

上海大学出版社

2005年上海大学博士学位论文 10



多体航天器姿态运动建模和 非完整运动控制

- 作者：戈新生
- 专业：一般力学与力学基础
- 导师：陈立群



2005 年上海大学博士学位论文 10

多体航天器姿态运动建模和 非完整运动控制

作 者：戈新生
专 业：一般力学与力学基础
导 师：陈立群

上海大学出版社

· 上海 ·

Shanghai University Doctoral Dissertation (2005)

Multibody Spacecraft Modeling of Attitude Motion and Nonholonomic Motion Planning

Candidate: Ge Xin-sheng

Major: General Mechanics

Supervisor: Prof. Chen Li-qun

Shanghai University Press

• Shanghai •

上海大学

本论文经答辩委员会全体委员审查,确认符合上海大学博士学位论文质量要求.

答辩委员会名单:

主任:	李俊峰	教授,清华大学工程力学系	100084
委员:	刘延柱	教授,上海交通大学工程力学系	200030
	梅凤翔	教授,北京理工大学应用力学系	100084
	程昌钧	教授,上海大学力学系	200072
	郭兴明	教授,上海应用数学和力学研究	200072
导师:	陈立群	教授,上海大学	200072

评阅人名单:

刘延柱	教授,上海交通大学工程力学系	200030
李俊峰	教授,清华大学工程力学系	100084
王 琪	教授,北京航空航天大学理学院	100083

评议人名单:

谢建华	教授,西南交通大学力学系	610031
王树新	教授,天津大学机械工程学院	300072
齐朝晖	教授,大连理工大学力学系	116024
潘振宽	教授,青岛大学信息工程学院	266071

答辩委员会对论文的评语

戈新生同学博士学位论文以航天工程为背景研究航天器姿态动力学建模和控制,对丰富和发展非完整控制系统理论,解决复杂机械系统在非完整约束下的控制问题具有重要的理论意义.

论文取得主要创新成果如下:

1. 提出一种基于完全笛卡儿坐标的多体系统动力学微分-代数型方程符号线性化方法.

2. 将遗传算法引入非完整运动规划中,研究并解决了具有非完整约束的空间机械臂、欠驱动航天器和带太阳帆板航天器等姿态运动优化控制问题.

3. 应用小波逼近研究多体航天器姿态的非完整运动规划.将小波分析与遗传算法结合,利用遗传算法搜索和寻求空间多体链式系统和双刚体航天器系统最优控制输入,从而得到系统的最优控制输入规律和系统姿态转换的优化轨迹.

论文选题新颖,有相当难度,工作量大,涉及面广泛,论文反映出作者较全面地掌握了与本课题相关的国内外发展动态.在答辩中论述清楚,回答问题正确.显示了作者具有坚实宽广的基础理论和系统深入的专门知识,具有很强的独立科研能力.

答辩委员会表决结果

经答辩委员会表决,全票同意通过戈新生同学的博士学位论文答辩,建议授予工学博士学位。

答辩委员会主席：**李俊峰**

2005年6月25日

摘 要

航天器姿态动力学与控制是一般力学的重要研究课题之一,也是一般力学在高科技领域应用的重要方面.本文以多体航天器的姿态运动为工程背景,围绕多体航天器姿态动力学与控制问题展开研究,重点对多体航天器姿态运动建模方法和非完整运动规划技术两个方面进行了较深入的研究.本文主要研究工作有以下几个方面:

(1) 利用一种新型的描述多体系统动力学方法——完全笛卡儿坐标法,研究空间多体航天器姿态运动建模.利用固结于刚体上的参考点笛卡儿坐标和参考矢量(单位矢量)的笛卡儿分量定义自由多体系统的空间位置和姿态,给出由完全笛卡儿坐标表示的系统动量和动量矩解析表达式,导出多体航天器系统的动量和动量矩方程.在无力矩状态下,系统的动量和动量矩方程可表示为初积分形式动力学方程,该方程能方便地描述空间机械臂关节坐标和载体姿态坐标之间的速度映射关系.利用空间机械臂逆动力学方法,给定空间机械臂臂端设计轨迹,通过仿真计算,求解了定义载体和机械臂的完全笛卡儿坐标运动规律,从而得到载体姿态角和机械臂各关节角运动轨迹.

(2) 研究了完全笛卡儿坐标描述的多体系统动力学方程线性化问题,探讨了多体系统微分-代数方程符号线性化计算机代数问题.针对完全笛卡儿坐标建立的多体系统动力学微分-代数方程,由缩并法确定出系统的独立广义坐标,利用逐步线性化

方法,分别对系统的广义质量阵、约束方程和广义力阵在平衡位置附近进行泰勒展开,提出一种基于完全笛卡尔坐标的多体系统动力学微分-代数方程符号线性化方法,通过算例验证了该方法的有效性.

(3) 运用多体动力学和分析力学方法,结合空间多体航天器的自由漂浮特性,分别导出五种类型多体航天器姿态的非完整运动模型,它们分别是带有两个动量飞轮航天器(欠驱动)、带太阳帆板航天器、带空间机械臂的三维姿态运动航天器、具有平面结构的空间多体链式系统以及带球铰和万向节铰的空间双刚体航天器模型等.

(4) 研究了多体航天器系统非完整运动规划的最优控制问题,即确定一组控制序列(控制输入)在有限时间内操纵一个非完整系统从任意初始状态到达任意末端状态.多体航天器系统在无外力矩作用时,系统相对于总质心的动量矩守恒而变为非完整系统.系统动力学方程可降阶为非完整形式约束方程,基于该方程,系统的控制问题转化为无漂移系统的非完整运动规划问题.利用无限维优化和控制理论,结合非完整控制系统特性,以系统耗散能量为性能指标,给出了无漂移系统的非完整运动规划的数值解.并成功地应用于带有两个动量飞轮航天器姿态机动问题和带太阳帆板航天器在太阳帆板展开过程中的姿态定向控制问题.

(5) 对遗传算法及其在非完整运动规划的应用进行了研究.将遗传算法引入到非完整运动规划中,利用遗传算法搜索和寻求最优控制输入,在遗传算法中运用实数编码以提高算法的运算效率和求解精度.对传统的遗传算法进行了多项改进,

如采用最优个体保护策略、自适应技术等,以增强算法的搜索能力和全局优化性能.提出非完整运动规划的遗传算法,解决了具有非完整约束的空间机械臂、欠驱动航天器和带太阳帆板航天器等姿态运动优化控制问题,并于第五章方法进行了对比验证.

(6) 研究了基于小波分析的非完整运动规划的数值算法问题.在无限维优化控制中,非完整运动规划的控制输入可为 Hilbert 空间平方可积的向量函数,运用 Hilbert 空间的函数逼近,提出了一种基于小波逼近的非完整运动规划数值方法.基本思想是用多分辨分析将构造出来的小波基张成小波子空间序列,控制输入函数在 n 维小波子空间上的投影就是小波级数中前 n 项部分和,分别用尺度函数和尺度函数叠加小波基函数逼近,得到了控制输入信号以及非完整系统的运动状态转换的优化轨迹.该方法与第六章的遗传算法相结合,又提出一种基于小波逼近的非完整运动规划遗传算法.通过对具有平面结构的空多体链式系统和空双刚体航天器系统算例仿真研究,验证了这两种方法的有效性和可行性.

关键词 多体航天器,非完整约束,运动规划,遗传算法,小波分析

Abstract

Spacecraft attitude dynamic and control play an important role in the applications of general mechanics in the high technology field, and is one of the important research subjects of general mechanics. In this dissertation, multibody spacecraft attitude dynamics and control are investigated on the background of the attitude movement of the multibody spacecraft. The investigation focuses on the modelling method of attitude motion and the planning techniques of nonholonomic motion of the multibody spacecraft system. The main respects of the research are followings:

(1) The modelling of multibody spacecraft attitude motion is developed in the fully Cartesian coordinates method, which is a new approach to describe multibody system dynamics. The spatial position and attitude of the free multibody system are determined by the fully Cartesian coordinates of the base point placed on the rigid body and the Cartesian parts of the base vector (unit vector). Then the momentum and angular momentum of the system are analytically expressed in the fully Cartesian coordinates. Thus, the momentum and angular momentum equations of the multibody spacecraft are deduced. In the torque-free case, the momentum and angular momentum equations of the system can serve as the dynamics equations in the form of first integral. The model can easily show the velocity mapping relations between the base attitude and joint angle of the

space manipulator. For a given designed trajectory of the end of the space manipulator, the motion of the base and the manipulator joints, described by fully Cartesian coordinates, is calculated via the method of the inverted dynamics of the space manipulator. Meanwhile, the motion of the base attitude and joints angular of manipulator is obtained.

(2) The linearization problem of the dynamics equation of multibody system in fully Cartesian coordinates is treated, and a computer algebraic method for linearizing the differential/algebra equation of the multibody system is presented. In terms of, a successive linearization technique together with a computer algebraic method is applied to simplify symbolically a set of differential/algebra equations describing the multibody system dynamic in fully Cartesian coordinates. The generalized mass matrix, the constraint equations and the generalized force matrix of the equation system are expanded respectively in the neighboring regions of their equilibrium positions by the Taylor expansions. The symbolic linearization technique is obtained to solve the differential/algebra equation of multibody system dynamics based on fully Cartesian coordinate. The examples are given to demonstrate the correctness and effectiveness of the method.

(3) The methods of multibody dynamics and analytic mechanics are employed to derive the dynamical equations of five kinds of nonholonomic multibody spacecraft systems. These systems include a spacecraft with two momentum flywheels, a spacecraft with solar wings, a space manipulator (the base with three degrees of freedom), a space multibody chain system with plane structure, and a spacecraft consisting

two rigid body connected by a rolling joint or universal joint.

(4) The nonholonomic motion planning problem is tackled for the multibody spacecraft. Within the given time, the nonholonomic system can be controlled to steer from an arbitrary initial discretional attitude to any given final attitude by a set of control series (control input). In the case of torque-free, the multibody spacecraft is a nonholonomic system because of the conservation of angular momentum relative to the mass center of the system. The dynamical equations of the system can be reduced to the equations with the nonholonomic constraint. Based on the equations, the control problem of the system is transformed into the nonholonomic motion planning without drift. The infinite dimension optimization theory is applied to develop a numerical method of the nonholonomic motion planning without drift, with a target function of the system's dissipation energy as and the nonholonomic characteristics. Therefore, the attitude maneuver problem can be solved successfully for the spacecraft with two momentum flywheels and the attitude reorientation problem in the stretching progress of solar wings on spacecraft.

(5) The genetic algorithm and its application in the nonholonomic motion planning are investigated. The genetic algorithm is introduced to the nonholonomic motion planning. The genetic algorithm searching principle is used to seek the optimal control input. In order to improve the operation efficiency and the computer precision, the real coding in the genetic algorithm is adopted. To strengthen searching ability and to improve the total optimization capability, the Simple Genetic Algorithm is improved in several aspects, such as

considering the optimum individual defense tactics and adopting the adaptive technique etc. The genetic algorithm for the nonholonomic motion planning is used to solve the control problems of attitude motion of space manipulator, underactuated spacecraft and spacecraft with solar wings. This method is compared with other methods described in chapter 5.

(6) The numerical algorithm of the nonholonomic motion planning is investigated based on the wavelet analyses. In the infinite dimension optimization control, the control input of the nonholonomic motion planning can be expressed by the square integral vector function in Hilbert space. Used the projective theorem in Hilbert space, the numerical method of the nonholonomic motion planning is presented based on the wavelet approach. The main idea is that the projection of control input function on the n dimension wavelet subspace outspreaded by the wavelet base, is partial sum of the anterior n items wavelet progression. The scale function and the scale function added the wavelet functions are used to describe the control input law. Then the state trajectory of the nonholonomic motion planning can be obtained. Combined this method with the genetic algorithm in chapter 6, the genetic algorithm of the nonholonomic motion planning based on the wavelet approach is proposed. The simulation examples of space manipulator and two-rigid-body spacecraft demonstrate the validity and feasibility of these two methods.

Key words multibody spacecraft, nonholonomic constraint, motion planning, genetic algorithm, wavelet analysis

目 录

第一章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 多体航天器姿态动力学建模	3
1.3 多体航天器姿态运动控制	7
1.4 论文内容概述	10
1.5 作者主要工作	12
第二章 多体系统的完全笛卡儿坐标描述	14
2.1 完全笛卡儿坐标简介	14
2.2 多体系统动力学建模	21
2.3 多体航天器非完整系统模型	24
2.4 数值仿真算例	33
2.5 本章小结	41
第三章 基于完全笛卡儿坐标的多体动力学符号线性化	43
3.1 多体动力学方程的线性化	43
3.2 符号推导	44
3.3 微分-代数型动力学方程的符号线性化方法	45
3.4 算例	50
3.5 本章小结	57
第四章 非完整运动控制概述	58
4.1 非完整约束	58
4.2 非完整控制系统	60
4.3 非完整运动规划	64

4.4	非完整多体航天器姿态运动规划	69
4.5	本章小结	72
第五章	非完整运动规划的最优控制方法	74
5.1	最优控制与最优化理论概述	74
5.2	非完整运动规划的优化算法	79
5.3	带附件航天器系统模型	87
5.4	仿真算例	95
5.5	本章小结	100
第六章	非完整运动规划的遗传算法	101
6.1	遗传算法概述	101
6.2	遗传算法在非完整运动规划中的实施	108
6.3	空间机械臂系统模型	114
6.4	仿真算例	118
6.5	本章小结	127
第七章	基于小波分析的非完整运动规划方法	128
7.1	小波分析概述	128
7.2	多分辨分析与小波逼近算法	130
7.3	空间多体链式系统模型	140
7.4	仿真算例	151
7.5	本章小结	167
第八章	结束语	169
8.1	工作总结	169
8.2	存在问题与展望	171
	参考文献	173
	致谢	190

第一章 绪 论

1.1 引言

随着航天科学技术的高速发展,人类在研究、探索和利用空间的征途中取得巨大成就,为造福于人类和解决人类面临能源、生态和环境等问题开辟了多种新途径.而这一切都是建立在严格的力学分析推理和工程实践的基础之上的.在满足人类日益复杂的空间使用要求同时,航天器结构也日趋复杂化,简单的刚体模型或陀螺体模型已不能正确反映航天器的实际,于是多刚体模型、带挠性体和带充液的复杂模型便应运而生,并提出了许多新的理论研究课题^[1,2].本论文围绕多体航天器姿态动力学与控制问题展开研究,重点讨论多体航天器姿态运动建模方法及非完整运动控制问题.

航天器姿态运动是指航天器相对于空间某参考坐标系的转动或定向,为了利用航天器执行特定空间任务,要求对航天器姿态进行控制并掌握其姿态运动的规律^[3,4].如对地观测卫星要把星上遥感仪器(照相机镜头等)对准地面、通信卫星的定向通信天线应指向地面、卫星的太阳电池阵展开后应朝向太阳等等.航天器姿态运动的研究方法通常是对航天器及其环境做出简化假设,建立力学模型,引入姿态参数列写描述姿态运动的微分方程,即数学模型.然后用分析方法或计算机仿真来研究运动方程解的性质,从中得出有意义的结论.在计算机和计算技术高度发展的今天,有可能对复杂的数学模型进行描述和求解.因此如何提高计算效率,缩短计算时间,并在此基础上寻求航天器系统的建模和算法也是当前航天器姿态动力学的一个研究重点.