\psi} + \omega_0 \varphi) - h_z (\dot{\varphi} - \omega_0 \psi) = -\dot{h}_y + T_y \\ I_x \ddot{\psi} + [(I_y - I_x)\omega_0^2 - \omega_0 h_y] \psi - [(I_y - I_z - I_x)\omega_0 - h_y] \dot{\varphi} = -\dot{h}_z - \omega_0 h_x + T_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: φ, θ, ψ 为欧拉角; ω_0 为卫星绕中心引力体旋转的轨道角速度; I_x, I_y, I_z 分别为刚体绕坐标轴 Ox, Oy, Oz 的转动惯量; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为卫星空间转动角速度; $\boldsymbol{h} = [h_x, h_y, h_z]^T$ 为动量装置的合成角动量; $\boldsymbol{T} = [T_x, T_y, T_z]^T$ 为作用在卫星的除动量装置外的控制力矩,包含了其他空间力矩和干扰力矩等。将式(1)写成状态空间形式描述为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(t) \\ \boldsymbol{y}(t) = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(t) \end{cases} \quad (2)$$

式中 $\boldsymbol{x}(t) = [\varphi \ \theta \ \psi \ \dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$; $\boldsymbol{y}(t)$ 与采用的传感器配置方式有关; \boldsymbol{B} 阵与执行机构的选取及其安装构型有关。

1.2 系统可重构性

可重构性是在一定的能量约束条件下,控制系统在故障后通过应用主动或被动容错控制策略仍然保持可控、可观测性的能力^[7]。可重构性反映了系统在故障情况下完成系统任务的能力,考虑系统的故障就不可避免地要研究系统的可重构性,而卫星姿态控制系统的剩余寿命与系统故障具有很大的关系,所以研究系统的可重构性对卫星姿态控制系统的剩余寿命预测方法研究具有重要的作用和意义。

卫星姿态控制系统的最小重构单元是功能模块,本文在功能模块故障的基础上,分析系统的可重构性,为后面的系统故障状态划分以及系统预测模型的建立奠定基础。下面分别对执行机构和传感器机构的可重构性进行分析^[8]:

(1)当执行机构的功能模块发生故障时,系统线性模型的参数矩阵 \boldsymbol{B} 的值会发生改变,从而会影响到系统的可控性,即影响到系统的可重构性。根据系统可重构性的定义,在执行机构功能模块故障情况下,如果系统能够保持可控性,则系统可实

现在线重构,称该系统具有可重构性;反之,该系统不具有可重构性。

(2)当传感器机构的功能模块发生故障时,系统线性模型的参数矩阵 C 的值会发生改变,从而影响到系统的可观性,即影响到系统的可重构性。根据系统可重构性的定义,在传感器机构功能模块故障情况下,如果系统能够保持可观性,则系统可实现在线重构,称该系统具有可重构性;反之,该系统不具有可重构性。

2 系统剩余寿命预测方法

影响卫星姿态控制系统剩余寿命的因素很多,如系统组成、系统故障以及空间环境等。本文着重研究系统组成结构以及系统故障对系统剩余寿命的影响,提出故障状态的概念,分析系统可能发生的功能模块故障类型以及系统的可重构性,根据故障的严重程度对系统进行故障状态划分,并在系统故障状态间转移概率模型的基础上建立系统的 Petri 网剩余寿命预测模型,具体实现流程如图 1 所示。

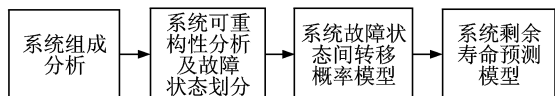


图 1 卫星姿态控制系统剩余寿命预测方法流程图
Fig. 1 Flow chart of residual life prediction method of satellite control systems

2.1 系统组成分析

卫星姿态控制系统主要由卫星本体、控制器、执行机构、姿态传感器等各部分组成,所有部分构成一个闭环的回路^[9-10],如图 2 所示。

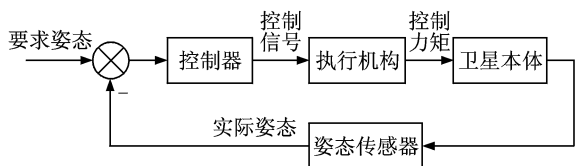


图 2 卫星姿态控制系统组成图

Fig. 2 Structure of satellite attitude control system

为了研究系统结构以及多状态故障对系统剩余寿命的影响,本文选择了一个典型的卫星姿态控制系统配置情况作为研究对象,该系统主要包含了 2 个控制器,3 个正装飞轮,2 个斜装飞轮,6 个陀螺,2 个星敏感器,2 个太阳敏感器及 2 个地球敏感器。其中执行机构主要是飞轮部件,每个飞轮部件由电源、处理线路和本体 3 个功能模块组成,且这

3 个功能模块在功能上相互独立。传感器机构主要包括陀螺、星敏感器、太阳敏感器和地球敏感器,其中星敏感器可以测得滚转、俯仰、偏航 3 个方向的姿态角,太阳敏感器和地球敏感器只能测得滚转和俯仰 2 个方向的姿态角,陀螺则用来测量 3 个方向的角速率。太阳敏感器主要由电源、滚动探头、俯仰探头和处理线路组成,多个太阳敏感器间的功能模块可以相互备份;陀螺部件主要由电源、本体和线路 3 个功能模块组成,多个陀螺部件之间可以共用电源模块,如本文选取的 6 个陀螺部件共用 2 个电源模块;每个星敏感器以及地球敏感器均由电源、探头和线路 3 个功能模块组成,3 个功能模块在功能上相互独立。各个部件的功能模块组成结构如图 3~6 所示。

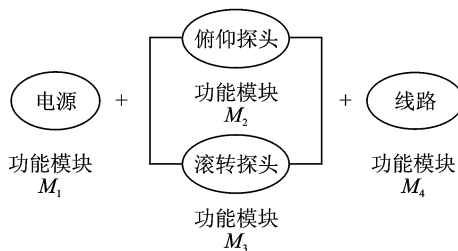


图 3 太阳敏感器组成结构图
Fig. 3 Structure of sun sensor

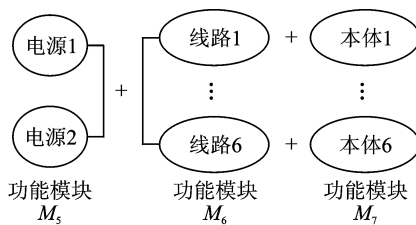


图 4 陀螺部件组成结构图
Fig. 4 Structure of gyro



图 5 红外地敏和星敏组成结构图
Fig. 5 Structure of earth sensor and star sensor



图 6 飞轮组成结构图
Fig. 6 Structure of flywheel

图 3~6 中,对于传感器机构,根据功能模块所属的部件种类以及功能模块自身的种类,分别定义

了 $M_1 \sim M_{10}$ 总共 10 种功能模块编号;对于飞轮部件,根据功能模块的种类,定义了 $N_1 \sim N_3$ 总共 3 种功能模块编号。在此基础上,对同类的功能模块再次进行编号,以功能模块 M_1 为例,本文选择的系统配置中有 2 个 M_1 类功能模块,则分别将这 2 个功能模块编号为 M_{11}, M_{12} ,其他功能模块以此类推。

2.2 系统故障状态划分

分析系统可能发生的功能模块故障,根据故障的严重性,为系统定义如下 4 种故障状态:

(1)状态 1 系统发生重大故障,即系统的功能模块发生故障,对其所在子系统有重大影响,其所在子系统不具备可重构性,因而该子系统功能丧失,整个系统失效;

(2)状态 2 系统发生较大故障,即系统的功能模块发生故障,且该功能模块无备份正常工作,但对其所在子系统无重大影响,其所在子系统仍具有可重构性;

(3)状态 3 系统发生较小故障,即系统的功能模块发生故障,但该功能模块仍有备份正常工作;

(4)状态 4 系统无故障发生。

为上述 4 个故障状态分别定义故障集 U_1, U_2, U_3, U_4 ,则各个集合如下所示

$$\begin{aligned} U_1 &= U_a \parallel U_r \\ U_2 &= U_c - U_3 \\ U_3 &= \{(M_{i1} \oplus M_{i2} = 1), i = 1 \sim 5\} \\ U_4 &= \emptyset \end{aligned}$$

式中: M_{ij} 既是功能模块的编号也是表征故障的标志,若 M_{ij} 值为 1,则表示该功能模块正常,若值为 0,则表示该功能模块故障; U_c 为保证系统可重构性的功能模块故障集合; U_a, U_r 分别是飞轮子系统和传感器子系统不具有可重构性的功能模块故障集合。

4 个故障状态之间存在转移关系,具体如图 7 所示。

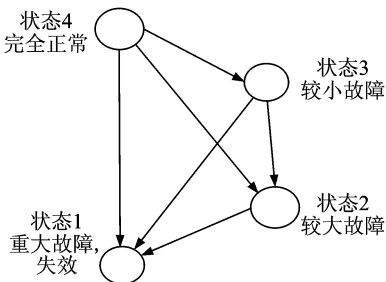


图 7 系统故障状态转移示意图

Fig. 7 Multi-state and transition diagram of satellite attitude control system

本文假设故障是不可自修复的,所以图 7 中只存在从故障等级低的故障状态往故障等级高的故障状态的转换。

2.3 系统故障状态转移概率模型

为了建立系统的 Petri 网模型,需要确定系统各故障状态之间的转移概率模型。本文首先采用 Kaplan-Meier 估计器来估计状态间的转移概率,然后再用极大似然估计法对转移概率模型进行参数估计。

Kaplan-Meier 估计器又称为乘积限估计器,常用于从寿命数据中估计剩余寿命,它的一个比较显著的优点就是可以考虑截尾数据,特别是右截尾的情况,这一点很符合本文的情况。Kaplan-Meier 估计器的具体计算过程如下所示^[11]:给定一个个数为 N 的样本,对个体假设两个状态(正常状态和故障状态)。 $S(t)$ 是个体寿命超过时间 t 的可能性,也就是个体在 t 时刻处于正常状态的可能性,这样个体在 t 时刻转移到故障状态的可能性 $P(t)$ 为 $P(t) = 1 - S(t)$ 。假设各个个体的故障观察时间分别为 $t_1 \leq t_2 \leq t_3 \leq \dots \leq t_N$,则 Kaplan-Meier 估计器可以得到 $S(t)$ 的非参数极大似然估计,即如式(3)所示的乘积形式

$$\hat{S}(t) = \prod_{t_i < t} \frac{n_i - d_i}{n_i} \quad (3)$$

式中:当不存在截尾数据时, n_i 为时间 t_i 之前处于正常状态的个体数,当存在截尾数据时, n_i 为在时间 t_i 之前处于正常状态的个体数减去截尾数据的个数; d_i 为 t_i 时刻发生故障的个体数。

将 Kaplan-Meier 估计器应用到故障状态转移概率的计算中,假设状态 i 到状态 j 的转移概率为 P_{ij} ,则其估计如下所示

$$\hat{P}_{ij}(t) = 1 - \prod_{t_{ij}(k) \leq t \text{ 下的所有 } k} \hat{P}_{ij,k} \quad (4)$$

$$\hat{P}_{ij,k} = \frac{n_{ij,k} - m_{ij,k}}{n_{ij,k}} \quad (5)$$

式中: $t_{ij}(k)$ 为在升序下,从故障状态 i 到故障状态 j 的第 k 次转换的时刻; $n_{ij,k}$ 为在 $t_{ij}(k)$ 时刻之前在故障状态 i 下的单元数; $m_{ij,k}$ 为在 $t_{ij}(k)$ 时刻发生故障状态变迁的单元数。截尾数据是指:在规定的结束时间之前,由于失效等原因没有发生期望的事件(转换)的数据,这里也包括那些转换到其他故障状态下的单元。如在图 8 中,对于 P_{ij} 的计算来说,故障状态 i 到故障状态 r 和故障状态 s ($r \neq j, s \neq j$) 的转换都属于截尾数据。

对于 Kaplan-Meier 估计器计算出的故障状态

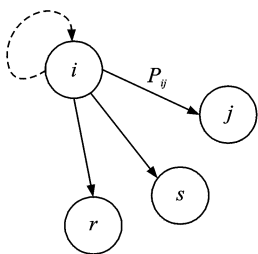


图 8 P_{ij} 计算的截尾数据

Fig. 8 Cesoring of P_{ij}

转移概率 P_{ij} 可以通过极大似然估计方法进行模型参数估计,从而确定各故障状态转移概率的模型,为后续的 Petri 网的建立做好准备。

2.4 系统剩余寿命预测 Petri 网模型

由于 Petri 网在涉及多状态问题上的优势^[12],本文在系统的故障状态和故障状态间的转移概率模型的基础上,建立系统的 Petri 网预测模型,如图 9 所示。

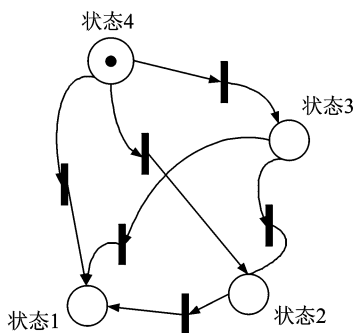


图 9 Petri 网预测模型

Fig. 9 Petri net model of system

图 9 中:4 个圆形分别表示系统的 4 个故障状态;黑色矩形表示故障状态之间的变迁,其中变迁是否发生是由故障状态转移概率模型确定的。依据蒙特卡洛思想^[13],在 Petri 网模型上进行大量的仿真,并统计系统在每个时刻到达各个故障状态的次数,将到达次数与仿真总次数的比值作为系统在该时刻处于该故障状态的概率,从而可以绘制各故障状态随时间的概率密度曲线,在此基础上可以得到表征系统剩余寿命的可靠性曲线。以故障状态 1 为例,假设仿真统计出系统在 t 时刻到达故障状态 1 的次数为 $n(t)$ 次,而仿真的总次数为 m 次,则系统在 t 时刻处于故障状态 1 的概率为

$$P(t) = \frac{n(t)}{m} \quad (6)$$

若把 Petri 网模型的仿真起点设置成系统实时所处的故障状态,还可以实现对系统未来可能所

处的故障状态的在线预测。

3 仿真结果及分析

本节针对 2.1 节中介绍的典型卫星姿态控制系统配置,应用提出的系统剩余寿命预测方法对系统的剩余寿命进行预测,以验证方法的合理性。首先对系统功能模块故障信息进行假设,然后基于系统结构和系统可重构性对系统的故障状态进行划分,并确定系统的故障状态转移概率分布模型,最后建立系统的 Petri 网模型,在模型上进行大量仿真以实现系统剩余寿命的离线预测和在线预测。

3.1 故障状态转移概率模型

系统的故障状态间转移概率分布模型的确定流程如图 10 所示,需要经过如下 4 个步骤。



图 10 故障状态间转移概率分布模型确定流程图

Fig. 10 Flow chart of calculation of probability distribution model of transitions between states

(1) 故障信息假设

本文从最小重构单元——功能模块着手,分析故障对卫星剩余寿命的影响,但是由于卫星姿态控制系统的特殊性,故障信息的来源十分有限,为了后续仿真的顺利开展,本文采取如下方法对系统的功能模块故障信息进行假设。在 $[0,1]$ 之间抽取均匀分布的随机数 u ,根据大数定律,可得系统功能模块的故障状态为

$$S_{ij}(t) = \begin{cases} 1(\text{正常}) & u \leq R_{ij}(t) \\ 0(\text{故障}) & u > R_{ij}(t) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $S_{ij}(t)$ 表示功能模块 M_{ij} 在 t 时刻的故障状态; $R_{ij}(t)$ 为功能模块 M_{ij} 在 t 时刻的可靠性函数值; M_{ij} 表示第 i 类功能模块的第 j 个功能模块。以一定的时间步长频率重复上面的工作,可以得到功能模块 M_{ij} 在一定年限内的故障信息,对系统所有的功能模块进行类似的操作可以获得系统的故障信息,作为一个系统样本,以此类推可以获得所需数量的系统故障信息样本。

(2) 系统故障状态变迁矩阵

根据系统的功能模块故障信息,在对系统进行可重构性分析的基础上,依据系统故障状态划分规则,可以获得系统的故障状态,并定义系统的故障状态矩阵 $Z(i, j)$,其中 $i=1, 2, \dots, m; j=1, 2, \dots,$

n, m 为仿真次数, n 为仿真年限。 $Z(i, j)$ 的元素值为 1, 2, 3, 4 分别表示系统处在状态 1~4 中。

为了方便系统故障状态间转移概率的计算, 定义系统的状态转移矩阵 H 。 H 是在系统状态矩阵 Z 的基础上, 将系统发生状态转移的时刻处对应的系统状态值用相应的状态转移标记替代, 以便于 Kaplan-Meier 估计器对状态转移概率的估计。

(3) 故障状态转移概率分布图

用 Kaplan-Meier 估计器对故障状态间的转移概率进行估计, 最重要的是要确定两个矩阵, 即故障状态转移时间矩阵 Y 和对应的截尾数据矩阵 C , Y 矩阵中的元素表示的是系统故障状态发生转移的时刻, 这个时刻信息可能是正常的的数据也可能是截尾数据, 所以用 C 矩阵中的元素来标记 Y 矩阵中对应元素的截尾信息, 两个矩阵的元素间一一映射, 如图 11 所示, 根据矩阵 Y 和矩阵 C 即可绘制故障状态间的转移概率分布曲线。

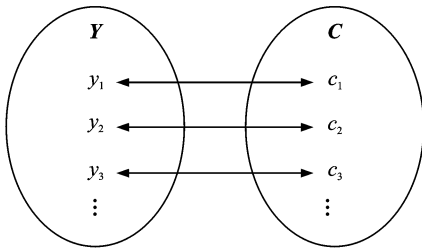


图 11 矩阵映射图

Fig. 11 Mapping of matrixes

图 12 是用 Kaplan-Meier 估计器估计所得的系统各个故障状态转移概率的分布曲线。

(4) 故障状态转移概率分布模型参数估计

观察图 12, 初步判断故障状态间转移概率符合威布尔分布, 可以通过图示法来验证^[14]。威布尔分布模型为

$$P_{ij}(t) = 1 - \exp[-(t/a)^b] \quad (8)$$

式中 a, b 分别为威布尔分布模型的位置参数和形状参数。用极大似然估计法对各故障状态转移概率分布曲线进行参数估计, 如表 1 所示。

表 1 各故障状态转移概率威布尔模型参数表

Tab. 1 Weibull parameters

P_{ij}	b	$a/\text{年}$
P_{43}	3.254 7	3.069 1
P_{42}	3.269 2	3.002 6
P_{41}	3.254 7	3.069 1
P_{32}	5.004 1	2.882 1
P_{31}	5.671 4	6.225 7
P_{21}	11.380 7	4.125 2

3.2 系统故障状态及剩余寿命预测

针对如图 9 所示的 Petri 网预测模型, 设计如图 13 所示的仿真程序。该程序主要由一个 30 次的内循环和一个 1 000 000 次的外循环, 其中 30 代表的是仿真年限, 1 000 000 代表的是样本个数。通过该仿真程序, 可以对系统到达各个故障状态的次数进行统计, 并将统计得到的次数与仿真总次数

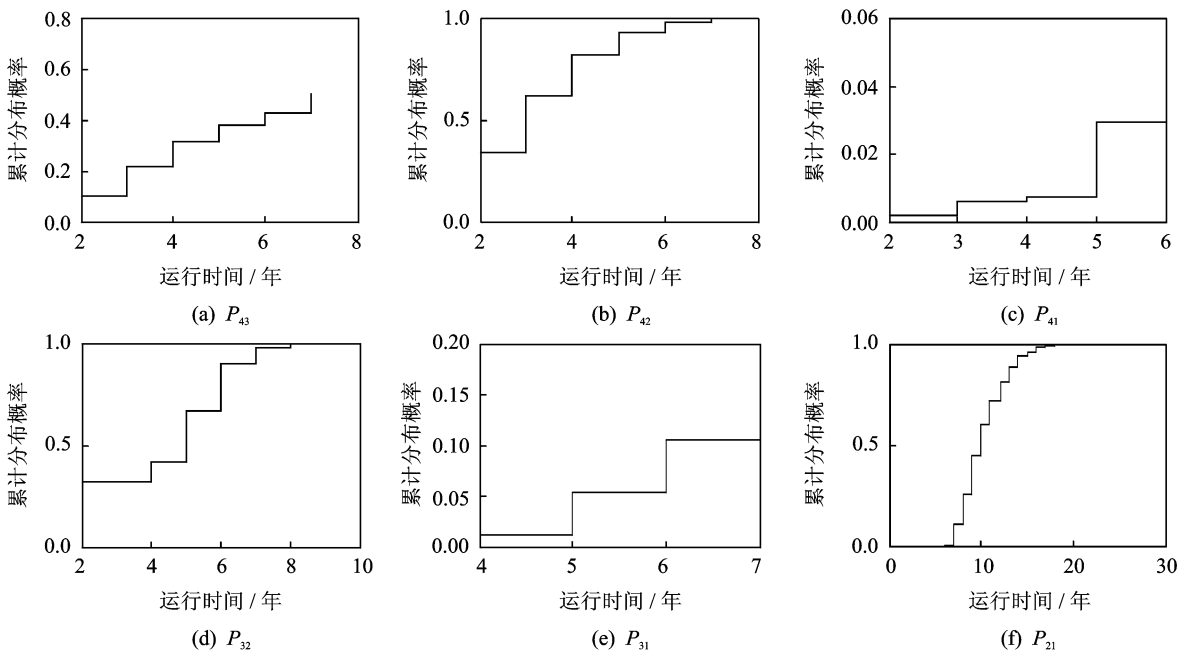


图 12 状态转移概率分布图

Fig. 12 Probabilities of system when transitioning from state 5 to other three states

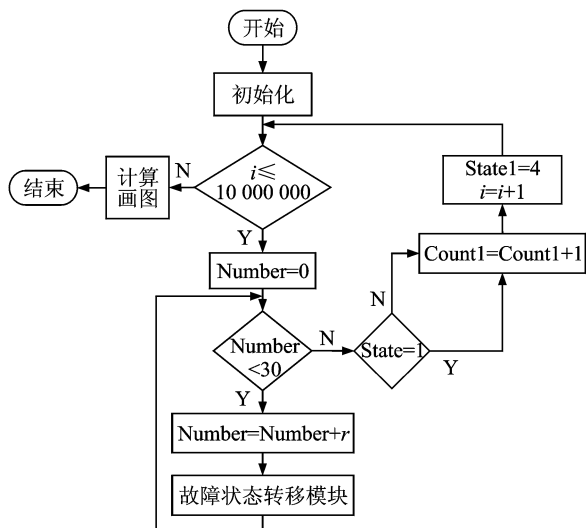


图 13 系统剩余寿命预测仿真流程图

Fig. 13 Flow chart of simulation of residual life prediction of satellite control systems

的比值作为系统处于各个故障状态的概率,从而获得系统的各个故障状态随时间的概率分布图。

图 13 中,故障转移模块是基于 Petri 网模型统计系统到达故障状态 4、3、2 的次数,由于篇幅原因,这里不作详细介绍。

通过上面的仿真,可以得到系统分别处在故障状态 1~4 的概率密度图,如图 14 所示。

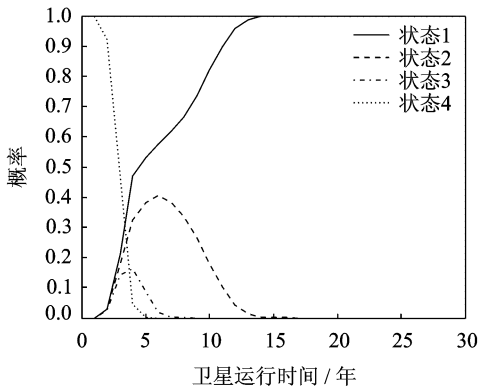


图 14 故障状态 1~4 的概率密度图

Fig. 14 Probabilities of system in states 1—4

以图 14 中状态 1 为例,第 10 年的时候,系统在状态 1 的概率是 80%,表示在第 10 年,系统有 80%的可能性处于状态 1;当系统完全失效时,系统就停留在状态 1 中。所以随着仿真年限的增加,系统在状态 1 的概率逐渐增大,在 14 年以后逐渐趋近于 1。在前 3 年,系统在状态 4 的概率很大,但是随着时间的增加,概率越来越小,大概在第 5 年的时候逐渐趋近于 0,这与工程实际情况相符。

系统的可靠性是指系统不在完全失效的状态 1 下的可能性,根据状态 1 的概率密度曲线可以得到系统的可靠性曲线如图 15 所示。

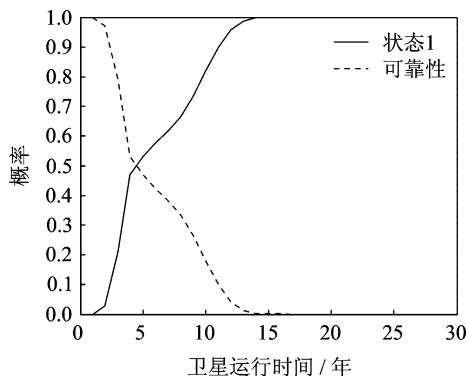


图 15 系统可靠性和状态 1 概率密度图

Fig. 15 Probability curves of system reliability and system in state 1

从图 15 可以看出,随着时间的增大,系统的可靠性逐渐减小,这与工程实际经验相一致。在大概第 14 年系统的可靠性降为 0 时,系统的寿命结束。

Petri 网预测模型除了可以离线预测未发射卫星的可能故障状态和剩余寿命,还可以根据实时的故障信息,对已发射的卫星接下来可能发生的故障状态转移结果进行实时预测,从而可以提前准备补救措施。

假设系统在第 4 年发生故障,并由完全正常状态 4 转移到状态 3,则接下来的系统在各个故障状态的概率密度曲线如图 16 所示。

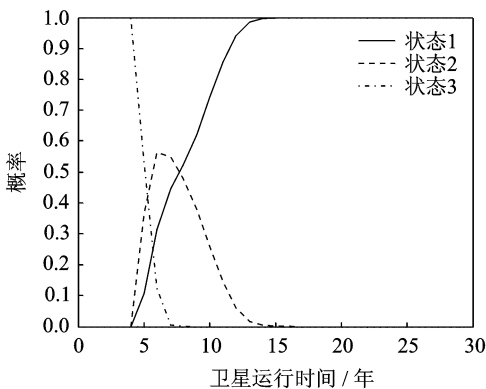


图 16 在线预测系统各故障状态概率密度图

Fig. 16 Real-time probability of system in states 1—3

从图 16 可以看出,在前 5 年系统处在状态 3 的概率比较大;第 5 年以后,系统处于状态 2 的概率开始大于系统处于状态 3 的概率,即系统有极大的可能性处于状态 2;而第 8 年之后,系统处于状

态1的可能性变得最大;大概在第15年的时候,系统处于状态1的可能性为100%,即系统完全失效。

本节针对文中给定的卫星姿态控制系统,充分考虑系统特点,运用本文提出的剩余寿命预测方法对卫星姿态控制系统的剩余寿命进行了预测,较以前文献中使用的方法更贴近卫星姿态控制系统实际情况。

4 结束语

本文考虑系统的多状态故障,在对系统进行可重构性分析及功能模块故障情况分析的基础上,对系统的故障状态进行划分。通过Kaplan-Meier估计器方法和极大似然估计方法确定系统的故障状态转移概率模型,建立卫星姿态控制系统的Petri网模型。通过Petri网模型对卫星姿态控制系统的剩余寿命进行离线预测和在线预测,并针对具体卫星姿态控制系统进行仿真分析,验证了该方法的合理性。

参考文献:

- [1] Bolotin V V. Prediction of service life for machines and structures[M]. [S. l.]: Amer Society of Mechanical, 1988.
- [2] 刘剑慰,姜斌,程月华. 飞控计算机系统剩余寿命预测方法. 中国. 10500066[P]. 2010-9-29.
Liu Jianwei, Jiang Bin, Cheng Yuehua. The residual life prediction method of the flight control computer system. China. 10500066[P]. 2010-9-29.
- [3] 李捷,刘先省,韩志杰. 基于ARMA的无线传感器网络流量预测模型的研究[J]. 电子与信息学报, 2007, 29(5):1224-1227.
Li Jie, Liu Xianxing, Han ZhiJie. Research on the ARMA-based traffic prediction algorithm for wireless sensor network[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2007, 29(5):1224-1227.
- [4] Zhou Yifan, Ma Lin, Mathew J. A non-Gaussian continuous state apace model for asset degradation [C]//Proceedings of the 3rd World Congress on Engineering Asset Management and Intelligent Maintenance Systems. Beijing, China:[s. n.], 2008:1981-1992.
- [5] He Q, Chen G, Chen X, et al. Life prediction of hydraulic pump based on an improved grey neural network[J]. China Mechanical Engineering, 2013, 24(4):500-506.
- [6] Tsiotras P, Shen H, Hall C. Satellite attitude control and power tracking with energy/momentum wheels[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001,24(1):23-34.
- [7] Wu N E, Zhou K, Salomon G. Control reconfigurability of linear time-invariant systems[J]. Automatica, 2000,36(11):1767-1771.
- [8] 祁海铭,程月华,姜斌,等. 单重故障下冗余动量轮系统可重构特性分析[C]//第25届中国控制与决策会议论文集. 贵州,中国:[s. n.],2013:4898-4903.
Qi Haiming, Cheng Yuehua, Jiang Bin, et al. Reconfigurability analysis for redundant momentums control systems with single fault[C]//The 25th Chinese Control and Decision Conference. Guizhou, China:[s. n.], 2013:4898-4903.
- [9] Markley F L, Crassidis J L. Fundamentals of spacecraft attitude determination and control[M]. Germany: Springer, 2014.
- [10] 肖冰,胡庆雷,张友民. 执行器卡死并失效的航天器姿态稳定控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(S1):5-9.
Xiao Bing, Hu Qinglei, Zhang Youmin. Sliding mode fault tolerant attitude control for flexible spacecraft under actuator fault[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(S1):5-9.
- [11] Borgan Ø. Kaplan-Meier estimator[J/OL]. Encyclopedia of Biostatistics, <http://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1002/047001185.b2a11042/full>, 2005.
- [12] Volovoi V. Modeling of system reliability Petri nets with aging tokens [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2004,84(2):149-161.
- [13] Rubinstein R Y, Kroese D P. Simulation and the Monte Carlo method[M]. [S. l.]: John Wiley & Sons, 2011.
- [14] 赵宇. 可靠性数据分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2011.
Zhao Yu. Data analysis of reliability[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011.