

面向在轨服务的舱段间机电连接接口研究

孙涛,李娟,李伟达

(苏州大学 机电工程学院,江苏 苏州 215000)

摘要:针对在轨服务任务中的在轨舱段对接与更换任务,介绍了采用模块化设计理念的一种合作卫星舱段间新型机电连接接口方案设计,用 Adams 软件对接口容差进行动力学仿真分析。结果表明:该新型机电连接接口具有一定捕获及容差能力,能够达到位置容差 ± 50 mm、角度容差 $\pm 7^\circ$ 的容差范围,满足了容差指标要求。

关键词:在轨服务;连接接口;捕获;容差

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)03-0064-04

Design of Mechanical and Electrical Connection Mechanism between Modules for On-orbit Service

SUN Tao, LI Juan, LI Weida

(School of Mechanical and Electrical Engineering, Soochow University, Suzhou 215000, China)

Abstract: Aimed at on-orbit docking and replacement of on-orbit module in on-orbit service mission, a new electromechanical interface scheme design between cooperative satellite modules was introduced by modular design concept. The interface tolerance was simulated and analyzed by Adams software. The results show that the new mechanical and electrical connection mechanism has a certain capacity of capture and tolerance which can satisfy the tolerance indexes of position tolerance ± 50 mm and angle tolerance $\pm 7^\circ$.

Keywords: on-orbit service; modular; capture; tolerance

0 引言

大型复杂的航天器具有较高的经济和社会应用价值,但其成本昂贵、使用价值高,一旦在轨发生故障,损失巨大^[1]。而在轨服务技术缓解了这一个困境,不但可以增强航天器在轨自主能力,延长在轨寿命,而且可以保持航天器所执行任务的可持续性。

连接接口作为航天器连接的重要部件,可以保证航天器之间快速、可靠地连接与分离。随着航天技术迅猛发展,在轨服务任务也趋向于复杂化,其对连接接口的功能和性能要求也逐渐提高。如日本研制的工程试验卫星(ETS-VII)完成了与空间站自主对接并补给有效载荷的飞行任务,采用抓手-碰锁式连接接口,主动部分安装有抓手,被动部分安装把柄^[2];国防科技大学完成了一种反对称异体同构中心式对接接口的设计,主、被动部分上同时安装捕获枪及容纳孔^[3];Michigan 空间公司开发了类杆锥式连接接口 ARD、ASDS、AMDS^[4]以及 SPHERES 项目的小型异体同构式连接接口^[5]。

为了满足舱段对接与更换的在轨服务任务需求,本文对一种合作卫星舱段间的机电连接接口进行了研究。

1 方案设计

合作卫星舱段间对接与更换在轨任务顺利执行,需要

连接接口具备快速连接与分离的能力。首先,连接接口应具备捕获、调姿、定位、紧固等功能。另外,还应具备电气连接功能,来实现信号与数据的传输。

图 1 为新型机电连接接口,分为主动部分与被动部分,分别装在主动舱段与被动舱段上。机电连接接口主要包括 4 个模块:捕获模块(用于对被动舱段的抓捕),其基本构形为新型类锥杆式对接接口^[6];精对准模块(用于舱段对接过程的调姿及定位),其主要为销孔-锥面配合定位方式;电动螺钉紧固模块(用于舱段对接完成后的紧固),其主要为螺纹连接紧固方式;浮动电气连接接口模块(用于电气接口的连接),其连接方式为螺纹传动方式。每个单模块同样分为主动部分与被动部分,分别装在主动舱段与被动舱段上。

对接的策略如下:在视觉与测距系统的作用下,辅助机械臂将被动舱段捕获并使它满足捕获容差,中心杆球头伸入接受腔里与捕获锁碰撞后实现捕获锁紧,中心杆完成对被动舱段的捕获动作。中心杆球头缩回拉近被动舱段,在精对准模块的作用下,逐步实现两舱段间姿态偏差的减小并完成精定位;然后,电动螺钉紧固模块动作实现对被动舱段的锁紧,两舱段在机械上完成连接与力封闭;最后,浮动电气连接接口模块动作,实现电气接口的连接。分离过程为上述动作的逆过程,具体而言,就是切断电气连接—螺钉解锁—中心杆伸出、球头解锁这一系列动作^[7]。

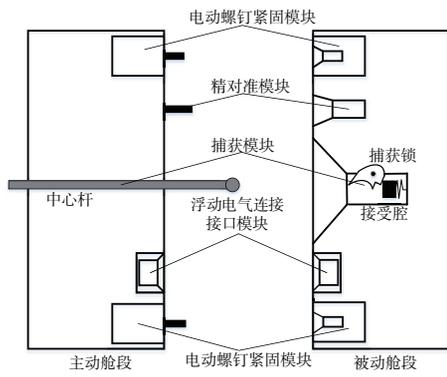


图1 机电连接接口总体方案图

2 连接接口容差及指标

容差是指主动舱段能够对被动舱段进行成功捕获的合理工作范围,对于连接接口,应当满足舱段对接与更换任务中需求的容差指标:径向位置偏差 $\leq \pm 40\text{mm}$;角度偏差 $\leq \pm 2^\circ$ 。本文中的容差主要分为位置偏差和角度偏差,容差设计是受几何外形尺寸直接影响的。如图2所示,若 x 轴为接口主动对接方向,被动舱段坐标系相对于主动舱段坐标系分别沿 O_x 、 O_y 、 O_z 轴位置偏差为 dx 、 dy 、 dz ,被动舱段坐标系绕 O_x 、 O_y 、 O_z 轴转过的角度偏差分别为 $d\theta_x$ 、 $d\theta_y$ 、 $d\theta_z$ 。其中,轴向位置偏差: $0 \leq dx \leq l$;径向位置偏差: $dy = dz = (D-d)/2$;自旋方向角度偏差: $d\theta_x = [(k-m)/a] \times (180^\circ/\pi)$;俯仰、偏航方向角度偏差: $d\theta_y = d\theta_z = \min[\arctan(2h/D), \arcsin(l/2L)]$ 。

图2中 l 为两舱段端面初始对接距离; L 为舱段外接圆的半径; d 为球头直径; D 为接受腔锥底直径; h 为接受腔锥体高度; a 为精对准柱销分布圆周半径; m 为精对准柱销球头直径; k 为精对准销孔锥底直径。

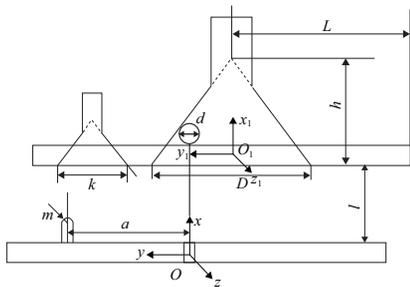


图2 机构容差描述

3 捕获过程动力学仿真

3.1 仿真模型建立

本文捕获过程动力学仿真的目的:用于验证机构具有一定的捕获及容差能力,能够满足容差指标要求,以此证明机构设计的合理性。

首先,假设主动舱段、被动舱段、中心杆及球头、接受腔的小变形可以忽略,且都为刚体;将主、被动舱段简化为结构简单的立方体结构;将捕获模块的主动部分简化为中

心杆和球头,将捕获模块主动部分的直线伸缩运动等效为中心杆与主动舱段之间的直线运动。最后,将捕获模块中的抓捕机构简化为捕获滑块,捕获滑块通过弹簧与接受腔末端连接,可以沿接受腔末端轴向运动,中心杆球头通过撞击滑块实现捕获^[8]。

建立符合表1参数的简化后的几何模型并导入Adams软件做动力学仿真分析。导入的模型是无材料特性、无质量、无约束关系的,如图3所示。首先对模型各零部件添加材料,本接口绝大部分选取铝合金材料,中心杆和球头选取不锈钢材料,质量参数如表2所示。其次,对模型各零部件之间添加约束关系,将中心杆与主动舱段之间添加移动副,捕获滑块与接受腔之间添加移动副,并在捕获滑块末端与被动舱段端面之间添加弹簧阻尼器,将中心杆球头与接受腔、捕获滑块之间添加接触力。

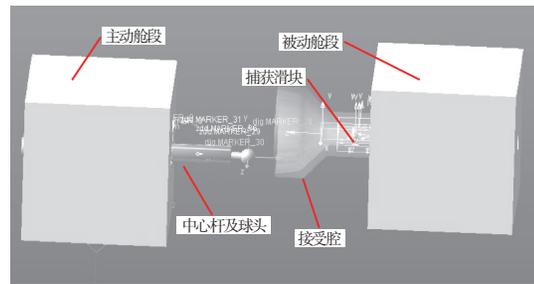


图3 捕获过程仿真示意图

表1 中心杆与接受腔几何参数

参数名称	取值
接受腔锥底半径/m	0.060
接受腔锥顶半径/m	0.017
接受腔锥角/(°)	45
球头半径/m	0.012
中心杆长度/m	0.390

表2 对接系统的质量参数

部件	参数	
	质量/kg	惯性张量/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)
主动舱段	$m_1 = 100$	$I_{11} = 1.85, I_{1y} = 0.74, I_{1z} = 1.84$
被动舱段	$m_2 = 101.1$	$I_{2x} = 1.87, I_{2y} = 25.8, I_{2z} = 26.9$
中心杆球头	$m_3 = 4$	$I_{3x} = 4.5 \times 10^{-2}, I_{3y} = 4.3 \times 10^{-2}, I_{3z} = 8.7 \times 10^{-2}$
捕获滑块	$m_4 = 0.03$	$I_{4x} = 3.36 \times 10^{-4}, I_{4y} = 4.14 \times 10^{-3}, I_{4z} = 1.18 \times 10^{-3}$

3.2 工况及分析方法

理想的对接状态是两舱段间保持相对静止状态且无相对角度和位置偏差。由于本文中的捕获过程为被动舱段已被辅助机械臂事先控制并送到对接的停靠区域后再由捕获模块对其进行二次捕获的过程,所以在本文中不考虑轴向位置偏差 dx ,假设 dx 始终为 150mm ;因为仿真研究重点为捕获碰撞过程,不涉及精对准模块的位姿校正,所以自旋方向的角度偏差 $d\theta_x$ 也可不考虑。在理想对接

状态下,定义两舱段间无轴向对接初速度,控制中心杆伸出速度为 5 mm/s 的工况为标准工况^[11]。根据容差指标要求,在标准工况的基础下分别给出了 6 种工况进行仿真,分析接口的捕获及容差能力,仿真工况如表 3。

表 3 仿真工况

工况	内容
工况 1	$dy = 40; dz = 0; d\theta_y = d\theta_z = 0$
工况 2	$dy = dz = 0; d\theta_y = d\theta_z = 2$
工况 3	$dy = 40; dz = 0; d\theta_y = d\theta_z = 2$
工况 4	有对接初速度为 20 mm/s, $dy = 40; dz = 0; d\theta_y = d\theta_z = 0$
工况 5	有对接初速度 20 mm/s, $dy = dz = 0; d\theta_y = d\theta_z = 2$
工况 6	有对接初速度 20 mm/s, $dy = 40; dz = 0; d\theta_y = d\theta_z = 2$

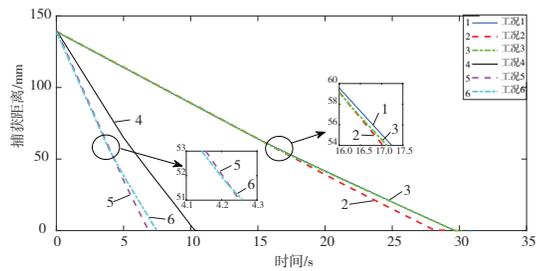
判断主动舱段能够捕获成功的标准是:中心杆球头沿接受腔内壁滑入捕获区域且撞击捕获滑块,捕获滑块的位移达到 5 mm 后中心杆球头被锁紧,捕获成功。在仿真软件中给捕获滑块添加传感器^[12],用来监测捕获滑块受到撞击后的位移,位移达到 5 mm 后即刻让仿真停止。

3.3 仿真结果分析

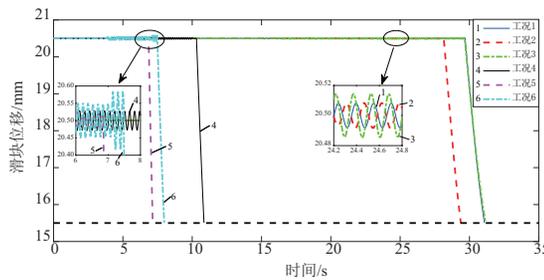
图 4 为不同工况下仿真结果曲线变化图。综合分析图 4 可得,对于全部工况,被动舱段都能够被成功地捕获。从图 4(a)可以看出,随着中心杆的伸出,捕获距离在持续下降,但由于对接初速度的不同导致曲线下下降速率也不同,相应捕获时间也不同。其中,对于工况 1-工况 3 在球头未与接受腔发生接触碰撞之前曲线下下降的速率是一样的,但在接触碰撞之后由于不同偏差的存在,曲线下下降的速率发生变化;从 3 条曲线对比来看,在接触碰撞之后工况 1 与工况 3 的曲线几乎重合,工况 2 与工况 3 的曲线相比而言差别较大,说明位置偏差对捕获的影响比角度偏差的影响大。对于工况 4-工况 6 亦是如此,但由于对接初速度的存在,工况 4-工况 6 曲线下下降的速率比工况 1-工况 3 曲线下下降的速率要快;从 3 条曲线对比来看,同样可以说明位置偏差对捕获距离的影响比角度偏差的影响程度大。

从图 4(b)可以看出,对于全部的工况,中心杆球头都能撞击捕获滑块并使其位移达到 5 mm,此时中心杆球头被锁紧,捕获成功。其中,对于无对接初速度时的工况 1 及工况 3,由于中心杆球头与接受腔之间碰撞使得捕获滑块产生了振动和冲击,但滑块振幅相对较小;对于有对接初速度时的工况 4 及工况 6,对捕获滑块产生了更大的振动和冲击,滑块振幅相对较大。虽然主、被动舱段之间加大对接初速度会大大缩短捕获时间,但这同时也给被动舱段造成了更多的振动与冲击。

图 5(a)所示为仅存在位置偏差的对接工况下的容差范围,位置容差最大可以达到 53 mm。图 5(b)所示为仅存在角度偏差的对接工况下的容差范围,角度容差最大可以达到 11°。如图 5(c)所示,对接状态不可能只存在单一偏差,若同时存在综合偏差时容差的范围分析比较困难,所以只考虑了在接受腔轴截面内的容差范围。综合分析可以得出,此种对接状态下,在位置容差为 ± 50 mm、角度容差为 $\pm 7^\circ$ 的容差范围内可以确保被动舱段被成功捕获。

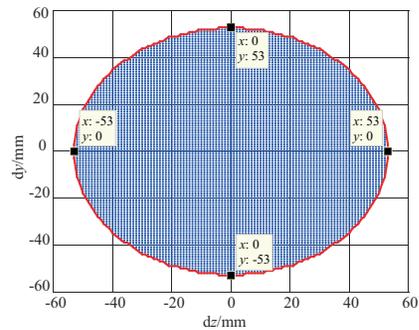


(a) 捕获距离时间历程曲线

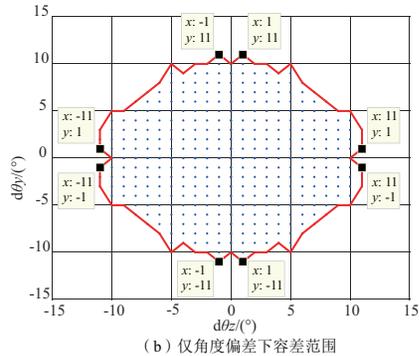


(b) 滑块位移时间历程曲线

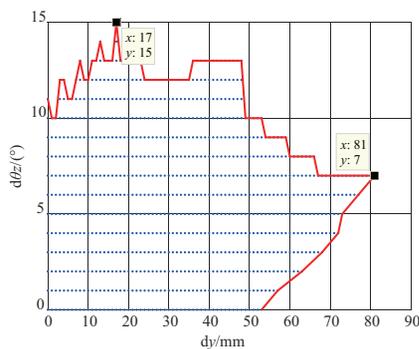
图 4 不同工况下仿真结果曲线变化图



(a) 仅位置偏差下容差范围



(b) 仅角度偏差下容差范围



(c) 同时存在位置偏差和角度偏差下容差范围

图 5 接口容差范围仿真结果

4 结语

针对合作卫星舱段间的对接与更换任务,介绍了一种新型机电连接接口。根据容差指标要求给出了连接接口方案设计,通过动力学仿真分析得到了位置容差 ± 50 mm、角度容差 $\pm 7^\circ$ 的容差范围,验证了连接接口具有一定的捕获及容差能力且满足容差指标要求。

参考文献:

- [1] 王艳奎. 临近空间飞行器应用前景及发展分析[J]. 国防科技, 2009, 30(2):20-24.
- [2] 林来兴. 四十年空间交会对接技术的发展[J]. 航天器工程, 2007, 16(4):70-77.
- [3] 娄汉文,张柏楠,刘宇. 空间对接机构的技术发展[J]. 航天器工程, 1994(3):1-22.
- [4] 崔乃刚,王平,郭继峰. 空间在轨服务技术发展综述[J]. 宇航学校, 2007, 28(4):805-811.

- [5] 陈宝东,唐平. 空间对接机构技术及其研制[J]. 上海航天, 2005(5):6-9.
- [6] 李磊,聂宏,陈金宝,等. 自动卫星对接结构设计及关键参数研究[J]. 机械设计与制造, 2012(11):143-145.
- [7] 杜昊,朱映远,刘宏. 大容差空间合作目标捕获对接装置设计的研究[J]. 机械设计与制造, 2013(2):12-15.
- [8] 戚杰,张翔,赵勇,等. 面向微小卫星的类杆锥式软对接三维动力学建模与参数分析[J]. 振动与冲击, 2017, 36(23):58-67.
- [9] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998:157-176.
- [10] 徐颖,邵晓巍,陈吉安,等. 面向智能微纳卫星的锥-杆型对接机构设计[J]. 上海航天, 2009, 26(1):43-47, 56.
- [11] 邓润然,韩增尧,马炜,等. 爪型航天器对接机构容差性能分析[J]. 计算机仿真, 2014, 31(12):79-83, 299.

收稿日期:2020-05-13

(上接第 63 页)

金属材料的氢脆敏感性随其强度、硬度的升高而增加。文献[7]介绍,一般钢中的含氢量在(5~10) mg/kg 以上就会产生氢脆裂纹,但对高强度钢,即使钢中的含氢量 < 1 mg/kg 也可能发生氢脆。另外钢的显微组织对其氢脆敏感性也有影响,奥氏体、珠光体、索氏体、贝氏体、马氏体,氢脆敏感性依次增大^[8]。从金相和硬度测试结果可知,传动轴感应淬火端心部已经淬透,组织为马氏体,硬度明显比图样技术要求高。这些都说明传动轴感应淬火端由于感应淬火工艺或操作不当,致使该端氢脆敏感性增大;同时也很好地解释了在相同的氢渗入量情况下,氢脆裂纹均分布在传动轴感应淬火一端的原因。由于氢并不是均匀分布在金属内部,而是受应力梯度的影响,向高应力区扩散^[9]。在应力集中的区域,氢与局部应力场交互作用,在此处形成氢的局部高浓度偏聚而发生氢脆开裂。传动轴裂纹分布在其感应淬火一端的花键齿底部,就是因为花键齿底部位置残余应力较高,应力较为集中。

通过上面的分析可以确定,传动轴的裂纹性质为氢脆裂纹;因感应淬火工艺或操作不当,使该端心部淬透(正常情况下花键齿的底部位置应无感应淬火层,花键齿的顶部位置要求有 0.5 mm~1.0 mm 的感应淬火层),导致氢脆敏感性增大是其氢脆裂纹产生的主要原因。后来制造的传动轴优化了感应淬火的工艺,增加了对感应淬火层深度的控制和检测,规范了酸洗和除氢操作,就再也没有产生过氢脆裂纹。

3 结语

- 1) 传动轴的裂纹性质为氢脆裂纹;
- 2) 感应淬火工艺不当,致使该端心部淬透,硬度增高,氢脆敏感性增大是其氢脆裂纹产生的主要原因;
- 3) 建议传动轴从库房领出准备装配前,再次对其进行磁粉探伤,确保传动轴无裂纹缺陷;
- 4) 建议优化传动轴感应淬火的工艺,增加对感应淬火层深度的控制和检测。

参考文献:

- [1] 惠卫军,董瀚,翁宇庆. 高强度钢耐延迟断裂性能的评价方法[J]. 理化检验(物理分册), 2001, 37(6):231-235.
- [2] 王永庆. 30CrMnSiNi2A 螺栓断裂分析[J]. 理化检验(物理分册), 2000, 36(10):461-463.
- [3] 杨力,孙浩,奚建法,等. 超高强度螺栓断裂失效分析[J]. 理化检验(物理分册), 2004, 40(4):195-198.
- [4] 王斌,刘高远,吴伟. 某型导弹发射装置用压气阀断裂分析[J]. 失效分析与预防, 2007, 2(1):55-58.
- [5] 傅国如,陈卫东,吕凤军,等. 飞机起落架支柱固定螺栓环境氢脆断裂研究[J]. 装备环境工程, 2007, 4(6):50-53.
- [6] 张家付,王维,冯抗屯. 起落架 40CrNi2Si2MoVA 钢螺栓断裂分析[J]. 失效分析与预防, 2008, 3(4):51-54.
- [7] 张栋,钟培道. 失效分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2004.
- [8] 王玉玲,王俊. 30CrMnSiA 螺栓失效分析[J]. 机械工程材料, 2008, 32(5):71-73.
- [9] 别守信. 高强度钢氢脆检测方法及其镉钛镀层性能研究[J]. 材料工程, 1993, 21(6):30-31, 25.

收稿日期:2020-12-14