

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.S.005

## 卫星数字孪生模型的多粒度比对与修正

雷 鸣, 李培昀, 董云峰

(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

**摘要:** 信息技术与人工智能的显著进步,使得数字孪生获得了越来越多的关注,因为它提供了一种航天器设计方案评估,优化和可靠性分析的方式。本文建立了一种多粒度数字孪生模型,提出了一种多粒度比对与修正的方法,通过划分模型粒度,按照粒度由粗到细,逐粒度比对迭代修正数字孪生模型。通过北斗 M5 的实在轨遥测数据挖掘,实现了数字孪生模型的比对与修正。结果表明,本文使用的分层比对方法可以用在北斗 M5 卫星的数字孪生模型上,取得了较好的效果。

**关键词:** 数字孪生; 多粒度; 数据挖掘; 模型比对; 模型修正

**中图分类号:** V57 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)S-0025-10

## Multi-granularity Comparison and Modification of BeiDou Satellite Digital Twin Model

LEI Ming, LI Peiyun, DONG Yunfeng

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** With the significant progress of information technology and artificial intelligence, digital twin has attracted more and more attentions because it provides a way of spacecraft design scheme evaluation, optimization and reliability analysis. In this paper, a multi-granularity digital twin model is established, and a multi-granularity data comparison and model updating method is proposed. By dividing the model granularity, the digital twin model is iteratively updated according to the granularity from coarse to fine. Through the real onboard orbit telemetry data of BeiDou M5, the data comparison and model updating of BeiDou M5 digital twin model are realized. The results show that the layered comparison method used in this paper can be applied to the digital twin model of BeiDou M5 satellite and achieved good results.

**Key words:** digital twin; multi-granularity; data mining; data comparison; model updating

近年来,各国均在大力推动信息技术、人工智能等技术发展,德国“工业 4.0”战略、美国“工业互联网”战略、欧盟“人工智能”战略和中国“中国制造 2025”战略等。数字孪生(Digital twin, DT)技术在此背景下迅速成为工业界和学术界的研究应用热点。在航天器领域,建立卫星的数字孪生,其中重要的内容是建立精确数字模型<sup>[1]</sup>,通过精确数字模型,贯通卫星设计、仿真,到制造、服役、升级和维护等全生命周期的管理<sup>[2]</sup>。

卫星本身作为一个复杂系统,具有复杂性庞大性等特点,要建立全面精细化模型将会提高计算复杂度<sup>[3]</sup>,开发时间<sup>[4]</sup>,经济成本<sup>[5]</sup>。同时,仿真需求的不同模型的粒度需求不同,人的认知也是多粒度的<sup>[6]</sup>,按需建立多粒度模型才能够建立精确卫星数字模型。从实现效果来看,多粒度建模可以解决资源有限与模型复杂的矛盾,根据具体情况需要改变粒度,提高模型的灵活性和可伸缩性<sup>[7-10]</sup>。建立多粒度数字模型需要考虑两个方面内容,一方面,数

**收稿日期:** 2022-04-15; **修订日期:** 2022-08-10

**通信作者:** 董云峰,男,教授,博士生导师, E-mail: sinosat@buaa.edu.cn。

**引用格式:** 雷鸣,李培昀,董云峰. 卫星数字孪生模型的多粒度比对与修正[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(S): 25-34. LEI Ming, LI Peiyun, DONG Yunfeng. Multi-granularity comparison and modification of BeiDou satellite digital twin model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(S): 25-34.

字模型与物理世界的匹配程度越高,建模效果越好;另一方面,匹配程度一致情况下,模型整体平均粒度越粗,建模效果越好。因此,多粒度建模不仅包含建模的工作量,建立模型的同时也必须保证与物理世界一致,需要通过模型修正保证与物理世界的一致性。

目前国内外学者在模型修正方面主要使用了直接法、最小方差估计、扰动方法和贝叶斯估计等方法。文献[11]利用试验数据调整机械结构数学模型参数的最小方差方法。文献[12]在两阶段的模型修正过程中对结构的刚度参数进行估计,估计值用扰动方法,并用蒙特卡洛技术进行验证。文献[13]使用贝叶斯估计对的航空发动机涡轮盘进行了建模与模型修正。以上方法都是针对与具体单一部件或者结构进行模型修正的,卫星本身作为一个复杂系统,尤其做成数字孪生系统之后更加精确,耦合关系更加复杂。在这种多动态、多物理场、多空间尺度的大系统下进行模型修正,难以一次性完成,需要我们按照多粒度建模的思想,由粗到细进行。

本文通过先建立粗粒度的数字模型拟合物理世界模型,然后挖掘出对于精度影响最大的部分进行细化,花最小代价最大程度渐进式地提升模型精度。自顶而下逐层修正迭代,最终保证残差均方差与变化范围的值在合理范围内,完成修正。

## 1 多粒度建模

### 1.1 点模型

在点模型中,姿轨控子系统是理想的,其中各个组件的特性不再重要。一个理想的传感器和一个理想的执行器可以用来取代各种个性化的组件组合。在动力学方程中,只包括理想执行器产生的控制力和扭矩。点模型的轨道和姿态动力学方程如下

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{1}{m}(F_o + F_i) \\ \frac{d\omega}{dt} = I^{-1}(M_o + M_i - \omega \times I\omega) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $m$ 为卫星的总质量, $V$ 为卫星的速度矢量, $F_o$ 为环境的综合外力, $F_i$ 为理想执行器的力, $I$ 为转动惯量, $\omega$ 为姿态角速度, $M_o$ 为环境的合成扭矩, $M_i$ 为理想执行器的扭矩。

### 1.2 流模型

流模型模拟了姿轨控子系统的实际功能流,并考虑了不同传感器和执行器的特性。在动力学方程中,包括推进器和动量交换装置产生的控制力和扭矩。与点模型相比,增加了3个状态变量。 $F_i$ 为所有推进器的合力。 $M_i$ 是所有推进器的合成扭

矩, $M_w$ 为动量轮的扭矩。流模型中的轨道和姿态动力学方程如下

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{1}{m}(F_o + F_i) \\ \frac{d\omega}{dt} = I^{-1}(M_o + M_i + M_w - \omega \times I\omega) \end{cases} \quad (2)$$

式中动量轮的扭矩方程如下

$$M_w = -(\dot{H}_w + \omega \times H_w + \omega_w \times H_w) \quad (3)$$

式中 $H_w$ 和 $\omega_w$ 分别代表卫星动量轮的角动量和角速度。

### 1.3 场模型

场模型与流模型相比,增加了与大型柔性附件、充液罐和机械臂相关的几个状态变量。 $F_i$ 、 $F_T$ 、 $F_a$ 分别为刚性卫星体上柔性附件、充液罐和机械臂的作用力。 $M_i$ 、 $M_T$ 、 $M_a$ 为刚性卫星体上柔性附件、充液罐和机械臂的扭矩。场模型中的轨道和姿态动力学方程如下

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{1}{m}(F_o + F_i + F_T + F_a) \\ \frac{d\omega}{dt} = I^{-1}(M_o + M_i + M_w + M_i + M_T + M_a - \omega \times I\omega) \end{cases} \quad (4)$$

式中 $F_i$ 和 $M_i$ 通过微振动模型获得

$$\begin{cases} F_i = -\sum_i B_i \ddot{q}_i \\ M_i = -\sum_i B_r \ddot{q}_i \end{cases} \quad (5)$$

式中: $B_i$ 和 $B_r$ 代表第 $i$ 个柔性附件的平移和旋转耦合矩阵, $\ddot{q}_i$ 代表第 $i$ 个柔性附件的模态坐标,平移和旋转耦合矩阵可以表示为

$$\begin{cases} B_i = [B_i^1, B_i^2, \dots, B_i^l, \dots, B_i^l] \\ B_r = [B_r^1, B_r^2, \dots, B_r^l, \dots, B_r^l] \end{cases} \quad (6)$$

式中 $l$ 为模态顺序。矩阵中每一行的元素可按如下方式计算

$$\begin{cases} B_i^l = \sum_{k=1}^n m_k \begin{bmatrix} u_{kx}^l \\ u_{ky}^l \\ u_{kz}^l \end{bmatrix} \\ B_r^l = \sum_{k=1}^n m_k \begin{bmatrix} 0 & -r_{kz} & r_{ky} \\ r_{kz} & 0 & -r_{kx} \\ -r_{ky} & r_{kx} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{kx}^l \\ u_{ky}^l \\ u_{kz}^l \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $n$ 为柔性结构分散后的单元总数, $m_k$ 为第 $k$ 个单元的质量, $u_k$ 为第 $k$ 个单元质心的位移, $r_k$ 为第 $k$ 个单元质心的位置,下标 $x$ 、 $y$ 和 $z$ 代表坐标的方向。

通过忽略任何附件、充液罐和机械臂的影响,或定义不同的模态阶数,可以在场模型中获得更多不同粒度的模型。

## 2 多粒度模型修正方法

### 2.1 模型比对粒度划分设计

将卫星的参数按照粒度分为整星参数、子系统参数、部件参数3个粒度。确定比对的层次性,根

据粒度关系确定比对顺序。比对粒度的确定依循从整星到子系统再到部件的顺序。比对顺序的确定依循影响最小原则,分析某个参数受其余参数的影响大小,所受影响较小的优先比对。参数比对粒度关系如图1所示。

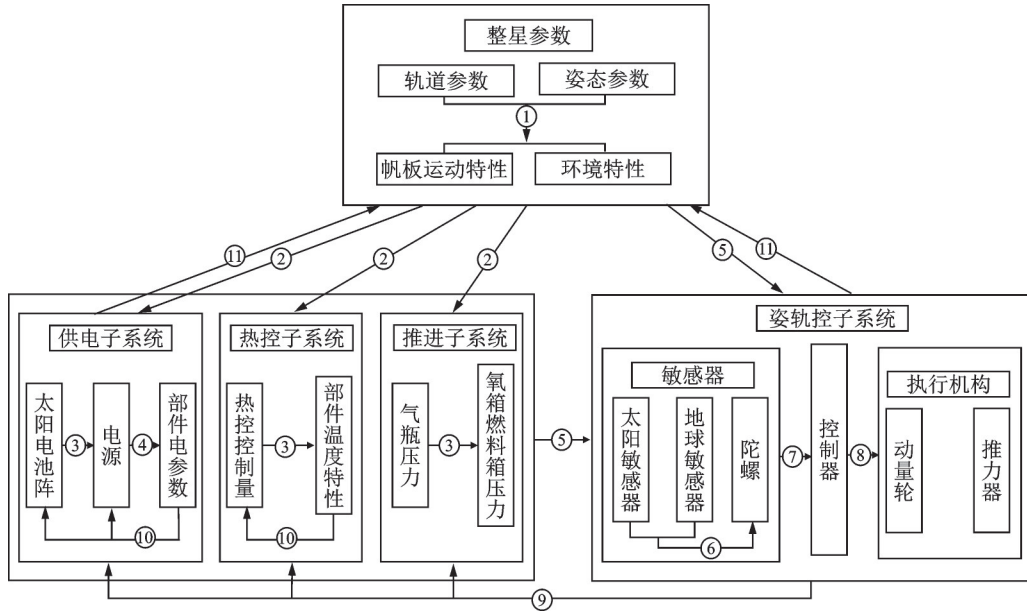


图1 参数比对粒度关系图

Fig.1 Granularity relationship of parameter comparison

### 2.2 整星粒度模型比对

依据比对粒度顺序,首先进行比对的参数为整星参数,包括轨道参数及姿态参数。确定整星运动特性后,对太阳翼运动特性参数及环境特性进行比对。

#### 2.2.1 轨道运动模型比对

选取真实遥测参数中与轨道运动相关的参数,如升交点赤经 $\Omega$ 、轨道倾角 $i$ 、卫星轨道辐角 $\omega$ 、星下点经度 $L$ 、星下点纬度 $B$ 等,与数字模型归档参数进行比对。数字模型轨道部分采用的是加入摄动的轨道动力学模型<sup>[14]</sup>

$$\begin{cases} dr_x/dt = v_x \\ dr_y/dt = v_y \\ dr_z/dt = v_z \\ dv_x/dt = F_x/m \\ dv_y/dt = F_y/m \\ dv_z/dt = F_z/m \end{cases} \quad (8)$$

式中: $r_x, r_y, r_z$ 为飞行器位置矢量在地心赤道惯性坐标系 $S_i$ 下的分量, $v_x, v_y, v_z$ 为飞行器速度矢量在 $S_i$ 下的分量, $F_x, F_y, F_z$ 为飞行器所受合外力在 $S_i$ 下的分量。通过2.5小节的数据处理方式计算出上述5个参数的残差与偏差率。修正地球引力模型球谐系数,太阳光压,大气阻力等系数知道偏差小于10%。

#### 2.2.2 姿态运动模型比对

选取真实遥测参数中与姿态运动相关的参数,如滚动角、俯仰角、偏航角、卫星角速度等,与仿真归档参数进行比对。数字模型的建立通过文献[14],具体过程不再说明。通过2.5小节的数据处理方式计算出上述5个参数的残差与偏差率。针对卫星偏航姿态偏置参数残差,结合卫星控制方式,修正卫星期望姿态角。调整卫星惯性矩与惯性积等总体参数,修正卫星姿态残差,直到偏差率小于10%。

#### 2.2.3 太阳翼模型比对

太阳翼驱动机构有4种工作模式,分别为保持模式、复位模式、驱动模式和增量模式。

保持模式下,驱动电机停止旋转,太阳翼相对卫星角速度

$$\omega_{wing} = 0 \quad (9)$$

复位模式下,太阳翼以给定角速度返回到设定状态。在未到达设定角时,太阳翼相对卫星转动角速度大小为设定常值

$$\omega_{wing} = \pm \omega_{const} \quad (10)$$

到达给定位置时转为保持模式。

驱动模式下,太阳翼相对卫星本体以负的轨道角速度连续转动

$$\omega_{wing} = -\omega_{orbit} \quad (11)$$

式中  $\omega_{\text{orbit}}$  为轨道角速度。

增量模式下,驱动电机按指令所给的转角增量值旋转,当达到增量值后自动转换成驱动模式,未完成转角增量时太阳翼相对于卫星的角速度

$$\omega_{\text{Wing}} = \pm \omega_{\text{const}} \quad (12)$$

可以用简单的欧拉法求解太阳翼相对卫星转角

$$\theta_k = \theta_{k-1} + \omega_{\text{Wing}k} \Delta t \quad (13)$$

式中:  $\theta_k$  为当前时刻太阳翼相对卫星转角,  $\theta_{k-1}$  为前一时间步长相对卫星转角,  $\omega_{\text{Wing}k}$  为太阳翼当前相对卫星角速度,  $\Delta t$  为时间步长。

选取太阳翼运动学相关参数,如太阳翼转角等进行比对。比对方法采用2.5节说明内容,针对SADA转角偏置量参数残差,结合太阳翼控制要求,修正卫星期望太阳翼转角及控制模式。

#### 2.2.4 环境特性模型比对

对太阳矢量在轨道坐标系进行比对,结合卫星轨道与姿态参数比对结果,验证卫星轨道模型正确性。对磁场强度进行比对,结合卫星轨道与姿态参数比对结果,验证磁场模型正确性。其中数字建模过程采用文献[14]中的方法,本文不详细说明。

### 2.3 子系统粒度模型比对

对子系统级参数进行比对,比对的子系统参数包括供电子系统、热控子系统、推进子系统。

#### 2.3.1 供电子系统参数比对

供电子系统参数比对按从能量输入、能量存储、能量消耗的顺序依次比对负载电功率、太阳翼输出电功率、部件电参数。

参照文献[15],主要模型包括负载电功率计算模型,太阳翼输出电功率计算模型,电池充放电计算模型。主要有状态包括:设备开关状态  $S_{\text{Device}}$ ,设备总电功率  $P_{\text{Device}}$ ,每个部件的电功率  $P_{D_i}$ ,星上电源管理指令  $X_{\text{PowerManage}}$ ,部件工作状态参数  $X_{D_i}$ ,卫星产电功率  $P_{\text{Wing}}$ ,充电调节器消耗功率  $P_{\text{Loss}}$ ,电池充放电  $P_{\text{Battery}}$ ,电池电量  $C_{\text{Battery}}$ 。

##### (1) 负载电功率计算

设备负载总电功率  $P_{\text{Device}}$  如下

$$P_{\text{Device}}(t) = \sum_{i=1}^{N_{PD}} S_{\text{Device}}^i P_{D_i}(t) \quad (14)$$

式中:  $N_{PD}$  表示用电设备的总个数,  $S_{\text{Device}}^i$  为部件  $i$  的开关状态(部件  $i$  开机取值1,关机取值0),  $P_{D_i}$  表示部件  $i$  的电功率。

每个部件的电功率  $P_{D_i}$  跟部件的工作状态与其它子系统耦合状态有关,关系函数为  $f_{DP}$ ,表示为

$$P_{D_i} = f_{DP}(X_{D_i}, X_{\text{Device},i}^{\text{coupling}}, J(\geq E_0)) \quad (15)$$

式中:  $X_{\text{Device},i}^{\text{coupling}}$  为部件  $i$  的耦合状态量,包括信息传

输和处理负载、温度等。通过2.5节数据处理方法得到负载电功率残差与偏差率。

#### (2) 太阳翼输出电功率计算

太阳翼电功率计算式如下

$$P_{\text{Wing}}(t) = C_{\text{shadow}}(t) S_0 A_C \eta_w X_{\text{Wing}} \cdot \cos(\theta_{\text{sw}}(t)) (\beta_P \Delta T_{\text{Wing}}(t) + 1) \quad (16)$$

式中:  $C_{\text{shadow}}(t)$  为地影区标识,  $S_0$  为太阳光产生的功率,  $A_C$  为太阳翼太阳电池阵面积,  $\eta_w$  为电池阵的光电转换效率,  $\beta_P$  为太阳帆功率温度系数,  $X_{\text{Wing}}$  为其他系数,  $\theta_{\text{sw}}$  表示太阳翼法线方向和太阳光方向夹角,  $\Delta T_{\text{Wing}}$  表示太阳翼工作温度与标准温度之差。地影区标识由动力学计算得到的卫星位置  $R$  以及太阳矢量  $r_s$ , 关系函数为  $f_{\text{shadow}}$ , 表示为

$$C_{\text{shadow}}(t) = f_{\text{shadow}}(r_s, R, t) = \begin{cases} 0 & \text{卫星在地影区} \\ 1 & \text{卫星出地影区} \end{cases} \quad (17)$$

由动力学计算得到太阳翼法向量  $W$  和太阳矢量  $r_s$ , 由下式计算  $\theta_{\text{sw}}$

$$\theta_{\text{sw}}(t) = \arccos\left(\frac{r_s \cdot W(t)}{|r_s| |W(t)|}\right) \quad (18)$$

太阳翼工作温度  $T_{\text{Wing}}$  (根据热控系统计算得到), 计算与标准温度  $T_0$  之差

$$\Delta T_{\text{Wing}}(t) = T_{\text{Wing}}(t) - T_0 \quad (19)$$

通过2.5节数据处理方法得到太阳翼功率的残差与偏差率。通过调整太阳翼转动惯量,转动角速度,控制模式,将偏差率降到10%以下。

#### 2.3.2 热控子系统参数比对

热控子系统参数比对需先确定外热流与散热窗口参数,再依据长期平均温度不变的机理,比对设备温度,标定设备热功率。针对局部温度的偏差,进行局部热反馈系数的标定。

根据文献[16],节点  $i$  温度通过热平衡方程(差分形式)计算

$$T_i(t + \Delta t) = T_i(t) + \frac{\Delta t}{m_i c_i} (q_s^i(t) + q_E^i(t) + q_{ER}^i(t) + q_{\text{Rad}}^i(t) + q_{\text{Cond}}^i(t) + P(t)_i - q_{OS}^i(t) - q_{IS}^i(t)) \quad (20)$$

$$T_i(t_0) = T_i^0 \quad (21)$$

式中:  $m_i$  表示节点质量,  $c_i$  表示节点比热容。

根据文献[16],其他热节点对节点  $i$  的热辐射为

$$q_{\text{Rad}}^i = B_{j,i} A_j \epsilon_j \sigma T_j^4 \quad (22)$$

式中:  $B_{j,i}$  为节点  $i$  对节点  $j$  的吸收因子,  $\epsilon_j$  为节点  $j$  的发射率,  $\sigma$  为斯特潘-玻尔兹曼常数。

根据文献[16],其他热节点对节点*i*的热传导为

$$q_{\text{Cond}}^i = \sum_{j=1}^N k_{j,i} (T_j - T_i) \quad (23)$$

式中 $K_{j,i}$ 为节点*j*和节点*i*之间的传导因子。

根据文献[16],节点*i*的内热功率等于节点*i*范围内的所有部件热功率总和

$$P_i = \sum_{k=1}^{N_i} P_{\text{Thermal}}^{i,k} \quad (24)$$

式中: $N_i$ 为节点属于节点*i*的所有部件总个数, $P_{\text{Thermal}}^{i,k}$ 表示第*k*个部件的热功率,如下

$$P_{\text{Thermal}}^{i,k} = f_{P_{\text{Thermal}}} (X_{D,i,t}) \quad (25)$$

式中: $X_{D,i,t}$ 为部件的工作状态,其与热功率的关系函数为 $f_{P_{\text{Thermal}}}$ 。

根据文献[16],节点*i*外表面散热为

$$q_{\text{OS}}^i = A_i \epsilon_{ei} \sigma T_j^4 \quad (26)$$

根据文献[16],节点*i*内表面散热为

$$q_{\text{IS}}^i = A_i \epsilon_{ii} \sigma T_j^4 \quad (27)$$

式中 $\epsilon_{ii}$ 为节点*i*内表面发射率。

通过2.5节数据处理方法得到节点温度残差与偏差率。子系统级残差比对先比对整星热平衡温度,再比对各子系统温度。通过调节节点吸收因子,发射因子,反射率,辐射率,比热容降低偏差率直到10%以下。

### 2.3.3 推进子系统参数比对

推进子系统通过比对贮箱压力及气瓶压力,完成推进系统比对。

贮箱中气体的体积增加量等于推进剂减少的体积,表示为

$$V_{\text{gas}}(t + \Delta t) = V_{\text{gas}}(t) + \Delta m_{\text{fuel}} / \rho_{\text{fuel}} \quad (28)$$

$$V_{\text{gas}}(t_0) = V_{\text{gas}}^0 \quad (29)$$

式中 $V_{\text{gas}}^0$ 表示贮箱找那个气体初始体积。

在降压模式下,贮箱中的气体质量为常值,即贮箱中的气体初始质量 $m_{\text{gas}}^0$ ,为

$$m_{\text{gas}}(t + \Delta t) = m_{\text{gas}}(t) \quad (30)$$

$$m_{\text{gas}}(t_0) = m_{\text{gas}}^0 \quad (31)$$

通过理想气体方程计算贮箱中气体压强

$$p_{\text{gas}} = m_{\text{gas}} R_{\text{gas}} T_{\text{gas}} / (V_{\text{gas}} M_{\text{gas}}) \quad (32)$$

式中: $M_{\text{gas}}$ 为气体的平均摩尔质量, $R_{\text{gas}}$ 为普适气体常数。

气瓶中的气体质量保持恒定,即气瓶中的气体初始质量 $m_{\text{gas}}^0$ ,为

$$m_{\text{gas}}'(t + \Delta t) = m_{\text{gas}}'(t) \quad (33)$$

$$m_{\text{gas}}'(t_0) = m_{\text{gas}}^0 \quad (34)$$

气瓶容积为常值 $V_{\text{GB}}$ ,气瓶中的气压为

$$p_{\text{gas}}' = m_{\text{gas}}' R_{\text{gas}} T_{\text{gas}}' / (M_{\text{gas}} V_{\text{GB}}) \quad (35)$$

恒压模式下,贮箱一直维持气体压强不变,即初始气体压力 $p_{\text{gas}}^0$ ,为

$$p_{\text{gas}}(t + \Delta t) = p_{\text{gas}}(t) \quad (36)$$

$$p_{\text{gas}}(t_0) = p_{\text{gas}}^0 \quad (37)$$

由下式计算可以得到贮箱中的气体质量

$$m_{\text{gas}} = p_{\text{gas}} V_{\text{gas}} M_{\text{gas}} / (R_{\text{gas}} T_{\text{gas}}) \quad (38)$$

气瓶中气体质量减少量等于贮箱中气体质量的增加量,气瓶中的气体质量为

$$m_{\text{gas}}'(t + \Delta t) = m_{\text{gas}}'(t) - (m_{\text{gas}}(t + \Delta t) - m_{\text{gas}}(t)) \quad (39)$$

$$m_{\text{gas}}'(t_0) = m_{\text{gas}}^0 \quad (40)$$

气瓶中气体的压力可根据理想气体公式计算

$$p_{\text{gas}}' = m_{\text{gas}}' R_{\text{gas}} T_{\text{gas}}' / (M_{\text{gas}} V_{\text{GB}}) \quad (41)$$

通过2.5节数据处理方法得到气瓶压强残差与偏差率。贮箱,气瓶初始压强及体积进行修正,使得偏差率小于10%。

## 2.4 部件粒度模型比对

完成子系统级参数比对后,需对部件重要参数进行单独比对。比对内容包含敏感器、控制器及执行机构参数。

### 2.4.1 敏感器模型比对

#### (1) 陀螺

陀螺模拟器的输入为卫星的角速度矢量为 $\omega$ ,陀螺的在卫星本体坐标系中安装矢量为 $r_s$ ,则其输出为角速度测量值

$$\omega_{\text{real}} = \omega \cdot r_s \quad (42)$$

陀螺的误差通常是通过常值偏差和随机游走模型来描述的。

$$\omega_m = \omega_{\text{real}} + \omega_b + \omega_d \quad (43)$$

式中: $\omega_{\text{real}}$ 为真实角速度值, $\omega_b$ 为常值误差, $\omega_d$ 为随机游走误差。

陀螺的随机游走模型可用下式概括

$$\frac{d\omega_d}{dt} = -\frac{\omega_d}{T} + \sigma \quad (44)$$

式中 $\sigma$ 为陀螺随机噪声的功率频谱密度。求解随机误差采用简单的一阶欧拉法解此常微分方程。

选取陀螺敏感器遥测参数。查看真实卫星所有动量轮转速及推力器喷气时间真实卫星遥测参数,选取执行机构作用平缓时间段数据,用于敏感器数据比对。

通过2.5节数据处理方法得到陀螺角速度的残差与偏差率。根据比对结果对常值误差和随机游走误差进行修正。根据修正后的模型,比对陀螺角度积分及陀螺常值漂移数据对模型进行验证,使得偏差率小于10%。

## (2) 太敏

太敏安装矩阵为  $L_{sb}$ , 其  $Z$  轴垂直于传感器测量缝所在的平面,  $X$  轴与  $Y$  轴方向装有测量缝, 可以精确测量出光线与测量缝的夹角。

太敏模拟器的输入为本体坐标系中太阳光线矢量为  $(r_s)_b$ , 则太阳光线在仪器坐标系中的分量为

$$(r_s)_s = L_{sb}(r_s)_b \quad (45)$$

根据则太敏的输出为两个太阳角

$$\alpha_{sreal} = \arctan(r_{ssx}/r_{ssz}) \quad (46)$$

太敏的误差可以通过正态分布的随机误差来描述的, 其测量值

$$\alpha_{sm} = \alpha_{sreal} + \alpha_{sd} \quad (47)$$

式中:  $\alpha_{sreal}$  为真实角速度值,  $\alpha_{sd}$  为随机干扰。

选取太敏遥测参数。选取模拟太敏数据 ASS52、ASS54、ASS25、ASS21 的监视码比对, 保证太阳出现在传感器视场的情况一致。通过 2.5 节数据处理方法得到太敏测量值的残差与偏差率, 对太敏所测量的姿态信息进行比对, 根据比对结果对随机干扰模型  $\alpha_{sd}$  进行修正, 使得偏差率小于 10%。

## (3) 地敏

地敏通过测量两个地心角来帮助卫星建立姿态。地敏对地安装, 仪器坐标系与本体坐标系重合, 如图 2 所示。

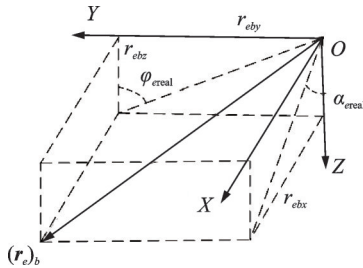


图 2 地球矢量在卫星本体坐标系中的分解图

Fig.2 Decomposition of earth vector in satellite body coordinate system

地敏的输入量为卫星本体坐标系中的地球矢量  $(r_e)_b$ , 其分量为  $[r_{ebx}, r_{eby}, r_{ebz}]^T$ 。

地敏输出的俯仰角为地球矢量在  $OXZ$  面上的投影与  $Z$  轴的夹角, 其值为

$$\alpha_{ereal} = \arctan(-r_{ebx}/r_{ebz}) \quad (48)$$

地敏输出的滚转角为地球矢量在  $OYZ$  面上的投影与  $Z$  轴之间的夹角, 其值为

$$\varphi_{ereal} = \arctan(r_{eby}/r_{ebz}) \quad (49)$$

当  $\alpha_{ereal}$  和  $\varphi_{ereal}$  都小于给定值, 地球才落在敏感器视场范围内, 这时的卫星姿态角输出才有意义。

地敏的误差可以通过正态分布的随机误差来

描述的, 其测量值

$$\alpha_{em} = \alpha_{ereal} + \alpha_{ed} \quad (50)$$

$$\varphi_{em} = \varphi_{ereal} + \varphi_{ed} \quad (51)$$

式中:  $\varphi_{ereal}$  为卫星俯仰角实值,  $\varphi_{ed}$  为测量卫星俯仰角时产生的随机干扰。  $\varphi_{ereal}$  为真实卫星滚转角实值,  $\varphi_{ed}$  为测量卫星滚转角时产生的随机干扰。

选取  $B$  份地敏滚动角及俯仰角比对, 通过 2.5 节数据处理方法得到地敏测量值的残差与偏差率, 根据比对结果分别对卫星俯仰角测量随机干扰  $\alpha_{ed}$  及卫星滚转角测量随机干扰  $\varphi_{ed}$  进行修正。根据修正后的模型, 比对地敏输出角度, 偏差率小于 10%。

## (4) 偏航陀螺误差标定

根据地敏、太敏的测量信息, 可对偏航陀螺进行进一步标定, 最终反映到光纤陀螺常值误差。

选取比对完成的光纤陀螺角速率遥测量, 根据积分计算卫星偏航姿态角。

根据陀螺测量值求出卫星本体的角速度

$$\omega = g - b - d \quad (52)$$

式中:  $b$  为标定后的陀螺常值偏差,  $d$  为标定陀螺随机游走。

计算卫星相对轨道坐标系的角速度分量

$$\omega_{Oz} = \omega_z + \omega_0 \phi \quad (53)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{Ox} \\ \omega_{Oy} \\ \omega_{Oz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x - \omega_0 \theta \\ \omega_y - \omega_0 \\ \omega_z + \omega_0 \varphi \end{bmatrix} \quad (54)$$

可得卫星的姿态运动学方程

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{Ox} - \omega_{Oz} \theta \\ \omega_{Oy} - \omega_{Oz} \varphi \\ \omega_{Oz} + \omega_{Ox} \theta \end{bmatrix} \Delta t \quad (55)$$

$$\dot{\psi} = (\omega_{Oz} - \omega_{Ox} \theta) \times \Delta t \quad (56)$$

陀螺随机游走

$$\frac{dd}{dt} = -\frac{d}{T} \quad (57)$$

最终得到由光纤陀螺测得的卫星偏航角。

利用太敏测量参数对陀螺偏航角速率常值漂移进行标定。根据标定后的太敏测量值, 经过转换计算得到对地姿态角  $\psi_{sun}$ 。

求出太敏测得姿态角与陀螺推算值之差

$$\Delta\psi = \psi_{sun} - \psi \quad (58)$$

调用限幅函数限幅。计算出常值漂移为

$$b_z = b_z + K_{bz} \Delta\psi \quad (59)$$

最后修正光纤陀螺测量值

$$\omega_z = \omega_{z0} - b_z \quad (60)$$

执行机构不作用的情况下,标定敏感器误差,长期数据标定敏感器常值误差及数据分布类型,高精度敏感器(如星敏)标定低精度敏感器常值。

#### 2.4.2 控制器模型比对

正常运行模式下,卫星通过动量轮进行姿态控制。动量轮的姿态控制应用PID控制,根据实际姿态与所要求姿态之间的差别,确定动量轮控制力矩。指令控制力矩沿本体轴分量的计算式为

$$\begin{bmatrix} M_{ex} \\ M_{ey} \\ M_{ez} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{Pr}\Delta\varphi + K_{Lr}\int\Delta\varphi + K_{Dr}\dot{\Delta\varphi} \\ K_{Py}\Delta\theta + K_{Ly}\int\Delta\theta + K_{Dy}\dot{\Delta\theta} \\ K_{Pz}\Delta\psi + K_{Lz}\int\Delta\psi + K_{Dz}\dot{\Delta\psi} \end{bmatrix} \quad (61)$$

式中: $K_P=[K_{Pr} \ K_{Py} \ K_{Pz}]^T$ , $K_I=[K_{Lr} \ K_{Ly} \ K_{Lz}]^T$ , $K_D=[K_{Dr} \ K_{Dy} \ K_{Dz}]^T$ 为控制器参数, $\Delta\varphi$ 、 $\Delta\theta$ 、 $\Delta\psi$ 为姿态角与指令值之差, $\dot{\Delta\varphi}$ 、 $\dot{\Delta\theta}$ 、 $\dot{\Delta\psi}$ 为姿态角变化率与指令值之差, $\int\Delta\varphi$ 、 $\int\Delta\theta$ 、 $\int\Delta\psi$ 为姿态角积分值与指令值之差, $M_e=[M_{ex} \ M_{ey} \ M_{ez}]^T$ 为控制器输出的指令控制力矩。

选取姿态控制遥测参数。2.5节数据处理方法得到控制力矩的残差与偏差率,根据比对结果对控制器参数 $K_P$ 、 $K_I$ 、 $K_D$ 进行修正,直到偏差率小于10%。

#### 2.4.3 执行机构模型比对

对比执行机构工作与不工作状态,根据敏感器偏差变化值,标定动量轮不确定性。

假定动量轮在力矩控制模式下工作,其电机输出力矩

$$M_M = K_M V_C \quad (62)$$

式中: $K_M$ 为力矩电压比列系数, $V_C$ 为输入指令电压。

考虑轴承的摩擦因素,轮子角加速度

$$a_w = \frac{M_M - M_{f_0} - K_f \omega}{I_w} \quad (63)$$

式中: $K_f$ 为轴承摩擦系数, $\omega$ 为轮子转速, $I_w$ 为轮子角惯量。 $M_{f_0}$ 为轴承静摩擦力矩,只有当轮子转速小于给定值时会出现,当轴承存在静摩擦时,电机力矩大于静摩擦力矩时才会产生角加速度。

用简单的欧拉法求解轮子转速

$$\omega_k = \omega_{k-1} + a_{wk}\Delta t \quad (64)$$

式中: $K_M$ 表示当前时刻的转速,轮子转速是否超过设定的极限范围( $\omega_{\min}$ ,  $\omega_{\max}$ ),若超过极限值,则轮子转速根据极限值来确定,并且设定当前角加速度 $a_w = 0$ 。

如果电机力矩小于静摩擦,轮子转速为0。

轮子输出力矩为

$$M_O = I_w a_w \quad (65)$$

轮子输出惯量矩为

$$H_O = I_w \omega \quad (66)$$

令轮子在卫星的安装单位矢量为 $r$ ,轮子在本体坐标下输出的力矩矢量为

$$M_b = M_o r \quad (67)$$

轮子在本体坐标系下输出的惯量矩矢量为

$$H_b = H_o r \quad (68)$$

假定动量轮力矩误差和惯量矩误差为随机白噪声

$$M_r \sim N(\mu_M, \sigma_M) \quad (69)$$

$$H_r \sim N(\mu_H, \sigma_H)$$

在力矩控制模式下,动量轮的输出力矩为

$$M_w = M_b + M_r \quad (70)$$

动量轮的输出惯量矩为

$$H_w = H_b + H_r \quad (71)$$

假定动量轮转速误差为随机白噪声

$$\omega_r \sim N(\mu_\omega, \sigma_\omega) \quad (72)$$

轮子测量角速度

$$\omega_M = \omega + \omega_r \quad (73)$$

选取动量轮状态及轮子自主选方式错误标志进行比对,保证动量轮开关状态一致。随后选取动量轮控制电压进行比对,根据比对结果结合控制器输出力矩,对力矩电压比列系数 $K_M$ 进行标定。

选取动量轮摩擦力矩进行比对,根据比对结果对轴承摩擦系数 $K_f$ 进行标定。通过2.5节数据处理方法得到动量轮转速残差与偏差率,从比对结果提取动量轮误差模型,直到偏差率小于10%。

## 2.5 数据处理方式

2.1~2.4小节的数据比对采用的相同处理办法,在这一节统一说明。所有变量的值统称为 $P$ ,数据处理开始时间为 $t_1$ ,数据处理结束时间为 $t_n$ ,数据量为 $n$ , $P_{TM}$ 为参数遥测量的值, $P$ 为参数仿真量的值, $R(t)$ 为残差,偏差率 $C_{RMS}$ 。

$$R_p(t) = |P_{TM}(t) - P(t)| \quad (74)$$

$$C_{RMS} = \frac{\sqrt{\sum_{t_1}^{t_n} R_p(t)^2}}{n} \left/ \left( \max_{t_1}^{t_n} P_{TM} - \min_{t_1}^{t_n} P_{TM} \right) \right. \quad (75)$$

通过式(74,75)计算出残差与偏差率,为2.6节模型修正做基础。

## 2.6 模型修正基本原理

通过数据挖掘技术,对模型进行迭代修正,提高模型精度。模型修正分为两个步骤,一是尽可能

修正数学模型,二是利用机器学习的方法,对无法建模的误差进行学习,形成机器模型。模型修正的原理如图3所示。

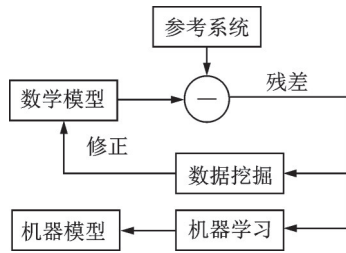


图3 模型修正原理图

Fig.3 Principle of model updating

利用数学模型的预测值与参考系统输出值相差形成残差,残差经过数据挖掘方法,提取其中能够用数学方法描述的部分,作为模型的修正项添加到系统的数学模型中。修正后再形成新的残差,利用新的残差进行数据挖掘,如此迭代直到偏差率小于10%或无法再提取出能够用数学方法描述的部分。残差中无法描述的部分,可以通过机器学习的方法,比如神经网络,支持向量机等形成机器模型,作为计算机的知识存储到系统中。

### 3 仿真校验

#### 3.1 仿真工况设置

M5星干星质量1 142.4 kg,本体尺寸为:2 m×1.72 m×2.2 m。惯性系平根积日23 368,积秒28 800,半长轴27 905.9 m,偏心率0.002 322 312,轨道倾角54.78°,升交点赤经216.528 293 9°,近心点角距179.35°,平近点角69.03°。

#### 3.2 仿真结果

对M5卫星2013年12月23日8:00~2013年12月24日8:00的24小时的遥测数据进行比对,下文按照子系统顺序将部分比对结果呈现如图4~13。

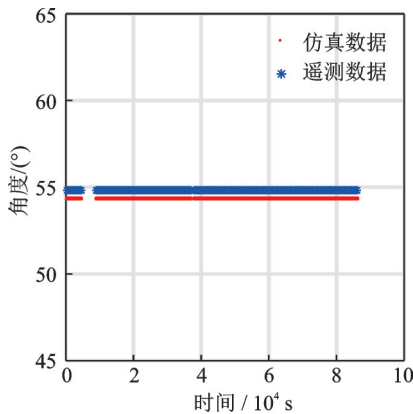


图4 轨道倾角比对结果

Fig.4 Model modification results of orbit inclination

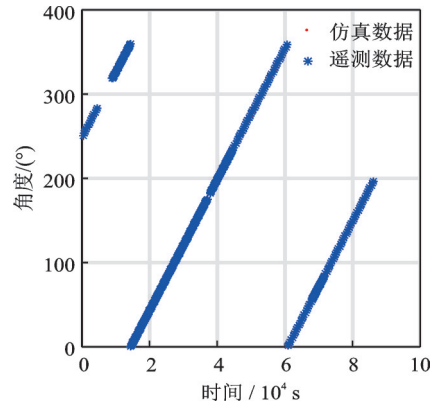


图5 近地点幅角比对结果

Fig.5 Model modification results of perigee argument

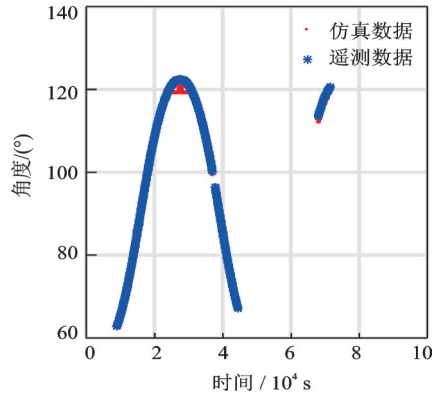


图6 偏航角比对结果

Fig.6 Model modification results of yaw angle

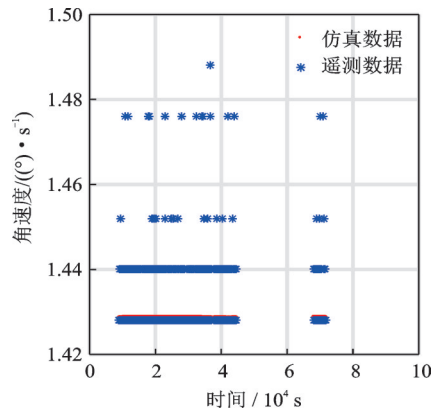


图7 陀螺测量角速度比对结果

Fig.7 Model modification results of gyro angular velocity measurement value

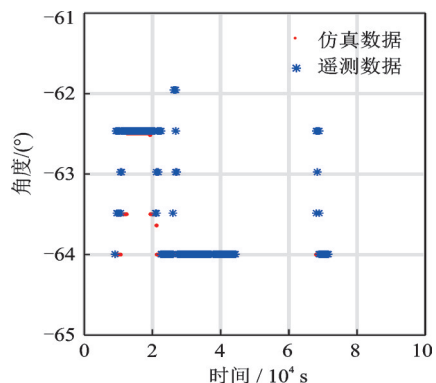


图8 太敏测量角度比对结果

Fig.8 Model modification results of sunsensor angle measurement value



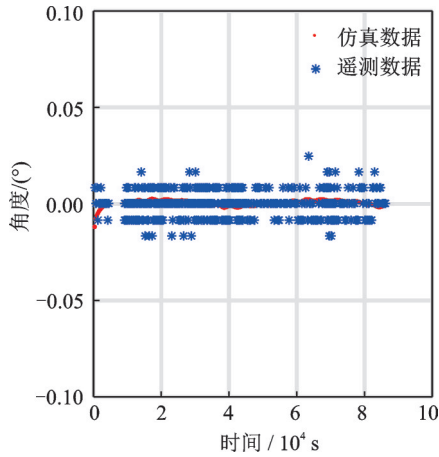


图9 地敏测量角度比对结果

Fig.9 Model modification results of earthsensor angle measurement value

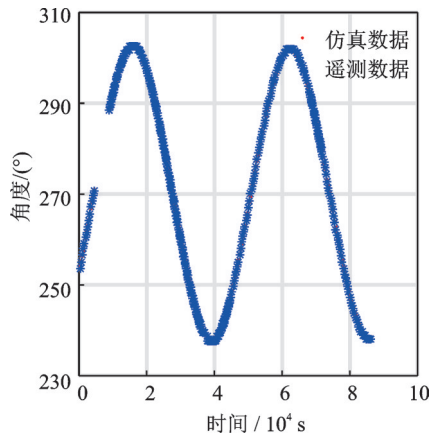


图10 太阳翼转角比对结果

Fig.10 Model modification results of solar wing rotation angle

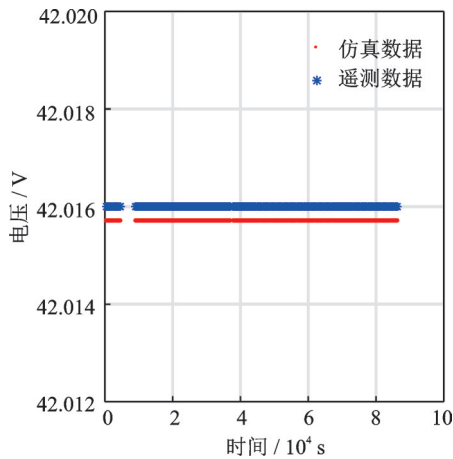


图11 母线电压比对结果

Fig.11 Model modification results of bus voltage

图4~13为提取北斗 M5 数字孪生模型的全子系统部分仿真结果与遥测数据对比图,经过计算,遥测数据与仿真数据均方根与遥测值变化区间之比小于10%。

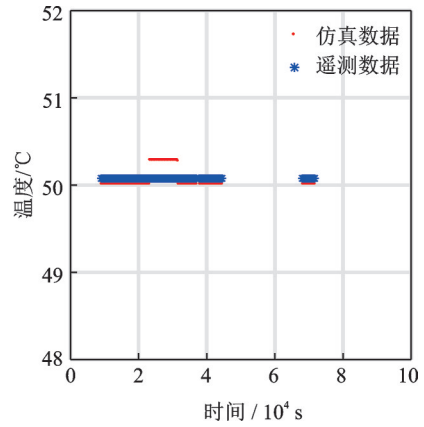


图12 陀螺壳温比对结果

Fig.12 Model modification results of gyro temperature

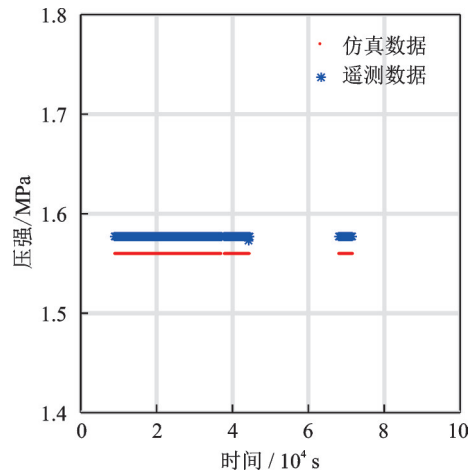


图13 燃箱压强比对结果

Fig.13 Model modification results of fuel tank pressure

### 4 结 论

本文使用的多粒度比对方法可以用在 M5 卫星的数字孪生模型上,对 M5 卫星 24 小时的遥测状态量的遥测值与数字模型仿真值进行比对,99% 的遥测状态量遥测与仿真数据残差均方根与遥测值正常变化区间之比小于10%。

本文采用的是人工比对方法,工作量巨大,后续考虑采用自动化比对方法进行比对迭代;同时,通过机器学习可以更进一步减小偏差。

#### 参考文献:

[1] 黄昂,沈毅,喻树洪.数字孪生在高端工业制造的智能辅助应用[J].计算机产品与流通,2019(11): 117-118.  
HUANG Ang, SHEN Yi, YU Shuhong. Intelligent assistant application of digital twin in high-end industrial manufacturing[J]. Computer Products and Circulation, 2019(11): 117-118.

[2] 李浩,陶飞,文笑雨,等.面向大规模个性化的产品服务系统模块化设计[J].中国机械工程,2018,29(18):

- 2204-2214, 2249.
- LI Hao, TAO Fei, WEN Xiaoyu, et al. Modular design of large-scale personalized product service system [J]. *China Mechanical Engineering*, 2018, 29(18): 2204-2214, 2249.
- [3] PAGE E H, NIEOL D M, BALEI O. Strategic directions in simulation research[C]//Proceedings of the 1999 Winter Simulation Conference. [S.l.]: ACM, 1999: 1509-1520.
- [4] 刘宝宏. 多分辨率建模的理论及关键技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2003.
- LIU Baohong. Research on the theory and key techniques of multi-resolution modeling (MRM) [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2003.
- [5] LIU B H, HUANG K D. The design and implement of multi-resolution federation with an air-ground combat federation as example[C]//Proceedings of the 2002 Spring Simulation Interoperability Workshop. [S.l.]: ACM, 2002.
- [6] MILLER D, JANETT A, BIRKEL P A, et al. Multiple resolution terrain feature[C]//Proceedings of 2000 Spring Simulation Interoperability Workshop. [S.l.]: ACM, 2000.
- [7] 徐浩. 战争系统多分辨率建模应用问题研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2008.
- XU Hao. Research on war system multi-resolution modeling application problem[D]. Zhengzhou: PLA Information Engineering University, 2008.
- [8] SONG P, LIU B, MENG X. Application of multi-resolution modeling in spatial mission simulation [C]//Proceedings of 2010 International Conference on Computer Application and System Modeling. Taiyuan, China: IEEE, 2010.
- [9] YU W L, ROGER D, ENRICO S. Multi-resolution modeling of power converter using waveform reconstruction[C]//Proceedings of the 33rd Annual Simulation Symposium. [S.l.]: IEEE, 2000: 165-174.
- [10] DARREN T D, WILLIAM R E. An optimization-based multi-resolution simulation methodology[C]//Proceedings of the 2002 Winter Simulation Conference. San Diego, USA: IEEE, 2002: 467-475.
- [11] FRISWELL M I. The adjustment of structural parameters using a minimum variance estimator[J]. *Mechanical Systems & Signal Processing*, 1989, 3(2): 143-155.
- [12] PEI L L. Identification and damage detection of trusses using modal data[J]. *Journal of Structure Engineering*, 1995, 121(4): 599-608.
- [13] 万宏强, 高刚, 丁锋. 基于贝叶斯评估的航空发动机涡轮盘疲劳寿命可靠性研究[J]. *机械制造与自动化*, 2016, 45(5): 13-15.
- WAN Hongqiang, GAO Gang, DING Feng. Reliability consideration of aero engine turbine disc fatigue life based on bayesian evaluation[J]. *Machine Building and Automation*, 2016, 45(5): 13-15.
- [14] 董云峰. 卫星姿态控制动态模拟技术[M]. 北京: 科学出版社, 2010.
- [15] 卫晓娜, 董云峰. 基于ANSYS的平动和转动耦合系数矩阵计算[C]//北京力学学会第21届学术年会暨北京振动工程学会第22届学术年会. 北京, 中国: [s.n.], 2015.
- WEI Xiaona, DONG Yunfeng. Calculation of translation and rotation coupling coefficient matrix based on ANSYS[C]//Proceedings of the 21st academic annual meeting of Beijing Society of mechanics and the 22nd academic annual meeting of Beijing Society of Vibration Engineering. Beijing, China: [s.n.], 2015.
- [16] 李祖洪. 卫星热控制技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007.

(编辑: 张蓓)