

空间对接半物理仿真原型试验系统*

延 皓 叶正茂 丛大成 韩俊伟 李洪人
(哈尔滨工业大学机电工程学院 哈尔滨 150001)

摘要: 为研制用于对接机构地面测试的空间对接半物理仿真系统, 建立能够体现其主要功能的原型试验系统。试验系统通过六维力传感器检测对接机构模拟元件的相互作用力和力矩, 根据所建立的航天器动力学模型实时解算对接过程中两航天器的相对运动, 并由 6 自由度运动平台模拟被动航天器来实现此相对运动。针对此原型试验系统, 提出系统的动力学解算方案并据此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, 得到稳定性条件, 讨论运动平台滞后对仿真的影响和解决方法。在此基础上, 用所研究系统成功地模拟了航天器对接的全过程, 从而为实际空间对接半物理仿真系统提供了必要的设计依据。

关键词: 空间对接 半物理仿真 6 自由度运动平台 对接动力学

中图分类号: TP29

0 前言

航天器的空间对接是建立空间站之前必须突破的一项关键技术。飞船与空间站的成功对接依赖于对接机构的可靠工作, 为了验证对接机构工作的可靠性以及考查空间恶劣环境对对接机构的影响, 模拟空间环境下航天器对接全过程的地面试验是必不可少的。现代航天器的对接机构是一种复杂的自动装置, 很难对其建立精确的数学模型来准确描述对接过程中出现的各种物理现象, 因而对空间对接过程的模拟不能依靠全数字仿真, 需要在对接机构实物参与下再现对接的全过程。所以, 包含对接机构实物的综合仿真系统是各航天大国必需的试验装备。

综合仿真系统有全物理仿真系统和半物理仿真系统两类。与全物理仿真系统相比, 半物理仿真系统可以模拟大小不同的航天器以及各类对接机构的对接过程, 具有更强的通用性, 因此成为综合试验系统的首选方案。半物理仿真也称混合仿真, 它的特点是可以把数字仿真的柔性和物理仿真的精确性结合起来, 充分发挥各自的优势。国外自 20 世纪 60 年代起已在空间对接半物理仿真上花费了大量的人力和物力, 目前此类研究主要集中在美国、俄罗斯、日本等国以及欧洲空间局。美国和俄罗斯已经建立类似的对接综合试验系统^[1], 日本和加拿大也建立了用于卫星研究的半物理仿真试验台^[2-3]。为了推动我国载人航天工程, 实现宇宙飞船与轨道舱的顺利对接, 建立半物理综合仿真系统具有重要的现实意义。

空间对接半物理仿真系统如图 1 所示, 它由对接机构实物、6 自由度运动平台(Stewart 平台)、六维力传感器、动力学解算单元和液压驱动 6 自由度运动平台的伺服控制单元组成。

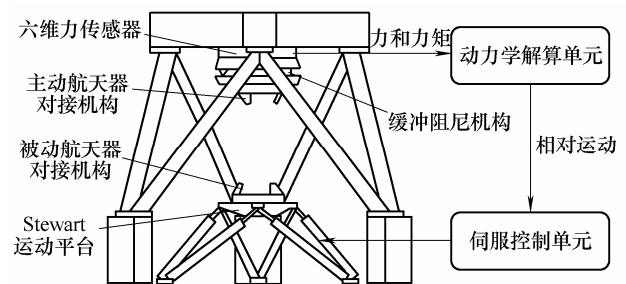


图 1 空间对接半物理仿真系统原理图

图 1 中, 主、被动航天器的对接机构分别安装在六维力传感器和 6 自由度运动平台上。六维力传感器用来检测对接机构之间的相互作用力和力矩, 再由动力学解算单元实时计算两航天器的相对运动, 然后通过液压驱动 6 自由度运动平台来模拟被动航天器, 精确实现被动航天器在对接过程中相对主动航天器的运动。综上所述, 在 6 自由度运动平台位姿控制回路外构成动力学仿真的大回路, 用以实现对两航天器对接全过程(包括碰撞、捕获和缓冲校正等阶段)的真实模拟。

为了探索空间对接半物理仿真系统的研制方法, 为系统的设计提供必要的依据, 本文提出一种原型试验系统。此系统由锥一杆式对接机构模拟元件、缓冲阻尼机构和 Stewart 运动平台等组成, 它集中体现了实际半物理仿真系统的工作原理和主要功能, 如图 2 所示。针对此原型试验系统, 文中阐述了其构建方式, 建立对接过程中两航天器的动力学模型并导出运动平台位姿的计算公式, 然后讨论系

* 教育部新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-04-0325)。20060911 收到初稿, 20070522 收到修改稿

统稳定性并得到稳定性条件,最后用原型试验系统进行了空间对接模拟试验研究。

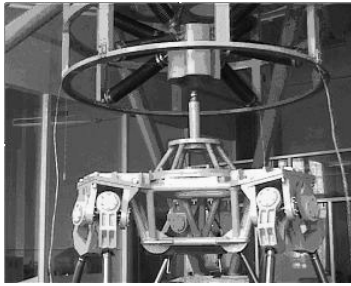


图 2 空间对接半物理仿真原型试验系统

1 半物理仿真系统的构建

空间对接半物理仿真原型试验系统由动力学解算单元、伺服控制单元和对接模拟器三大部分组成,如图 3 中虚线框中所示。

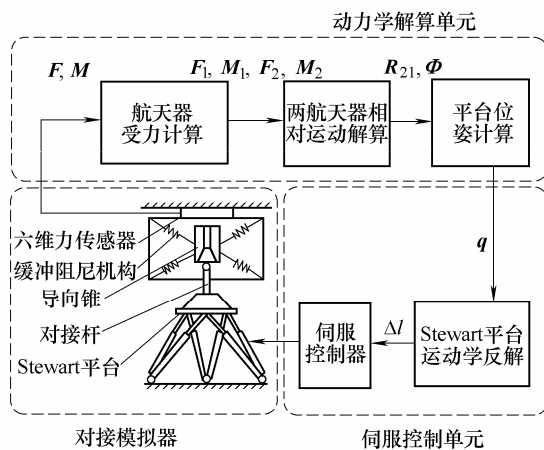


图 3 空间对接半物理仿真原型试验系统组成框图

图 3 中,动力学解算单元是半物理仿真系统的核心部分,它负责解算两虚拟航天器的相对运动并生成运动平台的位姿信号。动力学解算单元首先根据六维力传感器测得的缓冲力 F 和力矩 M , 计算两虚拟航天器质心处的主矢 F_1 、 F_2 和主矩 M_1 、 M_2 (由于导向锥的质量相对航天器来说很小,忽略其惯性影响), 然后建立两航天器的动力学方程并实时解算其相对运动,可以得到两航天器质心的相对位置矢量 R_{21} 和相对姿态角列阵 Φ , 最后通过矢量变换计算出运动平台的位姿信号 q 。

伺服控制单元负责 6 自由度运动平台的伺服控制。先对 Stewart 平台进行运动学反解,得出 6 个液压作动器的伸长量列阵 Δl , 然后通过 6 通道伺服控制器控制液压作动器的动作,驱动运动平台模拟航天器的相对运动。

对接模拟器部分包括运动平台、缓冲阻尼机构

和六维力传感器等,由它最终实现两虚拟航天器的对接并实时检测对接过程中的缓冲力和力矩。

在由以上三个部分构成的空间对接半物理仿真系统中,动力学解算单元在计算两虚拟航天器相对运动时要耗费大量的计算资源,需要单独运行,因而必须采用分布式的仿真模式,从而带来了各子系统的同步问题^[4]。为此本文采用分布式实时仿真平台 RT_LAB,子模块之间采用高速率的 1394 通信方式,保证了 1ms 的仿真步长。另外,本系统用阀控非对称液压缸驱动 Stewart 运动平台,具有刚度大、频带宽的优点,可以精确地模拟对接过程中航天器的相对位置,从而更真实再现航天器的对接全过程。

2 空间两航天器动力学解算

动力学解算单元的主要任务是根据动力学模型实时计算两航天器的相对运动。由于与航天器相比,对接组件的质量很小,故将其动态影响忽略,这样模型就可以简化为空间两刚体的相互作用,如图 4 所示。

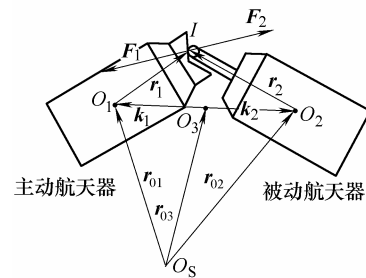


图 4 空间两航天器动力学计算示意图

图 4 中,假定两航天器在 I 点发生碰撞, O_1 、 O_2 分别表示两刚体的质心, O_3 为两者的综合质心, O_S 是惯性系原点。假设没有其他外力作用,碰撞产生的作用力为 F_1 , 两航天器的动量矩方程可表示为

$$\frac{dL_1}{dt} = r_1 \times F_1 \quad \frac{dL_2}{dt} = r_2 \times F_2 \quad (1)$$

式中 L_1, L_2 —— 航天器对各自质心的动量矩

r_1, r_2 —— 碰撞点相对于两航天器质心的位置矢量

F_1, F_2 —— 作用在两航天器上的力矢量

于是,两航天器相对于综合质心的动量矩为

$$L_{13} = L_1 + m_1 k_1 \times \dot{k}_1 \quad L_{23} = L_2 + m_2 k_2 \times \dot{k}_2 \quad (2)$$

式中 L_{13}, L_{23} —— 主、被动航天器对综合质心的动量矩

m_1, m_2 —— 两航天器的质量

k_1, k_2 —— 两航天器质心相对于综合质心

的位置矢量

定义 R_{21} 为 O_2 相对于 O_1 的位置矢量, 则

$$k_1 = -\frac{m_2}{m_1 + m_2} R_{21} \quad k_2 = \frac{m_1}{m_1 + m_2} R_{21} \quad (3)$$

对系统的综合质心 O_3 应用动量矩定理得

$$\frac{d(L_{13} + L_{23})}{dt} = 0 \quad (4)$$

将式(1)、(3)代入式(4)得

$$r_1 \times F_1 + r_2 \times F_2 + \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} R_{21} \times \ddot{R}_{21} = 0 \quad (5)$$

考虑到空间几何约束

$$r_1 - r_2 = R_{21} \quad (6)$$

且

$$F_2 = -F_1 \quad (7)$$

将式(6)、(7)代入式(5)可得

$$\ddot{R}_{21} = -\frac{m_1 + m_2}{m_1 m_2} F_1 \quad (8)$$

\ddot{R}_{21} 即被动航天器相对主动航天器的加速度矢量, 经积分可求得两者的相对位置矢量 R_{21} 。

列出两航天器的欧拉方程

$$J_1 \cdot \dot{\omega}_1 + \omega_1 \times (J_1 \cdot \omega_1) = M_1 \quad (9)$$

$$J_2 \cdot \dot{\omega}_2 + \omega_2 \times (J_2 \cdot \omega_2) = M_2 \quad (10)$$

式中 J_1, J_2 ——两航天器的惯性张量

ω_1, ω_2 ——两航天器的角速度矢量

由式(9)、(10)可以求得两航天器的角速度矢量 ω_1 、 ω_2 , 则被动航天器相对于主动航天器的角速度矢量为

$$\omega_{21} = \omega_2 - \omega_1 \quad (11)$$

定义欧拉角的旋转顺序是 y - z - x , 对应的欧拉角分别为 β 、 γ 、 α , 根据文献[5]有

$$\begin{pmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\alpha} \end{pmatrix} = U \begin{pmatrix} \omega_{21x} \\ \omega_{21y} \\ \omega_{21z} \end{pmatrix} \quad (12)$$

式中 $\omega_{21x}, \omega_{21y}, \omega_{21z}$ —— ω_{21} 在 O_2 系下三个坐标轴上的坐标

$$U = \begin{pmatrix} 0 & \cos \alpha / \cos \gamma & -\sin \alpha / \cos \gamma \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \\ 1 & -\tan \gamma \cos \alpha & \tan \gamma \sin \alpha \end{pmatrix}$$

则经过积分可以得到两航天器的相对姿态角列阵

$$\Phi = (\alpha \quad \beta \quad \gamma)^T$$

得到 R_{21} 和 Φ 后, 空间两航天器的相对运动就被完全的描述出来, 将由 Stewart 运动平台模拟被动航天器实现这一相对运动。运动平台的位姿信号可以通过矢量变换得到, 参见图 5。

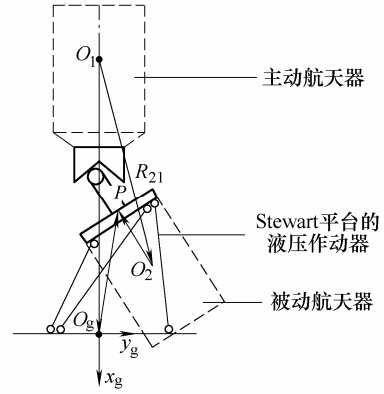


图5 Stewart运动平台与航天器关系示意图

图5中将空间两航天器和运动平台结合起来, 虚线表明航天器是数字虚拟的, 其中主动航天器与运动平台静坐标系固连, O_g 为静坐标系的原点。以被动航天器的质心 O_2 为原点建立连体坐标系, 其坐标轴方向在两航天器没有相对转动时与静坐标系一致。 O_1 为主动航天器的质心。运动平台的控制点 P 定义在运动平台上铰分布圆的圆心, 则矢量 $l_{O_g P}$ 即确定了运动平台的位置。

根据图5的矢量关系, 可以得到

$$l_{O_g P} = A \cdot l_{O_2 P} - l_{O_1 O_g} + R_{21} \quad (13)$$

式中, $l_{O_2 P}$ 是连体坐标系下控制点 P 相对于 O_2 的位置矢量。 A 是 O_2 坐标系到 O_1 坐标系的旋转阵, 即方向余弦阵。由于矢量 $l_{O_1 O_g}$ 和 $l_{O_2 P}$ 都是固定的, 方向余弦阵 A 可以由 Φ 求得, 所以矢量 $l_{O_g P}$ 可以实时计算得出。

于是, 控制 Stewart 运动平台所必需的位姿列阵 $q = (l'_{O_g P} \quad \Phi)^T$ 被输出到伺服控制单元, 由液压伺服系统驱动 Stewart 运动平台实现两虚拟航天器的相对运动。

3 半物理系统的稳定性分析

对于空间对接半物理仿真系统来说, 在6自由度运动平台位姿控制回路外存在动力学仿真的大回路, 而一旦大回路系统出现不稳定, 很有可能导致昂贵的对接机构被损坏, 造成重大损失。所以, 对大回路系统的稳定性分析具有重要的意义。

由于在对接过程中两航天器沿前进方向(对应于运动平台的垂向)的运动远大于其他各自由度, 这里将问题进行简化, 讨论沿此方向运动时大回路的稳定性。这样做的另一个好处是此时6路液压伺服系统间耦合较少, 可以把运动平台整体近似看作一个液压位置伺服系统, 这有助于简化分析过程。

这样，用弹簧阻尼机构连接的两航天器实际上构成一个质量弹簧系统，设弹簧刚度为 k ，阻尼系数为 c 。因为两航天器的相对运动与质量为 $m = m_1 m_2 / (m_1 + m_2)$ 、刚度为 k 、阻尼为 c 的单质量块质量弹簧系统的运动相同，据此构造一个简化的半物理仿真系统(图 6)来近似空间对接半物理仿真系统。

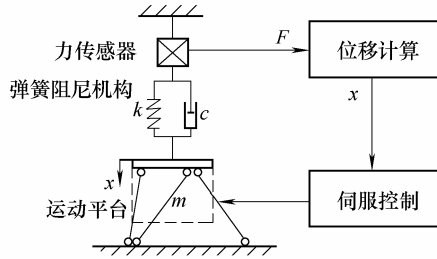


图 6 单自由度半物理仿真试验系统示意图

这样，对图 6 所示半物理仿真系统稳定性的分析结果可以推广应用于空间对接半物理仿真系统。

此简化的半物理仿真系统根据传感器受力 F 和虚拟质量 m ，实时计算出质量块的加速度 \ddot{x} ，经过积分得到的位移 x 作为运动平台的输入，其控制模型框图见图 7。

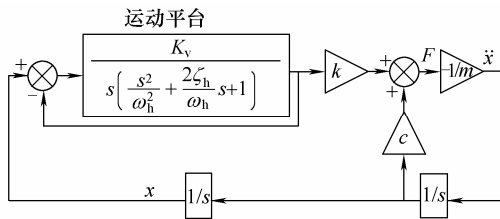


图 7 试验系统的控制模型框图

系统的开环传递函数为

$$G_k(s) = \frac{K_v c s + K_v k}{m s^2 \left[s \left(\frac{s^2}{\omega_h^2} + \frac{2\zeta_h}{\omega_h} s + 1 \right) + K_v \right]} \quad (14)$$

式中 K_v —— 伺服系统开环增益
 ζ_h —— 阻尼比
 ω_h —— 开环固有频率

一般情况下 $\zeta_h \leq 0.2$ ，根据文献[6]，伺服系统的频宽 $\omega_b \approx K_v$ ，而液压位置伺服系统稳定的条件是 $K_v < 2\zeta_h \omega_h$ ，设 K_v 略小于 $2\zeta_h \omega_h$ ，则此时式(14)可近似表示为

$$G_k(s) = \frac{k}{m} \frac{\frac{s}{k/c} + 1}{s^2 \left(\frac{s}{\omega_b} + 1 \right) \left(\frac{s^2}{\omega_h^2} + \frac{2\zeta_h - \frac{\omega_b}{\omega_h}}{\omega_h} s + 1 \right)} \quad (15)$$

由于质量弹簧系统的固有频率为 $\omega_0 = \sqrt{k/m}$ ，根据传递函数式(15)， ω_b 和 ω_0 只有保证一定的关系时大回路系统才能稳定。计算表明，当 $\omega_0 \leq 0.36\omega_b$ 时系统能够获得足够的相位裕量和幅值裕量。这个关系式指出当 Stewart 运动平台的频宽达到被模拟振动的固有频率的 3 倍左右，大回路系统能获得良好的稳定性。进一步的仿真和试验表明，这一结论也适用于其他自由度的运动，所以实际的空间对接半物理仿真系统试验参数的选取以及对运动平台的频宽要求可以参考此结论。

根据以上分析，选取单自由度试验参数如下： $m = 466 \text{ kg}$ ， $c = 765.5 \text{ N} \cdot \text{s/m}$ ， $k = 4410 \text{ N/m}$ 。试验曲线以及理想振动曲线见图 8。

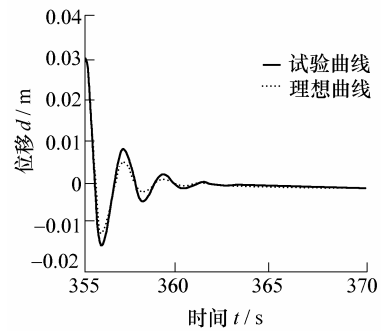


图 8 单自由度振动的试验及理想位移曲线

由图 8 可见，试验曲线收敛且与理想振动曲线基本一致，说明此系统是稳定的，对振动过程的模拟也是有效的。然而，试验曲线的振动幅值略大于理想值，这是因为半物理仿真系统中具有相位滞后特性的环节使振动能量有增加的趋势。在空间对接半物理仿真系统中，由于运动平台频宽有限，相位滞后总是存在的，这将导致各自由度振动的收敛速度比实际对接过程慢，即对接机构本身提供的阻尼已经不够，需要在大回路中增加一定的阻尼作为补偿，最简便的方法是在动力学解算单元中设置适当的阻尼系数。阻尼大小可以通过全数字仿真的效果确定，不过仿真过程需要半物理系统和两航天器的数字模型，由于建模较为复杂，使用 ADAMS 软件来完成此项建模工作。用补偿后的系统进行的试验表明，通过阻尼补偿能够有效地减小半物理仿真的误差。

4 模拟对接过程的试验研究

按照图 3 所示结构建立半物理仿真原型试验系统，然后根据第 3 节稳定性分析得到的结论选取合适的试验参数，进行 6 自由度的空间对接过

程模拟试验。所选主要参数为:主动航天器质量 132 350 kg,被动航天器质量 13 235 kg,沿地面坐标系(图 5) x_g 、 y_g 、 z_g 轴的阻尼系数分别为 3 049.8、4 774.6、4 774.6 N·s/m,弹簧刚度分别为 8 187.5、19 250、19 250 N/m,绕 x_g 、 y_g 、 z_g 轴的回转刚度均为 112 N·m/rad。

试验过程中,首先通过运动平台的轨迹规划使安装在上面的对接杆末端以一定的对接初始条件与导向锥面发生碰撞(此过程称为对接初始条件规划过程),在这个时刻把运动平台的控制权转交给动力学解算单元,形成大回路控制,直到对接结束。试验中所选择的一组对接初始条件为:初始碰撞点在 y_g 、 z_g 方向上相对偏移都为 0.028 3 m,两航天器绕 y_g 、 z_g 轴的初始相对偏角分别为 0.01 rad 和 -0.01 rad,两航天器的沿 x_g 方向的接近速度为 0.1 m/s。

按照以上参数和对接初始条件进行对接模拟试验,原型试验系统成功完成了碰撞、捕获和缓冲校正全过程,实测曲线见图 9。由于对碰撞和捕获过程进行建模比较困难,所以图 9 中的仿真曲线是只考虑缓冲校正阶段的两航天器相互作用力和相对运动的全数字仿真曲线,所使用的仿真工具为 Simulink。

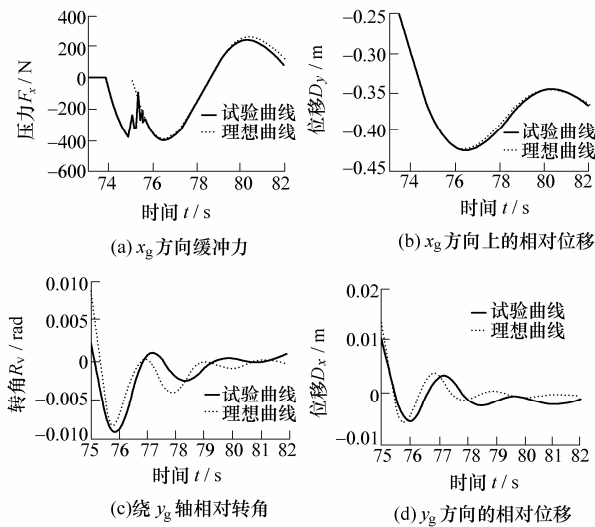


图 9 对接模拟实测曲线

图 9 表明,两航天器对接后经过振荡运动逐渐收敛,并且在多个自由度上较真实地再现了对接过程中两航天器的相对运动和相互作用力,从而验证了动力学解算以及系统稳定性分析的正确性。其中, x_g 方向运动幅度较大,位移和力试验曲线与仿真曲线基本一致,仿真效果较好。而其他自由度运动幅度较小,受机械加工和安装的误差的影响,相对误差略大。图 9a 中的力曲线出现明显不光滑的地方体现了捕获锁锁住瞬间缓冲力的剧烈波动情况。

5 结论

(1) 所建立的原型试验系统能够有效地模拟空间对接的全过程,所提出的系统构建方式和动力学解算方法证明是可行的。针对此系统所进行的理论分析和试验,可以为研制功能完善的、能够测试实际对接机构的空间对接综合仿真系统提供必要的设计依据,并积累设计经验。

(2) 原型试验系统中所提出的动力学解算单元(图 3)经过试验验证能够准确描述对接过程中两航天器的相对运动,可以将它直接应用于实际空间对接综合仿真系统的大回路控制中。

(3) 要获得良好的稳定性,建议运动平台本身的频宽应高于被模拟运动的固有频率 3 倍左右。在研制空间对接半物理仿真系统时,运动平台的结构设计和对接试验参数的选取可以参照此稳定性条件。

(4) 因为大回路系统的诸多环节(如运动平台、A/D 转换等)或多或少存在滞后,半物理仿真与空间实际对接过程有一定差异,使得对接机构本身的阻尼可能不足,振动能量有增大的趋势,这时可以在计算机中设置必要的阻尼来补偿滞后环节对半物理仿真的影响,阻尼系数应依据全数字仿真的效果进行选取。

参考文献

- [1] 林来兴,张新邦. 空间交会对接多自由度仿真器[J]. 计算机仿真, 1997, 14(1): 12-15.
- [2] KAWABE H, INOHIRA E. Analytical and experimental evaluation of impact dynamics on a high-speed zero G motion simulator[C]//International Conference on Intelligent Robots and Systems, Maui, Hawaii, 2001, 10: 1 870-1 875.
- [3] LANGE C, MARTIN E. Towards docking emulation using hardware-in-loop simulation with parallel platform[C]// Proceedings of the Workshop on Fundamental Issues and Future Research Directions for Parallel Mechanisms and Manipulators, Quebec City, Canada, 2002, 10: 1-4.
- [4] DAVID M L, FALCONER G J, RANDALL G. Interoperability and synchronisation of distributed hardware-in-the-loop simulation for underwater robot development: issues and experiment[C]// International Conference on Robotics & Automation, Seoul, Korea, 2001, 5: 909-914.
- [5] 洪嘉振. 计算多体系统动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1999.
- [6] 李洪人. 液压控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1990.

SPACE DOCKING HYBRID SIMULATION PROTOTYPE EXPERIMENT SYSTEM

YAN Hao YE Zhengmao CONG Dacheng

HAN Junwei LI Hongren

(School of Mechatronic Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract: For the purpose of developing the space docking hybrid simulation (SDHS) system used for testing the space docking mechanism on the ground, a prototype experiment system with key features of the SDHS system is established. The mutual force and torque of simulated docking components are measured by a 6D force sensor in this system, and the relative motion of two spacecrafts can be calculated according to

the proposed dynamics model. Then this relative motion is implemented by a parallel manipulator. For the prototype system, the dynamics calculation method is presented to construct the dynamics simulation external loop. The stability of the external loop is analyzed to obtain the stability condition. The influence of the manipulator's phase lag on the docking simulation and the compensating method is discussed. On the basis of these analyses, the whole process of space docking of two spacecrafts is simulated successfully. Therefore this prototype system can provide essential designing rules for the development of the actual SDHS system.

Key words: Space docking Hybrid simulation

6-DOF motional platform Docking dynamics

作者简介: 延皓, 男, 1979 年出生, 博士研究生。主要研究方向为 6 自由度运动模拟器。

E-mail: yanho799@163.com

国家自然科学基金重点资助项目成果简介

项目名称: 机电产品创新设计的理论、方法、技术及其应用的研究

项目批准号: 50335040

研究成果: (1) 提出了由基体功能层、变体功能层、效应层和物理量层构成的四层次三阶段功能设计进程模式、基于专利资源提取和知识产权战略的创新设计方法、支持复合功能产品组合和集成创新的方法学体系, 初步探索了基于仿生原理的产品创新设计理论和方法。

(2) 提出并初步实现解决复杂系统布局问题的复合知识模型方法、可变粒度对象模型表达方法、基于元启发算法的人—机结合和多机并行方法、基于虚拟现实技术的人机协作布局方法、基于知识推理技术的布局设计算法、基于 WEB 的分布式布局设计的评价方法。

(3) 提出并实现了分布式设计资源环境下, 以设计任务为核心构成组件式动态集成资源体系的机电产品创新设计支持模式、资源建设、集成和协同的方法和技术。

(4) 研制了与上述理论研究成果相应的计算机辅助创新设计支持平台原型, 用于水陆两栖车辆动力舱布局设计, 传动系统和水上行驶系统的概念设计, 移动机器人、汽车和机床配件等的创新设计实践, 取得初步的成效。

发表和录用相关论文 103 篇, 其中 SCI 收录论文 3 篇, EI 收录论文 29 篇, ISTP 收录论文 11 篇; 已授权和公示专利 18 项, 其中包括发明专利 8 项。培养了 1 名博士后、13 名博士生和 25 名硕士生。进行了广泛的学术交流。

综上所述, 该项目发展了基于知识的机电产品功能、原理和布局创新设计的理论、方法和技术。