

具有刚—柔—液—控耦合的航天器 动力学研究进展*

岳宝增[†] 宋晓娟

北京理工大学宇航学院力学系, 北京 100081

摘 要 从现代复杂航天器姿态非线性动力学、液体燃料晃动动力学与控制问题、航天器刚—柔耦合系统动力学建模问题、航天器刚—液耦合动力学、航天器刚—柔—液—控耦合动力学、充液航天器实验问题等方面概述了近年来国内外在充液航天器多体耦合动力学相关领域的最新研究进展. 分别从液体燃料晃动动力学建模问题、航天器刚—柔—液—控耦合系统非线性理论和方法、计算机数值仿真及物理实验问题等方面展望了有待进一步加强的研究课题.

关键词 充液航天器, 姿态动力学, 刚—柔—液—控耦合系统, 非线性动力学及控制

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A **文章编号:** DOI: 10.6052/1000-0992-12-025

1 引 言

随着航天技术应用需求的不断增长, 航天任务复杂程度日益增加, 对航天器的运载和机动能力提出了越来越高的要求. 要完成长时间及复杂的飞行任务, 现代大型航天器需要携带更多的发动机液体燃料^[1-16]. 以美国航天局1997年发射的三轴稳定 Cassini 航天器为例, 其携带的液体推进剂重量为 3100 kg, 占航天器总重量的 60% (Cassini 航天器除携带两个燃料贮腔外, 还载有包括一个 11 m 长的杆状空间磁场强度计、3 个半径为 10 m 的无线电波和等离子体波接收天线以及欧洲空间管理局研制的惠更斯号土星探测器在内的 12 种科学仪器); 从公开的文献报道中可以发现, 在 Cassini 航天器的研制过程中, 科研人员非常重视对液体燃料晃动动力学特性的研究, 除了采用特别的液体燃料管理装置外还对微重力环境下包括液体晃动频率、改进的球摆等效力学模型、液控耦合等方面进行了非常深入细致的预研研究. 当 2004 年 Cassini 航天器与土星交会时, 进行了上百次的轨道机动; 它被认为是迄今为止人类所建

造的最为复杂的星际航天器^[2]. 现代航天器规模庞大、构型复杂, 不仅带有多个大型柔性附件和大型充液贮箱, 而且通过空间交会对接还可增长为大型轨道复合体; 这类复杂航天器大都是典型的多体、柔性、充液航天器系统, 有的成为多极控制和变结构航天器系统, 其动力学特性的复杂性和指向精度的高要求都是早期简单航天器所无法比拟的. 再以 1990 年发射的光学成像卫星哈勃太空望远镜 (承载着大型载荷、大面积帆板、大量液体燃料和多个运动部件) 为例, 其控制要求为: 指向精度为 0.01", 姿态稳定度在长达数小时的时间范围内镜像稳定在焦面的误差不超过 0.007", 并具有在 18 min 内转向 90° 的机动能力; 随着甚高精度性能指标的提出, 原来忽略的因素、可以回避的问题现在凸现出来. 低精度卫星可以忽略的一些物理特性如高速旋转部件引起的抖动、帆板和天线等挠性部件的细微振动、充液晃动等现在必须考虑; 低精度卫星可以忽略的控制对象特性如燃料消耗、多体运动、未建模动态等导致的变结构变参数不确定性, 多体动力学、摩擦等非线性特性现

收稿日期: 2012-03-01, 修回日期: 2012-07-09

* 国家自然科学基金 (10772026, 11072030) 及中国教育部博士点博士资助项目 (20080070011)

[†] E-mail: bzyue@bit.edu.cn

在必须全面考虑. 卫星甚高精度的指标要求对航天器姿态控制提出了新的问题和挑战, 这也是航天发达国家目前尚未系统解决的紧迫课题^[3].

开展关于复杂航天器刚(柔)液控耦合动力学研究的紧迫性和重要性还可以从美国航空航天管理局于2010年2月所发射的太阳动力学高精度观测卫星(The Solar Dynamics Observatory-SDO)的研制过程和在轨运行经历而窥见一斑. SDO观测器含有2个大型燃料贮腔(充液重为1400 kg, 占卫星总重的47%)以及展开长度为6.25 m的太阳帆板. 尽管在项目的预研过程中工程科技人员对液体晃动动力学开展了深入细致的研究、采用改进的等效球摆模型模拟液体燃料晃动动力学特性并采取了必要的液体燃料管理措施、对液体晃动和太阳帆板之间的非线性耦合动力学进行了理论分析和仿真试验研究; 但在观测器执行第二次远地点主发动机点火并进行变轨机动过程中, 星载查错及纠错系统(failure detection and correction-FDC)发出了过载警告信号, 同时迫使观测器关闭主发动机并转入安全模式. 地面救援小组立即开展了极其惊险的抢救行动, 在对有可能引起事故的一系列潜在原因逐一排查后, 科研人员最终确定引起过载警告信号的诱因源于未建模的内动态液体燃料晃动扰动. 为了使观测器恢复正常运行状态, 科研人员首先关闭了抑制柔性附件抖动的控制器(这将有利于控制系统更加准确感应液体晃动动力学反馈信息), 在长达一周的时间内进行了13次轨道和姿态机动并最终成功地将太阳动力学观测器引导到预定的使命轨道. 相关工程技术人员在总结这次事故经验教训中得到两点非常重要的启示, 其一是传统的液体晃动等效力学模型并不能有效模拟液体非线性晃动动力学(尤其是远地点发动机点火阶段); 其二是在充液复杂航天器的研制过程中, 必须考虑液体晃动、柔性展开附件以及控制系统之间的非线性耦合动力学问题^[3].

2 现代复杂航天器动力学与控制研究进展

2.1 液体燃料晃动动力学与控制问题

航天器在变轨、交会、对接及装配过程中, 液体推进剂可能会产生剧烈的晃动; 此时系统的动力学耦合问题相当突出; 与此同时, 航天器高精度机动性能的要求又必须保证对系统自由度进行高精度控制, 完成姿态镇定及目标跟踪等

控制目的. 因此要预测燃料晃动动力学及其对完整航天器系统的影响, 建立液体晃动的精确模型进而建立合理的刚-液-控耦合系统模型就显得极其重要. 1989年, 美国Sandia国家实验室的一份研究报告曾指出, 充液航天器系统在外界激励幅值较大时本质上是一个非线性耦合动力学系统, 其中会产生十分复杂的动力学现象^[17], 必须建立相应的全系统耦合的非线性模型和分析方法. 欧空局(European Space Agency-ESA)著名学者Mancuso^[18]指出: 当航天器携带可观质量的液体燃料时, 在研究交会对接机动中必须考虑液体晃动效应对控制系统的影响, 否则将出现严重的漂移现象. 根据外激励频率及腔体的几何形状不同, 液体自由面可能会产生诸如面外晃动、旋转、非规则拍振、伪周期运动及混沌等复杂的非线性运动, 由此所产生的晃动力及晃动力矩对整体系统动力学具有显著影响. 燃料的复杂晃动所带来的主要困难在于如何有效估计液动压力、晃动反作用力及反作用力矩. 传统的做法是采用被动控制即在燃料贮腔内增加晃动阻尼装置或采用隔板将大型贮腔分隔成小腔体以抑制液体燃料晃动. 然而, 这种措施无疑将增加卫星的重量和造价进而也增加了发射费用; 有文献报道: 卫星每增加一磅的重量就要多投入大约一万美元的发射费用. 此外, 增加阻尼装置将改变液体的晃动频率, 这也给控制系统的设计增加了复杂性^[19]. 长远来看, 通过改善控制算法来抑制储液腔体内液体燃料的晃动是一种行之有效的方法, 包括滑模控制^[20]、输运控制^[21]、PID控制^[22]、混合波形方式^[23-24]、滤波输入控制^[25]等先进控制技术的应用; 同时为了降低对被控对象有效观测的难度, 基于前馈控制的输入成型控制技术也已引入对航天器燃料晃动抑制的控制中^[26-29].

此外, 为了克服开发大型运载工具所带来不必要的人力、财力及资源浪费等缺陷, 同时最大限度地延长航天器空间飞行时间和有效利用已有的在轨资源, 美国航空航天管理局提出优先实施深空交通基础设施建设(Space Transportation Infrastructure)这一项目以保持其在航天领域的优势地位; 其首要研究的全新课题包括建立空间燃料贮存库以及微重力环境下的燃料传输和加注技术等; 其中亟需解决包括微重力环境中在轨对接以及姿态转换机动等所诱发的大型贮腔中液体非线性晃动动力学以及刚液控耦合动力学在内的一系列重大课题^[5].

2.2 复杂航天器动力学建模问题

从力学意义上说, 现代航天器是一多体(刚体及柔性体)-液体-控制系统非线性耦合动力学系统(参考图1, 图2为充液航天器液-刚(柔)-控耦合系统的一种简化模型^[30]); 其耦合特性表现为: 在外力及力矩作用下, 大型柔性附件发生振动从而诱发液体燃料晃动并进而与姿态控制系统发生强耦合, 并且这种耦合运动往往具有明显的非线性特性, 此外, 不适当的控制策略也可能激发液体燃料晃动进而发生相应的液-控甚至刚(柔)-液-控非线性耦合动力学现象. 对于大型复杂航天器来说, 液体晃动和柔性附件振动问题必须同时考虑, 单独考虑刚-柔耦合或是刚-液耦合都是片面的、不符合实际情况的. 但实际上不管是刚-柔耦合还是刚-液耦合, 都还没有完全成熟的研究, 应用于工程实际中的理论还局限于小幅晃动、小变形的线性范围. 对于刚(柔)-液-控耦合问题, 还仅仅局限于实验方法, 目前还没有太多关于这方面的理论研究成果.

随着以分岔和混沌为重要内容的非线性动力学理论和方法的快速发展和日臻完善以及计算机

技术的日渐成熟, 为复杂航天器非线性动力学研究提供了一个新的方法和视角; 同时航天器动力学也为分岔和混沌的研究提供了明确的物理和工程背景. 开展航天器刚(柔)-液-控非线性耦合动力学研究具有重要意义, 一方面可以在更高层次上总结和发展过去对液体燃料晃动及柔性附件振动问题的航天器动力学的工程处理方法, 另一方面则是应用现代非线性动力学的理论成果及分析方法对航天工程中刚(柔)-液-控耦合动力学的耦合机理进行深入探索并预见带柔性附件充液航天器的动力学响应特征, 从而为复杂结构航天器的设计与分析提供理论参考.

2.3 航天器刚柔耦合系统动力学建模问题

一般来说, 现代航天器结构由相互关联的刚性和非刚性部件所组成^[31-34]. 固定在刚性平台上的柔性天线、太阳帆板和悬臂梁为航天器结构的主要柔性附件, 而大范围运动柔性部件动力学问题日益突出; 与此相关的刚柔耦合问题一直是众多学者所关心的研究课题. 譬如我国研制的东方红三号静止通信卫星, 其太阳帆板展开后总翼展为18m, 柔性附件转动惯量占整星的60%, 起飞时液体约占整星重量的57%; 而日本的通信广播工程试验卫星(The Communications and Broadcasting Engineering Test Satellite), 其太阳帆板展开后长达30m; 又如美国第一代跟踪与数据中继卫星TDRS(Tracking and Data Relay Satellite)带有两部直径为4.9m的大型抛物面单扯天线, 基频在0.3Hz以下. 这类航天器的柔性附件所产生的惯量可达整个航天器总惯量的40%~60%, 不仅使得整个航天器系统呈现基频低和模态密集态势, 而且由于若干低频模态过低并处于系统控制带宽以内情况的出现, 使柔性附件振动与控制发生强烈耦合作用从而对姿态控制系统的性能指标和稳定性设计工作是极为不利的^[35]. 关于柔性航天器动力学问题, 最早Modi^[28]在1974年对当时卫星姿态动力学建模和卫星相对于惯性参照系或轨道参照系的精度定位的研究现状进行了评述. Nurre^[34]给出了大型空间结构的定义, 列出了大型空间结构动力学建模和控制问题面临的挑战, 对结构动力学、动力学模型降阶以及航天器控制等问题的研究现状和研究方向进行了评述. 随后, Likins^[36]总结了早期航天器研制中在姿态动力学和控制方面的经验, 回顾了混合坐标法的提出过程, 并指出活动部件和结构柔性的存在, 使

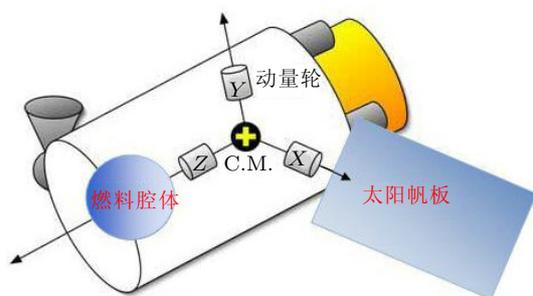


图1 复杂航天器多体动力学系统示意图

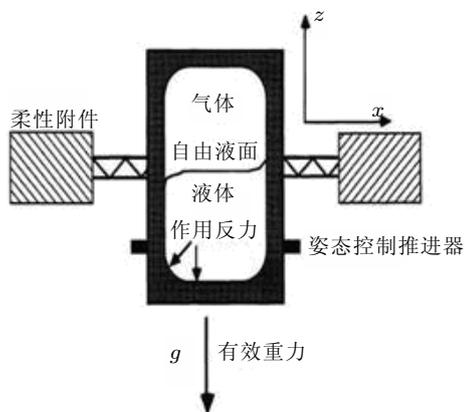


图2 航天器刚-柔-控耦合系统简化物理模型

航天器的姿态控制问题必须由结构、动力学和控制工程师共同解决。Bainum^[37]对包括离散坐标法、混合坐标法和有限元法等现有的各种动力学建模方法的研究历史和应用情况进行了回顾和评述。Rao^[38]从控制设计的角度评述了柔性结构的动力学建模和降阶问题。Suleman^[39]讨论了多体动力学仿真中的弱柔性动力学建模问题,考察了动力学仿真中的几个主要方面,并针对柔性系统,比较了部件和系统模态离散化的一些方法。Shabana^[40]提出的绝对节点坐标法,因为其在建立多柔性系统动力学方程上有许多优点,如质量矩阵为常数矩阵以及不存在科氏力和离心力项等,适于研究经历大范围运动的柔性多体变形问题。1987年, Kane^[41]发现了做大范围运动弹性梁的动力刚化现象,引发了一系列具有理论意义和应用价值的研究,从而掀起了对线性刚-弹耦合模型的质疑和变革。动力刚化现象是弹性体几何非线性变形与大范围刚体运动耦合作用的结果;当弹性体几何非线性变形与外激励特别是碰撞激励相耦合时还可能出现其他几何非线性效应,而这方面的机理研究却鲜见于报道。对于动力刚化有效建模问题, Kane和 Banerjee等^[42]假定梁构件中性轴不可伸缩、板的中性面不可延展和收缩,轴向变形和横向变形表示为耦合形式,从而推出引起动力刚化现象的动力刚度项; Yoo^[43]在此基础上简化了动力学方程的推导过程,并给出了这种建模方法的合理解释,分析了整体转动引起的动力刚化效应。Wasfy和 Noor^[44]对柔性多体系统动力学的计算机仿真技术的研究现状给出了包括877篇参考文献的较为全面的综述和分析;内容包括柔性附件的建模、约束建模、求解技术、控制策略、耦合问题、设计方法和试验研究等方面,对采取不同坐标系的建模方法进行了比较分析;阐述了一些大型商用通用软件如Dyna-3D及Dytran等在大型柔性非线性结构动力学集成仿真方面的成功应用,并指出今后应加强在提高柔性多体系统动力学精确建模以及提高计算精度和效率、改进柔性多体系统的设计过程等方面的研究。

2.4 航天器刚液耦合动力学问题

另一方面,与航天器相关的刚液耦合问题则还没有得到足够的重视。液体燃料(在一些通信卫星中,液体燃料占总星重量达一半以上)、冷却剂及环形阻尼器中的液体等将与卫星的刚体运动发

生耦合从而发生刚液耦合运动。刚液耦合对航天器的影响体现在如下2个方面:首先是液体晃动问题,这将改变航天器的质量分布;其次是黏性液体相对于航天器的运动所引起的能量耗散问题,这种能量耗散是航天器姿态失稳的主要原因。虽然已有文献报道关于航天器刚液耦合问题的一些研究成果,但这些研究大多是基于扰动理论来研究刚液耦合问题对航天器姿态控制的影响;这些研究成果还无法满足现代航天器对姿态高精度指向的要求。刚液耦合动力学研究可分为3个阶段:(1)与旋转液体相关的刚液耦合问题的早期研究; Stokes是被公认为研究此类问题的首位科学家,研究此类问题的还包括Helmholtz, Lamb, Kelvin以及Poincare等众多学者。(2)上世纪50年代及60年代前苏联应用数学家关于刚液耦合问题的研究;开展此项研究的主要动因是由于前苏联航天工程对此项工作的迫切需要;其中的主要成果已收录在著名学者Moiseyev和Rumyantsev^[45]的专著中;虽然该著作中详细介绍了关于全充液及半充液腔的刚液耦合动力学问题,但所采用的模型及方法的近似性影响了所得结果的精度。(3)美国航天器专家及学者关于刚液耦合问题的研究;至上世纪60年代以来,有大量文献报道了这方面的研究成果。从研究的特点上看,前苏联的科学家擅长于理论方面的研究,而美国学者则更重视实验及数值仿真方面的研究。目前,已有文献报道包括VOF(volume of fluid)以及ALE(arbitrary Lagrange-Euler)有限元方法等CFD(computational fluid dynamics)方法在刚液控耦合动力学研究方面的进展情况;由于问题的复杂性以及在计算技术实现方面的困难,现有的计算机仿真软件都是针对特有的工程实际应用而开发设计的^[15]。

2.5 航天器刚-液-控耦合动力学问题

应该明确指出的是:尽管关于航天器刚液耦合问题的研究取得了一些进展,而关于充液航天器的刚液控耦合及相关的稳定性分析等问题还没有取得令人满意的结果。文献[46-48]采用图3所示的充液航天器刚液耦合模型,采用动量轮转移移动量的方法研究了充液航天器的姿态机动及再定向问题,借助于Lyapunov稳定性理论得到充液航天器姿态机动的解析控制律,并研究了燃料腔放置及燃料黏性对稳态运动章动角的影响规律。

文献[49]报道了当航天器做大角度姿态机动时自由液面液体与航天器姿态的耦合动力学研

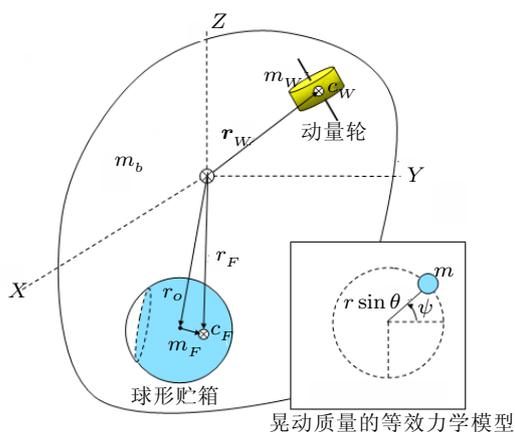


图3 基于动量轮控制策略的航天器刚液耦合系统模型

研究成果. Kuang^[50-52] 等利用 Melnikov-Holmes-Marsden 积分方法对全充液陀螺航天器系统的非线性动力学问题进行了深入研究. 洪汝珍等^[53-54] 研究了瓦特瓶中部分充有超流体氦 II 的自旋航天器在轨道环境扰动下的晃动耦合动力学. 为了有针对性地研究液体旋转晃动模态对控制系统的影响, Nichkawde^[55] 建立了液体晃动的球形摆模型和控制系统的耦合动力学方程, 并采用推广的延拓方法对耦合系统进行了分岔研究. 美国密执根大学航天器姿态动力学与控制研究领域的 McClamroch^[56] 借助线性摆等效力学模型模拟燃料晃动, 首次利用欠驱动非线性控制理论建立了航天器在平面轨道实施交会对接机动的刚-液-控耦合系统模型, 建立了与抑制航天器横向、俯仰及燃料晃动相对应的相对平衡位置镇定的非线性反馈控制策略; 而艾姆伯里-利德尔航空学院的 Mahmut^[57] 用相同的方法, 同时考虑了摆模型和弹簧-质量模型, 对沿轴向加速的充液航天器设计了一个非线性反馈控制器. 有文献报道了美国弗吉尼亚大学的 Gang Tao^[58-59] 在该领域的研究成果, 对航天器交会对接机动中的刚-液-控耦合动力学系统建模、跟踪误差及平衡稳定性问题进行了研究, 确立了非线性自适应控制技术设计策略. 但在上述的研究工作中, 只考虑了面内液体晃动及航天器在轨道面内机动情形, 没有考虑液体燃料的有限幅晃动、旋转晃动、阻尼特性、微重力环境等非线性效应以及航天器全自由度机动情形, 因此, 还需要大量的艰巨研究工作有待开展. 此外, 当航天器系统存在未知(未观察到)的动态时, 采用以上所述的关于确定动力学系统建模理论和方法所得到的模型与真实系统并不匹配, 这将降低

任何控制器的性能. 而航天器燃料贮腔内液体晃动所引起的内部动力学(内动态)是未知动力学的一个典型例子; 文献[60]基于刚性航天器模型研究了采用神经网络控制器来补偿液体燃料晃动所引起的不确定性干扰. 非线性自适应控制技术在航天器液体晃动补偿方面的应用研究是一崭新研究领域; 在所发表文献中, 还没有发现有关考虑液体晃动效应、更为实用的描述航天器质心运动和姿态运动相互耦合的多自由度动力学模型研究成果的报道. 在采用 CFD 方法研究刚液控耦合方面, 美国肯尼迪空间中心(Kennedy Space Center-KSC)基于通用流体动力学仿真软件 Flow3D 开发出了 UCAT(Universal Controls Analysis Tool)液控耦合动力学仿真软件并应用于航天器发射工程实践; 而美国马歇尔航天飞行中心(Marshall Space Flight Center)采用牛顿流体动力学原理开发出能够处理包括液-气界面、微重力环境、表面张力等复杂边界条件的高保真液体晃动动力学仿真软件并成功应用于航天器导航、制导与控制(Guidance, Navigation and Control-GN&C)的仿真试验中^[61].

2.6 航天器刚-液-柔-控耦合动力学国内研究简述

我国科学工作者在柔性航天器及充液航天器非线性动力学领域的研究也卓有成效. 北京控制工程研究所、清华大学、北京航空航天大学、上海交通大学、国防科技大学、上海宇航系统工程研究所、哈尔滨工业大学、航天科技集团公司、北京理工大学等单位在该领域取得了一系列重要成果^[8-11,14-16,31-32,35,62-76]. 特别是上世纪 90 年代以来, 国内发表了不少关于柔性航天器动力学问题的学术论文, 其中文献[62]用多尺度法和奇异性理论研究了充液弹性腔体的分岔行为. 文献[63]中介绍了作者对中心刚体加柔性附件类航天器的柔性动力学建模问题所进行深入研究取得的重要成果, 其 DASFA 分析软件已广泛应用于中国柔性航天器的动力学分析设计中. 文献[65]介绍了关于动力刚化问题和刚-弹耦合问题取得的研究成果. 文献[66-67]在浮动标架法基础上, 利用模态综合技术实现高维系统降阶, 建立柔性太阳帆板动力学模型. 文献[68]对绝对坐标法的研究进展作了系统的总结, 这种方法可高效地求解多柔体系统大变形的问题^[69-70]. 文献[71]将分力合成振动抑制方法和基于分布压电元件的主动振动技术相结合, 来抑制挠性附件的振动, 取得了很好的

效果. 文献 [72] 将变结构控制与神经网络控制相结合的智能鲁棒控制方法对挠性航天器进行姿态容错控制. 文献 [73] 报道了鲁棒控制应用于多体航天器大角度机动的最新研究成果; 而文献 [74] 则报道了模糊控制方法在柔性航天器大角度姿态机动控制中的研究进展. 文献 [75] 报道了采用 Si'lnikov 准则研究半充液三轴稳定卫星姿态非线性运动的研究成果, 结果显示航天器姿态运动有可能出现马蹄混沌运动现象. 文献 [32] 报道了采用多尺度方法研究充液航天器刚-液-弹耦合系统非线性动力学特性的研究成果, 揭示了贮腔位置及外激励参数变化引起充液航天器姿态运动所出现的分叉及混沌现象. 文献 [15] 研究了微重力三维液体非线性晃动动力学特性, 这将有助于更准确地建立微重力液体非线性晃动等效力学模型; 文献 [16] 研究了航天器刚-液-柔耦合系统非线性动力学、对液体燃料及柔性帆板采用小扰动假设, 根据受扰的 Hamilton 系统理论分析了带附件充液航天器大角度姿态机动过程中的全局分岔行为并得到了混沌姿态的 Melnikov 解析预测准则. 文献 [76] 则采用动量轮转移量的方法并应用 Lyapunov 稳定性理论对航天器的姿态进行控制策略设计, 得到了刚-液-柔-控耦合动力学系统的反馈控制律.

目前, 关于航天器刚-液-柔-控非线性耦合系统动力学研究成果的报道较少; 在航天器大角度姿态机动、航天器目标跟踪与控制研究以及自适应跟踪机动研究中也并没有充分考虑液体燃料晃动动力学效应. 完整系统地考虑液体燃料晃动对航天器姿态机动与控制系统影响的研究工作还开展得远远不够, 而对欠驱动燃料晃动及航天器姿态跟踪自适应控制中刚(柔)-液-控耦合动力学的研究亟待加强; 此外, 由于投入不足, 我国学者在液体晃动力学试验研究方面存在明显的滞后. 这对于深刻把握这类问题的耦合机理和预测这样系统的重要动力学现象尤其是非线性动力学现象十分不利. 其中一些具有重要和挑战意义问题的解决将对面向新一代航天器动力学及控制开发新技术以确保系统性能尤为关键. 总之, 问题的重要性与复杂性表明, 它对于从事该领域研究工作的广大科研人员而言, 既是重大的机遇, 又是严峻的挑战.

3 充液航天器姿态动力学实验研究最新进展

在实验研究方面, 为了验证液体燃料旋

转晃动的等效摆、等效转子模型, 位于美国得克萨斯州圣安东尼奥的西南研究所(SwRI-Southwest Research Institute)专门设有全尺寸燃料腔的 NASA 旋转晃动实验装置(SSTR-Spining Slosh Test Rig)^[33]. 然而地面实验不能真实反映空间中燃料晃动的真实特性; 目前, 落塔试验只能产生几秒钟时间长度的微重力环境, 而飞机飞行模拟微重力环境也只能持续几十秒钟时长. 为此, NASA 实施了由亚特兰蒂斯号航天飞机(Space Shuttle Atlantis)承担的代号为“使命 STS-84”的飞行任务, 完成了空间在轨液体晃动实验; 此外, 为了在轨进行微重环境下液体晃动动力学研究, 2005 年美国宇航局与荷兰空间研究中心(Dutch National Aerospace Center-NLR)还专门发射了液体晃动试验与检验专用卫星 Slososat FLEVO (Facility for Liquid Experimentation and Verification in Orbit)^[77]; 而德国奥格斯堡(Augsburg)大学的科研人员为了探索微重力环境下刚-液耦合动力学问题, 已经设计出皮卫星(公斤级重的微小卫星) Pico-Satellite CEOSAT (Composite Experiment Optical Sloshing Analysis Test Bed)以研究充液卫星在入轨阶段的刚-液耦合特性^[4]. 最新文献报道显示, 美国佛罗里达理工学院(Florida Institute of Technology)、麻省理工学院(Massachusetts Institute of Technology)和肯尼迪航天中心借助于国际空间站联合开发出实验平台 SHERES (Synchronized Position Hold Engage and Reorient Experiment Satellites), 该实验项目在国际空间站内进行, 采用携带有半充液燃料贮箱的 3 颗微小型卫星开展包括微重力液体晃动动力学、刚-液-控耦合动力学等内容在内的一系列科学实验^[1].

4 未来研究展望

通过跟踪国内外关于充液航天器刚-液-控耦合动力学研究的发展趋势, 结合我国科学工作者在相关领域的研究进展, 特提出以下几个值得关注的研究课题.

其一是关于带柔性附件充液航天器动力学建模问题的研究: “建模”(创建物理和数学模型)是非常关键和基础的问题, 重点是液体燃料非线性动力学行为的建模. 一般来说, 建模技术的选择是一个权衡技术; 宾夕法尼亚大学著名的航天器动力学与控制专家 Likins 曾撰文指出: 过去曾经发生

的付出昂贵代价的失误,往往是由于我们对力学系统没有建立合理的数学模型,而不是因为力学原理和数学方法本身的应用问题^[36].在航天器柔性结构的建模方面,在具体研究中,一般将现代大型航天器视为一带有柔性附件的中心刚体.目前关于柔性结构的比较成熟的建模技术包括分布参数建模、离散参数建模(又称集中参数建模)、多体动力学建模及有限元建模.在分布参数建模方法中,柔性附件被看作具有无限个自由度的分布参数系统,可由偏微分方程描述其变形运动,它是柔性附件的精确模型;但一般而言,除了杆、梁等简单柔性体外,很难得到偏微方程的解.在离散参数建模中,将柔性附件简化为由一系列弹簧元件连接起来的集中质量系统,弹簧元件的刚度可由影响系数来表示;采用这种方法比较容易将液体晃动动力学方程纳入到刚体动力方程和柔性附件动力学方程体系中从而得到航天器耦合系统动力学方程.多体动力学建模是将柔性结构看作一系列相互连接起来的刚体;而对每一刚体还必须同时考虑其转动惯性效应.这种模型适用于低频、大位移的情况,但模型自由度高且较难实现模型的降阶.在有限元建模方法中,将柔性附件剖分为有限个单元,单元之间由若干个弹性元件通过结点相连,目前大多结构分析软件都采用有限元方法进行模态动力学分析、动力学相应仿真计算等;有限元建模可看作是前两种方法的综合.在实际工程设计分析中,在对大型柔性体进行动力学建模时,一般采用模态截断略去频率远离控制系统带宽的模态,在根据完备性准则、模态分析准则以及模态可控性和可观性准则,从截断模态中选取用于航天器姿态控制的系统模态,大大降低控制器设计的复杂性;然而模态溢出的问题对航天器姿态控制系统提出了鲁棒性设计要求从而对复杂柔性航天器控制分析与设计提出了新的挑战.

关于液体晃动动力学建模问题,一方面大多数分析模型提供了动力学的准确描述,但是需要大量公式而且不能够解决所有问题;另一方面,计算流体动力学(CFD)模型具有较高的精确度而且需要较少的配比时间.然而数值方法,如计算流体力学难以纳入到动力学系统的稳定性分析或模拟计算中而且需要大量的计算资源.等效力学模型简单并可纳入到稳定性分析、控制器设计流程以及固体系统模拟中,但他们的准确性是一个与所采用的参数以及相关的实验有关的函数.此外,这些模型通常只能解释主导阶的流体动力学行为,

使得对于较高阶频率的动力学行为可能难以把握.更加常用的方案是采用等效力学模型模拟液体晃动,特别是在稳定性分析及控制分析中更是如此.如果正确选择等效摆模型或等效质量-弹簧模型的参数,由此所预测的等效力及等效力矩将和实际液体晃动所产生的晃动力及晃动力矩完全匹配.等效力学模型的概念已经推广到低重力液体晃动情形,在横向激励下所产生的旋转晃动问题已经可以由球形摆模型来模拟.经历快速机动的航天器燃料贮腔将诱发大幅液体晃动,这将不能根据线性力学模型来模拟;有文献报道在有势流动的假设下采用数值方法,可以对球腔中液体大幅晃动问题进行处理并建立含有立方刚度项的非线性等效摆模型.如何建立以航天器为背景的多体-液体-控制耦合大系统动力学模型是一项十分艰巨的任务,目前很少有这方面的文献报道.主要挑战在于是否能准确预测燃料晃动-航天器耦合系统的动力学特性,特别是得到导致耦合系统失稳的临界条件.要消除燃料晃动所诱发的不稳定性效应就必须发展包括燃料晃动及控制设计的系统动力学模型.显然,此时应把液体晃动等效力学模型纳入到晃动-航天器耦合多体系统的建模方案中.这样的方案便于将液体晃动效应体现在航天器动力学仿真程序中并适合于应用标准的控制设计技术.目前,多体动力学的基本理论在整个系统动力学中并没有考虑到液体晃动动力学的影响.美国洛克希德·马丁公司(Lockheed-Martin)先进技术中心资深精确制导与控制专家Banerjee^[78]撰文指出,当今在对多体-柔性体耦合系统的动力学研究方面已取得令人瞩目的进展,目前在对充液复杂航天器的动力学研究中,应把多体-液体晃动-控制耦合系统动力学研究问题,特别是液体非线性晃动建模问题作为优先课题;目前,多体动力学的基本理论在整个系统动力学中并没有考虑到液体晃动动力学的影响.如何建立以航天器为背景的刚(柔)-液-控非线性耦合系统动力学模型是一项十分艰巨的任务.

其二是关于航天器刚(柔)-液-控耦合系统非线性理论及方法的研究:随着非线性理论和方法的发展,通过各种现代近似解析方法求解非线性耦合系统微分方程,进而分析耦合系统动力学特性是一十分有效的途径.多尺度方法、平均方法等在充液系统都有广泛应用^[25].但对航天器刚(柔)-液-控非线性动力学的研究还有包括复杂航天器动力学建模、充液多体耦合系统高效集成

算法设计、非线性系统稳定性及分岔、液体非线性晃动等效力学模型、液体晃动抑制以及高频抖动机理和控制理论在内的等很多关键问题亟待解决^[3,11,15,64]。从工程设计角度看,开展对非线性动力学分析的目的,是根据导致系统不稳定性的相关关键参数关系为我们提供一些本质机理,从而为航天器总体设计和确定控制策略提供参数依据。业已证明等效力学摆模型可以有效模拟液固耦合动力学系统特性^[55],这为开展燃料晃动-航天器耦合系统动力学与控制的研究奠定了重要的基础。分析表明:此时,刚(柔)-液-控耦合系统本质上是一欠驱动系统(含调节器数目少于系统自由度的非线性系统),而对欠驱动系统的研究是非线性控制研究领域的一个重要课题。目前,欠驱动控制的一些研究成果已应用到欠驱动航天器动力学中,其中自适应控制方法、滑模控制方法及Lyapunov控制方法得到了成功应用^[3]。非线性自适应控制技术在航天器液体晃动补偿方面的应用研究是一崭新研究领域;上世纪90年代兴起的输入成型技术在柔性结构振动抑制方面的成功应用为从另一途径开展液体推进剂晃动抑制研究提供了可能^[79]。输入成型技术在充液航天器液体晃动抑制领域的研究则有待进一步加强。在所发表文献中,还没有发现有关综合考虑液体晃动效应、柔性附件振动及航天器运动相互耦合的更为实用的控制方法和理论研究成果的报道。

其三是关于计算机数值仿真及物理实验问题的研究:要确定等效力学模型的参数是一困难和棘手的问题,其中需要良好的液体晃动试验设备及先进的数据分析方法。由于实验对特殊环境的严格要求及昂贵代价,使得随着计算机技术的快速发展而不断得到改进的计算机仿真技术在航天器设计中的应用越来越受到重视。数值仿真有较大的概括性、灵活性和快速性并能自主设立外载条件、长时间计算、周密考虑各种因素、模拟流场和压力场的变化过程并可相应地计算所需要的力学参数。目前,CFD方法在自由液面液体大幅晃动动力学研究方面已取得不断进展,但在有关微重力液体非线性晃动、复杂几何腔体中液体晃动动力学研究、计算方法优化、充液航天器多体系统动力学等诸多方面还存在不少的科学难题亟待解决。在多体-液体-控制系统非线性耦合问题中,叠加原理失效,必须探讨全场求解耦合方程的途径,这就使求解方程的规模加大。需针对耦合系统方程的特性,有针对性地

探索、研究和改进一些求解器。重视计算机符号推导方法的应用研究,一方面要在计算机硬件上下工夫,另一方面也要在计算方法(计算的分区、网格生成技术、区域内的搭接等)、计算机软件(数据交换、计算的协调等)等方面做工作。探索具体问题与诸如多体动力学的ADAMS软件、动力学问题的有限元DYNA3D软件、系统控制仿真的MATLAB/Simulink软件、计算流体动力学的FLUENT软件等大型软件的接口技术。另一方面,虽然计算流体动力学仿真可为航天器的总体设计提供有价值的参考依据,但它有明显的不足之处:其在计算方法及程序设计上的复杂性以及计算方法实现上的不稳定性使其在航天器设计中预测液体燃料晃动与姿态机动耦合效应的实际应用受到限制。实践表明:试验与计算机仿真相结合,是建立等效力学模型的有效途径;可为航天器设计提供更准确的总体设计参考参数,从而有效提高预测充液航天器姿态机动动力学行为的能力。此外,非线性系统多参数复杂分岔数值仿真软件AUTO、HOMCONT及XPPAUT等已在充液航天器运动稳定性及分岔研究中得到应用^[15]。在国内,还没有文献公开报道这方面的研究进展,尤其值得重视。

5 结 语

“十二五”期间我国将研制一系列大型复杂航天器;我国载人航天器将处在“三步走”战略的关键时期,要完成包括航天器交会对接在内的一系列重要试验飞行任务^[80]。无人飞船“神州八号”与“天宫一号”完美对接标志着我国航天科技在对接技术方面的日臻成熟,这为我国的空间科学研究与应用以及充液复杂航天器的发展及研究翻开了崭新的篇章;这要求航天科技工作者在包括燃料补给任务(要求服务航天器自身携带比以往的常规航天器更多的液体燃料)以及在轨装配在内的等诸多方面,继续开展对液体晃动动力学的深入研究。此外,在航天器深空探测、卫星编队飞行等任务中,也需要对航天器在机动过程中液体燃料晃动及其对航天器姿态控制系统的影响进行深入研究,因此积极开展以此为背景的刚-液-柔-控耦合动力学问题的研究已迫在眉睫^[81-82]。

参 考 文 献

- 1 Marsell B, Griffin D, Schallhorn P. Integrated CFD and

- controls analysis interface for high accuracy liquid propellant slosh prediction. AIAA paper, 2012-0308, 2012
- 2 Thomas A B. Cassini orbit trim maneuvers at Saturn-overview of attitude control flight operations. AIAA paper, 2011-6549, 2011
 - 3 Wendy M M, Kristin L B, Oscar C, et al. Solar dynamics observatory guidance, navigation, and control system overview. AIAA paper, 2011-6726, 2011
 - 4 Baeten A, Juettner C. Orbit insertion dynamics of a Pico-satellite with respect to coupled solid-liquid dynamics. AIAA paper, 2011-391, 2011
 - 5 Nathan L S, Dillon J S, Robert B, et al. Investigation to determine resonant behavior from propellant slosh in spinning on-orbit propellant storage and transfer system. AIAA paper, 2011-2000, 2011
 - 6 David J B, Paul A M. Method for CFD simulation of propellant sloshing in a spherical tank. AIAA paper, 2011-5681, 2011
 - 7 Charlot L, Etienne, Pelletier D. Verification of a free surface adaptive finite element solution algorithm. AIAA paper, 2011-666, 2011
 - 8 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制. 北京: 宇航出版社, 2001
 - 9 李青, 马兴瑞, 王天舒. 非轴对称贮箱液体晃动的等效力学模型. 宇航学报, 2011, 32(2): 242-249
 - 10 黄华, 杨雷, 张焱, 等. 航天器贮箱大幅液体晃动三维质心面等效模型研究. 宇航学报, 2010, 31(2): 55-59
 - 11 吴宏鑫. 基于特征模型的智能自适应控制. 北京: 中国科学技术出版社, 2009
 - 12 Guan H, Xu S J. One de-orbit attitude control system coupled with liquid sloshing of residual fuel. 2011 IEEE, 1137-1140
 - 13 王照林, 刘延柱. 充液系统动力学. 北京: 科学出版社, 2002
 - 14 王照林. 运动稳定性及其应用. 北京: 高等教育出版社, 1992
 - 15 岳宝增. 液体大幅晃动动力学. 北京: 科学出版社, 2011
 - 16 Yue B Z. Study on the chaotic dynamics in attitude maneuver of liquid-filled flexible spacecraft. *AIAA Journal*, 2011, 49(10): 2090-2099
 - 17 Peterson L D, Crawley E F. The nonlinear dynamics of a spacecraft coupled to the vibration of a contained fluid. AIAA, 1988-2470
 - 18 Disotto E, Caramago A, Mancuso S. Design and performance assessment of guidance algorithms for vision based rendezvous. AIAA paper, 2006-6586, 2006
 - 19 Anderson J, Turan O, Semercigil S. Experiments to control sloshing in cylindrical containers. *Journal of Sound and Vibration*, 2001, 240(2): 398-404
 - 20 Kurode S, Bandyopadhyay B, Gandhi P S. Sliding mode control for slosh-free motion of a container using partial feedback linearization. In: International Workshop on Variable Structure Systems, Antalya, Turkey, 2008, 7: 367-372
 - 21 Yano K, Terashima K. Robust liquid container transfer control for complete sloshing suppression. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2001, 9(3): 483-493
 - 22 Sira-Ramirez H, Fliess M. A flatness based generalized PI control approach to liquid sloshing regulation in a moving container. In: Proceedings of American Control Conference. 2002, (4). 2909-2914
 - 23 Komoguchi Y, Kunieda M, Yano K. Liquid handling control for service robot by hybrid shape approach. In: Proceedings of SICE Annual Conference, 2008. 1737-1740
 - 24 Yano K, Terashima K. Sloshing suppression control of liquid transfer systems considering a 3-d transfer path. In: Proceedings of IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2005, 20(1): 8-16
 - 25 Chen S J, Hein B, Worn H. Using acceleration compensation to reduce liquid surface oscillation during a high speed transfer. In: Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2007. 2951-2956
 - 26 Dong K, Qi N M, Wang X L, et al. Dynamic influence of propellant sloshing estimation using hybrid : mechanical analogy and CFD. *Trans. Japan Soc. Aero. Space*, 2009, 52(177): 144-151
 - 27 Qi N M, Dong K, Li Y Q, et al. Hybrid approach for estimating coupling effect between propellant sloshing dynamic and spacecraft GNC. *Trans. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 26(2): 137-146
 - 28 Aboel-Hassan A, Arafa M, Nassef A. Design and optimization of input shapers for liquid slosh suppression. *Journal of Sound and Vibration*, 2009, 320(1-2):1-15
 - 29 Pridgen B, Bai K, Singhose W. Slosh suppression by robust input shaping. In: Proceedings of 49th IEEE Conference on Decision and Control, Atlanta, USA, 2010: 2316-2321
 - 30 van Schoor M C. The coupled nonlinear dynamics of spacecraft with fluids in tanks of arbitrary geometry. [PhD Thesis]. Boston, USA: Massachusetts Institute of Technology, 1989
 - 31 崔尔杰. 空天技术发展中的若干基础力学问题. 应用力学进展. 北京: 科学出版社, 2004. 21-25
 - 32 吕敬. 充液挠性航天器非线性动力学研究. [学位论文]. 北京: 清华大学, 2006
 - 33 Modi V J. Attitude dynamics of satellites with flexible appendages-a brief review. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1974, 11(11): 746-751
 - 34 Nurre G S. Dynamics and control of large space structures. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1984, 7(5): 514-526
 - 35 崔颀, 王典军. 跟踪与数据中继卫星星间链路天线驱动机构技术综述. 空间控制技术与应用, 2010, 36(5): 32-37
 - 36 Likins P W. Spacecraft attitude dynamics and control-a personal perspective on early developments. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1986, 9(2): 130-134
 - 37 Bainum P M. A review of modeling techniques for the open and closed loop dynamics of large space systems. In: Proceedings of 15th International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, Japan, AGNE Publishing, Inc., 1986. 475-482
 - 38 Rao S S, Pan T S, Venkayya, et al. Modeling, control, and design of flexible structure - a survey. *Applied Mechanics Review*, 1990, 43(5): 99-117
 - 39 Suleman A. Structural modeling issues in flexible systems. *AIAA Journal*, 1995, 33(5): 919-923
 - 40 Shabana A A. An absolute nodal coordinates formulation for the large rotation and deformation analysis of flexible bodies. in: Mechanical Engineering, University of Illinois at Chicago, 1996
 - 41 Kane T R, Ryan R R, Banerjee A K. Dynamics of a cantilever beam attached to a moving base. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1987, 10(2): 139-151
 - 42 Banerjee A K, Kane T R. Dynamics of a plate in large overall motion. *Journal of Applied Mechanics*, 1989, 56(11): 887-892
 - 43 Yoo H H, Chun G J. Dynamics of rectangular plates under going prescribed over all motion. *Journal of Sound and Vibration*, 2001, 239(1): 123-137
 - 44 Wasfy T M, Noor A K. Computational strategies for flexible multi-body systems. *Applied Mechanics Review*, 2003, 56(6): 553-613
 - 45 Walchko K J. Robust nonlinear control with disturbance compensation. [PhD Thesis], Florida: University of Florida, 2003
 - 46 Pukniel A, Ja-Young K, Coverstone V L. Determination of Acquisition time and wheel control for spacecraft using a momentum transfer technique. AIAA paper 2009-6110, 2009

- 47 Schlapkohl T S, Ja-Young K, Coverstone V L. Analytical control law for spacecraft reorientation via Lyapunov theory. AIAA paper 2010-7894, 2010
- 48 Ja-Young K, Coverstone V L. Analytical model for momentum transfer of spacecraft containing liquid. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(3): 991-994
- 49 Gerrits J, Veldman A E P. Dynamics of liquid-filled spacecraft. *Journal of Engineering Mathematics*, 2003, 45: 21-38
- 50 Kuang J L, Meehan P A, Leung A Y T. On the chaotic rotation of a liquid-filled gyrostat via the Melnikov-Holmes-Marsden integral. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 2006, 41: 475-490
- 51 Kuang J L, Meehan P A, Leung A Y T. On the chaotic instability of a nonsliding liquid-filled top with a small spheroidal base via Melnikov-Holmes-Marsden integrals. *Nonlinear Dynamics*, 2006, 46: 113-147
- 52 Kuang J L, Leung A Y T. Chaotic rotations of a liquid-filled solid. *Journal of Sound and Vibration*, 2007, 302: 540-563
- 53 Hung R J, Long Y T, Chi Y M. Slosh dynamics coupled with spacecraft attitude dynamics:1. Formulation and theory. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996, 33(4): 575-581
- 54 Hung R J, Long Y T, Chi Y M. Slosh dynamics coupled with spacecraft attitude dynamics:2. Orbital environment application. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996, 33(4): 582-593
- 55 Nichkawde C, Harish P W, Anankrishnan A. Stability analysis of a multi-body system model for coupled slosh-vehicle dynamics. *Journal of Sound and Vibration*, 2004, 275: 1069-1083
- 56 Sangbum C, Mcclamroch H H. Feedback control of a Space vehicle with unactuated fuel slosh dynamics. AIAA paper 2000-4046, 2000
- 57 Reyhanoglu M. Maneuvering control problems for a spacecraft with unactuated fuel slosh dynamics. *IEEE*, 2003, 1: 695-699
- 58 Shageer Hesham, Tao Gang. Modeling and adaptive control of spacecraft with fuel slosh: overview and case studies. AIAA paper 2007-6434, 2007
- 59 Shageer Hesham, Tao Gang. Zero Dynamics Analysis for Spacecraft with Fuel Slosh. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, August 2008. 18-21
- 60 Weerdt E D. Adaptive nonlinear dynamic inversion for spacecraft attitude control with fuel sloshing. AIAA paper 2008-7162, 2008
- 61 Yang H Q, Perpeot J. Propellant sloshing parameter extraction from CFD analysis. AIAA paper 2010-6889, 2010
- 62 Zhong S, Chen Y S. Bifurcation of elastic tank-liquid coupled sloshing system. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2011, 32 (9): 1169-1176
- 63 Qu G J. On the development of large spacecraft Dynamics in China. ESA SP-326, 1991
- 64 马兴瑞, 韩增尧, 邹元杰等. 航天器力学环境分析与条件设计研究进展. *宇航学报*, 2012, 33(1): 1-12
- 65 洪嘉振, 尤超蓝. 刚柔耦合系统动力学研究进展. *动力学与控制学报*, 2004, 2(2): 1-6
- 66 Li Q, Wang T S, Ma X R. Geometric nonlinear effects on the planar dynamics of a pivoted flexible beam encountering a point-surface impact. *Multibody System Dynamics*, 2009, 21: 249-260
- 67 Li Q, Wang T S, Ma X R. A note on the foreshortening effect of a flexible beam under oblique excitation. *Multibody System Dynamics*, 2010, 23: 209-225
- 68 田强, 张云清, 陈立平等. 柔性多体系统动力学绝对节点坐标方法研究进展. *力学进展*, 2010, 40(2): 189-202
- 69 刘铖, 田强, 胡海岩. 基于绝对节点坐标的多柔性体系统动力学高校计算方法. *力学学报*, 2010, 42(6): 1198-1205
- 70 Cheng L, Qiang T, Hu H Y. Dynamics and control of a spatial rigid-flexible multibody system with multiple cylindrical clearance joints. *Mechanism and Machine Theory*, 2012, 52:106-129
- 71 胡庆雷. 挠性航天器姿态机动的主动振动控制 [博士论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006
- 72 Jiang Y, Hu Q L, Ma G F. Design of robust adaptive integral variable structure attitude controller with application to flexible spacecraft. *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, 2008, 4(9): 2431-2440
- 73 袁长青, 李俊峰, 沈英. 多体航天器大角度机动鲁棒控制. *空间技术与应用*, 2008, 34(3): 30-36
- 74 杨思亮, 徐世杰. 大角度姿态机动的变论域分形控制. *哈尔滨工业大学学报*, 2011, 43(11): 136-140
- 75 Zhou L Q, Chen Y S, Chen F Q. Stability and chaos of a damped satellite partially filled with liquid. *Acta Astronautica*, 2009, 65: 1628-1638
- 76 杨旦旦, 岳宝增. 一类柔性附件充液航天器姿态机动控制. *力学学报*, 2012, 44(2): 415-424
- 77 Zhou R, Vergalla M. Experimental methodology and numerical technique for 6-DOF tank slosh dynamics. AIAA paper 2010-6977, 2010
- 78 Banerjee A K. Contribution of multi-body dynamics to space flight: a brief review. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(3): 85-394
- 79 Singhose W. Command shaping for flexible systems: a review of the first 50 years. *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, 2009, 10(4): 153-168
- 80 朱仁章. 航天交会对接技术. 北京: 国防工业出版社, 2007
- 81 国家自然科学基金委员会(孙家广等主编). 国家自然科学基金指南. 北京: 科学出版社, 2011
- 82 岳宝增, 祝乐梅. 储液罐动力学与控制研究进展. *力学进展*, 2011, 41(1): 45-65

ADVANCES IN RIGID-FLEXIBLE-LIQUID-CONTROL COUPLING DYNAMICS OF SPACECRAFT*

YUE Baozeng[†] SONG Xiaojuan

School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

Abstract This paper summarized the recent research progress about the attitude nonlinear dynamics of liquid filled spacecraft and coupling dynamics of multi-body-liquid-control nonlinear systems. The developments and achievements in some important research fields, such as dynamics modeling of liquid-filled spacecraft with flexible appendage, liquid sloshing dynamics modeling, nonlinear theory and method for spacecrafts with coupling of multi-body-liquid-control, numerical simulation and experiments, are reviewed. The prospects of future researches on concerned topics are also presented in the final section.

Keywords liquid-filled spacecraft, attitude dynamics, coupling of multi-body-liquid-control system, nonlinear dynamics and control



岳宝增, 男, 北京理工大学宇航学院力学系教授、博士生导师. 主要研究方向为动力学与控制(包括非线性系统动力学、液体晃动动力学及复杂航天器姿态动力学与控制), 现任全国一般力学专业委员会委员、《力学学报》特邀编委、《力学与实践》编委; 在 *AIAA Journal*, *Physical Review*, *Nonlinear Dynamics*, *Science China*, 《力学进展》、《力学学报》及《宇航学报》等学术刊物上发表学术论文 80 多篇, SCI 检索论文 20 篇、EI 检索 30 多篇, 中科院出版基金资助出版专著《液体大幅晃动动力学》一部. 先后承担中国自然科学基金项目 4 项、教育部博士点基金项目 1 项及其他科研项目.

* The project was supported by the Natural Science Foundation of China(10772026,11072030), Ph.D. Programs Foundation of Ministry of Education of China(20080010011).

[†] E-mail: bzyue@bit.edu.cn



力学进展

ADVANCES IN MECHANICS

(总第 183 期)

第 43 卷第 1 期

2013 年 1 月 25 日

目次

结构和系统的动力学与控制专刊

序	陆启韶 张 伟 (1)
时滞动力系统的稳定性与分岔: 从理论走向应用	王在华 胡海岩 (3)
时滞反馈控制的若干问题	蔡国平 陈龙祥 (21)
时滞车辆跟驰模型及其分岔现象	徐 鉴 徐荣改 (29)
拟哈密顿系统非线性随机最优控制	朱位秋 应祖光 (39)
多自由度非线性随机系统的响应与稳定性	金肖玲 王 永 黄志龙 (56)
高维非线性系统的全局分岔和混沌动力学研究	张 伟 姚明辉 张君华 李双宝 (63)
胞映射方法的研究和进展	徐 伟 孙春燕 孙建桥 贺 群 (91)
非光滑多体系统动力学数值算法的研究进展	王 琪 庄方方 郭易圆 章 杰 房 杰 (101)
机械系统摩擦动力学的一些问题	丁 千 翟红梅 (112)
转子与定子碰摩的非线性动力学研究	江 俊 陈艳华 (132)
生物神经元系统同步转迁动力学问题	王青云 张红慧 (149)
具有刚-柔-液-控耦合的航天器动力学研究进展	岳宝增 宋小娟 (163)
绳系卫星在轨试验及地面物理仿真进展	陈 辉 文 浩 金栋平 胡海岩 (174)

· 封面图片说明 · 广义胞映射方法是研究确定性与随机动力系统的有力工具, 以往的一些改进方法在实际研究中仍存在一些不足, 主要是对动力系统流的全局演化信息反映的还不完整, 如与不稳定解(鞍)相关的不变流形的信息没有在图胞映射动力系统中得到反映. 作者对图胞映射方法进行了改进, 提出了图胞映射动力系统中状态空间的新型分类方法. 该方法通过引入新的概念, 解决了动力系统稳定流形和不稳定流形的图胞映射逼近问题. 详见徐伟、孙春燕、孙建桥、贺群文 p91.