

DOI:10.11918/202008085

绳系拖拽系统半物理仿真实验装置设计与控制

张世轩^{1,2,3,4},王琬琪⁵,徐志刚^{1,2,3,4},杜木雄^{1,2,3,4},杨明毅^{1,2,3}

(1. 机器人学国家重点实验室(中国科学院沈阳自动化研究所), 沈阳 110016;2. 网络化控制系统重点实验室(中国科学院沈阳自动化研究所), 沈阳 110016;3. 中国科学院机器人与智能制造创新研究院, 沈阳 110169;4. 中国科学院大学计算机科学与技术学院, 北京 100049;5. 华北计算机系统工程研究所, 北京 100083)

摘要: 为有效清除太空垃圾,模拟空间中对废弃卫星的回收过程,采用半物理实验技术对绳系收放装置进行地面试验考核,验证绳系收放控制系统的性能。半物理仿真是一种通过实物或物理模型与数学模型相结合进行仿真的技术,通过地面半物理仿真实验对空间任务进行先验,大大减少了空间实验的成本,可有效指导空间任务的设计与控制。首先,对绳系卫星拖拽过程进行动力学建模,明确了拖拽过程的任务目标,确立了绳系拖拽半物理系统的机械组成。其次,设计了全物理仿真单元为被动加载单元,卫星质量采用等效惯量转台模拟。然后,为模拟目标在绳系拖拽作用下的动力学状态,仿真加载单元由半物理仿真方式设计。最后,针对实际试验过程中存在的张力测量误差扰动,设计了基于模型预测控制的控制策略,为了对拖拽过程的张力和绳长精确控制,实验使用双闭环电机联合控制,通过模型预测控制的方式联合张力位置双电机仿真。结果表明,基于模型预测控制的张力误差精度为5%,从而验证了绳系收放控制系统对拖拽过程的控制有效性。

关键词: 航天系统工程;半物理仿真;全物理仿真;拖拽系统;绳系卫星;模型预测控制

中图分类号: V57 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2022)06-0045-09

Design and control of semi-physical simulation device for tether dragging system

ZHANG Shixuan^{1,2,3,4}, WANG Wanqi⁵, XU Zhigang^{1,2,3,4}, DU Muxiong^{1,2,3,4}, YANG Mingyi^{1,2,3}

(1. State Key Laboratory of Robotics (Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences), Shenyang 110016, China;
2. Key Laboratory of Networked Control System (Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences), Shenyang 110016, China; 3. Institutes for Robotics and Intelligent Manufacturing, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110169, China;
4. School of Computer Science and Technology, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
5. National Computer Systems Engineering Research Institute of China, Beijing 100083, China)

Abstract: To remove space garbage effectively and simulate the recycle process of abandoned satellites in space, we conducted ground test assessments on dragging retractable device by means of semi-physical experimental technology to verify the performance of the dragging system. Semi-physical simulation is a technology that uses physical objects or a combination of physical models and mathematical models for simulation. Ground-based semi-physical simulation experiment can be a priori study for space tasks, which can greatly reduce the cost of space experiments and effectively guide the design and control of space tasks. First of all, the dynamics modeling of the dragging process of tethered satellite was carried out, the mission goal of the dragging process was clarified, and the mechanical composition of the semi-physical dragging system was established. Secondly, the full physical simulation unit was designed as a passive loading unit. The satellite mass was simulated by using an equivalent inertia turntable. Then, the simulation loading unit was designed by a semi-physical simulation method to simulate the dynamic states of the target under the dragging action of the tethering system. Finally, in view of the disturbance of tension measurement error in the actual test process, a control strategy based on model predictive control was designed. To accurately control the tension and tether length of the dragging process, the experiment adopted double closed-loop motor joint control and combined tension position dual motor simulation through model predictive control. Results show that the tension error accuracy of model predictive control was 5%, which verifies the effectiveness of the tether retracting control system on the dragging process.

Keywords: aerospace system engineering; semi-physical simulation; full physical simulation; dragging system; tethered satellite; model predictive control

收稿日期: 2020-08-20
基金项目: 国家自然科学基金(61803367);
辽宁省自然科学基金(2019-MS-346)
作者简介: 张世轩(1996—),男,硕士研究生
通信作者: 徐志刚, zgxu@sia.cn

随着空间科学的不断发展^[1],航天设备不断被送入太空,越来越多的废弃航天器停留在轨道上形成了空间垃圾,导致服役航天器与废弃航天器撞击的概率逐渐增加。2009年,美国的“铱-33”移动

通信卫星与俄罗斯已废弃的“宇宙-2251”军用通信卫星在西伯利亚北部上空相撞,引发了如何处理废弃卫星的问题^[2-4]。清除地球静止轨道空间碎片^[5]不但可以降低卫星相撞事故的概率,还可以节省宝贵的轨道位置资源,为今后的发展提供更多可能^[6-8]。

针对空间碎片移除问题,Starke 等^[9]提出通过飞网和飞爪系统抓获废弃航天器碎片,并利用绳索拖拽离轨的 ROGER 系统,并对两种方案进行了分析。赵国伟等^[10]考虑了收集飞行器与废弃飞行器的姿态运动以及系统组合体的整体运动,建立了绳系拖拽离轨系统动力学模型,分析了摆动特性与平稳控制。朱仁璋等^[11]则讨论了稳定状态下绳系系统的运动中心及相关力学问题,确定了运动中心在绳系上的位置,并导出了绳系拉力的表达式。王东科等^[12]则针对空间绳系机器人对目标抓捕后的复合体姿态稳定控制问题进行了研究,分析了绳系连接到目标后,由于自旋和碰撞所带来的姿态不稳定问题。

考虑到太空实验的成本和难点,大量有关全物理仿真实验、半物理仿真实验的研究逐步开展。文献[13]利用气浮台来仿真卫星在外层空间的低摩擦运动;文献[14]基于滑台式气浮台,采用回转中心与质心重合方法解决了气浮台力矩平衡难题;文献[15]以单轴气浮台作为卫星刚性主体,进行了大型挠性结构卫星全物理仿真实验的研究。全物理仿真可以将大型实物,或者较难实物试验的装置进行等效仿真实验。文献[16]利用物理建模的思想,用 SimMechanics 建立了空间对接地面半物理仿真台的机械系统,用 Matlab/Simulink 建立了控制系统模型,搭建了虚拟空间对接地面半物理仿真台,验证了试验的可行性;文献[17]基于 dSPACE 实时仿真机、单轴气浮转台、星载计算机及陀螺和反作用飞轮的卫星姿态控制系统,设计了半物理仿真,并对仅用反作用飞轮的卫星姿态大角度机动控制模式进行了半物理仿真验证;文献[18]针对对接机构地面测试的空间对接半物理仿真系统,提出系统的动力学解算方案,构建动力学仿真大回路,着重对大回路仿真系统的稳定性进行分析。在航天工程中,半物理实验常常结合全物理仿真与实物进行试验^[19],进行更加可靠的可行性验证。

考虑到回收拖拽过程中系绳中张力测量误差以及等效误差,本文通过半物理实验的方法,对系绳拖拽过程进行仿真验证,进行了一种绳系卫星拖拽系统的地面半物理实验。首先,设计了由半物理仿真单元和全物理加载单元组成的机械结构,分析了等

效误差;然后,基于绳系卫星拖拽动力学模型,考虑到实际试验过程中存在的张力测量误差扰动,设计了基于模型预测的控制策略;最后通过仿真,验证了基于所提控制策略的试验响应误差不大于 5%,张力误差不大于 5%,验证了半物理实验装置的可行性。

1 绳系卫星半物理机械系统设计

1.1 绳系拖拽过程动力学建模

废星绳系拖动控制动力学模型原理如图 1 所示。

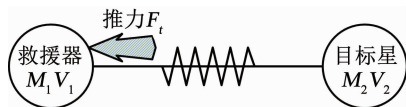


图 1 绳系拖动控制动力学模型原理

Fig. 1 Principle of dynamic model of dragging control

$$\dot{x}_1 = v_0^1 \quad (1)$$

$$\dot{x}_2 = v_0^2 \quad (2)$$

$$M_1 \ddot{x}_1 = F_t + f_s \quad (3)$$

$$M_2 \ddot{x}_2 = f_s \quad (4)$$

$$l_m = \frac{f_s}{k} \times \frac{(x_0 + x_1 + x_2)}{0.1} \quad (5)$$

式中: v_0^1 为平台卫星初速度, v_0^2 为目标星初速度, M_1 为平台卫星质量, M_2 为目标星质量, F_t 为飞行器推力, f_s 为试验台张力传感器测试张力, l_m 为张力控制单元位移指令, k 为对应绳单元(10 cm)等效刚度,由实验测试出, x_0 为飞行器间初始距离。

实验中全物理仿真单元通过飞轮配重等效惯量实现被动加载功能,等效卫星质量;半物理仿真单元模拟目标在绳系拖拽作用下的动力学状态,测量绳系张力作为输入,实时计算不同平台质量和绳系长度下收放过程载荷,整体半物理装置如图 2 所示。

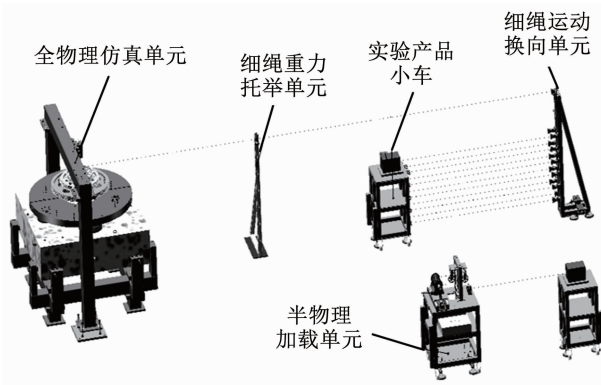


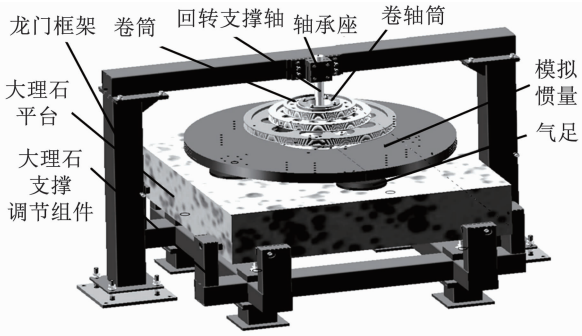
图 2 绳系半物理系统组成图

Fig. 2 Tethered semi-physical system composition

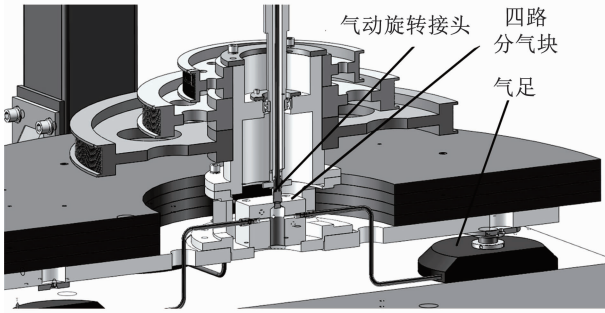
1.2 全物理仿真单元等效原理及机构设计

全物理仿真单元用于被动模式下对绳系收放试验产品进行加载测试,具备全物理负载模拟与绳系

卷绕等功能。其结构如图3所示。



(a) 全物理仿真单元结构



(b) 全物理仿真单元剖面图

图3 全物理仿真单元机构

Fig. 3 Full physical simulation unit mechanism

大理石平台通过支撑调整组件安装于地面,通过气源气体节流后形成的承载气膜实现运动组件低摩擦的漂浮于大理石平台上。卷筒用于卷绕绳系,卷筒轴固定于卷筒上,与回转支撑轴通过调心球轴承实现低摩擦转动。惯量盘为全物理加载的模拟负载,其转动惯量模拟空间卫星等效质量。

为保证全物理仿真单元负载模拟的有效性和准确性,对全物理加载单元负载等效模拟进行计算。设全物理试验系统的传动效率为 η , 惯量盘的转动惯量和角速度分别为 J_s 和 ω_s , 卷筒转动惯量、直径和角速度分别为 J_r 、 D_r 和 ω_r , 卫星等效质量为 M_s , 则通过等效原理可得

$$\frac{1}{2}M_s v_i^2 \eta = \frac{1}{2}J_s \omega_s^2 \quad (6)$$

将上式整理可得

$$w_s = \sqrt{\frac{M_s v_i^2 \eta}{J_s}} \quad (7)$$

当星体等效质量 $M_s = 500 \text{ kg}$ 、传动效率 $\eta = 0.99$ 、模拟转动惯量为 $40 \sim 260 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ (其中气足安装板、气足及其他运动组件转动惯量为 $40 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$) 时,惯量盘的最大角速度为 16.80 r/min 。

同理,当星体等效质量为 $M_s = 2\,000 \text{ kg}$ 时,模拟转动惯量为 $220 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,其他不变时,惯量盘的

角速度为 13.18 r/min 。则通过计算可得,在最大等效质量模拟工况下,惯量盘的最大直径为 725 mm 。

通过对等效质量模拟的极限情况分析可得,能够进行等效模拟的卫星的质量范围为: $290 \sim 3\,100 \text{ kg}$, 相应的模拟惯量的旋转角速度范围分别为 $1.33 \sim 1.76 \text{ rad/s}$, 经过换算得到角速度的表示方法为: $76.4 \sim 100.8^\circ/\text{s}$ 和 $12.7 \sim 16.8 \text{ r/min}$ 。

1.3 半物理仿真单元设计及误差估计

半物理加载单元主要由支撑基座、绳系累计收放长度测量单元、绳系张力测量单元、张力控制单元、卷扬机构和直线移动单元组成,其结构如图4所示。

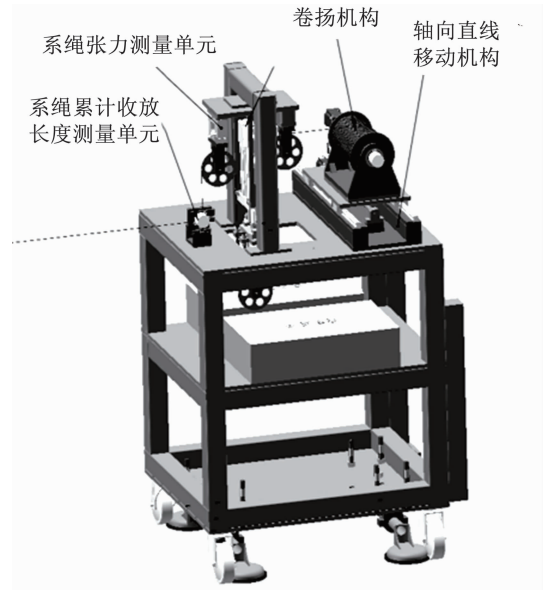


图4 半物理加载单元结构

Fig. 4 Semi-physical loading unit structure

图4中,半物理加载单元通过基座整体固定于加载单元试验小车上;绳通过绳系收放测量单元测量累计收放长度,并且夹轮组将绳系由水平方向换向至铅锤方向;绳穿过绳系收放长度测量单元后与张力测量单元连接,测量即时绳内张力的大小;绳通过张力测量单元的定滑轮换向后至与张力控制单元连接,张力控制单元的电动缸伸缩运动调节绳系中的张力大小,从而实现张力的精确闭环控制。

1.3.1 绳系张力测量单元

绳系张力测量单元用于对绳系张力进行高精度动态测量,其主要由高精度测力传感器和定滑轮组件组成,结构如图5所示。其中,绳穿过定滑轮将运动模式和动力传递给张力控制单元。

1.3.2 张力测量误差分析

由于张力测量单元的测量精度受到张力测量传感器误差、滑轮摩擦力和惯量力等因素的影响,张力测量精度要从这三方面去考察。

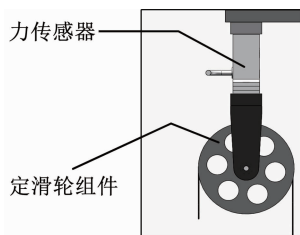


图 5 张力测量单元结构

Fig. 5 Tension measurement unit structure

设收发实验产品绳系的张力为 F , 通过张力测量单元夹轮组后的张力为 F_1 , 通过张力测量单元定滑轮后绳系的张力为 F_2 , 张力测量单元的测量误差及张力测量值分别为 u_F 和 F' , 则根据绳系传递过程可得到:

$$F' = \frac{F_1 + F_2}{2} (1 \pm u_F) \quad (8)$$

$$F_1 - F = F_{I_1} \quad (9)$$

$$F_2 - F_1 = F_{I_2} \quad (10)$$

式中 F_{I_1} 、 F_{I_2} 分别为绳系长度测量单元夹轮组和张力测量单元定滑轮组引入的惯性力和摩擦力, 绳系张力测量表达式如下:

$$u_F = F' - F \quad (11)$$

当绳系拖曳力的真值为 10 N 时, 通过式 (11) 计算得到, 张力测量值的误差为 0.029 6 N; 将大量程张力测量真值 (10 ~ 50 N) 带入式 (11) 中, 可得到张力测量的最大误差为 0.3%。

2 绳系卫星半物理仿真控制设计

2.1 控制电机建模

2.1.1 驱动电机模型

驱动电机是扭振系统及加载系统的运动输出执行环节, 驱动电机一般由高速小惯量的直流电动机和减速环节等组成。驱动电机在经过减速器后, 通过扭矩传感器分别与扭振系统及加载电机连接, 驱动电机的模型包括电机开环模型 (如图 6 所示), PWM 驱动器模型及电机常用的速度、电流双闭环模型。

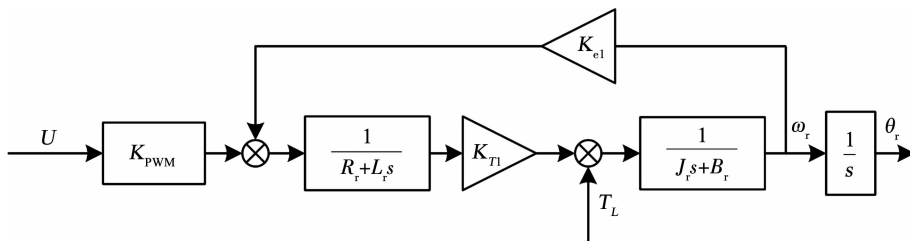


图 6 驱动电机开环对象模型

Fig. 6 Open-loop model of drive motor

2.1.2 开环模型

从系统输入 U 到输出 θ_r 的开环传递函数:

$$\frac{\theta_r(s)}{U(s)} = \frac{K_{PWM} K_{T1}}{J_r L_r s^3 + (R_r J_r + B_r L_r) s^2 + (B_r R_r + K_{T1} K_{e1}) s} \quad (12)$$

式中: U 为直流伺服电机电枢电压, R_r 为直流伺服电机电枢回路总电阻, L_r 为直流伺服电机回路总电感, θ_r 为直流伺服电机角位移, K_{e1} 为直流伺服电机反电动势系数, K_{T1} 为直流伺服电机转矩系数, J_r 为等效转动惯量, B_r 为直流电机阻尼系数。

2.1.3 PWM 驱动环节

PWM 脉宽调节装置由脉宽调制器和 PWM 变换器组成, 由于 PWM 的变换电压要到下一个周期才能改变, 因此 PWM 脉宽调节装置相当于延时环节。

设 PWM 脉宽调节装置的开关频率为 f_{PWM} , 对应的周期 T_{PWM} 即为延时时间, 其传递函数为:

$$G_{PWM} = K_{PWM} e^{-T_{PWM} s} \quad (13)$$

$$K_{PWM} = \frac{u_d}{u_c} x_1 = v_0^1 \quad (14)$$

式中: K_{PWM} 为放大系数, u_d 为 PWM 变换器的输出电压, u_c 为脉宽调制器的控制电压。

由于上式中包含指数函数, 使得系统为非最小相位系统。为便于分析, 将其按泰勒级数展开, 则

$$G_{PWM} = K_{PWM} e^{-T_{PWM} s} = \frac{K_{PWM}}{1 + T_{PWM} s + \frac{(T_{PWM} s)^2}{2!} + \frac{(T_{PWM} s)^3}{3!} + \dots} \approx \frac{K_{PWM}}{T_{PWM} s + 1} \quad (15)$$

由于 PWM 周期很小, 常用的开关频率为 10 kHz, 因此忽略式 (15) 中的高阶项, PWM 脉宽调节装置近似为一阶惯性环节, 其传递函数为

$$G_{PWM} = K_{PWM} e^{-T_{PWM} s} \approx \frac{K_{PWM}}{T_{PWM} s + 1} \quad (16)$$

2.1.4 转速、电流双闭环电机模型

电机采用转速、电流反馈双闭环控制驱动, 其闭环数学模型如图 7 所示。其中 K_{PWM} 为 PWM 驱动环节放大系数, T_{PWM} 为 PWM 驱动环节延时周期, R_r 为直流伺服电机电枢回路总电阻, L_r 为直流伺服电机回路总电感, θ_r 为直流伺服电机角位移, K_{e1} 为直流

伺服电机反电动势系数, K_{T1} 为直流伺服电机转矩系数, J_r 为等效转动惯量, B_r 为直流电机阻尼系数。

2.2 位置模式控制

整个系统的控制可以等效为测试加载机构的张力控制和绳系拖拽机构的位置控制实现。张力控制通过力传感器引入张力值与设定值的差值控制绳子

中的张力, 为位置控制提供输入。位置内环控制器由实际位置、张力测得位置变化值及给定位置三者同时确定输入值。为提高张力控制模式响应速度, 系统设计一种基于位置内环的高精度张力控制单元, 如图 8 所示。

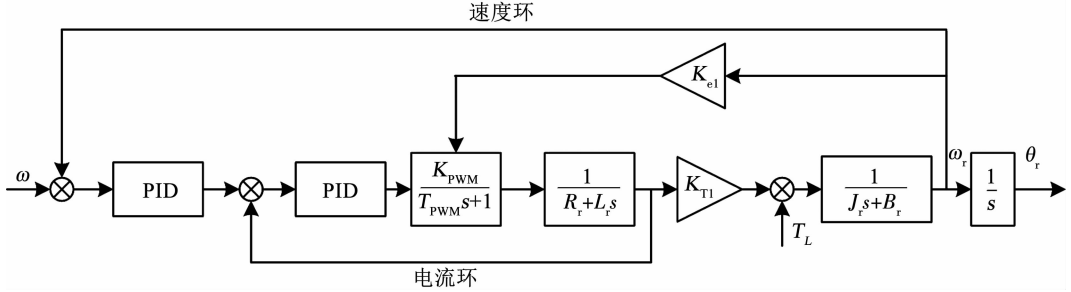


图 7 驱动电机闭环对象模型

Fig. 7 Closed-loop model of drive motor

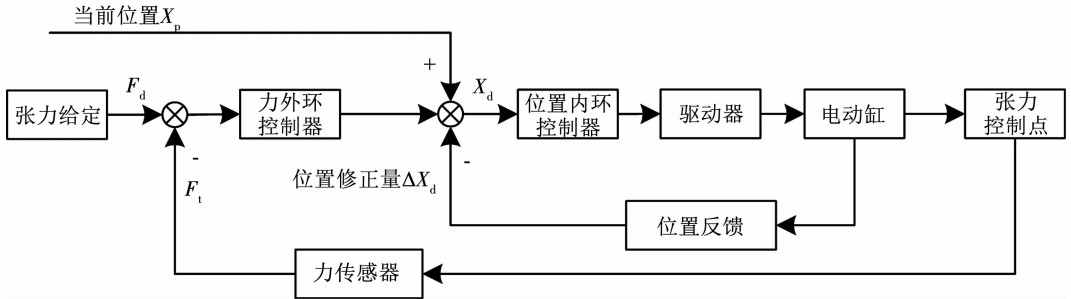


图 8 基于位置内环的力控制原理示意图

Fig. 8 Schematic diagram of force control principle based on inner position loop

基于位置内环的张力控制策略采用用力传感器构建力外环, 把力传感器的输出作为内环位置控制器输入的修正值。其控制原理示意图如图 8 所示, 由力传感器测量实际张力 F_t , 并 F_t 将与期望力 F_d 进行比较, 经过力外环控制器得到张力系统位置修正量 ΔX_d , 其表达式为

$$\Delta X_d = K_{fp}(F_d - F_t) + K_{fi}(\dot{F}_d - \dot{F}_t) \quad (17)$$

式中: K_{fp} 、 K_{fi} 分别为力外环控制的比例和积分系数。从而修正后的位置控制量为

$$X_d = X_p + \Delta X_d - X_t \quad (18)$$

式中, X_t 为位置反馈量, 修正后的位置指令为 X_d 。

由于位置内环控制较为简单, 采用 PID 控制器就可以简单的实现效果较好的稳定。控制律如下:

$$u_x = K_p[X_d + \frac{1}{T_i} \int_0^t X_d dt + T_d \frac{dX_d}{dt}] \quad (19)$$

2.3 张力模式控制

基于张力控制的精度要求, 在静态过程中, 简单的 PID 控制器可以较有效的控制并输出力误差, 用于修正位置。然而, 在实际拖动过程中, 由于张力测量单元的误差, 若要使绳内张力始终保持在较小的

动态变化中, 从而使位置变化量在较小的精度范围内稳定控制, 需要用到更复杂的模型预测控制。

模型预测控制采用阶跃响应模型, 节省了控制器的设计时间, 也同时为动态控制提供了条件。考虑到张力控制系统为 SISO 的定常稳态系统, 通过单位阶跃输入下的输出响应 $\{0, s_1, s_2, \dots, s_N, s_{N+1}, \dots\}$, 假设系统 N 步后达到稳态, 则系统输出可以表示为

$$y(k) = \sum_{l=1}^{N-1} s_l \Delta u(k-l) + s_N u(k-N) \quad (20)$$

式中, $\Delta u(k-l) = u(k-l) - u(k-l-1)$ 。

这样在时刻 k 就可以预测到未来任意时刻的输出值:

$$\bar{y}(k+1|k) = \bar{y}_0(k+1|k) + s_1 \Delta u(k) \quad (21)$$

在控制时域 M , 预测时域 N 时, P 时刻预测值为

$$\bar{y}(k+P|k) = \bar{y}_0(k+P|k) + s_P \Delta u(k) + s_{P-1} \Delta u(k+1|k) + \dots + s_{P-M+1} \Delta u(k-M+1|k) \quad (22)$$

式中, $M \leq P \leq N$ 。

在张力控制中, 设定性能指标为

$$J(k) = \sum_{i=1}^P \omega_i e^2(k+i|k) + \sum_{j=1}^M r_j \Delta u^2(k+j-1|k) \quad (23)$$

式中： ω_i 、 r_j 都是非负的标量； $e(k+i|k) = y_s(k+i) - y(k+i|k)$ 为张力误差量； $y_s(k+i)$ 为未来输出的设定值。式中第 1 项为最小化张力误差量，第 2 项为抑制过于剧烈的控制增量，防止张力控制出现震荡

造成控制不当。通过最小化性能指标函数 $J(k)$ ，求解每一步的控制增量 Δu ，滚动优化到下一时刻中去。这样，由模型预测控制算法所得设计的控制框图如图 9 所示。

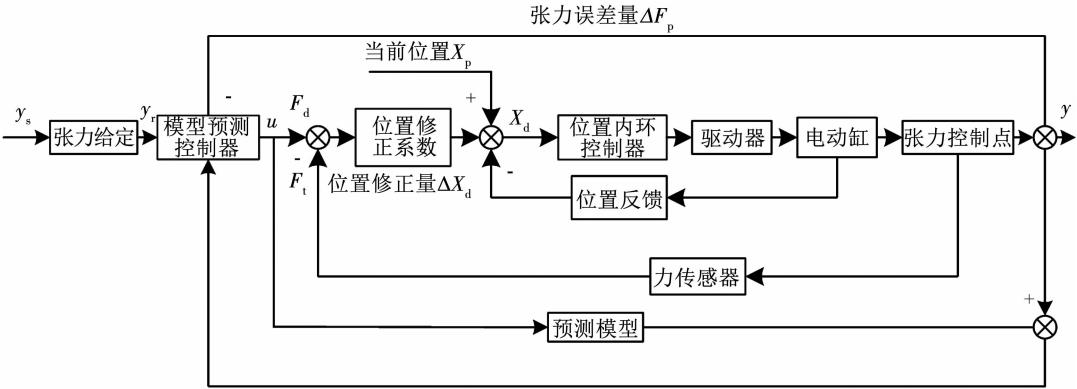


图 9 模型预测控制算法框图

Fig.9 Block diagram of model predictive control algorithm

2.4 稳定性分析

考虑系统的输入输出，现将系统等效为二阶振荡环节做稳定性分析。

$$G(s) = \frac{k_0^2}{s^2 + 2ak_0s + k_0^2} \tag{24}$$

系统经采样和零阶保持器后的 Z 传递函数为：

$$G(z) = \frac{m(z)}{p(z)} = \frac{m_1z^{-1} + m_2z^{-2}}{1 + p_1z^{-1} + p_2z^{-2}} \tag{25}$$

式中， $p_1 = -2e\cos 2\pi T$ ， $p_2 = e^2$ ， $e = \exp(-2\pi Ts_2)$ 。根据张力模式控制中给出的控制率可知， $y_0(k+j)$ 为 k 时刻对于 $\Delta u(k) = 0$ 的原始输出，那么令 $a_i = 1 - e^i(s_2\sin 2\pi Ti + \cos 2\pi Ti)$ 为系统阶跃响应采样值，在不考虑模型失配时可得系统闭环传递函数：

$$F_s(z) = \frac{d_s m(z)}{p^*(z)} \tag{26}$$

式中， $d_i = \frac{a_i}{\sum_{j=1}^p a_j^2}$ ， $d_s = d_1 + d_2 + \cdots + d_p$ 。

当不考虑控制权时，有下式：

$$p^*(z) = 1 + p_1^*z^{-1} + p_2^*z^{-2} \tag{27}$$

其中： $p_1^* = b_{20} - 1 - 2e\cos 2\pi T$ ， $p_2^* = e^2(b_{20} -$

$$d_{p0}a_{p+1})$$
， $b_{20} = \frac{\sum_{j=1}^p a_j a_{j+1}}{\sum_{j=1}^p a_j^2}$ ， $d_{p0} = \frac{a_p}{\sum_{j=1}^p a_j^2}$ 。

根据式(26)、(27)，系统稳定性取决于分母多项式 $p^*(z)$ 的系数，其稳定的充要条件为

$$\begin{cases} 1 + p_1^* + p_2^* > 0 \\ 1 - p_1^* + p_2^* > 0 \\ 1 > p_2^* \end{cases} \tag{28}$$

根据 p_1^* 、 p_2^* 定义可知，上式成立。则在式(23)的性能指标设定下，不考虑控制权值时，不论优化时域 p 取何值，系统总是稳定的。证毕。

3 仿真校验

3.1 位置模式仿真分析

通过编码器测量输出端位置，利用 Simulink 搭建仿真模型，调节 PID 控制器各参数，分析系统频率响应特性及 Bode 图如图 10~12 所示。

通过正弦跟踪可以看出，通过 PID 校正，系统的位置模式控制可以达到良好的跟踪效果。系统的相角裕度 $P_m = 22.8^\circ$ ，可以看出系统的稳定的。同时，系统在 10 Hz 时相角位移为 1.84° ，系统在 10 Hz 以内有较好的频率响应特性。

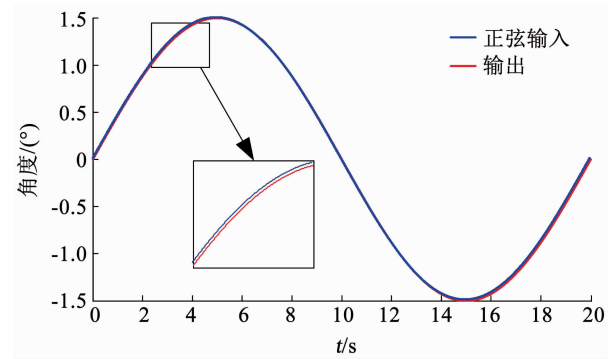


图 10 频率 0.05 Hz 正弦输出响应

Fig.10 Sinusoidal output response under 0.05 Hz frequency

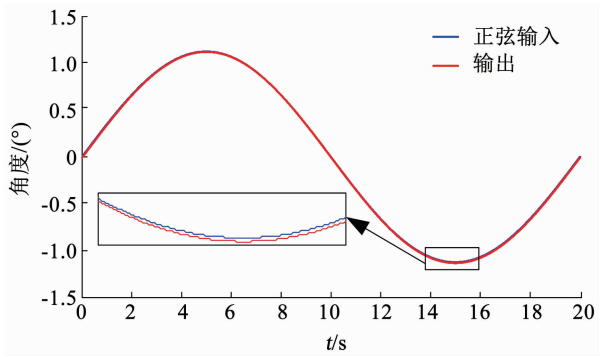


图 11 频率 0.20 Hz 正弦输出响应

Fig. 11 Sinusoidal output response under 0.20 Hz frequency

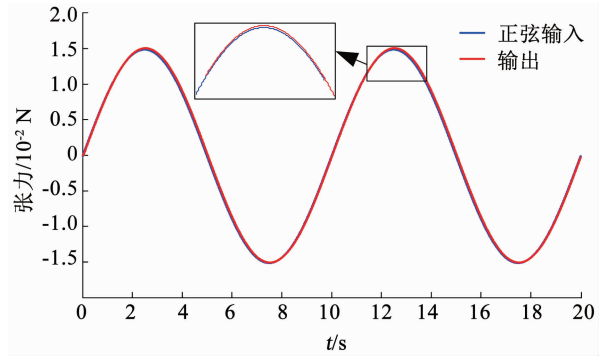


图 14 0.20 Hz 力载荷输出

Fig. 14 Force load output under 0.20 Hz

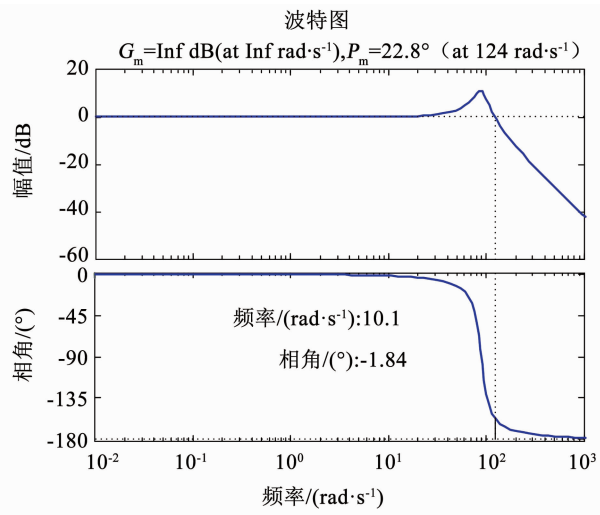


图 12 系统带宽响应

Fig. 12 System bandwidth response

3.2 张力模式仿真分析

外环张力控制时,由于系统仿真救援是一个弹簧系统,拖拽过程中会产生一定频率的误差;同时由于张力测量误差的存在,可将这类干扰视为有界干扰噪声。仿真过程中,在系统输入信号中加入有界随机噪声作为抖动干扰,测试模型预测控制对干扰的抑制作用。可以看到系统频率响应如图 13、14 所示。

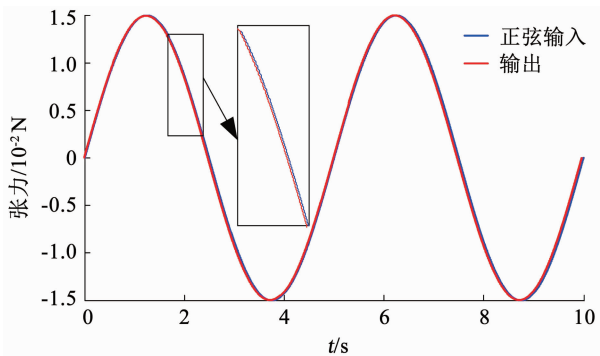


图 13 0.05 Hz 力载荷输出

Fig. 13 Force load output under 0.05 Hz

3.3 模型预测控制控制器仿真

模型预测控制器设计中,采样间隔取 0.4 s,预测时域长度为 30 s,控制时域长度取 10 s,输入权重为 0.3,输出权重为 1.0,暂不考虑绳系抖动因素,不加入约束条件。则控制器设定时相关参数曲线如图 15 所示。

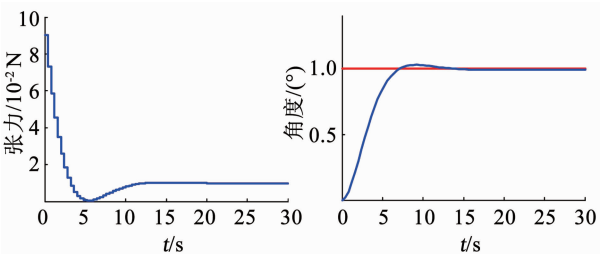


图 15 预测控制控制器信号及阶跃输出曲线

Fig. 15 Model predictive control signal curve and step response curve

可以看出,通过设计模型预测控制器,即使加入了噪声信号,如图 16 所示,频率响应曲线仍可以较好的跟踪输入,为力误差反馈提供了较好的条件。

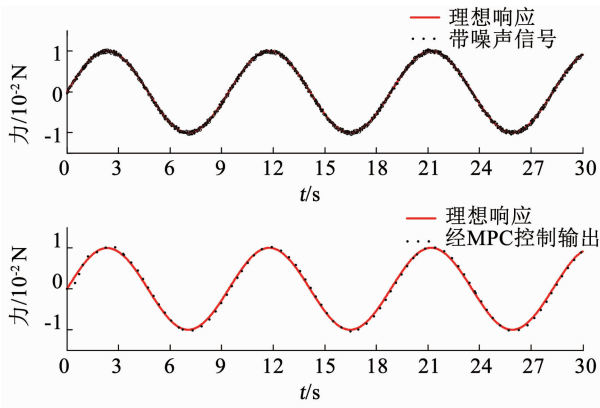


图 16 加入噪声后的 0.20 Hz 力载荷输出

Fig. 16 Force load output with noise under 0.20 Hz

3.4 误差分析

通过实验测量,得到如图 17、18 所示张力误差曲线及联合电机阶跃响应曲线。可以看出,在实际

工况中,力误差降低到了需求的 5% 以内,响应曲线也可以较好的满足试验要求。

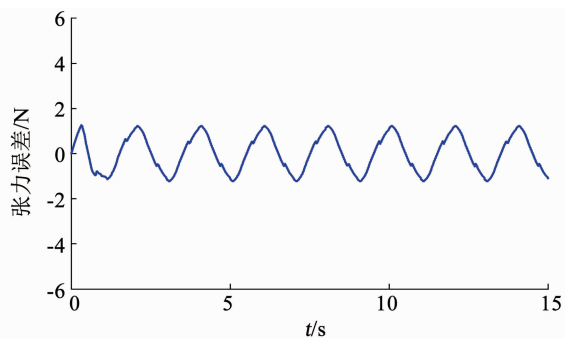


图 17 0.20 Hz 频率响应下张力误差曲线

Fig. 17 Tension error curve under 0.20 Hz frequency response

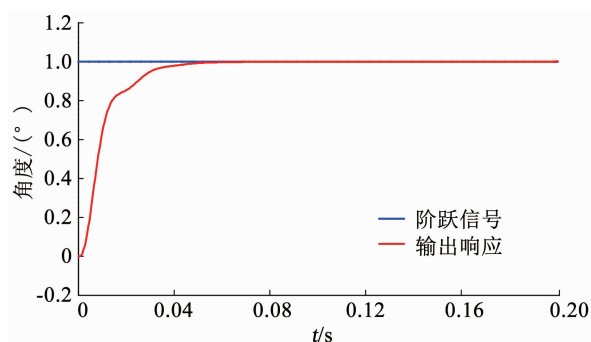


图 18 联合电机阶跃响应曲线

Fig. 18 Combined motor step response curve

4 结 论

1) 本文针对空间废弃卫星绳系系统的回收过程,采用半物理仿真实验技术设计了一种地面仿真实验装置。通过对绳系拖拽过程进行动力学建模,设计了实验装置。实验装置分为全物理加载单元和半物理仿真单元,分别用来模拟卫星等效质量和卫星在绳系拖拽作用下的动力学状态。通过对两部分实验装置的参数分析和误差估计,实现了绳系拖拽系统的机械设计。

2) 为解决绳系拖拽半物理仿真实验的控制问题,建立了基于伺服系统的双电机模型。针对绳系拖拽系统的验证问题,将整个系统的控制等效为了测试加载机构的张力控制和绳系拖拽机构的位置控制,通过双闭环电机的仿真实验,验证了所设计控制系统的良好频率响应特性。

3) 考虑到实际绳系拖拽过程中会出现的张力测量误差扰动,通过将张力控制性能指标设为优化函数,并进行稳定性分析,设计了可抑制扰动的模型预测控制控制器。通过等效张力误差为有界干扰噪声的方法,进行了一组仿真验证。仿真结果表明,力误差降低到了需求的 5% 以内,实现了较好的控制效果。

参考文献

- [1] 周建平. 我国空间站工程总体构想[J]. 载人航天, 2013, 19(2): 1
ZHOU Jianping. Chinese space station project overall vision[J]. Manned Spaceflight, 2013, 19(2): 1. DOI: 10.16329/j.cnki.zrht.2013.02.003
- [2] 邴启军, 冯书兴. 基于卫星相撞事件的空间安全新思考[J]. 装备指挥技术学院学报, 2009, 20(5): 63
BING Qijun, FENG Shuxing. Reflection on space security concerning the satellites collision[J]. Journal of the Academy of Equipment Command&Technology, 2009, 20(5): 63. DOI: 10.3783/j.issn.1673-0127.2009.05.014
- [3] 徐家辉, 胡敏. 导航卫星轨道安全性分析及离轨处置策略综述[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(12): 137
XU Jiahui, HU Min. Safety analysis and de-orbit disposal strategy of navigation satellite orbit[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(12): 137. DOI: 10.11809/bqzbgcxb2018.12.027
- [4] 张宇靖, 钟睿. 基于非线性模型预测的绳系系统系统摆振控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2200
ZHANG Yujing, ZHONG Rui. Tether swing control of tethered system based on nonlinear model prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2200. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0810
- [5] 李于衡, 杨开忠, 单长胜, 等. 地球同步轨道废弃卫星清理方法初步研究[J]. 中国科学: 技术科学, 2011, 41(2): 205
LI Yuheng, YANG Kaizhong, SHAN Changsheng, et al. A preliminary study on dead geostationary satellite removal[J]. Science in China: Technology Science, 2011, 41(2): 205. DOI: 10.1007/s11431-010-4156-4
- [6] LIU Chenguang, WANG Wei, GUO Yong, et al. Neural network-based adaptive terminal sliding mode control for the deployment process of the dual-body tethered satellite system[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 234(6): 1157. DOI: 10.1177/0954410019896430
- [7] LI Xiaolei, SUN Guanghui, Shao Xiangyu. Discrete-time pure-tensionsliding mode predictive control for the deployment of space tethered satellite with input saturation[J]. Acta Astronautica, 2020, 170: 521. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.02.009
- [8] LUO C Q, SUN J L, WEN H, et al. Dynamics of a tethered satellite formation for space exploration modeled via ANCF[J]. Acta Astronautica, 2020, 177: 882. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.11.028
- [9] STARKE J, BISCHOF B, FOTH W O, et al. ROGER a potential orbital space debris removal system[C]//Proceedings of the 62nd International Astronautical Congress. [S.l.]: IAC, 2011: 2257
- [10] 赵国伟, 张兴民, 唐斌, 等. 空间绳系拖拽系统摆动特性与平稳控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(4): 694
ZHAO Guowei, ZHANG Xingmin, TANG Bin, et al. Properties of pendulum motion of tether tugging system and its stable control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(4): 694. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0286
- [11] 朱仁璋, 林华宝. 论绳系卫星系统的运动中心[J]. 中国空间

科学技术, 1998(5): 10

ZHU Renzhang, LIN Huabao. The motion centre of tethered satellite systems [J]. Chinese Space Science and Technology, 1998(5): 10. DOI: CNKI:SUN:ZGKJ.0.1998-05-001

[12] 王东科, 黄攀峰, 孟中杰, 等. 空间绳系机器人抓捕后复合体姿态协调控制[J]. 航空学报, 2013, 34(8):1998

WANG Dongke, HUANG Panfeng, MENG Zhongjie, et al. Coordinated attitude control of the combination system after the capture by the tethered space robot [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1998. DOI: 10.7527/S1000-6893.2013.0323

[13] 李季苏, 牟小刚, 孙维德, 等. 大型卫星三轴气浮台全物理仿真系统[J]. 控制工程, 2001(3): 22

LI Jisu, MOU Xiaogang, SUN Weide, et al. A full physics simulation system for three axis air bearing platform of large satellite [J]. Control Engineering, 2001(3): 22. DOI: CNKI: SUN: KJKZ.0.2001-03-004

[14] 高华宇, 董云峰. 基于气浮台的小卫星姿态控制全物理仿真实验系统[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(6): 1153

GAO Huayu, DONG Yunfeng. Full-physical simulation experiment system of moonlet attitude control based on air bearing test-bed[J]. Computer Measurement and Control, 2009, 17(6): 1153. DOI: 10.16526/j.cnki.11-4762/tp.2009.06.005

[15] 李季苏, 牟小刚, 汪春涛. 大型挠性结构卫星全物理仿真技术研究[J]. 系统仿真学报, 1995(2): 36

LI Jisu, MOU Xiaogang, WANG Chuntao. Physical simulation technique for large flexible structure satellite[J]. Journal of System Simulation, 1995(2): 36. DOI: 10.16182/j.cnki.joss.1995.02.007

[16] 常同立, 丛大成, 叶正茂, 等. 空间对接地面半物理仿真台系统仿真研究[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 975

CHANG Tongli, CONG Dacheng, YE Zhengmao, et al. Simulation on HIL ground experiment simulator for on-orbit docking[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 975. DOI: 10.3321/j.issn:1000-6893.2007.04.036

[17] 张世杰, 曹喜滨, 王峰. 微小卫星姿态控制系统半物理仿真设计及验证[J]. 中国空间科学技术, 2005, 25(6): 43

ZHANG Shijie, CAO Xibin, WANG Feng. Design of semi-physical system for micro-satellite attitude control [J]. Chinese Space Science and Technology, 2005, 25(6): 43. DOI: 10.3321/j.issn:1000-758X.2005.06.008

[18] 延皓, 叶正茂, 丛大成, 等. 空间对接半物理仿真原型试验系统[J]. 机械工程学报, 2007, 43(9): 51

YAN Hao, YE Zhengmao, CONG Dacheng, et al. Space docking hybrid simulation prototype experiment system [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(9): 51. DOI: 10.3321/j.issn:0577-6686.2007.09.011

[19] 张新邦, 林来兴, 索旭华. 卫星控制系统仿真技术[J]. 计算机仿真, 2000, 17(2): 57

ZHANG Xinbang, LIN Laixing, SUO Xuhua. Satellite control system simulation technics [J]. Computer Simulation, 2000, 17(2): 57. DOI: 10.3969/j.issn.1006-9348.2000.02.017

(编辑 张 红)

(上接第 36 页)

[23] HAGER O, GAGLIARDI D, WALKER H. Analysis of tear strength [J]. Textile Research Journal, 1947, 17(7): 376. DOI: 10.1177/004051754701700704

[24] LIU Longbin, XIAO Houdi. Tear strength characteristics of laminated envelope composites based on single edge notched film experiment[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2014, 127: 21. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2014.04.026

[25] STEELE R, GRUNTFEST I J. An analysis of tearing failure[J]. Textile Research Journal, 1957, 27(4): 307. DOI: 10.1177/004051755702700406

[26] 储才元, 陈峰. 机织物的撕裂破坏机理和测试方法的分析[J], 纺织学报, 1992, 13(5): 4

CHU Caiyuan, CHEN Feng. Tearing failure mechanism of woven fabrics and comparison between tear test methods[J]. Journal of Textile Research, 1992, 13(5): 4. DOI:10.13475/j.fxzb.1992.05.001

[27] 马倩, 王萍, 王永欣. 机织物撕裂破坏分析及其自身性能对二维纺织复合材料力学性能的重要性[J]. 纤维复合材料, 2010, 27(3): 15

MA Qian, WANG Ping, WANG Yongxin. Tearing analysis of woven fabrics and the importance of its mechanical properties to 2D textile composites[J]. Fiber Composites, 2010, 27(3): 15. DOI: 10.3969/j.issn.1003-6423.2010.03.004

[28] CHEN Jianwen, CHEN Wujun, ZHANG Daxu. Experimental study on uniaxial and biaxial tensile properties of coated fabric for airship envelopes [J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2014, 33(7): 643. DOI: 10.1177/0731684413515540

[29] TRIKI E, DOLEZ P, VU-KHANH T. Tear resistance of woven textiles-criterion and mechanisms[J]. Composites Part B: Engineering, 2011, 42(7): 1851. DOI: 10.1016/j.compositesb.2011.06.015

[30] SUN Xuaoying, HE Rijin, WU Yue. A novel tearing residual strength model for architectural coated fabrics with central crack [J]. Construction and Building Materials, 2020, 263: 120133. DOI: 10.1016/j.conbuildmat.2020.120133

[31] WANG Fengxin, CHEN Yonglin, LIU Guangzhong, et al. Investigation of the tearing properties of a new airship envelope fabric based on experimental and theoretical methods[J]. Journal of Industrial Textiles, 2019, 48(8): 1327. DOI: 10.1177/1528083718754904

[32] HE Rijin, SUN Xiaoying, WU Yue. Central crack tearing test and fracture parameter determination of PTFE coated fabric [J]. Construction and Building Materials, 2019, 208: 472. DOI: 10.1016/j.conbuildmat.2019.03.046

[33] CHEN Jianwen, ZHOU Han, Zhao Bing, et al. A New Theoretical Equation to estimate Poisson's Ratio for Coated Bi-axial Warp Knitted Fabrics under Bias Tensile Loading [J]. Fibers and Polymers, 2018, 19(12): 2631. DOI: 10.1007/s12221-018-8025-2

(编辑 张 红)