

文章编号:1000-6893(2007)04-0975-06

空间对接地面半物理仿真台系统仿真研究

常同立, 丛大成, 叶正茂, 韩俊伟

(哈尔滨工业大学 机电工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

Simulation on HIL Ground Experiment Simulator for On-orbit Docking

CHANG Tong-li, CONG Da-cheng, YE Zheng-mao, HAN Jun-wei

(School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

摘要:飞行器空间对接地面半物理(HIL)仿真台是进行空间对接技术研究、对接机构地面检测以及对接过程的故障复现等多种用途的关键设备。论文阐述了飞行器空间对接地面半物理仿真台系统建构思想。在此基础上推导出空间对接地面半物理仿真台的空间对接动力学模型。基于物理建模的思想,用 SimMechanics 工具箱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,建构了虚拟空间对接地面半物理仿真台。采用滞后补偿等使系统的闭环动态性能达到要求。在空间对接地面半物理仿真台虚拟样机上,采用无阻尼振荡模型对空间对接动力学模型等进行了验证,对空间对接的缓冲过程进行了仿真。仿真结果表明空间对接动力学模型是正确的,空间对接地面半物理仿真台系统的建构思想是可行的。

关键词:空间对接动力学;数学模型;空间对接;半物理仿真;仿真台

中图分类号: V526

文献标识码: A

Abstract: The hardware in the loop (HIL) ground experiment simulator for on-orbit docking plays a very important role in some research fields. These fields include the research on spacecraft docking/berthing, the testing of docking/berthing mechanism, the problems reappearing of docking/berthing maneuvers and so on. This paper presents a new idea of the ground experiment simulation for on-orbit docking. The dynamic model for spacecraft docking for the HIL simulator is established. At last, the mechanical system of a virtual ground experiment simulator for on-orbit docking is established with SimMechanics block-set. The controller of the system is also established with Matlab/Simulink. Lag compensation is used to ensure the close loop performance. The result of simulation with virtual simulator shows that the above dynamic model for spacecraft docking is correct and the idea of the HIL ground experiment simulator for on-orbit docking is feasible.

Key words: on-orbit docking dynamics; mathematic model; on-orbit docking; HIL simulation; simulator

飞行器空间对接技术是人类进行空间活动的一项关键技术。空间站的建造、空间救生、空间检修、星际飞行等等都依赖于这项技术。空间对接过程又往往是高风险和事故多发的^[1]。为提高可靠性,国外许多学者和机构在飞行器空间对接技术方面进行了大量的仿真及试验研究,其研究方法涵盖数学、物理和半物理(Hardware in the Loop, HIL)^[2-5]。近年来,国内很多学者也在这方面进行了研究^[6-9]。尽管在飞行器及对接机构的设计和研制阶段,特别是在初期研究中大量地采用数学仿真,但是地面仿真台上的验证过程是必不可少的,因为只有物理和半物理仿真台上,人们才可以近距离研究飞行器对接机构在对接过程中的动力学问题,并且对接机构以硬件的物理

方式参与了仿真过程,则试验结果是完善的、真实可信的^[4]。因此国际空间站(International Space Station, ISS)要求通用对接机构(Common Berthing Mechanism, CBM)必须在其工作温度和真空条件下进行半物理仿真台测试^[5]。可知研制高性能的飞行器空间对接动力学半物理仿真试验设备是非常重要的。中国的探月工程等也对空间对接动力学半物理仿真技术有迫切的需求。

空间对接动力学半物理仿真台的数学仿真部分的数学建模有着不同于普通数学仿真建模的特点。作为半物理仿真系统的数学模型环节,与半物理仿真台的系统建构思想密切相关。文献[6]等介绍了数学仿真研究飞行器空间对接动力学的情况。文献[8-9]谈了半物理仿真台的一些情况。与之不同,本文侧重于阐述半物理仿真台的建构思想,推导出半物理仿真台对接动力学模型。利用机械系统虚拟样机技术建立虚拟空间对接动力

收稿日期:2006-07-04; 修订日期:2006-11-01
基金项目:国家“921”工程资助项目
通讯作者:韩俊伟 E-mail:hjw@hit.edu.cn

学半物理仿真台,进行仿真研究。

1 空间对地面半物理仿真台

系统仿真按参与仿真的模型种类不同,可分为物理仿真、数学仿真及半物理仿真。数学仿真和物理仿真在文献[10]中有清晰定义,这里不再赘述。

半物理仿真,又称物理-数学仿真和半实物仿真。半物理仿真是指针对仿真研究内容,将被仿真对象系统的一部分以实物(或物理模型)方式引入仿真回路;被仿真对象系统的其余部分以数学模型描述,并把它转化为仿真计算模型。借助于物理效应模型,进行实时数学仿真与物理仿真的联合仿真。

在航空航天、武器系统等研究领域,半实物仿真不可缺少的手段。通常在以下几个情况考虑采用半物理仿真:

(1) 被仿真对象系统中的若干子系统或部件很难用数学语言描述或者是表达式特别复杂。

(2) 需要对分系统进行验收和分系统模型效应。

(3) 实物试验和使用前的联合调试,半物理仿真可以检验构成真实系统的某些实物部件乃至整个系统的性能指标及可靠性,准确调整系统参数和控制规律。

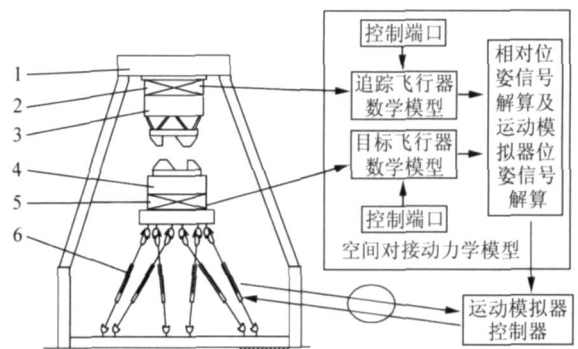
空间对接动力学试验的主要任务是检验对接机构缓冲阻尼系统和模拟全部对接过程的动力学问题。

飞行器空间对接过程大致可分为5个阶段:捕捉阶段、缓冲阶段、刚性连接阶段、复合体姿态控制阶段和分离阶段。捕捉阶段和缓冲阶段是在地面上半物理仿真着重研究的两个阶段。在捕捉阶段,追踪飞行器的主动对接机构和目标飞行器的被动对接机构接触情况多达20种^[6],且存在弹性变形、接触表面相对滑移等复杂情况。在缓冲阶段,对接机构的缓冲装置运动关系复杂,表现较强的非线性,且参数在大范围变化。从捕捉阶段和缓冲阶段看,上述因素使得进行纯数学仿真十分困难或难以取得理想的效果。在半物理仿真中,可将不易建模的部分(对接机构)以实物代之参与仿真试验,可以避免建模困难,并提高了仿真结果的可靠性和可信度。

从已有的研究文献看,空间飞行器动力学用数学模型描述是有足够精确度的。空间活动的任务不同,参与空间对接飞行器的参数往往是不同的,

飞行器的动力学特性适合用数学模型描述。数学仿真具有灵活性,易于变更被仿真飞行器的参数。

飞行器空间对地面半物理仿真台的系统主体结构参见图1,图中所示系统安装周边式对接机构 APAS-89(实物),其中主动对接机构垂直安装在仿真台的固定支架上。主动对接机构安装面向上,描述为追踪飞行器位于仿真台上部且垂直于地面,并相对于地面保持静止。在主动对接机构与固定支架之间安装六自由度(6DOF)力与力矩传感器 a 作为物理模型与数学模型间的信号接口,采集主动对接机构对追踪飞行器体的作用力与力矩。



1—支架;2—6DOF力与力矩传感器 a ;3—主动对接机构;4—被动对接机构;5—6DOF力与力矩传感器 b ;6—运动模拟器

图1 空间对地面半物理仿真台简图

Fig. 1 Schematic drawing of HIL ground test system for on-orbit docking simulation

飞行器空间对地面半物理仿真台运动模拟器采用 Stewart 平台并联机构。运动模拟器的6个作动器采用电液伺服驱动与控制,以获得较高的动态响应频率和较高的驱动负载能力。被动对接机构垂直安装在运动模拟器的运动平台上。被动对接机构安装面向下,描述目标飞行器与追踪飞行器进行对接。运动模拟器产生6DOF位置和姿态运动是支架与运动模拟器运动平台之间的相对运动,也是主动对接机构与被动对接机构之间的相对运动。这相对运动模拟空间两个进行空间对接的飞行器的相对运动。支架与运动模拟器是数学模型与物理模型间的信号接口。

在被动对接机构与运动模拟器之间的6DOF力与力矩传感器 b 是物理模型与数学模型间的信号接口,采集被动对接机构对目标飞行器体的作用力与力矩。

6DOF力与力矩传感器采用压电晶体型式,有较高刚度和固有频率。

空间对接动力学模型是实时数学仿真部分,

运动模拟器、支架和力与力矩传感器是物理效应模型(这里仅考虑了动力学仿真问题,忽略了环境模拟等)。

为实现飞行器对接时捕捉碰撞以及半物理仿真台系统安全等,还需要空间对接初始条件规划模块和安全保护模块等辅助部分。

2 空间对接飞行器体动力学模型

将飞行器看做由对接机构和飞行器体两部分组成,两者分界面为对接机构的安装面。如前所述,空间对接半物理仿真台系统的物理仿真环节是对接机构,那么需要进行的实时数学仿真内容是飞行器体空间动力学。对接机构向数学仿真模型传递的是力和力矩信号,数学仿真模型输出给对接机构的是运动量信号。

文献[6]通过数学仿真研究指出:针对对接机构的对接动力学仿真研究,采用刚体飞行器模型的仿真结果与考虑太阳能帆板等挠性体的模型的仿真结果差别不大。刚体模型计算量小,便于实时控制。因此,假设追踪飞行器、目标飞行器均为刚体,并且刚体飞行器体受力和力矩均为集中力和力矩。

在空间对接地面半物理仿真台上进行的仿真研究内容涵盖对接动力学研究、对接机构试验、故障再现模拟等,仿真条件是多样的^[4]。刚体模型飞行器所受作用力和作用力矩可分为两类:一类来自于对接机构;另一类属于对飞行器的控制和干扰力和力矩。在对接动力学建模时,考虑为飞行器的控制和干扰的力和力矩等预留控制信号入口。

追踪飞行器和目标飞行器在空间轨道对接如图 2 所示,建立惯性基 $e(O-XYZ)$,基点选在飞行器飞行轨道上。建立追踪飞行器的连体基 $e_1(O_1-X_1Y_1Z_1)$,基点选在追踪飞行器的质心上。建立目标飞行器的连体基 $e_2(O_2-X_2Y_2Z_2)$,基点选在目标飞行器的质心上。

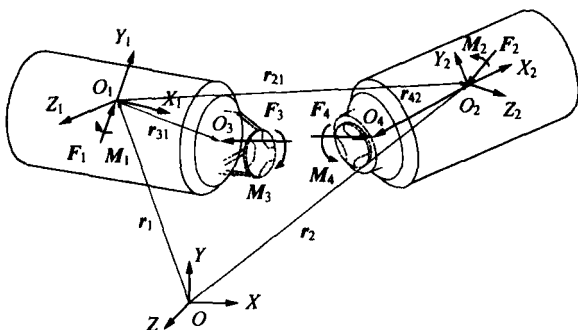


图 2 空间对接过程中的飞行器体

Fig. 2 Spacecraft bodies in on-orbit docking

追踪飞行器受到主动对接机构对其作用等效力及作用力偶矩,分别标记为 F_3 和 M_3 ,作用力点为主动对接机构在追踪飞行器上的安装面中心 O_3 。追踪飞行器的控制信号入口为作用在追踪飞行器质心 O_1 的等效力与力偶矩,标记为 F_1 和 M_1 。追踪飞行器体质量 m_1 ,惯性张量 J_1 ,角速度 ω_1 。由牛顿-欧拉动力学方程,可列出追踪飞行器的数学模型

$$\ddot{r}_1 = \frac{F_1 + F_3}{m_1} \quad (1)$$

$$J_1 \cdot \dot{\omega}_1 + \omega_1 \times J_1 \cdot \omega_1 = M_1 + M_3 + r_{31} \times F_3 \quad (2)$$

目标飞行器受到被动对接机构对其作用等效力及作用等效力偶矩,分别标记为 F_4 和 M_4 ,作用力点为被动对接机构在目标飞行器上的安装面中心 O_4 。目标飞行器的控制信号入口为作用在追踪飞行器质心 O_2 的等效力与力偶矩,标记为 F_2 和 M_2 。目标飞行器体质量 m_2 ,惯性张量 J_2 ,角速度 ω_2 。由牛顿-欧拉动力学方程,可列出目标飞行器的数学模型

$$\ddot{r}_2 = \frac{F_2 + F_4}{m_2} \quad (3)$$

$$J_2 \cdot \dot{\omega}_2 + \omega_2 \times J_2 \cdot \omega_2 = M_2 + M_4 + r_{42} \times F_4 \quad (4)$$

将惯性基 $e(O-XYZ)$ 上的 \dot{r}_{21} 和 \ddot{r}_{21} 转换到在追踪飞行器的连体基 $e_1(O_1-X_1Y_1Z_1)$ 上的 \dot{r}_{21} 和 \ddot{r}_{21} ,据矢量在不同基上对时间的导数公式^[11]可知

$$\begin{aligned} \dot{r}_{21} &= \frac{F_2 + F_4}{m_2} - \frac{F_1 + F_3}{m_1} - \omega_1 \times r_{21} - \\ & 2 \omega_1 \times \dot{r}_{21} - \omega_1 \times (\omega_1 \times r_{21}) \end{aligned} \quad (5)$$

依据欧拉运动学方程(在连体基中分解)可由角速度求取姿态角速度

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \cos \alpha / \cos \beta & -\sin \alpha / \cos \beta \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \\ 1 & -\cos \alpha \tan \beta & \sin \alpha \tan \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: α 为滚转角; β 为偏航角; γ 为俯仰角; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为角速度。

3 系统化简

由于运动模拟器上平台运动变化使 6DOF 力与力矩传感器 b 采集的信号中含有被动对接机构的惯性力和力矩,需将其补偿掉,反映真实的对接机构相互作用力和力矩。实际补偿工作是困难的,因此考虑化简系统。

当主动对接机构的对接环等运动部分质量较小时,忽略其惯性力,可以认为相互作用力与力矩源自一对作用力与反作用力。取消6DOF力与力矩传感器**b**,通过6DOF力与力矩传感器**a**求解目标飞行器体的受力情况,见图3。

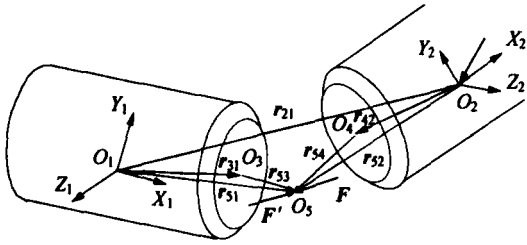


图3 飞行器相互作用

Fig. 3 Action and counteraction between spacecrafts

$$F_4 = -F_3 = F = -F \quad (7)$$

$$M_4 = (r_{21} + r_{42} - r_{31}) \times F_4 - M_3 \quad (8)$$

这样,飞行器空间对地面半物理仿真系统可以简化。

4 仿真研究

虚拟样机是20世纪90年代中叶以来兴起的一种新型的系统分析、设计的方法和手段^[12]。虚拟样机技术在空间对地面半物理仿真系统研究初期发挥的作用是巨大的。在研究问题方向上,虚拟样机在一定程度上具有与真实对象系统相似的真实度。通过建立空间对地面半物理仿真系统的虚拟样机,可以高效能和低成本地开展前期研究工作。通过对半物理仿真系统进行仿真,完成对空间对接半物理仿真系统建构思想验证及空间对接飞行器体动力学模型的验证。

下面以在虚拟空间对地面半物理仿真台系统上进行空间对接过程的缓冲阶段仿真研究为例,介绍仿真研究情况。表1是被仿真飞行器的部分参数。

表1 仿真用飞行器参数

Table 1 Spacecraft parameters for simulation

项目	目标飞行器	追踪飞行器
质量 m/kg	12 000	8 000
对质心主	I_x	7 000
惯性矩/	I_y	4 000
$(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	I_z	4 000
		11 000
		11 000

虚拟机械机构建模工具采用 Mathworks 公司推出的机械机构系统建模 Simulink 工具箱 SimMechanics。建模内容包含运动模拟器等机

构(物理效应模型)建模和模拟对接机构(实物)建模,见图4。采用基于物理建模的思想,依据物理连接关系,建立起机械结构,通过填写机构模块的物理特性完成物理机构的建模。模型求解是通过 SimMechanics 内在的牛顿力学方程自动生成动力学模型完成。运动模拟器的位姿信号、作动器的位移信号和6DOF力与力矩传感器信号等用 SimMechanics 模块引出。

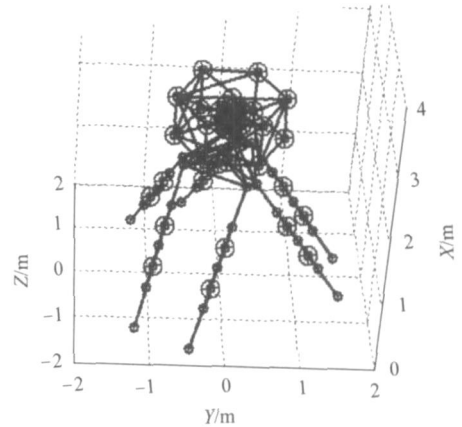


图4 虚拟飞行器空间对地面仿真台

Fig. 4 Virtual ground simulator for on-orbit docking

虚拟样机的空间对接飞行器体动力学模型(数学仿真模型)和运动模拟器的控制器(物理效应模型)等用 Simulink 建立。系统对运动模拟器伺服控制等产生的滞后进行了补偿。对接机构实物都是非常复杂的^[13],价格昂贵。为简便易行起见,采用图5所示的质量弹簧模拟对接机构。该质量弹簧模拟负载具有6个自由度,但是其对接椎位姿输入与力和力矩输出的信号关系有一定的非线性。虚拟质量弹簧负载垂向(X 向)零位附近的刚度约为11 740 N/m。水平向(如 Y 向)零位附近的刚度约为35 000 N/m。

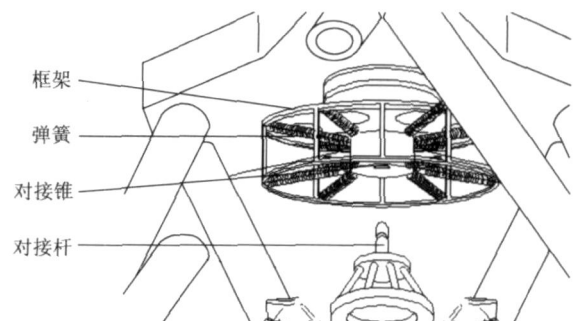


图5 弹簧质量模拟对接机构

Fig. 5 Spring-mass docking mechanism

虚拟样机在用于飞行器空间对地面半物理仿真研究之前,需要对其闭环动力学性能进行验证。验证方式可在虚拟空间对地面半物仿真台

上仿真确切已知的物理过程,分析其仿真结果进行判定。验证模型参考文献[14]采用无阻尼振荡模型,见图6。

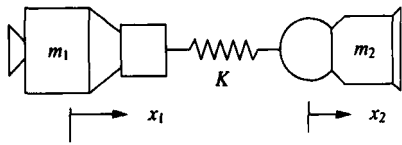


图6 无阻尼振荡验证模型

Fig 6 Undamped oscillation model for validation

虚拟半物理仿真台仿真验证模型的部分仿真结果见图7和图8。各方向的验证是分别进行的。

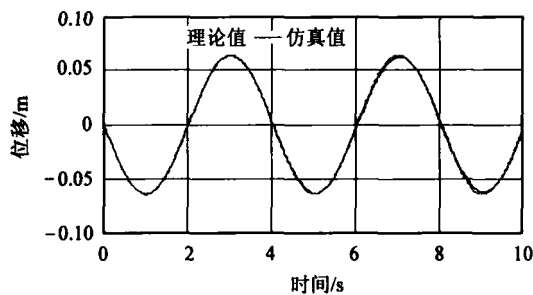


图7 X向验证仿真曲线

Fig 7 Simulation curves in X range for validation

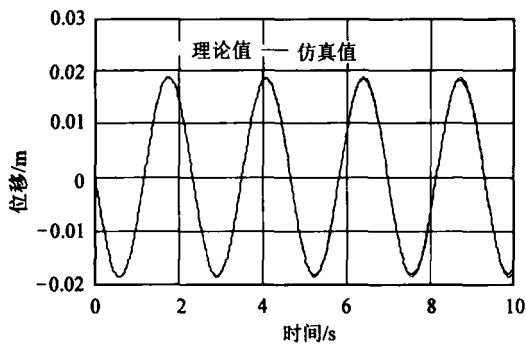


图8 Y向验证仿真曲线

Fig 8 Simulation curves in Y range for validation

图9和图10是模拟空间对接缓冲阶段的部分仿真曲线。

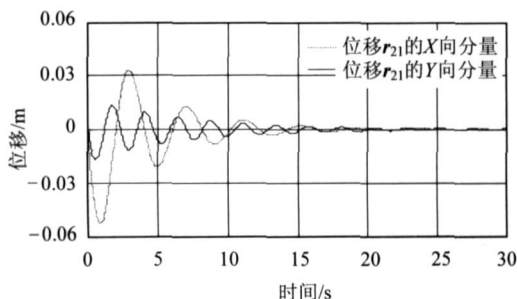


图9 运动模拟器位移信号

Fig 9 Displacement signal of motion simulator

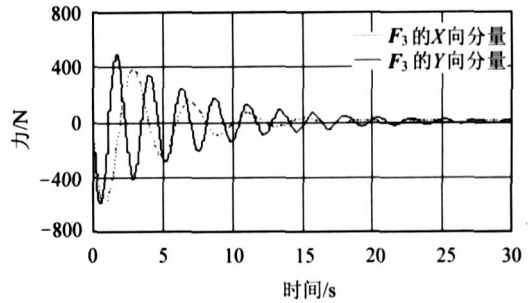


图10 相互作用力

Fig 10 Action and counteraction forces

5 结论

(1) 阐述了飞行器空间对接地面半物理仿真台的系统建构思想,进行了半物理仿真台飞行器体的动力学建模。所建构的地面半物理仿真台及其空间对接动力学数学模型具有一般性,适用于周边式对接机构,也适用于椎杆式等对接机构。

(2) 虚拟空间对接地面半物理仿真台的仿真研究结果表明:空间对接飞行器体动力学模型是正确的,空间对接地面半物理仿真台的系统建构思想是可行的。

(3) 上述仿真研究工作都是采用质量弹簧模拟对接机构完成的,因此仿真结果也验证了质量弹簧模拟对接机构用于空间对接地面半物理仿真台的研究是可行的。这对于缺少对接机构时,开展空间对接半物理仿真台研究是有意义的。

采用虚拟样机技术对空间对接地面半物理仿真台系统建构思想等进行了验证,后续研究工作将建立空间对接地面半物理仿真试验台,在其上开展试验研究。

参考文献

- [1] 戴维·J·谢勒. 载人航天飞行中的事故与灾难[M]. 袁家军,郑敏,译. 北京:中国宇航出版社,2005:264-282. Shayler D J. Disasters and accidents in manned spaceflight [M]. Yuan J J, Zheng M, Translation. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2005: 264-282. (in Chinese)
- [2] Lee S H, Yi B J, Kim S H, et al. Analysis on impact propagation of docking platform for spacecraft [C] Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Seoul, Korea: [s. n], 2001:413-420.
- [3] Lange C, Martin E, Piedboeuf J C, et al. Towards docking emulation using hardware-in-the-loop simulation with parallel platforms [C] Proceedings of the Workshop on Fundamental Issues and Future Research Directions for Parallel Mechanisms and Manipulators. Quebec City,

- Canada:[s.n], 2002:244-247.
- [4] 彭成荣,曲广吉,马宗诚,等.俄罗斯大型航天器动力学及其实验技术[J].航天器工程,1992,3:1-7.
Peng C R, Qu G J, Ma Z C, et al. Russia large spacecraft dynamics and its testing technology[J]. Spacecraft Engineering, 1992, 3:1-7. (in Chinese)
- [5] BMP. Report of survey conducted at NASA Marshall space flight center[R]. Huntsville, US:Best Manufacturing Practice Center of Excellence, 1999.
- [6] 关英姿.航天器对接过程的动力学及仿真技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2000.
Guan Y Z. Research on dynamics and simulation technique of spacecraft docking process[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2000. (in Chinese)
- [7] 张广玉,陈志刚,赵学增.对接仿真试验台杠铃式质量惯量模拟技术研究[J].航空学报,2006,27(4):728-732.
Zhang G Y, Chen Z G, Zhao X Z. Study on the technique of barbell mass and inertia simulating of a docking simulation test bed[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4):728-732. (in Chinese)
- [8] 张崇峰.空间对接六自由度半物理仿真研究[J].航天控制,1999,1:70-74.
Zhang C F. Study on six-degree-of-freedom simulation for docking[J]. Aerospace Control, 1999, 1:70-74. (in Chinese)
- [9] Huang Q T, Jiang H Z, Zhang S Y, et al. Spacecraft docking simulation using HIL simulator with Stewart platform[J]. Journal of Chinese Mechanical Engineering, 2005, 18(3):415-418.
- [10] 康凤举,杨惠珍,高立娥,等.现代仿真技术与应用[M].北京:国防工业出版社,2006:14-16.
Kang F J, Yang H Z, Gao L E, et al. Modern simulation technique and its application[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2006: 14-16. (in Chinese)
- [11] 洪嘉振.计算多体系动力学[M].北京:高等教育出版社,1999:37-73.
Hong J Z. Computational dynamics of multi-body systems [M]. Beijing: Higher Education Press, 1999: 37-73. (in Chinese)
- [12] 王钢林,武哲.基于虚拟样机的飞机总体设计环境研究[J].航空学报,2005,26(2):162-167.
Wang G L, Wu Z. System frame research on aircraft conceptual design platform based on virtual prototyping[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2): 162-167. (in Chinese)
- [13] 康健,管迪华,宋健.差动式机电缓冲阻尼系统动力学仿真研究[J].清华大学学报:自然科学版,1999,39(8):68-71.
Kang J, Guan D H, Song J. Study on dynamics of mecha-no-electronic spring-damper system with differential connection[J]. Journal of Tsinghua University: Sci and Tech, 1999, 39(8):68-71. (in Chinese)
- [14] Grimbert D, Marchal P. Dynamic testing of a docking system[R]. N88-19516,1987.

作者简介:



常同立(1968 -) 男,博士研究生。主要研究方向:多体动力学,电液伺服控制,并联机器人等。

E-mail: changtongli@hit.edu.cn

Tel:0451-86412548

丛大成(1972 -) 男,副教授,硕士生导师。主要研究方向:电液伺服控制,振动控制,六自由度运动模拟器标定。

叶正茂(1973 -) 男,博士,讲师。主要研究方向:电液伺服智能控制,大型仿真试验设备液压系统设计。

韩俊伟(1964 -) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:液压伺服控制系统,振动控制,运动控制。

Tel:0451-86402640

(责任编辑:蔡斐)