

学校代码	10699
分类号	V448.25+3
学号	037080130



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

博士学位论文

题目 航天器姿态半物理仿真原理
及其试验方法研究

作者 贾杰

学科、专业 导航、制导与控制

指导教师 周凤岐

申请学位日期 2006年12月

分类号: V418.25+3

学校代码: 10699

学 号: 037080130

西北工业大学
博士学位论文
(学位研究生)

题目: 航天器姿态半物理仿真原理
及其试验方法研究

作 者: 贾杰

指 导 教 师: 周凤岐

学科 (专业): 导航、制导与控制

西北工业大学航天学院

2006 年 12 月

Study of Semi-Physical Simulation Theory and Its Experimentation Method of Spacecraft Attitude

By Jie Jia

**A Dissertation for the Degree of PH.D
In Navigation, Guidance and Control**

**Under the Supervision of
Prof. Zhou Fengqi**

**College of Astronautics
Northwestern Polytechnical University
Xi'an, P.R. China
December 2006**

摘 要

航天器姿态半物理仿真作为仿真理论研究中的一个重要分支,它可以实现对航天器姿态动力学的仿真及其总体系统性能评估。对其仿真原理、试验方法及其仿真可信度验证进行深入细致地研究,是保证航天器姿态半物理仿真系统具有较高可靠性的基石,也是很有必要的。因此,本文以航天器姿态半物理仿真系统为背景,结合相似理论与仿真可信度理论,着重对航天器在轨阶段、再入阶段姿态半物理仿真原理、试验方法及其仿真可信度等问题进行了研究。

本文首先分析了国内外仿真技术的发展和概况,讨论了三轴气浮台以及三轴伺服转台的国内外发展状况。接着概述了相似学理论以及可信度理论的国内外研究动态、意义及其在仿真技术中的应用。随后简要综述了变结构控制理论的发展动态及其研究状况。

其次基于航天器再入、在轨姿态动力学方程以及气浮台的特性,建立了半物理仿真系统的数学模型。

系统地研究了相似学理论,并为仿真系统推导了模型缩比关系约束表达式以及模型相似准则,作为半物理仿真系统设计和指导模型试验的理论依据。分析并研究了半物理仿真可信度评估指标模型、仿真可信度的计算方法及其与仿真置信度之间的定量计算关系。

对航天器在轨姿态半物理仿真系统的各部分组成及其主要功能进行了概述,给出了航天器地面模拟系统的缩比选取原则,并对模型相似准则的有效性进行了仿真验证。同时,为了克服气浮台仿真系统的噪声干扰和模型参数不确定等非理想因素的影响,给出了基于直接动态反馈补偿(DDFC direct dynamics feedback compensation)方法的滑模控制器的设计方案。

接着,以现有的航天器天线指向半物理仿真系统为背景,讨论了在该系统的研制过程中所遇到的一些问题,并通过分析给出了该系统的误差模型,并对该系统仿真的可信度进行了计算。

在深入地研究了三轴气浮台测角系统及其惯量测量方法的基础上,提出了一种新的三轴气浮台测角系统的设计方案,该方法结构简单,只需一个外框架和一组 CCD 敏感元器件,可以测出台体的三个姿态角,并且具有较高的精度。同时给出了一类新的三轴气浮台转动惯量测量及其平衡标定方法,该测量方法误差小,又无须增添专用测试设备,因而是气浮台试验中一种简单实用的转动惯量测试和台体平衡标定方法,具有一定的工程实际应用价值。另外也给出了三轴气浮

台的重力矩计算方法。

针对航天器再入姿态动力学的快时变、参数变化范围较大、变化剧烈等特点,分别讨论了航天器再入姿态半物理仿真的几个关键问题:如舵回路仿真模块、气动力矩仿真模块、环境干扰仿真模块等。同时,为了消除地球自转在惯性测量中的影响,详细推算了伺服转台系统的运动学关系,并对伺服转台系统的控制信号进行了分析。为了克服噪声干扰和模型参数不确定等非理想因素对控制系统的影响,给出了基于时间尺度分离的双环滑模控制器的设计方案,并进行了仿真。最后,也对航天器再入姿态半物理仿真的可信度进行了研究。

总之,本文是立足于航天器姿态半物理仿真系统工程的实践要求来加以论述的,也希望本文的工作能对仿真工程实践和进一步的深入研究具有一定的借鉴意义。

关键词:再入及在轨姿态, 半物理仿真, 试验方法, 可信度, 滑模控制

ABSTRACT

The semi-physical simulation theory and its experimentation means of spacecraft attitude is one of important content of research on spacecraft attitude simulation theory, which can realizes simulation of attitude and assessment of system performance. At the same time, assessing the credibility of system simulation roundly and correctly is the footstone of assuring that system simulation has better reliability, so studying credibility of system simulation is very necessary. Based on semi-physical simulation system of spacecraft attitude, two important problems on semi-physical simulation theory and its experimentation means of spacecraft re-entry and on-orbit attitude and its credibility research have been done.

First, the research situation and development of national and international simulation is analyzed. Especially, for the different characteristic of semi-physical simulation of spacecraft re-entry and on-orbit attitude, the status of tri-axis air-bearing testbeds and tri-axis servo simulator are discussed. The significance of analogous and credibility theory and its influence on the simulation, especially on semi-physical simulation of spacecraft attitude are summarized. And theory and the development direction of slide mode control are summed up.

Second, Based on the mathematical model of spacecraft re-entry and on-orbit attitude dynamics and the characteristic of the air-bearing testbeds, the state equations of semi-physical simulation system are presented.

Fundamental theory of analogous has been studied by the numbers, and the model analogous rule and reduced scale restriction expression are deduced for semi-physical simulation system based on the model reduced scale, which are regard as theoretical foundation for the design of semi-physical simulation system and direction of model examination. By investigation of the credibility validation method of the simulation system, the common method of conformation of credibility evaluation index model, confirmation of weight vector and calculation of simulation credibility is given. Finally the quantificational calculation relation of credibility and confidence level is given based on examination statistics theory.

Every part and its main function of spacecraft on-orbit attitude semi-physical simulation system are narrated, the characteristic and examination method and

principle of which are studied based on similarity theory. The selection principles of the reduced scale of the spacecraft simulation system on ground are given, and the validity of the model analogy rule has been validated. At the same time, to overcome the noise disturbance and the influence of non-ideal factors, the slide mode controller(SMC) of the air-bearing simulation system is designed based on DDFC (direct dynamics feedback compensation).

Finally, to illuminate issue, as spacecraft antenna pointing semi-physical simulation system for example, combining the front analogous and credibility theory, some problems met during development of the system are discussed, and then the error model is given by analysis, and credibility assessing are studied, the credibility of this system is demonstrated, the result show that this system has relatively high credibility, can satisfy the request for simulation.

By investigation of attitude and moment of inertia measure method, new methods of attitude angle and moment of inertia measure are given, its balance demarcating method is given too. This method is simple and practicable. In addition, the calculating method of gravity moment of the tri-axis air bearing is given too.

Pointing to such characteristic of spacecraft re-entry attitude simulation experimentation system as rapid-time-variability, exquisite and large parameter variability scope, several key problem of the experimentation method are discussed, for instance, the rudder loop module, aerodynamic moment simulation module and circumstance disturbance simulation module and so on. At the same time, to remove the influence of the earth rotation, the kinematics equation of the servo inertia test-bed is calculated. And to overcome the noise disturbance and the influence of non-ideal factors, the double loop slide mode controller(SMC) of the spacecraft re-entry attitude simulation experimentation system is designed based on time scale abruption, and simulation has been done. Finally the credibility of simulation is improved too.

In conclusion, this paper is organized on the practice request of the spacecraft re-entry and on-orbit attitude semi-physical simulation system scheme, It was wished that this work had some reference significance for simulation project practice and further research.

Keywords: Re-Entry and On-Orbit Attitude, Semi-Physical Simulation, Experimentation Method, Credibility, SMC

目 录

摘 要.....	1
ABSTRACT.....	111
第一章 绪 论.....	1
1.1 仿真技术.....	1
1.1.1 仿真技术的国内外发展动态.....	1
1.1.2 仿真技术的应用与意义.....	5
1.2 相似理论及可信度研究动态与意义.....	7
1.2.1 相似理论研究的国内外动态.....	7
1.2.2 相似理论的研究意义.....	9
1.2.3 可信度研究的国内外动态.....	9
1.2.4 仿真可信度理论的研究意义.....	10
1.3 仿真可信度的概念及其验证方法.....	11
1.3.1 仿真可信度.....	11
1.3.2 仿真可信度验证方法.....	13
1.4 变结构控制.....	15
1.4.1 变结构控制理论的提出.....	15
1.4.2 变结构控制理论的发展状况.....	16
1.5 论文研究背景与内容安排.....	18
1.5.1 论文背景.....	18
1.5.2 论文的研究内容及安排.....	19
第二章 航天器姿态动力学及半物理仿真系统模型.....	21
2.1 引 言.....	21
2.2 刚体一般运动方程.....	21
2.2.1 刚体质心平动方程.....	21
2.2.2 刚体绕质心转动方程.....	22
2.3 坐标系定义及其转换关系.....	23
2.3.1 坐标系的定义.....	23
2.3.2 坐标系之间相关角度的定义及转换矩阵.....	24
2.3.3 相关角度的计算关系.....	25

2.4 航天器再入姿态动力学模型.....	26
2.4.1 作用在再入航天器上的力与力矩.....	26
2.4.2 再入航天器姿态动力学方程.....	28
2.4.3 再入航天器姿态运动学描述.....	28
2.4.4 航天器再入姿态简化控制动力学模型.....	29
2.5 航天器在轨姿态动力学模型.....	30
2.5.1 作用在在轨航天器上的力矩.....	30
2.5.2 在轨航天器姿态动力学方程.....	30
2.5.3 在轨航天器姿态运动学描述.....	33
2.5.4 航天器在轨姿态简化控制动力学模型.....	34
2.6 三轴气浮台仿真系统的动力学模型.....	34
2.6.1 三轴气浮台系统简述.....	34
2.6.2 三轴气浮台仿真运动学描述.....	35
2.6.3 三轴气浮台仿真动力学模型.....	35
2.7 小 结.....	36
第三章 半物理仿真试验的相似性及其可信度研究.....	37
3.1 引 言.....	37
3.2 相似学的基本概念.....	37
3.3 相似模拟及相似准则.....	38
3.3.1 相似系统建模.....	38
3.3.2 相似准则.....	41
3.4 半物理仿真系统可信度研究.....	51
3.4.1 问题的引出.....	51
3.4.2 仿真可信度.....	51
3.4.3 建立可信度评估指标模型.....	55
3.4.4 权矩阵的确定.....	56
3.4.5 仿真可信度验证计算.....	58
3.5 仿真置信度与可信度的定量计算关系.....	59
3.5.1 置信度理论一般性问题论述.....	59
3.5.2 仿真置信度与可信度的定量计算关系.....	59
3.6 小 结.....	61
第四章 航天器在轨姿态半物理仿真试验方法及原理.....	62
4.1 引 言.....	62
4.2 航天器在轨姿态气浮台仿真系统概述.....	63

4.3 航大器在姿态气浮台仿真系统特点及原理.....	65
4.3.1 特点.....	65
4.3.2 气浮台仿真试验原理.....	67
4.3.3 相似准则有效性验证.....	71
4.4 基于 DDFC 的滑模控制器设计.....	75
4.4.1 引言.....	75
4.4.2 基于 DDFC 的滑模控制器设计.....	75
4.5 台体动力学模型可信度验证.....	82
4.5.1 可信度指标模型.....	82
4.5.2 数据分析.....	84
4.5.3 可信度计算.....	86
4.6 小 结.....	86
第五章 航天器天线指向半物理仿真误差模型及可信性分析.....	87
5.1 航天器天线指向半物理仿真试验系统研制.....	87
5.1.1 天线的技术途径及技术指标.....	87
5.1.2 模拟天线结构参数的计算.....	89
5.1.3 台体配重参数确定与设计.....	92
5.2 航天器天线指向半物理仿真误差模型与分析.....	93
5.2.1 引言.....	93
5.2.2 模拟天线的技术途径.....	94
5.2.3 天线回转运动常值误差模型分析.....	94
5.2.4 天线指向与定向长周期运动误差模型分析.....	96
5.2.5 异点检测.....	96
5.2.6 系统仿真结果分析与评价.....	97
5.3 天线指向动力学模型可信度验证.....	99
5.3.1 可信度指标模型.....	99
5.3.2 数据分析.....	100
5.3.3 可信度计算.....	101
5.4 小 结.....	102
第六章 气浮台姿态、惯量测量与平衡标定方案研究.....	103
6.1 引 言.....	103
6.2 三轴气浮台测角系统设计方案.....	103
6.2.1 系统技术指标及其主要器件.....	103
6.2.2 系统描述.....	104
6.2.3 关键技术的拟解决方案.....	106
6.2.4 激光束像位置信号索取技术.....	107

6.2.5 台体偏航角度测量系统	106
6.3 三轴气浮台转动惯量测试方案研究	108
6.3.1 引言	108
6.3.2 测试原理	109
6.3.3 台体姿态动力学描述	109
6.3.4 测试系统	112
6.3.5 测试步骤	113
6.3.6 测试结果与误差分析	113
6.4 三轴气浮台重力矩计算与平衡标定	114
6.4.1 重力矩计算	114
6.4.2 平衡标定	115
6.5 小 结	115
第七章 航天器再入姿态半物理仿真试验方法及原理	117
7.1 引 言	117
7.2 航天器再入姿态半物理仿真系统特点	117
7.3 再入姿态半物理仿真系统组成及原理	118
7.3.1 再入姿态半物理仿真系统的组成及功能	118
7.3.2 航天器再入半物理仿真原理	120
7.4 航天器再入半物理仿真试验方法	124
7.4.1 舵回路模块	124
7.4.2 气动力矩仿真计算模块	127
7.4.3 成形滤波器模块	128
7.5 双环滑模控制器设计	130
7.5.1 引言	130
7.5.2 航天器再入姿态动力学仿真	131
7.6 半物理仿真系统置信度验证	134
7.6.1 置信度验证试验	134
7.6.2 半物理仿真系统置信度计算	137
7.7 小 结	140
第八章 结 论	141
8.1 总 结	141
8.2 展 望	142
参 考 文 献	143

文章发表、参与课题与奖励情况	151
致 谢	152



第一章 绪 论

1.1 仿真技术

人们认识世界和改造世界的重要手段是科学试验,进行科学试验通常有两种途径可循:一是对客观世界的实物进行试验;二是用客观实物的代替物进行试验。用客观实物的代替物进行试验的科学研究方法就是仿真或称模拟^[1]。

仿真技术是以相似原理、控制理论、计算机技术、信息技术及其应用领域的专业技术、仿真可信性评估方法等学科为基础,以计算机和各种物理效应设备为工具,利用系统模型对真实的或设想的系统进行动态试验研究的一门综合性技术。

1.1.1 仿真技术的国内外发展动态

仿真技术发展到今天,已成为继仿真理论分析和实物试验之后认识客观世界规律的又一重要手段。它可以在实验室中对实物的研制过程、运行过程和实施过程进行模拟,具有良好的可控性、无破坏性、可重复性和经济性等优点。系统仿真具有科学的先验性,可以用来探索高技术领域以及复杂系统,特别是航空、航天领域的深层次运行机理和规律,能够给出直观逻辑推理和理论分析所不能预见的系统的一些特性。

实践证明,可信度较高的仿真应用可以取得较为显著的社会经济效益。在发达国家,系统仿真早已广泛应用于各类系统的全生命周期活动及人员训练等过程。据海湾战争后,美国公布的消息说:其在战胜伊拉克过程中,在进行战略战术制定、兵力部署和辅助作战等方面均采用了系统仿真技术,这成为仿真技术在解决实际问题过程中能够发挥重要作用的最具有说服力的证据。美国国防部自1992年以来,每年均修订并公布其国家关键技术和国防关键技术实施规划,其中“建模与仿真”一直被认为是“经济高效的高技术”,处于优先发展的先进技术之列。

仿真界根据所介入的模型不同,通常将仿真技术分为数学仿真、半物理仿真和全物理仿真。其中半物理仿真是指在仿真的动力学、运动学以及环境条件下将

部分或全部控制系统硬件接入回路进行试验,但部分控制系统和控制对象的动力学部分仍用数学模型代替。如航天器再入姿态半物理仿真中,航天器再入姿态动力学与运动学部分用数学模型代替,而应用三轴伺服转台来复现航天器的姿态运动,执行机构应用舵实物等;全物理仿真则是在轨航天器特有的一种仿真方法,它利用气浮台来模拟外层空间的小阻尼运动,在轨航天器姿态动力学与运动学的仿真完全由气浮台来实现,外加其他的环境模拟物理效应设备。

虽然在航空航天领域,数学仿真技术已经得到广泛深入应用的今天,但由于半物理仿真以及全物理仿真所具有的一些特点和优点,特别是对于航空、航天领域,分别以电动伺服转台为核心设备的半物理仿真、以气浮台为核心设备的全物理仿真至今仍然是型号研制中的一个十分重要的环节^{[2]-[5]}。

对于航空航天技术发达国家来说,以气浮台为关键设备的全物理仿真作为仿真技术的一种,用于航天器姿态确定与控制硬件系统的验证和软件的开发,实际上是与空间技术装备竞争一起,已经走过了几乎 50 年有余的风雨之路。其中气浮台仿真设备从大型的国家试验室到小型的学校试验台范围很广,这包括有美国著名的 HSS (Honeywell Space Systems) 和 VT (Virginia Tech) 气浮台仿真系统。

据公开文献,从二十世纪六十年代起,美国已有近十台的气浮台系统被用于进行飞行仿真,最早的是 1959 年服役于陆军弹道导弹研究院的一台三自由度气浮仿真台,后归属于国家航空和宇宙航行局(NASA)马歇尔空间飞行中心。1975 年,斯坦福大学最早将气浮台仿真系统用于学校的飞行器仿真教学试验,1990 年,空军研究实验室和海军研究实验室分别研制了一种用于研究控制技术以及空间结构相互作用的验证设备 ASTREX (Advanced Space Structure Technology Research Experiments) 和 RESHAPE (Reconfigurable Spacecraft Host for Attitude and Pointing Experiments)。1997 年,犹他州立大学,乔治亚州州立航空工业大学等先后独立开发了气浮台仿真系统,1998 年左右,密希根大学开发了一台三轴气浮测试台,用于教学试验等。

平台气浮仿真系统也早在二十世纪七十年代中期已经普遍存在,如斯坦福大学的两关节空间机械臂仿真系统,美国海军研究生学院的柔性航天器仿真系统,麻省理工学院的 SPHERES (Synchronized Position Hold, Engage, and Reorient Experimental Satellites) 等^[7]。

我国的气浮台研制虽然比发达国家起步晚,但这些年来也取得了一定的成就,特别是近几年来,气浮台的研制得到了长足的发展,在引进国外先进气浮台技术的基础上(如航天控制工程研究院引进前苏联的“矢量号”三轴气浮台),通过吸收国外先进技术也独立开发研制了一些高水平的气浮台。目前,国内已有

很多研究机构 and 高等院校在从事气浮台的研究与开发, 如以航天控制工程研究院、哈尔滨工业大学、西北工业大学、303 所、6354 所等为代表的研究院、所^{[1][4]}。

相对于气浮台来说, 转台的发展较为早些, 从 20 世纪 40 年代开始, 世界上一些航空、航天技术发达的国家, 例如美国、德国、前苏联、法国等就对转台的研制投入了很大精力, 他们的转台研制水平现在已达到了相当高的程度, 特别是美国, 它是研制转台起步最早的国家之一, 其研制技术一直处于领先地位。目前美国在转台的研制方面, 无论在数量、品种上, 还是测试精度及测试自动化程度方面都居于世界领先地位, 代表当今世界最高水平。我国在这方面的研究已取得了长足的进步, 但是由于起步晚, 距世界先进水平还有一定的差距, 主要是测试设备品种少, 精度和可靠性距世界先进水平还有相当差距, 对隔振、恒湿、恒温、隔音和磁屏蔽等高标准测试试验条件的研究也不深入, 测试理论的研究, 各种惯性仪表的误差模型研究, 误差补偿方法的研究距世界先进水平也有一定的差距。

美国第一台转台, 也是世界上第一台转台诞生于 1945 年麻省理工学院仪表实验室(MIT Instrumentation lab)研制的 A 型转台, 转轴采用普通的滚珠轴承, 交流力矩电机直接驱动转台, 位置测量采用滚珠和微动开关, 由于采用的元件的精度较低, 加上无经验可借鉴, 该转台存在许多缺点, 精度只能达到角分级, 并没有投入使用。紧接着在 1950 年、1953 年又分别研制成功了 B 型、C 型转台, 这二者主要是将驱动改用精密齿轮代替, 测试漂移精度可以达到 0.01'。1954 年研制的 D 型转台改为直流力矩电机直接驱动转台, 用精密锥形的滚珠轴承来支撑转台, 减小了台轴的径向振动, 角位置检测器采用电敏感系统, 后来美国的欧斯——伊利诺斯公司的菲克(Fecker)系统分公司又研制出了 T-800 型伺服转台, 它的研制成功标志着美国转台设计已经达到了一个新的水平。

60 年代对转台的主要部件、轴承、驱动电机、检测元件进行了系统的改造, 这段时期的主要成果是研制成功了用于转台的空气轴承和液压轴承, 高精度的交、直流伺服电机和大调速比高精度的液压马达和高分辨率的检测元件, 把转台的技术水平推向了一个新的阶段, 同时也诞生了一些专门生产转台的公司, 如美国的 CGC(Contraves-Goerz Coronadon)公司、卡诺(Carro)公司等等。

到了 70 年代末, 美国测试转台已达到了相当高的水平, 表现在高精度、高可靠性、多用途、采用计算机控制和处理。自 1985 年以来美国的转台生产已进入系列模块化阶段, 所使用的精密轴承、测角测速装置及驱动马达等都有配套产品, 正向高频带、高精度、多功能、自动测试方向发展。由于在许多情况下技术水平已经达到了边界或精度极限, 从而出现了“陀螺测试技术在演变过程中已经

发展到了一个新的相对停滞阶段”。转台技术水平基本维持到 80 年代末,没有太大的发展。但是由于惯性元件及系统的精度要求越来越高,对于提高转台精度的研究始终没有停止。1984 年,CGC 公司提出了“高精度三轴测试 (TTATT)”的设计方案,它能评定下一代惯性系统和惯性元件,并能测定下一代空间天体定位仪表,就拖动系统而言,高精度测试台采用多相感应电机,而不是像现有型号的测试台采用直流/交流力矩电机,从而消除了电机的齿槽效应和力矩波动,并且采用数字状态变量控制实现系统的伺服。

我国对于转台的研究始于 1965 年,较美国而言晚了二十年,但是发展速度还是比较快,也取得了一定的成就,与美国的差距也在逐渐减小。从六、七十年代开始,经历了单轴、双轴阶段,逐步发展为近年来的三轴转台。1974 年,707 所研制成功了 DT-1 型低速转台,可测漂移为 $0.01^{\circ}/h$ 的惯性系统或陀螺。国内 303 所于 1975 年研制成功了一台单轴伺服转台。1979 年由哈工大、441 厂、6354 所共同研制成功我国第一台双轴转台和双轴空气轴承转台,该转台内外环均采用空气静压轴承支撑,用感应同步器作为测角元件,交流力矩电机直接驱动,能测量漂移为 $0.01^{\circ}/h$ 的惯性系统。1983 年由航天部研制的 SSFT 伺服转台,是我国最大的双轴伺服转台,它可以用来测量漂移为 $0.01^{\circ}/h$ 的双自由度陀螺、三自由度陀螺和加速度计。1985 年由哈工大研制的 DPCT-II 型转台,是我国第一台计算机控制的转台,计算机参与控制提高了控制精度、灵活性及自动的测试水平,计算机对测试数据进行了实时处理,提高了测试效率及精度,测角分辨率达到 $0.36''$,位置精度达到了 $1''$,可测漂移为 $0.01^{\circ}/h$ 陀螺。1990 年,303 所研制成功了 SGT-I 型三轴捷联惯性导航测试转台,这是我国第一台计算机控制的高精度三轴测试台。此外还有如上海 803 所研制的 ST-3 液压仿真转台、哈尔滨工业大学研制的 HIT-1 三轴模拟飞行转台及 OUT 型三轴精密仿真台等等。可以看出,我国在这方面的研究虽已取得了较大的进展,但由于起步较晚,距世界先进水平还有一定的差距,主要问题存在于制造工艺和安装、控制技术方面。这主要是由于在国内不但测试设备品种较少,而且精度和可靠性还跟不上世界先进水平。

自 1950 年开始,在航空、航天控制领域首先采用了仿真技术以来,面向系统的动力学建模和采用模拟计算机的数学仿真获得较为普遍的应用,采用三轴模拟转台的自动飞行控制系统的半实物仿真试验也已经应用于飞机、导弹等航空航天领域工程型号研制中。从 1970 年以来,训练模拟器获得迅速发展,自行设计的飞行模拟器,舰艇模拟器等相继研制成功并逐步形成一定市场,在操作人员培训中起了很大作用。1980 年后,我国建设了一批高水平,大规模的半实物仿真系统,如红外制导导弹半实物仿真系统、卫星气浮台姿态控制半实物仿真系统、

歼击机半实物仿真系统等,并在工程型号研制过程中发挥了重要的作用^{[1]~[25]}。

总之,这一切表明,在我国仿真技术的研究与应用开展相对于发达国家来说虽然较晚,但发展迅速,相信在不久的将来会赶上或超过发达国家水平的。

1.1.2 仿真技术的应用与意义

(一) 仿真技术的应用

目前,仿真在工程技术中已被广泛应用。主要表现在以下几个方面。

(1) 复杂的系统仿真研究:由于原系统的复杂性,直接对其研究较为困难。如果要深刻地认识复杂系统的特性或改进、利用这些系统,往往要花费大量的人力、物力、财力和时间。而且,不是对所有的系统都能做到的,有时也是不可能的。然而,利用相似模拟的方法,可以通过对模拟结果的分析,进而达到分析原系统特性的目的,从而作出正确的判断,并能预测原系统行为,为认识、改进原系统提供有用的先验知识。

(2) 新系统的设计论证:在工程技术中,仿真技术不仅适用于机电等系统,还可应用到任何物理系统和非物理系统。只要符合同一自然规律,可用相同的数学模型来描述的系统就行。对于所设计的新系统,在未能确定它的优劣情况之前,没有必要无根据地花费大量的投资去建立,而是先利用相似模拟对新系统的有关设计参数进行可行性和效率评价与论证。

(3) 决策方案的最优化:在控制与决策中,可针对具有不同控制变量、决策变量、状态变量或参数组合的不同方案,利用相似模拟,按照既定目标函数,对不同的决策方案进行分析比较,从中选择最优方案,从而得到最佳控制和决策。

(4) 仿真新思想的快速成型:通过对系统的相似模拟,可以较为经济地发现系统的一些新的信息,对启发新思想和创造新理论起着重要作用。

(5) 仿真全生命周期管理:通过相似系统的模拟,可为相似系统的设计参数选择、制造过程与管理方法确定,提供可靠性的经验依据等。

(二) 仿真的意义

在工程技术中,系统间进行仿真是进行系统特性分析的一个重要内容,作为一般的仿真技术,具有以下广泛意义:

(1) 首先,仿真系统制造容易、装卸方便、试验人数少,较之实物试验,一方面能节省大量的资金、人力、时间和空间,达到高效高速的效果,另一方面可对主观模糊的、客观不可预测的等因素进行模拟与处理。

(2) 可以从一个工程技术系统中某要素的已知特性,探求另一个系统要素

的特性,从中找出系统间某种相似关系支配原理,达到互相借鉴的目的。

(3) 对于适合一个系统特性的仿真结果,可以推广应用到具有相似性质的另一些工程系统中去解决问题,达到举一反三的效果。

(4) 当一种类型的系统特性分析不能或较难处理时,可对另一种易于处理的替代系统进行仿真分析,以便获得必要的设计、制造和控制信息。

(5) 仿真作为一种研究手段,可以严格控制仿真对象的主要参量而不受外界条件或自然条件的限制,做到结果准确。

(6) 仿真有利于在复杂的仿真过程中突出主要矛盾,便于把握、发现现象的本质特征和内在联系,有时,它也被用于校验原型所得的结论。

(7) 仿真能预测和探索尚未建造出来的实物对象或根本不能进行直接研究的实物对象的性能,有时则用于探索一些机理未尽了解的现象或结构的基本性能或其极限值。

(8) 对于自然界一些变化过程极为缓慢的现象,仿真试验可以加快其研究进程,而对于一些稍纵即逝的现象,仿真试验又可代之以研究与之相似的、在模型上进行缓慢的多的现象。

(9) 当其他各种分析方法或试验手段不可能采用时,仿真就成了现象研究唯一的、最重要的和有效的手段^{[10]~[25]}。

(三) 航天器姿态半物理仿真的必要性

本文研究的航天器姿态半物理仿真系统是用来,在航天器姿态控制方案设计阶段,对方案设计的正确性进行论证,或进行控制系统故障仿真与故障对策试验研究,另外,对于航天器各种动力学试验研究和模型验证也具有重要的功能和必要性^[1]。

(1) 首先,航天器姿态半物理仿真是对航天器姿态动力学、运动学以及环境干扰模型进行全面验证的需要。

(2) 半物理仿真试验比全物理仿真经济,又比数学仿真可靠。

(3) 航天器姿态控制系统的设计是一个复杂,又缺乏先验知识的高难度课题,设计指标包括稳定性、精度、超调量、过渡时间、推力器工作次数、推进剂消耗量等等,这些指标必须在规定的的环境力矩、量测噪声、参数变化和允许误差范围内都能得到满足,而这些指标有些是相互矛盾的,在设计过程中要进行合理的择衷,并通过大量的较为可靠的半物理仿真和稳定性分析,确定姿态控制器的结构和参数,并对姿态控制系统进行全面反复地进行验证。

(4) 鉴定航天器姿态控制系统的实际性能,在系统研制过程中由于硬件参数的偏差,各种部件性能的非理想化,实际系统性能或多或少会偏离设计指标。

通过半物理仿真可以反映已开发的硬件与软件系统性能。

(5) 通过半物理仿真,对实际系统进行进一步优化,由于半物理仿真结果更能反映系统的性能,诸如噪声、死区、非线性等,通过改变系统某些参数来抵消这些因素的影响,是系统的实际性能进一步得到优化。

(6) 能及时发现理论分析、设计过程中未能暴露的矛盾和设计缺陷。

(7) 特别是对于如航天器再入姿态半物理仿真来说,其再入环境力矩干扰很难用一个具体的物理器件进行仿真模拟,这样可以用其数学模型代替来介入物理仿真中,这本身就是半物理仿真的要求;同时,某些环境或干扰对部件的影响也很难建立精确的数学模型,由此引起的系统性能的改变也只有能通过实物试验来发现。

因此,对于先验知识较为缺乏的系统研究中,人们常借助于仿真技术对原型系统进行研究,仿真结果常用来对原型系统进行理论验证和分析,但仿真结果是否具有真实再现性、是否具有说服力,还必须对仿真系统与真实系统进行相似性以及可信性分析。

1.2 相似理论及可信度研究动态与意义

1.2.1 相似理论研究的国内外动态

古往今来,人们在进行各种力学现象或物理现象研究的时候,常常会遇到一些即使是高等数学或直接试验都难以解决的问题,或者虽然问题有解决的可能,但有受到时间、空间等条件的限制和社会条件的约束。在这种情况下,人们便不得不去寻求有别于传统研究模式的理论和方法,相似理论与模型试验,便是其中的重要内容之一。

相似理论是说明自然界和工程科学中各种相似现象原理的理论。它的理论基础,是关于相似的三大定理。研究相似理论的终极目的是探索现象相似的奥秘,以便为自己的目的服务。因此,现象的相似同样也可以通过人为地设计来加以实现^[24]。

在相似理论的指导下,一百多年来人们在探索自然规律的过程中,已形成一种具体研究自然界和工程中各类相似性问题的新方法,即所谓“相似方法”。1829年格西对振动的梁和板,1869年弗劳得对船,1883年雷诺对管中液体的流动以及1903年莱特兄弟对飞机机翼的研究试验,都是用相似方法解决问题的早期典范实例。

任何理论的诞生与方展都是实践的要求,相似理论也不例外,正是通过实践人们对相似理论进行不断的完善,而相似理论又反过来指导人们的实践,并且深入到了仿真技术以及社会生活的各个角落。

文献[27]曾经对相似进行这样的定义:“相似方法是一种可以把个别想象的研究成果,推广到所有相似的现象上去的科学方法。”因此,不难反过来理解,相似方法同时也是现象模拟方法的基础。

模拟在多数情况下它是指同类实物的模仿,而同类实物的模仿是在实验室条件下,用缩比模型来进行现象的研究。可见模型试验方法、缩比模拟与仿真技术是相似理论指导人们认识客观世界的不可分割的几个重要组成环节,它们共同构成相似方法的理论基础,在近代科学研究和设计工作中,起着十分重要的作用。

由此可见,相似理论与模型试验方法、缩比模拟与仿真技术的关系十分密切,是整个问题的组成部分。在人类长期、广泛的实践活动中,二者常常相辅相成、相得益彰,促成了相似学科的发展。

按照相似理论,“模型”二字有它确切的涵义。一位学者这样说“模型是与物理系统密切有关的装置,通过对它的观察或试验,可以在需要的方面精确地预测系统的性能,这个被预测的物理系统,通常就叫‘原型’。”根据这个定义,为了利用一个模型,当然有必要在模型和原型间满足某种关系,这个关系通常称之为模型设计条件,或系统的相似性要求。

1686年,牛顿在著作《原理》中,已把相似模型运用在工程与技术。1868年,法国科学家贝特朗(J. Bertrand)以力学方程分析为基础,描述了相似现象的基本特性。1914年,美国的波金汉分析了相似现象各物理参数的表达方法。1930年,前苏联学者基尔皮契夫和古赫曼回答了相似现象的充分必要条件。至此,有了传统的相似理论,并指导了工程技术中的仿真技术试验。在农业生产中,相似理论用来研究作物生产的模拟;在工程中,相似理论用来进行建造大型的水电站、水库的模型模拟;在大型复杂设备与结构设计过程中,一般先通过模型试验比较方案取得合理参数,预测设备性能,美国的阿波罗宇宙飞船,我国的万吨水压机,事先都经过模型试验,用较少的人力、物力和时间取得对工作规律性的了解。

在国际国内,将相似理论和模型试验用于航空航天学科等方面的科学研究,相对地说已有较长的历史,促进了这些领域科学技术的发展。后来又被推广用于固体力学、流体力学、热学等自然科学领域以及一些尖端项目,诸如核技术、宇航科学、地下爆破以至于生命科学中血管动力学等方面的研究。目前,随着各门类科学技术的不断更新进步,以相似理论和模型试验为基础的相似分析技术,已日益成为广大科技工作者试验研究能力的重要组成部分。相似方法已为越来越多

的人所掌握接受,它必将同其他技术,如产品优化技术、可靠性技术和试验优化技术一起,引起人们设计观念和思维方式的变化,并不断推进科学技术的进步。

目前存在于国际国内的一个重要的问题,是如何将相似方法用于指导一些并不成熟领域的模型研究。这些领域由于它们的复杂性,现象的相似分析工作还仅处于探索阶段,并未取得真正长远性、突破性的进展,是近几十年来人们瞩目的焦点^{[26]~[35]}。

1.2.2 相似理论的研究意义

根据相似学理论,任何系统间都存在不同程度的相似特性。基于系统间相似性,可以进行各种系统间仿真,相似学理论在系统仿真技术的实际应用中,具有广泛的意义,主要表现在以下几个方面^{[26]~[30]}。

(1) 由相似学原理支配的相似性,有利于构造用于系统仿真的相似系统模型,发展构造模型的新途径、新方法。

(2) 通过相似仿真,可由一系统已知特性,探求另一系统中未知特性。由相似性形成原理,找出系统间相似特性的某些内在联系,以利于探索支配相似特性的自然规律。

(3) 对于一种类型的系统比另一种系统可能易于处理时,可建立与之相似程度较大的系统来模拟,以便取得真实再现性。

(4) 相似仿真不是简单类比,相似模型可以打破类的界限,进行异类模拟。

(5) 相似学理论把相似性的定义拓宽,使任何物理系统和非物理系统之间都可以构造相似系统,从而扩大了系统仿真的范围。

1.2.3 可信度研究的国内外动态

在国外,人们在仿真技术发展的初期就注意到仿真的可信度问题了。早在1962年, Biggs 和 Cawthorne 就对“警犬”导弹仿真进行过全面评估。美国计算机仿真学会(SCS)于1970年代中期成立了“模型可信度技术委员会(ICMC)”,任务是建立与模型可信度相关的概念、术语和规范。这是仿真可信度研究的一个重要里程碑。此后,模型可信度成为许多重要会议的议题。例如,1981年以来,几乎每年的夏季计算机仿真会议(SCSC)和冬季仿真会议(WSC)都有关于模型可信度的专题讨论;1984年的第九届国际自控联(IFAC)世界大会首次有了关于模型可信度的专题讨论。在此基础上,逐步形成和发展了模型与仿真(Model

and Simulation, M&S) 的校核、验证与确认 (Verification, Validation and Accreditation, VV&A) 技术。美国国防部建模与仿真办公室 (Defence Modeling and Simulation Office, DMSO) 于 1993 年春天成立了基础任务小组, 具体负责研究 VV&A 的工作模式。该小组于 1996 年提交了研究报告“建议的 VV&A 实践指南”。此外, 美国各军兵种, 包括陆、海、空和潜水部队, 以及弹道导弹防御办公室 (BMDO) 等, 都根据国防部的要求, 先后制定了适合自身特点的 VV&A 细则。作为分布交互仿真 (Distributed Interactive Simulation, DIS) 系列标准之一, IEEE 计算机协会于 1998 年 7 月发表了关于 DIS VV&A 的标准 IEEE Std 1278.4^[36]。

我国的仿真工作者也十分重视仿真可信度的研究工作, 特别是在基于与实际系统的测试或运行结果相对照的验证方法的开发与应用方面, 北京航空航天大学、国防科技大学、哈尔滨工业大学、西北工业大学和北京理工大学都进行了许多有益的探索。

董居忠在文献[37]中讨论了 Theil 不等系数法在水下自航器仿真模型验证中应用的有关问题, 认为 Theil 不等系数法是使用简便的模型验证方法, 但使用效果易受仿真初始条件、环境条件、测量噪声等多种因素的影响。

查亚兵在文献[38]中对模型验证的频谱比较法进行了研究, 文章首先对频谱估计的实质及存在的问题进行了分析, 然后综述了频谱的两类相容性检验方法并分析了各类方法的可行性。在此基础上, 对实践中可能遇到的问题提出了解决方法。

杨军等在文献[39]中提出了一种采用现代谱分析法的模型验证方法, 这种方法比较适合于在仿真输出为短时序, 低信噪比的场合下应用。

毋庸讳言, 我国在仿真可信度方面的研究工作还存在许多迫切需要解决的问题, 与国外相比, 也还存在很大的差距, 特别是缺乏对仿真可信度问题研究的组织和协调。仿真可信度的保证和评估是一项系统工程, 需要建立一系列的标准, 从可信度角度来规范模型和仿真的开发过程。而目前我们仍处于各自为战的状态, 既无章可循, 也缺乏沟通和交流。这在很大程度上制约了仿真可信度研究工作的进一步深入的开展^{[36]~[39]}。

1.2.4 仿真可信度理论的研究意义

随着仿真技术本身的不断发展和人们对仿真技术应用价值认识的不断深入, 其应用领域越来越广泛。与此同时, 对仿真模型与结果正确性及其可信度的要求也越来越高。仿真系统的最终结果对于预期工程应用来说是否具有可用性, 将直

直接影响到基于仿真结果所进行的后面一系列应用和决策过程。一个不正确的仿真结果可能导致重大的决策失误或飞行事故。从某种意义上来说,只有保证了仿真的正确性和可信度,最终得到的仿真结果才具有实际应用价值和意义,仿真系统才具有生命力。因此,研究对仿真系统的正确性和可信度评估方法,对于仿真理论和仿真技术发展的具有深远的意义^[36]。总的说来,仿真可信度理论的研究意义可以归纳为以下几点:

- (1) 提高仿真系统的仿真结果的正确性;
- (2) 降低仿真系统应有的风险;
- (3) 提高仿真系统的实用性;
- (4) 有利于对研究问题的分析;
- (5) 可降低仿真的总投资;
- (6) 扩大仿真系统的应用范围;
- (7) 促进仿真系统的全面质量管理;
- (8) 促进对仿真系统测试与评估、VV&A、仿真精度等问题的深入研究。

1.3 仿真可信度的概念及其验证方法

1.3.1 仿真可信度

仿真系统是对原型系统的模拟,即构造与原型系统相似的模拟系统。因此,除了必须明确的需求,如可控性、可靠性、可维护性和可重复性等一般需求外,还必须明确提出:对仿真对象的相似性以及仿真系统在多大程度上与原型系统相一致。其实质是将实物系统与所构造的仿真系统做对比,考察二者的相似程度。例如航天器姿态半物理仿真系统的设计来说,其本体运动学与动力学以及传感器等要与航天器具有一定的相似度,并强调与仿真系统在某个特性上与原型相一致,可以简单认为二者越接近越好。正是由于存在这种需求的特殊性,仿真系统才有了它的特殊评价指标——仿真可信度。对仿真效果如何界定、如何评价,是仿真的一个基本问题。仿真可信度正是为解决这一问题而提出的新概念^{[26][34]}。

由于历史的原因,国内到目前为止,对于仿真可信度的定义以及评估方法,尚未达成共识。就其定义而言,常用的术语就有“可信性”、“置信度”、“可信度”等等。显然,与高度发展的仿真技术相比,仿真评估理论的发展显然有些落后了,并且随着仿真技术的不断发展和应用领域的不断拓宽,对仿真评估理论的进一步研究也提出了许多迫在眉睫的问题。

经过仿真实践以及对仿真可信度评估理论的研究,下面将分别给出仿真评估理论中的几个重要概念,并结合仿真评估理论国内外发展和本课题半物理仿真实际重新给出了仿真可信度的概念。

1) 可信性

可信性是指仿真用户对仿真系统与较可信系统(或原型系统)之间外部形状和内在行为特性的相似性以及仿真结果对较可信系统(或原型系统)的输出结果的一致性及其仿真目的相适应性的信心。可信性的度量指标就是可信度。

可信度是从仿真需求出发,强调外部形状与内在特性的相似性以及仿真目的的相适应性。对于一个航天器的半物理仿真系统,如果不知道其仿真目的,就无从知道该系统是不是与仿真目的相适应,也就无可信度可言^[1]。

2) 置信度

人们在研究仿真可信性时,通常是应用试验统计学原理,对仿真结果与试验结果进行一致性检验来衡量仿真可信性的,经常遇到“置信度”的概念,可信度评估人员总是希望能够用一个百分数来反映仿真的可信性,数值越大,仿真的可信度越高,并称这个数值为仿真的置信度,这样,仿真的可信度分析又称为仿真置信度分析^[6]。

3) 仿真可信度

到目前为止,仿真界对仿真系统的可信度尚未有一个统一明确的定义,文献[38]将仿真系统可信度定义为:“仿真系统的可信度是仿真系统的使用者应用仿真系统在一定环境、一定条件下进行仿真试验时,对所获得的试验结果,及解决所定义的问题方法正确性的一种信心程度”。

这里应当注意:

a) 仿真系统可信度的主体是仿真系统的使用者,反映的是仿真系统的使用者在应用仿真系统时,对该系统的一种信心程度。

b) 一定环境:仿真系统的可信度受到所处的外界环境因素的限制,使得仿真系统不可能反映整个真实世界(或人脑中的构想的世界),而只能反映真实世界的一部分,在仿真系统中得到体现或必须考虑的这一部分真实世界就构成了仿真系统所处的环境,它包括政治、经济、自然等环境因素。

c) 一定条件:仿真系统的输入是有一定条件限制的,仿真结果是在满足一定输入条件下得到的输出结果。在讨论仿真可信度问题时,必须指明,仿真系统的仿真结果是在什么样的输入条件下获得的,即使是同一个仿真系统,在不同的输入条件下,仿真结果的正确性也有可能不同。

d) 所定义问题:仿真系统的可信度是针对仿真系统的使用者所定义并要解

决的问题而言的。仿真系统所要解决的问题通常是有限问题的集合,仿真系统的可信度与仿真系统的使用者所定义并要解决的问题明确程度有关,问题越明确,仿真系统的可信度就可能越高。仿真系统的可信度是解决所定义问题的正确性在仿真系统的使用者头脑中的反映。

e) 仿真系统可信度与仿真模型的目的与用途有关,因而又可理解为可用性,它主要关心的是仿真偏差是否大到淹没其有用性的程度^[30]。

1.3.2 仿真可信度验证方法

仿真可信度验证方法是指在仿真可信度评估过程中,为完成各阶段可信度评估而采用的各种技术、工具、策略等的总称。仿真系统是融合了相似理论、建模技术、控制理论、系统科学、软件工程和其他有关专门领域知识的比较复杂系统,因此,仿真可信度评估应该充分吸收有关领域的成功方法。但是,也应该指出,由于这些方法最初是针对某一特定领域的仿真可信度评估研究而提出的,因此,将这些方法应用于一般的仿真系统可信度评估时,必须充分考虑仿真系统的特点,在仿真可信度评估活动中进行合理的选择和改进。但随着信息领域的各种新技术,如人工智能技术、模糊技术、计算机网络技术、虚拟现实/环境技术等,在仿真系统中的广泛应用,必将大大增强了仿真系统的功能和性能,同时,也对仿真可信度评估提出了更高的要求,因此,有必要研究仿真可信度评估的新方法和新技术,以满足仿真可信度评估的需要。

多年来,人们对 VV&A 的研究工作主要集中在仿真模型的可信度验证方法上。仿真模型的可信度验证方法可以根据应用的工具不同可分为两大类:一是基于相似度理论的验证方法;一是基于试验统计学的验证方法。而两者由于引入的主观性程度的不同又可分为定性和定量两大类。在一个模型验证过程中,两类方法常常是交替使用的,互为依据,互为补充。各种方法都是从不同的角度对仿真模型进行校核和验证,而且层次也不同,没有哪一种方法能解决所有问题,应根据实际情况选用多种方法的组合。另外,一般只能在有限的条件下对仿真模型进行校核和验证,也就是说,只能在一定条件下谈论模型的可信性^{[36]-[38]}。

(1) 相似学方法

由于相似性越大,仿真系统对原型系统的复现程度越大,仿真结果再现原型系统的可靠性程度就越大。因此,从这种意义上来说,可以利用相似学理论验证仿真系统与原型系统在对应特征上的可信度。该类方法通常应用定性、定量相结合的方法。

(2) 试验统计学方法^{[36]-[63]}

1) 定性方法

在定性方法中,可以根据各种外在的表现或经验对仿真系统输出与实际系统输出(包括静态性能和动态性能)之间的一致性进行主观上的判断,如图示重叠法、误差曲线比较法等。虽然这些方法所得到的结论是定性的、主观的和粗糙的,缺少足够严格的理论证明,然而却很有实用价值,因为人的眼睛可以识别许多有定量方法难以甚至不能识别的特征。当然,这种方法还不能对仿真模型作出客观的评价,只能作为初始验证手段,如果发现明显的差异,则需要考虑其原因,如不能发现,则应尽量使用定量法作进一步深入的比较。

2) 定量方法

在定量方法中,一般是采用统计分析方法或者数学解析方法,对仿真系统输出和真实系统输出结果进行一致性检验,这类方法现在试验统计学已有相当成熟的技术可以借鉴。定量分析方法又分为静态输出(随机变量)一致性检验和动态输出(随机序列)一致性检验两种类型。

a) 静态性能一致性检验

一般地,我们可以把一个静态输出量看作是一个随机变量,在相同的实验条件下,可以获得原型或较可信系统试验的样本和仿真试验的样本,静态一致性检验就是要检验这两个样本的总体分布是否相同,也就是说在给定置信水平下两个实验结果是否相同等等。解决这类问题一般可采用点估计、区间估计和假设检验等方法。但参数估计方法会不仅要求样本观测值相互独立,而且要求样本容量足够大,这对于航天器实际飞行试验来说是很难做到的。

因此,我们通常采用假设检验的方法。这又可分为三种情况。设真实系统和仿真系统的实验数据总体分布函数分别记为 $F(x)$ 和 $G(x)$,第一种情况是:如果已知 $F(x)$ 和 $G(x)$ 是同一类型的分布函数,则适合采用参数化假设检验法,如 U 检验、 T 检验、 F 检验方法等来判断它们的一致性;第二种情况是:如果已知 $F(x)$ 和 $G(x)$ 中的一个,则该问题属于分布函数的拟和检验,可用Pearson χ^2 检验、Kolmogorov检验等方法;第三种情况是:如果 $F(x)$ 和 $G(x)$ 均为未知的,则适合采用非参数分布检验方法,如符号检验、Smirnov检验、Wilcoxon秩和检验、逆序检验、游程检验等方法来判断它们的一致性。秩和检验所要求的样本量比较小,在小样本的情况下我们通常会采用此种方法来作判断。有时,要比较的两个观测样本量差距太大,即一个是大大样本,而另一个样本量很小,我们通常会采用自助(Bootstrap)法产生再生子样,这时可以获得大大样本,然后对两个大大样本再作相容性检验。另外, Balic and Sargent(1982)认为,为减小假设检验的

风险,可考虑增加观测样本容量,而增大样本容量将导致数据收集费用的增加。如果增加数据收集费用需要加以考虑,则须在假设检验中引入“费用-风险”权衡分析。

b) 动态性能一致性检验

动态性能一致性检验方法一般可划分为时域、频域和时频域三大类。时域方法中包括时域特征(如概率分布、均值和自相关函数等)比较法、误差分析法(包括各种范数)、TIC 不等式系数法、灰色关联法和时序建模等多种方法;频域方法中主要包含有经典谱估计、最大谱估计、瞬态谱估计、交叉谱估计、演变谱估计等等;时频域方法包括短时傅立叶变换、Wigner 变换等相干检测法。在频域分析中,无论是经典的周期图谱估计还是以估计模型参数为基础的现代谱估计,都要求观测时序的平稳性,而演变谱估计方法可以处理非平稳信号,但是计算量大,且存在计算方法误差;另外,还有时频域中的相干检测法。

总的说来,定量方法比定性的方法有严格的理论基础作保障,要客观、可靠得多。从上面的分析中可以看出,统计技术在各类系统试验结果分析方面具有很大的优势,这主要是由于在几百年的发展历程中,数理统计领域已经积累了大量的各类实用方法,因此它们早已成为了工程技术人员必不可少的分析和研究工具。但事实上,很多情况下,有些定量的方法却是难以实现的,因为各种方法都有其自身的实用性和局限性,一般都对采样数据要求较为苛刻,如平稳性、独立性、样本容量足够大等等。所以,有时反而定性的方法更具实际意义且费用很小[30]-[40]。

1.4 变结构控制

1.4.1 变结构控制理论的提出

二十世纪五十年代由前苏联学者 Emelyanov 提出的变结构控制(Variable Structure Control, VSC)这一概念,以其独特的优点,为不确定性系统提供了一种很有前途的控制系统综合方法。“变结构”一词意味着控制器的结构可能会发生变化。从广义上看,目前变结构系统主要有两类:一类是具有滑动模态的变结构系统;另一类是不具有滑动模态的变结构系统。一般变结构系统均指前者,这是由于具有滑动模态的变结构系统不仅对系统的不确定性因素具有较强的鲁棒性和抗干扰性,而且可以通过滑动模态的设计获得满意的动态品质,同时控制简单,易于实现,所以基于滑动模态的变结构控制系统在国际上受到了广泛重视

[64]。本文所采用的变结构控制系统均指具有滑动模态的变结构控制系统。

变结构控制系统的原理在于,当系统状态穿越状态空间不同区域时,反馈控制器的结构按照一定的规律发生变化,使得控制系统对被控对象的内在参数变化和外在环境扰动等因素具有一定的适应能力,保证系统性能达到期望的指标要求。由此可以看出,变结构控制系统能够通过控制器本身结构的变化,使得系统性能保持一直高于一般固定结构控制所能达到的性能,突破了经典线性控制系统的品质限制,较好地解决了动态与静态性能指标之间的矛盾^[64]。

1.4.2 变结构控制理论的发展状况

继 Emel'yanov 首次提出变结构这一概念后, Utkin 等人又进一步发展了变结构系统理论。七十年代,变结构系统以其独特的优点和特性引起了西方学者的广泛重视,并进而被众多学者从不同的理论角度,运用各种数学手段对其进行了深入地研究,使得变结构控制理论逐渐发展成为一个相对独立的研究分支。

目前,在变结构控制系统的设计和实际工程应用中,为了保证闭环系统在具有满意的鲁棒性的同时,希望所得到的控制器是易于实现,并且控制信号不存在一般变结构控制器所具有的控制信号抖动现象。为此,一些学者提出了许多近似变结构控制算法,并从这些近似算法出发,得到了相应的鲁棒性分析结果,这对变结构控制的大范围应用是一种很有意义的工作。为了得到合理的近似变结构控制算法,如模糊控制、神经网络等算法亦引入到了变结构控制算法的设计中,一些新型的变结构控制算法,正在引起理论界的关注和工程界的极大兴趣。

因为现实中的研究对象多为非线性系统,因此,非线性系统控制是人们普遍关心的控制问题,近年来一些基于反馈线性化、微分几何等理论的研究得到了迅速的发展。这些方法,实际是将研究对象首先变化为一个线性系统,然后设计鲁棒控制器、自适应控制器,当然也可以采用变结构控制器。近年来在非线性系统变结构控制方面的研究问题,实际上是将一般非线性系统控制的研究结果结合变结构控制理论进行变结构控制系统的设计。因为非线性系统控制理论的研究内容、方法和结构发展很快,而变结构控制作为一种有效的鲁棒控制设计方法,所以两者的结合将会得到许多令人振奋的研究结果,被控制理论界公认为一个很有前途的研究领域。

变结构控制同样也是一种有效的自适应控制系统综合方法。这些控制系统设计方案只是将自适应控制思想用于控制系统的综合上,进行诸如模型参考自适应、输出跟踪控制等系统的设计。然而,从实现变结构控制系统的要求出发,通

过自适应思想,可以简化变结构控制器的设计。目前利用自适应思想来设计变结构控制器有两种方法:一种是利用滑动模思想来构造中间控制器,从而简化系统设计;另一种思想是将自适应算法用于控制器参数的调整上,以克服在变结构控制器设计中必须预先知道不确定性范数的要求。

总之,随着变结构控制理论的日臻完善,由于其独特的设计方法和卓越的系统性能,更由于现代计算机技术的迅猛发展,使得变结构控制理论的应用日益广泛,变结构控制开始用于航空航天飞行器、机器人、高性能伺服器以及各种工业过程控制中,并获得了令人满意的效果^{[64]~[76]}。

目前,采用变结构控制方案对非线性系统进行控制设计已经发展得较为完善,但常规的变结构控制是通过较为简单的连续控制律实现对不确定非线性系统的鲁棒控制,这种控制作用中的 Bang-Bang 特性在大部分情况下是物理不可实现的,一个很简单的例子是控制力矩或控制力不可能以无穷大的速率变化,而且这种不可避免的控制作用抖动现象通常会激发系统中未建模的高频特性,破坏系统的性能,引起较为严重的不利后果,甚至于使系统产生振荡或失稳。因此消除抖动一直是变结构控制理论的研究重点及热点之一,很多学者都在寻找能有效消除控制信号抖动的近似变结构控制算法^{[64]~[68]}。

抖动的抑制是变结构控制领域中最为热门的研究方向,各种方法层出不穷,归纳起来主要是通过一下四种途径来实现对抖动的抑制。

(1) 边界层法

边界层法,即在 $s(t)=0$ 附近的某个边界层内将开关函数连续化。此时控制量虽然连续了,然而滑模存在条件只有在边界层外时才能成立,而在边界层内时难以保证,这将削弱系统的鲁棒性和稳态精度。该方法的难点在于内插公式参数的确定。许多文献中给出了抖振幅值的估计算法,通过对控制量参数的合理选择可实现滑模控制的全局稳定性并将抖动抑制在给定的范围内,然而这些方法是基于对系统模型的准确掌握,并且不考虑外界扰动,自适应性差,很难实际应用。

该方法由于是在切换面附近引入边界层,边界层以外是正常的变结构控制,而在边界层以内则采用连续控制,此方法相当于对不确定项和干扰构造了一个低通滤波器,截止频率与边界层的宽度成反比,为削弱高频特性的影响需要较低的截止频率,这必然会使边界层变宽,增大了系统的稳态误差,且降低了鲁棒性能^[64]。

(2) 等效控制法

当运动点在控制量的开关作用下沿滑模平面运动时,也可以认为它是在某一连续控制力作用下实现的,这种等效的连续控制量称为等效控制量,用 U_{eq} 表示。

理论上讲,等效控制可获得与开关控制同样的动态性能且不存在抖动问题。然而通常 U_{eq} 的求取是严格依赖于对象模型的,单纯的等效控制必然丧失了变结构控制最重要的特点,即对扰动的完全自适应性。所以实用的等效控制一般要同干扰观测、控制补偿等方法结合在一起使用^[64]。

而在线求取等效控制面临的最大问题是缺乏控制对象的足够信息。

(3) 集成控制法

集成控制法由于滑模变结构控制本身固有的缺点,单纯依靠滑模控制一种控制策略,控制系统很难获得期望的高静态指标和动态性能。微处理器的高速发展为把不同的控制策略集成起来提供了可能,这样就可以在充分发挥滑模变结构控制强鲁棒性、对扰动的系统响应和调整速度快等优点的基础上,利用其他控制方法来消除滑模变结构控制本身所固有的抖振,减小静差,做到优势互补。

目前,在交流伺服系统中应用的滑模变结构集成控制策略主要有以下几种:变结构-PID,变结构-模糊,变结构-自适应集成控制策略等,但这些方法无疑增加了控制系统的复杂程度^{[64][75]}。

(4) 动态滑模控制法

另外通过对滑模控制的合理设计也可有效地消除抖动。1994年,L.W.Chang提出了一种滑模控制器的动态设计方法,它采用动态设计滑模的方法整定控制器参数同时设法消除抖动现象。该方法是利用一阶滑模控制器的动态设计方法,引入输入控制量的微分形式,并利用误差积分项消除稳态误差,从而形成一种较完善的滑模控制器的动态设计方法,通过对滑模动态-S动态的进行合理设计,有利于消除控制输入产生的高频激励对误差动态的不良影响,从而达到削弱抖动的目的,同时通过合理设计还可以保证系统的鲁棒性^{[67][69]}。

1.5 论文研究背景与内容安排

1.5.1 论文背景

在过去的几十年里,航天器姿态控制技术已经得到较大的发展,主要在于姿态跟踪与稳定以及所遇到的干扰抑制,而在航天器姿态控制过程中,研究较少的环节就是对控制理论结果进行试验验证。在新的控制律应用于航天器之前,进行地面半物理仿真试验验证是很有必要的。但由于半物理仿真技术实现起来比较困难,因此如今能真正模拟真实环境的实验室还为数较少。本文就是在总结了国内外这些方面的研究成果基础上,对航天器再入与在轨姿态半物理仿真试验设计方

案以及试验方法与原理进行了较为深入的研究,以便对现有的航天器再入与在轨姿态控制新理论提供试验验证的平台,尽快使具有应用前景的控制律付与实施,并应用于实验室建设与科研、教学等方面。本论文就是基于这样的目的进行展开工作的。

1.5.2 论文的研究内容及安排

本论文的主要内容及安排如下:

本文通过阐述仿真技术以及仿真可信性分析的理论基础——相似学及可信度理论,对仿真及其可信性评估的关键技术问题进行了全面地分析和综述,也概述了变结构控制的发展与研究状况,随后以航天器姿态半物理仿真系统为背景,结合相似理论和可信度评估理论以及变结构控制的分析与设计方法,对航天器姿态半物理仿真原理及试验方法研究过程中所遇到的一些问题做了深入地理论分析与研究。

第二章对航天器再入与在轨姿态动力学方程进行了分析研究,并根据实际进行了简化,建立了半物理仿真系统的状态方程。为航天器再入与在轨姿态动力学半物理仿真系统的设计研究,为进一步深入地研究航天器姿态动力学问题和分析,设计半物理仿真控制系统奠定了理论基础。

第三章在系统地研究了相似学理论的基础上,基于模型缩比关系为仿真系统推导了模型缩比关系的约束表达式以及模型相似准则,作为半物理仿真系统设计和指导模型试验的理论依据。随后,分析并研究了半物理仿真可信度评估指标模型、仿真可信度的计算方法及其与仿真置信度之间的定量计算关系。

第四章讨论了航天器在轨姿态气浮台仿真试验系统的各部分组成及其主要功能,并基于相似理论着重研究以气浮台为核心设备的航天器在轨姿态半物理仿真系统的特点及其试验方法与原理。并对相似准则的有效性进行了仿真验证,给出了航天器地面模拟系统的缩比选取原则。为了提高在轨姿态气浮台半物理仿真系统的可信性,本文给出了气浮台仿真系统的基于直接动态反馈补偿(DDFC direct dynamics feedback compensation)方法的滑模控制器的设计方案。该方法能够使得系统的输入量为执行机构的转速,也就是使得执行机构工作在速率模式,这样可以避免高频噪声对控制系统的影响,提高控制系统的可靠性。可以有效地克服飞轮对在轨航天器的飞轮惯性耦合干扰以及模型参数不确定等非理想因素的影响。

同时这种方法物理概念清晰、数学过程简明、便于工程界掌握。仿真结果表

明该方案可以有效地提高半物理系统的控制精度,可以保证航天器在轨姿态半物理仿真系统具有较高的可信度。

第五章以现有的航天器天线指向半物理仿真系统为例,首先讨论了该系统的研制过程中遇到的一些问题,然后通过分析给出了该系统的误差模型,并对该系统仿真的可信度进行了计算,计算结果表明该系统的具有较高的仿真可信度,可以满足仿真要求。

第六章在深入地研究了三轴气浮台测角系统及其惯量测量方法基础上,提出了一个新型的三轴气浮台测角系统的设计方案,该方法结构简单,只需一个外框架和一组 CCD 敏感元器件,可以测出台体的三个姿态角,并且具有较高的精度。同时给出了一类新的三轴气浮台转动惯量的测量及其平衡标定方法,该测量方法误差小,又无须增添专用测试设备,因而是气浮台试验中一种简单实用的转动惯量测试和台体平衡标定方法,具有一定的工程实际应用价值。最后,给出了三轴气浮台重力矩的计算方法。

第七章针对航天器再入姿态控制的半物理仿真技术特点,首先对航天器再入姿态半物理仿真系统进行了概述。随后,为了提高航天器再入姿态半物理仿真的可信度,在试验方法部分分别设计了舵回路、气动力矩仿真计算模块和成形滤波器。并对伺服转台系统的控制信号进行了分析,详细推算了伺服转台系统的运动学关系,消除了地球自转在惯性测量中的影响。最后,为半物理仿真系统设计了基于时间尺度分离的双环滑模控制器,并进行了仿真,仿真结果表明该方案可以有效地提高半物理仿真精度,用以保证航天器再入姿态半物理仿真系统具有较高的可信度。最后,对该仿真系统也进行了可信性分析。

第二章 航天器姿态动力学及半物理仿真系统模型

2.1 引言

在研究航天器姿态动力学及其半物理仿真控制系统设计过程中,首先遇到的问题就是建立研究对象的数学模型,数学模型是控制系统设计的依据。本章将在深入研究刚体一般动力学问题的基础上,分析航天器的再入与在轨姿态动力学方程并建立半物理仿真系统的动力学模型。为进一步的航天器姿态半物理仿真系统的分析与研究提供理论基础。

2.2 刚体一般运动方程

2.2.1 刚体质心平动方程

刚体质心运动方程为^{[17]-[91]},

$$m \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \mathbf{F} \quad (2-1)$$

其中 m 为刚体的质量; \mathbf{v} 为刚体相对于惯性坐标系的速度矢量; \mathbf{F} 为作用在刚体外力总矢量。

设旋转角速度为 $\boldsymbol{\omega}$ 的参考坐标系为 $Oxyz$, $\boldsymbol{\omega}$ 在该坐标系中的表示为:

$$\boldsymbol{\omega} = \omega_x \mathbf{i} + \omega_y \mathbf{j} + \omega_z \mathbf{k} \quad (2-2)$$

其中 $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ 是参考坐标系的单位矢量; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 是 $\boldsymbol{\omega}$ 投影到该参考坐标系上的坐标分量。

同理,速度 \mathbf{v} 、力 \mathbf{F} 可在参考坐标系中表示为:

$$\mathbf{v} = v_x \mathbf{i} + v_y \mathbf{j} + v_z \mathbf{k} \quad (2-3)$$

$$\mathbf{F} = F_x \mathbf{i} + F_y \mathbf{j} + F_z \mathbf{k} \quad (2-4)$$

根据矢量在旋转坐标系中的导数关系可得:

$$m\left(\frac{dv}{dt} + \omega \times v\right) = F \quad (2-5)$$

将式(2-5)展开后可得刚体质心移动的动力学方程的标量形式为:

$$\begin{aligned} m\left(\frac{dv_x}{dt} + \omega_y v_z - \omega_z v_y\right) &= F_x \\ m\left(\frac{dv_y}{dt} + \omega_z v_x - \omega_x v_z\right) &= F_y \\ m\left(\frac{dv_z}{dt} + \omega_x v_y - \omega_y v_x\right) &= F_z \end{aligned} \quad (2-6)$$

2.2.2 刚体绕质心转动方程

刚体绕质心转动,描述的是刚体本体坐标系相对于参考坐标系的姿态运动,设刚体以角速度 ω 绕过刚体质心的某个瞬时轴转动,并且刚体具有相对于坐标原点的三个相互垂直的对称平面,其动量矩为 H ^[77-91]。

动量矩 H 是一个随时间变化的矢量,动量矩 H 的相对变化率为:

$$\frac{dH}{dt} = \frac{dH_x}{dt}i + \frac{dH_y}{dt}j + \frac{dH_z}{dt}k \quad (2-7)$$

动量矩 H 与角速度 ω 的分量具有如下关系:

$$\begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2-8)$$

其中 I_x, I_y, I_z 是转动惯量, I_{xy}, I_{yz}, I_{xz} 是惯量积, ω 为刚体的转动角速度。

动量矩随动坐标系转动所具有的牵连变化率为:

$$\omega \times H = (\omega_y H_z - \omega_z H_y)i + (\omega_z H_x - \omega_x H_z)j + (\omega_x H_y - \omega_y H_x)k \quad (2-9)$$

动量矩 H 的绝对变化率为: $\frac{dH}{dt} = \frac{dH}{dt} + \omega \times H$ 。

根据动量矩定理,上式可以写为:

$$\frac{dH}{dt} + \omega \times H = \sum M \quad (2-10)$$

式中 $\sum M$ 为作用于刚体的总力矩, $\sum M = [\sum M_x, \sum M_y, \sum M_z]^T$ 。

将(2-7)、(2-8)、(2-9)代入(2-10)开展开可得刚体绕质心转动的动力学方程的标量形式为:

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} - (I_y - I_z)\omega_y\omega_z - I_{xz}(\omega_y^2 - \omega_z^2) - I_{xy}\left(\frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x\omega_y\right) \\ - I_{yz}\left(\frac{d\omega_y}{dt} - \omega_x\omega_z\right) = \sum M_x \end{aligned} \quad (2-11)$$

$$\begin{aligned} I_y \frac{d\omega_y}{dt} - (I_x - I_z)\omega_x\omega_z - I_{yz}(\omega_x^2 - \omega_z^2) - I_{xy}\left(\frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y\omega_z\right) \\ - I_{xz}\left(\frac{d\omega_z}{dt} - \omega_x\omega_y\right) = \sum M_y \end{aligned} \quad (2-12)$$

$$\begin{aligned} I_z \frac{d\omega_z}{dt} - (I_x - I_y)\omega_x\omega_y - I_{xz}(\omega_x^2 - \omega_y^2) - I_{xy}\left(\frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x\omega_z\right) \\ - I_{yz}\left(\frac{d\omega_x}{dt} - \omega_y\omega_z\right) = \sum M_z \end{aligned} \quad (2-13)$$

2.3 坐标系定义及其转换关系

上节给出了刚体一般动力学方程。为了描述作为刚体的航天器再入与在轨姿态运动位置和运动规律,还需要定义一些与航天器再入、在轨运动相关的坐标系及其相关角度,并建立各坐标系间相互关系的转换矩阵。本文所采用的坐标系及其相关角度均采用中国航天部的标准规定^{[78]-[82]}。

2.3.1 坐标系的定义

(1) 地心惯性坐标系 O_eXYZ

此坐标系为惯性坐标系:原点 O_e 为地球的中心; O_eX 轴在赤道平面内且从地心指向春分点或某一固定点; O_eZ 轴垂直于赤道平面且从地心指向北极; O_eXYZ 构成右手直角坐标系。

(2) 地面坐标系 O_gxyz

此坐标系为与地球固联的动坐标系:原点 O_g 为返回时刻的星下点; O_gy 轴沿 O_g 与制动发动机点火时刻返回器质心连线的方向, O_gx 轴在制动发动机点火时刻返回器所在的其密切开普勒轨道平面内并与 O_gy 轴相垂直,且指向返回器运

动方向: O_0xyz 构成右手直角坐标系, 该坐标系也称为返回坐标系。

(3) 本体坐标系 $Ox_b y_b z_b$

此坐标系原点 O 为航天器的质心; Ox_b 轴平行于航天器纵轴, 指向头部; Oy_b 轴在航天器对称平面内, 垂直于 Ox_b , 指向上方; Oz_b 轴垂直于航天器对称平面, 指向右方; $Ox_b y_b z_b$ 构成右手坐标系。

(4) 速度坐标系 $Ox_v y_v z_v$

此坐标系原点 O 为航天器的质心; Ox_v 轴为质心相对于坐标系 O_0xyz 的速度 v 的方向; Oy_v 轴在航天器的纵对称面 $Ox_b y_b$ 内且垂直于 Ox_v 轴, 当速度矢量 v 水平时指向上方; $Ox_v y_v z_v$ 构成右手坐标系。

(5) 半速度坐标系 $Ox_h y_h z_h$

该坐标系原点为航天器的质心, Ox_h 沿航天器的速度方向, 与速度坐标系 Ox_v 方向重合, Oy_h 在地面坐标系 xO_0y 平面内垂直于 Ox_h , $Ox_h y_h z_h$ 为右手坐标系。

(6) 轨道坐标系 $Ox_o y_o z_o$

该坐标系原点为航天器的质心, Oz_o 沿航天器质心与地心连线, 指向地心, Oy_o 指向轨道角速度 n 的负方向, Ox_o 由右手规则确定, $Ox_o y_o z_o$ 为右手坐标系, 本坐标系作为航天器在轨姿态参考坐标系用。

2.3.2 坐标系之间相关角度的定义及转换矩阵

(1) 本体坐标系相对于速度坐标系

本体坐标系相对于速度坐标系的关系角用攻角(α)和侧滑角(β)表示, 则本体坐标系相对于速度坐标系的转换矩阵为:

$$B_v = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\alpha & -\cos\alpha\sin\beta \\ -\sin\alpha\cos\beta & \cos\alpha & \sin\alpha\sin\beta \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \quad (2-14)$$

(2) 速度坐标系相对于半速度坐标系

速度坐标系相对于半速度坐标系的关系由一个姿态角表示, 它就是速度侧倾角(γ_v)。

则速度坐标系相对于半速度坐标系的坐标转换矩阵为,

$$V_{hs} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma_v & \sin\gamma_v \\ 0 & -\sin\gamma_v & \cos\gamma_v \end{bmatrix} \quad (2-15)$$

(3) 本体坐标系相对于地面坐标系

本体坐标系相对于地面坐标系的关系由三个再入姿态角表示, 它们分别是俯仰角(ϕ), 偏航角(ψ)和滚动角(γ)。

则从地面参考坐标系通过 213 转动次序旋转到本体坐标系的坐标转换矩阵为:

$$B_D = \begin{bmatrix} \cos \phi \cos \psi + \sin \psi \sin \gamma \sin \phi & \sin \phi \cos \gamma & -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \gamma \cos \psi \\ \cos \phi \sin \gamma \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \gamma & \sin \psi \sin \phi + \cos \phi \sin \gamma \cos \psi \\ \cos \gamma \sin \psi & -\sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (2-16)$$

(4) 速度坐标系相对于地面坐标系

速度坐标系相对于地面坐标系的关系角用航迹倾角(σ), 航迹偏角(ψ_s)和速度倾侧角(γ_s)表示。从地面参考坐标系通过 321 旋转到速度坐标系的坐标转换矩阵为:

$$V_D = \begin{bmatrix} \cos \sigma \cos \psi_s & \sin \sigma \cos \psi_s & -\sin \psi_s \\ \cos \sigma \sin \psi_s \sin \gamma_s - \sin \sigma \cos \gamma_s & \sin \sigma \sin \psi_s \sin \gamma_s + \cos \sigma \cos \gamma_s & \cos \psi_s \sin \gamma_s \\ \cos \sigma \sin \psi_s \cos \gamma_s + \sin \sigma \sin \gamma_s & \sin \sigma \sin \psi_s \cos \gamma_s - \cos \sigma \sin \gamma_s & \cos \psi_s \cos \gamma_s \end{bmatrix} \quad (2-17)$$

(5) 本体坐标系相对于轨道坐标系

本体坐标系相对于轨道坐标系的关系由三个在轨姿态角表示, 它们分别是俯仰角(ϕ), 偏航角(ψ)和滚动角(γ)。

则从地面参考坐标系通过 213 转动次序旋转到本体坐标系的坐标转换矩阵为:

$$B_G = \begin{bmatrix} \cos \phi \cos \psi + \sin \psi \sin \gamma \sin \phi & \sin \phi \cos \gamma & -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \gamma \cos \psi \\ \cos \phi \sin \gamma \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \gamma & \sin \psi \sin \phi + \cos \phi \sin \gamma \cos \psi \\ \cos \gamma \sin \psi & -\sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (2-18)$$

2.3.3 相关角度的计算关系

在 $\phi, \psi, \gamma, \sigma, \psi_s, \gamma_s, \alpha, \beta$ 这八个角度中, 除了 σ, ψ_s 可由地面坐标系中的速度分量直接求出外, 其余六个角度中的每一个都可以表示为另外几个角度的显表达式。

$$\tan \psi_s = -\frac{v_{ys}}{v_{xs}} \quad (2-19)$$

$$\sin \sigma = \frac{v_{zs}}{v} \quad (2-20)$$

其中, $v = \sqrt{v_{xs}^2 + v_{ys}^2 + v_{zs}^2}$, v_{xs}, v_{ys}, v_{zs} 为地面坐标系中的速度分量。

对比 $B_D(\phi, \psi, \gamma) = B_V(\alpha, \beta) \cdot V_D(\sigma, \psi_s, \gamma_s)$ 的相对应元素可得:

$$\sin \gamma = -\sin \beta \sin \sigma \cos \psi_s - \cos \beta (\sin \sigma \sin \psi_s \cos \gamma_s - \cos \sigma \sin \gamma_s) \quad (2-21)$$

$$\sin \psi = \frac{1}{\cos \gamma} [\sin \beta \cos \sigma \cos \psi_s + \cos \beta (\cos \sigma \sin \psi_s \cos \gamma_s + \sin \sigma \sin \gamma_s)] \quad (2-22)$$

$$\begin{aligned} \sin \phi = \frac{1}{\cos \gamma} [& \cos \alpha \cos \beta \sin \sigma \cos \psi_s + \sin \alpha (\sin \sigma \sin \psi_s \sin \gamma_s + \cos \sigma \cos \gamma_s) \\ & - \cos \alpha \sin \beta (\sin \sigma \sin \psi_s \cos \gamma_s - \cos \sigma \sin \gamma_s)] \end{aligned} \quad (2-23)$$

2.4 航天器再入姿态动力学模型

2.4.1 作用在再入航天器上的力与力矩

再入航天器受到的力包括: 发动机推力(制动段) P 、空气动力 R 和重力 G ^{[78]~[82]}。

(1) 推力 P

一般情况下, 作用在航天器上的推力在航天器对称平面内, 设推力与航天器纵轴的夹角为 ϕ_p , 并对质心具有偏量距 e_p , 则推力 P 在体坐标系上的分量为:

$$P_x = P \cos \phi_p, \quad P_y = P \sin \phi_p, \quad P_z = 0 \quad (2-24)$$

由推力引起的推力矩在体坐标系中的分量为:

$$M_{px} = 0, \quad M_{py} = 0, \quad M_{pz} = -Pe_p \quad (2-25)$$

(2) 空气动力 R

总空气动力 R 沿速度坐标系可分解为: 阻力 X , 升力 Y , 侧向力 Z 。那么 R

的分量形式可以表达为:

$$\begin{bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (2-26)$$

空气动力分量可以表示成如下形式:

$$\begin{cases} X = c_x q S \\ Y = c_y q S \\ Z = c_z q S \end{cases} \quad (2-27)$$

其中动压头 $q = \frac{1}{2} \rho v^2$, ρ 为一定高度上的空气密度; v 为航天器速度; S 为

航天器的机翼面积; c_x, c_y, c_z 为阻力系数、升力系数、和侧力系数。对于再入航天器来说, 它们主要取决于以下形式:

$$\begin{cases} c_x = c_x(Ma, Re, \alpha, \beta, \delta_x, \delta_y, \delta_z) \\ c_y = c_y(Ma, \alpha, \omega_x, \delta_x) \\ c_z = c_z(Ma, \beta, \omega_y, \delta_y) \end{cases} \quad (2-28)$$

其中, Ma 为马赫数, Re 为雷诺数, $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 为舵偏角。

空气动力 R 对航天器质心的力矩在体坐标系下的分量包括: 滚动力矩 M_x , 偏航力矩 M_y , 俯仰力矩 M_z 。

根据空气动力学习惯, 气动力矩可以通过气动系数来表示。

$$\begin{cases} M_x = m_x \frac{1}{2} \rho v^2 S l \\ M_y = m_y \frac{1}{2} \rho v^2 S l \\ M_z = m_z \frac{1}{2} \rho v^2 S b_A \end{cases} \quad (2-29)$$

l 为航天器翼展, b_A 为平均气动力弦长, m_x, m_y, m_z 为滚动力矩系数、偏航力矩系数和俯仰力矩系数。

$$\begin{cases} m_x = m_x(Ma, \beta, \omega_x, \omega_y, \alpha, \delta_x, \delta_y) \\ m_y = m_y(Ma, \beta, \omega_x, \omega_y, \delta_x) \\ m_z = m_z(Ma, \alpha, \delta_z) \end{cases} \quad (2-30)$$

(3) 重力 G

重力 G 的数值为:

$$G = mg \quad (2-31)$$

其中, m 为航天器质量, g 为重力加速度。重力 G 沿地面坐标系可分解为:

$$\begin{cases} G_x = 0 \\ G_y = -mg \\ G_z = 0 \end{cases} \quad (2-32)$$

显然, 由重力引起的重力力矩为零。如果高度范围较大, 应考虑 g 是随高度变化的^[70]。

2.4.2 再入航天器姿态动力学方程

作为刚体的航天器绕质心转动动力学方程, 是一般刚体绕质心转动动力学的特例, 其动力学方程的形式与上节推导的一般刚体的姿态动力学方程类同^[70]。

另外, 本文研究的再入航天器形状具有纵对称面 Ox_0y_0 , 因此其惯性积 $I_{xy} = I_{yz} = 0$ 。

因此, 由式 (2-11)、(2-12)、(2-13) 可知, 对于面对称的再入航天器来说, 其绕定点转动的姿态动力学方程表达式为:

$$\begin{cases} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_y \left(\omega_z \omega_x - \frac{d\omega_y}{dt} \right) = \sum M_x = M_x + M_{dx} \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - I_x \left(\omega_z \omega_x - \frac{d\omega_z}{dt} \right) = \sum M_y = M_y + M_{dy} \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_y (\omega_x^2 - \omega_y^2) = \sum M_z = M_z + M_{dz} \end{cases} \quad (2-33)$$

式 (2-33) 中, M_x 、 M_y 、 M_z 为再入航天器的稳定、阻尼、操纵力矩之和;

M_{dx} 、 M_{dy} 、 M_{dz} 为再入航天器所受外界干扰力矩。

2.4.3 再入航天器姿态运动学描述

(1) 航天器绕质心运动学方程

要确定再入航天器的姿态, 就需要建立描述再入航天器相对参考坐标系姿态变化的运动学方程。为了方便表达, 这里把航天器姿态运动学方程分为: 在轨与再入两个模式。而且两种模式是可以通过相关角度几何关系相互转换的^{[77][78]}。

由于在确定航天器再入姿态的气动力矩时,经常需要计算 α 和 β 的值,为了方便计算 α 和 β 以及气动力矩,根据半速度坐标系与本体坐标系的转换关系可知,再入模式姿态运动学方程如下:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= \omega_x - (\omega_x \cos \alpha \sin \beta - \omega_y \sin \alpha \sin \beta - \dot{\psi}_x \cos \sigma \sin \gamma_v + \dot{\sigma} \cos \gamma_v) / \cos \beta \\ \dot{\beta} &= \omega_y \sin \alpha + \omega_z \cos \alpha - \dot{\psi}_x \cos \sigma \cos \gamma_v - \dot{\sigma} \sin \gamma_v \\ \dot{\gamma}_v &= \omega_x \cos \alpha \cos \beta - \omega_y \sin \alpha \cos \beta \\ &+ (\omega_x \cos \alpha \sin \beta - \omega_y \sin \alpha \sin \beta - \dot{\psi}_x \cos \sigma \sin \gamma_v + \dot{\sigma} \cos \gamma_v) \tan \beta \\ &- \dot{\psi}_x \sin \sigma\end{aligned}\quad (2-34)$$

2.4.4 航天器再入姿态简化控制动力学模型

利用非标准形式微分方程组简化的公式以及空气动力与空气动力矩线性表示结果,可以将航天器非线性模型进行简化。不考虑推力偏心力矩并去掉其他与姿态无关的方程,得出下列航天器再入姿态简化动力学方程组^{[77][78]},

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x &= \frac{1}{(I_x I_y - I_z^2)} \left[(I_y^2 - I_x I_z + I_z^2) \omega_y \omega_z - (I_x I_y + I_y I_z - I_y I_z) \omega_x \omega_z + I_y M_x^{\omega} \omega_z \right. \\ &\quad + I_y M_x^{\delta x} \delta_x + I_y M_x^{\delta y} \delta_y + I_y M_x^{\delta z} \delta_z + I_y M_{\delta} + I_y M_{\mu} + I_y M_{\nu}^{\beta} \beta \\ &\quad \left. + I_y M_y^{\omega} \omega_y + I_y M_y^{\delta y} \delta_y + I_y M_{\delta} + I_y M_{\nu} \right] \\ \dot{\omega}_y &= \frac{1}{(I_x I_y - I_z^2)} \left[(I_x I_y + I_y I_z - I_y I_z) \omega_x \omega_z + (I_x I_z - I_y^2 - I_z^2) \omega_x \omega_z + I_y M_x^{\omega} \omega_x \right. \\ &\quad + I_y M_x^{\delta x} \delta_x + I_y M_x^{\delta y} \delta_y + I_y M_x^{\delta z} \delta_z + I_y M_{\delta} + I_y M_{\mu} + I_y M_{\nu}^{\beta} \beta \\ &\quad \left. + I_x M_y^{\omega} \omega_y + I_x M_y^{\delta y} \delta_y + I_x M_{\delta} + I_x M_{\nu} \right] \\ \dot{\omega}_z &= \frac{1}{I_z} \left[(I_x - I_y) \omega_x \omega_y + I_y (\omega_x^2 - \omega_y^2) + M_x^{\omega} \alpha + M_x^{\omega} \omega_x + M_x^{\delta z} \delta_z \right. \\ &\quad \left. + M_{\delta} + M_{\mu} \right]\end{aligned}\quad (2-35)$$

其中, M_{μ} 、 M_{ν} 、 M_{μ} 为推力器产生的力矩。

航天器再入姿态运动学方程组:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= \omega_z - (\omega_x \cos \alpha \sin \beta - \omega_y \sin \alpha \sin \beta - \dot{\psi}_z \cos \sigma \sin \gamma_v + \dot{\sigma} \cos \gamma_v) / \cos \beta \\ \dot{\beta} &= \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha - \dot{\psi}_z \cos \sigma \cos \gamma_v - \dot{\sigma} \sin \gamma_v \\ \dot{\gamma}_v &= \omega_x \cos \alpha \cos \beta - \omega_y \sin \alpha \cos \beta \\ &+ (\omega_x \cos \alpha \sin \beta - \omega_y \sin \alpha \sin \beta - \dot{\psi}_z \cos \sigma \sin \gamma_v + \dot{\sigma} \cos \gamma_v) \tan \beta \\ &- \dot{\psi}_z \sin \sigma\end{aligned}\tag{2-36}$$

2.5 航天器在轨姿态动力学模型

除了上节经典刚体动力学方法可以用作本研究的动力学建模方法外, Kane方法与伪坐标拉格朗日方程也可以用于推导航航天器动力学模型, 采用伪坐标拉格朗日方程进行模型推导较为方便, 一是采用了伪坐标的概念, 使得动力学方程形式比较紧凑; 二是伪坐标拉格朗日方程的演算过程比较规范, 便于检查错误。这种建模方法特别适合于多体航天器模型的推导, 因此本节的航天器在轨姿态动力学模型的推导就采用伪坐标拉格朗日方程^{[77],[79]~[95]}。

2.5.1 作用在在轨航天器上的力矩

在轨航天器受到的环境力矩主要包括: 重力梯度矩 M_1 、气动力矩 M_2 、太阳光压力矩 M_3 、地磁力矩 M_4 等, 这些环境力矩的具体表达式可参见文献[79]。

2.5.2 在轨航天器姿态动力学方程

本文研究的在轨航天器是由本体、天线、太阳帆板和飞轮等部件组成的多体航天器, 则由分析力学可知, 该多体系统动能、势能、耗散函数、拉格朗日函数分别为^{[81]~[95]},

动能 T :

$$T = T_F + T_r + T_c + T_w$$

$$= \frac{1}{2} \omega_F^T I_F \omega_F + \frac{1}{2} \omega^T I_r \omega + \frac{1}{2} \omega^T I_c \omega + \frac{1}{2} (\omega + \Omega)^T J (\omega + \Omega)$$

$$+\frac{1}{2}\dot{\eta}_F^T\dot{\eta}_F+\frac{1}{2}\dot{\eta}_T^T\dot{\eta}_T+\omega_F^TC_F\dot{\eta}_F+\omega^TC_T\dot{\eta}_T+f_F \quad (2-37)$$

其中, T_F, T_T, T_c, T_w 分别表示帆板、天线、中心体和飞轮的动能; I_F, I_T, I_c, J 分别表示帆板、天线、中心体和飞轮轴向的转动惯量; ω, ω_F, Ω 分别表示中心刚体、帆板和飞轮的角速度; η_F, η_T 分别表示帆板和天线的模态坐标; C_F, C_T 分别表示帆板和天线的耦合系数矩阵; f_F 为帆板动能的非线性项, 线性化时可忽略。

势能 U :

$$U=U_F+U_T \quad (2-38)$$

$$=\frac{1}{2}\eta_F^T A_F \eta_F + \frac{1}{2}\eta_T^T A_T \eta_T$$

其中, U_F, U_T 分别表示帆板和天线的势能; A_F, A_T 分别表示帆板和天线的固有频率平方对角阵。

耗散函数 Π :

$$\Pi=\Pi_F+\Pi_T \quad (2-39)$$

$$=\frac{1}{2}\dot{\eta}_F^T D_F \dot{\eta}_F + \frac{1}{2}\dot{\eta}_T^T D_T \dot{\eta}_T$$

其中, Π_F, Π_T 分别表示帆板和天线的耗散能; $D_F=2\xi_F\sqrt{A_F}$,

$D_T=2\xi_T\sqrt{A_T}$, ξ_F, ξ_T 分别表示帆板和天线的阻尼系数。

拉格朗日函数 L :

$$L=T-U \quad (2-40)$$

计算偏导数可得:

$$\begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial \omega} &= I_F \omega_F + I_T \omega + I_c \omega + J(\omega + \Omega) + C_F \dot{\eta}_F + C_T \dot{\eta}_T \\ &= I \omega + C_F \dot{\eta}_F + C_T \dot{\eta}_T + J \Omega - I_F n \end{aligned} \quad (2-41)$$

其中, $I=I_F+I_T+I_c+J$ ——航天器内部无相对运动时的总惯量张量 (I_F 转动除外)。

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\eta}_F} = \dot{\eta}_F + C_F^T \omega - C_F^T n$$

$$\frac{\partial L}{\partial \eta_f} = -\Lambda_f \eta_f \quad (2-42)$$

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\eta}_f} = \dot{\eta}_f + C_f^T \omega \quad (2-43)$$

$$\frac{\partial L}{\partial \eta_r} = -\Lambda_r \eta_r$$

$$\frac{\partial \Pi_f}{\partial \dot{\eta}_f} = D_f \dot{\eta}_f \quad (2-44)$$

$$\frac{\partial \Pi_r}{\partial \dot{\eta}_r} = D_r \dot{\eta}_r$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \omega} \right) + \omega \times \frac{\partial L}{\partial \omega} = I \dot{\omega} + C_f \ddot{\eta}_f + C_r \ddot{\eta}_r + J \dot{\Omega} + \dot{J}_f \omega_f$$

$$+ \omega \times (I \omega + C_f \dot{\eta}_f + C_r \dot{\eta}_r + J \Omega - I_f n)$$

$$= M_1 + M_2 + M_3 + M_4 + M_5$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\eta}_f} \right) - \frac{\partial L}{\partial \eta_f} + \frac{\partial \Pi_f}{\partial \dot{\eta}_f} = \ddot{\eta}_f + C_f^T \dot{\omega} + \Lambda_f \eta_f + D_f \dot{\eta}_f = 0 \quad (2-45)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\eta}_r} \right) - \frac{\partial L}{\partial \eta_r} + \frac{\partial \Pi_r}{\partial \dot{\eta}_r} = \ddot{\eta}_r + C_r^T \dot{\omega} + \Lambda_r \eta_r + D_r \dot{\eta}_r = 0$$

式中：\$M_5\$ 为飞轮力矩指令。

式 (2-45) 整理后得系统动力学方程

$$I \dot{\omega} + C_f \ddot{\eta}_f + C_r \ddot{\eta}_r + \dot{J}_f \omega_f + \omega \times (I \omega + C_f \dot{\eta}_f + C_r \dot{\eta}_r + J \Omega - I_f n) = M_1 + M_2 + M_3 + M_4 + M_5$$

$$\ddot{\eta}_f + 2\xi_f \Lambda_f^{\frac{1}{2}} \dot{\eta}_f + \Lambda_f \eta_f + C_f^T \dot{\omega} = 0 \quad (2-46)$$

$$\ddot{\eta}_r + 2\xi_r \Lambda_r^{\frac{1}{2}} \dot{\eta}_r + \Lambda_r \eta_r + C_r^T \dot{\omega} = 0$$

式中: C_F, A_F 为帆板系统矩阵, ξ_F 为帆板阻尼系数, C_T, A_T 为天线系统矩阵, ξ_T 为天线阻尼系数。

由于地面半物理仿真试验中, 天线与帆板要受到地面重力的影响, 因此在研究航天器天线指向复合控制的半物理仿真时, 不考虑帆板的影响, 仅考虑天线的情况, 则式 (2-46) 可简化为:

$$I\dot{\omega} + C_T\ddot{\eta}_T + \omega \times (I\omega + C_T\dot{\eta}_T + J\Omega) = M_1 + M_2 + M_3 + M_4 + M_5$$

$$\ddot{\eta}_T + 2\xi_T A_T^{-1}\dot{\eta}_T + A_T\eta_T + C_T^T\dot{\omega} = 0 \quad (2-47)$$

2.5.3 在轨航天器姿态运动半描述

航天器在轨姿态运动学模型是建立在轨航天器角速度 ω , 同欧拉角之间的几何关系, 是作为系统动力学方程的补充。由欧拉角定义, 得航天器角速度 ω 为 [11]~[93],

$$\omega = \dot{\phi} + \dot{\psi} + \dot{\gamma} + n \quad (2-48)$$

式 (2-48) 在体轴上的分量形式为:

$$\omega_x = \dot{\gamma} \cos \psi + (\dot{\phi} - n) \cos \gamma \sin \psi$$

$$\omega_y = -\dot{\gamma} \sin \psi + (\dot{\phi} - n) \cos \gamma \cos \psi \quad (2-49)$$

$$\omega_z = \dot{\psi} - (\dot{\phi} - n) \sin \gamma$$

或反解得:

$$\dot{\gamma} = \omega_x \cos \psi - \omega_y \sin \psi$$

$$\dot{\phi} = \frac{1}{\cos \gamma} (\omega_x \sin \psi + \omega_y \cos \psi) + n \quad (2-50)$$

$$\dot{\psi} = \omega_z + \tan \gamma (\omega_x \sin \psi + \omega_y \cos \psi)$$

则式 (2-49) 与 (2-50) 为系统的运动学方程。

2.5.4 航天器在轨姿态简化控制动力学模型

航天器在轨运行段的姿态与姿态角速度的误差很小,因此其控制方法可用线性化方法进行研究。系统的线性化方程建立如下^{[81]~[95]}。

假设 $\phi, \psi, \gamma, \dot{\phi}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ 均为一阶小量,则从式(2-47)与(2-50)中略去二阶以上的小量,得如下的系统的线性化方程:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\gamma} - n\psi \\ \omega_y &= \dot{\phi} - n\end{aligned}\quad (2-51)$$

$$\begin{aligned}\omega_z &= \dot{\psi} + n\gamma \\ I_x \ddot{\gamma} - I_y \ddot{\phi} - I_z \ddot{\psi} + [(I_y - I_z - I_x)n - J_y \Omega_y] \dot{\psi} + 2I_x n \dot{\phi} - 3I_y n^2 \phi \\ &- I_z n^2 \psi + [4(I_y - I_z)n^2 - J_y \Omega_y n] \gamma - J_z \Omega_z n = M_{wx} + 4I_x n^2 + M_{\Delta x} \\ I_y \ddot{\phi} - I_x \ddot{\gamma} - I_z \ddot{\psi} - 2I_x n \dot{\gamma} + 2I_y n \dot{\psi} + 3(I_z - I_x)n^2 \phi - 2I_z n^2 \gamma \\ &+ I_x n^2 \psi = M_{wy} + 3I_x n^2 + M_{\Delta y} \\ I_z \ddot{\psi} - I_x \ddot{\gamma} - I_y \ddot{\phi} - [(I_y - I_z - I_x)n + J_y \Omega_y] \dot{\gamma} - 2I_y n \dot{\phi} - 3I_x n^2 \phi \\ &- 4I_x n^2 \gamma + [(I_y - I_z)n^2 - J_y \Omega_y n] \dot{\psi} + J_z \Omega_z n = M_{wz} - I_y n^2 + M_{\Delta z}\end{aligned}\quad (2-52)$$

其中, M_i 中线性项已合并于方程的左边, 常值项置于方程的右边, 其它有关项合并为 M_{Δ} 后置于方程的右边。若航天器具有对称面 Ox_y , 则式(2-52)中的 $I_{xz} = I_{zx} = 0$, 还可以进一步简化。

2.6 三轴气浮台仿真系统的动力学模型

2.6.1 三轴气浮台系统简述

航天器在轨姿态半物理仿真系统主要由三大部分组成: 仿真计算机系统; 实物模拟设备; 环境模拟设备。而本文中, 航天器在轨姿态半物理仿真系统的实物模拟核心部件采用的是三轴气浮台, 用来同时模拟航天器本体在轨姿态动力学与运动学。

为了更真实地模拟在轨航天器的实际情况, 除了要求控制硬件应与航天器的实际部件尽量保持相同、实物模拟设备与被模拟对象满足缩比关系以及相似准则之外, 半物理仿真系统的坐标系的选取也要与航天器实际情况尽量保持一致, 以方便地描述系统仿真模型, 并且姿态运动学方程尽量应用相同模式, 这样就可

以保证仿真系统与实物系统具有尽可能大的相似性^{[1]-[3]}。

为了方便后面气浮台台体姿态控制系统设计, 这里基于航天器在轨姿态动力学方程给出航天器在轨姿态气浮台仿真系统动力学与运动学模型如下。

2.6.2 三轴气浮台仿真运动学描述

航天器在轨姿态气浮台仿真系统的运动学描述如下:

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= \frac{1}{\cos \gamma} (\omega_x \sin \psi + \omega_y \cos \psi) \\ \dot{\gamma} &= \omega_x \cos \psi - \omega_y \sin \psi \\ \dot{\psi} &= \omega_z + \tan \gamma (\omega_x \sin \psi + \omega_y \cos \psi)\end{aligned}\quad (2-53)$$

2.6.3 三轴气浮台仿真动力学模型

由动量矩定理可知, 采用反作用飞轮作执行机构的三轴气浮台动力学模型为:

$$I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega + h_w) = -\dot{h}_w \quad (2-54)$$

其中 I 为三轴气浮台惯量阵, ω 为三轴气浮台的角速度阵, h_w 为飞轮动量矩阵。

将式 (2-54) 展开, 可得仿真系统姿态动力学方程组如下:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x &= \frac{1}{I_x I_y - I_z^2} \left[(I_y^2 + I_z^2 - I_x I_z) \omega_y \omega_z + (I_y I_z - I_x I_y - I_z I_y) \omega_z \omega_x \right. \\ &\quad \left. - I_y \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_x \omega_z J_x \Omega_x + I_x \omega_x J_z \Omega_z \right. \\ &\quad \left. - I_y J_x \dot{\Omega}_x - I_x J_y \dot{\Omega}_y \right] \\ \dot{\omega}_y &= \frac{1}{I_x I_y - I_z^2} \left[(I_x I_y - I_y I_z + I_x I_y) \omega_y \omega_z + (I_x I_z - I_z^2 - I_y^2) \omega_z \omega_x \right. \\ &\quad \left. - I_x \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_x \omega_z J_x \Omega_x + I_x \omega_x J_z \Omega_z \right. \\ &\quad \left. - I_y J_x \dot{\Omega}_x - I_x J_y \dot{\Omega}_y \right] \\ \dot{\omega}_z &= \frac{1}{I_z} \left[-(I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_y (\omega_x^2 - \omega_y^2) - \omega_x J_y \Omega_y + \omega_y J_x \Omega_x - J_z \dot{\Omega}_z \right]\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{\Omega}_x &= T_x \\ \dot{\Omega}_y &= T_y \\ \dot{\Omega}_z &= T_z\end{aligned}\tag{2-55}$$

其中, $J_i, i=x, y, z$ 为飞轮转动惯量, $\Omega_i, i=x, y, z$ 为飞轮转动角速度,

$T_i, i=x, y, z$ 为飞轮加速度指令。

2.7 小 结

本章在广泛地研究刚体动力学模型的基础上, 分别利用刚体动力学与拉哥朗日方程的方法分析了航天器再入与在轨姿态动力学的方程, 并给出了气浮台仿真系统的姿态动力学模型。为航天器再入与在轨姿态动力学半物理仿真系统的设计研究, 为进一步深入地研究航天器再入与在轨姿态动力学问题, 奠定了理论基础和提供了技术支持。

第三章 半物理仿真试验的相似性及其可信度研究

3.1 引言

任何事物都具有一定的属性和特征,当事物间存在共有的近似特性,而描述其特征值可能有差别时,则称事物间共有的特性为相似特性,仿真试验系统也是如此。显然,如果应用具有相似特性的模型系统去模拟原型系统进行仿真,其仿真的结果就会具有更高的可信性。可见,如果被仿真系统同原型系统具有很高的相似性,那么,仿真系统再现性就好,其仿真结果可信度就高^{[24][48]}。然而,不少相似系统间相似程度并不高,仿真结果就更需要进行仿真可信度评估。

而相似学理论及仿真可信度分析的实用意义就分别在于指导设计可信度较高的模型系统以及有关试验方法的处理和推广,如何对仿真系统试验结果的可信度进行评估。

因此,相似学理论及仿真可信度理论不仅加深了人们对仿真学科的现象机理和规律性认识,同时也为本文研究的航天器姿态半物理仿真系统的设计及其可信度分析提供了理论基础和开辟了一条新的技术途径。

3.2 相似学的基本概念

相似学是一门研究客观世界的相似规律及其应用的技术科学。它从系统科学的角度研究相似性问题,以客观世界中不同类型,不同层次系统间相似特性的形成原理及其应用为对象,寻求从本质上统一认识客观世界中各种相似现象的形成原理及内在联系,为相关的工程实践活动提供新的理论基础。

相似学根据研究对象的范畴不同,将相似分为若干种类,这里主要研究与本课题联系紧密的具体相似、精确相似与近似相似^{[26][30]}。

(1) 具体相似:具体相似是指系统间具体属性及其特征的相似。它主要包括系统几何特征相似、结构相似、功能相似、运动形式相似、受力状况相似、控制方法相似等等。一般而言,由于系统特性较为复杂,对复杂系统的相似特性分析常用定性分析与定量计算相结合。

(2) 精确相似:在一组物理现象中,其对应点上、对应时刻上基本参数之

间成固定的数量比例关系,称这一组物理现象特征为精确相似。相似现象是通过各种物理量相似来表现的。通常,人们所说的物理量,实际上就是指物理量的特征值。

对于精确相似现象,它们一般服从同一自然规律,可用相同的数学方程式描述,精确获取相似特性的特征值,计算特征值的比例系数,从而实现精确度量系统间的相似程度和可信度。

从上述精确相似的定义中可以看出:

- 1) 相似系统中各个特性的特征物理量能精确确定与识别;
- 2) 对应特征值成比例,且比例系数符合线性变换。

由定义可知,精确相似是指相似特性能用经典数学方法处理,可以精确度量其相似程度。从这个定义上来说,处理精确相似,除了几何特征相似以及时间相似外,一般还应从以下几个方面考虑^[28],

(a) (角)速度相似

指(角)速度场的几何相似,它表现为各对应点、各对应时刻上速度的方向一致,而大小互成比例。

(b) 动力学相似

在几何相似的力场中,所有各对应点上的作用力方向一致,而大小对应成比例,叫力相似。力相似,或连网力矩相似,称为动力学相似。

(c) 运动学相似

在几何相似的运动路径中,所有各对应点上的速度、或加速度方向一致,而大小对应成比例。称为运动学相似。

(3) 近似相似:近似相似是指在满足原系统性能要求的前提下,忽略次要因素的精确相似。由于系统的复杂性,在工程实践中,在满足精度要求的基础上,并兼顾经济性的问题,一般都采用近似相似。

3.3 相似模拟及相似准则

3.3.1 相似系统建模

(1) 相似系统

仿真就是系统模拟,仿真模型就是一个模拟系统,这个仿真系统与相应的原型系统以缩比关系构成相似系统。而在仿真建模过程中,一般都力求获取较大的系统间相似性,以利于真实再现性。从本质上讲,仿真系统就是指原型的复现样

本, 是对实际系统的描述和模仿。可见, 仿真模型实际上也就是与原系统相似的模型, 用物理装置或数学表达式加以描述。它是从整体上反映原系统中要素间的相互作用关系, 以及原系统与环境相互作用关系的一种模拟手段^[24]。

(2) 相似系统的建模原则

由于真实系统的复杂性, 构造仿真模型时, 通常要对真实系统做某种简化, 取其对系统相似影响较大的主要部分, 略去次要部分, 集中反映系统最本质的特性, 或反映人们最关心的系统功能要求, 取那些对系统相似性影响权重值较大的要素。但这样构造出的仿真系统是否可信? 这是仿真专家经常需要回答的问题。因此, 在运用相似系统模型进行仿真活动过程中, 应特别注意要兼顾系统模型的精确性和简单性两方面的要求。所谓精确性, 是指系统的模型要充分精确反映原系统的基本特性, 具有较高的可信性; 所谓简单性, 是指系统的模型要尽量略去次要的或可以忽略的因素, 使模型本身简明, 易于处理, 构成近似相似模拟系统^[30]。

相似仿真系统建模的原则就是, 使得建立的相似系统模型, 简单而精确地反映原系统对应的特征。通过相似系统, 建立要素间的对应关系, 并力求使原型与模型系统间要素对应相似, 要素间相互关系等方面的特性对应相似。

一般地, 构造相似系统模型时主要考虑的原则, 主要有以下几个方面^[24],

a) 简单性、精确性与经济性兼顾。

b) 把模型的最小功能成分或单元作为对应系统的相似要素, 按照模型缩比关系构成相似单元, 分别对各相似单元进行相似建模。

c) 单元间关系指对应系统组成相似要素间关系, 如是数学系统模型, 应包括函数关系及其模型变量, 如是物理模型, 则应包括具有最小独立功能的部件之间的空间几何与物理关系。

d) 要实现较大相似性, 作为相似模拟, 建立相似模型时, 首先应能够识别有限个系统的组成要素和子系统, 及其相互关系特性。在系统仿真中, 要注意系统范围, 一般而言, 随着系统范围的加大, 相似性可能会下降。因此, 应注意系统与系统环境的整体有机联系并进行相似模拟的整体分析。

e) 模型与原型中特征尽可能本质上服从同一自然规律, 遵循相似规律的共同性程度要大。

f) 根据相似规律, 构造出的相似系统模型 (包括数学与物理模型), 应尽可能做到全面地反映相似系统的特性。

(3) 相似系统建模原理与方法

1) 建模原理

在仿真建模过程中,要做到仿真系统与实际系统所有要素均具有高相似性是很难的,但是在相似理论指导下,正确分析实际系统的特性,选择构造合适的相似元,忽略次要因素,实现近似精确相似,可以有效地提高仿真系统的有效性,从而使仿真系统具有较高的可信性,基于系统要素及其特性相似原理进行建模时必须考虑到:

- a) 对应要素相似,即子系统相似构成相似元;
- b) 相似要素在所构成的相似系统中,相互间具有较大共性的结构排列次序;
- c) 系统与要素的特性对应相似。

d) 建立相似模型,可用同一类型系统来模拟,也可以用不同类型系统来模拟。一般而言,对于复杂的系统来说,先将整个系统分解成几个若干子系统,然后将子系统中最为本质的特性提取出来,用一个相对简单的系统模型表示。在分别对各个子系统进行模拟试验结果的基础上,综合进行全系统理论分析。

2) 实物模拟的建模方法与步骤

建立实物模拟模型的过程一般是,先对实际系统工作过程、特性进行分析,并进一步构造出能确切反映实际运行过程及特征的系统,作为实际系统的相似模型。具体方法与步骤如下:

- a) 分析系统组成要素的各个特性,写出描述支配系统特性的数学方程式,确定其特征值;
- b) 按照相似系统的建模原则与建模原理,对系统对应要素或特性进行模拟;
- c) 确定模型尺寸,反映相似模型缩比系数;
- d) 识别相似特性,以获取特征值,确定相似指标和相似准则;
- e) 研制物理装置系统;
- f) 模拟试验和可信性评估。
- g) 重复以上各步,直到仿真可信性达到要求^[29-35]。

(4) 相似模拟的分类

由于要模拟的对象和条件及其采用方式不同,从系统仿真角度上讲,模拟可以分为:物理模拟、半物理模拟和数学模拟^[11-14]。

1) 物理模拟

物理模拟是指采用了物理模型,如确定飞机机翼的结构和尺寸,往往制作一个与实际结构相似但几何尺寸较小的模型,使在气流场相似条件的风洞中进行试验,根据得到的空气动力学参数,进行结果分析,从而确定结构形状及尺寸。同样为了制造一个大型的航天器,也是在同类型的较小的航天器模型上进行试验研究,用其试验结果分析来指导大型航天器的设计和生产。所以物理仿真是以物理

过程相似、几何形状相似以及环境条件相似为基础的仿真。

物理模拟的优点是能最大限度地反映实际系统的物理本质,具有直观性强和形象化的特点;缺点是构造物理模型所需要的费用高、周期长、技术复杂,其次是在物理模型上做试验,修改模型的结构和参数较为困难,试验限制条件多,容易受到环境条件的干扰。

2) 数学模拟

数学模拟是应用性能相似,环境相似的原理,按照真实系统的数学关系,构造系统的数学模型,并在数学模型上进行试验。数学仿真的特点是制造模型比较经济,修改参数比较方便、周期短,但形象抽象、直观性较差。

早期的仿真绝大多数采用物理仿真,因为系统比较简单,容易构成仿真系统。相比之下,数学仿真的模型是微分方程和差分方程时的求解相对烦琐困难。随着科学的发展,技术的进步,自动控制系统日益复杂,采用物理仿真制作物理模型的结构难度、复杂度、精度都有提高,因而也增加了成本。与此同时,数学的数值分析逐步推广和发展,现代控制理论的崛起以及计算机的不断进步,使用计算机进行数学仿真试验的能力增强,使计算机在数学仿真中的应用日益普遍。数学仿真就是在计算机上对系统的数学模型进行试验。

3) 半物理模拟

在对某些系统的研究中,把数学模型和物理模型或实物联结在一起进行试验,也即将系统的一部分建立数学模型,并列到计算机上,而另一部分构造其物理模型或直接采用实物,然后将它们连成闭合回路进行试验,这种仿真方式就是半物理仿真,也叫硬件介入回路仿真,这种仿真兼顾数学和物理仿真的优缺点。

因此,考虑到经济可靠性和可行性,本文在研究航天器再入与在轨姿态动力学仿真时,主要应用的是实物模型和数学模型相结合的半物理模拟^{[1][26]~[3]}。

3.3.2 相似准则

当用相似理论指导缩比模型设计及研究时,首先要考虑和确定的就是几何尺寸缩比系数 C_l ,以 C_l 为基础获取其它各相关物理量缩比转换关系,建立物理模型,再通过方程分析方法导出相似准则,然后可以在模型试验中测量所有与相似准则有关的物理量,得出相似准则数值,借此推断原型的一些性能^[33]。

下面以气浮台仿真系统这一典型的在轨航天器缩比物理模型为例,给出相似准则的一般推导方法:

(1) 在轨航天器气浮台仿真物理模型

在轨航天器气浮台仿真模型是一个具有很多相似特性的复杂相似系统,可以区分的相似特征变量数目巨大,如果无顺序地逐个分析是很繁杂且困难的,因此,在系统仿真时,先将复杂的系统分为若干个子系统,然后再对每个子系统仅考虑有限个重要的相似特征变量。以有限个相似特征变量尽可能地保持子系统间具有较大的相似性,取得较大相似数值,从而来增大整个系统的相似性。

该系统一般包含三轴气浮台台体、飞轮系统、惯性测量单元及仿真计算机等子系统,其中权重值较大的是台体子系统^[1],它是整个系统的支撑,是关键系统。该台体子系统的示意图如图 3-1:

(2) 相似 π 定理^{[26]-[33]}

相似 π 定理: 设系统有 n 个特征值, 其中 k 个特征值的量纲是相互独立的, 则可有 $(n-k)$ 个相似准则, 而且, 描述相似系统的相似准则之间的关系式可表示为:

$$F(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_{n-k}) = 0 \quad (3-1)$$

式(3-1)又称相似准则关系式, 其中 $(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_{n-k})$ 表示有 $(n-k)$ 个相似准则, 且它们服从一定的关系。对于彼此相似的系统, 在对应点和对应时刻上相似准则都保持相同值。

在运用上述准则关系式时, 应注意的是^[33],

1) 凡是描述系统特性的方程, 都可以转换成无量纲的准则方程。

2) 相似准则有 $(n-k)$ 个, 每项准则是相互独立的, 其中任一项均不能用特性中所包含的其它 π 项线性来组合。

3) 如果把某系统特性的试验或设计结果整理成准则关系式时, 便可以做到:

a) 判断两个系统是否是精确相似系统;

b) 用模型系统的特性可以推断原型系统相似的特性;

c) 在相似系统间进行整理和推广, 由已知系统特性探求另一系统特性;

d) 由形式上相同的准则关系式, 便可以在相似系统间识别、分析、构造相似特性, 从而进行相似系统的设计。

(3) 建立数学模型

从理论上讲, 模型与原型构成相似系统, 相似系统之间对应子系统为相似要素, 对应特性为相似特性。相似特性受相同的自然规律支配, 可用相同的数学方程式描述。可利用方程分析的方法获取相似准则, 确定物理模型的具体结构尺寸等特征值大小, 用于指导仿真系统设计与试验。

由第二章可知, 描述航天器姿态动力学特性的数学方程式可重写如下:

$$\begin{aligned}
 I_z \frac{d\omega_z}{dt} - (I_y - I_x)\omega_y\omega_x - I_{yz}(\omega_y^2 - \omega_x^2) - I_{zx}\left(\frac{d\omega_x}{dt} + \omega_x\omega_y\right) \\
 - I_{xy}\left(\frac{d\omega_y}{dt} - \omega_x\omega_z\right) = M_z
 \end{aligned} \quad (3-2)$$

$$\begin{aligned}
 I_y \frac{d\omega_y}{dt} - (I_z - I_x)\omega_z\omega_x - I_{yz}(\omega_z^2 - \omega_x^2) - I_{xy}\left(\frac{d\omega_x}{dt} + \omega_x\omega_z\right) \\
 - I_{xz}\left(\frac{d\omega_z}{dt} - \omega_y\omega_x\right) = M_y
 \end{aligned} \quad (3-3)$$

$$\begin{aligned}
 I_x \frac{d\omega_x}{dt} - (I_z - I_y)\omega_z\omega_y - I_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2) - I_{xy}\left(\frac{d\omega_y}{dt} + \omega_y\omega_z\right) \\
 - I_{xz}\left(\frac{d\omega_z}{dt} - \omega_y\omega_x\right) = M_x
 \end{aligned} \quad (3-4)$$

分析上面的微分方程组,得到的物理量有:共13个特征值变量,分别如下:
 $t, I_x, I_y, I_z, I_{yz}, I_{xy}, I_{xz}, \omega_x, \omega_y, \omega_z, M_x, M_y, M_z$ 。所以由 π 定理可知:相似准则数目每个通道应该为: $13-3=10$ 个,如果两系统相似可以不考虑初始条件,这样相似准则就有:每通道 $10-1=9$ 个,三个通道共27个。

(4) 缩比关系式与相似准则的确定

1) 基本方法与步骤

由相似系统特性可知,对于气浮台这一复杂的系统,并非所有物理量的特性都是简单同一的比例关系,而是各物理量的缩比相互约束,构成缩比关系约束表达式。确定仿真系统的缩比关系和相似准则,有如下步骤:

a) 根据原型和模型的的基本几何缩比,求出其它相关各物理量的缩比关系,其中,缩比关系是模型设计的主要参数;

b) 由缩比关系和物理方程,确定缩比关系约束表达式,从而得到相似指标以及模型相似准则;

c) 相似准则与相似指标确定之后,就可以通过模型试验研究和推断原型的性能。

2) 缩比关系

为了建立物理模型,必须首先考虑和确定几何尺寸缩比系数 C_l ,它同时也是其它各物理量缩比关系转换的基础。而对于 C_l 的选取,不同的部门依据试验精度要求具有不同的选择^{[26]~[33]}。

在选好缩比系数 C_l 的情况下,我们就可以依据缩比、量纲方程表达式给出

其他相关物理量的缩比关系。

设几何尺寸缩比 $C_l = \frac{l}{l'}$ ，并且假设原型与模型的材料密度 ρ 相同和重力加

速度 g 不相同，即 $C_\rho = \frac{\rho}{\rho'} = 1$ ， $C_g = \frac{g}{g'}$ 。那么：

由质量关系式： $m = \rho V$ ，可得：

$$\text{质量缩比 } C_m = \frac{m}{m'} = \frac{V \rho}{V' \rho'} = C_\rho C_l^3 = C_l^3.$$

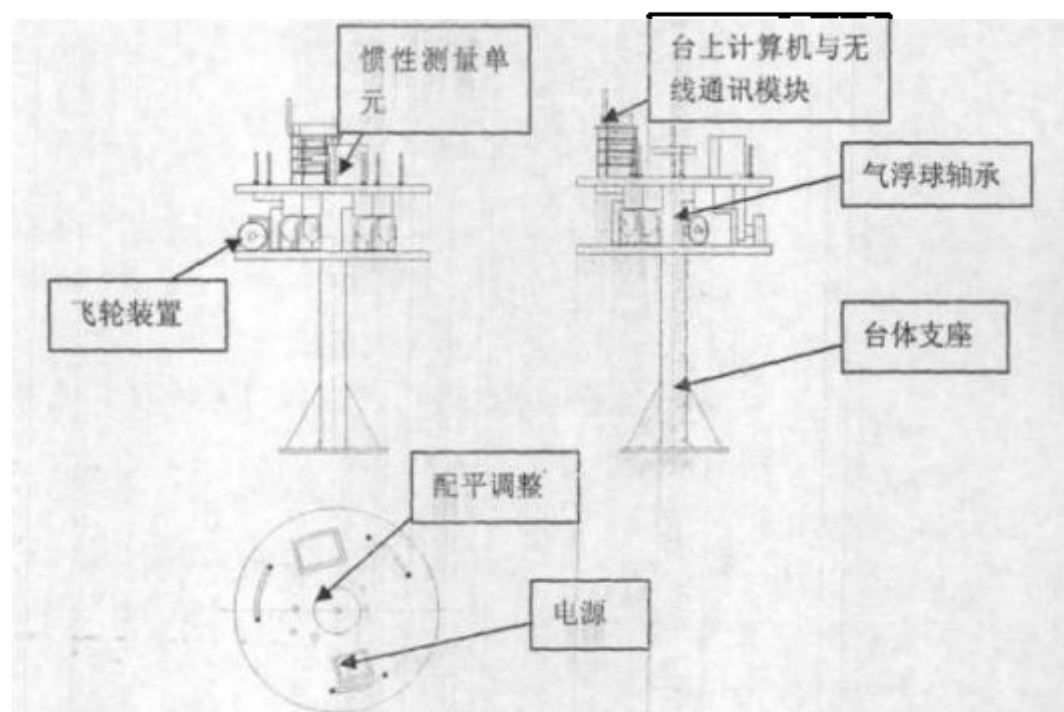


图 3-1 台体系统的物理模型

由自由落体关系式： $l = \frac{1}{2} g t^2$ 可知：

$$\text{时间缩比 } C_t = \frac{t}{t'} = \frac{\sqrt{2l/g'}}{\sqrt{2l'/g}} = C_g^{-1/2} C_l^{1/2}.$$

由牛顿第二定律： $F = ma = m \frac{l}{t^2}$ 可知：

$$\text{力缩比 } C_F = \frac{F}{F'} = \frac{m l}{m' l'} \left(\frac{t'}{t} \right)^2 = C_l^3 C_\rho C_g C_t^{-1} = C_g C_l^3.$$

其他物理量的缩比关系便可以按自身的量纲推函。而在力系统下, 每个物理量都有自己的量纲, 其基本量纲通常是三种, 即长度量纲 $[L]$, 时间量纲 $[T]$,

力量纲 $[F]$ 。

由于转动惯量的量纲为: FLT^2 ; 角速度的量纲为: T^{-1} ; 角加速度的量纲为: T^{-2} ; 力矩的量纲为: $FL^{[33]}$ 。

因此, 由量纲方程的表达式, 可以得出:

$$\text{转动惯量的缩比为: } C_I = C_s C_l^3 C_t (C_s^{-1/2} C_t^{1/2})^2 = C_l^3;$$

$$\text{角速度的缩比为: } C_\omega = (C_s^{-1/2} C_t^{1/2})^{-1} = C_s^{1/2} C_t^{-1/2};$$

$$\text{角加速度的缩比为: } C_\alpha = (C_s^{-1/2} C_t^{1/2})^{-2} = C_s C_t^{-1};$$

$$\text{力矩的缩比为: } C_M = C_s C_l^3 C_t = C_s C_l^4.$$

但是对于目前的航天器而言, 其模型与原型通常是处于同一时间空间的, 即: $C_t = 1$, 因此其时间缩比关系表达式应该满足:

$$C_l = \frac{l}{l'} = \frac{\sqrt{2l/g}}{\sqrt{2l'/g}} = C_s^{-1/2} C_t^{1/2} = 1$$

由此可得: $C_l = C_s$ 。因此, 几何缩比 C_l 应根据航天器模型及其原型所处位置的重力加速度的缩比关系来确定。这样就可以保证角速度的缩比为: $C_\omega = 1$; 角加速度的缩比为: $C_\alpha = 1$ 。从而模型就可逼真地模拟真实系统。否则, 若 C_l 的选择不满足: $C_l = C_s$, 那么就不能保证: $C_\omega = 1$, $C_\alpha = 1$ 。因此也就不能逼真地模拟真实系统。所以 C_l 的选取一定要满足: $C_l = C_s$ 。

分析航天器姿态动力学方程 (3-2), (3-3), (3-4) 可知, 其涉及的物理量有 13 个, 设模型与原型对应的这些特征变量的缩比 C 如下:

$$\begin{aligned} C_{I_x} &= \frac{I_x}{I_x'}, C_{I_y} = \frac{I_y}{I_y'}, C_{I_z} = \frac{I_z}{I_z'}, C_{I_{xy}} = \frac{I_{xy}}{I_{xy}'}, C_{I_{xz}} = \frac{I_{xz}}{I_{xz}'}, C_{I_{yz}} = \frac{I_{yz}}{I_{yz}'}, C_l = \frac{l}{l'}, \\ C_{\omega_x} &= \frac{\dot{\omega}_x}{\dot{\omega}_x'}, C_{\omega_y} = \frac{\dot{\omega}_y}{\dot{\omega}_y'}, C_{\omega_z} = \frac{\dot{\omega}_z}{\dot{\omega}_z'}, C_{M_x} = \frac{M_x}{M_x'}, C_{M_y} = \frac{M_y}{M_y'}, C_{M_z} = \frac{M_z}{M_z'} \end{aligned} \quad (3-5)$$

其中, 上标“*”代表仿真模型的特征变量, “1”代表实际模型的对应特征变量。

3) 缩比约束表达式

分别写出相似的实际系统模型和仿真系统模型如下:

$$\begin{aligned} I^* \frac{d\omega_x^*}{dt^*} - (I_x^* - I_z^*) \omega_y^* \omega_z^* - I_y^* (\omega_z^{*2} - \omega_y^{*2}) - I_x^* \left(\frac{d\omega_x^*}{dt^*} + \omega_y^* \omega_z^* \right) \\ - I_y^* \left(\frac{d\omega_y^*}{dt^*} - \omega_x^* \omega_z^* \right) = M^* \end{aligned} \quad (3-6)$$

$$\begin{aligned} I^1 \frac{d\omega_x^1}{dt^1} - (I_x^1 - I_z^1) \omega_y^1 \omega_z^1 - I_y^1 (\omega_z^{12} - \omega_y^{12}) - I_x^1 \left(\frac{d\omega_x^1}{dt^1} + \omega_y^1 \omega_z^1 \right) \\ - I_y^1 \left(\frac{d\omega_y^1}{dt^1} - \omega_x^1 \omega_z^1 \right) = M^1 \end{aligned} \quad (3-7)$$

$$\begin{aligned} I^2 \frac{d\omega_y^2}{dt^2} - (I_x^2 - I_z^2) \omega_x^2 \omega_z^2 - I_y^2 (\omega_z^{22} - \omega_x^{22}) - I_y^2 \left(\frac{d\omega_y^2}{dt^2} + \omega_x^2 \omega_z^2 \right) \\ - I_x^2 \left(\frac{d\omega_x^2}{dt^2} - \omega_y^2 \omega_z^2 \right) = M^2 \end{aligned} \quad (3-8)$$

$$\begin{aligned} I^1 \frac{d\omega_y^1}{dt^1} - (I_x^1 - I_z^1) \omega_x^1 \omega_z^1 - I_y^1 (\omega_z^{12} - \omega_x^{12}) - I_y^1 \left(\frac{d\omega_y^1}{dt^1} + \omega_x^1 \omega_z^1 \right) \\ - I_x^1 \left(\frac{d\omega_x^1}{dt^1} - \omega_y^1 \omega_z^1 \right) = M^1 \end{aligned} \quad (3-9)$$

$$\begin{aligned} I^2 \frac{d\omega_x^2}{dt^2} - (I_x^2 - I_z^2) \omega_y^2 \omega_z^2 - I_y^2 (\omega_z^{22} - \omega_y^{22}) - I_x^2 \left(\frac{d\omega_x^2}{dt^2} + \omega_y^2 \omega_z^2 \right) \\ - I_y^2 \left(\frac{d\omega_y^2}{dt^2} - \omega_x^2 \omega_z^2 \right) = M^2 \end{aligned} \quad (3-10)$$

$$\begin{aligned}
 I'_x \frac{d\omega'_x}{dt'} - (I'_x - I'_y) \omega'_x \omega'_y - I'_x (\omega'^2_x - \omega'^2_y) - I'_x \left(\frac{d\omega'_y}{dt'} + \omega'_x \omega'_z \right) \\
 - I'_x \left(\frac{d\omega'_z}{dt'} - \omega'_y \omega'_z \right) = M'_x
 \end{aligned}
 \quad (3-11)$$

其中, 带有上标“'”的方程代表仿真模型, 带有上标“”的方程代表实际模型。

将 (3-5) 代入 (3-6), 也就是对方程中对应的特征变量做相似变换, 可得:

$$\begin{aligned}
 C_{Ix} I'_x \frac{C_{ax} d\omega'_x}{C_t dt'} - (C_{Ix} I'_x - C_{Iy} I'_y) C_{ay} \omega'_x - C_{ax} \omega'_x - C_{Iy} I'_y (C_{ay}^2 \omega'^2_y - C_{az}^2 \omega'^2_z) \\
 - C_{Iz} I'_z \left(\frac{C_{az} d\omega'_z}{C_t dt'} + C_{ay} C_{az} \omega'_x \omega'_y \right) - C_{Iy} I'_y \left(\frac{C_{ay} d\omega'_y}{C_t dt'} - C_{ay} C_{az} \omega'_x \omega'_z \right) \\
 = C_{Ix} M'_x
 \end{aligned}
 \quad (3-12)$$

比较式 (3-7) 与式 (3-12), 可得以下缩比关系约束表达式:

$$\begin{aligned}
 \frac{C_{Ix} C_{ax}}{C_{Iy} C_t} = \frac{C_{Ix} C_{ay} C_{ax}}{C_{Iy}} = \frac{C_{Ix} C_{ay} C_{ax}}{C_{Iy}} = \frac{C_{Iy} C_{ay}^2}{C_{Iy}} = \frac{C_{Iy} C_{ax}^2}{C_{Iy}} \\
 = \frac{C_{Iy} C_{ax}}{C_{Iy} C_t} = \frac{C_{Iy} C_{ax} C_{ay}}{C_{Iy}} = \frac{C_{Iy} C_{ay}}{C_{Iy} C_t} = \frac{C_{Iy} C_{ax} C_{ay}}{C_{Iy}} = C_y
 \end{aligned}
 \quad (3-13)$$

同理可得:

$$\begin{aligned}
 \frac{C_{Iy} C_{ay}}{C_{Iy} C_t} = \frac{C_{Iy} C_{ax} C_{ay}}{C_{Iy}} = \frac{C_{Iy} C_{ax} C_{ay}}{C_{Iy}} = \frac{C_{Iy} C_{ax}^2}{C_{Iy}} = \frac{C_{Iy} C_{ax}^2}{C_{Iy}} \\
 = \frac{C_{Iy} C_{ax}}{C_{Iy} C_t} = \frac{C_{Iy} C_{ay} C_{ax}}{C_{Iy}} = \frac{C_{Iy} C_{ax}}{C_{Iy} C_t} = \frac{C_{Iy} C_{ax} C_{ay}}{C_{Iy}} = C_y
 \end{aligned}
 \quad (3-14)$$

$$\begin{aligned}
 \frac{C_{Iz} C_{az}}{C_{Iz} C_t} = \frac{C_{Iz} C_{ax} C_{az}}{C_{Iz}} = \frac{C_{Iz} C_{ax} C_{az}}{C_{Iz}} = \frac{C_{Iz} C_{ax}^2}{C_{Iz}} = \frac{C_{Iz} C_{ax}^2}{C_{Iz}} \\
 = \frac{C_{Iz} C_{ax}}{C_{Iz} C_t} = \frac{C_{Iz} C_{ax} C_{az}}{C_{Iz}} = \frac{C_{Iz} C_{ax}}{C_{Iz} C_t} = \frac{C_{Iz} C_{ax} C_{az}}{C_{Iz}} = C_z
 \end{aligned}
 \quad (3-15)$$

对于式 (3-13) 中的 $\frac{C_{Ix} C_{ax}}{C_{Iy} C_t}$, 将时间缩比 $C_t = C_x^{-1/2} C_{Ix}^{1/2}$; 转动惯量缩比

$C_b = C_b^5$; 角速度缩比 $C_{\omega} = C_b^{1/2} C_b^{-1/2}$; 力矩缩比 $C_{M_b} = C_b C_b^4$ 代入得:

$$\frac{C_b C_{\omega}}{C_{M_b} C_t} = \frac{C_b^5 C_b^{1/2} C_b^{-1/2}}{C_b C_b^4 C_b^{-1/2} C_b^{1/2}} = 1, \text{ 可见 } C_x = 1.$$

同理可得:

$$C_y = C_z = 1.$$

因此, 在式 (3-13)、(3-14)、(3-15) 中, C_x, C_y, C_z 就是相似学中所定义的相似指标^[27], 其意义就是: 对于两个相似系统, 其相似指标等于 1. 表明各相关物理量的缩比并不是任意选择的, 它们的相互关系是受相似指标约束的.

(5) 相似准则

式 (3-13)、(3-14)、(3-15) 这种缩比约束关系式也可用另外一种形式表示.

如果将 (3-5) 中的定义 C 的值代入 (3-13), 可以得到:

$$\frac{C_b C_{\omega}}{C_{M_b} C_t} = \frac{\frac{I_x \omega_x}{M_x i}}{\frac{I_x \omega_x}{M_x i}} = 1 \Rightarrow \frac{I_x \omega_x}{M_x i} = \frac{I_x \omega_x}{M_x i}$$

$$\frac{C_b C_{\omega} C_{\omega}}{C_{M_b}} = \frac{\frac{I_y \omega_y \omega_y}{M_y}}{\frac{I_y \omega_y \omega_y}{M_y}} = 1 \Rightarrow \frac{I_y \omega_y \omega_y}{M_y} = \frac{I_y \omega_y \omega_y}{M_y}$$

$$\frac{C_b C_{\omega} C_{\omega}}{C_{M_b}} = \frac{\frac{I_z \omega_z \omega_z}{M_z}}{\frac{I_z \omega_z \omega_z}{M_z}} = 1 \Rightarrow \frac{I_z \omega_z \omega_z}{M_z} = \frac{I_z \omega_z \omega_z}{M_z}$$

$$\frac{C_b C_{\omega}^2}{C_{M_b}} = \frac{\frac{I_{yx} (\omega_y)^2}{M_{yx}}}{\frac{I_{yx} (\omega_y)^2}{M_{yx}}} = 1 \Rightarrow \frac{I_{yx} (\omega_y)^2}{M_{yx}} = \frac{I_{yx} (\omega_y)^2}{M_{yx}}$$

$$\frac{C_{I_z} C_{\omega_z}^2}{C_{M_z}} = \frac{\frac{I_z (\dot{\omega}_z)^2}{M_z}}{\frac{M_z}{M_z}} = 1 \Rightarrow \frac{I_z (\dot{\omega}_z)^2}{M_z} = \frac{I_z (\dot{\omega}_z)^2}{M_z}$$

$$\frac{C_{I_x} C_{\omega_x}}{C_{M_x} C_t} = \frac{\frac{I_x \dot{\omega}_x}{M_x t}}{\frac{M_x t}{M_x t}} = 1 \Rightarrow \frac{I_x \dot{\omega}_x}{M_x t} = \frac{I_x \dot{\omega}_x}{M_x t}$$

$$\frac{C_{I_x} C_{\omega_x} C_{\omega_y}}{C_{M_x}} = \frac{\frac{I_x \dot{\omega}_x \dot{\omega}_y}{M_x}}{\frac{M_x}{M_x}} = 1 \Rightarrow \frac{I_x \dot{\omega}_x \dot{\omega}_y}{M_x} = \frac{I_x \dot{\omega}_x \dot{\omega}_y}{M_x}$$

$$\frac{C_{I_y} C_{\omega_y}}{C_{M_y} C_t} = \frac{\frac{I_y \dot{\omega}_y}{M_y t}}{\frac{M_y t}{M_y t}} = 1 \Rightarrow \frac{I_y \dot{\omega}_y}{M_y t} = \frac{I_y \dot{\omega}_y}{M_y t}$$

$$\frac{C_{I_y} C_{\omega_y} C_{\omega_z}}{C_{M_y}} = \frac{\frac{I_y \dot{\omega}_y \dot{\omega}_z}{M_y}}{\frac{M_y}{M_y}} = 1 \Rightarrow \frac{I_y \dot{\omega}_y \dot{\omega}_z}{M_y} = \frac{I_y \dot{\omega}_y \dot{\omega}_z}{M_y}$$

对于以上的式子, 表明对于相似的模型与原型, 在对应点和对应时刻, 这些物理量特征值的比值是不变的, 即

$$\frac{I_x \omega_x}{M_x t}, \frac{I_x \omega_x \omega_y}{M_x}, \frac{I_x \omega_y \omega_z}{M_x}, \frac{I_x \omega_z^2}{M_x}, \frac{I_x \omega_x^2}{M_x},$$

$$\frac{I_x \omega_x}{M_x t}, \frac{I_x \omega_x \omega_y}{M_x}, \frac{I_x \omega_y}{M_x t}, \frac{I_x \omega_z \omega_x}{M_x} = \text{不变量} \quad (3-16)$$

将 (3-5) 中定义的 C 值分别代入式 (3-14)、(3-15), 可同理得出:

$$\frac{I_y \omega_y}{M_y t}, \frac{I_y \omega_x \omega_z}{M_y}, \frac{I_y \omega_z \omega_x}{M_y}, \frac{I_y \omega_z^2}{M_y}, \frac{I_y \omega_x^2}{M_y},$$

$$\frac{I_y \omega_y}{M_y t}, \frac{I_y \omega_y \omega_z}{M_y}, \frac{I_y \omega_z}{M_y t}, \frac{I_y \omega_x \omega_z}{M_y} = \text{不变量} \quad (3-17)$$

$$\frac{I_x \omega_x}{M_x I}, \frac{I_x \omega_x \omega_y}{M_x I}, \frac{I_y \omega_x \omega_z}{M_x I}, \frac{I_y \omega_x^2}{M_x I}, \frac{I_y \omega_y^2}{M_x I},$$

$$\frac{I_y \omega_y}{M_y I}, \frac{I_y \omega_x \omega_z}{M_y I}, \frac{I_z \omega_x}{M_y I}, \frac{I_z \omega_y \omega_z}{M_y I} = \text{不变量} \quad (3-18)$$

式(3-16)、(3-17)、(3-18)中的综合数群,是不变量,反映的是现象相似的数量特征,因此相似学用一个形象的名词来称呼它,叫相似准则^[27]。通常,对于复杂相似系统有多个相似特性,因而有多个相似准则,式(3-16)、(3-17)、(3-18)是气浮台仿真系统的台体姿态动力学相似准则。

导出相似准则,然后就可以在模型试验中测量所有与相似准则有关的物理量,得出相似准则数值,借此推断原型的一些性能。但这种测量与单个物理量的泛泛的测量不同。由于它们处于同一准则中,故若几何相似得到保证,便可以找到其它各物理量缩比的比例关系,而不着眼于测取各物理量的具体数值^[33]。

在实际仿真试验中各物理量都要求满足这些表达式,往往是不切实际的,因此,在应用上式进行半物理仿真时,需要进行以下说明:

第一,如果要求仿真系统真实模拟航天器实物三轴精确跟踪的情况,也就是要考虑三轴之间的惯量耦合或 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 及其乘积不能忽略时,式(3-16)、(3-17)、(3-18)的各项都应该必须考虑,也即27项相似准则都必须满足;

第二,如果航天器惯性积、或者 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 及其乘积小到可以忽略不计,试验时则只需要分别考虑式(3-16)、(3-17)、(3-18)中的第一项即可,这与文献[1]中提到的要满足力矩与主转动惯量之比相同是相等价的,即(3-19)式。

$$\frac{I_x}{I_y} = \frac{M_x}{M_y} \Leftrightarrow \frac{M_x'}{I_x'} = \frac{M_y'}{I_y'}$$

$$\frac{I_y}{I_z} = \frac{M_y}{M_z} \Leftrightarrow \frac{M_y'}{I_y'} = \frac{M_z'}{I_z'}$$

$$\frac{I_z}{I_x} = \frac{M_z}{M_x} \Leftrightarrow \frac{M_z'}{I_z'} = \frac{M_x'}{I_x'} \quad (3-19)$$

第三,从上面也可看出单通道气浮台模拟是三通道气浮台模拟的特例。

3.4 半物理仿真系统可信度研究

3.4.1 问题的引出

在半物理仿真系统中,对于小型器件,如陀螺是可以做到真正实物介入的,但是对于大型的器件,无论从经济和可实现角度而言,都是很难做到真正的实际部件介入回路的,一般是用实物的缩比模型替代实际部件来介入回路。有时为了兼顾精确性与简单性的要求,可能要忽略了一些次要因素,那么,这样研制出来的替代模型是否可靠?也是值得考虑的,这时对仿真模型的可信性进行评估就很有必要。

而如何进行仿真模型可信度评估也一直是仿真界探索的问题之一,根据试验统计学理论,仿真模型可信度评估一个很重要的方法应是考察在相同的输入条件下仿真模型的输出与实际系统输出是否一致及一致性的程度,也就是考察仿真模型的输出与实际系统的输出之间的相似程度^[30]。

3.4.2 仿真可信度

对于一个复杂的仿真系统,人们往往是把复杂的大系统按照功能将其分成若干子系统进行研究,对其可信度研究也是如此,我们将仿真系统分成若干独立功能子系统单元,先对每个子系统的可信度进行研究,再将它们进行加权求和得出整个仿真系统的可信度。

(1) 相似元^[30]

模型与原型系统间具有相似特征的要素称为相似要素。系统间的相似要素构成相似单元,简称相似元。相似元是指系统间具有共同属性和特征,而在数值上存在差异的组成要素构成的单元。

假定模型系统 A 中有 a_1, a_2, \dots, a_k 各组成要素,原型系统 B 中有 b_1, b_2, \dots, b_l 各组成要素。那么,系统 A 和 B 中要素的集合分别记为 A 和 B , 则

$$\begin{aligned} A &= \{a_1, a_2, \dots, a_k\} \\ B &= \{b_1, b_2, \dots, b_l\} \end{aligned} \quad (3-20)$$

如果系统 A 中某要素 a_i 的特性与系统 B 中要素 b_j 的特性相同,我们可以把 a_i 和 b_j 构成一子集合,记为 u , 则

$$u = \{a_i, b_j\} \quad (3-21)$$

假定系统间存在 $n(n < l, n < k)$ 个相同属性和特征的元素, 那么, 在系统间可以构成 n 个子集合组成的集合, 记为 U , 则

$$U = \{u_1, u_2, \dots, u_n\} \quad (3-22)$$

那么将系统 A 和 B 中完全不相似的元素去掉, 并把系统 A 和 B 中对应的几个相似元素适当排序后, 系统 A 和 B 中元素组成集合分别为:

$$\begin{aligned} \bar{A} &= \{a_1, a_2, \dots, a_i, \dots, a_n\} \\ \bar{B} &= \{b_1, b_2, \dots, b_i, \dots, b_n\} \end{aligned} \quad (3-23)$$

任意对应的相似元素, 构成相似元 $u = \{a_i, b_i\}$, 则在系统 A 和 B 之间组成 n 个相似元的集合。

$$U = \{u_1, u_2, \dots, u_n\} \quad (3-24)$$

(2) 相似元的可信度

1) 相似特征数目的可信度。设相似元素 a_i 有 k 个特征, b_i 有 l 个特征, 相似元素 a_i 和 b_i 之间有 m 个相似特征。

设元素 a_i 中 k 个特征组成集合 a , 元素 b_i 中 l 个特征组成集合 b , 元素 a_i 和 b_i 间相似特征的集合即为集合 a 和 b 的交集 Λ 。

$$\Lambda = a \cap b$$

元素 a_i 和 b_i 所有特征集合为并集, 即

$$S = a \cup b$$

由集合基数为元素个数, 得相似特征数目:

$$\Sigma(a \cap b) = m$$

所有特征数目:

$$\Sigma(a \cup b) = k + l - m$$

在相似元素 a_i 和 b_i 的特征数目分别为 k , l , 相似特征数目为 m 的条件下, 相似元素特征数目可信度记为 $q(u_i)_n$ ^[27], 则有:

$$q(u_i)_n = \frac{m}{k + l - m} \quad (3-25)$$

2) 相似特征变量可信度计算

假定相似元素共有 m 个特征, 对于作为一个子系统的相似元来说, 这 m 个

相应特征变量无外乎可以分为三类：模型系数（包括几何尺寸等）；输入变量；和输出变量。

而模型一经建立，其模型系数在整个试验过程中是不变的；同时在仿真试验时，采取的输入条件与实际系统的输入是相同的。所以在进行相似元特征变量可信度计算时，我们考虑采用模型系数和输出变量的因素。

现定义特征变量相似值： $c_{i1}, c_{i2}, \dots, c_{iy}, \dots, c_{im}$ 。

不妨假设相似元 $u = \{a_i, b_i\}$ 之间有一对相似特征变量 x_y ，其模型仿真数值为： x_y^* ，实际数值为： x_y^* ，那么它的特征变量相似值 c_y 为：

$$c_y = 1 - \frac{|x_y^* - x_y^*|}{x_y^*}$$

考虑每一特征给元素的可信性的影响不等，取特征权数分别为： d_1, d_2, \dots, d_m ，则相似元素的特征可信程度记为 $q(u_i)$ [27]，得出：

$$q(u_i) = \sum_{j=1}^m (d_j c_{ij} + d_2 c_{i2} + \dots + d_m c_{im}) = \sum_{j=1}^m d_j c_{ij} \quad (3-26)$$

3) 相似元的可信程度

对于元素整体可信度而言，元素间由一定数目的相似特征变量，且每一相似特征变量都有一定可信程度，二者不可缺少，可给出相似元可信度数值 $q(u_i)$ 的计算式如下 [26]，

$$q(u_i) = q(u_i)_n \cdot q(u_i)_s = \frac{m}{k+l-m} \sum_{j=1}^m d_j c_{ij} \quad (3-27)$$

这里 $0 \leq q(u_i) \leq 1, 0 \leq d_j \leq 1, \sum d_j = 1$ 。且有

$$q(u_i) = \begin{cases} q(u_i) = 1 & k = l = m, c_{ij} = 1 \\ 0 < q(u_i) < 1 & 0 < m \leq \min(k, l), 0 < c_{ij} < 1 \\ q(u_i) = 0 & m = 0, c_{ij} = 0 \end{cases} \quad (3-28)$$

当考虑相似特征数目可信程度和特征变量可信程度对相似元素的整体可信度具有互补性时，可赋予不同的权重系数 w ，给出相似元可信度数值计算式为 [26]：

$$q(u_i) = w_1 q(u_i)_n + w_2 q(u_i)_s = w_1 \frac{m}{k+l-m} + w_2 \sum_{j=1}^m d_j c_{ij} \quad (3-29)$$

这里 $0 \leq w_1 \leq 1, 0 \leq w_2 \leq 1, w_1 + w_2 = 1$ 。

在平权的情况下，式 (3-27)、(3-29) 可分别变为 [26]，

$$q(u_i) = \frac{1}{k+l-m} \sum_{j=1}^n c_{ij} \quad (3-30)$$

$$q(u_i) = \frac{1}{2} (q(u_i)_n + q(u_i)_s) \quad (3-31)$$

基于相似元的可信度的度量, 分别与系统间要素的特征数目多少, 构成相似元的要素间相似特征数目多少, 以及每一相似特征变量的相似值大小有关。根据这些特征建立特征信息模型和特征信息集, 确定组成相似要素共有特征数量, 识别相似特征数量, 获取相似特征相似数值, 用相似特征的相似数值来反映特征可信程度。根据要素的特征数目, 相似要素间相似特征数目, 相似特征值的相似数值以及相似特征权重系数, 由相似元可信度数值方法, 计算第 i 个相似元的可信度数值 $q(u_i)$ 。

(3) 相似系统可信度

以上有关可信性的研究, 都是从相似元这一子系统的角度出发, 而不是从整体系统的角度, 去具体分析系统组成要素的数量和特性以及要素之间相互关系。

其实, 在不同类型、不同层次的系统间可能存在一些不同数量的相似性要素和特性, 存在相似性要素和相似特性的系统, 称为相似系统。

设 A 系统由 k 个要素组成, B 系统由 l 个要素组成, A 与 B 系统间相似要素有 n 个, 反映每一相似要素的可信程度, 用可信度数值 $q(u_i)$ 大小表示。相似系统的可信程度, 简称可信度, 记为 Q , 则可得相似系统可信度数值的数学模型, 该数学模型为非线性多元函数, 其简明数学描述为^{[26][27]}:

$$Q = f(k, l, n, q(u_i)) \quad (3-32)$$

其中, $i = 1, 2, \dots, n; 1 \leq n \leq \min(k, l), k = 1, 2, \dots, N, l = 1, 2, \dots, N$ 。

根据相似特征变量给出的相似元可信度计算数学描述, 相似系统可信度的数值也可由相似元数量可信程度和相似元可信度数值来考虑。相似元数量可信程度 Q_n 可参考式 (3-25) 来计算。

考虑每一相似元可信度数值对整个相似系统可信度的影响可能不等, 分别取不同的权重系数 $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n$, 给出相似元数值确定的可信度, 即为 Q_s ^[28]:

$$Q_s = \sum_{i=1}^n (\beta_i q(u_i) + \beta_2 q(u_2) + \dots + \beta_n q(u_n)) = \sum_{i=1}^n \beta_i q(u_i) \quad (3-33)$$

对于相似系统度量来说, 系统间存在一定的相似元素, 且每一相似元素存在一定可信程度, 两者不可缺少。相似系统可信度计算公式为^[28]:

$$Q = Q_n Q_l = \frac{n}{k+l-n} \sum_{i=1}^n \beta_i q(u_i) \quad (3-34)$$

且有

$$Q = \begin{cases} Q=1 & k=l=n, q(u_i)=1 \\ 0 < Q < 1 & 0 < n \leq \min(k, l), q(u_i) \neq 1, q(u_i) \neq 0 \\ Q=0 & n=0, q(u_i)=0 \end{cases} \quad (3-35)$$

在上面的可信度计算公式中, $\frac{n}{k+l-n}$ 表示系统 A 和系统 B 之间相似元数量

n 对系统可信度的影响, $\beta_i q(u_i)$ 表示每一相似元的可信程度及其权重值对相似系统可信度的影响。显而易见, 当系统 A 和 B 中组成要素及特性不变时, 系统间相似元数目越多, 每一相似元的可信程度越大, 则系统可信程度就越大, 这符合客观事实。

当相似元数量的可信度和相似元数值的可信度两者对系统可信度具有互补性时, 且有时强调数量可信和数值可信某一方面的重要程度时, 可赋予不同的权重系数 w , 给出系统可信度值计算式为^[26]:

$$Q = w_1 Q_n + w_2 Q_l = w_1 \frac{n}{k+l-n} + w_2 \sum_{i=1}^n \beta_i q(u_i) \quad (3-36)$$

式中 $0 \leq w_1 \leq 1, 0 \leq w_2 \leq 1, w_1 + w_2 = 1$ 。

在平权情况下, 式 (3-34)、(3-36) 可写为^[26]:

$$Q = \frac{1}{k+l-n} \sum_{i=1}^n q(u_i) \quad (3-37)$$

$$Q = \frac{1}{2} \left(\frac{n}{k+l-n} + \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n q(u_i) \right) \quad (3-38)$$

系统间可信程度的大小不仅取决于系统间相似元的多少, 也要看每一相似元的可信程度的大小, 因而, 系统可信度是相似元数量、相似元数值大小以及每相似元对可信度影响权重因素的函数。

3.4.3 建立可信度评估指标模型

构建半物理仿真系统可信度评估指标体系是半物理仿真系统可信度评估工作的前提, 指标体系是否全面合理, 并具有良好的可操作性是评估能否成功的基

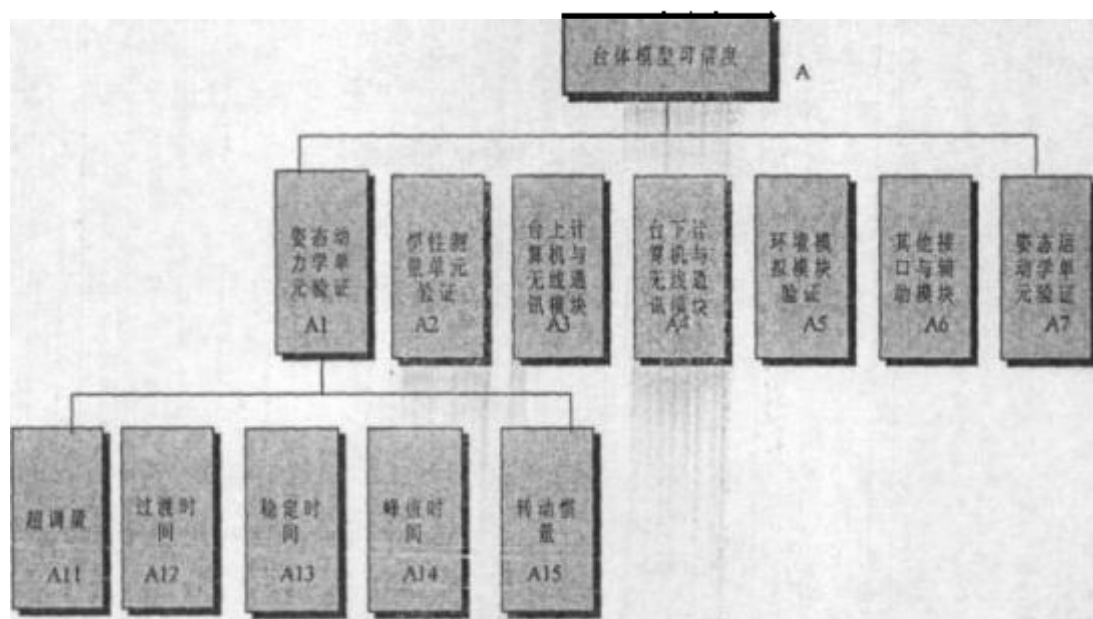
础。

本文首先以相似元及其相似特征变量为基础构造相关指标体系。可信度评估指标模型由最高层、若干中间层和最低层排列形成。评估指标模型的最高层就是半物理仿真系统评估目的——半物理仿真系统可信度。评估指标的选择是评估目标和实际情况共同决定的。在选择评估指标时应注意以下几点^[41]：

(1) 评估指标必须与评估目的密切相关；

(2) 评估指标应当构成一个完整的体系，即应当尽量全面地反映所评估对象的各个方面；

(3) 评估指标也不能太过于多，应与评价费用相妥协，一般不要超过七~八个。如构建气浮台系统可信度评估指标模型见图 3-1：



3.4.4 权矩阵的确定

建立了评估层次指标模型以后，接下来就要构造每一层的判断矩阵，判断矩阵的元素是判断该层某两个元素相对于上一层某元素的重要性比值。判断矩阵构造方法如下^{[41]~[63]}：

(1) 专家综合评判

首先选定若干位在仿真领域有丰富经验的专家组成可信度评价的专家组。然后，请专家根据有关可信度评价方法和打分的标准以及自己的工作经验，对仿真

可信度评价指标的下层影响因素对上层指标可信度影响重要程度进行评价,并将评价结果利用指数标度法进行量化(打分)。综合所有专家的意见,对个别出现打分异常的情况结合可信度评价要求做出合理裁定。将所有的打分结果进行加权平均处理后,作为构造判断矩阵的基础数据。权系数可以采用层次分析法来确定,从客观上说,每一相似元对系统可信度影响是不同的,即意味着它们之间相对比较而言,对系统可信度作用重要程度是不一样的。

(2) 构造判断矩阵

建立仿真系统的评估指标模型后,针对上一层某元素,对每一层次的各个因素的相对重要性进行两两比较,构造每一层判断矩阵,判断矩阵的元素是判断该层某两个元素相对上一层某元素的重要性比值,根据上述数值标度及定义如表 3-1,得判断矩阵 P 如下:

表 3-1 判断矩阵标度及其定义^[41]

参数	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
重要程度	一样重要	稍微重要		明显重要			强烈重要			极端重要
指数标度 w_i	1	1.276	1.628	2.080	2.654	3.387	4.327	5.515	7.037	9

判断矩阵 P 可写为:

$$P = \begin{bmatrix} w_1/w_1 & w_1/w_2 & \cdots & w_1/w_n \\ w_2/w_1 & w_2/w_2 & \cdots & w_2/w_n \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ w_n/w_1 & w_n/w_2 & \cdots & w_n/w_n \end{bmatrix} \quad (3-39)$$

根据专家的意见,将评价指标的最底层所有因素按着对上一层可信度的影响程度依照指数标度法量化后,依次从小到大的顺序进行排列。

(3) 确定权重

权重系数的大小,反映每一个相似元对系统可信度影响的重要程度的大小。根据上述判断矩阵,权重数值大小确定方法与步骤如下:

1) 计算判断矩阵 P 每一行元素的乘积 α_i

2) 计算 α_i 的 n 次方根 $\bar{\beta}_i$

3) 再进行归一化处理

$$\beta_i = \frac{\bar{\beta}_i}{\sum_{i=1}^n \bar{\beta}_i} \quad (3-40)$$

由上述分析, 得到特征向量

$$\beta = (\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_i, \dots, \beta_n) \quad (3-41)$$

即为权重值。得到权重值大小后, 就可以按式 (3-34) 计算相似系统的可信度了。

至于权数分配是否合理, 可用下式检验矩阵 P 的一致性, 引入一致性指标 CI , 即:

$$CI = \frac{\lambda_{\max} - n}{n-1} \quad (3-42)$$

其中, λ_{\max} 为 P 的最大特征值, $\lambda_{\max} = \frac{1}{n} \sum \frac{(P\beta)_i}{\beta_i}$, n 为 P 的阶数。

对于多阶判断矩阵, 即相似元很多的情况下, 还需引入判断矩阵的平均随机一致性指标, 记为 RI , 对于 $n=1, 2, \dots, 9$ 阶判断矩阵的 RI 值如表 3-2 所示。

表 3-2 判断矩阵的 RI 值^[41]

阶数 (n)	1	2	3	4	5	6	7	8	9
RI	0	0	0.333	0.546	0.681	0.798	0.849	0.885	0.923

则随机一致性比率 CR 为:

$$CR = \frac{CI}{RI} \quad (3-43)$$

当 $CR < 0.10$ 时, 便认为判断矩阵具有满意的一致性, 否则需要调整判断矩阵, 使其满足 $CR < 0.10$, 达到具有满意的一致性为止。

3.4.5 仿真可信度验证计算

根据已有子指标的可信度 Q_j , 该可信度是经过专家经验分析计算获得, 也可以是经过测试统计分析获得, 但一定要经过仿真专家认可才行。然后, 按加权求和方法逐层向上, 最后得到仿真系统的可信度。计算子指标可信度 $Q_j, j=1, 2, \dots, m$ 为:

$$Q_i = \sum_{j=1}^m \beta_{jk} Q_{jk} \quad (3-44)$$

其中 m 是子指标的个数, Q_{jk} 是子指标的可信度, β_{jk} 是子指标的权重, 最后计算系统可信度的总指标 Q 如下:

$$Q = \sum_{i=1}^n \beta_i Q_i \quad (3-45)$$

3.5 仿真置信度与可信度的定量计算关系

3.5.1 置信度理论一般性问题论述

根据试验统计学理论可知, 关于仿真与试验 (或较可信仿真) 结果一致性检验的问题, 可以表述为, 记 $X = (x_1, x_2, \dots, x_m)$ 为仿真子样; $Y = (y_1, y_2, \dots, y_n)$ 为试验 (较可信) 子样, 那么, 在显著性水平为 α 的条件下, 引入检验假设^[122]:

H_0 : X 和 Y 一致;

H_1 : X 和 Y 不一致。

如果将检验的决策记为 D , 检验的临界区域记为 Θ , 则在显著性水平为 α 的条件下, 接受 H_0 假设的检验准则为 $P\{D \in \Theta | H_0\} = 1 - \alpha$, 即如果 $D \in \Theta$ (采纳 H_0 的事件) 时, 则采纳 H_0 ; 如果 $D \notin \Theta$ (拒绝 H_0 的事件) 时, 则拒绝 H_0 。由此可见, 当 H_0 为真而拒绝 H_0 的概率为, 即弃真概率是 $\alpha = P\{D \notin \Theta | H_0\}$; 并且 Θ 常称为 D 的置信水平为 $100(1 - \alpha)\%$ 的置信区间^[122]。

3.5.2 仿真置信度与可信度的定量计算关系

可信度评估实践中, 人们总是习惯用一百分数来反映仿真的可信性, 它的数值越大, 仿真的可信程度越高, 并把这个数据作为仿真的可信性的度量指标。

而人们在进行仿真模型可信性验证时, 除了运用相似理论 (模型建立前), 也常用到统计假设检验 (模型建立后, 得到试验数据), 其中总有个检验的显著性水平 α , 常称 $100(1 - \alpha)\%$ 为置信水平, 通过上面分析, 这个置信水平说明的是在假设 H_0 为真时, $D \in \Theta$ 的概率有多大, 反映了假设检验 “取真” 的可能性大小。而仿真可信度即检验置信度的本意应该是在接受假设 H_0 的条件下, 有多大的把握 H_0 为真, 即 X 和 Y 属于同一总体的概率, 因此, 置信水平 $100(1 - \alpha)\%$

是不能作为仿真置信度的度量指标的, 仿真置信度的度量指标应该表述为:

$$P\{H_0 | D \in \Theta\}^{[36]-[40]}.$$

由上面讨论可知, 仿真置信度应该定义为 $P\{H_0 | D \in \Theta\}$, 根据 Bayes 理论可得^[122],

$$\begin{aligned} P\{H_0 | D \in \Theta\} &= \frac{P\{H_0\}P\{D \in \Theta | H_0\}}{P\{H_0\}P\{D \in \Theta | H_0\} + P\{H_1\}P\{D \in \Theta | H_1\}} \quad (3-46) \\ &= \frac{1}{1 + \frac{P\{H_1\}}{P\{H_0\}} \frac{\beta}{1-\alpha}} = \frac{1}{1 + \frac{(1-P\{H_0\})}{P\{H_0\}} \frac{\beta}{1-\alpha}} \end{aligned}$$

式中定义了 $\alpha = P\{D \in \Theta | H_0\}$ 是弃真概率 (即犯第一类错误的概率),

$\beta = P\{D \in \Theta | H_1\}$ 为采伪概率 (即犯第二类错误的概率)。 $P\{H_0\}$ 和 $P\{H_1\}$ 为验前概率, 即获得子样之前 H_0 和 H_1 成立的概率。仿真置信度 $P\{H_0 | D \in \Theta\}$ 是验后置信度, 对于仿真可信度而言, 这个验后置信度也就是我们所需要知道的, 即 X 和 Y 属于同一总体的概率。

由式 (3-46) 可以看出, $P\{H_0\}$ 、 β 和 α 的值是确定仿真置信度的关键。 α 为检验的显著性水平; β 值的确定与采取的假设检验方法有关, 其计算方法要根据所采用的具体检验方法不同, 采用不同的施行特征函数计算或查表求得^[122]。

由全概率公式可知下式成立:

$$\begin{aligned} P\{D \in \Theta\} &= P\{D \in \Theta | H_0\}P\{H_0\} + P\{D \in \Theta | H_1\}P\{H_1\} \\ &= (1-\alpha)P\{H_0\} + \beta(1-P\{H_0\}) \\ &= (1-\alpha-\beta)P\{H_0\} + \beta \end{aligned}$$

因此, 可以得出 $P\{H_0\}$:

$$P\{H_0\} = \frac{P\{D \in \Theta\} - \beta}{(1-\alpha-\beta)} \quad (3-47)$$

其中, $P\{D \in \Theta\}$ 的确定方法如下^{[36]-[40]},

在相同的试验条件下, 选取试验 (或较可信仿真) 结果数据为一个样本 $Y = (y_1, y_2, \dots, y_n)$, 下标 n 表示样本容量; 仿真结果数据可独立重复进行 m 次,

获得 m 个样本 $X^i = (x_1, x_2, \dots, x_n)$, 下标 n 表示样本容量, 上标 i 表示第 i 个样本。

再将每个仿真数据样本 $X^i = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ 与试验 (或较可信仿真) 结果数据样本进行一致性检验, 设有 k 个仿真样本与试验样本一致, 那么可得:

$$P\{D \in \Theta\} = \lim_{m \rightarrow \infty} \frac{k}{m} \quad (3-48)$$

将式 (3-48) 代入式 (3-47) 可计算出 $P(H_0)$, 然后将 $P(H_0)$ 、 β 和 α 的值分别代入式 (3-46), 则就可计算出仿真置信度 $P\{H_0 | D \in \Theta\}$, 也就是我们所需要的仿真可信度。

3.6 小 结

本章主要在系统地研究了相似学理论的基础上, 给出了模型尺寸缩比选取原则, 并基于模型缩比与模拟系统间的动力学方程为仿真系统推导了模型增比关系约束表达式以及相似准则, 作为半物理仿真系统设计和指导模型试验的理论依据。通过对仿真系统的可信度验证方法的分析, 给出了半物理仿真可信度评估指标模型以及仿真可信度计算方法及其与置信度之间的定量计算关系。

第四章 航天器在轨姿态半物理仿真试验方法及原理

4.1 引言

在过去的几十年里,航天器在轨姿态控制技术已经得到空前的发展,用于验证控制方案的仿真技术也相应地得到了较大的提高,然而,对控制理论结果进行试验验证环节进行的研究还较少,也就是对仿真结果的验证缺乏足够的重视。在新的控制律应用于航天器之前,进行地面半物理仿真试验验证是有必要的。但由于技术实现比较困难,因此能真正模拟太空环境的实验室为数较少,本文就是在总结了国内外这些方面的研究成果基础上,结合实验室具体情况,对航天器在轨姿态半物理仿真试验设计方案以及试验方法与原理进行了较为深入的研究,以便于对现有的姿态控制新理论提供试验验证的平台,尽快使具有应用前景的控制律付诸实施,并且为教学试验提供平台^{[1][4]}。

航天器在轨姿态半物理仿真系统是验证航天器的在轨姿态动力学特性的关键设施。以气浮台为核心设备的半物理仿真以缩比模型进行实验研究的重要方法,能够有效地验证航天器在轨姿态控制方案,为各种控制方法的实际运用创造条件。而要做到可信度较高,其本身的实现具有一定的难度。作为航天器姿态动力学与运动学仿真器于一身的气浮台,设计上既要根据特定航天器姿态控制系统的技术要求来确定,但实际上又要求运动仿真器是多用途的,并希望可用于各类控制系统和不同质量或转动惯量的航天器,这就给气浮台动力学模型的设计带来了一定的困难。

总之,气浮台仿真试验是在轨航天器系统研制的重要环节,在航天器研制初期和一个新的控制方案确定时,气浮台仿真实验具有特别重要的意义。它可以验证其控制系统方案设计的可靠性,减少航天器失控风险。它是方案论证和功能验证的不可缺少的工具。

因此,本章有必要对航天器在轨姿态半物理仿真系统的试验方法与原理及其关键问题进行研究,以便较真实地验证在轨航天器姿态控制系统设计的可靠性和可行性,为改进设计方案提供各种参考数据,使之满足航天器在轨姿态控制的需要。

4.2 航天器在轨姿态气浮台仿真系统概述

这里主要讨论一下航天器在轨姿态气浮台半物理仿真系统的各部分组成及其主要特性、功能。该仿真系统的核心部件是一台三轴气浮球轴承系统及其执行机构与测量单元和台上、台下各一台计算机,它们的主要任务就是对航天器在轨姿态控制策略进行地面试验验证,并对先进的姿态控制理论进行评价和改进[7]-[25]。

三轴气浮台模拟航天器本体;台上计算机用来模拟机载计算机和完成测控功能,该计算机具有数据采集卡和 A/D 、 D/A 以及 I/O 卡;一个高速无线通讯模块对系统进行无线指令初始化,状态监测和数据收集用以验后处理;台下监控程序运行在台下 PC 机上,通过 PTR4000 无线通讯模块与台上计算机进行双向通信,获取台上部件的信息,采集角度等姿态数据并通过数显表的输出,获得气浮台的姿态信息,提供人机界面,完成对数据的显示和记录;台下计算机调用用户编写的控制算法程序,计算控制律,得到控制量,转换为飞轮的操作指令,通过 PTR4000 无线通讯模块传给台上计算机,令执行机构执行。

气浮台仿真系统的各重要部分组成及其功能如下^{[15]-[25]}。

(1) 气浮台台体

三轴气浮台台体用以模拟航天器本体,它由座落在球形气浮轴承上的一个外径约为 $2.2m$ 的圆环毂组成,该气浮轴承沿铅垂方向最大承载能力大于 $450kg \cdot f$;台体有效搭载质量约为 $250kg \cdot f$;各轴转动惯量经搭载后可达约 $100 \sim 200kg \cdot m^2$;气浮台最终干扰力矩应小于 $8 \times 10^{-4} N \cdot m$ 。

气浮球轴承具有三个旋转自由度;关于水平方向的 x 和 y 轴转动范围小于 $\pm 30^\circ$;关于垂直方向的 z 轴转动范围为 360° 。平台自身包含各种系统部件,如台上计算机、姿态角和姿态角速度敏感器、十二个冷气喷嘴系统、供电系统(蓄电池)等。

台体平台选择具有圆环型面板的圆柱结构毂形状,是出于考虑这样结构紧凑和可以灵活安装其他的部件。其他部件的安装应尽量对称安装,这样可以减少台体配平的工作量。

(2) 飞轮装置

动量轮为一内部真空的薄壳结构(壁厚 $1mm$),动量轮电接口和抽气嘴位于底座上,角动量: $2Nms$;转动惯量: $6.7 \times 10^4 g \cdot cm^2$;外形尺寸: $\Phi 206 \times H75$;重量: $< 3kg$;最大反作用力矩: $1300g \cdot cm$ 。

(3) 反作用喷嘴

反作用控制系统主要包括: 12 个可调推进剂喷嘴阀, 每个喷嘴的出口压力为 5~8 个大气压; 两个气瓶每个充气 4kg 左右以及压力为 80~100 个大气压; 12 个可手调的压力调节器; 一个空气过滤器及其附属设备。

两个气瓶充有压力高达 80~100 个大气压的高压氮气, 每个压力调节器可以调整推进剂喷气压力。两对并排安装为每轴提供反作用力矩, 同时为了防止质心移动, 喷嘴必须成对反向安装, 每个喷嘴模块包含阀门、喷气出口、压力调节装置和压力测试接口。喷嘴阀门由台上计算机 I/O 输出的放大指令数字信号驱动。每个推进器模块允许通过脉宽调制实现连续力矩, 由推进器提供的力可以通过调节气瓶压力调节装置来实现, 用于模拟真实反作用喷气系统。

(4) 姿态测量装置

为了实现不同的控制器, 需要测量台体欧拉角和角速度, 平台上的姿态敏感器件主要有: 速率陀螺和姿态角测量装置。

三轴速率陀螺敏感器可以测量台体的惯性角速度。

姿态角测量装置采用 CCD 测量原理, 放在第六章进行专门研究。

(5) 台上计算机与组件

台上计算机是以 Intel Pentium III 750MHz 处理器为核心, 具有 128MB DRAM 内存用来进行数据采集和记录, 允许用户实时进行数据采集和处理。数据记录, 通讯和敏感器信号滤波。控制飞轮、喷气等执行部件。机笼中共有 5 块插板, 分别是 CPU 板、无线接口板、射频调制解调器, AD 板、DA 板和开关量输入输出板。

CPU 板是台上计算机系统的核心, 主要完成对总线的控制、定时, 提供串行通信口。

AD 板是一块型号为 STD5448 的模数转换板, 提供 32 路模拟输入和 12 位精度, 用于数据采集, 量程为 $-5V \sim +5V$ 。

DA 板是一块型号为 STD5445 的数模板, 提供 6 路模拟输出和 8 位转换精度, 用于对执行部件如飞轮的连续控制。输出范围为 $-5V \sim +5V$ 。

DIO 板提供开关量输入和输出。其中 12 路经过放大后控制 12 个喷嘴。

接口端子板除计算机、电磁阀等配电外, 还有 AD、DA 的预留扩展插座。

(6) 台下测控机与数显表

台下部分有地面测控计算机、数显表和无线接口装置。

地面计算机是一台通用的 PC 机, 要求 PC 机的 CPU 优于 Pentium 133, 内存大于 128M, 至少有一个空的 PCI 扩展插槽, 以便安装开关量输入板, 用于与数显表的接口。

数显表是以 CCD 传感器与感应同步器为检测元件的角位移测量、显示和接口仪表。除提供角度的数字显示外,还提供计算机接口。数显表背板上有与计算机的开关量输入板相连接的插座。

(7) 无线通讯模块

PTR4000 无线通讯模块是哈尔滨迅通公司利用挪威 Nordic 公司出品的 NRF2401 无线通讯芯片,开发的双工无线通讯模块。最高工作速率 1Mbps, PTR4000 的用户接口由 9 位数字输入输出 I/O 组成,对 PTR4000 的工作模式进行配置即可用于发射、接收测量数据。

(8) 配平孔

在气浮台台面上均匀分布若干个配平孔,用于台体配平,以抵消气浮球轴承由于质心与支撑中心不重合时所产生的重力矩。

4.3 航天器在轨姿态气浮台仿真系统特点及原理

4.3.1 特点

在轨航天器姿态气浮台仿真系统考虑用三轴气浮台模拟航天器姿态动力学与运动学。三轴气浮台模拟航天器本体作为控制对象,其控制系统采用航天器控制系统实物进行仿真试验,具有以下独特的作用:

(1) 避免了通过数学模型代替航天器在轨姿态动力学,系统实物直接参与对航天器本体姿态的控制,因此将会有效地发现控制系统设计和某些部件实际模型存在的问题;

(2) 避免了对系统中某些部件难以建立数学模型或模型不精确的问题。

三轴气浮台是以气浮球轴承为支撑的无摩擦设备,它靠高压气体浮起。当高压气体从底座通入时,在空气轴承与轴承座之间形成一层高压气膜,使台体浮起实现无摩擦相对运动,可以用以近似模拟太空环境^[1]。

航天器在轨姿态气浮台半物理仿真系统的姿态控制系统的执行部件固定在试验平台上,控制力矩直接对平台的转动产生作用,不需要其他驱动部件。气浮台台体本身是对航天器本体的模拟,通过基于相似理论的缩比模型设计,可以使得其动态特性近似等价于航天器的姿态动力学特性,因此更确切地说气浮台是一个动力学仿真器,能模拟航天器三轴姿态耦合动力学;同时它作为航天器姿态运动仿真器,不但在三轴方向可以满足所需要的姿态运动范围,而且航天器姿态控制系统与执行机构系统的部分或全部实物部件组成控制系统,并置于气浮台上,

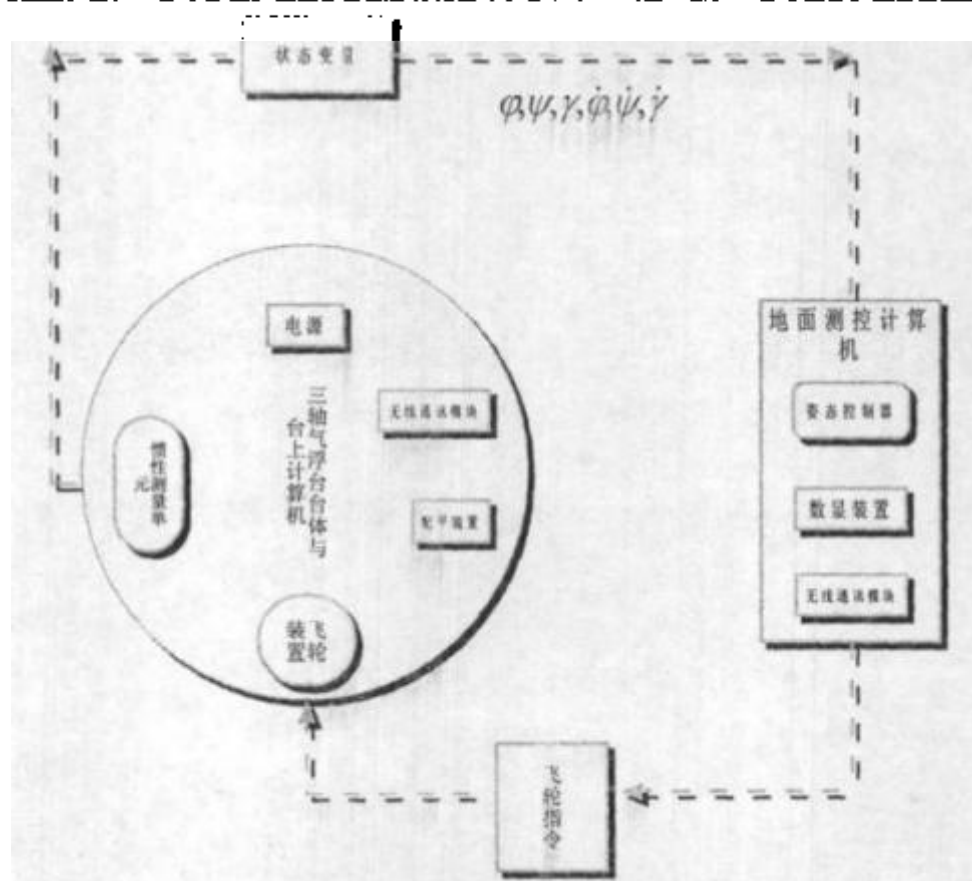


图 4-1 试验流程示意图

组成与航天器控制系统相同的仿真回路，使用航天器上的实际控制规律，实际的运行软件，完成对气浮台的态度控制，执行机构产生的控制力矩直接作用于气浮台上，气浮台姿态角速度测量单元以及姿态角测量系统也按要求安装在气浮台上，得到航天器姿态角以及姿态角速度测量数据，因此该半物理仿真台就相当于对航天器在轨姿态实际物理模型控制的演示试验，这样，它就可以在地面上更真实地模拟航天器在轨姿态动力学、耦合动力学、运动学、以及发现实际模型可能存在的问题。

航天器在轨姿态气浮台仿真试验流程主要是：用三轴气浮台缩比模型模拟航天器实物，用地面计算机进行控制算法实现，形成力矩指令，通过无线通讯模块传给台上计算机，台上计算机模拟机载计算机，控制飞轮等执行机构来产生控制力矩，直接作用于台体，测量组件感受台体的姿态运动信息，并通过无线通讯模块传给地面计算机，进行控制算法实现。气浮台仿真试验流程示意图如图 4-1 所示。

4.3.2 气浮台仿真试验原理

我们知道相似是仿真的理论基础之一,模型系统与原型系统保持相似缩比关系是进行较高可信度仿真试验的必要前提。因此研究气浮台仿真原理的过程也就是如何确定相似缩比关系、建立模拟系统进行试验的过程。

(1) 确定模型缩比关系

首先,我们应选取相似缩比 C_l ,借以确定其它各相关物理量缩比关系。这

里我们不妨选取 C_l 为: $C_l = \frac{l'}{l} = \frac{1}{2}$ 。

并且假设原型与模型的材料密度 ρ 相同和重力加速度 g 不相同,即

$$C_\rho = \frac{\rho'}{\rho} = 1, \quad C_g = \frac{g'}{g}.$$

那么,在已知相似缩比 C_l, C_ρ, C_g 的情况下,就可以依据第三章的内容,按照纳方程、相似缩比约束式以及相似准则求出其他物理量的缩比关系如下:

$$\text{质量缩比 } C_m = \frac{m'}{m} = \frac{V' \rho'}{V \rho} = C_\rho C_l^3 = 0.125.$$

$$\text{时间缩比 } C_t = \frac{t'}{t} = \frac{\sqrt{2l'/g'}}{\sqrt{2l/g}} = C_g^{-1/2} C_l^{1/2} = 0.7071 C_g^{-1/2}.$$

$$\text{力缩比 } C_F = \frac{F'}{F} = \frac{m' l'}{m l} \left(\frac{t'}{t} \right)^{-2} = C_l^3 C_l C_g C_t^{-1} = C_g C_l^3 = 0.125 C_g.$$

$$\text{转动惯量的缩比为: } C_I = C_l^3 C_l (C_t^{1/2})^2 = C_l^5 = 0.0313;$$

$$\text{角速度的缩比为: } C_\omega = (C_g^{-1/2} C_l^{1/2})^{-1} = C_g^{1/2} C_l^{-1/2} = 1.4142 C_g^{1/2};$$

$$\text{角加速度的缩比为: } C_\alpha = (C_g^{-1/2} C_l^{1/2})^{-2} = C_g C_l^{-1} = 2 C_g;$$

$$\text{力矩的缩比为: } C_M = C_g C_l^3 C_l = C_g C_l^4 = 0.0625 C_g.$$

然后,按照上述各物理量的缩比关系,根据原型的相关物理量的特征值,确定出物理模型的相关物理量的特征值,来指导模型的设计。

由于在进行各种力学性质的研究过程中,物理量的相似主要地是指一般几何

相似、动力学相似以及运动学相似。结合物理系统各类相似的特点,三者的地位、意义可以这样加以描述:即任两系统,如果在几何学、动力学和运动学上都达到了相似,则该二系统的性能也就相似。其中几何学相似较易通过人们的努力实现,而运动学相似又是随着几何学和动力学相似而得到表现的。因此三者相似动力学相似是关键,凡是在几何学相似条件下由动力学相似获得的解,理应满足运动学相似^[3]。

而模型各特征变量的设计指标是按照缩比关系,并严格根据动力学方程分析得出的,它保证了模型缩比关系,动力学相似,因此,原型与模型的运动学也必然相似。

(2) 根据相似准则指导模型试验

根据相似理论指导模型设计完成后,接下来就可以在模型试验中测量所有与相似准则有关的物理量,得出下列各个相似准则数值,借此推断原型特征物理量的一些性能。

由相似 π 定理可知,若是所研究的物理现象可以用 n 个特征物理量组成的方程式来表达,也一定能用 $(n-m)$ 个无量纲参数来表达,这样所表达的方程式比用 n 个物理量表达的要简单得多。当研究的两个物理现象可以用同一方程描述时,且这两个物理现象各自的 $(n-m)$ 个无量纲参数又分别对应相等,那么这两个物理现象就相似。反之,若这两个物理现象相似,那么它们各自的 $(n-m)$ 个无量纲参数也一定对应相等。即:

$$\begin{aligned}
 & \frac{I_x \omega_x}{M_x t}, \frac{I_y \omega_y \omega_z}{M_x}, \frac{I_z \omega_y \omega_z}{M_x}, \frac{I_x \omega_y^2}{M_x}, \frac{I_x \omega_z^2}{M_x}, \\
 & \frac{I_x \omega_x}{M_x t}, \frac{I_x \omega_x \omega_y}{M_x}, \frac{I_x \omega_y}{M_x t}, \frac{I_x \omega_x \omega_z}{M_x} = \text{不变量} \\
 & \frac{I_y \omega_y}{M_y t}, \frac{I_y \omega_x \omega_z}{M_y}, \frac{I_z \omega_x \omega_z}{M_y}, \frac{I_x \omega_x^2}{M_y}, \frac{I_x \omega_z^2}{M_y}, \\
 & \frac{I_y \omega_x}{M_y t}, \frac{I_y \omega_y \omega_z}{M_y}, \frac{I_x \omega_x}{M_y t}, \frac{I_x \omega_x \omega_z}{M_y} = \text{不变量} \\
 & \frac{I_x \omega_x}{M_x t}, \frac{I_x \omega_x \omega_y}{M_x}, \frac{I_y \omega_x \omega_y}{M_x}, \frac{I_x \omega_x^2}{M_x}, \frac{I_x \omega_y^2}{M_x}, \\
 & \frac{I_x \omega_x}{M_x t}, \frac{I_x \omega_x \omega_z}{M_x}, \frac{I_x \omega_x}{M_x t}, \frac{I_x \omega_x \omega_z}{M_x} = \text{不变量}
 \end{aligned} \tag{4-1}$$

也就是说,对于原型与模型的上述各相似准则在对应时刻、对应点上分别是相等的。正是这一相似规律,给我们研究物理现象与工程实际带来许多方便,我们不必再追究各个参数中的物理量是多少,只要注意由这些物理量所组成的无量纲参数的量是多少,从而大大地减轻了我们的设计、研究与试验工作。而且由此设计模型,模型的物理量可以与我们要探讨的实物的物理量大小不同,只要具有了 $(n-m)$ 个无量纲参数相同的特征,通过对它的无量纲参数关系的研究,就可以获得我们所要研究的实物的规律。

由于其中的各特征物理量处于同一准则中,故若几何缩比得以保证后,便可以找到其它各物理量缩比关系。模型试验中的测量就在于以有限试验点的测量结果为依据,充分利用这种缩比关系,而不需要测量各个物理量的大量的具体数据。

由上述各通道的几个无量纲参数可以看到:

$\frac{I_x \omega_x}{M_x t}$ 代表了航天器滚动通道动态特性相似条件;

$\frac{I_y \omega_y \omega_x}{M_x}, \frac{I_z \omega_z \omega_x}{M_x}$ 代表了航天器其他两通道对滚动通道的运动耦合相似条件;

$\frac{I_x \omega_y^2}{M_x}, \frac{I_x \omega_z^2}{M_x}, \frac{I_x \omega_x}{M_x t}, \frac{I_x \omega_x \omega_y}{M_x}, \frac{I_y \omega_x}{M_x t}, \frac{I_y \omega_x \omega_z}{M_x}$ 代表了航天器由于惯性积的存在,其他两通道对滚动通道的惯性耦合相似条件。

$\frac{I_y \omega_y}{M_y t}$ 代表了航天器偏航通道动态特性相似条件;

$\frac{I_x \omega_x \omega_z}{M_y}, \frac{I_z \omega_z \omega_x}{M_y}$ 代表了航天器其他两通道对偏航通道的运动耦合相似条件;

$\frac{I_x \omega_x^2}{M_y}, \frac{I_x \omega_z^2}{M_y}, \frac{I_y \omega_x}{M_y t}, \frac{I_y \omega_y \omega_z}{M_y}, \frac{I_x \omega_x}{M_y t}, \frac{I_x \omega_x \omega_z}{M_y}$ 代表了航天器由于惯性积的存在,其他两通道对偏航通道的惯性耦合相似条件。

$\frac{I_z \omega_z}{M_z t}$ 代表了航天器俯仰通道动态特性相似条件;

$\frac{I_x \omega_x \omega_z}{M_z}, \frac{I_y \omega_y \omega_z}{M_z}$ 代表了航天器其他两通道对俯仰通道的运动耦合相似条件;

$\frac{I_x \omega_x^2}{M_x}, \frac{I_y \omega_y^2}{M_y}, \frac{I_z \omega_z^2}{M_z}, \frac{I_x \omega_x \omega_y}{M_x}, \frac{I_y \omega_y \omega_z}{M_y}, \frac{I_z \omega_z \omega_x}{M_z}$ 代表了航天器由于惯性积的存在，其他两通道对俯仰通道的惯性耦合相似条件。

实际上，在轨航天器姿态动力学特性仿真研究时，由于惯性积与主转动惯量

相比非常小，角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 及其乘积也较小，我们常常可以忽略不予考虑，因此应用相似准则进行指导模型试验时，只需要考虑各通道相似准则中的动态特性相似条件即可。

$$\frac{I_x \omega_x}{M_x} = \text{不变量}$$

$$\frac{I_y \omega_y}{M_y} = \text{不变量}$$

$$\frac{I_z \omega_z}{M_z} = \text{不变量}$$

式中的 $\frac{\omega_x}{t}, \frac{\omega_y}{t}, \frac{\omega_z}{t}$ 为角加速度项，若在保证模型与原型的角速度、角加速

度矢量相一致，从上式可以看出，则必须保证模型与原型的力矩与主转动惯量之比相同即可，也就是要求：

$$\frac{I'_x}{I_x} = \frac{M'_x}{M_x} \Leftrightarrow \frac{M'_x}{I'_x} = \frac{M_x}{I_x}$$

$$\frac{I'_y}{I_y} = \frac{M'_y}{M_y} \Leftrightarrow \frac{M'_y}{I'_y} = \frac{M_y}{I_y}$$

$$\frac{I'_z}{I_z} = \frac{M'_z}{M_z} \Leftrightarrow \frac{M'_z}{I'_z} = \frac{M_z}{I_z}$$

那么，也就是说：在缩比模型试验时，为了保证仿真系统对实际系统逼真模拟，它们的惯量比一定要等于所受控制力矩之比。

因此应用气浮台对在轨航天器进行姿态动力学与运动学模拟时，因为执行机构直接安装在台体上，执行机构产生的控制力矩也就直接作用于台体，如果气浮台各轴与航天器各轴具有相等的转动惯量，实现惯量的1:1模拟，则执行机构的控制力矩矢量应与实际系统相同；在缩比模型试验时，气浮台各轴与航天器对应各轴的转动惯量之比，应等于试验时执行机构与实际航天器执行机构控制力矩之比。这样，在时间空间一致的情况下，才能保证二者的角速度角、加速度矢量相

一致^[11]。

(3) 台体配平调试

由于通常的气浮台上要摆放许多设备,因此很难实现气浮台惯量分布的绝对均匀,气浮台无法达到绝对静平衡,如果系统进行了仔细的配平后,由重力引起的额外力矩是很小的,但是,即便是很小的重力矩也会通过导致台体姿态低频周期漂移而影响长周期动力学。因此,客观上存在重力梯度力矩,并且是随位置时变的。此外,系统还受到摩擦力矩扰动源,所有这些因素都造成了系统很强的动态过程非线性特性及过程模型的不确定性,严重影响了系统的姿态稳定,尤其对定向精度要求高的航天器仿真来说,这些影响是无法忍受的,必须采取有效的措施加以消除或减弱^[14]。

具体的台体重力矩计算以及配平调试方法,本文在第六章中进行了专门的研究。

4.3.3 相似准则有效性验证

为了验证相似准则的有效性,对两个具有相似缩比关系的航天器模型A和原型B进行了姿态机动 30° 对比仿真,并且假设两系统的材料密度 ρ 相同,即

$C_\rho = \frac{\rho_A}{\rho_B} = 1$, 同时由于地面模型与航天器原型显然不属于同一重力场,因此,

$C_g = \frac{g_A}{g_B} \neq 1$ 。不失一般性,这里选取 C_g 为: $C_g = \frac{g_A}{g_B} = 0.5$ 。但航天器原型与

模型一般是处于同一时间空间的,因此为了保证原型与模型的时间缩比 $C_t = 1$,即:

$$C_t = \frac{t_A}{t_B} = \frac{\sqrt{2I_A/g_A}}{\sqrt{2I_B/g_B}} = C_g^{-1/2} C_I^{1/2} = 1$$

则必须保证地面模型与被模拟对象的几何尺寸缩比 C_l 满足:

$$C_l = C_g = \frac{g_A}{g_B} = 0.5$$

那么,由前面分析得出的缩比关系表达式可知:

$$\text{质量缩比 } C_m = \frac{m_A}{m_B} = \frac{V_A \rho_A}{V_B \rho_B} = C_\rho C_l^3 = 0.125,$$

$$\text{力缩比 } C_F = \frac{F_A}{F_B} = \frac{m_A l_A}{m_B l_B} \left(\frac{l_A}{l_B} \right)^{-2} = C_l^3 C_l C_l C_l^{-1} = C_l C_l^3 = C_l^4 = 0.625.$$

$$\text{转动惯量的缩比为: } C_I = C_l^3 C_l (C_l^{1/2})^2 = C_l^5 = 0.0313;$$

$$\text{角速度的缩比为: } C_\omega = (C_l^{-1/2} C_l^{1/2})^{-1} = C_l^{1/2} C_l^{-1/2} = 1;$$

$$\text{角加速度的缩比为: } C_\alpha = (C_l^{-1/2} C_l^{1/2})^{-2} = C_l C_l^{-1} = 1;$$

$$\text{力矩的缩比为: } C_M = C_l C_l^3 C_l = C_l C_l^4 = C_l^5 = 0.0313.$$

如若选择的模型几何尺寸缩比 $C_l \neq C_g$, 则无法保证姿态角速度与角加速度的缩比为 1, 也就无法保证模型对被模拟对象的逼真模拟。

下面分别就 $C_l = C_g$ 与 $C_l \neq C_g$ 两种情况对两系统进行了仿真, 两系统具体参数如下:

当 $C_l = C_g$ 时, 航天器模型 A 的参数: 几何缩比 $C_l = C_g = 0.5$; 转动惯量 $I_A = 2987 \times 0.0313 = 93.49$ 。

航天器原型 B 的参数: 转动惯量 $I_B = 2987$ 。

当 $C_l \neq C_g$ 时, 航天器模型 A 的参数: 几何缩比 $C_l = 0.6 \neq C_g = 0.5$; 转动惯量 $I_A = 2987 \times 0.0778 = 232.3886$ 。

航天器原型 B 的参数: 转动惯量 $I_B = 2987$ 。

模型几何缩比选取满足 $C_l = C_g$ 时, 航天器模型 A 的姿态角、角速度、控制力矩与航天器原型 B 的姿态角、角速度、控制力矩仿真结果分别如图 4-2~4-7 所示。

模型几何缩比选取不满足 $C_l = C_g$ 时, 航天器模型 A 的姿态角、角速度、控制力矩与航天器原型 B 的姿态角、角速度、控制力矩仿真结果分别如图 4-8~4-13 所示。这里只讨论了俯仰通道的情况, 其它两通道也同样类似。

从仿真结果图中可以看出, 如果模型几何尺寸缩比选择满足 $C_l = C_g$, 并且其它缩比也严格按模型缩比关系设计, 满足相似准则的航天器模型 A 和航天器原型 B 的姿态角以及姿态角速度响应是完全相符合的; 否则, 航天器模型 A 的姿态角以及姿态角速度响应和航天器原型 B 显然是不相符合的, 因此不能很好地模拟航天器原型的行爲特性。从而验证了模型几何尺寸缩比关系必须满足: $C_l = C_g$,

并且其它对应物理量也要满足相应的缩比关系、相似准则。仿真结果表明,以此为原则进行模型设计和模型试验指导是可行的。

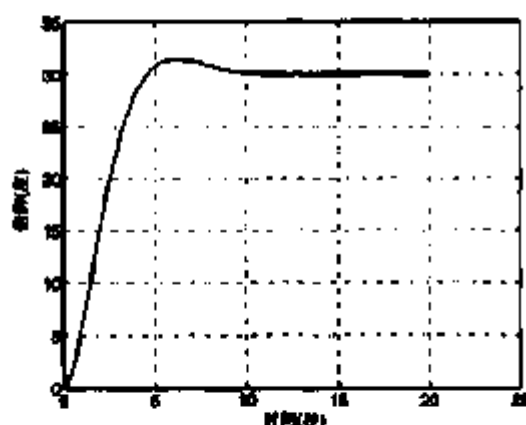


图 4-2 航天器模型 A 姿态角响应

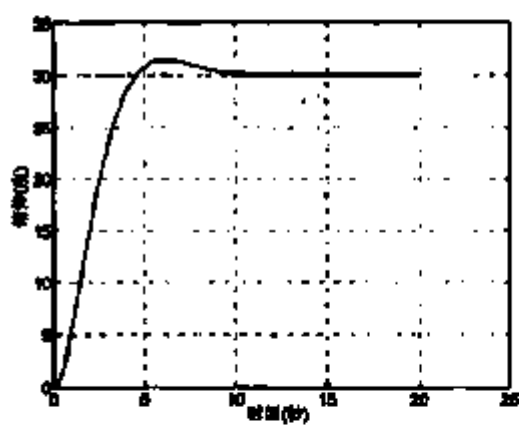


图 4-3 航天器原型 B 姿态角响应

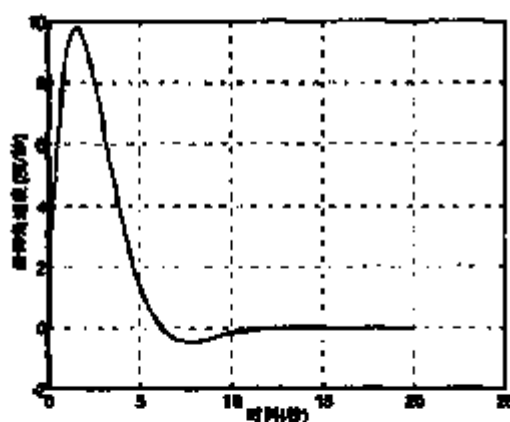


图 4-4 航天器模型 A 姿态角速度响应

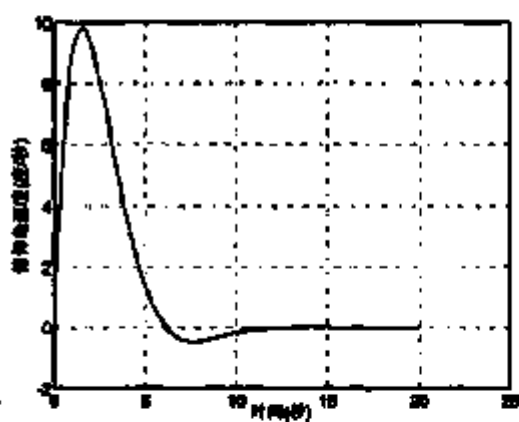


图 4-5 航天器原型 B 姿态角速度响应

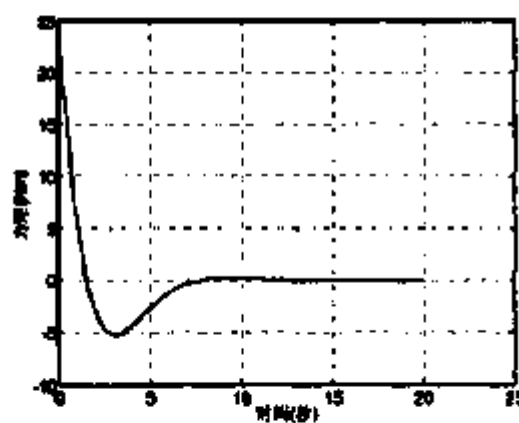


图 4-6 航天器模型 A 控制力矩

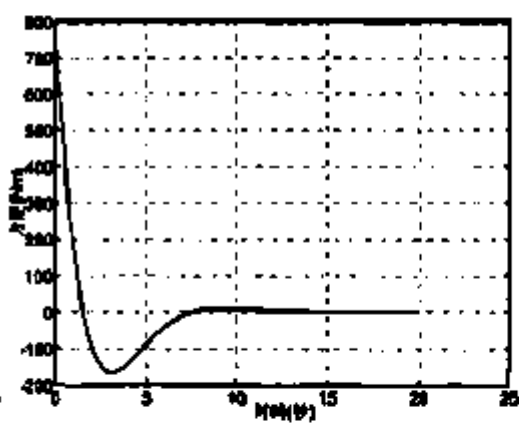


图 4-7 航天器原型 B 控制力矩

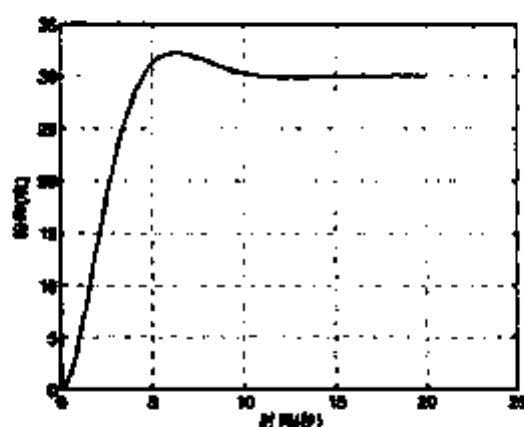


图 4-8 航天器模型 A 姿态角响应

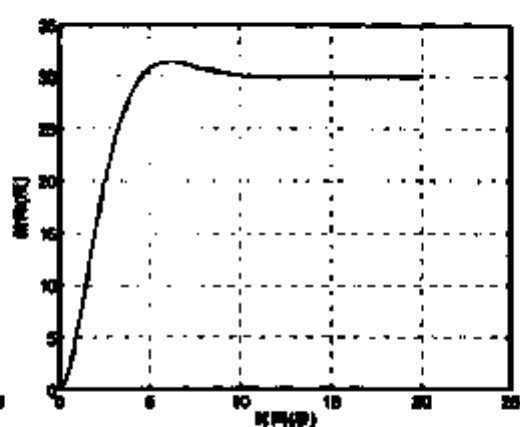


图 4-9 航天器原型 B 姿态角响应

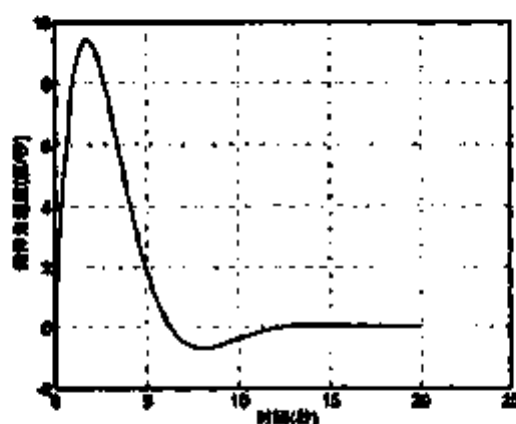


图 4-10 航天器模型 A 姿态角速度响应

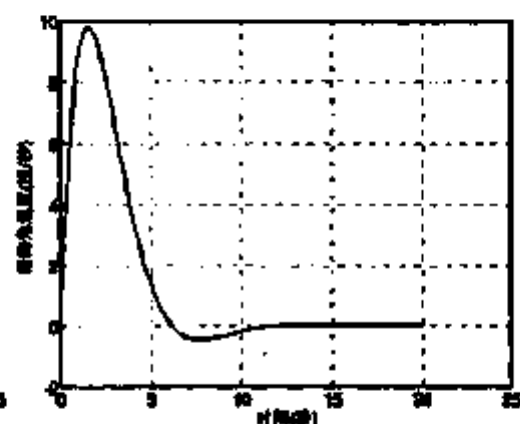


图 4-11 航天器原型 B 姿态角速度响应

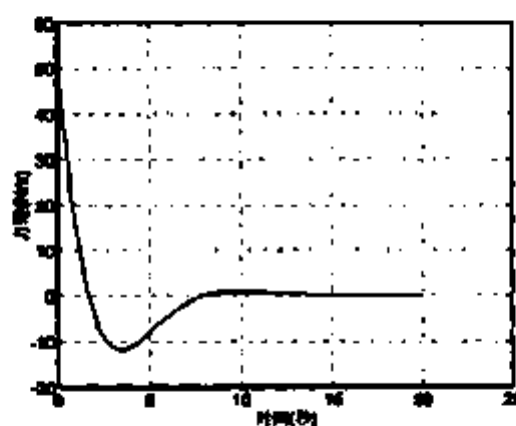


图 4-12 航天器模型 A 控制力矩

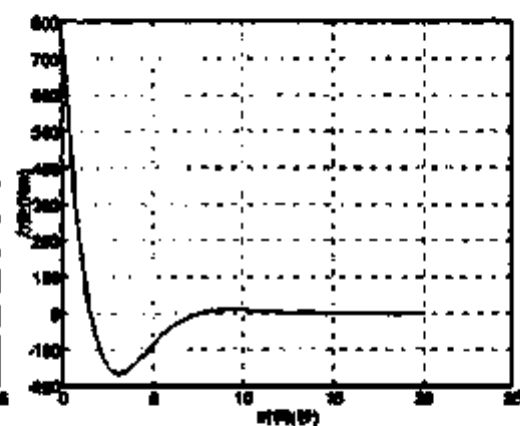


图 4-13 航天器原型 B 控制力矩

4.4 基于 DDFC 的滑模控制器设计

4.4.1 引言

滑模控制是变结构控制系统的一种控制策略,它与常规控制的根本区别在于控制的不连续性,即一种使系统“结构”随时变化的开关特性。其主要特点是:根据被调量的偏差及其导数,有目的地使系统沿设计好的“滑动模态”轨迹运动,这种滑动模态是可以设计的,且与系统的参数及扰动无关,因而使系统具有很强的鲁棒性。但其也存在致命缺点:主要是由控制量开关切换带来的抖动,可能会引起非模型的动态响应和机械损伤。

最常用的解决方法是将控制量 u 连续化,以获得平滑的控制量,和近似的滑模运动。比较经典的是边界层方法,即将开关函数处理为饱和函数^[64]。

另外,在运用气浮台对在轨航天器姿态动力学进行仿真时,事实上,台体在经过配平后,由于气浮台的安装或加工等原因仍然会有一个小的重力矩作用在台体上,即便是很小的重力矩也会通过导致台体姿态低频周期漂移而影响长周期动力学,这个影响在短时间内是不明显的,但在长周期时间内,就变的明显起来,当然,这也有其他不理想因素的影响。也会引入额外的惯性耦合力矩,因此在地面仿真时会遇到各种非理想因素,应加以低偿,否则,会影响仿真的可信性,甚至影响到仿真系统的稳定性。

本节在上述分析的基础上,给出一种新的基于直接动态反馈补偿(DDFC direct dynamics feedback compensation)的滑模变结构控制器设计方法。该方法可以有效地克服模型参数不确定等非理想因素,特别是飞轮对在轨航天器的惯性耦合干扰。同时,该方法使得系统的输入量为执行机构的转速,也就是使得执行机构工作在速率模式,这样可以避免高频噪声对控制系统的影响,提高系统的可靠性^{[65]-[68][80]}。这种方法物理概念清晰、数学过程简明,便于工程界掌握。

4.4.2 基于 DDFC 的滑模控制器设计

(1) DDFC 的基本概念和方法

如果描述多输入多输出非线性系统的状态方程具有下述形式:

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= a_{11}x_1x_3 + a_{12}x_3x_1 + a_{13}u_1 + a_{14}u_2 + a_{15}u_3 + a_{16}\dot{u}_1 + a_{17}\dot{u}_2 \\ \dot{x}_2 &= a_{21}x_2x_3 + a_{22}x_3x_1 + a_{23}u_1 + a_{24}u_2 + a_{25}u_3 + a_{26}\dot{u}_1 + a_{27}\dot{u}_2\end{aligned}\quad (4-2)$$

$$\dot{x}_3 = a_{31}x_1x_2 + a_{32}(x_1^2 - x_2^2) + a_{33}u_1 + a_{34}u_2 + a_{35}\dot{u}_3$$

上式有这样的特点：方程的右端含有输入及其某些阶的导数项，系统的相对阶等于 2。

如果我们把式 (4-2) 右边含有输入及其导数项依次用虚拟的时间函数 $v_1(t), v_2(t), v_3(t)$ 来代替，即：

$$\begin{aligned} v_1(t) &= a_{13}u_1 + a_{14}u_2 + a_{15}u_3 + a_{16}\dot{u}_1 + a_{17}\dot{u}_2 \\ v_2(t) &= a_{23}u_1 + a_{24}u_2 + a_{25}u_3 + a_{26}\dot{u}_1 + a_{27}\dot{u}_2 \\ v_3(t) &= a_{33}u_1 + a_{34}u_2 + a_{35}\dot{u}_3 \end{aligned} \quad (4-3)$$

那么，相对于新的虚拟输入量 $v_1(t), v_2(t), v_3(t)$ ，非线性系统 (4-2) 就变为一个新的受控对象：

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= a_{11}x_2x_3 + a_{12}x_3x_1 + v_1(t) \\ \dot{x}_2 &= a_{21}x_2x_3 + a_{22}x_3x_1 + v_2(t) \\ \dot{x}_3 &= a_{31}x_1x_2 + a_{32}(x_1^2 - x_2^2) + v_3(t) \end{aligned} \quad (4-4)$$

我们把这些时间函数 $v_1(t), v_2(t), v_3(t)$ 称为原系统 (4-2) 的虚拟控制输入。

由此可见，直接动态反馈补偿方法的基本思路就是选择虚拟输入量，从而抵消原系统中的部分非线性因素。然后再对新的受控对象 (4-4) 设计控制律。

对非线性系统 (4-3) 进行变换，可得：

$$\begin{aligned} \dot{u}_1 &= b_{11}u_1 + b_{12}u_2 + b_{13}u_3 + b_{14}v_1(t) + b_{15}v_2(t) \\ \dot{u}_2 &= b_{21}u_1 + b_{22}u_2 + b_{23}u_3 + b_{24}v_1(t) + b_{25}v_2(t) \\ \dot{u}_3 &= b_{31}u_1 + b_{32}u_2 + b_{33}v_3(t) \end{aligned} \quad (4-5)$$

只要适当设计虚拟控制输入 $v_1(t), v_2(t), v_3(t)$ ，用 $v_1(t), v_2(t), v_3(t)$ 驱动式 (4-5)，然后再用 $u_1(t), u_2(t), u_3(t)$ 驱动式 (4-2)。这样，系统的输入量为执行机构的转速，也就是执行机构工作在速率模式，可以避免高频噪声对控制系统的影响，提高系统的可靠性。

(2) 基于 DOFC 的动态惯性补偿滑模控制器设计

针对航天器在轨姿态气浮台半物理仿真，现给出一种基于 DOFC 的动态补偿滑模控制器的设计方法。

由第二章可得,采用反作用飞轮作执行机构的三轴气浮台的在轨模式动力学模型可重写如下:

$$\begin{aligned}
 \dot{\phi} &= \frac{1}{\cos \gamma} (\omega_x \sin \psi + \omega_y \cos \psi) \\
 \dot{\gamma} &= \omega_x \cos \psi - \omega_y \sin \psi \\
 \dot{\psi} &= \omega_x + \tan \gamma (\omega_x \sin \psi + \omega_y \cos \psi) \\
 \dot{\omega}_x &= \frac{1}{I_x I_y - I_z^2} \left[(I_y^2 + I_z^2 - I_x I_z) \omega_y \omega_z + (I_y I_z - I_x I_z - I_x I_y) \omega_z \omega_x \right. \\
 &\quad \left. - I_y \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_y \omega_z J_x \Omega_x + I_y \omega_x J_z \Omega_z \right. \\
 &\quad \left. - I_x J_z \dot{\Omega}_x - I_y J_y \dot{\Omega}_y \right] \\
 \dot{\omega}_y &= \frac{1}{I_x I_y - I_z^2} \left[(I_x I_z - I_y I_z + I_x I_y) \omega_y \omega_z + (I_x I_z - I_z^2 - I_y^2) \omega_z \omega_x \right. \\
 &\quad \left. - I_x \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_x J_y \Omega_y - I_x \omega_z J_x \Omega_x + I_x \omega_x J_z \Omega_z \right. \\
 &\quad \left. - I_x J_z \dot{\Omega}_x - I_y J_y \dot{\Omega}_y \right] \\
 \dot{\omega}_z &= \frac{1}{I_z} \left[-(I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_x (\omega_x^2 - \omega_y^2) - \omega_x J_y \Omega_y + \omega_y J_x \Omega_x - J_z \dot{\Omega}_z \right] \\
 \dot{\Omega}_x &= T_{fx} \\
 \dot{\Omega}_y &= T_{fy} \\
 \dot{\Omega}_z &= T_{fz}
 \end{aligned} \tag{4-6}$$

其中, $J_i, i=x, y, z$ 为飞轮转动惯量, $\Omega_i, i=x, y, z$ 为飞轮转动角速度。

$T_{fi}, i=x, y, z$ 为飞轮加速度指令。

选取外环滑模面如下:

$$\begin{aligned}
 s_1 &= \lambda_1 (\varphi_r - \varphi) \\
 s_2 &= \lambda_2 (\gamma_r - \gamma) \\
 s_3 &= \lambda_3 (\psi_r - \psi)
 \end{aligned} \tag{4-8}$$

其中, $\lambda_i, i=1,2,3$ 是比例系数。

选取外环滑模趋近律如下:

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= -\rho_1 \operatorname{sign}(s_1) \\ \dot{s}_2 &= -\rho_2 \operatorname{sign}(s_2) \\ \dot{s}_3 &= -\rho_3 \operatorname{sign}(s_3) \end{aligned} \quad (4-9)$$

其中, $\rho_i, i=1,2,3$ 是增益系数。

可求出以下外环滑模控制器:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \sin \psi \cos \gamma \left[\dot{\phi}_r + \frac{\rho_1}{\lambda_1} \operatorname{sign}(s_1) \right] + \cos \psi \left[\dot{\gamma}_r + \frac{\rho_2}{\lambda_2} \operatorname{sign}(s_2) \right] \\ \omega_y &= \cos \gamma \cos \psi \left[\dot{\phi}_r + \frac{\rho_1}{\lambda_1} \operatorname{sign}(s_1) \right] - \sin \psi \left[\dot{\gamma}_r + \frac{\rho_2}{\lambda_2} \operatorname{sign}(s_2) \right] \\ \omega_z &= \dot{\psi}_r - \operatorname{tg} \gamma (\omega_x \sin \psi + \omega_y \cos \psi) + \frac{\rho_3}{\lambda_3} \operatorname{sign}(s_3) \end{aligned} \quad (4-10)$$

对于内环, 我们首先选取虚拟控制输入 v_x, v_y, v_z :

$$\begin{aligned} v_x &= -I_x \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_y \omega_x J_z \Omega_z + I_x \omega_z J_x \Omega_x - I_y J_x \dot{\Omega}_x - I_y J_z \dot{\Omega}_z, \\ v_y &= -I_y \omega_x J_z \Omega_z + I_x \omega_z J_y \Omega_y - I_x \omega_y J_x \Omega_x + I_y \omega_z J_z \Omega_z - I_x J_x \dot{\Omega}_x - I_y J_z \dot{\Omega}_z, \\ v_z &= -\omega_x J_y \Omega_y + \omega_y J_x \Omega_x - J_z \dot{\Omega}_z \end{aligned} \quad (4-11)$$

由式 (4-11) 可得:

$$\begin{aligned} \dot{\Omega}_x &= \frac{1}{J_x(I_x J_y - I_y^2)} \left[I_x (-I_y \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_y \omega_x J_z \Omega_z + I_x \omega_z J_x \Omega_x - v_x) \right. \\ &\quad \left. - I_y (-I_y \omega_x J_z \Omega_z + I_x \omega_z J_y \Omega_y - I_x \omega_y J_x \Omega_x + I_y \omega_z J_z \Omega_z - v_y) \right] \\ \dot{\Omega}_y &= \frac{1}{J_y(I_x J_y - I_y^2)} \left[I_y (-I_y \omega_x J_z \Omega_z + I_x \omega_z J_y \Omega_y - I_x \omega_y J_x \Omega_x + I_y \omega_z J_z \Omega_z - v_y) \right. \\ &\quad \left. - I_x (-I_y \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_y \omega_x J_z \Omega_z + I_x \omega_z J_x \Omega_x - v_x) \right] \end{aligned}$$

$$\dot{\Omega}_z = \frac{1}{J_z} [\omega_y J_x \Omega_x - \omega_x J_y \Omega_y - v_z] \quad (4-12)$$

则内环动力学方程变为:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{1}{I_x I_y - I_y^2} [(I_y^2 + I_z^2 - I_x I_z) \omega_y \omega_z + (I_{xy} I_z - I_{yz} I_x - I_{xz} I_y) \omega_z \omega_x + v_x] \\ \dot{\omega}_y &= \frac{1}{I_x I_y - I_y^2} [(I_x I_{xy} - I_{xy} I_z + I_{yz} I_z) \omega_y \omega_z + (I_x I_z - I_x^2 - I_{yz}^2) \omega_z \omega_x + v_y] \\ \dot{\omega}_z &= \frac{1}{I_z} [-(I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + v_z] \end{aligned} \quad (4-13)$$

选取内环滑模面如下:

$$\begin{aligned} s x_1 &= \omega_{x_r} - \omega_x \\ s y_1 &= \omega_{y_r} - \omega_y \\ s z_1 &= \omega_{z_r} - \omega_z \end{aligned} \quad (4-14)$$

选取内环滑模趋近律如下:

$$\begin{aligned} \dot{s} x_1 &= -\varepsilon x_1 \text{sign}(s x_1) \\ \dot{s} y_1 &= -\varepsilon y_1 \text{sign}(s y_1) \\ \dot{s} z_1 &= -\varepsilon z_1 \text{sign}(s z_1) \end{aligned} \quad (4-15)$$

其中, $\varepsilon_{x1}, \varepsilon_{y1}, \varepsilon_{z1}$ 是增益系数,

可求出以下内环滑模控制器如下:

$$\begin{aligned} v_x &= -(I_y^2 + I_z^2 - I_x I_z) \omega_y \omega_z - (I_{xy} I_z - I_{yz} I_x - I_{xz} I_y) \omega_z \omega_x \\ &\quad + (I_x I_y - I_y^2) [\varepsilon x_1 \text{sign}(s x_1) + \dot{\omega}_{x_r}] \\ v_y &= -(I_x I_{xy} - I_{xy} I_z + I_{yz} I_z) \omega_y \omega_z - (I_x I_z - I_x^2 - I_{yz}^2) \omega_z \omega_x \\ &\quad + (I_x I_y - I_y^2) [\varepsilon y_1 \text{sign}(s y_1) + \dot{\omega}_{y_r}] \end{aligned}$$

$$v_z = (I_y - I_x)\omega_x\omega_y - I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) + I_z[\varepsilon z1\text{sign}(sz1) + \dot{\omega}_z] \quad (4-16)$$

为了消除抖动, 将式(4-16)中的符号函数用饱和函数代替^[64], 可得:

$$v_x = -(I_x^2 + I_y^2 - I_z I_x)\omega_x\omega_z - (I_{xy}I_x - I_{yz}I_x - I_{xy}I_y)\omega_z\omega_x + (I_x I_y - I_{xy}^2)[\varepsilon x1\text{san}(sx1) + \dot{\omega}_x]$$

$$v_y = -(I_x I_{xy} - I_{yz}I_z + I_{xy}I_y)\omega_y\omega_z - (I_x I_z - I_x^2 - I_{xy}^2)\omega_z\omega_y + (I_x I_y - I_{xy}^2)[\varepsilon y1\text{san}(sy1) + \dot{\omega}_y]$$

$$v_z = (I_y - I_x)\omega_x\omega_y - I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) + I_z[\varepsilon z1\text{san}(sz1) + \dot{\omega}_z] \quad (4-17)$$

这样, 式(4-12)与(4-17)就共同构成了半物理仿真系统的基于DDFC方法的滑模控制器。

为了方便数值仿真, 这里另外给出台体动力学状态空间描述:

定义坐标变换如下:

$$\begin{aligned} \xi_1 &= (I_x I_y - I_{xy}^2) \int \omega_x dt + I_{xy} J_x \int \Omega_x dt + I_{xy} J_y \int \Omega_y dt \\ \xi_2 &= (I_x I_y - I_{xy}^2) \omega_x + I_{xy} J_x \Omega_x + I_{xy} J_y \Omega_y \\ \xi_3 &= (I_x I_y - I_{xy}^2) \int \omega_y dt + I_{xy} J_x \int \Omega_x dt + I_x J_y \int \Omega_y dt \\ \xi_4 &= (I_x I_y - I_{xy}^2) \omega_y + I_{xy} J_x \Omega_x + I_x J_y \Omega_y \\ \xi_5 &= I_z \int \omega_z dt + J_z \int \Omega_z dt \\ \xi_6 &= I_z \omega_z + J_z \Omega_z \end{aligned} \quad (4-18)$$

其中, $\xi_i, i=1, 2, 3, 4, 5, 6$ 是新的状态变量。

则台体动力学方程(4-7)可表述为状态空间方程如(4-19):

$$\dot{\xi}_1 = \xi_2$$

$$\begin{aligned}
\dot{\xi}_2 &= (I_y^2 + I_z^2 - I_x I_x) \omega_y \omega_z + (I_y I_z - I_x I_x - I_x I_y) \omega_x \omega_z - I_y \omega_y J_x \Omega_x \\
&\quad + I_y \omega_x J_y \Omega_y - I_y \omega_z J_x \Omega_x + I_y \omega_x J_z \Omega_z \\
\dot{\xi}_3 &= \xi_3 \\
\dot{\xi}_4 &= (I_x I_y - I_y J_x + I_y J_y) \omega_y \omega_z + (I_x I_z - I_x^2 - I_y^2) \omega_x \omega_z - I_y \omega_y J_x \Omega_x \\
&\quad + I_y \omega_x J_y \Omega_y - I_x \omega_z J_x \Omega_x + I_x \omega_x J_z \Omega_z \\
\dot{\xi}_5 &= \xi_5 \\
\dot{\xi}_6 &= -(I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_y (\omega_x^2 - \omega_y^2) - \omega_x J_y \Omega_y + \omega_y J_x \Omega_x
\end{aligned} \tag{4-19}$$

输出方程如下:

$$\begin{aligned}
y_1 &= \frac{1}{(I_x I_y - I_y^2)} [\xi_2 - I_y J_x \Omega_x - I_y J_y \Omega_y] \\
y_2 &= \frac{1}{(I_x I_y - I_y^2)} [\xi_4 - I_y J_x \Omega_x - I_x J_y \Omega_y] \\
y_3 &= \frac{1}{I_x} [\xi_6 - J_x \Omega_x]
\end{aligned} \tag{4-20}$$

其中, $y_i, i=1,2,3$ 是新的输出变量。

为了比较 DDFC 控制方法与传统的非补偿控制方法的效果,对气浮台体系系统分别采用上述两种方法进行了仿真。其仿真结果分别如图 4-2~4-5:

图 4-14 是传统滑模变结构控制方案仿真结果,可以看出:由于飞轮对气浮台系统产生的惯性耦合干扰因素的影响,跟踪方波时上升时间较长,而且有明显的超调。

图 4-15 是基于 DDFC 方法的滑模变结构控制方案仿真结果,可以看出:经过补偿后,跟踪方波时上升时间明显缩短,而且超调量也有所减小。

图 4-16、4-17 分别是在 DDFC 控制方案下,台体姿态角速度响应曲线图和飞轮转速响应曲线图。

DDFC 方法使得气浮台仿真系统的输入量为飞轮的转速,也就是让飞轮机构工作在速率模式,这样可以避免高频噪声对控制系统的影响,提高系统的可靠性。可见与传统方法相比,DDFC 方法具有明显的优越性,特别是可以有效地克服飞轮对在轨航天器的飞轮惯性耦合干扰以及其他非理想因素的影响,使得系统控制精度得以提高。从而也间接地提高了仿真系统的可信度。

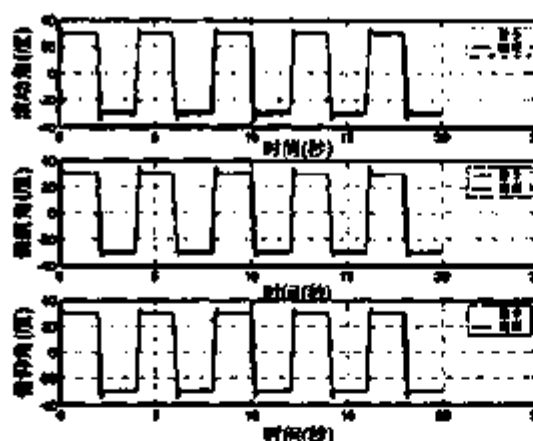


图 4-14 传统非补偿方法

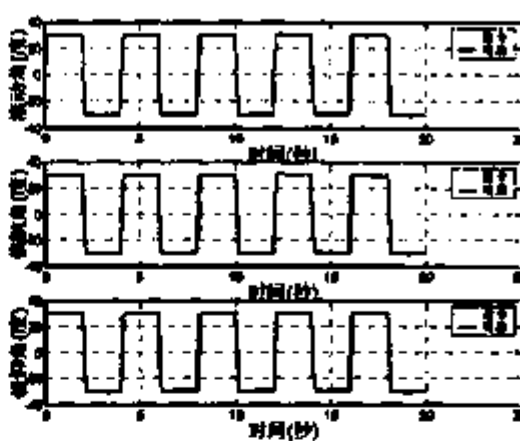


图 4-15 DDFC 控制方法

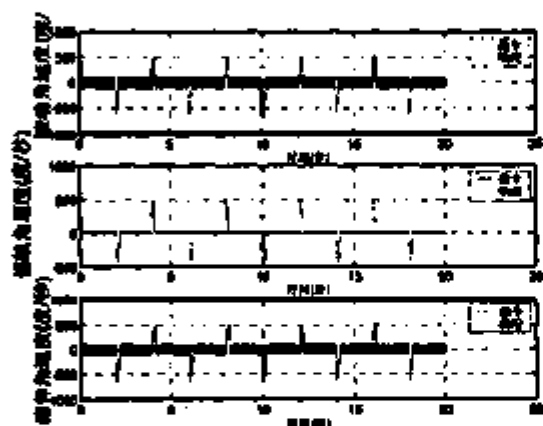


图 4-16 DDFC 控制台体姿态角速度响应

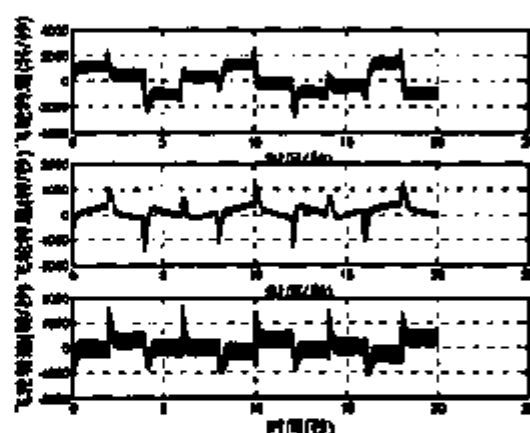


图 4-17 DDFC 控制方案下飞轮转速响应

4.5 台体动力学模型可信度验证

4.5.1 可信度指标模型

取气浮台仿真系统的动态性能指标(如:超调量、过渡时间、稳定时间、峰值时间)和台体转动惯量比,作为可信度的评估指标。系统可信度评估指标层次模型图如图 4-18:

首先由专家对评价指标各层上的特征元素进行权衡,按照对上层元素的可信度影响大小的顺序,对同一层次上的各元素进行排序,然后利用指数标度法给判断矩阵赋值,将判断矩阵定量化,定量化后得到的判断矩阵应该满足完全一致性条件^[41]。构造相应元素的判断矩阵 P 如下:

根据上述判断矩阵,计算各特征元素的权重数值如下:

1) 计算判断矩阵 P 每一行元素的乘积 α_i ;

$$P = \begin{bmatrix} A1 & A11 & A12 & A13 & A14 & A15 \\ A11 & 1 & 0.613 & 0.613 & 1.276 & 0.783 \\ A12 & 1.628 & 1 & 0.783 & 1.628 & 1.276 \\ A13 & 1.628 & 1.276 & 1 & 1.628 & 1.276 \\ A14 & 0.783 & 0.613 & 0.613 & 1 & 0.783 \\ A15 & 1.276 & 0.783 & 0.783 & 1.276 & 1 \end{bmatrix}$$

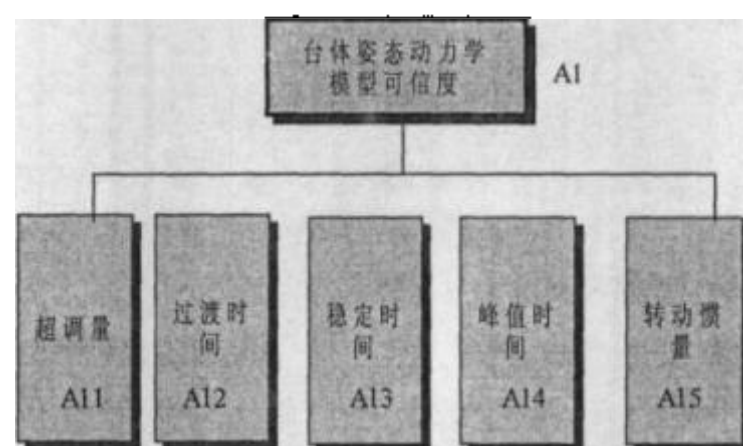


图 4-18 台体可信度评估指标层次模型图

$$\alpha_1 = 0.3754, \alpha_2 = 2.6480, \alpha_3 = 4.3153, \alpha_4 = 0.2304, \alpha_5 = 0.9982$$

2) 计算 α_i 的 n 次方根 $\bar{\beta}_i$;

$$\bar{\beta}_1 = 0.8221, \bar{\beta}_2 = 1.2150, \bar{\beta}_3 = 1.3397, \bar{\beta}_4 = 0.7456, \bar{\beta}_5 = 0.9996$$

3) 对 $\bar{\beta}_i$ 进行归一化处理;

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^5 \bar{\beta}_i &= 0.8221 + 1.2150 + 1.3397 + 0.7456 + 0.9996 \\ &= 5.122 \end{aligned}$$

$$\beta_1 = \frac{\bar{\beta}_1}{\sum_{i=1}^5 \bar{\beta}_i} = \frac{0.8221}{5.122} = 0.1605, \beta_2 = \frac{\bar{\beta}_2}{\sum_{i=1}^5 \bar{\beta}_i} = \frac{1.2150}{5.122} = 0.2372,$$

$$\beta_3 = \frac{\bar{\beta}_3}{\sum_{i=1}^5 \bar{\beta}_i} = \frac{1.3397}{5.122} = 0.2616, \beta_4 = \frac{\bar{\beta}_4}{\sum_{i=1}^5 \bar{\beta}_i} = \frac{0.7456}{5.122} = 0.1456,$$

$$\beta_1 = \frac{\bar{\beta}_1}{\sum_{i=1}^5 \bar{\beta}_i} = \frac{0.9996}{5.122} = 0.1952$$

由上述分析, 得到特征向量:

$$(0.1605 \quad 0.2372 \quad 0.2616 \quad 0.1456 \quad 0.1952)$$

即为各特征元素的权重数值。得到权重值大小后, 就可以代入可信度计算公式计算台体模型可信度了。

4.5.2 数据分析

对气浮台姿态控制系统进行仿真, 得出系统阶跃输入的响应曲线如图 4-19。各通道指标理论设计值为: 超调量: $\chi_1^* = 0.079$; 过渡时间: $\chi_2^* = 0.290$; 稳定时间: $\chi_3^* = 0.49$; 峰值时间: $\chi_4^* = 0.35$ 。

从仿真结果可以得出, 偏航通道: 超调量: $\chi_{1p}^* = 0.081$; 过渡时间: $\chi_{2p}^* = 0.305$; 稳定时间: $\chi_{3p}^* = 0.53$; 峰值时间: $\chi_{4p}^* = 0.33$ 。滚动通道: 超调量: $\chi_{1r}^* = 0.080$; 过渡时间: $\chi_{2r}^* = 0.303$; 稳定时间: $\chi_{3r}^* = 0.52$; 峰值时间: $\chi_{4r}^* = 0.35$ 。俯仰通道: 超调量: $\chi_{1f}^* = 0.078$; 过渡时间: $\chi_{2f}^* = 0.302$; 稳定时间: $\chi_{3f}^* = 0.52$; 峰值时间: $\chi_{4f}^* = 0.32$ 。这里取台体的几何缩比为: 0.1, 则惯量缩比为: 0.1^5 。

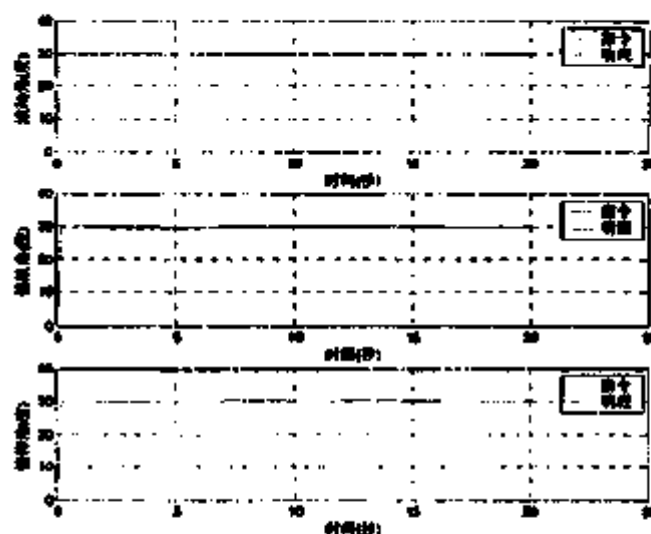


图 4-19 台体阶跃输入响应曲线

先计算偏航通道可信度值, 现定义台体偏航通道的静态指标特征变量相似值为: c_1, c_2, c_3, c_4, c_5 , 根据第三章给出的特征变量相似值的计算公式:

$$c_y = 1 - \frac{|x'_y - x'_y|}{x'_y}$$

计算可得：

$$c_1 = 1 - \frac{|x'_1 - x'_{1p}|}{x'_1} = 1 - \frac{|0.079 - 0.081|}{0.079} = 0.975$$

$$c_2 = 1 - \frac{|x'_2 - x'_{2p}|}{x'_2} = 1 - \frac{|0.290 - 0.305|}{0.290} = 0.948$$

$$c_3 = 1 - \frac{|x'_3 - x'_{3p}|}{x'_3} = 1 - \frac{|0.49 - 0.53|}{0.49} = 0.918$$

$$c_4 = 1 - \frac{|x'_4 - x'_{4p}|}{x'_4} = 1 - \frac{|0.35 - 0.33|}{0.35} = 0.943$$

$$c_5 = 1^5$$

将获得的台体偏航通道的各静态指标特征变量相似值及其权重列写如表

4-1:

表 4-1: 偏航通道子指标的相似元值及权重

序号	A1	A2	A3	A4	A5
相似元 值 c_i	0.975	0.948	0.918	0.943	0.1^5
权重 β_i	0.1605	0.2372	0.2616	0.1456	0.1952

同理也可以获得台体滚动、俯仰两通道的各静态指标特征变量相似值及其权重列写如表 4-2~4-3:

表 4-2: 滚动通道子指标的相似元值及权重

序号	A1	A2	A3	A4	A5
相似元 值 c_i	0.987	0.955	0.939	1	0.15
权重 β_i	0.1605	0.2372	0.2616	0.1456	0.1952

表 4-3: 俯仰通道子指标的相似元值及权重

序号	A1	A2	A3	A4	A5
相似元 值 c_i	0.987	0.897	0.939	0.914	0.1^5
权重 β_i	0.1605	0.2372	0.2616	0.1456	0.1952

4.5.3 可信度计算

将台体偏航通道的静态指标特征变量相似值及其权重代入模型系统可信度计算公式,即可求出台体偏航通道可信度值为:

$$\begin{aligned} Q_p &= \sum_{j=1}^3 \beta_j c_j = \sum_{j=1}^3 (\beta_1 c_1 + \beta_2 c_2 + \cdots + \beta_3 c_3) \\ &= 0.975 \times 0.1605 + 0.948 \times 0.2372 + 0.918 \times 0.2616 \\ &\quad + 0.943 \times 0.1456 + 0.00001 \times 0.1697 \\ &\approx 0.76 \end{aligned}$$

同理可计算出其他两通道的可信度值分别为: $Q_e = 0.78$; $Q_f = 0.75$ 。

显然,各通道的权重值是相同的,因此,可求出台体姿态动力学模型的可信度值为:

$$\begin{aligned} Q &= \frac{1}{3} \times 0.78 + \frac{1}{3} \times 0.75 + \frac{1}{3} \times 0.76 \\ &= \frac{1}{3} \times Q_e + \frac{1}{3} \times Q_f + \frac{1}{3} \times Q_p \\ &\approx 0.76 \end{aligned}$$

表明系统具有较高的可信度,但由于台体系统所受到的随机干扰等因素尚不能建立正确的数学模型,以及各通道之间的存在耦合等不确定因素的影响,所以该系统的仿真可信度还有待于进一步提高。

4.6 小 结

本章首先讨论了航天器在轨姿态气浮台仿真试验系统的各部分组成及其主要功能,并基于相似理论着重研究以气浮台为核心设备的航天器在轨姿态半物理仿真系统的特点及其试验方法与原理,给出了气浮台模型缩比的选择原则,并对相似准则的有效性进行了仿真验证。为了有效地克服气浮台仿真系统的噪声干扰以及模型参数不确定等非理想因素对控制系统的影响,给出了仿真系统的基于直接动态反馈补偿 (DDFC direct dynamics feedback compensation) 方法的滑模控制器的设计方案。同时这种方法物理概念清晰、数学过程简明、便于工程界掌握。并对台体动力学模型进行了可信度分析。

第五章 航天器天线指向半物理仿真误差模型及可信性分析

5.1 航天器天线指向半物理仿真试验系统研制

一般的多体航天器都安装了大型、可动式航天器间通讯用的天线。由于天线必须随着中、低轨道航天器的运动而不断进行精确捕获、跟踪、回扫等转动运动,从而使航天器增加了天线的指向控制。当驱动这些天线时会对航天器本体产生干扰力矩,反过来航天器本体也会影响天线的指向与定点控制精度。多体航天器控制系统必须考虑天线运动与星体之间的相互影响,实现对航天器姿态控制回路和天线跟踪指向控制回路的复合控制。根据跟踪指向控制技术的研究的要求,同时,还要考虑航天器弹性附件振动对航天器本体和天线跟踪指向控制的影响,为验证航天器姿态与天线运动相互耦合的非线性动力学特性,验证多体动力学环境下程序跟踪、自动或极值跟踪指向控制方案的可行性,验证挠性干扰状况下多体航天器复合控制方案的可行性。为此,我们在挠性结构航天器控制系统全物理仿真的单轴气浮台的基础上,独立开发、研制了一套天线模拟系统以支持在多体力学环境下测试真实天线框架驱动系统和复合控制系统的性能^[14]。

5.1.1 天线的技术途径及技术指标

(1) 天线的技术途径

这套具有大型天线的多体航天器复合控制全物理仿真系统结构示意图参见文献[14]。其中,天线外伸梁固定安装在气浮台的侧面上,其上安装大型天线,为了更真实地体现航天器工程思想,设计的天线可以在外伸梁上左右移动,距离气浮台质量中心有350~1650mm不等。当天线锁定时,天线和外伸梁组合机构的基频为几赫兹,因此,为了简化气浮台系统动力学模型,可以把此系统看为是刚体。

根据我们的实践经验,此系统可以用来模拟刚体航天器的姿态运动的,但考虑到原系统添加天线后,气浮台整体质心要偏离。如不校正,在仿真时,随着气浮台的旋转,系统将有额外的螺旋力矩开销,将对仿真结果产生不良的影响。为

此, 我们通过计算对气浮台进行了重量配置, 对质心偏移进行了校正^{[11][14]}。

另外, 在现有的实验室条件下, 真实射频敏感器的天线波束指向误差信号也很难得到。因此, 也必须简化仿真系统, 简化原则是在试验系统既能反映天上天线跟踪控制的实际情况, 地面实现也要简单易行。

(2) 天线主要技术指标:

- 1) 天线口径: $1m$;
- 2) 天线转动范围: $\leq \pm 65^\circ$;
- 3) 天线转动速度: $\leq 0.6^\circ/s$ (正常情况), $\leq 2^\circ/s$ (回零位);
- 4) 天线最大转动加速度: $\leq 0.004^\circ/s^2$ (正常情况), $\leq 0.02^\circ/s^2$ (回零位);
- 5) 天线系统质量: $35.1kg$;
- 6) 天线系统平均功耗: $56.4W$ 。

(3) 机械和力学特性

1) 结构尺寸

天线指向半物理仿真系统结构图及其具体结构尺寸参见文献[14]。

2) 质量分配

天线系统各部分质量情况如表 5-1 所示:

表 5-1 天线系统各部分质量

名称(数量)	质量(kg)
反射面及其支撑件	4.2
伺服传动机构	2.5
外伸梁	1.2
压紧机构(1个)	0.28
固定机构(4个)	$2 \times 0.28 + 0.23 + 0.32$
电缆及插件	0.98
合计	10.27

3) 天线最大转动速度

为了更好地模拟天线在轨运行情况, 因为天线对地指向时, 其运动范围受轨道高度影响见表 5-2。

表 5-2 天线对地指向运动范围受轨道高度影响表

轨道高度	500km	700km	1000km
运动范围	$\pm 68^\circ$	$\pm 64^\circ$	$\pm 60^\circ$

天线最大转动速度、加速度与天线座架形式、轨道高度和地面站位置有关。当天线座架选为 $X-Y$ 形式时,在极端情况下,通过计算机仿真,计算出轨道高度分别为 500km 、 700km 和 1000km 时天线转动的最大角速度和最大角加速度为对于 700km 的轨道高度,天线转动的最大角速度、角加速度分别为 $0.55^\circ/\text{s}$ 和 $0.004^\circ/\text{s}^2$ 。

但是考虑到天线回零位时角速度和角加速度最大,因此取地面模拟天线转动的最大角速度和最大角加速度分别大约为 $2^\circ/\text{s}$ 和 $0.02^\circ/\text{s}^2$ 。

5.1.2 模拟天线结构参数的计算

为了能使仿真结果的可信度尽量最大和减轻系统总体质量,我们在仿真系统的部件设计时有一个原则,除关键传输力矩部件外,其他部件都用航空铝合金材料,并且部件的主要参数尽量与实星上天线相同。

(1) 外伸梁几何尺寸确定

一般来说,外伸梁的横截面上同时存在着弯曲应力和剪应力,但外伸梁的强度通常是由弯曲应力控制的,由弯曲时应力强度条件^[101]:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\max}}{W_z} \leq [\sigma] \quad (5-1)$$

其中, σ_{\max} 为外伸梁的最大应力, M_{\max} 为外伸梁的最大弯矩, W_z 为外伸梁横截面对中性轴的抗弯截面模量。

进行外伸梁设计时,在满足所需要的抗弯截面模量的前提下,应为横截面选择适当的形状,使其面积最小,以达到减轻自重和节约材料的目的。

为了能最大地获得外伸梁的抗弯曲能力和减轻系统质量,我们选外伸梁横截面为空心薄壁矩形梁,其抗弯截面模量 W_z 为^[101]:

$$W_z = \frac{I_z}{y_{\max}} = \frac{\frac{BH^3 - bh^3}{12}}{\frac{H}{2}} = \frac{BH^3 - bh^3}{6H} \quad (5-2)$$

其中, B 为外伸梁外宽度, b 为外伸梁内宽度, H 为外伸梁外高度, h 为外伸梁内高度。

从上式可以看出,对于给定面积的矩形,高度较大者较为经济。当然,高度

由于铝合金属于塑性材料, 它们的抗拉和抗压强度相同, 则只需按拉伸强度计算即可^[14], 即 $\sigma_{\max} \leq [\sigma_t]$ 。

对于外伸梁来说, 在求内反力和力矩时, 可以简化为悬臂梁, 其受力简图为图 5-1:

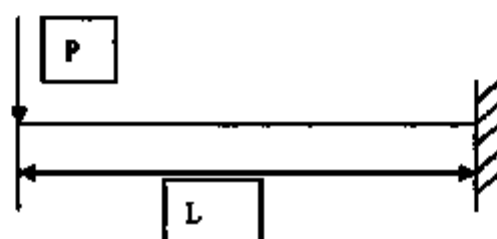


图 5-1 外伸梁受力简图

图中 P 表示集中载荷, L 表示外伸梁受力点到其固定端的长度。那么, 外伸梁的力矩简图如 5-2:



图 5-2 外伸梁的力矩简图

外伸梁的剪力简图如图 5-3:

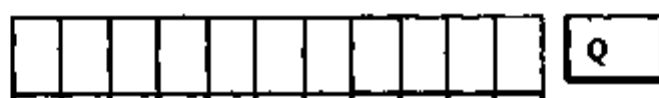


图 5-3 外伸梁的剪力简图

其中, $M = P \times L$ 。

对于天线活动部件, 通过计算, 其 $M = 54716.3 N \cdot mm$, 对于航空铝材, LC4 的 $\sigma = 490 N/mm^2$ 。

将以上数据代入式 (5-1), 并通过兼顾偏斜和失稳余度, 最后我们选取 100×44 型号的矩形管, 实物图参见文献[14]。

(2) 传动部件设计

传动部件的主要构件是传动轴, 它支撑其它传动件并传递转矩, 同时它又通

过轴承和机架联接。轴的结构决定于其受载荷情况,由于影响轴的结构因素很多,故轴不可能有标准的结构形式,必须根据具体情况具体分析比较而确定方案。

同时,因为它还要支撑其它传动件并传递转矩,必须根据所受的扭矩和弯矩计算确定轴的直径,以满足设计要求。可采用弯扭合力矩近似计算确定。

传动轴取实心轴,材料用 45#钢。

按许用扭应力的计算公式为^[101]:

$$d \geq A \sqrt[3]{\frac{P}{n}} \quad (5-3)$$

其中, d 为轴径, P 轴传递的额定功率, n 为轴的转速。对于 45#钢来说 $A=118 \sim 107$ 。

1) 按扭矩初步估算最小轴径

45#钢经调质处理后,可以查出材料的机械性能数据为:

$$\sigma_b = 650 \text{ MPa}$$

$$\sigma_s = 360 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{-1} = 270 \text{ MPa}$$

$$\tau_{-1} = 155 \text{ MPa}$$

$$E = 2.15 \times 10^5 \text{ MPa}$$

我们选取 $A=115$ 。则

$$d \geq A \sqrt[3]{\frac{P}{n}} \approx 7.6 \text{ mm} \quad (5-4)$$

考虑装连轴器加键,需将轴径增加 4~5%,故选最小轴径为 8mm。

2) 轴的结构设计

轴的结构零件设计如图 5-4;

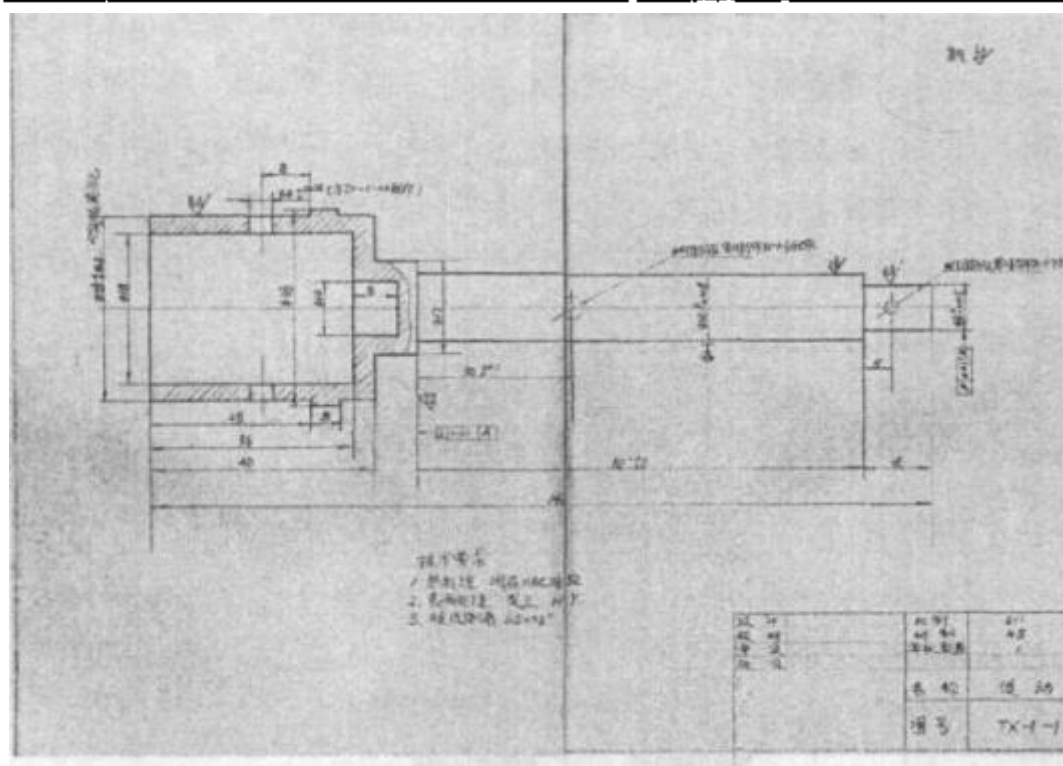


图 5-4 轴的结构零件设计图

3) 传动部件结构图

传动部件结构图参见文献[14]。

(3) 天线传动部件的结构设计及其零件结构图

天线传动部件的结构设计及其零件结构图见图 5-5。

5.1.3 台体配重参数确定与设计

由于气浮台上要摆放许多设备,也很难实现气浮台惯量分布的均匀,并且添加了天线后,也会造成气浮台质心偏移,所有这些因素都会严重影响系统建模和控制的精度,如不补偿的话,会产生螺旋力矩而带来误差。

因此,我们在天线的反方向进行了配平,参见文献[14]:

由于天线可以在外伸梁上移动, $L_1 = 653\text{mm}$, $P_1 = 10.27\text{kg}$, 我们取 $L_2 = 256\text{mm}$ 。

由公式:

$$P_1 \times L_1 = P_2 \times L_2 \quad (5-5)$$

得: $P_2 = 26.197\text{kg}$ 。

图 5-5 传动件的装配图

5.2 航天器天线指向半物理仿真误差模型与分析

本节首先从力学角度研究了航天器天线指向复合控制全物理仿真系统试验时影响天线指向与定点控制精度的几个不理想因素,并对系统的误差进行了分析和研究,得出了其误差模型,在此基础上设计了自适应控制律并对其进行了稳定性证明,最后对该系统进行了仿真和测试,并给出了结果。结果表明该系统可以满足高精度天线指向复合控制要求,为进一步提高航天器天线指向复合控制全物理仿真精度,进而提高仿真可信度奠定了基础。

5.2.1 引言

本节以“航天器天线指向复合控制全物理仿真系统”的研制为背景,主要研究了影响天线指向与定点控制精度及其与台体相互影响的几个不理想因素,并对模拟天线系统的误差进行了分析和研究并经对该系统的整体测试表明:系统的指向精度能够达到 $\pm 0.5^\circ$,各项指标均满足工程技术要求。并且该系统的研制在国

5.2.2 模拟天线的技术途径

此套具有大型天线的多体航天器复合控制全物理仿真系统实物图,参见文献[14]。其中,天线悬臂梁固定安装在气浮台的侧面上,其上安装大型天线,为了更真实地体现航天器工程思想,设计的天线可以在悬臂梁上左右滑动,距离气浮台转轴有350~1650mm不等(可以模拟台体和天线的不同惯量)。

根据我们的试验测试,此系统可以用来很好地模拟航天器的定姿和天线的定、指向控制,但考虑到原系统添加天线后,气浮台整体质心要偏离,如不校正,在仿真时,随着气浮台的旋转,系统将有额外的长周期螺旋力矩开销,将对试验结果产生不良的影响。为此我们通过计算,对气浮台进行了重量配置,对质心偏移进行了校正。另外,本节主要研究这一现象对天线指向控制精度的影响^[99]。

5.2.3 天线回转运动常值误差模型分析

由于天线模拟系统的指向精度要求较高,系统必须有较高的同轴度和回转精度。同时,又由于采用的是垂直支撑,顶部会因为轴承游隙和转轴扭角引起转轴顶端跳动而产生传动轴摆动,从而造成天线系统指向、定向误差的形成。为此,采用支撑刚度大的推力密珠轴承较为合适。它既可以均化滚珠运动提高了轴系的回转精度,也可以发挥其低速性能好,支撑精度和运动精度高的优点^[100]。

由赫兹接触理论可知^[100],在载荷的作用下球轴承区域表面压力符合半椭圆分布。密珠轴承相当于点接触轴承,由于内外圈滚道是圆柱面,所以接触区域表面压力仍符合椭圆分布。为确保实现该模拟天线的跟踪精度要求,特在此处对其进行误差分析。

由于存在径向游隙 G_r ,轴承的内外轴套将产生相对倾斜的角度游隙 Δ_1 , Δ_1 等于内圈与外圈的相对倾斜角之和^{[100][101]},

$$\Delta_1 = \delta_i + \delta_o \quad (5-6)$$

δ_i, δ_o 的计算公式如下:

$$\cos \delta_i = 1 - \frac{\left(\frac{1}{2}(2f_i - 1)D_o \right)^2 - \left\{ \frac{D_{pw}}{2} - \frac{1}{2} \left[D_{pw} + (2f_i - 1)D_o - \frac{G_r}{2} \right] \right\}^2}{2 \left(\frac{D_{pw}}{2} \right) \left\{ \frac{1}{2} \left[D_{pw} + (2f_i - 1)D_o - \frac{G_r}{2} \right] \right\}} \quad (5-7)$$

$$\cos \delta_e = 1 - \frac{G_r \left[(2f_e - 1) D_w - \frac{G_e}{4} \right]}{2D_{pw} \left[D_{pw} - (2f_e - 1) D_w + \frac{G_e}{2} \right]} \quad (5-8)$$

其中, 球径 $D_w = 5.5\text{mm}$; 钢球节圆直径 $D_{pw} = 5D_w = 27.5\text{mm}$; $G_r = 0.013\text{mm}$; 内圆沟道曲率半径与球径之比 $f_i = 0.515$; 外圆沟道曲率半径与球径之比 $f_e = 0.525$; 代入式 (5-6)、(5-7) 和 (5-8) 计算可得:
 $\Delta_1 = \delta_e + \delta_i = 44.784^\circ + 34.308^\circ = 79.092^\circ$ 。

另外, 考虑轴系的其他不理想因素所造成的误差分别如下:

(1) 轴承的有效直径^[14] $D = 8\text{mm}$, 滚道基体的端跳动为 $\delta_1 = 0.002\text{mm}$,

则由此造成的方位轴最大摆动误差为: $\Delta_2 = \arctg \frac{\delta_1}{D} = 5.685^\circ$ 。

(2) 滚道端跳动为 $\delta_2 = 0.002\text{mm}$, 由此造成方位轴的最大摆动误差为:

$$\Delta_3 = \arctg \frac{\delta_2}{D} = 5.685^\circ$$

(3) 钢球的直径误差为 $\delta_3 = 0.002\text{mm}$, 由此造成方位轴的最大摆动误差为:

$$\Delta_4 = \arctg \frac{\delta_3}{D} = 5.685^\circ$$

由以上四个因素引起的总的天线指向低头误差为:

$$\Delta = \sqrt{\sum_{j=1}^4 \Delta_j^2} = 79.70^\circ \quad (5-9)$$

由于该轴系是由步进电机直接驱动的, 所产生的水平转角误差主要是轴的扭角误差。经计算由此引起的轴系水平转角误差为 $\Delta_5 = 0.5^\circ \ll \Delta$, 所以可以忽略。

若天线转轴中心到目标的距离为 $L = 2\text{m}$, 天线转轴中心到台体转轴的距离为 $l = 0.65\text{m}$, 那么, 天线指向将产生低头线性偏移误差:

$$e_1 = (L - l) \times \tan(\Delta + \delta) \quad (5-10)$$

δ 为台体转轴相对铅直轴的偏角; 天线的水平线性偏移误差:

$$e_2 = (L - l) \times \tan \Delta_5 \quad (5-11)$$

5.2.4 天线指向与定向长周期运动误差模型分析

事实上,台体在经过配平后,仍然有一个小角度的倾斜^{[14][29]}。这样就有一个小的重力矩作用在台体上,即便是很小的重力矩也会通过导致台体姿态低频周期漂移而影响长周期动力学,这个影响在短时间内是不明显的,但在长周期时间内,就变的明显起来。当然,这也有其他不理想因素的影响,下面我们主要研究重力矩的影响。

由前面可知台体转轴相对铅直轴的偏角为 δ 。为了获得气浮台主要动力学性质,设重心与气浮台的轴心间的距离为 r ,当气浮台转过一定角度 θ 时,那么,气浮台所受重力矩为:

$$M_g = -mgr \sin \delta \sin \theta \quad (5-12)$$

其中, m 是台体的质量, g 是实验室重力加速度,假设 r 在转动过程中是不变的。由于台体稳定当时可固化 δ ,由式(5-12)可知, θ 变化量 Δ_θ 为:

$$\Delta_\theta = -\Delta_{M_g} / mgr \delta \quad (5-13)$$

其中, Δ_{M_g} 为重力矩的变化量。以天线定点控制为例,引起天线总的水平线误差: $l \times \Delta_\theta + \Delta_\beta (L-l) \approx l \times \Delta_\theta$;相应总的水平回转误差:

$$\Delta_\alpha = \Delta_\theta \times \frac{l}{L-l} = -\frac{\Delta_{M_g} l}{mgr(L-l) \delta} \quad (5-14)$$

令 $\epsilon = \frac{\Delta_{M_g} l}{mgr(L-l)}$, $\beta = \frac{1}{\delta}$ 。所以天线水平回转误差所产生的干扰角动量为:

$$I_t \epsilon \dot{\beta} \quad (5-15)$$

其中, I_t 为天线转动惯量。

5.2.5 异点检测

以天线水平回转误差为例,采用上述的误差模型,设计一套基于参数估计的天线定点自适应控制器。根据刚体角动量定理可得天线的动力学方程如下:

$$I_t \dot{\alpha} + C \dot{\beta} + u_t = 0 \quad (5-16)$$

其中 $C = I_t \epsilon$; α 为天线转动角速度; u_t 为控制输入。从 $C \dot{\beta}$ 的形式就可清楚,它仅由与台体角速度、天线、航天器质心位置有关的项组成,可以和与此之

外的固定参数分离。 $C\beta$ 可用下式表示:

$$C\dot{\beta} = C\zeta \quad (5-17)$$

其中, ζ 是与台体角速度等相依存的量, 虽不能彻底搞清 ζ 的精确值, 但可看作是一常量。令 ζ 的估计值为 $\hat{\zeta}$, 考虑下面的控制律:

$$\begin{aligned} u_r &= -C\hat{\zeta} + K_p\alpha + K_i\lambda \\ \lambda &= \int \alpha dt \end{aligned} \quad (5-18)$$

其中 K_p, K_i 为控制增益, 在此基础上加以参数估算率:

$$\dot{\hat{\zeta}} = -P C^T \alpha \quad (5-19)$$

其中 P 为正定对称的估算增益矩阵。

构造下面的 Lyapunov 函数可以证明该控制律的稳定性。

$$V = \frac{1}{2} \left\{ I_r \alpha^2 + K_i \lambda^2 + P^{-1} (\zeta - \hat{\zeta})^2 \right\} \geq 0 \quad (5-20)$$

对式 (5-20) 求导, 并代入式 (5-18)、(5-19) 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= (I_r \dot{\alpha} + K_i \lambda) \alpha + P^{-1} (\zeta - \hat{\zeta}) (\dot{\zeta} - \dot{\hat{\zeta}}) \\ &= -K_p \alpha^2 \leq 0 \end{aligned} \quad (5-21)$$

因此, 只要 $K_p > 0$, 由 Lyapunov 稳定性定理可知该控制律是稳定的。

5.2.6 系统仿真结果分析与评价

为了验证该方法的有效性, 以台体机动 $30^\circ = 0.524 \text{ rad}$ 时, 天线定点控制为例进行了数值仿真, 结果见图 5-6~5-11。图 5-6~5-8 为: 天线定点控制干扰下, 台体的 30° 机动位置跟踪、速度跟踪及其误差曲线图; 图 5-9~5-11 为: 台体机动 30° 的情况下, 天线的指令跟踪、速度跟踪及其误差曲线图。从图中可以看出其精度符合精度要求; 通过仿真与测试可以得出以下结论: (1) 本天线系统试验设计方案合理、可行, 能满足航天器天线指向复合控制方案阶段验证要求。(2) 通过仿真, 也验证了本文构造的天线高精度指向带有参数估算的自适应控制方案的可行性。

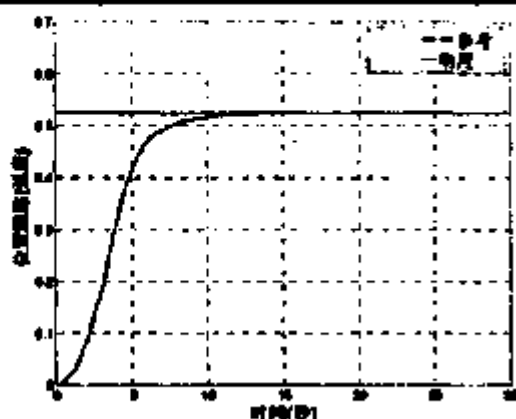


图 5-6 台体 30° (0.524) 机动曲线图

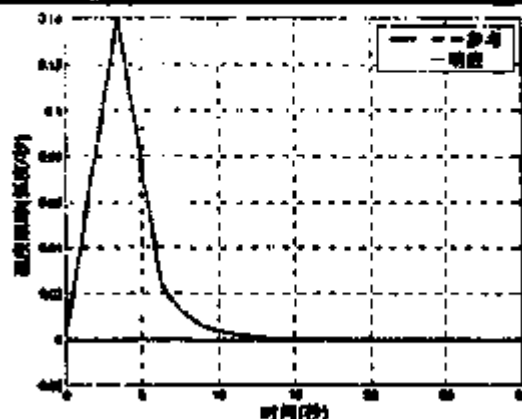


图 5-7 台体的速度跟踪曲线图

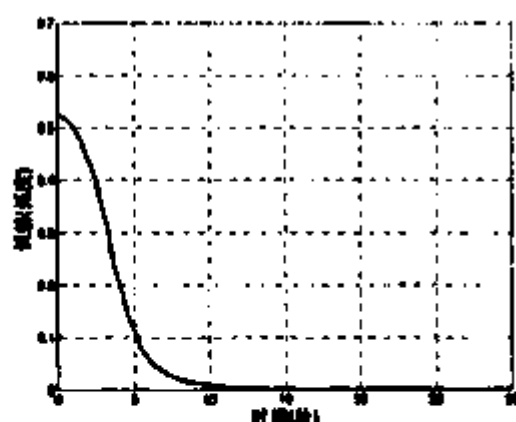


图 5-8 台体的误差曲线图

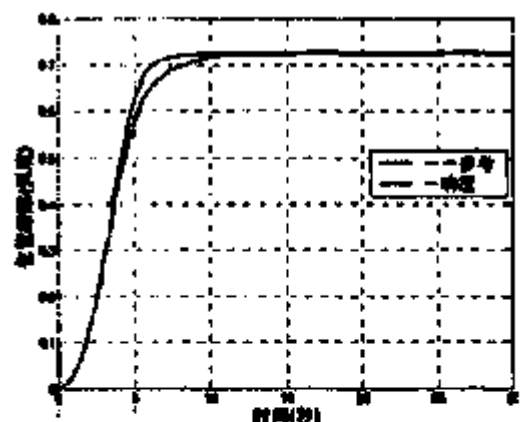


图 5-9 天线的位置跟踪曲线图

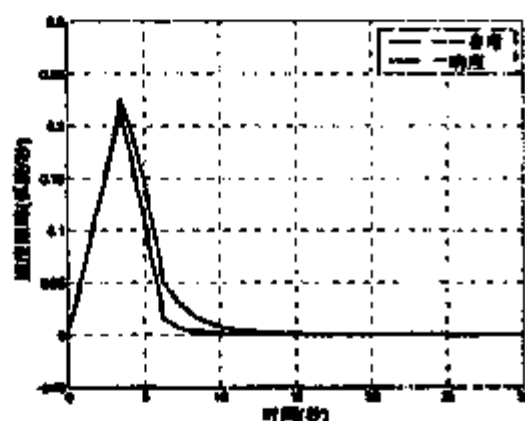


图 5-10 天线的速度跟踪曲线图

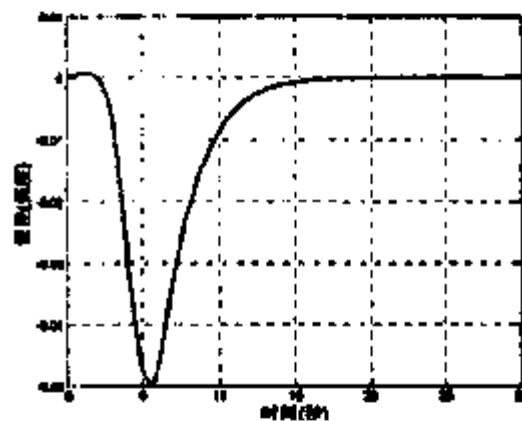


图 5-11 天线的跟踪误差曲线图

5.3 天线指向动力学模型可信度验证

5.3.1 可信度指标模型

取天线物理仿真控制系统的动态性能(如:超调量,过渡时间,稳定时间,峰值时间)和天线转动惯量比以及几何相似比,作为可信度的评估指标。系统可信度评估指标层次模型图如图 5-12:

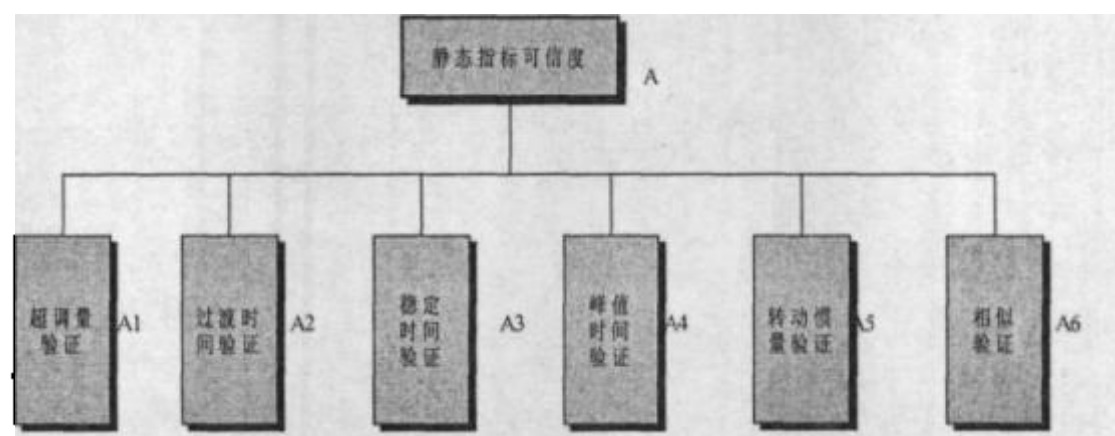


图 5-12 可信度评估指标层次模型图

首先由专家对评价指标各层上的特征元素进行权衡,按照对上层元素的可信度影响大小的顺序,对同一层次上的各元素进行排序,然后利用指数标度法给判断矩阵赋值。将判断矩阵定量化,定量化后得到的判断矩阵应该满足完全一致性条件^[41]。构造相应元素的判断矩阵 P 如下:

A	$A1$	$A2$	$A3$	$A4$	$A5$	$A6$
$A1$	1	0.613	0.613	1.276	0.783	1.276
$A2$	1.628	1	0.783	1.628	1.276	1.276
$A3$	1.628	1.276	1	1.628	1.276	1.628
$A4$	0.783	0.613	0.613	1	0.783	0.783
$A5$	1.276	0.783	0.783	1.276	1	1.276
$A6$	0.783	0.783	0.613	1.276	0.783	1

根据上述判断矩阵,计算各特征元素的权重数值如下:

1) 计算判断矩阵 P 每一行元素的乘积 α_i :

$$\alpha_1 = 0.4791, \alpha_2 = 3.3789, \alpha_3 = 7.0253, \alpha_4 = 0.1804, \alpha_5 = 1.2737,$$

$$\alpha_6 = 0.3755$$

2) 计算 α_i 的 n 次方根 β_i :

$$\bar{\beta}_1 = 0.8846, \bar{\beta}_2 = 1.2250, \bar{\beta}_3 = 1.3839, \bar{\beta}_4 = 0.7517, \bar{\beta}_5 = 1.0411, \\ \bar{\beta}_6 = 0.8494$$

3) 对 $\bar{\beta}_i$ 进行归一化处理:

$$\sum_{i=1}^6 \bar{\beta}_i = 0.8846 + 1.2250 + 1.3839 + 0.7517 + 1.0411 + 0.8494 \\ = 6.1357$$

$$\beta_1 = \frac{\bar{\beta}_1}{\sum_{i=1}^6 \bar{\beta}_i} = \frac{0.8846}{6.1357} = 0.1442, \beta_2 = \frac{\bar{\beta}_2}{\sum_{i=1}^6 \bar{\beta}_i} = \frac{1.2250}{6.1357} = 0.1997,$$

$$\beta_3 = \frac{\bar{\beta}_3}{\sum_{i=1}^6 \bar{\beta}_i} = \frac{1.3839}{6.1357} = 0.2255, \beta_4 = \frac{\bar{\beta}_4}{\sum_{i=1}^6 \bar{\beta}_i} = \frac{0.7517}{6.1357} = 0.1225,$$

$$\beta_5 = \frac{\bar{\beta}_5}{\sum_{i=1}^6 \bar{\beta}_i} = \frac{1.0411}{6.1357} = 0.1697, \beta_6 = \frac{\bar{\beta}_6}{\sum_{i=1}^6 \bar{\beta}_i} = \frac{0.8494}{6.1357} = 0.1384$$

由上述分析, 得到特征向量:

$$(0.1442 \quad 0.1997 \quad 0.2255 \quad 0.1225 \quad 0.1697 \quad 0.1384)$$

即为各特征元素的权重数值, 得到权重值大小后, 就可以代入可信度计算公式计算仿真系统可信度了。

5.3.2 数据分析

对天线控制系统进行仿真, 得出系统单位阶跃输入的响应曲线如图 5-13。从仿真结果可以得出: 超调量: $\chi'_{1f} = 0.04$; 过渡时间: $\chi'_{2f} = 0.229$; 稳定时间: $\chi'_{3f} = 0.45$; 峰值时间: $\chi'_{4f} = 0.29$ 。理论设计值为: 超调量: $\chi'_1 = 0.032$; 过渡时间: $\chi'_2 = 0.248$; 稳定时间: $\chi'_3 = 0.50$; 峰值时间: $\chi'_4 = 0.31$ 。由于惯量比与几何尺寸比例越大, 系统相似程度就越大, 从而系统可信度也就会越大, 因此这里取天线的惯量缩比为: 1; 几何尺寸缩比为: 1。

现定义天线特征变量相似值: $c_1, c_2, c_3, c_4, c_5, c_6$, 根据第三章给出的特征变量相似值的计算公式:

$$c_v = 1 - \frac{|\chi'_v - \chi_v|}{\chi_v}$$

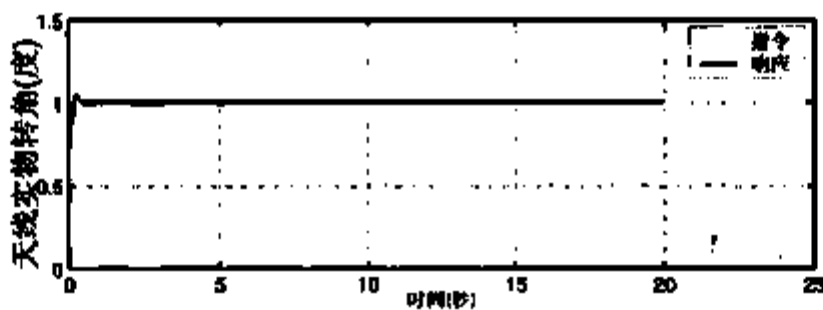


图 5-13 天线单位阶跃输入响应曲线

计算可得:

$$c_1 = 1 - \frac{|\dot{x}_1 - \dot{x}_{1f}|}{\dot{x}_1} = 1 - \frac{|0.032 - 0.04|}{0.032} = 0.750$$

$$c_2 = 1 - \frac{|\dot{x}_2 - \dot{x}_{2f}|}{\dot{x}_2} = 1 - \frac{|0.248 - 0.229|}{0.248} = 0.923$$

$$c_3 = 1 - \frac{|\dot{x}_3 - \dot{x}_{3f}|}{\dot{x}_3} = 1 - \frac{|0.50 - 0.45|}{0.50} = 0.900$$

$$c_4 = 1 - \frac{|\dot{x}_4 - \dot{x}_{4f}|}{\dot{x}_4} = 1 - \frac{|0.31 - 0.29|}{0.31} = 0.935$$

$$c_5 = 1, \quad c_6 = 1$$

将获得的天线各特征变量相似值及其权重列写如表 5-3:

表 5-3: 子指标的相似元值及权重

序号	A1	A2	A3	A4	A5	A6
相似元 值 c_i	0.750	0.923	0.900	0.935	1	1
权重 β_i	0.1442	0.1997	0.2255	0.1225	0.1697	0.1384

5.3.3 可信度计算

将天线各特征变量相似值及其权重代入模型系统可信度计算公式,即可求出模型系统的可信度。最后计算可得模型系统的可信度为:

$$\begin{aligned}
 Q &= \sum_{j=1}^6 \beta_j c_j = \sum_{j=1}^6 (\beta_1 c_1 + \beta_2 c_2 + \cdots + \beta_6 c_6) \\
 &= 0.750 \times 0.1442 + 0.923 \times 0.1997 + 0.900 \times 0.2255 \\
 &\quad + 0.935 \times 0.1225 + 1 \times 0.1697 + 1 \times 0.1384 \\
 &= 0.920
 \end{aligned}$$

表明系统具有较高的可信度,但由于天线系统的干摩擦以及随机干扰等因素尚不能建立正确的数学模型,所以该系统的仿真可信度还有待于进一步提高。

5.4 小 结

本章以现有的航天器天线指向半物理仿真系统为例,首先讨论了该系统的研制过程中遇到的一些问题,然后通过分析给出了该系统的误差模型,并对该系统仿真的可信度进行了计算,计算结果表明该系统的具有较高的仿真可信度,可以满足仿真要求。

第六章 气浮台姿态、惯量测量与平衡标定方案研究

6.1 引言

航天器姿态半物理仿真系统的可信性,在很大程度上有赖于该半物理仿真系统的精度,因此,提高半物理仿真精度,将有助于提高半物理仿真系统的可信度,本章将主要对影响气浮台半物理仿真系统精度的主要因素:如三轴气浮台测角系统、气浮台转动惯量测量以及台体平衡标定这些问题进行详细地研究,并提出拟解决方案,为进一步提高气浮台仿真系统的精度奠定理论基础。

6.2 三轴气浮台测角系统设计方案

根据航天器在轨姿态气浮台半物理仿真需要,三轴气浮台应具备姿态角测量系统,气浮台姿态角测量通常采用非接触形式,目前的气浮台测角方式有:(1)直接照相法;(2)绘制码图法;(3)光电管接收法;(4)双圆弧臂双滑架法;(5)单圆弧臂单滑架法^[97]。

这些方法有的结构过于复杂,有的算法过于繁杂。图 6-1 测角系统结构示意图

本节对上述测角方法进行了深入细致地研究对比,在此基础上,提出了一种新的三轴气浮台测角方案,用以提高三轴气浮台测角精度,从而提高仿真可信度。该方案结构简单,可以测出三轴气浮台姿态角,并且具有较高的精度。

6.2.1 系统技术指标及其主要器件

本方案主要为三轴气浮台测角系统研制用于俯仰、滚动姿态角测量的两维视场 $\pm 20^\circ$ 、高精度、小型化的 CCD 探测器与激光探头;用于偏航姿态角 $\pm 180^\circ$ 测量的感应同步器及其安装框架,见图 6-1。

俯仰、滚动两维视场: X 轴 $\pm 20^\circ$, Y 轴 $\pm 20^\circ$, 偏航视场: $\pm 180^\circ$, 精度 0.01° 。

为了减小系统总质量以及满足低功耗,要求测角系统合计总质量不大于

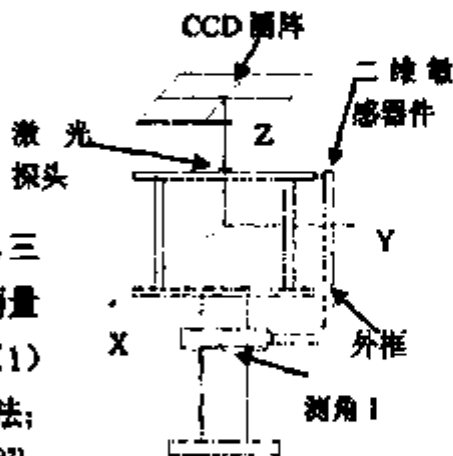


图 6-1 测角系统结构示意图

100kg; 总功耗不大于 80w。

本测角系统拟选用法国 THOMSON 公司的 CCI TH7863 型号 CCD 探测器与中国船舶工业第 6354 研究所的型号为 GX-1-7 (8、9、12) 的圆感应同步器。

其中 CCD 探测器主要技术指标如下:

像元: 2048×2048;

像元尺寸: 0.013mm×0.013mm;

光谱范围: 400nm~1100μm;

像素读出频率: 大于 20MHz;

功耗: 70mW;

工作温度: -400C~+850C。

感应同步器的主要技术指标如下:

精度 $720 \pm 0.3''$; 定子 $\Phi 340 \times \Phi 232 \times \Phi 160 \times 12$; 转子 $\Phi 289 \times \Phi 136 \times \Phi 120 \times 12$ 。该感应同步器精度可以满足本系统的精度要求。

6.2.2 系统描述

(1) 测角方案与原理

设与气浮轴承中心固联一惯性坐标系为 $OXYZ$, OZ 轴与铅垂线重合指向上方为正, OX 轴与 OY 轴在水平面内构成右手螺旋坐标系。气浮台坐标系为 $Oxyz$, 在初始状态两坐标系同名轴重合。本研究中欧拉角是由惯性参考坐标系按 3-1-2 顺序旋转 ψ 、 φ 、 θ 角度得到台体坐标系而定义的。坐标系与姿态转角定义如图 6-2 所示^{[7]-[9]}。

测角系统结构示意图如图 6-1 所示, 在气浮台上安装一个半圆外框架, 外框架臂的圆心与气浮球心重合, 其一端与气浮台基座相连, 另一端上安装有一个二维敏感器件, 二维敏感器为光电式或感应式等类型的敏感器。框架臂可以跟踪气浮台台体, 并绕通过台体中心的铅垂线 OZ 转动, 其转角 ψ 可由测角装置 1 的感应同步器测出。其中, 框架臂跟踪台体的转动是由二维敏感器保证的。该二维敏感器件的定子安装在气浮台边缘的探头上, 转子安装于外框架臂顶端。该二维敏感器件可以敏感到气浮台绕 Z 轴的转动, 从而保证外框架臂随台体同步转动。而测角装置 1 的感应同步器可以测量外框架的转动角度。

另外, 在台体上安装有一激光发射器件, 其中心线必须保证通过气浮轴承中心。在距离气浮台一定的高度, 固定安装有一个面阵 CCD 敏感器件, 用于敏感气浮台绕 X, Y 的转角。因此, 可以通过测角装置 1 (感应同步器)、2 (CCD 测

角装置)直接测出气浮台的相对于惯性参考坐标系的三个姿态角。

图 6-2 中, ψ 、 φ 、 θ 分别为台体偏航角、滚转角、俯仰角。台体的原始状态与 $OXYZ$ 坐标系重合, 图 6-2 是台体转动一个角度后的情景, 台体转过的姿态角为 ψ 、 φ 、 θ 。

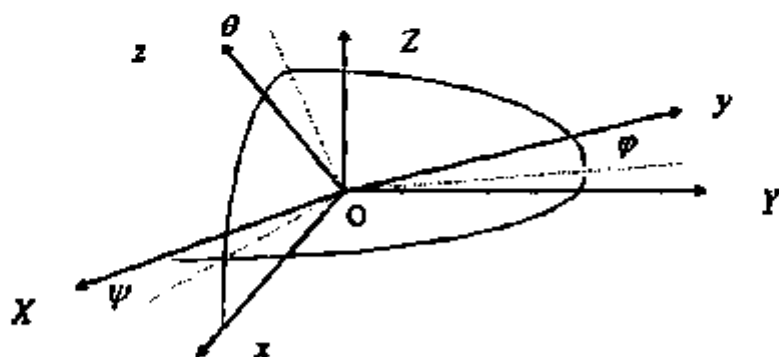


图 6-2 台体转角示意图

从上述分析可以看出, 台体相对于外框架的转动可由二维敏感器敏感测出, 外框架跟踪台体转动的角度即为台体绕 Z 轴的转角, 并由测角系统 1 测出。台体绕 X 轴的转动以及绕 Y 轴的转动由测角装置 2 测出。

(2) 测角装置和二维敏感器

测角装置 1 和 2 分别为感应同步器和一套激光发射器件与一块面阵 CCD 敏感元器件组成。

测角装置 1 的感应同步器的定尺固定安装在气浮台基座上, 滑尺安装固联于外框臂与台体基座的联接端, 定尺与滑尺的距离保持在 $0.25 \pm 0.05 \text{ mm}$ 。测角装置 2 的激光发射器安装于台面的中心, 其对称中心必须通过气浮台轴承中心, 接受器通过安装架固定于距离台面一定的高度。

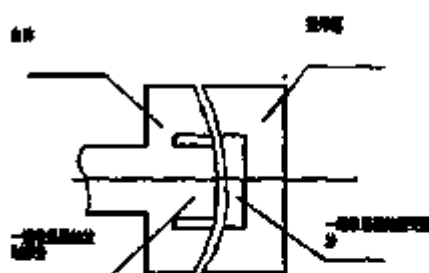


图 6-3 二维敏感器件的结构图

本文采用的二维敏感器件为光电式敏感器, 它由两部分组成, 一部分是红外发射部分, 它安装于气浮台的探头上, 另一部分为四象限红外接收部分, 它安装于外框架的顶端, 其结构如图 6-3 所示^[97]。

(3) 测角系统精度分析

为了达到秒级的测量精度, 我们需要的激光束在 CCD 面阵上的投影直径成

约几个 CCD 像元的大小,然后用内插法计算激光束像的中心位置。激光束在 CCD 面阵上聚焦成像,几何关系见图 6-4。像元提取算法见 6.2.4 节。

其中外框的装配必须具有一定的装配精度来保证。例如,外框的安装轴线必须与台体转动轴线具有较高的重合度,外框的圆心必须与气浮轴承中心重合等。

6.2.3 关键技术的拟解决方案

(1) 激光探头的安装

为了得到高精度的测量精度和初始标定精度,激光探头的中心线必须经过气浮轴承的几何中心,在设计安装基座时,也要考虑激光探头的定位问题,主要是保证激光探头与 CCD 面阵的几何关系,包括光轴与 CCD 面阵的关系,也要保证定位精度高,有便于微调的装置。因此,激光探头安装时必须加以安装精度保证。

(2) CCD 探测器的相关技术

1) CCD 探测器的参数结构

型号: 法国 THOMSON 公司的 CCDTH7863 型号 CCD 探测器

总像素: 2048×2048

像元大小: $13 \mu\text{m} \times 13 \mu\text{m}$

光敏线长度: $2048 \times 0.013 = 26.624 \text{ mm}$

依据上述参数可知 CCD 的有效长度 $l = 26 \text{ mm}$, 则激光探头距离 CCD 面阵的高度为:

$$h = l / \tan 20^\circ = 71.43 \text{ mm}$$

2) CCD 上激光束像所占像元及其允许直径的计算

由于激光束视角 α 的不同,使得激光束像在视场范围内所成像的线长度各不相同,其变化量是被测指向角的函数:

假设激光束直径为 $d = 0.1 \text{ mm}$ 。

当 $\alpha = 0^\circ$ 时,可以计算得

$$n = 0.1 / 0.013 = 7.6$$

所以,在零度视场时在 CCD 上所占像元为 7。

同理可得 20° 视场时的激光束所占像元数

$$n = (0.1 / \sin(70^\circ)) / 0.013 = 8.19$$

占像元个数 8 个,由此可见, 20° 视场比 0° 视场的像元多占了 1 个像元。

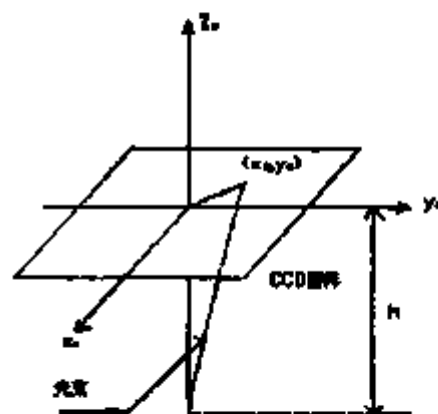


图 6-4 成像几何关系

为了采用内插计算方法提高所求激光束像中心的位置精度, 必须保证激光束像在于 2×2 的 CCD 的多个像元上, 但像元数也不能太多, 否则能量过于分散, 积分时间过长, 影响计算精度^[9]。因此, 我们选取直径为 $0.037 \sim 0.074$ 之间的激光发射器。

3) CCD 探测器的精度与分辨率计算

按照上面设计的激光束, 可以计算出 CCD 探测器的测角精度为:

$$\arctan(0.013/71.43) \approx 0.01^\circ$$

可以达到测角精度指标 0.01° 。分辨率根据选用 CCD 型号不同而不一样。

6.2.4 激光束像位置信号求取技术

激光束像位置在 CCD 上表现为一个拱形电压, 在对像元中心的求取上借鉴了国外的研究方法, 即电压重心的方法。有关文献表明此方法可以在像元尺寸的基础上, 提高到 $1/5 \sim 1/10$ 的精度。因此在本文中拟采用这种方法^[1]。

(1) 像元提取算法

由于激光的单色性较好, 因此, 光束不需经过滤光和衰减, 就可被探测器接受。而且明显的干扰光较少, 于是, 我们可以均匀取足够多的像元的灰度值, 算出它们的平均值, 即为噪声平均值; 根据噪声平均值上加适当的估计离散值即为信号阈值; 灰度值大于阈值的像元为准信号点; 若干彼此相邻的准信号点组成准像点; 如果该准像点的大小大于或等于 2×2 个像元, 则初步定为光像点, 为了防止误提取, 还要加以一些判据, 如长宽比小于一定值。

(2) 像元中心的求取算法

假设像元占 $n \times m$; E_{ij} 为第 j 行第 i 列像元的灰度值; J_1, J_m 表示像元的首末行; N_i 表示整个像图的噪声平均值加噪声均方根值, 既噪声阈值; I_1, I_n 表示像元的首末列; 像元中心坐标为: x_c, y_c ; 则像元中心的求解公式为:

$$x_c = \frac{\sum_{i=I_1}^{I_n} \sum_{j=J_1}^{J_m} i(E_{ij} - N_i)}{\sum_{i=I_1}^{I_n} \sum_{j=J_1}^{J_m} (E_{ij} - N_i)} \quad (6-1)$$

$$y_c = \frac{\sum_{i=I_1}^{I_n} \sum_{j=J_1}^{J_n} j(E_{ij} - N_i)}{\sum_{i=I_1}^{I_n} \sum_{j=J_1}^{J_n} (E_{ij} - N_i)} \quad (6-2)$$

(3) 台体的俯仰、滚动姿态确定算法

1) 台体滚动角的求取算法

$$\theta = \arctan \frac{x_c}{h} \quad (6-3)$$

2) 台体俯仰角的求取算法

$$\varphi = \arctan \frac{y_c}{h} \quad (6-4)$$

而工程上经常采用二次曲面方程来代替,利用曲面方程来直接计算姿态,使姿态算法比较简单,在计算中只要加法与减法运算,避免了反三角等超越函数的运算,可以大大提高计算速度,该算法的精度不仅与该方法固有的待定系数法的标定精度有关,也与计算方法有关。为了保证精度,可以采用双精度计算。

6.2.5 台体偏航角度测量系统

台体偏航角度测量系统1的设计与安装必须保证具有很高的相对于台体定位精度,除了上述的技术保证外,其中该系统外框的安装装配精度也是关键。

6.3 三轴气浮台转动惯量测试方案研究

6.3.1 引言

在应用三轴气浮台进行航天器姿态控制系统仿真或多体航天器复合控制的仿真试验研究时,都必须实测出搭载控制系统或附件后气浮台的转动惯量,再根据相似原理确定仿真时的动力学控制参数。

一种计算惯量矩阵的方法就是建立整个台体的 CAD 模型,这个方法可以比较精确地估算台体的惯量,但是这个方法的一个缺点就是需要建立一个复杂的三维模型。

另外,由于实验测量方法不受台体复杂性的影响,常用的实验方法有如下几种:1)金属杆扭转振动法;2)双摆与三线扭摆法;3)扭摆法;4)转动惯量仪;5)冲量矩定理——加速法。

本节在系统分析研究上述诸方法的基础上,结合航天器气浮台仿真系统可以方便测量和计算出系统的力矩和姿态角的有利特点,提出了基于惯性机动试验测量台体转动惯量的一个新方法。本方法是通过把台体非线性控制方程转换为标准的衰减矩阵形式而得到的一个解决方案。

该方案与上述其他试验方法相比,具有如下的优点:1)设计简单、操作容易,不用像扭摆等方法那样花费大量人力物力添置额外的测量装置;2)无须像三线扭摆等方法那样需要测量台体的质量。对于气浮台来说,其最重要的动力学参数是转动惯量而不是质量;3)实验数据不确定度小、精度高^{[103]~[105]}。

8.3.2 测试原理

将所测台体浮起并经初始标定后,采用飞轮控制,使气浮台产生惯性机动角加速度。近期研究暂不考虑天线等附件,则系统的动力学方程为^{[84]~[88]}:

$$I\dot{\omega} + \omega \times I\omega = M_c + M_g \quad (6-5)$$

$$\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$$

其中: I 为气浮台相对其几何中心的转动惯量矩阵在台体坐标系中的表示; ω 为气浮台相对其几何中心的绝对角速度在台体坐标系中的表示,由安装在气浮台上的测量系统测得; M_g 为台体受到的重力矩; M_c 为飞轮产生的控制力矩。

基于惯性机动试验测量台体转动惯量的方法是基于应用最小二乘法对一系列试验结果进行估计。在每次试验时,给出一个飞轮加速指令并记录台体的机动加速度响应,然后离线分析系统输入输出数据,最后给出一个比较精确的台体惯性矩和重力矩的估计值。

8.3.3 台体姿态动力学描述

惯性参考坐标系 $OXYZ$ 和台体固联坐标系 $Oxyz$, 其坐标原点都在气浮轴承的几何中心 O^* 。台体坐标系定义及其飞轮安装示意图如图 6-5 所示, 它们的单位向量分别为 I, J, K 和 i, j, k 。本节中的欧拉角是惯性参考坐标系按 3-1-2 旋转 ψ, φ, θ 角度得台体坐标系而定义的, 那么惯性坐标系到台体坐标系的转换矩

阵 R 可表示为^[171-179],

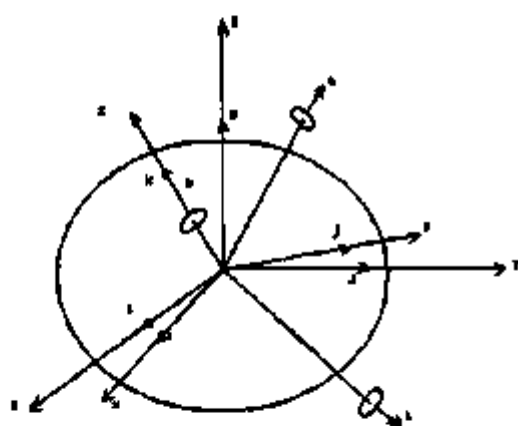


图 6-5 坐标系的定义与飞轮安装轴示意图

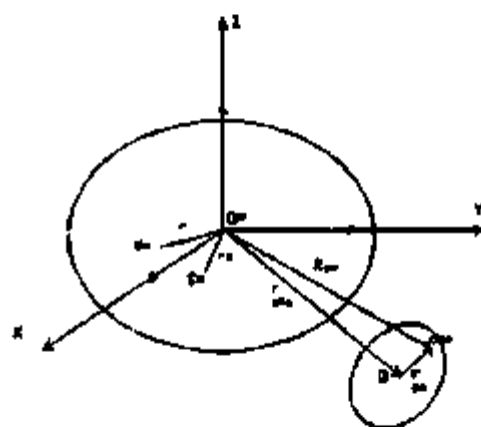


图 6-6 台体的矢量表达示意图

$$R = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi - \sin\theta\sin\varphi\sin\psi & \cos\theta\sin\psi + \sin\theta\sin\varphi\cos\psi & -\sin\theta\cos\varphi \\ -\sin\psi\cos\varphi & \cos\varphi\cos\psi & \sin\varphi \\ \sin\theta\cos\psi + \cos\theta\sin\varphi\sin\psi & \sin\theta\sin\psi - \cos\theta\sin\varphi\cos\psi & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (6-6)$$

台体的运动学方程可表述如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos\varphi} \begin{bmatrix} -\sin\theta & 0 & \cos\theta \\ \cos\varphi\cos\theta & 0 & \sin\theta\cos\varphi \\ \sin\varphi\sin\theta & \cos\varphi & -\sin\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (6-7)$$

假设系统质心在 S , 其到回转中心 (即几何中心) O' 的矢量为 r_s , 如图 6-6 所示, 台体质量元 d_m 到 O' 的矢量为 r , 则质量元 d_m 的速度可表示为: $v = \omega \times r$. 飞轮质量元 d_m 的速度可表示为: $v_w = \omega \times R_{ow} + \Omega \times r_{ow}$, 可由拉格朗日方程不难推导出系统动力学方程如下:

$$I\dot{\omega} + \omega \times I\omega + \sum_{i=1}^3 (J_i \dot{\Omega}_i + \omega \times J_i \Omega_i) = mgr_s \times K \quad (6-8)$$

如果忽略空气动力学与空气粘性阻力后, 台体唯一受到的外力就是惯性重力, 因此, 可以通过对飞轮加速、减速使台体做惯性机动。在推导台体动力学方程时, 也发现台体动力学方程相对于惯量分量和重力矩是线性的, 因此, 可以应用衰减形式的最小二乘方法估计台体的惯量矩与重力矩^[186]。

$$\begin{cases} [A]\{X\} + v = M \\ [A]\{\hat{X}\} + e = M \end{cases} \quad (6-9)$$

其中 v 为测量误差, e 为残差。如果定义飞轮安装坐标系到台体坐标系的坐标转换矩阵如下:

$$R_{v1b} = \begin{bmatrix} \cos \pi & \sin \pi & 0 \\ -\sin \pi & \cos \pi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$R_{v2b} = \begin{bmatrix} \cos(-\pi/3) & \sin(-\pi/3) & 0 \\ -\sin(-\pi/3) & \cos(-\pi/3) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/2 & -\sqrt{3}/2 & 0 \\ \sqrt{3}/2 & 1/2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$R_{v3b} = \begin{bmatrix} \cos(\pi/2) & 0 & -\sin(\pi/2) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\pi/2) & 0 & \cos(\pi/2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

台体受到的惯性重力矩可以用矩阵的形式表示为:

$$M_d = mg(r_s \times K) = -[\tilde{K}]\{mgr_s\} \quad (6-10)$$

其中, $K = \begin{bmatrix} -\sin \theta \cos \varphi \\ \sin \varphi \\ \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix}$,

$$\tilde{K} = \begin{bmatrix} 0 & -\cos \theta \cos \varphi & \sin \varphi \\ \cos \theta \cos \varphi & 0 & \sin \theta \cos \varphi \\ -\sin \varphi & -\sin \theta \cos \varphi & 0 \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} 0 & -1 & \varphi \\ 1 & 0 & \theta \\ -\varphi & -\theta & 0 \end{bmatrix}.$$

为了获得式 (6-9) 的形式, 我们可以用矩阵的形式表示方程 (6-8) 如下:

$$\begin{aligned} I\dot{\omega} + \tilde{\omega}I\omega + \sum_{i=1}^3 \left(R_{ui} \begin{Bmatrix} J_i \dot{\Omega}_i \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} + \tilde{\omega} R_{ui} \begin{Bmatrix} J_i \dot{\Omega}_i \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \right) + [\tilde{K}]\{mgr_s\} \\ = [A]\{x\} - [M] \end{aligned} \quad (6-11)$$

注意惯性矩阵 I 是对称矩阵, $\tilde{\omega}$ 表示 ω 的反对称矩阵, 其中,

$$\{x\} = [I_{11} \ I_{12} \ I_{13} \ I_{22} \ I_{23} \ I_{33} \ mgr_u \ mgr_v \ mgr_w]^T$$

$$[A] = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} & \ddot{\theta} - \dot{\phi}\dot{\psi} & \ddot{\psi} + \dot{\phi}\dot{\theta} & -\dot{\theta}\dot{\psi} & \dot{\theta}^2 - \dot{\psi}^2 & \dot{\theta}\dot{\psi} & 0 & -1 & \phi \\ \dot{\phi}\dot{\psi} & \ddot{\phi} + \dot{\theta}\dot{\psi} & \dot{\psi}^2 - \dot{\phi}^2 & \ddot{\theta} & \ddot{\psi} - \dot{\phi}\dot{\theta} & -\dot{\phi}\dot{\psi} & 1 & 0 & \theta \\ -\dot{\phi}\dot{\theta} & \dot{\phi}^2 - \dot{\theta}^2 & \ddot{\phi} - \dot{\theta}\dot{\psi} & \dot{\phi}\dot{\theta} & \ddot{\theta} + \dot{\phi}\dot{\psi} & \ddot{\psi} & -\phi & -\theta & 0 \end{bmatrix}$$

$$[M] = \begin{bmatrix} -J\dot{\Omega}_1 + \frac{1}{2}J\dot{\Omega}_2 - \frac{\sqrt{3}}{2}J\Omega_2\dot{\psi} + J\Omega_3\dot{\theta} \\ -J\Omega_1\dot{\psi} + \frac{\sqrt{3}}{2}J\dot{\Omega}_2 + \frac{1}{2}J\Omega_2\dot{\psi} - J\Omega_3\dot{\phi} \\ J\Omega_1\dot{\theta} - \frac{1}{2}J\Omega_2\dot{\theta} + \frac{\sqrt{3}}{2}J\Omega_2\dot{\phi} + J\dot{\Omega}_3 \end{bmatrix}$$

令 $[A]$ 和 $[M]$ 第 i 时刻的测量值分别为 $[A_i]$ 和 $[M_i]$ ，并定义 $[\tilde{A}]$ 和 $[\tilde{M}]$ 如下：

$$[\tilde{A}] = \begin{bmatrix} [A_1] \\ [A_2] \\ \vdots \\ [A_n] \end{bmatrix}, \quad [\tilde{M}] = \begin{bmatrix} [M_1] \\ [M_2] \\ \vdots \\ [M_n] \end{bmatrix}$$

所以 $\{x\}$ 的最小二乘估计就是使得范数 $\|[\tilde{A}]\{x\} - [\tilde{M}]\|$ 达到极小值时的 $\{\hat{x}\}$ 。即：

$$\{\hat{x}\} = [\tilde{A}]^* [\tilde{M}] \quad (6-12)$$

其中， $[\tilde{A}]^*$ 为 $[\tilde{A}]$ 的广义逆矩阵^[107]。该方法可稍做改动即可以推广到大型空间站预测自适应姿态控制。

6.3.4 测试系统

测试时主要用到以下设备：

- (1)台体 CCD 姿态角测量系统；
- (2)台上测控计算机和红外板以及飞轮系统装置；
- (3)地面测控计算机和无线红外通讯接口以及数显表；
- (4)其它辅助装置。

气浮台测控系统原理结构示意图如图 6-7 所示。

6.3.5 测试步骤

测试步骤如下:

(1)首先使气浮平台浮起并对台体进行精确初始标定;

(2)开启台上计算机电源,启动地面控制台和测控计算机;

(3)开启动量轮电源,使动量轮工作并接通台下红外通信装置电源;

(4)然后给飞轮一个加速指令,使其产生一定的控制力矩使得台体做惯性机动,并记录台体的姿态角、速度、加速度和飞轮控制力矩;第二步重复做 n 次,并做好记录;

(5)将所测得结果代入 $\{\bar{x}\} = [\bar{A}]^T [\bar{M}]$, 计算出 $\{\bar{x}\}$ 即为所求;

(6)关闭动量轮电源,再关计算机电源,然后切断台下红外装置电源,关闭地面控制台和测控计算机。

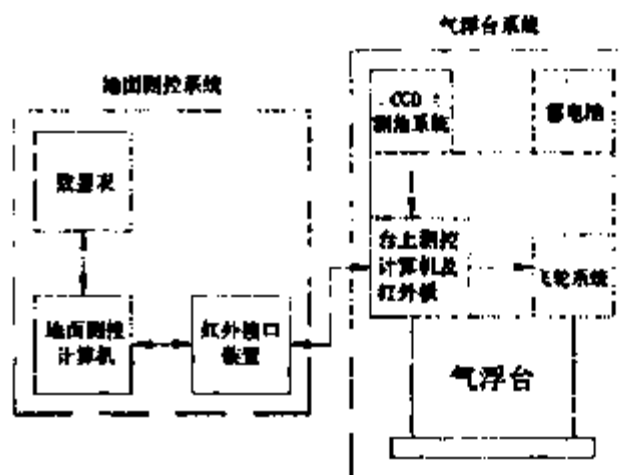


图 6-7 气浮台测控系统原理结构示意图

6.3.6 测试结果与误差分析

(1)测试结果

为了验证本文方法的工程可行性,根据上述测试步骤,应用航天器姿态控制气浮台仿真系统对该方法进行了单通道试验验证,实测了一组用于航天器仿真试验的单轴气浮台转动惯量及其重力矩。为了说明问题,把采集 4 次所得到的气浮台转动角度、角速度和飞轮控制力矩试验数据代入式 (6-12),即可估计台体的惯量矩与重力矩,实测数据拟合图见图 6-8。通过采取 4 组数据,经计算获得台体的转动惯量与重力矩的估计值为见表 6-1~2:

表 6-1 转动惯量 $kg \cdot m^2$

序号	1	2	3	4	平均值

惯量	12.0093	11.0100	10.0098	11.0986	11.0319
----	---------	---------	---------	---------	---------

表 6-2 重力矩 $N \cdot m$

序号	1	2	3	4	平均值
力矩	0.4185	0.4072	0.3993	0.4297	0.4137

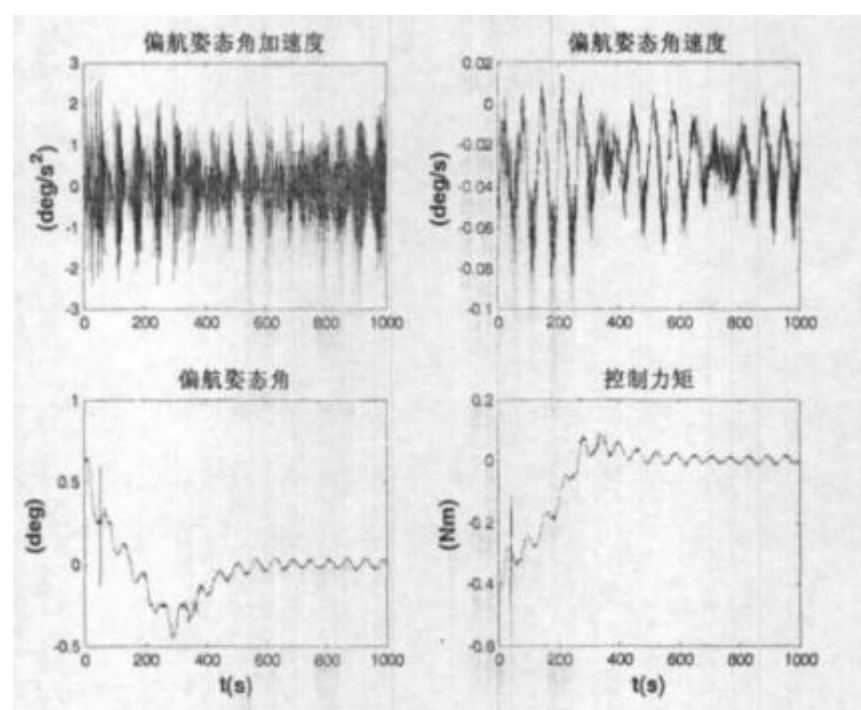


图 6-8 实测数据拟合图

(2) 误差分析

采用本文方法所估计得出的单轴气浮台惯量矩 I 与重力矩 mgr 按最大误差估计进行误差分析, 其误差主要来源是台体姿态角, 角速度, 角加速度与飞轮控制力矩的测量误差, 影响转动惯量测量的总误差为:

$$\left| \frac{\Delta I}{I} \right| = \left| \frac{\Delta \theta}{\theta} \right| + \left| \frac{\Delta \dot{\theta}}{\dot{\theta}} \right| + \left| \frac{\Delta \ddot{\theta}}{\ddot{\theta}} \right| + \left| \frac{\Delta M}{M} \right| = 3.01\%$$

6.4 三轴气浮台重力矩计算与平衡标定

6.4.1 重力矩计算

由式 (6-10) 可知, 三轴气浮台台体由于质心与回转中心不重合时, 所受到

的重力矩可以用矩阵的形式表示为:

$$M_g = mg(r_c \times K) = -[\tilde{K}]\{mgr_c\}$$

其中,

$$K = \begin{bmatrix} -\sin\theta \cos\varphi \\ \sin\varphi \\ \cos\theta \cos\varphi \end{bmatrix}, \quad \tilde{K} = \begin{bmatrix} 0 & -\cos\theta \cos\varphi & \sin\varphi \\ \cos\theta \cos\varphi & 0 & \sin\theta \cos\varphi \\ -\sin\varphi & -\sin\theta \cos\varphi & 0 \end{bmatrix}$$

$$r_c = [r_x \quad r_y \quad r_z]^T, \quad M_g = [M_{gx} \quad M_{gy} \quad M_{gz}]^T.$$

将通过上节的测试方法得到的 $mgr_c = [mgr_x \quad mgr_y \quad mgr_z]^T$ 代入上式计算, 可以得出台体由于质心与回转中心不重合时, 所受到的重力矩。

6.4.2 平衡标定

应用气浮台在地面模拟航天器在外层空间的环境, 必须要求其回转中心要与质心重合, 以消除地面上重力梯度的影响。但由于加工或安装误差原因, 绝对的重合是不可能的, 正是由于台体回转中心与质心不重合, 从而导致了重力矩的存在。

但实际航天器在轨也受到诸如太阳光压力矩、重力梯度力矩、磁力矩等干扰力矩, 我们也可以应用气浮台在地面所受重力矩来模拟外层空间的这些干扰力矩, 但它们的量级比要求一定的精度范围之内。

我们可以通过上述测试方法, 测量出台体实际受到的重力矩 M_g , 并使其小于实际航天器在轨受到的干扰力矩总和 M_g , 即满足, $|M_g| \leq |M_g|$ 。

若不满足 $|M_g| \leq |M_g|$, 则可以通过在气浮台台体上的配平孔上加以配平块后, 再进行测试, 直到满足 $|M_g| \leq |M_g|$ 。

为了减小台体受到的重力矩 M_g , 除了进行配平测试外, 在设计台体结构时, 我们也应考虑台体的刚度应尽量均匀分布, 否则台体也会应局部刚度不足而产生变形, 从而增加质心与回转中心的偏移量, 导致额外台体变形而产生重力矩。

6.5 小 结

本章在深入地研究三轴气浮台测角系统及其惯量测量方法基础上, 提出了一个新型的三轴气浮台测角系统的设计方案, 该方法结构简单, 只需一个外框架和一组 CCD 敏感元器件, 可以测出三个姿态角, 并且具有较高的精度。

并且给出了一类新的三轴气浮台转动惯量的测量及其平衡标定方法。对气浮台转动惯量的测量方法也进行了单通道试验验证,结果表明该测量方法误差小,又无须增添专用测试设备,因而该方法是气浮台试验中一种简单实用的转动惯量测试和台体平衡标定方法,具有一定的工程实际应用价值。最后也给出了三轴气浮台重力矩的计算方法。

第七章 航天器再入姿态半物理仿真试验方法及原理

7.1 引言

航天器再入姿态控制系统半物理仿真试验就是结合航天器再入姿态控制技术的研究,并以半物理仿真系统为依据,在地面对航天器再入姿态控制系统设计进行全面验证试验;开展该项工作也是研究航天器再入姿态控制技术工程化实现的必要阶段。其目的在于:1、检验航天器再入姿态控制技术的有效性;2、检验航天器再入姿态控制系统设备动态性能及系统工作的协调性;3、检验控制系统数学模型的正确性;4、半物理仿真试验结果可以为航天器再入姿态控制技术的工程化研制提供参考依据^[108]。

航天器再入姿态半物理仿真试验配合再入姿态控制技术研究可全面地验证再入航天器姿态控制系统设计方案,航天器再入姿态半物理仿真系统是验证高速再入航天器的姿态动力学特性的关键设施。其中三轴电动转台和仿真计算机是其核心部件,它们的主要任务是模拟高速再入航天器姿态动力学和运动学特性。三轴电动转台及其配套设施用于复现航天器再入姿态的运动学,姿态动力学模块由仿真计算机模拟。该仿真系统可以验证再入航天器控制系统设计的可靠性和可行性,为改进再入航天器设计提供各种参考数据,使之满足航天器再入的需要。由于系统的试验方法与原理直接关系到仿真试验的可信度,因此有必要对半物理仿真系统的方案设计、试验方法与原理及其关键问题进行研究。总之,航天器再入半物理仿真试验方法及其试验原理的研究在空间探索,国防建设,国民经济发展过程中都有着极其重要的作用。

7.2 航天器再入姿态半物理仿真系统特点

再入航天器在再入飞行过程中,其气动参数、再入姿态角、攻角、侧滑角、舵偏角等参数变化范围较大、变化剧烈,并相互影响,造成姿态控制系统中各通道之间的严重耦合和气动参数的严重非线性^{[108][127]}。

正是由于上述原因,使得再入航天器姿态控制系统的设计复杂程度增加了许多,这给验证再入航天器姿态控制系统理论设计的半物理仿真系统,无论是硬件

还是软件方面,都增加了新的难度和新的技术问题:

1) 描述再入航天器绕质心运动的数学模型,是一个三自由度动力学方程,是一个严重耦合与非线性、剧烈时变的多变量的数学方程。为此需要解决多变量数学模型的实时仿真问题,要求计算帧时小、运算量大、速度快、精度高;

2) 作用于再入航天器舵机上的气动铰链力矩,随再入航天器再入速度、攻角、侧滑角、舵偏角等状态参数变化而变化。这要求解决随再入航天器飞行状态参数变化的舵机负载力矩的仿真问题;

由此可见,再入航天器姿态控制系统的仿真,具有较大的难度,需要解决的问题更加复杂。

7.3 再入姿态半物理仿真系统组成及原理

7.3.1 再入姿态半物理仿真系统的组成及功能

再入姿态半物理仿真系统是为了在地面进行航天器再入姿态控制方案设计验证而提供的闭环试验环境仿真系统。航天器再入姿态半物理仿真系统由于在仿真回路中接入了实物,因此按实物功能模块可以将该半物理仿真系统归纳为以下几部分:1、仿真计算机系统(动力学模型及程序、数据)与接口;2、环境模拟设备(角运动仿真器、负载仿真器等);3、被测实物(传感器、控制计算机、执行机构)。

航天器再入姿态半物理仿真系统的组成框图如图 7-1 所示。参试的仿真设备有:仿真计算机、三轴转台及控制柜、仿真控制台、惯测装置、模拟机载计算机、电动舵系统、舵系统模拟器、力矩负载台、数据显示系统及地面多种电源及检测仪表等^{[108][130]~[152]}。

各仿真实物部件的主要功能如下^[152]:

(1) 仿真计算机

实时完成航天器再入姿态三通道全量气动动力学模型的计算。输入舵偏角、输出导弹角运动,驱动转台、提供模拟量作为角速度反馈和加速度反馈信息,实现数值仿真到半物理仿真的过渡。

仿真计算机是仿真系统的核心部分,它运行实体对象和仿真环境的数学模型和程序。仿真计算机一方面实现航天器再入姿态动力学和运动学的数学模型以及一些非实物的数学模型,另一方面控制整个仿真试验。

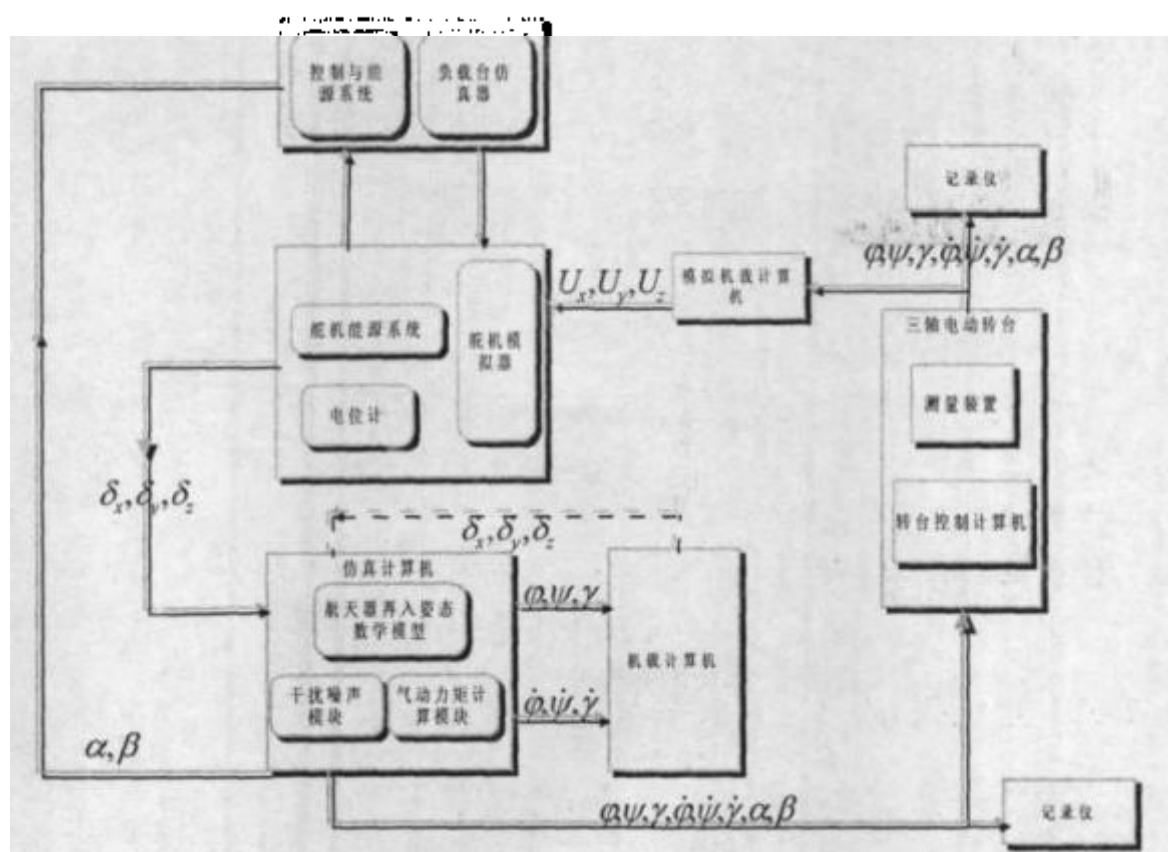


图 7-1 再入姿态半物理仿真系统的组成框图

仿真计算机通过解算航天器再入姿态的动力学方程，得出姿态角信号。将这些信号传输给三轴转台的伺服控制系统，实现航天器姿态角的变化。安装在三轴转台上的航天器真实部件感受与实际飞行中相同的角运动，并输出相应信号给模拟机载计算机。模拟机载计算机按姿态控制规律计算出控制信号，经补偿网络、放大器等推动真实的控制面作动器。舵机输出轴的转角即相应舵面的偏转角，经电位计或同步器形成电信号，经变换反馈给仿真计算机，使整个回路闭合，形成半物理仿真系统。

(2) 三轴伺服转台

给安装在转台上的惯测装置提供再入航天器角运动环境。

运动环境模拟器是角运动仿真器(三轴转台)，用以模拟再入航天器的姿态角运动。角运动仿真器由伺服系统控制的框架系统组成。框架系统有三个框架(分别为内、中、外框)。内框架通过外框、中框及其自身的转动使其具有三个角运动的自由度。通过这三个框架的合成运动，使内框架可以复现航天器在空间的角运动。仿真计算机可输出欧拉角、角速度和角加速度信号给三轴转台的伺服系统。使框架复现航天器的姿态角、角速度和角加速度。三轴转台的驱动元件有电动机和液压马达两大类。相应的驱动方式为电动驱动和液压驱动。电动驱动的优点是

能源简单、结构简单、安全性高。液压驱动的优点是液压马达在与电动机相同体积和重量条件下具有更高的功率和较小的惯性,所以液压三自由度转台有很好的动态特性,但不利因素是需要有液压源和管路如果采用高压油源则安全性差。

(3) 惯测装置

敏感转台仿真的再入航天器的角运动,输出角增量,通过总线输入模拟机载计算机。

(4) 模拟机载计算机

模拟完成机载计算机功能,启动、运行飞行软件完成特定信息处理,生成舵偏指令;舵偏指令通过 D/A 变换后加入功放板,产生电流控制信息,送舵系统,通过网络通讯将数据送给仿真计算机。

(5) 电动舵系统、舵机系统模拟器、力矩负载台

舵机接受舵偏指令信息,产生舵偏角,舵电位计测量舵偏角,实现反馈构成舵机闭环系统,并作为仿真机航天器模型的输入量。

(6) 其他仿真设备及接口

包括数据显示装置、各种检测设备、电源及接口,仿真计算机输出的驱动信号经接口变换后驱动相应的环境模拟设备,接口设备同时将实物系统的控制输入信号馈入仿真计算机。

因此,该半物理仿真试验环境是比较符合再入航天器实际飞行情况的。

7.3.2 航天器再入半物理仿真原理

(1) 再入姿态动力学仿真

由于航天器再入姿态动力学的机理非常复杂,再入速度较高、参数变化范围大、影响因素较多、空气动力学特性也很难在地面上用简单的方法进行精确模拟,再入姿态半物理仿真系统考虑用仿真计算机对航天器姿态动力学进行数值仿真实现。因此,航天器再入姿态动力学仿真就是在仿真计算机中对再入姿态动力学进行实时数值解算。

但因为是半物理仿真,因此,仍有其特点:一是它的实时性,数值解中的时间应与硬件工作的实际时间同步,二是气动力仿真需要通过仿真计算机与台体控制系统接口从参试部件中获取数据,以实现硬件介入回路的仿真。

(2) 再入姿态运动学仿真

在再入姿态运动学仿真中,运动学仿真通过三轴电动转台复现,它将再入航天器姿态动力学数值计算结果转换为航天器的姿态运动,从而完成半物理仿真

的过渡^{[1][6]}。三轴转台上放置的是陀螺组件,转台运动应表现航天器的惯性角速率。

根据转台模拟运动的性质和特点,获得运动模拟设备的正确的控制信号,是实现航天器再入姿态半物理仿真的关键。本试验方案将在建立再入航天器动力学和运动学模型的基础上推导姿态角运动模拟器的控制信号。

由于仿真试验在地面进行,陀螺输出还包含了地球自转的影响,这一附加输出在半物理仿真试验中应予以扣除^[1]。

转台运动角速度以及角度模拟如下:

陀螺组件测量的信号是绝对角速率矢量在航天器本体坐标系中的三个分量: $\omega_{bx}, \omega_{by}, \omega_{bz}$, 这三个分量通过航天器动力学模型计算已经获得。只要保证在转台的三个轴向安装的陀螺测出的信号刚好是 $\omega_{bx}, \omega_{by}, \omega_{bz}$, 也就正确地完成了角速度运动的模拟。

转台结构如图 7-2:

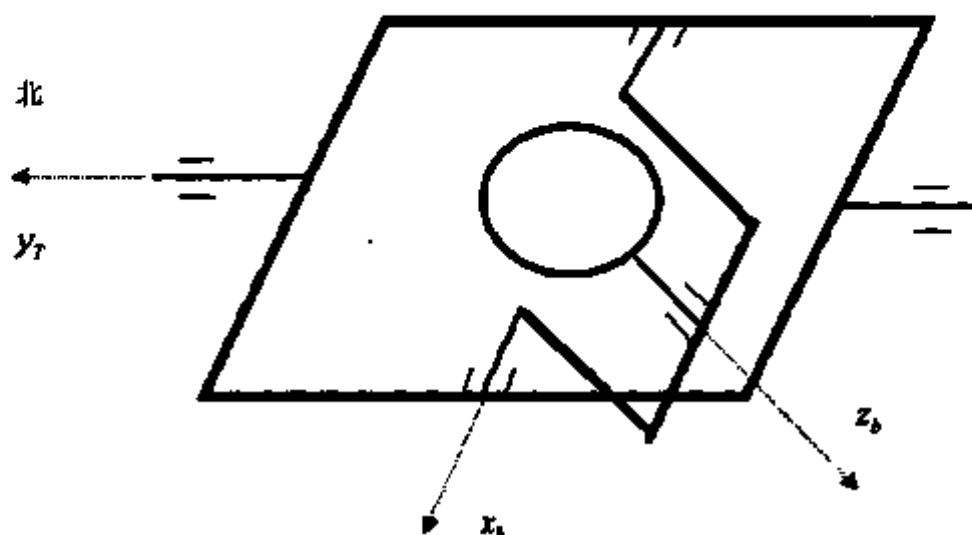


图 7-2 转台结构图

转台外框绕 y_T 轴转动,中框绕 x_b 轴转动,内框绕 z_b 轴转动。外框的转动范围无限制,可大于 360° ,中框和内框转动范围为 $\pm 60^\circ$ 。转台的放置方向要适当,使大角度转动只在外框上发生。由于陀螺组件测量的是绝对角速度,因此,在实验室里,地球的自转角速度必须考虑,就是说控制转台的运动和地球自转的运动一起形成转台轴向的三个分量: $\omega_{bx}, \omega_{by}, \omega_{bz}$ 。很明显其运动关系与实验室在地球上的位置有关,与转台放置的方位有关。

为建立转台运动学关系式先定义以下有关坐标系:

- 1、地心惯性坐标系:(见 2.3.1 节的坐标系定义)

地球自转角速率 ω_e 在地心惯性坐标系中的表示为： $[0 \ 0 \ \omega_e]_E$ 。

2、地理坐标系 $O_T x_T y_T z_T$ ：

该坐标系原点 O_T 固定在地球表面某处（如实验室）， $O_T x_T$ 轴指向西， $O_T y_T$ 轴指向北， $O_T z_T$ 轴指向地。

从地心惯性系到地理坐标系的转换矩阵为：

$$E_T = \begin{bmatrix} \sin(\omega_e t + \mu) & -\cos(\omega_e t + \mu) & 0 \\ -\sin\phi \cos(\omega_e t + \mu) & -\sin\phi \sin(\omega_e t + \mu) & \cos\phi \\ -\cos\phi \cos(\omega_e t + \mu) & -\cos\phi \sin(\omega_e t + \mu) & -\sin\phi \end{bmatrix} \quad (7-1)$$

其中， μ 为仿真起始时刻实验室相对春分点的经度。 ϕ 为实验室的地理纬度。西安地理纬度大约为 $\phi \approx 34^\circ$ 。

ω_e 在地理坐标系中的表示为：

$$E_T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_e \cos\phi \\ -\omega_e \sin\phi \end{bmatrix} \quad (7-2)$$

在实验室转台产生的绝对角速度矢量为：

$$\omega = \omega_e + \omega_r \quad (7-3)$$

ω_r 表示相对于地理坐标系的角速度矢量为：

$$\omega_r = \dot{\phi}_i + \dot{\gamma}_i + \dot{\psi}_i \quad (7-4)$$

其中 γ_i 、 ϕ_i 、 ψ_i 为转台相对于地理坐标系的欧拉角。转动顺序为：先绕 y_T 轴转 ϕ_i ，再绕 x_T 轴转 γ_i ，然后绕 z_T 轴转 ψ_i 。

ω 在转台体坐标系中的表示为：

$$\begin{aligned}
\omega_s &= T_s \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_s \cos \phi \\ -\omega_s \sin \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi}_s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \psi_s & \sin \psi_s & 0 \\ -\sin \psi_s & \cos \psi_s & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\gamma}_s \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\
&+ \begin{bmatrix} \cos \psi_s & \sin \psi_s & 0 \\ -\sin \psi_s & \cos \psi_s & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_s & \sin \gamma_s \\ 0 & -\sin \gamma_s & \cos \gamma_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\phi}_s \\ 0 \end{bmatrix} \\
&= T_s \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_s \cos \phi \\ -\omega_s \sin \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \psi_s & \sin \psi_s \cos \gamma_s & 0 \\ -\sin \psi_s & \cos \psi_s \cos \gamma_s & 0 \\ 0 & -\sin \gamma_s & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\gamma}_s \\ \dot{\phi}_s \\ \dot{\psi}_s \end{bmatrix} \quad (7-5)
\end{aligned}$$

式中 T_s 表示从地理坐标坐标系到转台体坐标系的转换矩阵:

$$T_s = \begin{bmatrix} \cos \psi_s & \sin \psi_s & 0 \\ -\sin \psi_s & \cos \psi_s & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_s & \sin \gamma_s \\ 0 & -\sin \gamma_s & \cos \gamma_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \phi_s & 0 & -\sin \phi_s \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi_s & 0 & \cos \phi_s \end{bmatrix} \quad (7-6)$$

可得转台的运动学方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma}_s \\ \dot{\phi}_s \\ \dot{\psi}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi_s & -\sin \psi_s & 0 \\ \frac{\sin \psi_s}{\cos \gamma_s} & \frac{\cos \psi_s}{\cos \gamma_s} & 0 \\ \sin \psi_s \tan \gamma_s & \tan \gamma_s \cos \psi_s & 1 \end{bmatrix} \left\{ \omega_s - T_s \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_s \cos \phi \\ -\omega_s \sin \phi \end{bmatrix} \right\} \quad (7-7)$$

对运动学方程进行数值积分可以获得控制转台运动的欧拉角:

$$\gamma_s, \phi_s, \psi_s$$

为方便起见可选择 γ_i 、 ϕ_i 、 ψ_i 的初值为零, 不同的初值选择, 由式 (7-7)

同样可以表现出 ω_i , 其区别只是在实验室中的惯性指向有所不同, 这并不影响表现结果。

将航天器运动学与动力学联立进行实时数值积分, 可以连续地获得每一瞬时外轴、中轴和内轴的转角, 用这些转角作为指令驱动三轴转台运动, 则其内框实际上就可模拟航天器的姿态运动了。

另外, 在航天器再入姿态半物理仿真系统设计过程中, 还需要解决一系列共性的技术问题, 诸如:

- 实验系统与原型系统的相似性及相似条件;
- 仿真系统主要部件的选择、安装与调试;
- 仿真系统中各主要部件之间的接口关系;
- 电动转台等设备初始位置的设置及仿真结束后的自动复位;
- 电动转台系统的动/静态特性的测试;
- 仿真机与外部设备之间信息交换及传递帧同步问题;
- 仿真系统中长线传输引起的噪声干扰的抑制与排除;
- 仿真系统各主要部件的建模及系统中各类误差的定量估算及补偿;
- 仿真软件的实时性及仿真求解精度;
- 整个仿真系统的统一监控与协调;
- 仿真系统的置信度与仿真结果的可信性分析等。

7.4 航天器再入半物理仿真试验方法

7.4.1 舵回路模块

(1) 舵回路系统

舵机回路系统一般由控制器、驱动器、电动舵机和反馈电位器等四大部分组成。电动舵机的工作原理是根据姿态控制电路输出的一定大小和极性的舵控制信号 v_i , 操纵舵面转动。

电动舵机是集自动控制、电力电子技术、精密制造等多种专业于一体的综合性机电产品, 建立电动舵机系统的数学模型, 是对系统进行分析、研究的前提。实际中, 舵机存在着许多非线性因素^{[150][152]}。

舵机系统的非线性因素主要包括:

- 1) 舵机中舵轴、传动机构等机械部分产生的干摩擦;
- 2) 由 PWM 功放电路电压饱和引起的非线性;
- 3) 人为设置的电机电流限幅引起的非线性等等。

本文将电动舵机模型简化为一阶惯性环节, 如图 7-3 所示。

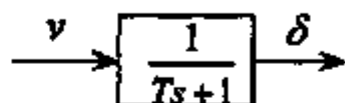


图 7-3 舵机简化模型

其中, T 为舵机时间常数, v 为输入控制电压, δ 为舵机转角。

$$\begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{Ts+1} & & \\ & \frac{1}{Ts+1} & \\ & & \frac{1}{Ts+1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \quad (7-8)$$

其中, $\delta_i, i=x, y, z$ 表示舵机转角, $v_i, i=x, y, z$ 表示舵控制电压信号, T 表示舵机时间常数。

由式 (7-8) 可得舵机的状态方程如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{\delta}_x \\ \dot{\delta}_y \\ \dot{\delta}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{T} & & \\ & -\frac{1}{T} & \\ & & -\frac{1}{T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \quad (7-9)$$

(2) 舵机回路系统的变结构控制器设计
取滑模面为:

$$\begin{cases} s_{\delta_x} = \lambda_{\delta_x} (\delta_{x*} - \delta_x) \\ s_{\delta_y} = \lambda_{\delta_y} (\delta_{y*} - \delta_y) \\ s_{\delta_z} = \lambda_{\delta_z} (\delta_{z*} - \delta_z) \end{cases} \quad (7-10)$$

其中, $s_{\delta_i}, i=x, y, z$ 为滑模面, $\lambda_i, i=x, y, z$ 为常数, $\delta_{i*}, i=x, y, z$ 为参考舵偏指令。

选取趋近律为:

$$\begin{cases} \dot{s}_{\delta x} = -\rho_{\delta x} \operatorname{sign}(s_{\delta x}) \\ \dot{s}_{\delta y} = -\rho_{\delta y} \operatorname{sign}(s_{\delta y}) \\ \dot{s}_{\delta z} = -\rho_{\delta z} \operatorname{sign}(s_{\delta z}) \end{cases} \quad (7-11)$$

其中, $\rho_{\delta i}, i = x, y, z$ 为常数。

对式 (7-10) 求导, 并代入趋近律得滑模变结构控制律如下:

$$\begin{cases} v_x = \frac{1}{T} \delta_x + \frac{\rho_{\delta x}}{\lambda_{\delta x}} \operatorname{sign}(s_{\delta x}) + \dot{\delta}_x \\ v_y = \frac{1}{T} \delta_y + \frac{\rho_{\delta y}}{\lambda_{\delta y}} \operatorname{sign}(s_{\delta y}) + \dot{\delta}_y \\ v_z = \frac{1}{T} \delta_z + \frac{\rho_{\delta z}}{\lambda_{\delta z}} \operatorname{sign}(s_{\delta z}) + \dot{\delta}_z \end{cases} \quad (7-12)$$

仿真结果如图 7-4 所示:

对于舵回路系统, 如果使用传统的控制方法, 比如 PID 控制, 跟踪输出的快速性和小超调往往是矛盾的, PID 参数需要反复选择来协调矛盾。但是采用滑模变结构控制, 则可以从根本上解决上述矛盾, 跟踪输出可以做到快速响应和零超调。再则滑模变结构的鲁棒性也较强。

仿真结果图 7-4 充分地表明了, 应用变结构控制设计舵回路, 可以获得良好的舵回路系统动态特性, 使系统在跟踪方波试验中, 响应速度快且无超调, 抗干扰的能力较强。

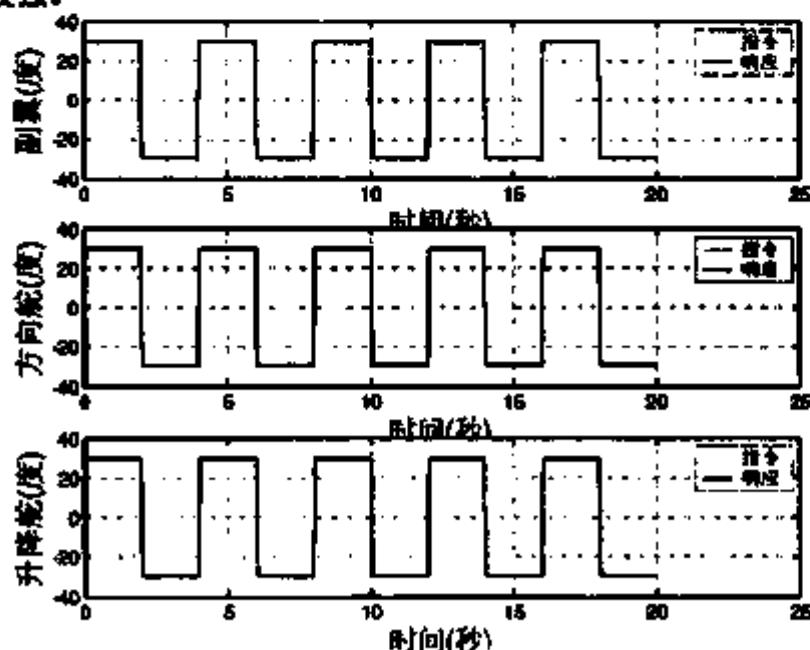


图 7-4 舵回路仿真效果图

7.4.2 气动力矩仿真计算模块

航天器再入气动模型是严重非线性的,一般很难用解析的表达式来表示,是航天器再入系统仿真模型较难确定的部分,它也是本半物理仿真系统的重要组成部分,由气动参数所确定的作用在航天器上的气动力和气动力矩是影响航天器再入姿态动力学模型精确度的主要因素,它直接影响着整个系统仿真的精确度,所以气动模型的建立与验证一直是人们非常关心的,气动力与气动力矩参数可由风洞试验和飞行试验数据确定,由于风洞试验也有一定的局限性,因此,气动数据要经过飞行试验校验后进行反复修正。

根据第二章内容,按照空气动力学习惯,各气动力矩可以通过气动力矩系数来表示,其仿真计算模型如下^{[82][83]}:

$$\begin{cases} M_x = m_x \frac{1}{2} \rho v^2 S l \\ M_y = m_y \frac{1}{2} \rho v^2 S l \\ M_z = m_z \frac{1}{2} \rho v^2 S b_A \end{cases} \quad (7-13)$$

l 为航天器翼展, b_A 为航天器平均气动力弦长, m_x, m_y, m_z 为滚动力矩系数、偏航力矩系数、和俯仰力矩系数,

$$\begin{cases} m_x = m_x(\beta, \delta_x, \omega_x, \omega_y, \alpha, \delta_y, \delta_z) \\ m_y = m_y(\beta, \delta_y, \omega_x, \omega_y) \\ m_z = m_z(\alpha, \delta_z) \end{cases} \quad (7-14)$$

为设计非线性反馈控制器,将式(7-13)中的 M_x, M_y, M_z 分别展开为如下的线性形式:

$$\begin{aligned} M_x &= \frac{1}{2} \rho v^2 S l (m_x^0 \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y + m_x^{\delta_x} \delta_x + (m_x^{\delta_y} + m_x^{\delta_y'}) \delta_y + m_x^{\delta_z} \delta_z) \\ M_y &= \frac{1}{2} \rho v^2 S l (m_y^0 \beta + m_y^{\omega_x} \omega_x + m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\delta_x} \delta_x + (m_y^{\delta_y} + m_y^{\delta_y'}) \delta_y + m_y^{\delta_z} \delta_z) \\ M_z &= \frac{1}{2} \rho v^2 S b_A (m_z^0 \alpha + m_z^{\omega_x} \omega_x + m_z^{\delta_z} \delta_z) \end{aligned} \quad (7-15)$$

上式中,各气动力矩导数也均为时变的非线性多元函数,各气动力矩导数具体的函数关系可由如下的表达方式给出^[10]:

$$\begin{aligned}
 & m_x^{\beta}(Ma, \alpha, \beta, \delta_y), m_x^{\alpha}(Ma, \alpha, \beta, \delta_x), \\
 & m_x^{\omega_y}(Ma, \alpha, \beta, \delta_y), m_x^{\delta_x}(Ma, \alpha, \beta, \delta_x), \\
 & m_x^{\delta_y}(Ma, \alpha, \beta, \delta_y), m_x^{\delta_z}(Ma, \alpha, \beta, \delta_z), \\
 & m_y^{\beta}(Ma, \alpha, \beta, \delta_y), m_y^{\alpha}(Ma, \alpha, \beta, \delta_x), \\
 & m_y^{\omega_x}(Ma, \alpha, \beta, \delta_x), m_y^{\delta_y}(Ma, \alpha, \beta, \delta_y), \\
 & m_z^{\alpha}(Ma, \alpha, \beta, \delta_x), m_z^{\delta_x}(Ma, \alpha, \beta, \delta_x), \\
 & m_z^{\delta_y}(Ma, \alpha, \beta, \delta_y)
 \end{aligned} \tag{7-16}$$

为了较真实地仿真再入航天器的气动力矩,各气动导数可以从吹风数据进行多元插值计算获得,也可以对特征点处的数据进行拉偏近似。

7.4.3 成形滤波器模块

一般来说分析有色噪声时,总是把有色噪声过程通过一阶(或高阶)虚拟系统白化成等效白噪声作用的状态,即构造成形滤波器,那么能否构造成形滤波器、如何构造?这是有色噪声白化的两个关键问题。

常用确定成形滤波器的方法是对随机信号自相关函数的功率谱进行分解,从而得到其成形滤波器的传递函数。但这种谱分解的方法要求随机信号自相关函数的功率谱必须是有理式,同时又不适用于多维随机向量信号的状态方程建模。因此这里给出一种不需要功率谱分解的构造成形滤波器的工程近似方法^{[109]~[112][126]}。

(1) 成形滤波器设计方法改进

根据成形滤波器的定义,不失一般性,写出成形滤波器的状态变量微分方程如下:

$$W(t) = C(t)Z(t) \tag{7-17}$$

$$\dot{Z}(t) = M(t)Z(t) + V(t) \tag{7-18}$$

式中, $W(t)$ 为非平稳有色噪声, $Z(t)$ 为平稳有色噪声, $C(t)$ 和 $M(t)$ 均为系数, $V(t)$ 为等效白噪声, 方差为 Q , 与 $Z(t)$ 独立。

公式(7-17)(7-18)确定的系统就是非平稳有色噪声 $W(t)$ 或平稳有色噪声

$Z(t)$ 可以白化成白噪声 $V(t)$ 的表达式, 换句话说即是等效白噪声 $V(t)$ 的输入通过线性系统 (7-17) (7-18) 形成有色噪声输出。但就目前的研究结果, 并不是任何一个有色噪声过程都可以写成 (7-17) (7-18) 式, 也就是说并不是任何一个有色噪声过程都可以白化, 但对于一个平稳且具有有理功率谱密度的有色噪声过程是完全可以白化的。

我们知道平稳时间序列的平稳性反映在数字特征上表现为: 均值和方差为常数, 为此, 如果能得到一个非平稳时间序列 $\{W_n\}$ 的均值 $\{\mu_n\}$ 和方差 $\{\delta_n^2\}$, 作如下变换:

$$Z_n = \frac{1}{\delta_n} (W_n - \mu_n) \quad (7-19)$$

则 $\{Z_n\}$ 的均值和方差分别为 0 和 1, 虽不能说是平稳序列, 但其平稳性比 $\{W_n\}$ 要强, 为此, 称之为“工程近似平稳化”方法^[125]。

采用“工程近似平稳化”方法可以对任何一个有色噪声进行近似平稳化, 使其成为均值为零的近似平稳有色噪声 $Z(t)$, 其协方差函数阵为 $F(\tau) = E[Z(t+\tau)Z(t)^T]$ 且 $F(\tau)$ 为正定阵。

构造成形滤波器就是求解 $M(t)$, Q , 使得成形滤波器状态变量的协方差函数阵与 $F(\tau)$ 相等。

(2) $M(t)$, Q 的确定

定理: 随机向量序列 $Z(t)$ 由状态方程 (7-18) 描述, 给定 $Z(t)$ 的均值为零, 协方差函数阵为 $F(\tau)$, $V(t)$ 为白噪声, 那么就有^[126],

1) $V(t)$ 的均值为零, 即

$$E\{V(t)\} = 0 \quad (7-20)$$

2) $M(t)$ 满足下式

$$e^{Mt} = F(t)F(0)^{-1} \quad (7-21)$$

$$\text{或 } F(t_1) - F(0) = M \cdot \int_0^{t_1} F(\tau) d\tau \quad (7-22)$$

3) $V(t)$ 的方差 Q 为

$$Q = -[MF(0) + F(0)^T M^T] \quad (7-23)$$

证明过程参见文献[126], 下面给出一个实例。

设一随机干扰的协方差函数阵为: $F(\tau) = e^{-\tau H}$, 利用式 (7-22), 可得矩阵

M ,

$$\begin{aligned}
 M &= [F(t) - F(0)] \cdot \left[\int_0^t F(\tau) d\tau \right]^{-1} \\
 &= [e^{-\xi t} - 1] \cdot \left[\frac{1}{-\xi} (e^{-\xi t} - 1) \right]^{-1} = -\xi
 \end{aligned}
 \quad (7-24)$$

再由式 (7-23) 得 $V(t)$ 的方差 Q :

$$Q = -(-\xi - \xi) = 2\xi \quad (7-25)$$

仿真结果分别如图 7-5、图 7-6 所示:

显然图 7-6 噪声信号的随机性小, 相关性大, 它是经图 7-5 所示的白噪声经过成形滤波器形成的。

并且由仿真过程还可以得出, ξ 的取值越大, 干扰越接近白噪声, ξ 的取值越小, 干扰越接近有色噪声。

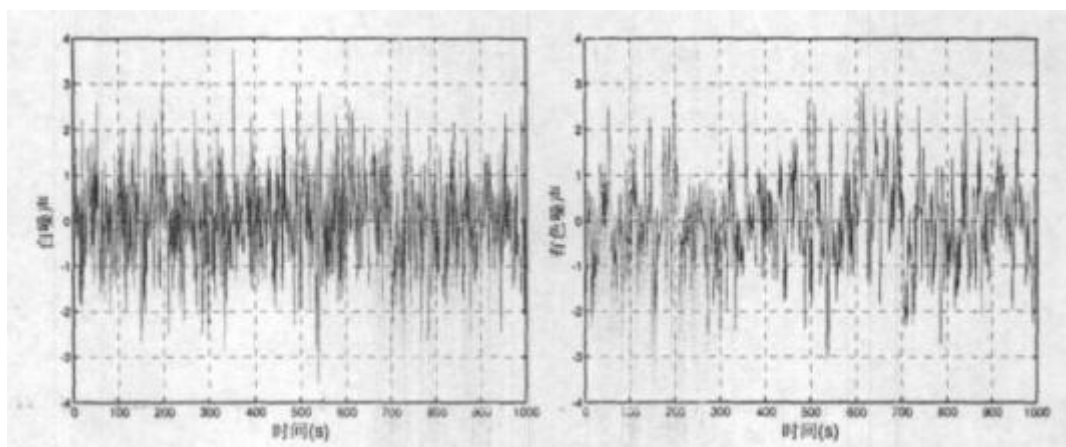


图 7-5 白噪声

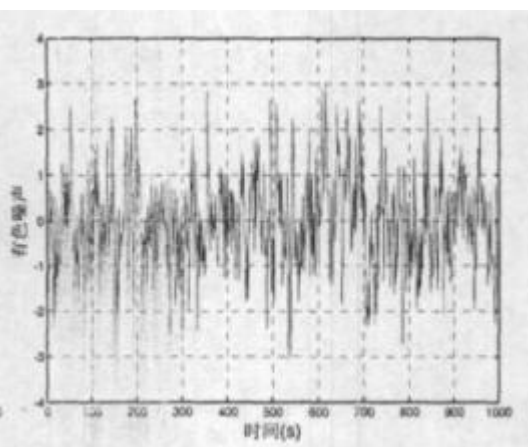


图 7-6 有色噪声

7.5 双环滑模控制器设计

7.5.1 引言

针对高速再入航天器模型的快时变、强耦合、严重非线性特点, 其控制器设计的难点在于: 再入航天器模型中的气动力及气动力矩都是关于攻角、侧滑角、马赫数等元素的多元函数, 这比一般航天器气动特性要复杂许多, 耦合及非线性特性更强, 因而很难利用经典的特征点线性化方法对系统进行综合。为设计控制

器, 首先引入时间尺度分离的概念, 即: 假设角速度的跟踪速度大于姿态角的跟踪速度, 这种假设是符合实际物理意义的。于是, 控制器的设计就可以分解为角速度跟踪的内环控制器设计和姿态角跟踪的外环控制器设计来分别进行。

本节就是在上述研究的基础上, 给出了一种双环滑模变结构控制器设计方案 [127]~[128]。该控制器框图见图 7-7 所示。本控制器的设计包含了两个步骤: 第一, 外环把期望角速度作为虚拟输入, 对要求的姿态角进行渐近跟踪。第二, 内环应用控制力矩作为输入, 对要求的角速度进行跟踪。

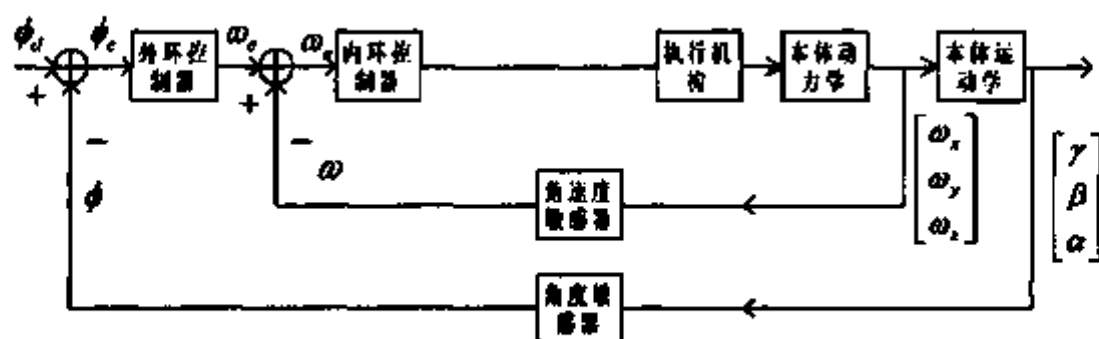


图 7-7 双环滑模变结构控制器框图

7.5.2 航天器再入姿态动力学仿真

实际航天器仿真动力学方程如下:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x &= \frac{1}{(I_x I_y - I_z^2)} \left[(I_y^2 - I_x I_z + I_z^2) \omega_y \omega_z - (I_x I_y + I_y I_z - I_z I_x) \omega_z \omega_x + I_y M_x^a \omega_z \right. \\ &\quad + I_x M_x^{\delta_x} \delta_x + I_y M_x^{\delta_y} \delta_y + I_z M_x^{\delta_z} \delta_z + I_y M_{\alpha} + I_x M_{\beta} + I_z M_{\gamma} \beta \\ &\quad \left. + I_y M_y^{\omega_y} \omega_y + I_z M_y^{\delta_y} \delta_y + I_z M_{\phi} + I_z M_{\psi} \right] \\ \dot{\omega}_y &= \frac{1}{(I_x I_y - I_z^2)} \left[(I_x I_y + I_y I_z - I_z I_x) \omega_y \omega_z + (I_x I_z - I_y^2 - I_z^2) \omega_z \omega_x + I_z M_y^a \omega_x \right. \\ &\quad + I_x M_y^{\delta_x} \delta_x + I_z M_y^{\delta_y} \delta_y + I_z M_y^{\delta_z} \delta_z + I_z M_{\alpha} + I_z M_{\beta} + I_x M_{\gamma} \beta \\ &\quad \left. + I_x M_z^{\omega_y} \omega_y + I_x M_z^{\delta_y} \delta_y + I_x M_{\phi} + I_x M_{\psi} \right] \\ \dot{\omega}_z &= \frac{1}{I_z} \left[(I_x - I_y) \omega_y \omega_x + I_z (\omega_x^2 - \omega_y^2) + M_z^a \alpha + M_z^{\omega_x} \omega_x + M_z^{\delta_x} \delta_x \right. \\ &\quad \left. + M_{\alpha} + M_{\beta} \right] \end{aligned} \quad (7-26)$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z - (\omega_x \cos \alpha \sin \beta - \omega_y \sin \alpha \sin \beta - \dot{\psi} \cos \alpha \sin \gamma + \dot{\sigma} \cos \gamma) / \cos \beta$$

$$\begin{aligned}
 \dot{\beta} &= \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha - \dot{\psi}_x \cos \sigma \cos \gamma_x - \dot{\sigma} \sin \gamma_x \\
 \dot{\gamma}_x &= \omega_x \cos \alpha \cos \beta - \omega_y \sin \alpha \cos \beta \\
 &+ (\omega_x \cos \alpha \sin \beta - \omega_y \sin \alpha \sin \beta - \dot{\psi}_x \cos \sigma \sin \gamma_x + \dot{\sigma} \cos \gamma_x) \tan \beta \\
 &- \dot{\psi}_x \sin \sigma
 \end{aligned} \tag{7-27}$$

为了简化控制器的设计, 考虑再入航天器仿真对象如式 (7-26)、(7-27) 符合时间尺度分离原则, 可以采用双环滑模控制策略, 对原方程进行降阶, 达到简化控制器设计的目的。

选取滑模面如下:

$$\begin{cases}
 s_1 = \lambda_1 (\gamma_x - \gamma_r) \\
 s_2 = \lambda_2 (\beta_r - \beta) \\
 s_3 = \lambda_3 (\alpha_r - \alpha) \\
 s_4 = \lambda_4 (\omega_x - \omega_r) \\
 s_5 = \lambda_5 (\omega_y - \omega_r) \\
 s_6 = \lambda_6 (\omega_z - \omega_r)
 \end{cases} \tag{7-28}$$

选取滑模趋近律如下:

$$\begin{cases}
 \dot{s}_1 = -\rho_1 \text{sign}(s_1) \\
 \dot{s}_2 = -\rho_2 \text{sign}(s_2) \\
 \dot{s}_3 = -\rho_3 \text{sign}(s_3) \\
 \dot{s}_4 = -\rho_4 \text{sign}(s_4) \\
 \dot{s}_5 = -\rho_5 \text{sign}(s_5) \\
 \dot{s}_6 = -\rho_6 \text{sign}(s_6)
 \end{cases} \tag{7-29}$$

对式 (7-28) 求导, 并带入相关方程, 可求出以下滑模控制律:
外环滑模控制器:

$$\begin{aligned}
 \omega_x &= \cos \alpha [\sin \beta \dot{\psi}_x \cos \delta \sin \gamma_x - \sin \beta \dot{\delta} \cos \gamma_x + \cos \beta \dot{\psi}_x \sin \delta \\
 &+ \cos \beta \frac{\rho_1}{\lambda_1} \text{sign}(s_1) + \cos \beta \dot{\gamma}_x] + \sin \alpha [\dot{\psi}_x \cos \delta \cos \gamma_x + \dot{\delta} \sin \gamma_x \\
 &+ \frac{\rho_2}{\lambda_2} \text{sign}(s_2) + \dot{\beta}_r]
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\omega_y = & \cos \alpha \left[\dot{\psi}, \cos \delta \cos \gamma, + \dot{\delta} \sin \gamma, + \frac{\rho_2}{\lambda_2} \operatorname{sign}(s_2) + \dot{\beta}, \right] \\
& - \sin \alpha \left[\sin \beta \dot{\psi}, \cos \delta \sin \gamma, - \sin \beta \dot{\delta} \cos \gamma, + \cos \beta \dot{\psi}, \sin \delta \right. \\
& \left. + \cos \beta \frac{\rho_1}{\lambda_1} \operatorname{sign}(s_1) + \cos \beta \dot{\gamma}, \right] \\
\omega_z = & \frac{1}{\cos \beta} \left(\omega_x \cos \alpha \sin \beta - \omega_y \sin \alpha \sin \beta - \dot{\psi}, \cos \delta \sin \gamma, + \dot{\delta} \cos \gamma, \right) \\
& + \frac{\rho_3}{\lambda_3} \operatorname{sign}(s_3) + \dot{\alpha},
\end{aligned}$$

(7-30)

内环滑模控制器:

$$\begin{aligned}
\delta_z = & \frac{1}{M_z^{\delta_z}} \left[- (I_x - I_y) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) - M_z^{\alpha} \alpha - M_z^{\omega_z} \omega_z - M_{\alpha} \right. \\
& \left. - M_{\beta} + \frac{I_x \rho_6}{\lambda_6} \operatorname{sign}(s_6) + I_x \dot{\omega}_x \right] \\
\delta_y = & \frac{1}{(I_y^2 - I_x I_z) M_y^{\delta_y}} \left\{ I_{xy} \left[- (I_y^2 - I_x I_z + I_z^2) \omega_x \omega_z + (I_y I_{xy} + I_{xy} I_x - I_{xy} I_z) \omega_x \omega_z \right. \right. \\
& - I_y M_x^{\omega_x} \omega_x - I_y M_x^{\delta_x} \delta_x - I_y M_{\alpha} - I_y M_{\beta} - I_{xy} M_y^{\beta} \beta - I_{xy} M_y^{\omega_y} \omega_y - I_{xy} M_{\alpha} \\
& \left. - I_{xy} M_{\beta} + (I_x I_y - I_y^2) \left(\frac{\rho_4}{\lambda_4} \operatorname{sign}(s_4) + \dot{\omega}_x \right) \right] \\
& - I_y \left[- (I_{xy} + I_{xy} I_x - I_{xy} I_z) \omega_x \omega_z - (I_x I_z - I_y^2 - I_x^2) \omega_x \omega_z \right. \\
& - I_{xy} M_x^{\omega_x} \omega_x - I_{xy} M_x^{\delta_x} \delta_x - I_{xy} M_{\alpha} - I_{xy} M_{\beta} - I_x M_y^{\beta} \beta - I_x M_y^{\omega_y} \omega_y - I_x M_{\alpha} \\
& \left. - I_x M_{\beta} + (I_x I_y - I_y^2) \left(\frac{\rho_5}{\lambda_5} \operatorname{sign}(s_5) + \dot{\omega}_x \right) \right] \left. \right\} \\
\delta_x = & \frac{1}{I_x M_x^{\delta_x}} \left[- (I_y M_x^{\delta_y} + I_{xy} M_y^{\delta_y}) \delta_y - (I_y^2 - I_x I_z + I_z^2) \omega_y \omega_z \right.
\end{aligned}$$

(7-31)

由于惯性积与主惯量相比较小, 为了进一步简化控制器设计, 我们也可以忽略惯性积项。

得到需要的舵偏角后, 把它作为舵指令输入舵回路后得到实际舵偏角, 再将实际舵偏角代入气动力矩仿真计算模块计算再入气动力矩。

为验证控制器设计效果,结合某再入航天器进行了仿真,该再入航天器的

转动惯量为: $I = \begin{bmatrix} 1100 & -200 & 0 \\ -200 & 7500 & 0 \\ 0 & 0 & 7600 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2$, 仿真结果分别如图 7-8~7-11:

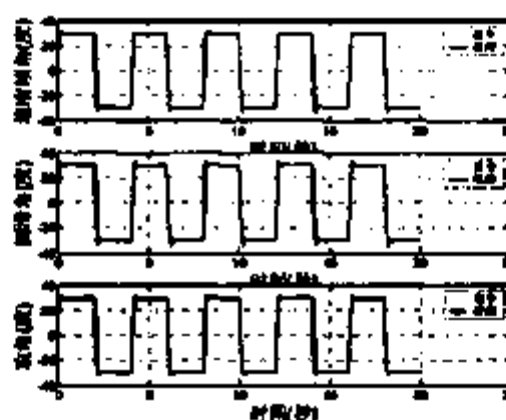


图 7-8 姿态角跟踪响应

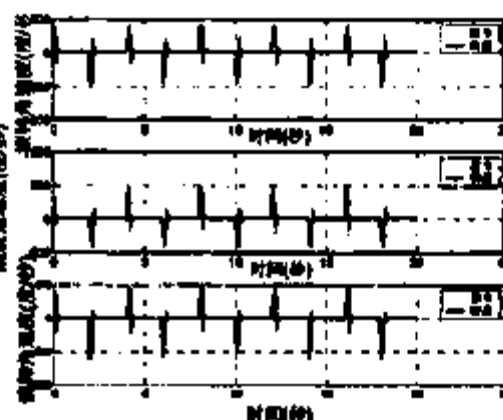


图 7-9 角速度跟踪响应

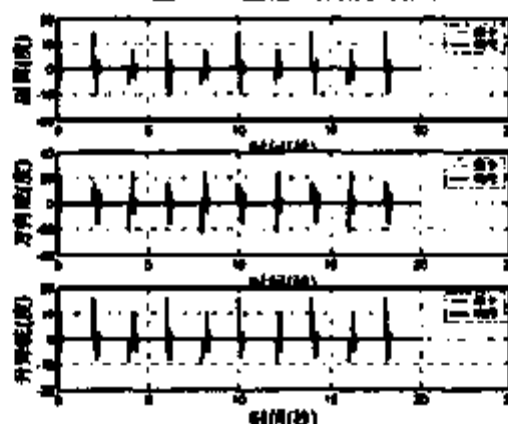


图 7-10 舵控制指令

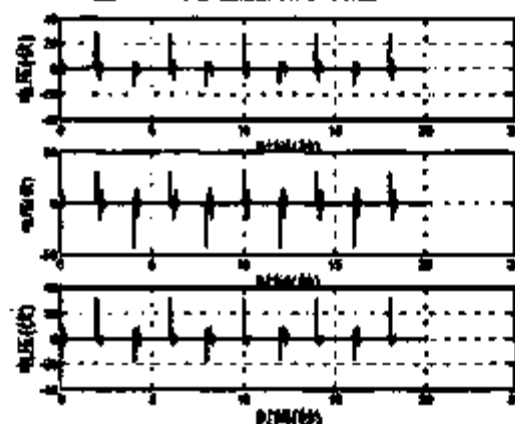


图 7-11 舵电压

以上是航天器再入姿态滑模变结构控制仿真结果图,从结果可以看出:跟踪方波时上升时间较短,而且超调量也较小。

可见滑模控制方法具有明显的优越性,对外界干扰具有很强的鲁棒性,使得系统仿真精度得以提高,也间接地提高了半物理仿真系统的可信度。

7.6 半物理仿真系统置信度验证

7.6.1 置信度验证试验

在研究系统的动态性能时,通常是采用在零初始条件下,对系统在阶跃信号输入下的响应过程进行评价以分析系统的动态特性。因此,我们在航天器再入姿态半物理仿真系统的模型置信度验证时,选取系统的动态指标:超调量、过渡时

间、稳定时间和峰值时间等来进行模型可信度的评价和验证,先建立置信度评估指标模型如图 7-12:

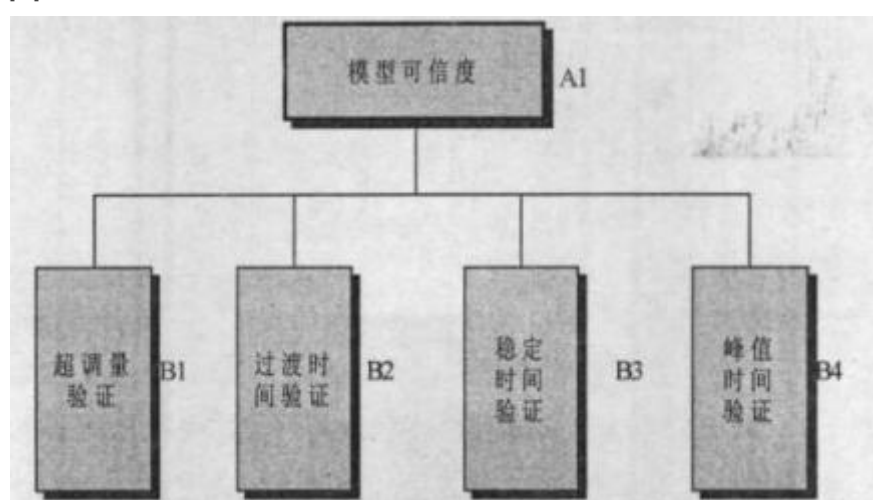


图 7-12 指标 A1 置信度评估指标模型

根据模型可信度评估指标模型,由专家按照评估指标 B 层上的各特征元素对上层元素的可信度影响大小程度进行排序,然后利用指数标度法给判断矩阵赋值^[41]。再将判断矩阵定量化,构造该指标模型的判断矩阵 Z 为:

$$Z = \begin{bmatrix} A1 & B1 & B2 & B3 & B4 \\ B1 & 1 & 0.783 & 0.783 & 0.295 \\ B2 & 1.276 & 1 & 1.276 & 0.377 \\ B3 & 1.276 & 0.783 & 1 & 0.377 \\ B4 & 3.387 & 2.654 & 2.654 & 1 \end{bmatrix}$$

根据上述判断矩阵,计算各特征元素的权重数值如下:

1) 计算判断矩阵 Z 每一行元素的乘积 α_i :

$$\alpha_1 = 0.1809, \alpha_2 = 0.6138, \alpha_3 = 0.3767, \alpha_4 = 23.8571$$

2) 计算 α_i 的 4 次方根 $\bar{\beta}_i$:

$$\bar{\beta}_1 = 0.6522, \bar{\beta}_2 = 0.8851, \bar{\beta}_3 = 0.7834, \bar{\beta}_4 = 2.2101$$

3) 对 $\bar{\beta}_i$ 进行归一化处理:

$$\sum_{i=1}^4 \bar{\beta}_i = 0.6522 + 0.8851 + 0.7834 + 2.2101 = 4.5308$$

$$\beta_1 = \frac{\bar{\beta}_1}{\sum_{i=1}^4 \bar{\beta}_i} = \frac{0.6522}{4.5308} = 0.1439, \beta_2 = \frac{\bar{\beta}_2}{\sum_{i=1}^4 \bar{\beta}_i} = \frac{0.8851}{4.5308} = 0.1954,$$

$$\beta_3 = \frac{\bar{\beta}_3}{\sum_{i=1}^4 \bar{\beta}_i} = \frac{0.7834}{4.5308} = 0.1729, \beta_4 = \frac{\bar{\beta}_4}{\sum_{i=1}^4 \bar{\beta}_i} = \frac{2.2101}{4.5308} = 0.4878$$

由上述分析, 计算权重得:

$$(0.1439 \quad 0.1954 \quad 0.1729 \quad 0.4878)$$

随机一致性指标 $CR = 0.0030 < 0.1$, 符合一致性要求。

在相同的初始条件下, 对两个评估系统分别输入阶跃信号, 获取试验数据, 理论飞行试验数据取两个样本, 而半物理仿真试验可以重复多次, 因此, 为了进行置信度评估, 对半物理仿真系统进行重复试验, 获得10组样本数据, 每组样本容量为10, 其中理论飞行仿真与半物理仿真的阶跃响应曲线各取一次, 分别如图7-13、7-14;

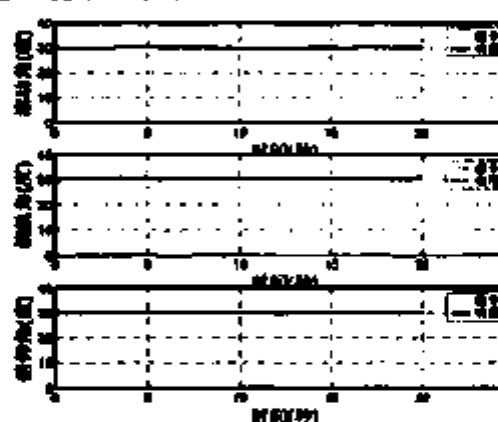


图 7-13 飞行仿真阶跃输入响应

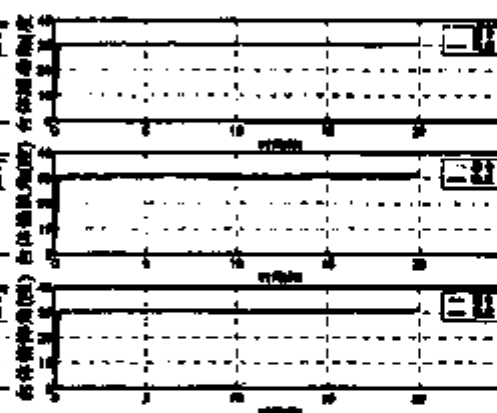


图 7-14 半物理仿真阶跃输入响应

首先, 对系统的超调量指标 $B1$, 进行置信度评估, 对于这个检验的置信度, 根据前面的叙述, 可以转化为每次半物理仿真样本都分别与理论飞行仿真样本, 对时域超调量指标 $B1$, 进行一致性检验。其中的一组对应样本如表 7-1:

表 7-1 对应样本

Y	0.065	0.012								
X	-0.023	0	0.068	0.089	0.02	0.056	0.045	0	-0.15	0.126

将两组样本进行混合排序, 可得下表 7-2:

表 7-2 混合排序样本

序号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
排序	-0.15	-0.023	0	0	0.012	0.02	0.045	0.056	0.065	0.068	0.089	0.126

于是可得秩和为 $T = 9 + 5 = 14$, 给定置信水平 $\alpha = 0.05$, 查表可得 T_1, T_2 分

别为 5.21, 所以满足 $P\{T_1 < T < T_2 | \text{相容}\} = 1 - \alpha$, 两组样本是相容的, 可以接受。

对十组数据进行上述同样的检验, 可得有 7 组样本可以接受检验, 那么由式 (3-48) 可得:

$$P\{D \in \Theta\} = \lim_{m \rightarrow \infty} \frac{k}{m} = 0.7$$

β 的取值与 H_1 假设的设置有关, 这可以通过采用的检验方法的施行特征函数计算或查表求得: $\beta = 0.01$, 代入式 (3-47) 可得: $P(H_0) = 0.734$ 。

再将上述 α 、 β 和 $P(H_0)$ 的值分别代入式 (3-46), 可得指标 B1 的置信度为:

$$P\{H_0 | D \in \Theta\} = \frac{1}{1 + \frac{(1 - P\{H_0\})}{P\{H_0\}} \frac{\beta}{1 - \alpha}} = 0.996$$

同理, 可以依次获得: 过渡时间 B2、稳定时间 B3 和峰值时间 B4 指标的置信度, 并且各指标权重前面已计算给出, 现分别列于表 7-3。

表 7-3 指标 A1 的各子指标置信度及权重

指标	B1	B2	B3	B4
置信度	0.996	0.973	0.932	0.897
权重	0.1439	0.1954	0.1729	0.4878

最后可得: 指标 A1 模型置信度为:

$$Q_{A1} = 0.996 \times 0.1439 + 0.973 \times 0.1954 + 0.932 \times 0.1729 + 0.897 \times 0.4878 = 0.932$$

7.6.2 半物理仿真系统置信度计算

建立航天器再入姿态半物理仿真系统可信度评估指标模型如图 7-15。

首先根据专家对评价指标模型各层上的特征元素对上层元素的可信度影响大小进行量化、排序, 构造相应元素的判断矩阵如下:

A1 子指标权重判断矩阵 P1 为:

$$\begin{bmatrix} A1 & A11 & A12 \\ A11 & 1 & 1 \\ A12 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (7-32)$$

A6子指标权重判断矩阵P6为:

$$\begin{bmatrix} A6 & A61 & A62 \\ A61 & 1 & 1 \\ A62 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (7-33)$$

A主指标权重判断矩阵P0为:

$$\begin{bmatrix} A & A1 & A2 & A3 & A4 & A5 & A6 & A7 \\ A1 & 1 & 0.231 & 2.080 & 2.080 & 1.276 & 0.783 & 2.080 \\ A2 & 4.327 & 1 & 2.654 & 3.387 & 1.276 & 0.783 & 1.628 \\ A3 & 0.481 & 0.378 & 1 & 1 & 0.295 & 0.181 & 0.614 \\ A4 & 0.481 & 0.295 & 1 & 1 & 0.295 & 0.181 & 0.614 \\ A5 & 0.784 & 0.784 & 3.387 & 3.387 & 1 & 1 & 1.276 \\ A6 & 1.276 & 1.276 & 5.515 & 5.515 & 1 & 1 & 1.628 \\ A7 & 0.481 & 0.614 & 1.628 & 1.628 & 0.784 & 0.614 & 1 \end{bmatrix} \quad (7-34)$$

显然, A1和A6的权重向量是相同的, 都为: (0.5 0.5)。

下面根据判断矩阵P0, 计算影响A层的各特征元素的权重数值如下:

1) 计算判断矩阵P0每一行元素的乘积 α_i :

$$\alpha_1 = 2.0769, \alpha_2 = 63.2659, \alpha_3 = 0.0060, \alpha_4 = 0.0050, \alpha_5 = 0.9973,$$

$$\alpha_6 = 80.6207, \alpha_7 = 0.3768$$

2) 计算 α_i 的7次方根 $\bar{\beta}_i$:

$$\bar{\beta}_1 = 1.1101, \bar{\beta}_2 = 1.8085, \bar{\beta}_3 = 0.4815, \bar{\beta}_4 = 0.4691, \bar{\beta}_5 = 0.9996,$$

$$\bar{\beta}_6 = 1.8722, \bar{\beta}_7 = 0.8699$$

3) 对 $\bar{\beta}_i$ 进行归一化处理:

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^7 \bar{\beta}_i &= 1.1101 + 1.8085 + 0.4815 + 0.4691 + 0.9996 + 1.8722 + 0.8699 \\ &= 7.6109 \end{aligned}$$

$$\beta_1 = \frac{\bar{\beta}_1}{\sum_{i=1}^7 \bar{\beta}_i} = \frac{1.1101}{7.6109} = 0.1459, \beta_2 = \frac{\bar{\beta}_2}{\sum_{i=1}^7 \bar{\beta}_i} = \frac{1.8085}{7.6109} = 0.2376,$$

$$\beta_3 = \frac{\bar{\beta}_3}{\sum_{i=1}^7 \bar{\beta}_i} = \frac{0.4815}{7.6109} = 0.0633, \beta_4 = \frac{\bar{\beta}_4}{\sum_{i=1}^7 \bar{\beta}_i} = \frac{0.4691}{7.6109} = 0.0616,$$

$$\beta_5 = \frac{\bar{\beta}_5}{\sum_{i=1}^7 \bar{\beta}_i} = \frac{0.9996}{7.6109} = 0.1313, \beta_6 = \frac{\bar{\beta}_6}{\sum_{i=1}^7 \bar{\beta}_i} = \frac{1.8722}{7.6109} = 0.2460,$$

$$\beta_7 = \frac{\bar{\beta}_7}{\sum_{i=1}^7 \bar{\beta}_i} = \frac{0.8699}{7.6109} = 0.1143$$

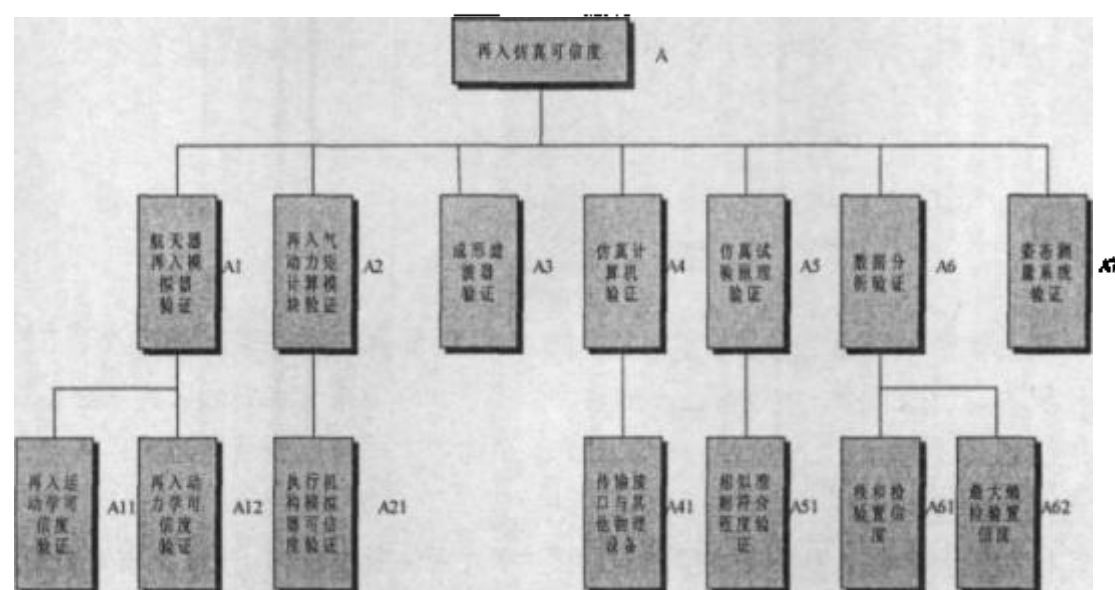


图 7-15 航天器再入半物理仿真系统可信度评估指标模型图

由上述分析，得到特征权向量：

$$(0.1459 \quad 0.2376 \quad 0.0633 \quad 0.0616 \quad 0.1313 \quad 0.2460 \quad 0.1143)$$

即为各特征元素的权重数值。得到权重值大小后，就可以代入可信度计算公式计算仿真系统可信度了

可以计算出矩阵 P_0 的最大特征值是：7.3828。

并对矩阵 P_0 分别进行检验，检验结果如下：

$$\text{随机一致性比率: } CR = \frac{CI}{RI} = \frac{\lambda_{\max} - 7}{(7-1)RI} = \frac{7.3828 - 7}{(7-1)0.849} = 0.0638 < 0.10, \text{ 符}$$

合一致性要求。

同理，可以计算出或仿真专家给出系统其他各指标置信度，再根据计算给出

的各权重值, 可得半物理仿真系统各指标置信度与权重, 现列于表 7-4。

表 7-4 系统各指标置信度与权重

指标	A1	A2	A3	A4	A5	A6	A7
置信度	0.93	0.72	0.86	0.92	0.89	0.88	0.91
权重	0.1459	0.2376	0.0633	0.0616	0.1313	0.2460	0.1143

最后可得: 半物理仿真系统的总体置信度为:

$$Q = 0.93 \times 0.1459 + 0.72 \times 0.2376 + 0.86 \times 0.0633 + 0.92 \times 0.0616 \\ + 0.89 \times 0.1313 + 0.88 \times 0.2460 + 0.91 \times 0.1143 = 0.855$$

最终结果表明, 所评估的半物理仿真系统具有较高的可信度。但是, 由于对一些实际中所遇到的环境干扰等尚缺乏全面的认识, 以及权重的确定具有一定的主观性等, 所以此半物理仿真系统还有待进一步完善, 其可信度也将会有进一步的提高。

7.7 小 结

航天器再入姿态控制是项极其复杂的技术。在这项技术的研究和再入姿态控制系统的设计过程中, 半物理仿真显得尤为重要。本章首先对航天器再入姿态半物理仿真系统进行了概述, 并分析说明了该系统的一些特点以及该系统的各部分组成及其功能。

针对航天器再入姿态动力学的快时变、参数变化范围较大、变化剧烈等特点, 在试验方法部分分别设计了舵回路、气动力矩仿真计算模块和成形滤波器。为了提高航天器再入姿态半物理仿真的可信度, 对伺服转台系统的控制信号进行了分析, 详细推算了伺服转台系统的运动学关系, 以便消除地球自转在惯性测量中的影响。同时, 为了克服噪声干扰与模型不确定等非理想因素对控制系统的影响, 设计了基于时间尺度分离的双环滑模控制器, 并进行了仿真。

最后, 对半物理仿真系统进行了可信度分析, 分析结果表明该半物理仿真系统具有较高的可信度。

第八章 结 论

8.1 总 结

自 80 年代以来,随着航空、航天事业的发展,对仿真技术也相应地提出了一些新的课题:如航天器姿态半物理仿真原理及其试验方法的可靠性与仿真结果的可信性等。因此,本文首先通过阐述仿真技术以及仿真可信性分析的理论基础——相似学及可信度理论,对仿真及其可信性评估的关键技术问题进行了全面地分析和综述,也概述了变结构控制的发展状况和研究状况。随后以航天器姿态半物理仿真系统为背景,结合相似理论和可信度评估理论以及变结构控制的分析与设计方法,对航天器姿态半物理仿真原理及试验方法研究过程中所遇到的一些问题做了深入地理论分析与研究,主要的研究成果如下:

1、基于航天器在轨与再入姿态动力学方程和气浮台的特性,建立了半物理仿真系统的数学模型,并给出了气浮台重力矩的计算方法。

2、为半物理仿真系统推导了模型缩比约束表达式以及模型相似准则,并给出了航天器地面模拟系统缩比的选取原则,作为半物理仿真系统设计和指导模型试验的理论依据。并对半物理仿真可信度评估指标模型以及仿真置信度与可信度之间的定量计算关系进行了详细的研究。

3、为了克服半物理仿真系统的噪声干扰和模型参数不确定等非理想因素对控制系统的影响。本文给出了一种基于直接动态反馈补偿(DDFC direct dynamics feedback compensation)方法的滑模控制器和一种基于时间尺度分离的双环滑模控制器的设计方案。

4、在深入地研究三轴气浮台测角系统及其惯量测量方法基础上,给出了一个新的三轴气浮台测角系统的设计方案以及三轴气浮台转动惯量的测量及其平衡标定方法。该测量方法误差小,又无须增添专用测试设备,因而该方法是气浮台试验中一种简单实用的转动惯量测试方法,具有一定的工程实际应用价值。

8.2 展 望

虽然作者在相似理论及其在航天器姿态半物理仿真中的应用、仿真可信性研究方面、航天器姿态半物理仿真系统方案及其试验原理与方法、以及滑模控制器设计方面做了大量的工作,并在理论和实践上都取得了一些成果,但是由于航天器姿态半物理仿真系统的复杂性,涉及面较广以及作者时间有限,论文中还存在一些问题有待于深入挖掘和研究:

1、在应用相似理论进行指导模型试验过程中,为了获得较可信的仿真结果,常常需要对模拟对象的外受干扰进行模拟,本文虽然设计了一个较为简单的成型滤波器来模拟外界干扰,但这种构造方法需要详细了解对象所受外界随机干扰的协方差函数阵,因此对具体所受外界随机干扰的协方差函数阵的表达形式还有待于进一步的研究。

2、在三轴气浮台测角系统设计部分,如果用单片 CCD 实现两维视场均为 $\pm 20^\circ$ 的话,由于要实现如此大的视场在一定的 CCD 面阵尺寸下是要以降低其设计精度为代价的,因此在设计中为了不使精度降低而同样达到较大视场的要求,在设计中拟采用多块 CCD 的拼合设计方法。但为了保证在视场范围内无盲区则如何进行多块 CCD 拼接,这也是有待于在以后的实际工作中需要解决的问题。

航天器姿态半物理仿真系统是一门综合了相似理论、机电控制学科、空气动力学、飞行力学及控制理论等众多学科领域的应用技术,由于涉及的领域比较广,作者仅从相似学、控制理论两个领域做了一定的研究,希望本文的工作能够对相似理论的工程应用以及航天器姿态半物理仿真的发展与研究贡献微薄之力。

参考文献

- [1]刘良栋. 卫星控制系统仿真技术. 宇航出版社, 2003, 12
- [2]王行仁. 面向 21 世纪发展系统仿真技术. 系统仿真学报, 1999, 6(3)
- [3]熊光楞等. 仿真技术在制造业中的应用与发展. 系统仿真学报, 1999, 6(3)
- [4]刘慎钊. 卫星控制系统仿真. 系统仿真学报, 1995, 6(2)
- [5]Bittner H. Bruderle E. Closed Loop Dynamic Testing of the Intelsat, Attitude Determination and Control Subsystem Hardware. IFAC Symposium On Automatic Control In Space
- [6]刘慎钊. 卫星控制系统的多转台半物理仿真方法. 全国第五届系统仿真会议论文集, 1985
- [7]Jana L.Schwartz. Historical Review of Spacecraft Simulators.AAS 03-125
- [8]陈兴林. 三轴飞行仿真转台控制系统设计与研究. 哈尔滨工业大学工学博士学位论文, 1994. 4
- [9]胡晓光. 非线性系统变结构控制理论及其在三轴转台控制中的应用. 哈尔滨工业大学工学博士学位论文, 1992. 3
- [10]罗京. 三轴转台设计问题的研究. 哈尔滨工业大学工学博士学位论文, 1995. 7
- [11]孙庆, 吴宏鑫. 挠性结构卫星单轴气浮台的模糊控制. 航天控制, 1997(2)
- [12]文传源. 系统仿真学科与仿真系统技术. 系统仿真学报, 1992, 4(3)
- [13]周军, 周凤岐, 李季苏, 牟小刚. 挠性卫星大角度机动变结构控制的全物理仿真实验研究. 宇航学报, Vol.20, No.1, 1999
- [14]周军等. 某卫星天线指向复合控制全物理仿真试验系统研制报告. 西安: 西北工业大学航天学院, 2005. 11
- [15]Mark L.P and Lejin H. Ground Tests of Magnetometer-Based Autonomous Navigation for Low-Earth-Orbiting Spacecraft.AIAA-91-2725-CP
- [16]李季苏等. 多体卫星复合控制地面物理仿真试验系统. 控制工程, 2002(4)
- [17]李季苏等. 大型卫星三轴气浮台全物理仿真系统. 控制工程, 2001(3)
- [18]Raimos A. Air Bearing Testing of a Skewed Reaction Wheel System For Attitude Control. Automatica. 1994,(30)9
- [19]M.G. Spencer. Development of a Servicing Satellite Simulator. in Proceedings of

- the AIAA Space Conference and Exposition, no. 2001-4529, August 28-30, 2001
- [20] H. Choset and D. Kortenkamp, Path Planning and Control for Free-Flying Inspection Robot in Space. *Journal of Aerospace Engineering*, vol.12, pp.74-81, April 1999
- [21] G.A. Smith. Dynamic Simulator for Test of Space Vehicle Attitude Control Systems. in *Proceedings of the Conference on the Role of Simulation in Space Technology*, Part C, pp.XV-1-XV-30, August 17-21, 1964
- [22] D.C.Fosth. The Lunar Orbiter Attitude Control Simulator. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-3, pp.417-423, May 1976
- [23] C.T.Cowen. Precise Air Bearings Redesigned. *NASA Tech Briefs*, vol. 26, pp.48,50, November 2002
- [24] R.Thurber. Dynamic ground simulation of attitude control systems. in *Proceedings of the 35th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, no.96-0103, January 15-18, 1996
- [25] I.Rizos. A Spherical Air Bearing Supported Test Facility For Performance Testing of Satellite Attitude Control Systems. in *Proceedings of the 4th IFAC Symposium on Automatic Control in Space*, pp.3.41-3.48, September 1971
- [26] 周美立. 相似系统工程. 系统工程理论与实践, 1997, 17(9):36-42
- [27] 周美立. 相似工程学. 机械工业出版社, 1998
- [28] 徐挺. 相似理论及其应用. 农业出版社, 2000
- [29] 周美立. 相似学. 北京: 中国科学技术出版社, 1993
- [30] 李之光等 编著. 相似与模拟. 北京: 国防工业出版社, 1982. 3
- [31] 江守一朗著, 郭廷玮译. 模型试验理论与应用. 北京: 科学出版社, 1984. 3
- [32] 左东启等 编著. 模型试验的理论与方法. 北京: 水利水电出版社, 1984. 6
- [33] 杨俊杰 编著. 相似理论与结构模型设计. 武汉: 武汉理工大学出版社, 2005. 1
- [34] 陈泽南等 编著. 工程模拟试验. 长沙: 中南工业大学出版社, 1989. 7
- [35] 吴三灵等 著. 火炮动力学试验. 北京: 国防工业出版社, 2004. 1
- [36] 洪晔. 仿真系统模型可信度研究. 哈尔滨工程大学硕士学位论文, 2005
- [37] 董居忠. THEIL 不等系数法在水下航行器仿真模型验证中的应用. 计算机仿真, 1998(4)
- [38] 查亚兵. 导弹仿真系统可信度研究. 国防科技大学博士学位论文, 1997
- [39] 杨军, 刘蕴珍. 一种验证反坦克导弹系统仿真模型的方法. 系统仿真学

- 报, 1994(9)
- [40] 徐迪. 相似理论与模型有效性分析初. 第一届全国仿真方法与建模学术会议论文集. 中国系统仿真学会仿真方法与建模专业委员会, 1993
- [41] 王莲芬, 许树柏. 层次分析法引论. 北京: 中国人民大学出版社, 1989
- [42] Peter L.K. Simulation Validation: A Confidence Assessment Methodology. Los Alamitos: IEEE Computer Society Press, 1993
- [43] 郭巍等. 用相似理论讨论仿真的可信度. 系统仿真学报, 1999, 11(2): 113-116
- [44] Balci O. Validity, verification, and testing technique throughout the life cycle of a simulation study. Proceeding of Winter Simulation Conference 94, 1994: 215-220
- [45] Banks J. Verifying and validating complex simulation models by analogy. simulation, Jan. 1990
- [46] Balci O. Principles and techniques of simulation, verification, and testing. In Proceeding of the 1995 Winter Simulation Conference, 1995: 147-154
- [47] 魏华梁, 王肇敏, 刘藻珍等. 系统仿真置信度研究中的若干问题与原则. 系统仿真学报, 2000: 39-42
- [48] 徐迪. 基于相似理论的系统仿真可信性分析. 系统工程理论与实践, 2001, (4): 19-52
- [49] 李鹏波等. 仿真可信性研究的方法和应用. 飞航导弹, 1999, (5): 57-62
- [50] B. N. Agrawal, R. J. Walkins, Experiment Verification of Attitude Control Techniques for Flexible Spacecraft, 42nd Congress of the International Astronautical Federation, 1991, IAF-91-354, pp1-8
- [51] Ewing C M. Advanced missile concept evaluation tools. 1994, AIAA 94-3417
- [52] 李鹏波等. 仿真可信性分析与导弹系统的仿真可信性. 导弹与航天运载技术, 1999, (3): 7-15
- [53] Holmes W M. Survey of missile simulation and flight mechanics facilities in NATO. AGARD 1983, Report No.279
- [54] Holmes W M. Validation and credible models for system simulation, SCSC'84, 1984
- [55] Holmes W M. Flight mechanics panel working group WG-12 on validation of missile system simulation. 1986 AD-A166617
- [56] Kheir N A, Holmes W M. On validation simulation model of missile system. Simulation, April. 1978

- [57] Mehta U B. Guide to credible computational fluid dynamics simulations. 1995 AIAA95-2225
- [58] Montgomery D C and Conard R G. Comparison of simulation and flight test data for missile systems. *Simulation*. 1980, 34(2):63-72
- [59] Sargent R G. Verification and validation of simulation models. *Proc. of WSC'94*, 1994:77-87
- [60] Schlesinger S. Terminology for model credibility. SCS. Technical Committee on Model Credibility. *Simulation*. 1979 32(3):103-104
- [61] 李鹏波, 谢红卫. 现代谱估计方法在仿真可信性研究中的应用. *计算机仿真*, 1999(1)
- [62] 王秀成, 徐长林. 指令制导系统数学仿真置信度问题. *系统工程与电子技术*, 1989(2)
- [63] 王维平, 朱一凡, 华雪倩. 仿真模型有效性确认与验证. 长沙: 国防科技大学出版社, 1998
- [64] 高为炳. 变结构控制理论基础. 中国科学技术出版社, 1995. 10
- [65] 郑大钟. 线性系统理论. 北京: 清华大学出版社, 2002. 10
- [66] Dongjun Shin and Jinho Kim. Robust spacecraft attitude control using sliding mode control. AIAA-98-4432
- [67] [美] 斯洛廷, 李卫平著, 蔡自兴等译. 应用非线性控制. 北京: 国防工业出版社, 1992. 2
- [68] U. Itkin. Control system of Variable Structure. New York: Wiley, 1976
- [69] 晁红敏, 胡跃明. 动态滑模控制及其在移动机器人输出跟踪中的应用. *控制与决策*, 2001. 9: 565-568
- [70] 周凤岐, 贾杰, 周军. 基于解耦的三轴气浮台模糊变结构控制问题研究. *火力与指挥控制*, 2006(12)
- [71] Rainer P. Robust Control by Fuzzy Sliding Mode. *Automatica*. 1994, (30)9
- [72] 程代展. 非线性系统的几何理论. 科学出版社, 1988
- [73] Ying H. A nonlinear fuzzy controller rules is the sum of a global two-dimension multilevel relay and a local nonlinear proportional-integral controller. *Automatica*, 1993, 29: 499-505
- [74] 周军等. 挠性卫星的变结构控制方案研究. 北京: 宇航学报, 1996(2):1-8
- [75] Y. Shtessel and J. Buffington. Continuous Sliding Mode Control Proceedings of the American Control Conference, pp. 562-563, 1998

- [76]周军,周凤岐.基于变结构控制理论的 BTI 导弹自动驾驶仪的三通道独立设计.北京:宇航学报,1994(1),42-47
- [77]黄圳圭.航天器姿态动力学.长沙:国防科技大学出版社,1997.11
- [78]赵汉元.航天器再入动力学和制导.长沙:国防科技大学出版社,1997.11
- [79]周军.航天器控制原理.西北工业大学出版社,1993.12
- [80]章任为.卫星轨道姿态动力学与控制.北京:北京航空航天大学出版社,1988
- [81]黄圳圭,赵志建.大型航天器动力学与控制.长沙:国防科技大学出版社,1990
- [82]肖业伦.航天器飞行动力学原理.宇航出版社,1995.12
- [83]曾颖超.航天器飞行力学.西北工业大学出版社,1993.12
- [84]黄圳圭.航天器姿态动力学.国防科技大学出版社,1995.12
- [85]刘延柱.多刚体动力学.北京:高等教育出版社,1989.3
- [86]贾书惠.刚体动力学.北京:高等教育出版社,1987.9
- [87]唐友刚.高等结构动力学.天津:天津大学出版社,2002.9
- [88]黄文虎.多柔体系统动力学.北京:科学出版社,1996.10
- [89]刘希珠.陀螺力学基础.北京:清华大学出版社,2002.3
- [90]林来兴.空间控制技术.北京:宇航出版社,1992
- [91]刘延柱.航天器姿态动力学.北京:国防工业出版社,1995
- [92]王炳全,崔枯涛,杨泳.轻型高精度卫星的变结构姿态控制器.航空学报, Vol.21, No.5, Sep.2000
- [93]山中,浩二.现代控制理论在未来航天器上的应用.北京控制工程研究所
- [94]匡金炉.带挠性附件的航天器系统动力学特性研究.宇航学报 Vol.19, No.2, 1998
- [95]Z. Li, P. M. Bainum. Vibration Control of Flexible Spacecraft Integrating a Momentum Exchange Controller and a Distributed Piezoelectric Actuator. J. Sound and Vibration, Vol.177, No.4, 1994, p539-553
- [96]张锦江.三轴仿真转台的控制问题研究.哈尔滨工业大学博士论文,1999.5
- [97]张晓友等.三轴气浮台单框伺服测角系统的研究.宇航学报,1996.10
- [98]周军,陈新海.高精度甚低速系统的变结构控制方案研究.航空学报,1993, 14(1)
- [99]贾杰,周凤岐,周军.卫星天线定向复合控制全物理仿真系统误差模型及分析.宇航学报,2006.1 EI: 06209881940
- [100]冈本纯三等.球轴承的设计与计算.北京:机械工业出版社,2004
- [101]徐灏等.机械设计手册第4卷.北京:机械工业出版社,1987

- [102] Bernstein D S. Development of Air Spindle and Triaxial Air Bearing Testbeds for Spacecraft Dynamics and Control Experiments[R]. Proceedings of the American Control Conference Anchorage, VA June 2001, 93-100
- [103] 贾杰, 周凤岐, 周军. 三轴气浮台转动惯量测试方法研究. 航天控制, 2006. 2
- [104] 李季苏. 测试单轴气浮台转动惯量的一种方法. 航天控制, 1994(3)
- [105] 周军等. 某卫星天线指向复合控制全物理仿真试验系统研制报告[R]. 西安: 西北工业大学航天学院, 2004. 11
- [106] 史忠科. 最优估计的计算方法. 北京: 科学出版社, 2001. 5
- [107] 程云鹏. 矩阵论. 西安: 西北工业大学出版社, 1998. 12
- [108] 张毅成. 机动再入体飞行控制半实物仿真系统设计. 计算机仿真, 1997, 14(1)
- [109] 徐明友. 随机弹道学初探. 弹道学报, 1990(3)
- [110] 韩珺礼, 徐明友. 随机弹道系统数字仿真模型. 弹道学报, 1995(4)
- [111] 徐明友. 弹箭近代飞行动力学. 南京: 华东工学院, 1989
- [112] 韩珺礼, 徐明友. 随机弹道系统中有色噪声过程白化处理研究. 弹道学报 Vol.8 No.3 Sept.1996
- [113] E.J.Lefferts, F.L.Markley, M.D.Shuster. Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation. Journal of Guidance Control & Dynamics, Vol.5, No.5, 1982
- [114] M.D.Shuster. Kalman Filtering of Spacecraft Attitude and the QUEST Model. Journal of Astronautical Sciences, Vol.38, No.3, 1990
- [115] Garfield C.Schmidt. Designing Nonlinear Filters Based on Daum's Theory. Journal of Guidance Control & Dynamics, Vol.16, No.2, 1993
- [116] D.J.Mook, J.L.Junkins. Minimum Model Error Estimation for Poorly Modeled Dynamic Systems. Journal of Guidance Control & Dynamics, Vol.11, No.3, 1988
- [117] 陈新海. 最佳估计理论. 北京航空学院出版社.
- [118] Panagiotis Tsiotras, James M.Longuski. A New Parameterization of the Attitude Kinematics. Journal of Astronautical Sciences, Vol.43, No.3, 1995
- [119] John B.Stetson Jr. Reaction Wheel Low-Speed Compensation Using a Dither Signal. Journal of Guidance Control & Dynamics, Vol.16, No.4, 1993
- [120] Guanrong Chen, Charles K.Shui. A Modified Kalman Filter for Real-Time Applications. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.27, No.1, 1991

- [121] Garfield C.Schmidt. Designing Nonlinear Filters Based on Daum's Theory. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, Vol.16, No.2, 1993
- [122] 盛骤, 谢式千等. 概率论与数理统计. 高等教育出版社, 2001. 12
- [123] 李金平. 应用数理统计. 河南大学出版社, 1992. 11
- [124] 汪荣鑫. 随机过程. 西安: 西安交通大学出版社, 1987. 12
- [125] 汪荣鑫. 数理统计. 西安: 西安交通大学出版社, 1986. 10
- [126] 郭尚来. 随机控制. 北京: 清华大学出版社, 1999. 11
- [127] 连葆华等. 高速再入飞行器的制导与控制系统设计. *航空学报*, Vol.23 No.2 Mar.2002
- [128] Jia Jie (贾杰), Zhou Feng-Qi, Zhou Jun. Re-Entry Attitude Double-Loop SMC of the Spacecraft and its Logic Selection. Harbin, ISSCAA2006, January 19-21, 2006 ISTP: 000237415000130
- [129] 高钟毓. 工程系统中的随机过程. 北京: 清华大学出版社, 1989
- [130] 缪炳祺. 挠性卫星姿态动力学模型的建立. *宇航学报*, 1986(4)
- [131] Gary G. Yen, and Moon K. Kwak. Dynamic modeling of flexible multibody structures. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.35, No.1, 1999
- [132] Michael S. Holmes, A. Ray, and David R. Mudgett. Modeling of the Planar Motion of a Flexible Structure. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.19, No.3, 1996
- [133] Ephraim Garcia, and Daniel J. Inman. Modeling of the Slewing Control of a Flexible Structure. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.14, No.4, 1991
- [134] Grant R. Cates etc. Modeling The Space Shuttle. Florida: Proceedings of the 2002 Winter Simulation Conference, pp.754-762, 2002
- [135] R. H. Cannon, D. E. Rosenthal. Experiments in Control of Flexible Structure with Non-colocated Sensors and Actuators. *J. Guidance*, Vol.7, No.5, 1984, p546-553
- [136] D. B. Schaechter, D. B. Eldred. Experiment Demonstration of the Control of Flexible Structures. *J. Guidance*, Vol.7, No.5, 1984, p527-534
- [137] P. C. Hughes, R. E. Skelton. Controllability and Observability for Flexible Spacecraft. *J. Guidance*, Vol.3, No.5, 1980, p452-459
- [138] 严镇天. 大型空间结构的动力学与控制问题. *航天控制*, 1988, No.1, p11-17

- [139] 鲍平安. 大型空间运动体的建模. 航天控制, 1990, No.4, p8-13
- [140] 黄新生等. 卫星姿态控制系统数学建模及扰动抑制方法研究. 国防科技大学机电工程与自动化学院, 2000. 9
- [141] 田春华, 马广富, 李传江, 姜雪原. 三轴稳定卫星姿控系统的一般性问题. 自动化技术应用, 2000. 1
- [142] Ying-Yu Lin and Gern-Liang Lin. General attitude control and stability of spacecraft with flexible structures. AIAA-99-4131
- [143] G. S. Nurre, R. S. Ryan, H. N. Scofield, J. L. Sims. Dynamics and Control of Large Space Structure. J. Guidance, Vol.7, No.5, 1984, p514-526
- [144] D. C. Hyland, J. L. Junkins, R. W. Longman. Active Control Technology for Large Space Structures. J. Guidance, Vol.16, No.5, 1993, p801-821
- [145] Y. H. Chen, E. D. Piontek. Decentralized Adaptive Robust Control and its Application to an Uncertain Flexible Beam. J. Guidance and Control, Vol.15, No.3, 1992, p692-699
- [146] J. T. Su, J. N. Juang. Decentralized Control of Large Flexible Structures by Joint Decoupling. J. Guidance, Vol.17, No.4, 1994, p676- 683
- [147] S.Monaco,S. Stornelli. A Nonlinear Attitude Control Law for a Satellite with Flexible Appendages. Proc. of 31th IEEE Decision and Control Conference,1992, p1654-1659
- [148] D. Gorinevsky, G. Vukovich. Nonlinear Input Shaping Control of Flexible Spacecraft Reorientation Maneuver. J. Guidance, Vol.21, No.2, 1998, p264-270
- [149] 屠善澄主编. 卫星姿态动力学与控制. 北京: 宇航出版社, 1999
- [150] 陈佳实主编. 导弹制导和控制系统的分析与设计. 北京: 宇航出版社, 1989
- [151] M.H.Kaplan 著, 凌福根译. 空间飞行器动力学与控制. 北京: 科学出版社, 1981
- [152] 张有济. 战术导弹飞行力学设计. 北京: 宇航出版社, 2001

文章发表、参与课题与奖励情况

攻读博士学位期间发表的文章

- 1、贾 杰, 周 凤 岐, 周 军. 卫星天线定向复合控制全物理仿真系统误差模型及分析. 宇航学报 2006 (1), 第 27 卷第 1 期, EI: 06209881940
- 2、Zhou Feng-Qi, Jia Jie, Zhou Jun. The Study of Nonlinear Fuzzy Variable Structure Robust Controlling Problem of The TACT Based On Decoupling. 火力与指挥控制 2006 (12), 第 31 卷第 12 期
- 3、Jia J, Zhou FQ, Zhou J. Re-entry attitude two-loop SMC of the spacecraft and its logic selection, ISSCAA 2006: 1ST INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SYSTEMS AND CONTROL IN AEROSPACE AND ASTRONAUTICS, VOLS 1 AND 2: 623-626, 2006, ISTEP: 000237415000130
- 4、贾 杰, 周 凤 岐, 周 军. 三轴气浮台转动惯量测试方法研究. 航天控制 2006 (2), 第 24 卷第 98 期

攻读博士学位期间参与课题情况

攻读博士期间曾参与周军老师主持的与航天科工卫星公司合作的横向课题“航天清华-2 卫星全物理仿真试验”。

攻读博士学位期间所受奖励情况

2005 年 10 月获得校三好研究生标兵。

致 谢

本论文的研究工作是在导师周凤岐教授、周军教授的悉心指导下完成的，谨在此表示衷心的感谢！两位导师不仅毫无保留地为我授业解惑，他们总是不厌其烦的教导和启发学生，难忘盛夏里他们亲身参加试验和指导课题，教会我分析和解决问题的方法，更以他们严谨求实的治学态度和谦逊豁达的生活作风深深地影响着我，这必将使我终生受益。他们对学生的体贴关爱，让我得以度过艰苦的学习生涯，顺利完成学业。点点滴滴，永怀于心！

也感谢在课题和论文上帮助巨大的实验室师兄弟们：韩颜坤、刘智平、蔡力等等，频繁地指点与交流，提供的各种丰富资源与信息，极大地开阔了我的思路和视野，帮助我节省了大量时间，少走了很多弯路。感谢薄隆、郑青娥老师在课题研究时给予的帮助，各位师长和同门共同营造的实验室愉快融洽的气氛，使严肃的研究生活多了一份愉悦的点缀，在此一并致上谢意！

还有在求学期间同甘苦、共患难的各位同学，你们带给了我多姿绚烂的世界，在烦躁忧愁时总是能适时抚平我的情绪、安慰我的心灵。空间的距离并不代表心灵上的隔离，我们将是永远的好朋友。

感谢所有关心我，帮助我的家人、老师、同学和朋友们。承此关爱，感激不尽，唯克勤克勉，以报厚待！

最后，谨以此文献给我最爱的爸爸、妈妈、贤妻、爱女，亲恩深似海，感谢你们在求学过程中所给予的体恤与爱护，你们的支持让我在无后顾之忧的环境下完成学业，你们永远是我前进的源动力！

西北工业大学

学位论文知识产权声明书

本人完全了解学校有关保护知识产权的规定，即：研究生在校攻读学位期间论文工作的知识产权单位属于西北工业大学。学校有权保留并向国家有关部门或机构送交论文的复印件和电子版。本人允许论文被查阅和借阅。学校可以将本学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存和汇编本学位论文。同时本人保证，毕业后结合学位论文研究课题再撰写的文章一律注明作者单位为西北工业大学。

保密论文待解密后适用本声明。

学位论文作者签名：贾杰
2006年12月29日

指导教师签名：周凤岐
2006年12月29日

西北工业大学

学位论文原创性声明

秉承学校严谨的学风和优良的科学道德，本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在导师的指导下进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容和致谢的地方外，本论文不包含任何其他个人或集体已经公开发表或撰写过的研究成果，不包含本人或他人已申请学位或其它用途使用过的成果。对本文的研究做出重要贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式标明。

本人学位论文与资料若有不实，愿意承担一切相关的法律责任。

学位论文作者签名：贾杰
2006年12月29日