

航天器中含间隙机构非线性动力学问题及其研究进展

阎绍泽

(清华大学精密仪器与机械学系, 北京 100084)

摘要 介绍了航天器中含间隙空间机构动力学的研究进展, 论述了间隙非线性研究对新型航天器设计及在轨运行性能分析的重要意义, 提出了待解决的若干含间隙空间机构动力学关键问题, 其中包括空间机构间隙接触非线性动力学分析设计、在轨运行机构稳定性分析, 以及在轨含间隙空间机构动力学性能全局预测模拟的仿真软件研制等。

关键词 间隙, 动力学, 接触, 碰撞

前言

航天机械系统中普遍存在的运动副间隙是影响系统性能及动力学特性的关键因素之一。虽然多体系统动力学发展已有近三十年的历史, 但在预测和分析含铰接间隙的柔性多体机械系统动力学特性时, 仍然存在明显的不足。目前, 考虑间隙的多体系统动力学理论研究已成为宇航、机械、工程力学等领域研究热点之一^[1~20]。由于空间机构特殊的使用要求和运行环境, 太空中运动副间隙对机构性能有着非常重要的影响。开展考虑连接铰间隙的航天器在轨机构非线性动力学研究, 对推动航天器机构设计向最优化、精密化方向发展, 促进航天器动力学模拟和设计水平的提高, 具有重要的理论意义和工程实际价值。

1 基本问题及其研究进展

1.1 基本问题

在复杂构形航天器中存在着带活动铰连接的机构(简称空间机构), 它是一种典型的航天多铰接机械系统。实际结构的工艺制造和装配误差, 不可避免在连接铰处存在间隙, 在机构运动过程中, 组成间隙铰的元素间常常产生限位内碰撞, 使机构产生非线性动力学响应。间隙接触非线性对空间机构动力学性能的影响已为在轨飞行和地面试验所证实^[1~4]。在航天工程中, 国内外均出现了由于连接非线性使

空间机构性能下降, 甚至导致飞行任务失败的事例。美国的 Hubble 太空望远镜于 1990 年入轨后, 由于热循环导致太阳能帆板的“卡死—滑动”周期性运动, 导致对定点的扰动^[1~2]; 我国发射的东三卫星由于铰关节间隙的存在, 出现了颤振^[3]。

要解决航天器中含间隙机构动力学的一系列技术问题, 从动力学建模、数值仿真到试验研究等难度都很大。因为空间运行环境与地面条件相差甚远, 而在地面试验模拟空间环境和飞行器的多种运动组合是十分困难的, 且代价昂贵, 因此仿真计算必不可少^[4]。但是要做到接近真实的空间飞行器的运行, 目前所建立的模型和软件还远远不够, 需进一步扩充和完善, 这包括对空间环境条件的考虑(重力场、空气阻力、辐射等)、间隙接触非线性的描述、干扰模式问题及其稳定性分析。这都是目前国内外宇航界亟待解决的基本问题。

空间环境的一些物理量变化加剧了间隙影响的“随机”特征, 诸如向阳与背阳的温差诱发的热变形并产生内应力, 或内力释放产生间隙、重力场变化导致无定向性的漂浮, 高真空下物理表面变化引起摩擦阻尼的改变, 其它为空气阻力、光照、辐射引起外载荷、热源变化, 引起结构应力变化以及材料的蜕变等众多因素, 都将对含间隙铰空间机构动态特性产生影响。

1.2 研究进展

国内外对复杂航天器考虑间隙的多铰接机械系

统动力学仿真和应用研究已开展了多年.在对含间隙机构多体动力学模型研究方面,Bauchau等^[5]给出了一种柔性多体系统中典型间隙铰的运动学描述方法;Zakhariev^[6]研究了机械系统中间隙铰摩擦力和约束力,探讨了含间隙系统非线性动力学模型的求解方法.在含间隙航天机构或结构研究方面,Hayasaka等^[7]研究了间隙和重力对铰连接桁架结构动力学响应的影响;Moon等^[8]在实验中观察到铰连接空间桁架结构的混沌振动;Folkman等^[9]研究了间隙和重力对铰连接空间结构阻尼的影响.Bullock等^[10]对转动铰做的微动力学测试表明:滚珠表面不平度对微米和纳米级的动力学特性没有影响,Hertz接触理论仍可使用;法向接触力和摩擦力均存在滞后(hysteresis)现象.Hachkowski等^[11]在恒温 and 真空条件下对高精度可展机构试验研究表明,瞬态载荷会引起铰中接触表面产生1微米以内的残余静态变形(塑性变形),位移精度可达纳米级.

国内学者对含间隙航天多体系统动力学进行了广泛的研究工作.马兴瑞等^[3]指出了间隙对航天器所引起的诸种动力学问题,将间隙接触非线性问题归结为航天器系统动力学的局部动力学问题,并对含间隙太阳能帆板动力学进行了初步研究.吴德隆等^[4,12]对空间站大型伸展机构的运动和系统动力学方程特点进行了分析,综述了非线性航天系统运动稳定性分析方法,对间隙接触非线性、摩擦、碰撞等问题进行了分析.陈滨等^[13]采用摄动法研究了含间隙伸展机构非线性动力学,利用小参数法将间隙运动展开为标准运动(无间隙运动)的“偏离”,避开对碰撞铰模型的直接求解.阎绍泽等^[14,15]开展了考虑间隙、摩擦、碰撞等干扰因素的可展机构非线性动力学研究,从数值仿真和试验研究等方面揭示了间隙铰导致的非线性动力学行为.李海阳等^[16]建立了含摩擦碰撞的旋转间隙铰模型和滑环间隙铰模型,对机动武器的发射过程进行了原理性的仿真,分析了间隙对导弹运动状态的影响.李铁寿等^[17]将航天器柔性附件简化为一段带有端部集中质量的无质量轻梁,研究一类含间隙铰结构对称的刚柔耦合系统动力学建模及仿真问题.张玲翔^[18]对美国等发达国家小间隙发射箱技术进行了综述,分析了小间隙发射箱(如战斧导弹的小间隙发射箱)的结构特点和主要设计问题.

综上所述,在间隙铰理论建模方面,我国的研究水平基本上与国际同步.在间隙理论应用于航天器机构或结构设计方面,虽然我国已取得较大进展,但

还有很多理论与试验技术问题没有彻底地解决,例如在轨空间机构间隙接触非线性动力学分析设计问题,以及在太空环境载荷和各种干扰因素下航天器机构在轨运行稳定性分析问题.在试验研究方面,美国等发达国家在含间隙航天机构和结构动力学方面做了大量的试验研究工作,我国在含间隙空间机构试验研究方面还比较薄弱.

2 待解决的关键问题

在多体动力学理论中,对间隙及其内碰撞的处理还很不完善,许多基本问题未能得到充分研究.对于复杂构型的含间隙航天器机构动力学,寻求解析解几乎是不可能的,数值方法和试验研究方法是解决含间隙机构非线性动力学问题的主要途径.

2.1 间隙接触非线性的描述

目前,对含间隙空间机构动力学理论研究中尚未彻底解决的关键问题之一就是如何准确建立连接铰模型,它也是决定仿真是否符合实际的关键因素之一.间隙对机构或结构非线性动力学行为的影响主要表现在间隙所激发的非线性振动、内碰撞所引起的破坏性以及机构运动稳定性和定位误差等的影响.如何采用数学模型准确地描述物理模型的真实运动状态,是研究间隙问题首要解决的问题.根据运动副元素相对运动关系的不同假设,现在主要有三类运动副间隙模型^[19]:连续接触模型、经典碰撞模型和接触变形模型.前两种模型不能预测间隙铰接触过程中接触力的变化,不适合于对含间隙系统动力学的“精细”仿真.对于需精确预测铰关节动力学影响问题,在国内外众多的研究工作中多采用Dubowsky接触变形间隙模型,该模型假定法向接触力与间隙内外体之间的切入量成正比,用一较大的接触刚度来保证接触体之间不致相互切入过深,碰撞能耗用碰撞阻尼来模拟.其模型简单,利于编程,且可计算得接触点间的碰撞力,已被收入ADAMS, DADS等多体动力学商业软件. Dubowsky间隙铰模型的基本假定是组成间隙铰的两构件以“点一点”或“点一面”相接触^[20],其模型是在较大间隙时成立的.而实际接触状态为“面一面”接触,尤其对于实际工程结构或机构中,运动副间隙均为配合间隙,属于微小间隙,两接触构件有较大的接触面,违反了Dubowsky间隙铰模型的基本假定.另一方面,目前的间隙模型一般仅研究构件接触时的法向变形,而常常忽略切向变形的影响.如何建立准确的间隙内力模型是需要深入研究的课题.另外,

对多间隙问题以及摩擦和阻尼的处理也是待解决的问题之一。

2.2 动力源和间隙对系统动力学行为的干扰,以及考虑间隙、摩擦、碰撞的空间机构多体动力学建模

间隙使得空间机构的拓扑构形是随时间而变的,属“非定常构形”问题,其动力学问题远较“定常构形”系统动力学问题复杂得多。空间机构的储能释放型动力源,如弹簧打开,将引起碰撞,使系统中产生很大的冲击力;而动力驱动型动力源,如马达,可能会导致周期振荡。研究众多微小间隙给空间机构带来的非线性问题,以及能否产生分叉与混沌现象,这对于空间机构设计具有很重要的工程意义。

2.3 轨道运动、姿态运动、机构运动、间隙非线性以及结构振动之间的相互耦合

复杂构形航天器一般由多个刚体和柔性体组成,各个分体还可能带有不同数目的柔性附件,如果考虑到飞行器上带有可伸展的骨架结构、太阳能电池阵板、天线及柔性机械臂、飞轮等控制元件的影响,它是一个时变的(变拓扑构形、变质量及变刚度)、非线性的复杂多体系统,这将导致航天器轨道运动、姿态运动、机构自身局部运动,以及弹性振动的耦合,连接间隙模型的引入,为机构动力学分析带来了更大的难度。

2.4 数值计算方法及软件编制

研制出能够应用于实际航天器中的含间隙空间机构动力学分析软件是众多学者所追求的最终目标,但首先要解决含间隙动力学方程的数值算法问题。航天工程中的间隙往往很小,一般在几十微米乃至更小的数量级上,若采用直接的数值积分法来跟踪其运动过程,积分步长往往需要取得很小,因而很不利于仿真计算。当间隙数目较多时,不同间隙之间的接触可能几乎同时发生。为了准确捕捉碰撞点,积分步长必须缩减到更小,从而可能导致计算失败,特别是对多间隙、微间隙系统。因此,若要精确地预测含间隙机构非线性动力学行为,必须寻求适合于求解含间隙动力学模型高效稳定的数值计算方法。

2.5 地面试验方法

为了验证空间机构的工作原理、运行的可靠性、分析方法的准确性、以及预示可能的干扰模式,地面试验是必不可少的。在地面试验中,各元件的连接状态在重力作用下与在太空的微重力作用下有差异,在地面试验中模拟存在太空中微重力、辐射、温度、空间微尘等众多因素的影响比较困难,利用地面试验来验证系统在轨真实的动力学行为尚需进一步研

究,但利用地面试验定性研究机构运动速度、间隙大小、重力场等对机构运动的影响及系统的动力学行为仍然是一条重要途径。

2.6 运动稳定性问题

从力学的观点看,航天器中的机构是一个包含多个构件、各构件的大范围运动和弹性运动同样重要并强烈耦合的多铰接柔性多体系统,其拓扑构形和自由度都是随时间而变的,是典型的变拓扑结构系统。系统构形的时变性对结构系统的动态特性有着重要影响,这种时变性结构与其它类型运动和太空环境的耦合,如果处理不好,则导致飞行任务的失败:失去稳定性或不能达到定位精度。因此,需要开展间隙局部非线性与机构全局非线性关系,以及各种干扰对含间隙机构运动稳定性影响等问题的研究。

2.7 空间机构的性能改善问题

采用现代设计理论和控制技术,使机构运行过程中间隙处不产生过大的冲击力;机构锁定后,能迅速抑制外界干扰引起的振动,是航天工程设计人员一直在探索的目标。

3 结束语

随着我国载人航天计划的实施和对地观测卫星等复杂构形航天器的研制,迫切需要解决航天器在轨空间机构间隙接触非线性动力学分析设计问题,以及在太空环境载荷和各种干扰因素下航天器机构在轨运行稳定性问题。含间隙航天器机构动力学研究的重点应是提出处理含间隙空间机构动力学分析的新方法,建立完整的考虑间隙接触非线性的航天器柔性多体动力学分析理论框架,编制大型仿真计算程序,探索研究含间隙机构非线性动力学特性的试验方法,为空间机构的工程设计提供可靠的设计与分析工具。

参 考 文 献

- 1 Nurre GS, Sharkey JP, Nelson JD, Bradley. Preserving mission, on-orbit modifications to hubble space telescope pointing control system. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(2): 222~229
- 2 Foster CL, Tinker ML, Nurre GS, Till WA. Solar-array-induced disturbance of hubble space telescope pointing system. *J of Spacecraft and Rockets*, 1995, 32(4): 634~644
- 3 马兴瑞, 王本利, 苟兴宇. 航天器动力学——若干问题进

- 展及应用. 北京: 科学出版社, 2001(Ma Xingrui, Wang Benli, Gou Xingyu. Dynamics of spacecraft: development and applications of several problems. Beijing: Science Press, 2001(in Chinese))
- 4 吴德隆, 阎绍泽, 黄铁球. 空间大型伸展机构动力学研究. 全国一般力学学术会议论文集. 长沙: 湖南大学出版社, 1998 (Wu Delong, Yan Shaoze, Huang Tiejie. Study on dynamics of space large deployable structures. Proceedings of the National Conference on General Mechanics. Changsha: Hunan University Press, 1998 (in Chinese))
 - 5 Bauchau OA, Rodriguez J. Modeling of joints with clearance in flexible multibody systems. *International Journal of Solids and Structures*, 2002, 39(1): 41~63
 - 6 Zakhariyev E. Dynamics of rigid multibody systems with clearances in the joints. *Mechanics of Structures and Machines*, 1999, 27(1): 63~87
 - 7 Hayasaka Y, Okamoto N. Analysis of nonlinear vibration of space apparatuses connected with pin-joints. 1992, IAF-92-0315
 - 8 Moon FC, Li GX. Experimental study of chaotic vibrations in a pin-jointed space truss structure. *AIAA Journal*, 1990, 28(5): 915~921
 - 9 Folkman SL, Rowsell EA, Ferney GD. Influence of pinned joints on damping and dynamic behavior of a truss. *J Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(6): 1398~1403
 - 10 Bullock SJ, Peterson LD. Nanometer regularity in the mechanics of a precision deployable spacecraft structure joint. *J Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(5): 758~764
 - 11 Hachkowsky MR, Peterson LD, Lake MS. Friction model of a revolute joint for a precision deployable spacecraft structures. *J of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(4): 591~598
 - 12 吴德隆, 李海阳, 彭伟斌. 空间站大型伸展机构的运动稳定性分析. 宇航学报, 2002, 23(6): 98~102(Wu Delong, Li Haiyang, Peng Weibin. Motion stability analysis of large deployable structures in space station. *Journal of Astronautics*, 2002, 23(6): 98~102 (in Chinese))
 - 13 陈滨, 潘寒萌. 含铰接间隙与杆件柔性的空间伸展机构单元的动力学建模与计算模拟, 第一部分: 动力学建模. 导弹与航天运载技术, 1997(1): 27~37(Chen Bin, Pan Hanmeng. Dynamic modeling and computational simulation of unit of space deployable mechanism with joint clearance and link flexibility, Part 1: Dynamic modeling of the system. *Missiles and Space Vehicles*, 1997(1): 27~37 (in Chinese))
 - 14 阎绍泽, 申永胜, 陈洪彬. 考虑杆件柔性和铰间隙的可展结构动力学数值模拟. 清华大学学报, 2003, 43(2): 145~148 (Yan Shaoze, Shen Yongsheng, Chen Hongbin. Dynamic performance of deployable structures with flexible members and clearance connections. *J Tsinghua Univ (Sci & Tech)*, 2003, 43(2): 145~148 (in Chinese))
 - 15 陈鹿民, 阎绍泽, 金德闻, 吴德隆. 含间隙铰空间可展桁架结构的动力学实验研究. 清华大学学报, 2003, 43(8): 1027~1030(Chen Lumin, Yan Shaoze, Jin Dewen, Wu Delong. Dynamic experiment of a space deployable truss structure with joint clearances. *J Tsinghua Univ (Sci & Tech)*, 2003, 43(8): 1027~1030 (in Chinese))
 - 16 李海阳, 吴德隆, 张永. 机动武器系统的含间隙动力学研究—上篇: 含摩擦碰撞模型/ 中篇: 间隙铰模型/ 下篇: 系统仿真. 兵工学报, 2002, 23(2): 145~149/ 23(3): 289~293/ 23(4): 433~437(Li Haiyong, Wu Delong, Zhang Yong. Dynamic analysis of mobile weapon systems with clearances; Part 1 Frictional impact model / Part 2 Clearance joint models/ Part 3 System simulation. *ACTA Armament*, 2002, 23(2): 145~149/ 23(3): 289~293/ 23(4): 433~437 (in Chinese))
 - 17 李铁寿, 苟兴宇. 一类含间隙铰的刚柔耦合系统动力学研究. 中国空间科学技术, 2000, 20(1): 13~17(Li Tieshou, Gou Xingyu. Study on dynamics of a rigid-flexible coupling system with backlash hinges. *Chinese Space Science and Technology*, 2000, 20(1): 13~17 (in Chinese))
 - 18 张玲翔. 国外小间隙发射箱技术的发展. 飞航导弹, 1998(1): 23~28 (Zhang Lingxiang. Development of foreign small clearance launch technology. *Flying Missiles*, 1998(1): 23~28 (in Chinese))
 - 19 阎绍泽, 陈鹿民, 季林红, 俞武勇, 金德闻. 含间隙铰机械多体系统动力学模型. 振动工程学报, 2003, 16(3): 290~294 (Yan Shaoze, Chen Lumin, Ji Linhong, Yu Wuyong, Jin Dewen. Dynamic modeling of multibody system with clearance joints. *J Vibration Engineering*, 2003, 16(3): 290~294 (in Chinese))
 - 20 Dubowsky S, Freudenstein F. Dynamic analysis of mechanical systems with clearance, part 1: Formation of dynamic model. *ASME J Eng Ind*, 1971, 93B: 305~309

DEVELOPMENT AND PROBLEMS OF NONLINEAR DYNAMICS OF THE MECHANISMS WITH CLEARANCES FOR SPACECRAFTS*

Yan Shaoze

*(Department of Precision Instruments and Mechanology,
Tsinghua University, Beijing 100084, China)*

Abstract This paper introduces the development of dynamics of space mechanisms for aerospace, and discusses the important senses to study nonlinear clearance models for both designing the structures of new spacecrafts and analyzing the performances of spacecrafts on orbit. Some key problems to be solved are proposed, which include the dynamic modeling and analyzing of space mechanisms with clearances, the movement stability analysis of the mechanisms, the simulation software for realizing the global simulations of performances of the mechanisms.

Key words clearance, dynamics, contact, impact

Received 15 April 2004, revised 17 May 2004.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (50275080).