上海交通大学硕士学位论文

太阳能帆板地面气浮展开过程仿真与虚拟调试系统设计

硕 士 研 究 生：周鑫

学　　号：120020910299

导　　师：赵 勇 副研究员

申 请 学 位：工程硕士

学　　科：机械

所 在 单 位：机械与动力工程学院

答 辩 日 期：2023 年 2 月

授 予 学 位 单 位：上海交通大学

中国知网 https://www.cnki.net

Dissertation Submitted to Shanghai Jiao Tong University

for the Degree of Master

SIMULATION OF THE PROCESS OF SOLAR PANELS AIR FLOTATION DEPLOYMENT ON THE GROUND AND VIRTUAL COMMSSIONING SYSTEM DESIGN

Candidate:	Xin Zhou
Student ID:	120020910299
Supervisor:	Yong Zhao Associate Researcher
Academic Degree Applied for:	Master of Engineering
Speciality:	Mechanics
Affiliation:	School of Mechanical Engineering
Date of Defence:	February, 2023
Degree-Conferring-Institution:	Shanghai Jiao Tong University

中国知网 https://www.cnki.net

太阳能帆板地面气浮展开过程仿真与虚拟调试系统设计

摘 要

卫星在发射到太空前需要在地面上进行多次的帆板展开微重力模拟实验，以验证卫星太阳能帆板在轨展开时的可靠性。随着帆板尺寸的增加，数量的增多，每块帆板下方配置的气浮重力补偿装置的数量也随之增加，增加了多点协调控制的难度。因此，设计一种高效可靠的控制策略协调控制多个气浮重力补偿装置支撑点的实时位置，保证帆板在地面微重力环境下平稳顺利展开具有十分重要的研究价值。进一步，当前太阳能帆板气浮法地面展开实验准备时间长，依靠人工重复展开实验获取控制参数，调试工作量大，实验成本高，若能在充分分析太阳能帆板展开过程动力学特性以及展开实验中多个重力补偿装置协调控制策略的基础上，运用数字孪生技术进行仿真建模，在实验开始前，基于帆板展开虚拟样机模型调试各项仿真测试参数，存储历史实验数据，提出物理实验优化策略，将具有十分重要的意义。

针对卫星太阳能帆板地面微重力展开实验的研究背景，首先利用柔性多体动力学理论建立帆板多板地面展开的动力学方程，在 Adams 中建立的仿真模型进行了仿真分析。针对气浮重力补偿装置支撑点位控问题，提出一种带有新型函数型伸缩因子的变论域模糊控制策略，针对多个支撑点的扰动相互干扰问题，提出力位分离控制策略，并设计了仿真验证实验，最后设计了可视化软件的人机交互界面，搭建集成环境验证了控制策略的适用性和可靠性。本文完

中国知网 https://www.cnki.net

成的主要工作如下：

（1）柔性帆板地面展开过程动力学建模与仿真

为探究柔性帆板在地面展开过程中的动力学特性，基于混合坐标法和模态分析建立了帆板展开的动力学方程，针对帆板展开过程中的各项扰动工况，对气垫偏载，气膜振动等干扰工况进行了具体分析，最后基于 Adams 建立帆板展开等效动力学仿真模型并提取动力学指标参数，为控制策略的设计提供动力学模型支撑。

（2）帆板地面展开过程自适应控制策略设计

在地面气浮帆板展开微重力实验中，由于气浮重力补偿装置移动过程中时变性、不确定性较高且干扰工况多，设计了一种带有新型函数型伸缩因子的变论域模糊 PID 控制策略，通过模糊控制实时整定 PID 参数以适应当前工况。针对多个支撑点相互干扰的协调控制问题，提出力位分离控制策略，由内侧支撑点实现恒力补偿，外侧支撑点实现恒定位置补偿，最后搭建了控制仿真模型，设计仿真实验验证了变论域模糊控制策略的可靠性与优越性。

（3）帆板地面气浮展开实验虚拟调试系统设计

根据帆板实际物理实验的调试需求，设计与实现了一种帆板展开虚拟调试系统，首先设计了虚拟调试系统的整体技术架构，接着分别开发实现各个子模块的功能，最后进行虚拟调试系统的功能测试，并基于虚拟调试系统进行了帆板展开仿真模拟实验，验证了调试系统符合预期的设计要求。

本文根据帆板地面展开实验需求，设计了一种适用于气浮重力补偿装置的变论域模糊控制策略，设计与实现了帆板展开气浮微重力实验的虚拟调试系统，为卫星太阳能帆板能在普通实验室地面平稳顺利展开提供了一定的技术支撑与应用指导。

关键词：柔性多体动力学，模糊控制，多点协调，虚拟调试，变论域

中国知网 https://www.cnki.net

Simulation of The Process of Solar Panels Air Flotation Deployment on The Ground and Virtual Commissioning System Design

ABSTRACT

Before the satellite is launched into space, it needs to conduct many microgravity simulation experiments on the ground to verify the reliability of the satellite's solar panels when they are deployed in orbit. As the size and number of sailboards increase, the number of air-floating support devices arranged under each sailboard also increases, which increases the difficulty of multi-point coordinated control. Therefore, it is of great research value to design an efficient and reliable control strategy to coordinately control the real-time positions of the support points of multiple air flotation gravity compensation devices to ensure the smooth and smooth deployment of the sailboard in the ground microgravity environment. Furthermore, the current solar panel air flotation method takes a long time to prepare for the ground deployment experiment. Relying on manual repeated deployment experiments to obtain control parameters, the debugging workload is heavy and the experiment cost is high. Based on the coordinated control strategy of multiple gravity compensation devices in the center, digital twin technology is used for simulation modeling. Before the experiment starts, various simulation test parameters are adjusted based on the sailboard unfolded virtual prototype model, historical experimental data is stored, and physical experiment optimization is proposed, which will be of great significance.

Aiming at the research background of the ground microgravity deployment experiment of satellite solar panels, firstly, the dynamic equation of the multi-board surface deployment of the sailboard is

中国知网 https://www.cnki.net

established by using the theory of flexible multi-body dynamics, and the simulation model established in Adams is used for simulation analysis. Aiming at the position control problem of the support point of the air flotation gravity compensation device, a variable universe fuzzy control strategy with a new type of functional expansion factor is proposed. Aiming at the disturbance and mutual interference problem of multiple support points, a force-position separation control strategy is proposed, and the simulation verification experiment was carried out, and finally the human-computer interaction interface of the visualization software was designed, and the integrated environment was built to verify the applicability and reliability of the control strategy. The main work done in this paper is as follows:

(1) Dynamic modeling and simulation of flexible sailboard unfolding process on the ground

In order to explore the dynamic characteristics of the flexible sailboard during the deployment process on the ground, the dynamic equation of the sailboard deployment was established based on the hybrid coordinate method and modal analysis. air film vibration and other interference conditions were analyzed in detail, and finally the equivalent dynamic simulation model of sailboard deployment was established based on Adams and the dynamic index parameters were extracted to provide dynamic model support for the design of the control strategy.

(2) Design of self-adaptive control strategy for sailboard ground deployment process

In the microgravity experiment of air-floating sailboard deployment on the ground, due to the time-varying nature, high uncertainty and many interference conditions during the movement of the air-floating gravity compensation device, a variable universe with a new type of function expansion factor was designed. Fuzzy PID control strategy uses fuzzy control to adjust PID parameters in real time to adapt to the current working conditions. Aiming at the problem of coordinated control of

中国知网 https://www.cnki.net

mutual interference of multiple support points, a force-position separation control strategy is proposed. The inner support point realizes constant force compensation, and the outer support point realizes constant position compensation. Finally, a control simulation model is built, and the design simulation experiment verifies the fuzzy reliability and superiority of fuzzy control strategy.

(3) Design of virtual debugging system for sailboard ground air flotation deployment experiment

According to the debugging requirements of the actual physical experiment of the sailboard, a virtual debugging system for sailboard deployment is designed and implemented. Firstly, the overall technical framework of the virtual debugging system is designed, and then the functions of each sub-module are developed and realized separately. Finally, the virtual debugging system is carried out. Functional test, and a sailboard deployment simulation experiment based on the virtual debugging system, which verifies that the debugging system meets the expected design requirements.

This paper proposes a variable universe fuzzy control strategy suitable for the air flotation gravity compensation device, and designs and implements a virtual debugging system for the air flotation microgravity experiment of sail panels, which provides some technical support and application guidance for the application that the satellite solar panels can be smoothly deployed on the ground of ordinary laboratories.

KEY WORDS: flexible multibody dynamics, fuzzy control, multi-point coordination, virtual commissioning, variable universe

中国知网 https://www.cnki.net

目　录

第一章 绪论.....1
1.1 研究背景及意义.....1
1.2 国内外研究现状.....2
1.2.1 太阳能帆板展开动力学研究现状.....2
1.2.2 模糊控制理论研究现状.....4
1.2.3 基于数字孪生的虚拟调试技术研究现状.....5
1.3 本文研究内容.....7
第二章 柔性帆板地面展开过程动力学建模与仿真.....11
2.1 柔性帆板展开动力学建模.....11
2.1.1 混合坐标系建立.....11
2.1.2 帆板模态分析.....12
2.1.3 柔性帆板展开动力学模型.....13
2.2 悬浮气垫偏载及力变干扰分析.....15
2.2.1 气浮支撑装置组成及气垫工作原理.....15
2.2.2 气垫偏载分析.....17
2.2.3 气膜振动分析.....19
2.3 柔性帆板地面展开过程仿真.....21
2.3.1 帆板展开等效动力学模型建立.....22
2.3.2 仿真结果分析.....25
2.4 本章小结.....28
第三章 帆板地面展开过程自适应控制策略设计.....31
3.1 变论域模糊控制基础理论.....31
3.1.1 模糊控制理论基础.....31
3.1.2 模糊 PID 控制器基本结构.....34
3.1.3 变论域模糊 PID 控制策略.....36
3.2 气浮重力补偿装置单点位控策略设计.....39
3.2.1 气浮重力补偿装置被控模型建立.....39
3.2.2 支撑点位置控制策略设计.....41
3.2.3 变论域伸缩因子设计.....44
3.3 帆板多板展开力位分离控制策略设计.....45
3.3.1 多点位置协调控制设计.....45
3.3.2 多点力位分离控制策略设计.....46
3.4 变论域模糊自适应位控策略仿真与实验验证.....49
3.4.1 仿真模型搭建.....49

中国知网 https://www.cnki.net

3.4.2 单点位控策略仿真验证.....50
3.4.3 多点位控策略仿真验证.....54
3.4.4 变论域模糊位控策略实验验证.....56
3.5 本章小结.....58
第四章 帆板地面气浮展开实验虚拟调试系统设计.....61
4.1 虚拟调试系统总体架构设计.....61
4.1.1 系统需求分析.....61
4.1.2 系统架构设计.....62
4.1.3 系统模块设计.....63
4.2 调试系统分模块开发实现.....64
4.2.1 帆板展开虚拟样机模型搭建.....65
4.2.2 数据管理实现.....66
4.2.3 系统服务实现.....70
4.2.4 控制仿真模块.....72
4.3 虚拟调试系统功能测试.....73
4.3.1 场景交互功能测试.....74
4.3.2 设备信息查看功能测试.....75
4.3.3 数据可视化功能测试.....75
4.3.4 历史数据重现测试.....76
4.4 帆板地面展开过程虚拟实验测试.....77
4.4.1 帆板展开与收拢功能测试.....77
4.4.2 气浮装置自适应微调支撑点位置功能测试.....78
4.4.3 虚拟调试实验设计与结果分析.....78
4.5 本章小结.....81
第五章 总结与展望.....83
5.1 主要研究结论.....83
5.2 研究展望.....84
参考文献.....85

中国知网 https://www.cnki.net

第一章 绪论

1.1 研究背景及意义

随着我国航天技术的迅速发展，航天发射任务的增多，卫星作为数目最多的航天器，在通讯，导航，深空探测，气候监测等领域用途极为广泛，为保证卫星有充足的能量供应，通常卫星两侧安装有太阳能帆板[1]。卫星太阳能帆板作为卫星重要的能源装置，它的用途是将太阳能转换为电能，然后存储在卫星的太阳能电池里，以备使用[2,3]。卫星入轨后第一步就必须将太阳能帆板展开，若太阳能帆板不能顺利展开，卫星将会失效，无法进行预期的探测通讯任务，卫星太阳能帆板在地面和升空时处于收拢状态，在升空后进入工作状态时才展开[4]。为保证卫星各部件在太空零重力环境下能正常工作，卫星在发射前需要进行多次的地面微重力帆板展开实验，地面测试实验的重要内容就是模拟太空的微重力环境[5,6]。

气浮重力补偿装置在帆板地面气浮法微重力实验中发挥着关键作用，其上方固接帆板补偿帆板的重力，下方通过气浮力悬浮于地面之上[7]。气浮重力补偿装置一般包括气浮轴承式和气垫悬浮式两种类型。气浮轴承式重力补偿装置利用压缩空气在滑动副表面形成的气膜压力将帆板支撑，加工精度要求高，承载能力弱，并且因气浮轴承无法在实验室地面形成气膜使得对大理石平台依赖性极强[8,9]。气浮轴承式重力补偿装置如图 1-1 所示。气垫悬浮式重力补偿装置相对于传统的气浮轴承式重力补偿装置，由于底部是橡胶材质的悬浮气垫而非金属轴承，对地面平整性的要求降低，可减少对高精度大理石平台的依赖，在普通的实验室地面也能形成稳定的气膜[10,11]，气垫悬浮式重力补偿装置如图 1-2 所示。

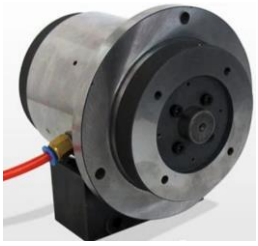


图 1-1 气浮轴承式重力补偿装置
Fig.1-1 Air bearing type gravity compensation device



图 1-2 气垫悬浮式重力补偿装置
Fig.1-2 Air cushion floating type gravity compensation device

中国知网 https://www.cnki.net

随着太阳能帆板尺寸的增大和数量的增多，考虑到帆板柔性变形和地面不平度干扰，多个支撑点协调控制的难度较大，需要设计一种有效的控制策略，保证各块帆板在地面展开过程中的水平度。

在目前帆板地面展开气浮微重力实验中，由于需要提前铺设大理石平台与大量通气管路，展开实验准备时间长，依靠人工重复展开实验获取控制参数，调试工作量大[12]，随着帆板尺寸的增加和数量的增多，进一步增加了多点协调控制的难度，若能在充分分析太阳能帆板展开过程动力学特性以及展开实验中多个重力补偿装置协调控制策略的基础上，运用数字孪生技术进行仿真建模，在实验开始前，基于帆板展开虚拟样机模型调试各项仿真测试参数， 以可视化方式验证不同调试方案的实验效果，测试结果可为改进实际物理调试方案提供技术支持。

本研究得到了上海航天先进技术联合研究基金“空间大型可展机构地面气浮自适应重力补偿技术研究”（课题编号：USCAST2019-20）的支持。

1.2 国内外研究现状

1.2.1 太阳能帆板展开动力学研究现状

太阳能帆板展开过程的动力学问题较为复杂，对此类问题的研究是当前航天器工程领域中的热点问题之一[13-15]。太阳能帆板是航天器的重要能源装置，在卫星发射前处于收拢状态，卫星入轨之后按照预期指令有序展开，利用帆板表面的电池阵列吸收太阳能并转化为电能，将电能存储在蓄电池中供航天器各部件使用[16,17]。随着航天器技术的发展，对太阳能帆板提出了轻量化和大型化的要求，因此，太阳能帆板的柔性效应对展开精度的影响不可忽略，帆板的展开会对卫星本体的姿态和轨迹造成影响，卫星本体姿态的变化又会反过来影响帆板展开过程的平稳性[18,19]。此外，随着技术的发展，对帆板的展开过程还提出了高精度和高稳定性的要求[20]，这就需要对太阳能帆板的展开过程进行完善的动力学建模与分析，并考虑各种可能扰动的工况，为后续控制策略的设计提供模型支撑。

随着航天器工程的发展，国内外的专家学者对太阳能帆板的展开动力学问题开展了许多的研究工作。1990 年，周志成基于 Kane 理论建立了太阳能帆板的展开动力学方程，重点讨论了碰撞动问题，并且编写了通用仿真程序[21]；2002 年，Oskar 和 Simon 利用 SIMPACK 软件对太阳能帆板的展开，调姿，锁定

中国知网 https://www.cnki.net

三个阶段进行了动力学仿真，探究了帆板的自身变形对驱动机构的影响[22]；2004 年，郭峰等利用 ADAMS 软件对刚性太阳能帆板的展开过程进行了动力学仿真，并初步探讨了铰链间隙和铰链摩擦等非线性因素对帆板展开过程的影响[23]；2006 年，白争峰等基于 ANSYS 和 ADAMS 软件建立了柔性太阳能帆板的动力学模型，并且给出了航天器本体在不同展开模式下的姿态变化情况和帆板本身的动力学特性问题[24]；何柏岩等提出了利用 Kane 方程进行航天器展开过程建模的方法，并通过 Adams 软件仿真得到了帆板变形极其大范围展开运动的动力学参量[25]；2008 年，Yasushi 等建立了刚性本体柔性展开附件的卫星位姿响应解析模型，并利用在轨卫星的飞行数据验证模型的正确性[26]；2010 年，Birhanu Fufa 等利用 ADAMS 和 ANSYS 软件对太阳能帆板的展开和锁定过程进行了详细论述，并且给出了帆板振动控制方面的建议[27]; 2011 年，王晛等利用虚拟样机技术并考虑多种影响因素对太阳能帆板的地面展开锁定过程进行数值模拟，为物理展开实验提供了动力学依据[28]；2012 年，游斌弟等利用 largrange 法和 Newton-Euler 法详细推导了递推形式的太阳能帆板展开锁定过程的动力学方程，研究了铰链副接触碰撞对帆板展开过程的影响[29]；2014 年，胡明等基于 Jourdain 变分原理建立了重复折展锁解式太阳能帆板多体动力学模型，通过数值仿真得到各基板的运动规律及动力学特性，仿真结果能预测帆板展开过程的动态行为[30]；2014 年，宗益燕提出了一种包括太阳能帆板在内的星载展开机构的动力学建模方法与流程，为大型星载可展开机构的设计提供了依据[31]；2015 年，段柳成利用铰坐标推导了太阳能帆板多刚体系统以及多柔体系统的动力学方程，并结合数值模拟结果验证了所提出方程的正确性[32]；2017 年，李海泉通过引入变拓扑的快速算法建立了多帆板系统的动力学模型，并通过仿真分析了张紧机构、铰间阻尼机构对展开过程的影响[33]；2021 年，宋锐锋将太阳能帆板刚柔耦合模型作为研究对象，基于 Adams 分析了展开机构以及附件装置对帆板展开过程动力学特性的影响[34]；王猛使用 Hamilton 原理和假设模态法建立了柔性太阳能帆板动力学模型，分析了柔性帆板的微小变形情况，并分析了附加质量对于柔性太阳能帆板的影响[35]。2022 年，任守志等建立了二维太阳帆板在地面展开过程中的动力学模型并进行仿真分析，并设计了一种适用于二维展开太阳帆板的地面重力卸载装置，有效解决了二维展开太阳帆板重力卸载的难题[36], 等等。

由以上的研究工作可以看出，太阳能帆板的展开动力学问题比较热门，尽管有学者做了大量的研究工作，但是仍存在可以深入探究和完善的问题。比如，目前的太阳能帆板建模主要考虑在太空零重力状态下帆板自身的展开动力学问

中国知网 https://www.cnki.net

题以及铰链间隙摩擦力对帆板展开过程的影响。在气浮法地面微重力展开模拟实验中，若考虑带有附加气浮支撑装置的支撑补偿力如何建立较为完善的动力学模型，对该类问题的研究目前并不充分，因此有必要建立带有附加气浮支撑装置的动力学模型，让动力学模型更符合地面气浮微重力展开实验的实际需求。

1.2.2 模糊控制理论研究现状

模糊数学的研究诞生于 20 世纪 60 年代，1965 年，美国模糊数学专家 Zadeh 发表了《模糊集合论》的论文，为处理现实世界中的一些不确定性问题提供了创新性的解决思路[37]。随后 Zadeh 又在发表的论文中首次提出模糊控制的概念，将模糊数学的知识引入控制领域从而避免了对复杂被控对象的精确数学建模，他的研究成果为模糊控制理论的形成奠定了坚实的基础[38]。1974 年，英国学者 Mamdani 首次将模糊控制运用在蒸汽机的控制，相比较于传统控制方法取得了显著的控制效果，至此模糊控制策略宣告诞生[39]。这一突破性成就引起了国际控制领域学者的广泛重视， 日本学者 M.Sugeno 将模糊控制运用在一个模型小车路径追踪的实验中，该小车在模糊控制算法控制下准确停靠在预定位置[40]。1987 年，日本工程师利用模糊控制技术为日本仙台设计了世界上首套地铁交通系统，取得了较好的运行效果[41]。从 1992 年起，美国 IEEE 神经网络协会每年举办模糊系统国际会议并创立了模糊控制领域的国际权威期刊《模糊系统》[42]。

国内对于模糊控制理论的研究相对滞后但发展较快，1981 年，中国模糊系统与模糊数学学会的成立标志着我国正式开始了模糊理论的相关研究[43,44]。1993 年，汪培庄首次提出“因素神经网络”理论，丰富了模糊控制的内容[45]。1999 年，李洪兴首次提出变论域模糊控制理论，通过引入伸缩因子改变模糊论域的范围，提高了模糊规则的利用率以及控制系统的自适应性[46]。自李洪兴提出变论域模糊控制方法以来，变论域控制思想得到了广泛的应用。近年来，大量学者对变论域模糊控制方法进行了深入研究。2010 年，邵诚等针对传统伸缩因子参数难以确定的问题提出了一种选择伸缩因子的新方法，该方法和比例型、指数型函数伸缩因子相比具有计算量小，参数少的特点[47]。2013 年，谭兵文等通过分析函数型伸缩因子和模糊推理型伸缩因子的缺陷，首次提出误差分级型伸缩因子，通过设计仿真对比实验验证了误差分级型伸缩因子的可行性与优越性[48]。李庆波将改进的变论域模糊控制策略应用于导弹的制导律设计中，并通过仿真对比实验表明该变论域模糊智能制导律对各种机动目标均有精准的拦截

中国知网 https://www.cnki.net

性能[49]。2014 年，崔家瑞等对于导弹的飞行控制，设计了一种自适应变论域模糊 PID 复合控制策略，实验结果表明该方法具有抗干扰性强，响应速度快的特点[50]。2019 年，刘洋等提出一种基于变论域模糊 PID 的串级控制算法来解决四旋翼无人机系统存在的控制精度差和鲁棒性低的问题[51]。时培成等将基于变论域理论的自适应模糊 PID 控制策略应用于汽车主动悬架，仿真和实验结果表明该策略有效提高了汽车行驶时的平稳性与舒适性[52]。夏光等将叉车的侧倾状况进行分析，采用变论域模糊控制方法设计控制器，仿真与实验结果表明该策略可有效提高叉车的横向稳定性[53]。戴波等针对模糊控制策略无法实现三自由度直升机系统高精度追踪的问题设计了一种变论域模糊 PID 控制器，增加了模糊规则适用范围，实验结果表明变论域模糊控制能更好地抑制系统误差，提高响应速度[54]。2020 年，苏小会等为使云台快速响应环境变化达到动态平衡的目的，设计了变论域模糊 PID 控制器实现云台自适应调平[55]。侯帅利用变论域模糊控制的相关理论，提出了一种双闭环变增益控制器，抗扰性和轨迹跟踪实验表明该控制器能较大幅度提升无人自行车控制系统的自平衡性[56]。2021 年，蒋伟等为建筑结构振动控制提供了一种基于自适应伸缩因子的变论域模糊振动控制算法，结果表明相比较于传统 PID 与 VUFD 算法，所提算法能明显提升振动抑制效果[57]。

尽管模糊控制的理论研究和应用都取得了巨大的成就，但是模糊控制本身还存在一些缺陷未能解决，比如模糊论域的确定，模糊规则表的设计，隶属度函数的选择十分依赖专家经验[58-60]，将模糊控制理论运用于实际的被控对象存在很多需要优化的地方。变论域模糊控制策略能有效解决普通模糊控制器中部分模糊规则未得到充分利用的问题，利用伸缩因子动态伸缩模糊论域，实时整定被控对象的控制参数，能适应更复杂的工况和更多被控对象。如何根据气浮重力补偿装置的特性，设计一种适用于气浮重力补偿装置的变论域模糊控制策略是本文需要解决的控制问题。

1.2.3 基于数字孪生的虚拟调试技术研究现状

数字孪生就是在虚拟空间中建立一个和物理实体高度相似的虚拟实体，物理实体和虚拟实体具有相同的属性，行为，生命周期，并且物理实体和虚拟实体之间可以相互通讯，物理实体的状态变化会反映到虚拟实体中[61]。由于计算机实验的试错成本比物理实验要低，可以先在虚拟实体中进行仿真调试，找到了一组最优的实验参数后，再去由虚拟实体去控制物理实体[62-64]。简单来说，

中国知网 https://www.cnki.net

数字孪生技术就是参照物理实体，在虚拟空间中创造一个“克隆版”的虚拟实体。它是充分利用物理模型、传感器更新、运行历史数据， 集成多学科、多物理量、多尺度、多概率的动态仿真过程[65]。

数字孪生最早应用于航空航天领域，目的是为了解决航天器的状态实时监测和安全维护问题[66]。美国 NASA 建立了航天器的数字孪生体来监测飞机的实时运行状态以及预警可能出现的故障[67]。在国外，一些科技型企业积极探索数字孪生技术在工业领域的应用。为提高生产效率，Siemens 公司利用数字孪生技术构建了全流程制造生产系统[68]。PTC 公司基于数字孪生的理念研发了众多智能互联产品，通过网络通信连接智能终端上的虚拟模型与实际的物理设备，可实时监测物理设备的状态以及实现故障预警、维修建议等功能[69]。在国内，许多专家学者也对数字孪生技术进行了相关研究，陶飞等提出了数字孪生五维模型，并与国内 12 家科研单位举办数字孪生会议，制定出数字孪生标准体系框架，共同探讨了数字孪生的 10 大落地应用[70]。唐堂等利用数字孪生技术实现了产品设计生产维护全过程数字化，通过客户端集成全部信息实现了生产过程的可视化监控[71]。庄春波等从产品设计、工艺制作角度详细阐述了数字孪生技术的应用价值，指出了数字孪生技术目前的瓶颈问题以及未来发展趋势[72]。陈振等针对飞机装配车间存在的问题，提出了一种数字孪生飞机装配系统架构，包含物理部件、虚拟部件、数据和服务四个部分[73]。郭东升等详细探讨了基于数字孪生技术的制造车间建模方案[74]。在航空航天领域，我国自主研制的天问一号利用数字孪生技术成功穿越火星大气层，在火星表面着陆。在研发过程中，科研人员首先建立了天问一号的数字孪生模型，实现全数字化仿真，在它飞向火星的过程中，通过多种传感器和通讯设备回传的实时信号对仿真模型进行分析，判断飞行轨迹和自身状态是否正常[75]。

虚拟调试技术是数字孪生在智能制造业的应用之一，虚拟调试即在虚拟空间中构建虚拟设备模型，可以像在现实世界中调试物理设备那样去调试虚拟设备，从而验证虚拟设备和控制程序的可靠性，以便改进和优化控制系统设计和物理实验方案。虚拟调试的最大优势是可以用低成本的计算机仿真实验去替代高成本的物理实验[76,77]。虚拟调试可在机电产品设计开发阶段，将机构设计，电控电路设计，嵌入式程序设计等任务协同开发，在开发过程中同步进行单元测试，通过虚拟调试尽早发现控制程序中的逻辑错误，机构设计中的缺陷，从而减少实际物理实验调试的风险与实际调试时间[78]。通过虚拟模型，可以实时监测所拟定的调试方案的实验状态，以一种三维可视化的方式做到与实际调试

中国知网 https://www.cnki.net

效果几乎一致的展示，并且可将相关调试模拟结果数据保存到数据库中，便于反复重现调试实验与进行实验方案的迭代优化，增加了机电产品开发阶段的可靠性，有利于加强企业对产品设计，生产，测试，维护等阶段的全生命周期数字化管理[79]。

目前，国外的公司已经开发出虚拟调试的商用软件，例如：德国 FESTO 开发出能实现气压传动机电一体化系统的集成设计与测试软件平台 FliudSIMPneumatics。在该软件平台上, 可进行气动元件及回路、电气控制系统和布线的设计和模拟，通过不断修改气动回路及其参数，使气动回路及电控系统等达到最优设计要求，为实际的安装调试提供指导[80]。西门子公司研发的 NX MCD 是一款知名的机械、电气与控制系统一体化数字孪生与虚拟调试的集成软件，提供对包含多种物理场的机电控制系统进行 3D 建模与虚拟调试功能，也可对设备硬件结构设计的合理性与控制软件的可靠性进行虚拟调试验证[81]。

现阶段针对帆板展开微重力模拟实验的虚拟调试系统在市场上十分少见，目前国外商用虚拟调试软件无法直接运用于本文的帆板地面展开实验，需要针对微重力实验本身的特性自定义调试功能才能满足虚拟调试实验的需求，因此，本文拟设计与实现一种适用于帆板地面气浮微重力展开实验的虚拟调试系统，为相关虚拟调试软件的国产化提供一定的技术支持与应用指导。

1.3 本文研究内容

本文针对太阳能帆板地面气浮展开实验的研究背景，首先利用混合坐标法结合柔性多体动力学理论建立帆板多板展开的动力学方程，并基于 Adams 建立帆板展开的仿真模型，得到了柔性帆板在展开过程中的动力学特性。为实现重力补偿的同时保证帆板在展开过程的水平度，提出变论域模糊控制策略实现多个支撑点的恒定位置控制，为解决多个支撑点相互干扰的协调控制问题，提出力位分离控制策略，在 Matlab/Simulink 中设计不同的扰动工况仿真验证控制策略的有效性和适用性，最后搭建了集成测试环境，设计与实现了帆板展开虚拟调试系统，并基于该系统进行帆板展开虚拟实验测试，测试结果可为实际的物理展开实验提供技术支持。

本文各章研究内容如下：

第一章主要调研了太阳能帆板展开动力学建模的研究现状，模糊控制技术的研究现状，虚拟调试技术的研究现状并提出本文主要的研究内容。

中国知网 https://www.cnki.net

第二章利用浮动坐标系法和拉格朗日方程建立了太阳能帆板地面展开过程的动力学模型，并运用模态综合法和截断法进行动力学方程规模的缩减，为验证提出的动力学方程模型，基于 Adams 建立太阳能帆板多板展开仿真模型，根据仿真结果分析柔性多板系统展开动力学特性，为控制策略设计提供动力学模型支撑。

第三章针对太阳能帆板地面展开过程中对多个气浮支撑装置的控制问题，基于变论域模糊控制理论，设计了一种新型函数型伸缩因子，提出一种适用于气浮重力补偿装置的地面自适应控制策略，运用 Matlab/Simulink 仿真验证在不同工况干扰下变论域模糊控制策略的效果，仿真结果表明了控制策略的优越性和可行性。

第四章设计了帆板展开过程微重力模拟实验的虚拟调试系统，详细论述了虚拟调试系统的整体架构和各个模块的开发实现过程，最后对虚拟调试系统进行了功能测试，并利用该调试系统设计 9 组不同的仿真测试实验，验证了该系统功能的可靠性，测试结果可为相关科研人员制定最优物理实验方案提供决策支持。

第五章是全文内容的总结与展望。首先概括了本文的研究内容，分点总结了本文得到的研究成果，接着分析了一些不足之处，最后对后续研究工作的改进方向进行了展望。

中国知网 https://www.cnki.net

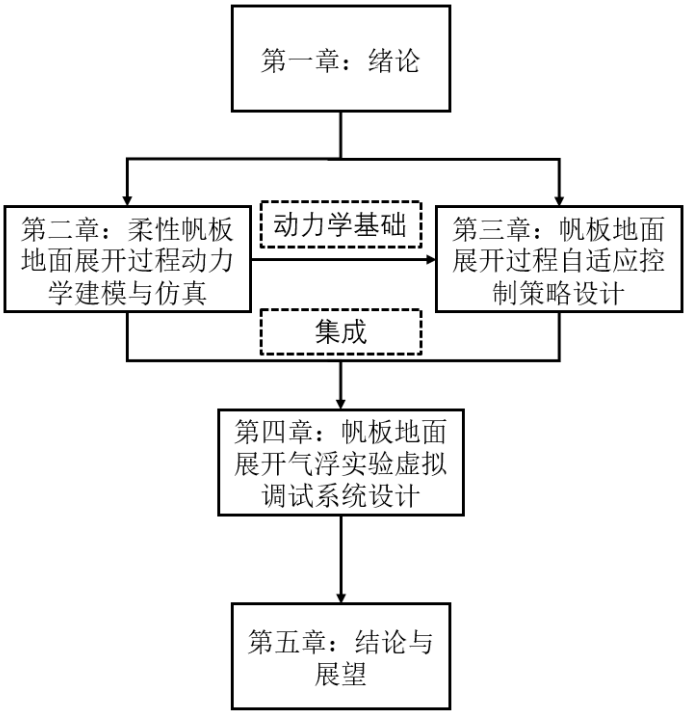


图 1-3 论文结构图
Fig.1-3 Paper structure diagram

中国知网 https://www.cnki.net

中国知网 https://www.cnki.net

第二章 柔性帆板地面展开过程动力学建模与仿真

卫星在轨运行时，太阳能帆板工作在微重力状态，因此在卫星发射之前需要进行多次的地面微重力帆板展开实验，在开展地面微重力实验条件不充足的情况下，利用柔性多体动力学理论对帆板展开过程建模具有重要意义。本章建立了柔性帆板地面展开过程的动力学方程，并对悬浮气垫偏载和力变干扰工况进行了分析，最后基于 Adams 仿真模拟了在地面微重力环境下柔性帆板展开过程，并根据仿真结果分析其展开动力学特性，为控制策略的设计提供了动力学依据。

2.1 柔性帆板展开动力学建模

在进行动力学建模时，需要对整体模型进行有选择的刚柔划分，柔性效应不可忽略的组件应视为柔性体建模，柔性效应较小，对帆板展开过程影响不大的组件可视作刚性体[33]。随着航天器技术的发展，为了满足航天器的能源需求以及适应运载工具的空间限制要求，帆板的质量越来越小，尺寸越来越大，在做大范围展开运动时，呈现出低刚度低阻尼的特点，帆板的柔性效应不可忽略，因此本文将帆板视为柔性体，其它驱动机构，连接机构，支撑机构等组件视为刚体建立帆板展开的动力学模型。

2.1.1 混合坐标系建立

在进行柔性体建模的时候，首先要建立合适的坐标系，考虑到帆板展开过程的姿态变化与柔性变形，在大地基准平面建立惯性坐标系 O-XYZ，在帆板的左下角建立浮动坐标系 o-xyz，建立浮动坐标系的目的是为了描述柔性帆板的姿态运动，柔性帆板相对于惯性坐标系可进行转动和平动，如图 2-1 所示，设帆板上任意一点 p 在惯性坐标系下的位置矢量为 $\boldsymbol{r}_p$，$\boldsymbol{r}_p$ 可表示为：

$$\boldsymbol{r}_p = \boldsymbol{s} + \boldsymbol{A}(\boldsymbol{u}_o + \boldsymbol{u}_f) \tag{2-1}$$

式中：$\boldsymbol{s}$ 为浮动坐标系原点在惯性坐标系下的位置矢量，$\boldsymbol{A}$ 为从浮动坐标系到惯性坐标系的变换矩阵，$\boldsymbol{u}_o$ 表示 p 点在帆板变形前在浮动坐标系下的位置矢量，$\boldsymbol{u}_f$ 表示 p 点在浮动坐标系中的变形位移量。

柔性帆板上任意一点的位置变化可视为浮动坐标系的刚性运动和帆板柔性

中国知网 https://www.cnki.net

变形的合成。混合坐标法即将描述运动的姿态坐标和描述变形的模态坐标进行混合，用混合坐标来表示柔性帆板上任意一点的位置。

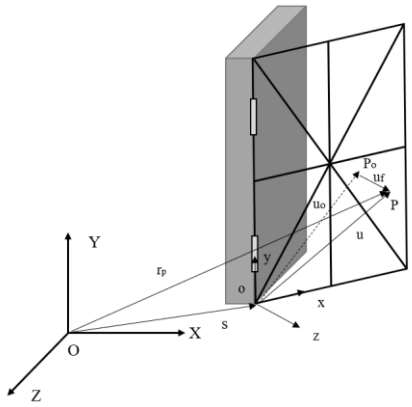


图 2-1 帆板上任意点的变形描述
Fig.2-1 Deformation description of any point on the panel

2.1.2 帆板模态分析

本文利用模态综合法分析帆板的柔性变形，需要先通过有限元法对帆板作离散化处理，提取相应的模态信息。

由于帆板表面的薄膜质量较轻，因此将帆板视为铝合金框架研究，铝合金的密度为 2700kg/m^3，弹性模量为 70Gpa，泊松比为 0.33。模态分析分为约束模态和非约束模态两类，本文研究的帆板受到转动铰链的约束反力作用，因此考虑其在约束模态下的模态振型。

经过有限元分析后，便可以得到帆板的约束模态信息，采用截断法进行动力学方程规模的缩减，单块帆板的前 6 阶模态如图 2-2 所示，对应的前 6 阶的模态振型频率如表 2-1 所示

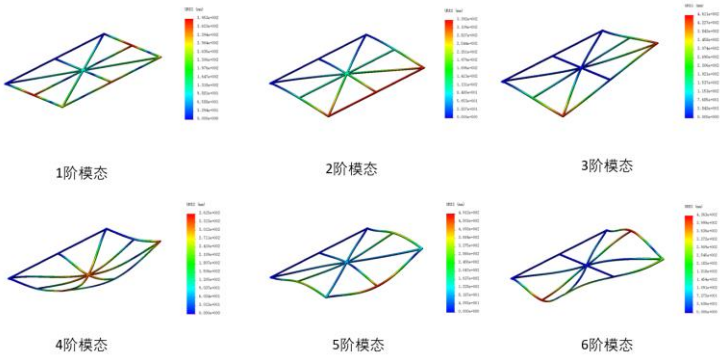


图 2-2 帆板模态振型图
Fig.2-2 Modal shape diagram of panel

中国知网 https://www.cnki.net

表 2-1 帆板单板的前 6 阶振动频率
Table 2-1 The first 6 vibration frequencies of one panel

阶数	1	2	3	4	5	6
特征值(Hz)	2.58	5.65	13.23	15.22	21.58	27.27

2.1.3 柔性帆板展开动力学模型

根据假设模态法，帆板上任意点的变形量可表示为一组模态函数和模态坐标的线性组合[1]，则变形量 $\boldsymbol{u}_f$ 可表示为：

$$\boldsymbol{u}_f = \boldsymbol{\Phi}\boldsymbol{q}_f = \sum_{i=1}^{\infty}\phi_i(x)q_i(t) \tag{2-2}$$

其中 $\boldsymbol{\Phi}$ 为模态振型矩阵，$\boldsymbol{q}_f$ 为模态坐标列阵。

代入式 2-1 得：

$$\boldsymbol{r}_p = \boldsymbol{s} + \boldsymbol{A}(\boldsymbol{u}_o + \boldsymbol{\Phi}\boldsymbol{q}_f) \tag{2-3}$$

柔性多体系统实质上含有无限自由度，为适应计算机数值计算的能力且保证一定的模型精度，截取前 6 阶作为变形量的近似解，则有：

$$\boldsymbol{\Phi} = [\Phi_1 \quad \Phi_2 \quad \Phi_3 \quad \Phi_4 \quad \Phi_5 \quad \Phi_6]^T \tag{2-4}$$

$$\boldsymbol{q}_f = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4 \quad q_5 \quad q_6]^T \tag{2-5}$$

对式 2-3 求导得到：

$$\dot{\boldsymbol{r}}_p = \frac{d\boldsymbol{r}_p}{dt} = \boldsymbol{v}_p + \boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{u}_0 + \boldsymbol{u}_f) + \dot{\boldsymbol{u}}_0 + \dot{\boldsymbol{u}}_f \tag{2-6}$$

式中，$\boldsymbol{v}_p$ 为浮动坐标系原点相对于惯性坐标系的速度，$\boldsymbol{\omega}$ 为浮动坐标系相对于惯性坐标系的旋转角速度，$\dot{\boldsymbol{u}}_f$ 为点 p 相对于浮动坐标系的位移矢量的时间导数，$\dot{\boldsymbol{u}}_0$ 为 0。

$\boldsymbol{v}_p$ 和 $\boldsymbol{\omega}$ 在惯性坐标系下可表示为：

$$\boldsymbol{v}_p = \{i \quad j \quad k\}\{v_x \quad v_y \quad v_z\}^T \tag{2-7}$$

$$\boldsymbol{\omega} = \{i \quad j \quad k\}\{\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z\}^T \tag{2-8}$$

柔性帆板上任意点的广义坐标为：

$$\{\boldsymbol{q}\} = \{q_\theta \quad q_r \quad q_f\} = \{\alpha \quad \beta \quad \gamma \quad X \quad Y \quad Z \quad \xi_1 \quad \xi_2 \quad \ldots \quad \xi_n\}^T \tag{2-9}$$

则广义速度为：

中国知网 https://www.cnki.net

$$\{\dot{\boldsymbol{q}}\}=\{\dot{q}_\theta \quad \dot{q}_r \quad \dot{q}_f\}=\{\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z \quad v_x \quad v_y \quad v_z \quad \dot{\xi}_1 \quad \dot{\xi}_2 \quad \cdots \quad \dot{\xi}_n\}^T \tag{2-10}$$

由速度可以得到柔性帆板上任意一点的动能：

$$T=\frac{1}{2}\int_V \rho \dot{\boldsymbol{r}}_p{}^T \dot{\boldsymbol{r}}_p dV=\frac{1}{2}\dot{\boldsymbol{q}}^T \boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{q}} \tag{2-11}$$

将式 2-6 代入式 2-11 得：

$$\begin{aligned}
T&=\frac{1}{2}\int_V \rho \dot{r}_p{}^T \dot{r}_p dV \\
&=\frac{1}{2}\int_v \rho[v_p+\omega\times(u_0+u_f)+\dot{u}_f][v_p+\omega\times(u_0+u_f)+\dot{u}_f]^T dV \\
&=\frac{1}{2}\int_v \rho[v_p\cdot v_p+\omega\times(u_0+u_f)\cdot\omega\times(u_0+u_f)+\dot{u}_f\cdot\dot{u}_f+ \\
&+2v_p\cdot\omega\times(u_0+u_f)+2\omega\times(u_0+u_f)\cdot\dot{u}_f+2v_p\cdot\dot{u}_f dV
\end{aligned} \tag{2-12}$$

航天器运行时处于微重力环境中，因此仅考虑柔性帆板的变形引起的弹性势能，不考虑其重力势能，只将其作为广义力之一作用在帆板上。

帆板的弹性势能和耗散能用广义模态坐标表示为：

$$\begin{cases} V=\frac{1}{2}\{\xi\}^T[\boldsymbol{K}]\{\xi\} \\ D=\frac{1}{2}\{\xi\}^T[\boldsymbol{C}]\{\xi\} \end{cases} \tag{2-13}$$

其中，$\boldsymbol{K}$ 为柔性帆板的模态刚度矩阵，$\boldsymbol{C}$ 为柔性帆板的模态阻尼矩阵。设 $\{\boldsymbol{\xi}\}$ 到 $\{\dot{\boldsymbol{q}}\}$ 的转换矩阵 $\boldsymbol{T}_\xi$ 为 $[\boldsymbol{T}_\xi]=[0_{3\times3} \quad 0_{3\times3} \quad \boldsymbol{E}]$，$\boldsymbol{E}$ 为单位矩阵，则有：

$$\begin{cases} V=\frac{1}{2}\{\boldsymbol{T}_\xi\}^T\{\dot{\boldsymbol{q}}\}^T[\boldsymbol{K}]\{\dot{\boldsymbol{q}}\}\{\boldsymbol{T}_\xi\} \\ D=\frac{1}{2}\{\boldsymbol{T}_\xi\}^T\{\dot{\boldsymbol{q}}\}^T[\boldsymbol{C}]\{\dot{\boldsymbol{q}}\}\{\boldsymbol{T}_\xi\} \end{cases} \tag{2-14}$$

作用在太阳能帆板的力为各补偿点支撑力，假设支撑力作用点为 p，作用力 Q_F^T 在 p 点的虚位移上的虚功是：

$$\delta W_F=Q_F^T\delta r_p \tag{2-15}$$

对帆板进行受力分析可知，帆板在地面展开过程中的受力有帆板自身重力，气浮装置的支撑补偿力，转动铰链之间的约束反力和气膜振动等其它干扰力。

将帆板的动能势能耗散能以及作用力代入拉格朗日方程分析。

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}}\right)-\frac{\partial T}{\partial q}+\frac{\partial D}{\partial \dot{q}}+\frac{\partial V}{\partial q}=Q \tag{2-16}$$

中国知网 https://www.cnki.net

式中，q 为系统的广义坐标，T 为系统的动能，V 为系统的势能， D 为系统的耗散能， Q 为作用在系统上的广义力之和。

整理后可得方程：

$$\boldsymbol{M}\ddot{q}+\boldsymbol{C}\dot{q}+\boldsymbol{K}q=\boldsymbol{Q}_F+\boldsymbol{Q}_r-\boldsymbol{Q}_g \tag{2-17}$$

用分块矩阵表示为：

$$\begin{bmatrix} M_{\theta\theta} & M_{\theta s} & M_{\theta f} \\ M_{s\theta} & M_{ss} & M_{sf} \\ M_{f\theta} & M_{fs} & M_{ff} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \ddot{q}_\theta \\ \ddot{q}_s \\ \ddot{q}_f \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{ff} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \dot{q}_\theta \\ \dot{q}_s \\ \dot{q}_f \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{ff} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} q_\theta \\ q_s \\ q_f \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} Q_{F\theta} \\ Q_{Fs} \\ Q_{Ff} \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} Q_{r\theta} \\ Q_{rs} \\ Q_{rf} \end{bmatrix}-\begin{bmatrix} Q_{g\theta} \\ Q_{gs} \\ Q_{gf} \end{bmatrix} \tag{2-18}$$

将约束以拉格朗日乘子描述，最后得到受约束的帆板展开动力学方程为：

$$\boldsymbol{M}\ddot{q}+\boldsymbol{C}\dot{q}+\boldsymbol{K}q+\boldsymbol{C}_q^T\lambda=\boldsymbol{Q}_F+\boldsymbol{Q}_r-\boldsymbol{Q}_g \tag{2-19}$$

其中，$\boldsymbol{Q}_F$ 为广义支撑补偿力，$\boldsymbol{Q}_r$ 为广义扰动力，$\boldsymbol{Q}_g$ 为广义重力，理想情况下，广义扰动力等于 0。

通过对帆板展开过程的动力学分析，可以得到支撑补偿力，干扰力，帆板自身重力与系统的广义弹性力，广义约束反力之间的相互关系，$\boldsymbol{Q}_F$ 可作为控制模型的目标力，以上建立的动力学模型可为控制策略的设计提供模型支撑。

2.2 悬浮气垫偏载及力变干扰分析

悬浮气垫是气浮重力补偿装置的重要组件之一，悬浮气垫形成的气膜的稳定性对重力补偿系统有着重要影响，本节重点分析气垫偏载的工况和力变干扰工况。

2.2.1 气浮支撑装置组成及气垫工作原理

气浮重力补偿装置是用气浮法实现重力补偿的关键部件，它主要由补偿组件、微调组件和气垫组件组成，如图 2-3 所示。

补偿组件为电动缸，在电动缸丝杆末端安装位置传感器用于回传支撑点实时位置信息，通过上位机可动态调整电动缸输出的补偿支撑力和伸出轴的长度，微调组件中包含三个碟簧和三个球铰，用于微调气浮重力补偿装置因受力变化而引起偏载的姿态，气垫组件包含通气孔和悬浮气垫，替换传统的气浮轴承，以适应平整度较差的地面工况。

中国知网 https://www.cnki.net

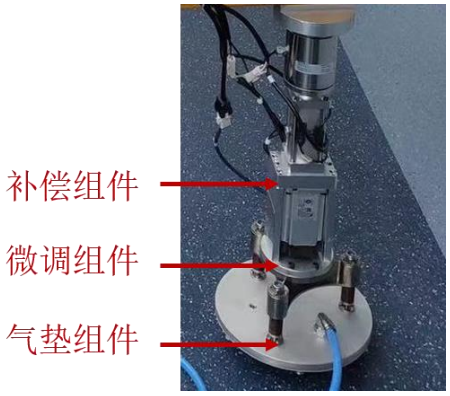


图 2-3 气浮重力补偿装置
Fig.2-3 Air float gravity compensation device

在帆板地面展开实验环境中，气浮重力补偿装置上方支撑帆板补偿其在大范围展开过程中的柔性变形，下方通过悬浮气垫底部溢出的高压气流形成气浮力悬浮于地面之上，装置的实验环境如图 2-4 所示。

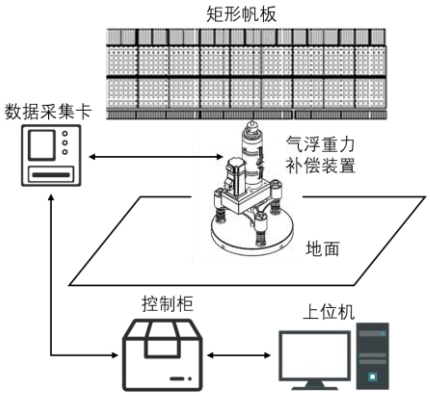


图 2-4 气浮重力补偿装置实验环境示意图
Fig.2-4 Schematic diagram of experiment of floating gravity compensation device

悬浮气垫利用高压气流使气垫和地面之间形成气膜，将被支撑体抬升，实现了重力补偿的效果，具有结构简单，摩擦阻力小，承载能力大等优点，它的结构简图如图 2-5 所示：

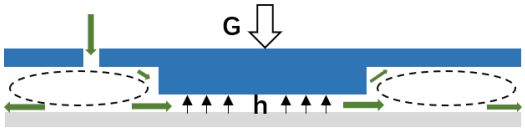
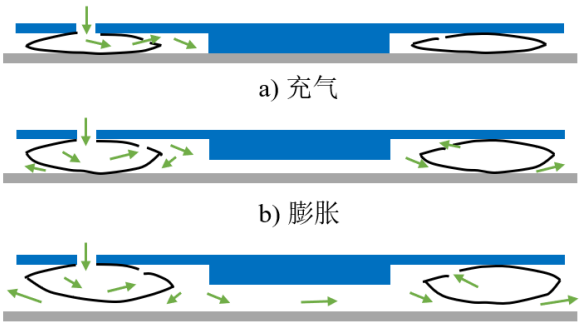


图 2-5 气垫单元的结构简图
Fig.2-5 Structural diagram of the air cushion unit

在初始状态，悬浮气垫单元的支撑盘和地面接触，气浮重力补偿装置以及

中国知网 https://www.cnki.net

帆板的重力由地面支撑，在工作状态，高压气源将压缩空气通过通气孔注入到环形气囊中，给环形气囊充气，一部分压缩空气使气囊膨胀，另一部分压缩空气通过节流孔进入到内部气腔中，当支撑盘离开地面的时候，继续充气，当气体压力超过装置和被支撑体的重力时，气囊被高压气流形成的气浮力抬升，高压气流从气囊和地面的缝隙中向四周溢出形成薄气膜，此时气囊与地面未接触，开始形成悬浮状态，如果通入气垫的气体流量和从缝隙中溢出的气体流量的差值保持不变，则气膜形成的气浮力基本不变，气垫单元可保持在稳定的悬浮状态，由于气垫单元和地面之间存在一层薄薄的气膜，两者未直接接触，摩擦力可忽略不计，被支撑体可被轻松移动，在地面环境上实现了较好的重力补偿的效果[12]。其工作过程如图 2-6 所示：



a) 充气

b) 膨胀

c) 形成气膜

图 2-6 气垫单元工作过程

Fig.2-6 Air cushion unit working process

假设当气垫的承载为 G 时，气膜的厚度为 h，当气压稳定时，悬浮气垫的承载能力和气膜的厚度呈反比关系[54]，即

$$G=\frac{k}{h} \tag{2-20}$$

其中，k 为与供气压力及气垫参数相关系数。气浮垫的气膜厚度 h 越小，气浮垫的气体径向外溢时受到的阻抗力越大。气浮垫承载能力与气膜压力分布有关。当气浮垫承受载荷增加到 $G_0+\Delta G$，气膜厚度会减小到 $h-\Delta h$，气膜厚度的减小又反过来影响气体流动阻力，气膜压力分布随之变化，产生反作用力，在新的位置形成平衡。

2.2.2 气垫偏载分析

当载荷的作用点和气垫单元的几何中心不位于同一竖直方向时就会造成气垫偏载。气垫偏载分为主动偏载和被动偏载两种类型，主动偏载是指当气垫受

中国知网 https://www.cnki.net

力情况发生变化，负载不再均匀时，载荷不再作用在气垫中心，气垫支撑盘便会产生倾斜使得气膜厚度不均匀，发生气垫主动偏载时，还会产生平面方向侧推力以及气膜抵抗力。而被动偏载是指地面存在阶梯和裂缝等缺陷引起了严重的气体泄漏，气浮法对实验地面的平整度有着较高的要求，缺陷较多不平度较高的地面无法形成气膜，气浮法会失效。

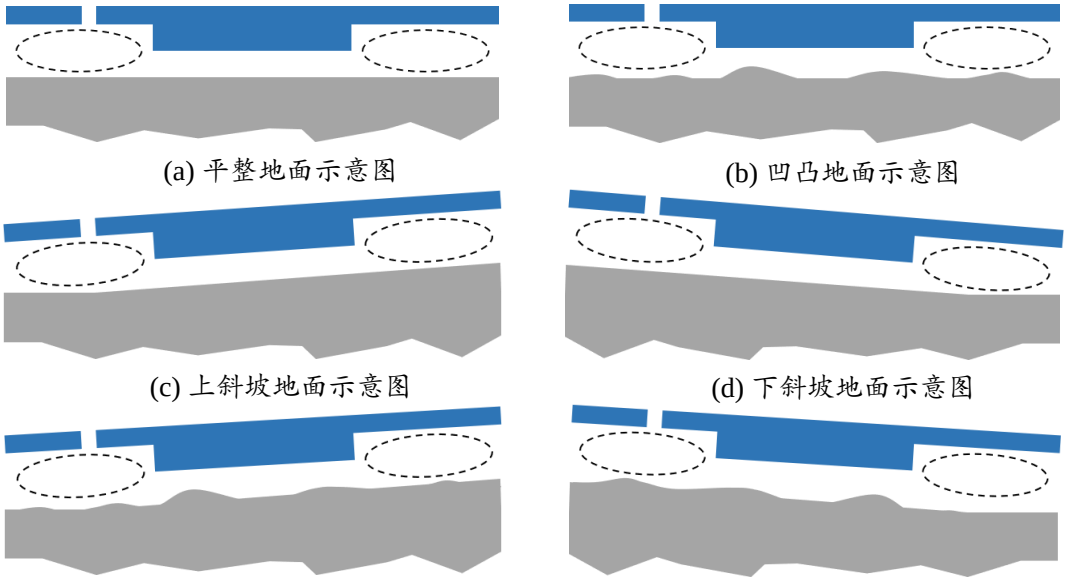


图 2-7 地面工况示意图

Fig.2-7 Schematic diagram of ground conditions

由于气浮重力补偿装置的使用环境是普通的实验室地面，相比较于高精度的大理石平台地面，普通的实验室地面的不平度相对较高，存在一定的地面缺陷，比如上斜坡，下斜坡，微凹凸等等，实际的地面工况会比较复杂，涉及到简单地面工况的组合，如图 2-7 所示。这些地面缺陷会导致气浮重力补偿装置在帆板展开过程中发生气垫偏载，气垫偏载则会引起力变干扰，影响帆板展开过程中的平稳性，所以需要结合地面工况对气垫的偏载情况进行分析。

如图 2-8 所示，当气垫发生偏载时，气膜的平衡状态便被打破，在偏载力的作用下，气垫便会绕 x 轴旋转 ε 角度。这时的气膜厚度发生变化，偏转内侧气膜厚度变小，外侧变大。气膜厚度减小，气膜的承载力增大，反之下降，所以此时的悬浮气垫的承载能力发生了变化[9]。同时，由于-y 侧的气膜及支撑盘的偏向，导致-y 侧气膜会作用-y 向侧推力于承重盘上，导致气垫的静载状态变化。

中国知网 https://www.cnki.net

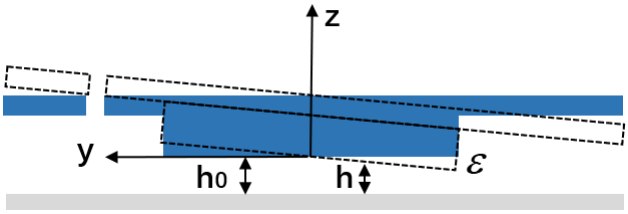


图 2-8 气垫偏载示意图
Fig.2-8 Schematic diagram of air cushion partial load

当气垫位于斜坡上时，如图 2-9 所示，悬浮气垫在重力的作用下，会产生侧向干扰力，从而引起一定程度的侧向位移。

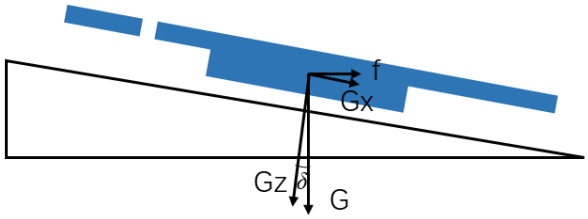


图 2-9 斜坡力变工况
Fig.2-9 Slope force change condition

设斜坡的倾斜角度为 δ，则侧向干扰力为：

$$f = G \cdot \sin\delta . \cos\delta \tag{2-21}$$

由于斜坡倾斜角较小，因此侧向干扰力的扰动作用可以忽略不计，当悬浮气垫从平面上斜坡时，悬浮气垫的承载能力从 G 减小到 Gz, 由于有微调机构的存在，气浮重力补偿装置会在新的位置保持平衡，此时阶跃突变的干扰力为 $G \bullet (1-\cos\delta)$ 。

2.2.3 气膜振动分析

气垫单元在地面移动的过程中，由于有高压气流和橡胶气囊的弹性变形的作用，气膜会出现振动的现象，形成了振动力变干扰的工况。

中国知网 https://www.cnki.net

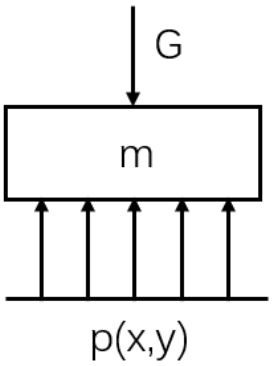


图 2-10 气垫力学分析模型
Fig.2-10 Air cushion mechanics analysis model

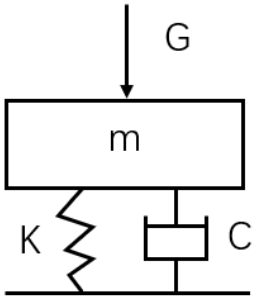


图 2-11 气膜振动模型
Fig.2-11 Air film vibration model

设气膜间隙的压力为 $p(x,y)$, 根据图 2-10 所示的物理模型可知，由牛顿第二定律得：

$$m\ddot{h} = \iint_S p(x,y)dxdy - G \tag{2-22}$$

h 为气膜实际厚度，当气膜压力稳定时，气膜厚度为 h_0。当悬浮气垫由于地面不平度受到一个小位移扰动后，实际的气膜厚度可以表示为一个稳态值和一个扰动值之和，即：

$$h = h_0 + \Delta h \tag{2-23}$$

小扰动引起的气膜压力的变化为 ΔP，气膜压力变化则会引起气垫承载力变化 ΔF，同理，实际的气膜压力 $P=P_0+\Delta P$，实际的气垫承载力为 $F=F_0+\Delta F$，其中 P_0 和 F_0 为稳态值。代入 2-22 得：

$$\begin{aligned} m\ddot{h}_0 + m\Delta\ddot{h} &= \iint_S p_0(x,y)dxdy + \iint_S \Delta p(x,y)dxdy - G \\ &= F_0 + \Delta F - G \end{aligned} \tag{2-24}$$

气膜压力稳定时，$m\ddot{h}_0 = 0, F_0 = G$，可以推出：

$$m\Delta\ddot{h} = \Delta F \tag{2-25}$$

将气浮垫的承载力 F 在 F_0 处作一阶泰勒展开得到：$F = F_0 + \frac{\partial F}{\partial h}(h-h_0) + \frac{\partial F}{\partial \dot{h}}(\dot{h}-\dot{h}_0)$，即有：$\Delta F = \frac{\partial F}{\partial h}(h-h_0) + \frac{\partial F}{\partial \dot{h}}(\dot{h}-\dot{h}_0)$

代入式 2-25 得：

$$m\Delta\ddot{h} = \frac{\partial F}{\partial h}\Delta h + \frac{\partial F}{\partial \dot{h}}\Delta\dot{h} \tag{2-26}$$

中国知网 https://www.cnki.net

由图 2-11 的模型：

$$m\Delta\ddot{h} = -C(h)\Delta\dot{h} - K(h)\Delta h \tag{2-27}$$

比较式 2-26 与式 2-27 得到：

$$-C = \frac{\partial F}{\partial \dot{h}}, -K = \frac{\partial F}{\partial h} \tag{2-28}$$

整理可得单自由度气膜振动的微分方程：

$$m\Delta\ddot{h} + C(h)\Delta\dot{h} + K(h)\Delta h = 0 \tag{2-29}$$

借鉴文献[9]里面的振动模型，悬浮气垫的振动以简谐振动的方式建模，设小位移扰动的扰动幅值为：

$$A=\varepsilon \cdot h_0 \tag{2-30}$$

其中：h_0 是气膜稳定时支撑面与气垫间的气膜厚度(mm)，ε 是扰动因子。

悬浮气垫在地面移动工作过程中受到扰动作用，在平衡位置做简谐运动，则实际气膜厚度 h 为：

$$h=h_0 + \Delta h \tag{2-31}$$

其中，Δh 是气膜振动过程中的瞬时气膜变化量(mm)：

$$\Delta h=A \cdot \sin(\omega t) \tag{2-32}$$

其中：ω 是简谐振动的固有频率(rad/s)，取 $2\pi f$，f 为扰动振源的频率(Hz)，t 为时间(s)。

将式 2-32 代入式 2-31 得到气垫表面和地面之间的广义气膜厚度。

$$H = h + \delta = h_0 + \Delta h + \delta = h_0(1 + \varepsilon \cdot \sin(\omega t)) + \delta \tag{2-33}$$

其中，δ 为微调量，与气体黏度，气垫弹性模量和地面粗糙度等因素相关。

由上述气膜振动模型可知，悬浮气垫在地面移动的过程中，气膜厚度在不断变化，导致悬浮气垫的承载能力也发生变化，因为气膜的振动是周期性的，所以整个气浮重力补偿装置提供的支撑力可视为悬浮气垫的静载承载力与气膜振动引起的周期性气膜变化压力相互叠加的合力。气膜变化压力波动的幅值与地面粗糙度，气垫材料本身的弹性模量，供气压强等因素相关。

由于帆板从收拢状态到完全展开状态需要的时间较长，气垫移动的速度较慢，因此本文未考虑在高速状态下气膜的漩涡激振和复杂边界条件的影响，将气膜变化压力的简谐模型作为后续控制策略设计的扰动力进行进一步分析。

2.3 柔性帆板地面展开过程仿真

中国知网 https://www.cnki.net

通过 Adams 自身的建模模块，建立模拟墙，帆板，气浮支撑装置的模型，然后在模拟墙和帆板，帆板和帆板之间施加转动铰链约束和力约束，利用 View/Flex 模块将帆板作柔性化处理，最终建立柔性帆板地面展开模拟系统的等效动力学仿真模型，根据仿真结果分析柔性帆板在地面微重力环境展开过程中的动力学特性。

2.3.1 帆板展开等效动力学模型建立

（1）展开驱动机构建模

展开驱动机构建模方法分为两种，一种是无源驱动，即通过在转动副处安装螺旋扭簧，利用预紧螺旋扭簧的弹性势能来驱动，扭簧扭矩的计算公式为：

$$M_T = k \times (\theta_0 - \theta) - M_c \tag{2-34}$$

其中，M_T 为扭簧的扭矩，k 为扭簧刚度，θ 为扭簧转角，θ_0 为扭转预紧角，为 M_c 阻尼扭矩。

另外一种是有源驱动，即通过在转动副处施加转动电机驱动，有源驱动的方法相对于无源驱动的方法更加灵活，可以通过给驱动电机设置驱动角速度函数改变帆板的展开速度，而无源驱动的方法不受控制，当帆板展开结束后若扭簧还有残余弹性势能会造成较大的冲击和振荡。因此，本文采用有源驱动的方法建模。

（2）展开同步机构建模

绳索联动机构(Closed Cable Loops,CCL)可以实现各块帆板等角速度同步展开。它主要由安装在转动铰链轴顶部的带轮和缠绕在带轮上的钢丝绳组成，其基本原理可视为一个带传动模型，作用是传递驱动电机的力矩，使得各块帆板同步展开，可以根据每块帆板的预期展开角度，设计展开同步机构的传动比，由于传动比与带轮的直径成反比，故可以安装不同直径的带轮，实现不同的传动比，通过展开同步机构，可以将帆板多自由度系统的展开转化为单自由度系统的展开，绳索联动机构的示意图如图 2-12 所示。

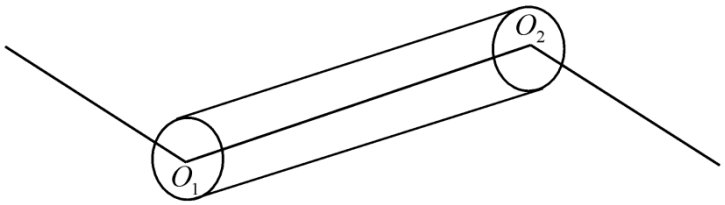


图 2-12 CCL 机构工作原理示意图

Fig.2-12 Schematic diagram of the working principle of the CCL mechanism

中国知网 https://www.cnki.net

对于 CCL 机构，在 Adams 有两种建模的方法：关联副法和力矩法，关联副法的优点是可以按照帆板的预期展开角度设置传动比，缺点是未考虑绳索本身的弹性影响，不适用于需要考虑铰链间隙和弹性铰链的工况。力矩法考虑了绳索的自身弹性，通过在转动副处施加约束力矩函数实现各帆板同步展开。采用力矩法或关联副法建立展开同步机构得到的仿真结果具有一定差异，应根据实际需求选用合适的建模方法。

（3）展开锁定机构建模

由图 2-13 可知，内侧板固装凸轮，外侧板固装转轴，板簧与滑销，将转轴穿过凸轮中孔构成转动铰链，当两块帆板相对展开时，滑销沿着凸轮的外轮廓轨迹滑动，当滑销落入凸轮的槽窝时，滑销和凸轮表面经过多次的接触碰撞后，展开锁定完成。

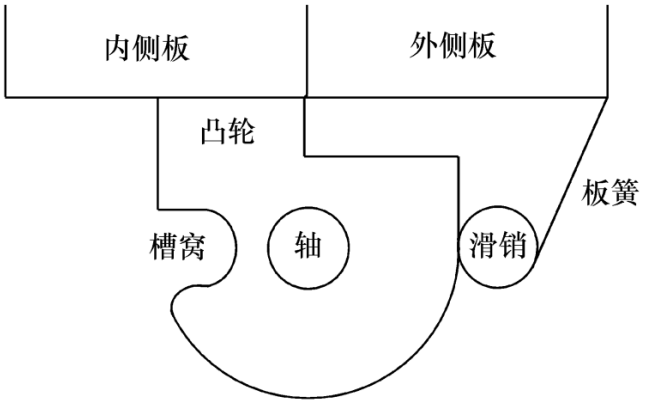


图 2-13 展开锁定机构工作原理

Fig.2-13 How the deployment lock mechanism works

在建模和仿真过程中我们做出以下假设：

1.将模拟墙视为刚体，不考虑它的弹性振动。

2.模拟墙和帆板，帆板和帆板之间采用铰链连接，且不考虑铰链的弹性影响。

3.将帆板视为均质柔性体，不考虑帆板本身材料的各向异性。

基于 Adams 的建模步骤如下：

1.在地面验证实验中，建立模拟墙模型，模拟墙采用刚体（Rigid body: box）描述，气浮支撑装置采用 Cylinder 模型描述。

2.建立柔性帆板模型，通过 ViewFlex 模块建立帆板的柔性体模型，在仿真模型中，参考实际的帆板展开气浮实验台的帆板尺寸，设置板长 1m，板高 1.2m, 板厚为 0.03m。

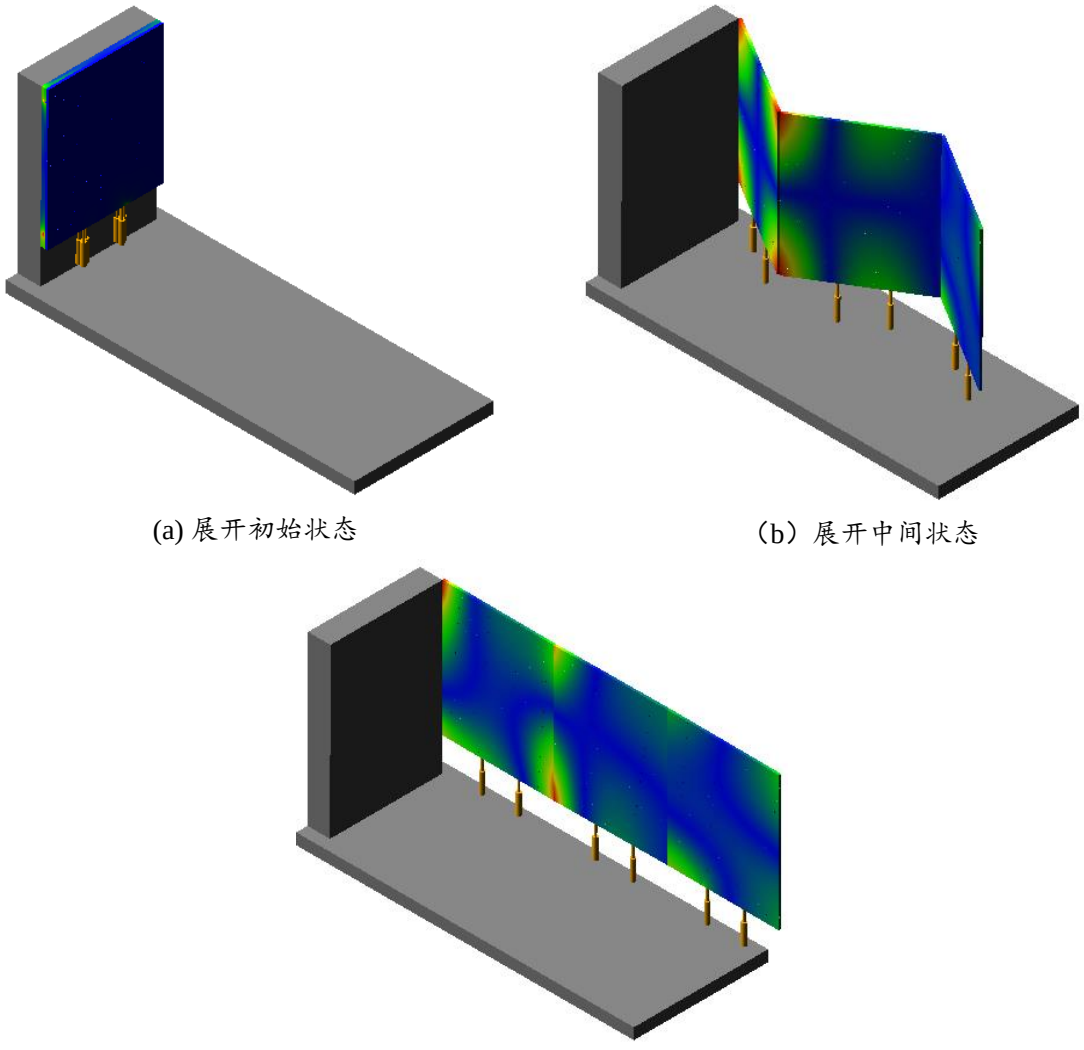
中国知网 https://www.cnki.net

3.用模拟墙替代卫星本体，利用转动铰接副（Joint ： Revolute）连接模拟墙与帆板以及各块帆板。

4.展开同步机构采用关联副（coupler）实现。因为内侧帆板展开角度为 90 度，外侧帆板的展开角度为 180 度，所以内外侧铰链关联副的传动比设为 0.5。

5.展开驱动机构采用转动副驱动电机实现。通过 step 函数设置为慢启动和慢制动，减小帆板在展开初始状态和展开完成状态的冲击。驱动电机角速度曲线函数具体设置为 step5(time,0,0,10,90d)。

根据以上参数设置和假设基于 Adams 建立的太阳能帆板微重力展开实验等效仿真模型如图 2-14 所示：



(a) 展开初始状态　　（b）展开中间状态

（c）展开锁定状态

图 2-14 太阳能帆板微重力仿真模型

Fig.2-14 Microgravity simulation model of solar panel

中国知网 https://www.cnki.net

2.3.2 仿真结果分析

在上节建立的仿真模型的基础上，在 Adams 中的后处理模块中进行仿真结果分析，分析柔性帆板在地面微重力环境展开过程中的动力学特性。太阳能帆板的展开动力学特性主要包括各块基板质心的位移，速度，加速度的变化情况，以及各块基板转动铰链驱动力矩的变化情况。由于本文微重力的实验方案采用的是气浮法，还需要提取各个支撑点的实时位置和实时力的变化情况做进一步的分析。

在给定角速度驱动曲线作用下，不考虑铰链间隙摩擦力的影响，太阳能帆板各块基板展开角度，角速度，角加速度曲线图如图 2-15、2-16、2-17 所示。

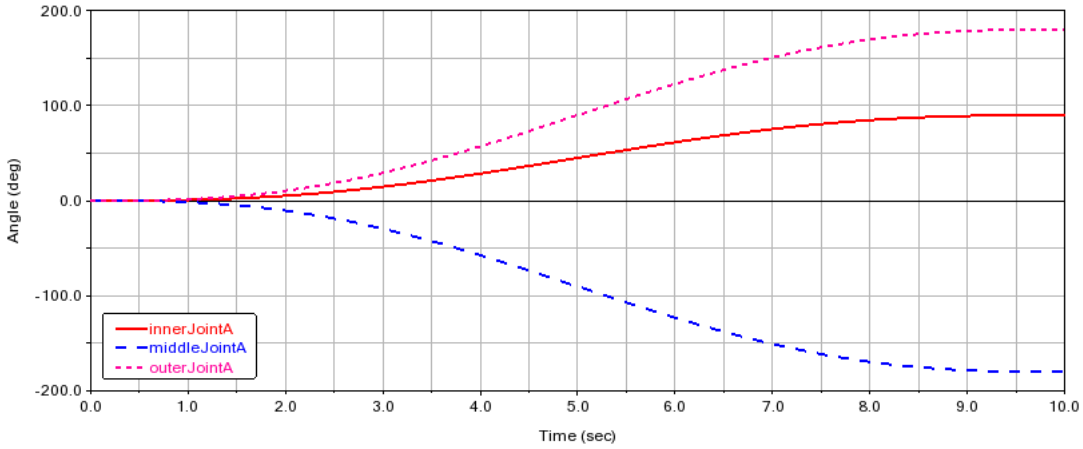


图 2-15 太阳能帆板各基板展开角度曲线

Fig.2-15 The expansion angle curve of each substrate of the solar panel

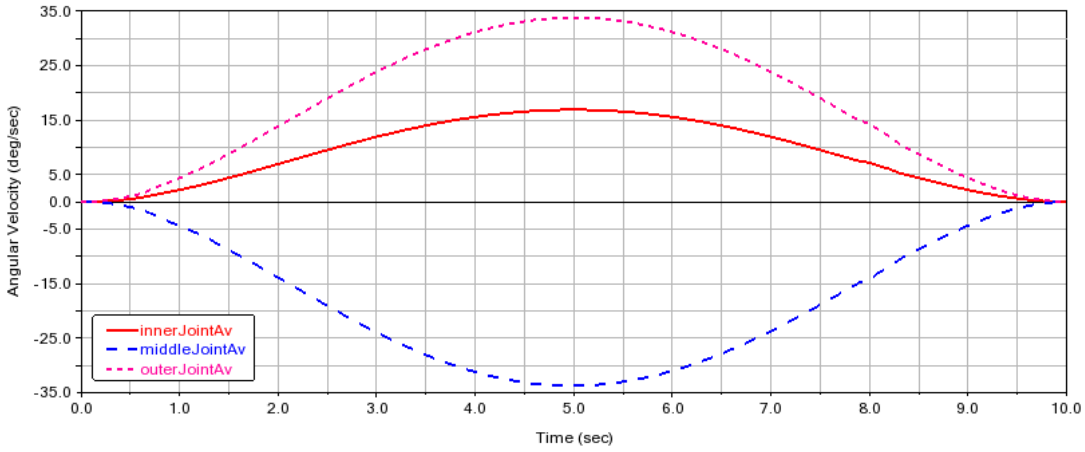


图 2-16 太阳能帆板各基板展开角速度曲线

Fig.2-16 The angular velocity curve of each substrate of the solar panel

中国知网 https://www.cnki.net

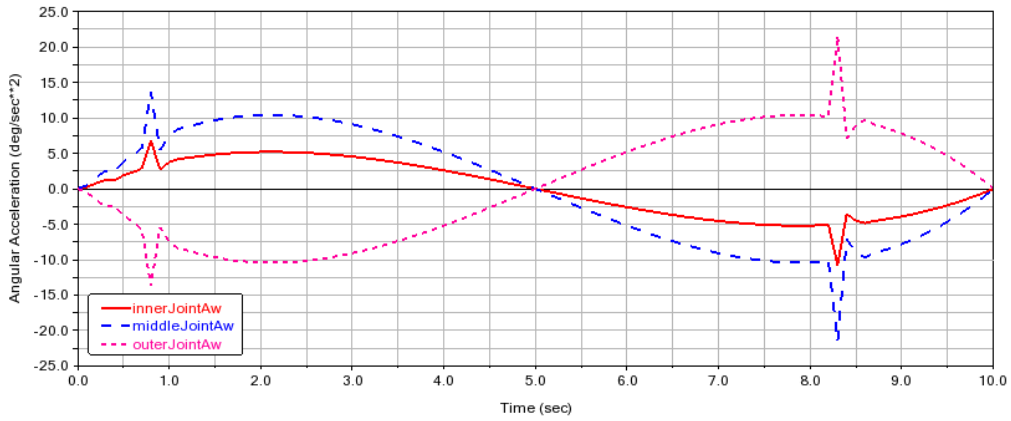


图 2-17 太阳能帆板各基板展开角加速度曲线

Fig.2-17 Expansion angular acceleration curve of each substrate of the solar panel

由图 2-17 可知，在展开初始阶段的 0.8s 处和展开锁定阶段的 8.4s 处，三块帆板展开时的角加速度急剧波动，说明此时帆板铰链处受到的冲击较大，因此要特别注意展开初始和展开锁定时间段内帆板展开的实时位姿状态，应通过设计具备冲击缓冲作用的展开铰链机构或者设计驱动电机的展开驱动角速度曲线来降低柔性效应对帆板展开过程平稳性的影响。

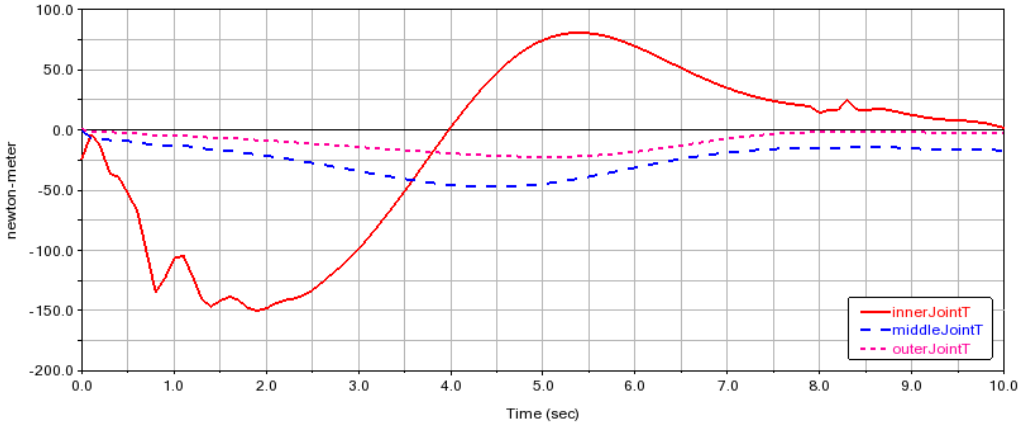


图 2-18 太阳能帆板各基板展开驱动力矩

Fig.2-18 The driving torque of each substrate of the solar panel

图 2-18 展示的是三块帆板展开时的各个关节铰链驱动力矩变化情况，内侧帆板的铰链与驱动电机连接，作为驱动源，中间铰链和外侧铰链通过展开同步机构相连接，内侧铰链驱动力矩的最大值约为 80Nm, 驱动力矩的最小值约为-150Nm, 距离卫星本体越远的铰链力矩波动范围越小。

中国知网 https://www.cnki.net

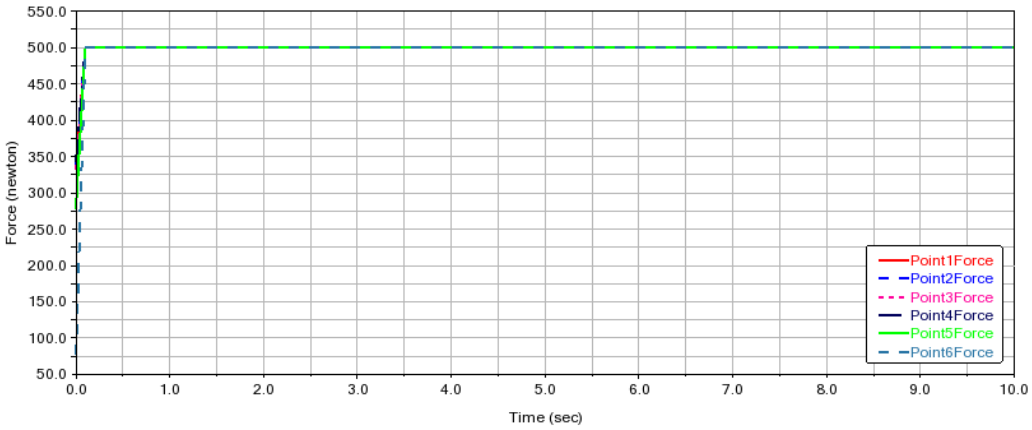


图 2-19 重力补偿下支撑点受力变化曲线图

Fig.2-19 Force change curve of support point under gravity compensation

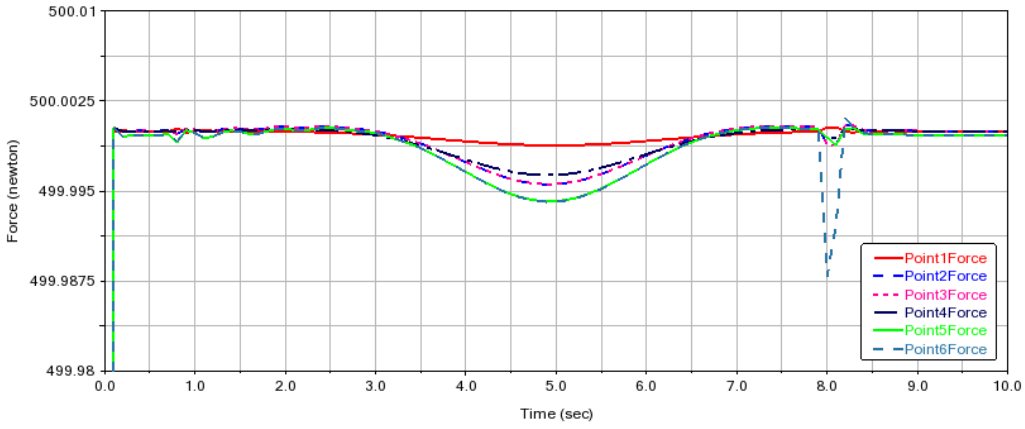


图 2-20 重力补偿下支撑点受力变化细节图

Fig.2-20 Detail diagram of force change of support point under gravity compensation

由图 2-19 可知，重力补偿下 6 个支撑点的实时受力基本保持在 500N，在 Adams 中的帆板模型的预设重量是 1000N，表明每块帆板下方的两个重力补偿装置基本可实现重力卸载。从细节图中发现在展开中间阶段的第 5 秒处，实时力与目标力的偏差最大，且距离卫星本体越远的支撑点，力偏差呈现增大的趋势，在展开锁定阶段的第 8 秒处，最外侧的支撑点的实时力波动较大。

中国知网 https://www.cnki.net

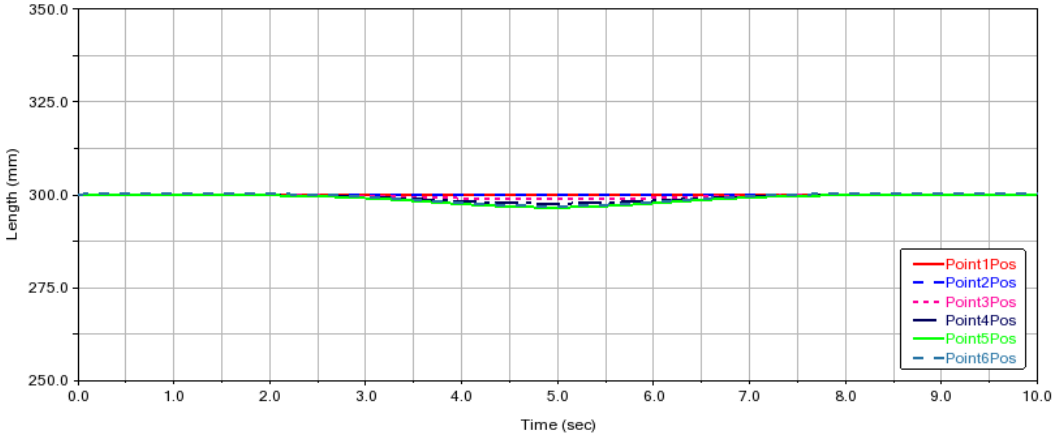


图 2-21 重力补偿下支撑点位置变化曲线图

Fig.2-21 Change curve of support point position under gravity compensation

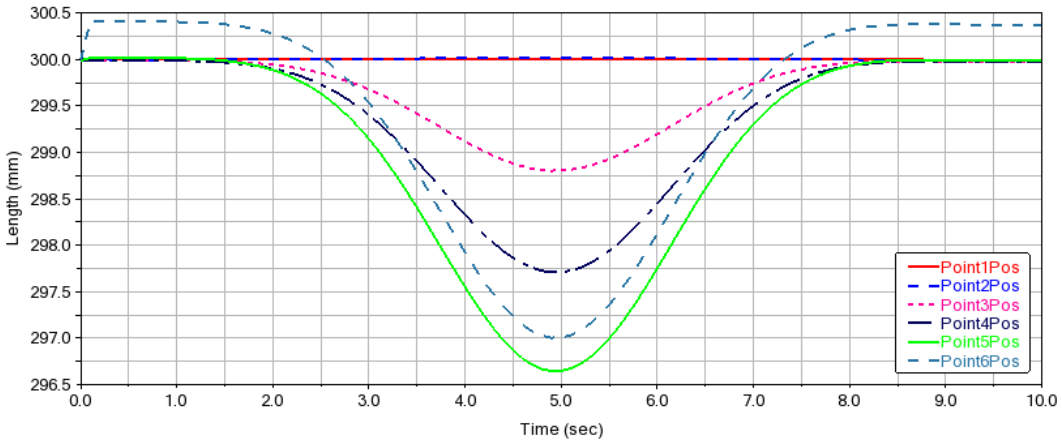


图 2-22 重力补偿下支撑点位置变化细节图

Fig.2-22 Details of position changes of support points under gravity compensation

由图 2-21 可知，重力补偿下 6 个支撑点的实时位置基本保持在 300mm，从细节图中发现在展开中间阶段的第 5 秒处，内侧帆板的 2 个支撑点的实时位置高于目标位置 300mm，中间帆板和外侧帆板支撑点的实时位置低于目标位置 300mm，且距离卫星本体越远偏差越大。

以上得到的柔性帆板展开的动力学特性为接下来多个气浮支撑装置协调控制策略的设计提供了依据。

2.4 本章小结

本章主要针对帆板的柔性效应对帆板展开过程的影响问题，利用混合坐标

中国知网 https://www.cnki.net

法结合柔性多体动力学理论建立了帆板多板展开的动力学方程。为研究气膜振动，地面扰动等不同扰动工况对帆板展开过程平稳性的影响，建立了单自由度气膜振动微分方程，分析了不同地面工况引起的力变干扰问题。接着在动力学分析软件中建立了三块柔性帆板展开的仿真模型，仿真分析了各块基板质心运动规律，各铰链驱动力矩变化以及各个支撑点的实时力与实时位置变化等动力学特性，结果表明在展开初始阶段和展开结束阶段，帆板的柔性效应对展开铰链冲击最大，在展开中间阶段，帆板自身柔性变形最明显，各支撑点力与位置变化最大，仿真结果为后续多点协调控制策略的设计提供了动力学依据。

中国知网 https://www.cnki.net

中国知网 https://www.cnki.net

第三章 帆板地面展开过程自适应控制策略设计

在帆板地面展开气浮法微重力实验中，多个气浮重力补偿装置相互协调以保证帆板展开过程的平稳性。气浮重力补偿装置上接帆板补偿其重力，下方通过高压气流形成的气浮力悬浮于地面，在展开过程中不确定性干扰因素较多，不适用于需建立精确数学模型的传统控制方法，模糊控制对被控对象的数学模型的依赖性不强，能在线实时调整控制参数，变论域模糊控制解决了普通模糊控制中论域固定不变导致部分模糊规则未得到充分利用的问题，进一步提高了控制系统的自适应能力，适用于本文的被控对象模型。因此本文利用变论域模糊控制策略解决帆板展开过程中多个支撑点协调控制问题。

3.1 变论域模糊控制基础理论

3.1.1 模糊控制理论基础

模糊控制属于智能控制方法之一，属于一种实时自适应控制策略，它通过分析当前输入输出数据，根据模糊规则知识库模拟人类专家的思维方式实时调整控制参数[40]。模糊控制需要总结和提炼人类专家的控制经验，并以模糊语言的形式保存，形成模糊控制知识库，后续的控制参数的整定皆依赖模糊规则表的设计。

图 3-1 为常见的单变量二维模糊控制器的基本结构图，模糊控制器主要由模糊化接口，模糊推理机，解模糊接口和知识库四部分组成[41]。

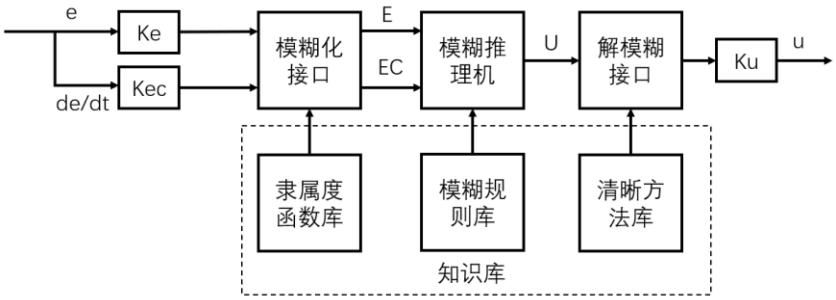


图 3-1 模糊控制器基本结构
Fig.3-1 Basic structure of fuzzy controller

设计一个模糊控制器主要包括模糊化，模糊规则设计，模糊推理和解模糊

中国知网 https://www.cnki.net

四个主要的步骤。

1）模糊化

模糊化就是将输入模糊控制器的精确量映射到模糊论域上的模糊输入量的过程[43]。首先应确定模糊控制器的输入量，比如偏差 E，偏差的变化率 EC 以及输出变量 Y，其次应确定各个语言变量在模糊论域上的模糊语言划分，一般情况下，将模糊论域划分为 7 个模糊子集，即{负小，负中，负大，零，正小，正中，正大}，用模糊语言变量表示为{NB,NM,NS,ZO,PS,PM,PB}。

接着为每个模糊子集选择合适的隶属度函数，常见的隶属度函数有三角型隶属度函数，高斯型隶属度函数，以及 sigmod 隶属度函数[44]。其数学解析式如下：

（1）三角型隶属度函数

$$f(x,a,b,c)=\begin{cases}0, x<=a\\ (x-a)/(b-a), a<x<=b\\ (c-x)/(c-b), b<x<=c\\ 0, x>c\end{cases} \tag{3-1}$$

其中，参数 a 和 c 表示三角形的“脚”，确定三角型的底边宽度，参数 b 表示三角型的“峰”，确定三角型的高度[44]。

（2）高斯型隶属度函数

$$f(x,\sigma,c)=e^{-\frac{(x-c)^2}{2\sigma^2}} \tag{3-2}$$

其中，参数 σ 与参数 c 分别确定函数曲线的宽度与对称中心。

（3）sigmod 隶属度函数

$$f(x,a,c)=\frac{1}{1+e^{-a(x-c)}} \tag{3-3}$$

其中，参数 a 用于确定交叉点 x=c 处的斜率，根据 a 的符号，sigmod 型隶属度函数的开口方向会有所不同[44]。

2）模糊规则表设计

模糊规则表的设计直接决定了最终的控制效果，是设计模糊控制器的关键步骤。模糊规则表通过总结不同的输入工况下的控制参数得到，将专家的调参经验用模糊语言保存在表格中，形成了不同工况下的参数整定规则。其基本的处理逻辑为：若 A 则 B，对于两个输入变量则为：若 A 且 B 则 C。根据模糊数学的原理，一般利用 if-then 条件语句形成具体的模糊规则。模糊规则表数据量的大小由输入变量的个数以及模糊规则的数目共同决定，多张模糊规则表的集

中国知网 https://www.cnki.net

合构成对某一被控对象的控制调参知识库，后续若遇到相似的被控对象，只需根据模糊规则知识库就能实时整定控制参数。

3）模糊推理

模糊推理实质上是对模糊规则的数值化计算过程。设给定模糊控制器的输入变量分别为 E 和 EC，模糊关系矩阵为 R，则可利用模糊逻辑合成运算求出模糊输出量 U，即：

$$U=(E\times EC)\circ R \tag{3-4}$$

这里∘代表合成运算符，定义为最大值-最小值的合成运算。对于模糊推理语句“if X and Y then Z”，则可以写出相应的模糊关系矩阵为：

$$R=\left(X\times Y\right)^{T}\times Z \tag{3-5}$$

其中：$\left(X\times Y\right)^{T}$ 是模糊关系 $\left(X\times Y\right)_{(m\times n)}$ 构成的 m×n 列向量，n 和 m 分别对应 X 和 Y 论域元素中的个数。

设 $X=\{x_1,x_2,\cdots,x_n\},Y=\{y_1,y_2,\cdots,y_n\}$ 为有限集合，则 $(X\times Y)$ 上的模糊关系矩阵 R 的具体表达式为：

$$\begin{bmatrix}\mu_R(x_1,y_1) & \mu_R(x_1,y_2) & \cdots & \mu_R(x_1,y_m)\\ \mu_R(x_2,y_1) & \mu_R(x_2,y_2) & \cdots & \mu_R(x_2,y_m)\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ \mu_R(x_n,y_1) & \mu_R(x_n,y_2) & \cdots & \mu_R(x_n,y_m)\end{bmatrix} \tag{3-6}$$

该矩阵中的每一个元素是元素对应的隶属度函数，取值范围在 0 到 1 之间。

在模糊控制理论中，Zadeh 法，Mamdani 法和 Larson 法等模糊推理方法最为常用，本文采用 Mamdani 法作为模糊推理方法[44]。Mamdani 模糊推理法示意图如图 3-2 所示。

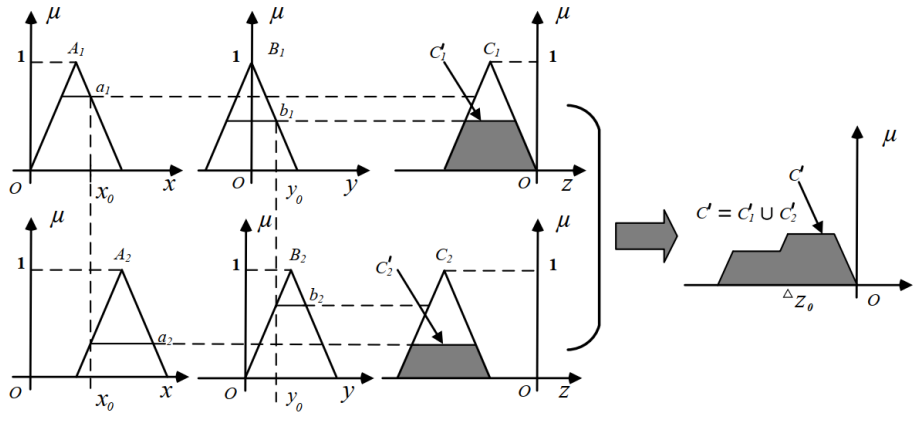


图 3-2 Mamdani 法模糊推理过程示意图

Fig.3-2 Schematic diagram of fuzzy reasoning process of Mamdani method

中国知网 https://www.cnki.net

4）解模糊

解模糊就是将模糊控制输出的模糊量转换为清晰量的过程，常用重心法解模糊，重心法的表达式为

$$u_{mid}=\frac{\int_U A(u)udu}{\int_U A(u)du} \tag{3-7}$$

其中，U 为论域，隶属度函数为 $A(u)$，重心对应的横坐标为 u_{mid}。

若论域 U 是离散的，$U=\{u_1,u_2...u_n\}$，u_j 处的隶属度函数为 $A(u_j)$，则重心法的表达式为

$$u_{mid}=\frac{\sum_{j=1}^{n}u_jA(u_j)}{\sum_{j=1}^{n}A(u_j)} \tag{3-8}$$

3.1.2 模糊 PID 控制器基本结构

模糊控制的最大优点是主要依据人类专家的控制操作经验总结形成的模糊规则知识库进行推理判断，适用于无法建立精确数学模型的复杂被控对象。常规的二维模糊控制器由于缺乏积分性质，具备类似 PD 控制器的特性，即动态性能好，但是存在稳态误差，稳定性低，而 PID 控制器具有稳态性能好，结构简单，无静差的特点，在工业领域应用十分广泛，若能充分利用模糊控制器和 PID 控制器各自的优势，取长补短，将模糊控制器和 PID 控制器相结合形成模糊 PID 控制器，将明显提高控制系统的自适应性和控制性能。

PID 控制器的原理图如图 3-3 所示：

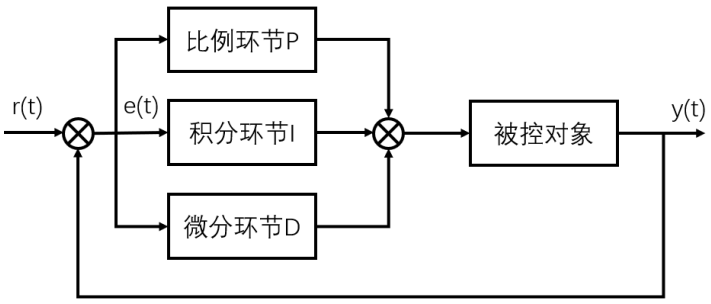


图 3-3 PID 控制器的原理图

Fig.3-3 Schematic diagram of PID controller

中国知网 https://www.cnki.net

PID 控制器的输出表达式为：

$$u(t) = Kpe(t) + Ki\int_0^t e(t)dt + Kd\frac{de(t)}{dt} \tag{3-9}$$

其中，$e(t)$ 为控制偏差，即输入量和控制器的输出量的差值，$u(t)$ 为控制输出量，Kp 为比例系数，Ki 为积分系数，Kd 为微分系数。

由于计算机控制属于一种基于离散信号的控制技术，式 3-9 的连续 PID 控制算法无法直接使用，它只能根据每个采样时刻的偏差来计算控制量，因此需要通过一定的转换将连续 PID 控制算法转化为离散 PID 控制算法，用一系列离散时间 kT 代替 t, 用矩形数值积分近似代替积分，用一阶后项差分近似代替微分[44]，则有

$$\begin{cases} t = kT \\ \int_0^t e(t)dt \approx T\sum_{j=0}^{k} e(jT) = \sum_{j=0}^{k} e(j) \\ \frac{de(t)}{dt} \approx \frac{e(kT) - e((k-1)T)}{T} = \frac{e(k) - e(k-1)}{T} \end{cases} \tag{3-10}$$

可得到离散 PID 的表达式：

$$u(k) = Kpe(k) + Ki\sum_{j=0}^{k} e(j) + Kd(e(k) - e(k-1)) \tag{3-11}$$

其中，$u(k)$ 为第 k 次采样时刻计算机得到的控制输出值，$e(k)$ 为第 k 次采样时刻的偏差值，$e(k-1)$ 为第 k-1 次采样时刻的偏差值，Ki 为积分系数，$Ki=KpT/Td$, Kd 为微分系数，$Kd=KpTd/T$, T 为采样周期。

虽然 PID 控制器在大部分工程应用中能实现较好的控制效果，但是其本身亦有不少缺陷，比如， PID 控制器一般适用于容易建立精确数学模型的简易被控对象，而现实物理世界的被控对象往往十分复杂，只能建立等效被控模型，简化后的模型并不能真实反应被控对象的所有特性，而且 PID 参数一旦被设定，无法在控制过程中动态调整，对于非线性，高耦合，不确定性较高的被控对象难以取得较好的控制效果。

模糊 PID 控制的原理图如图 3-4 所示。

中国知网 https://www.cnki.net

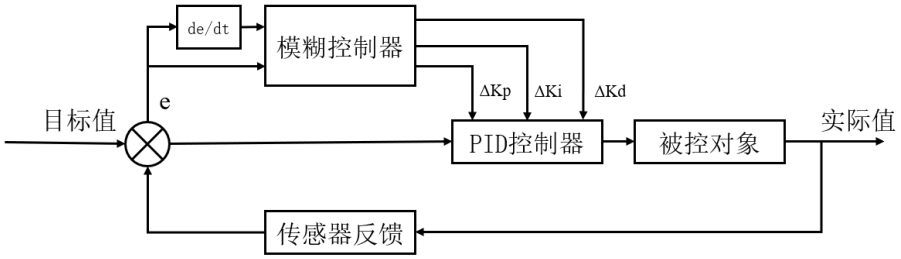


图 3-4 模糊 PID 控制器的原理图

Fig.3-4 Schematic diagram of fuzzy PID controller

常用的二维模糊 PID 控制器将目标值与实际值的误差和误差的变化率作为 2 个输入变量，输入变量经量化后转变为模糊控制器的模糊输入量，再经过模糊推理以及清晰化的过程可得到 3 个 PID 参数修正值$\Delta Kp,\Delta Ki,\Delta Kd$作为输出变量，修正值加上初始值可得修正后的 PID 参数值，根据式 3-11，离散模糊 PID 控制器的输出表达式为：

$$u(k)=(Kp_0+\Delta Kp)e(k)+(Ki_0+\Delta Ki)\sum_{j=0}^{k}e(j)+(Kd_0+\Delta Kd)(e(k)-e(k-1)) \tag{3-12}$$

3.1.3 变论域模糊 PID 控制策略

模糊 PID 控制器虽然能取得基本可行的控制效果，为了进一步提高系统的控制精度，可将模糊论域细分，即增加模糊子集的个数，但该方法会导致模糊规则冗余，利用率较低，且降低了控制系统的实时性。模糊 PID 控制器的另一个缺陷是其模糊论域以及量化因子，比例因子均为常数，一旦设定好就不可更改，在实际控制过程中会出现响应速度变慢，自适应变差的现象，鉴于以上问题，文献[46]首次提出变论域思想，将变论域模糊控制器视为一种动态逐点收敛的分片插值器，在普通模糊 PID 控制器的基础上引入了伸缩因子的概念。伸缩因子是一个论域自调整模块，将伸缩因子和模糊论域的边界值相乘可动态地调整模糊论域的范围，当误差变大时，模糊论域范围扩张，当误差变小时，模糊论域范围收缩。变论域控制原理图如图 3-5 所示。

中国知网 https://www.cnki.net

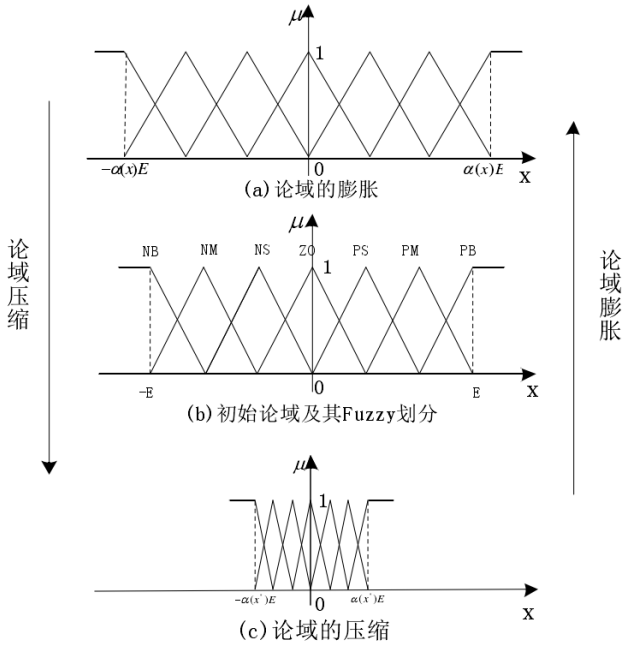


图 3-5 变论域原理图
Fig.3-5 Variable universe Schematic

通过该方法，可在不改变模糊规则和隶属度函数形状的前提下相对增加在零点附近的控制规则数目，从而提高系统的控制精度。变论域模糊 PID 控制器的结构图如图 3-6 所示。

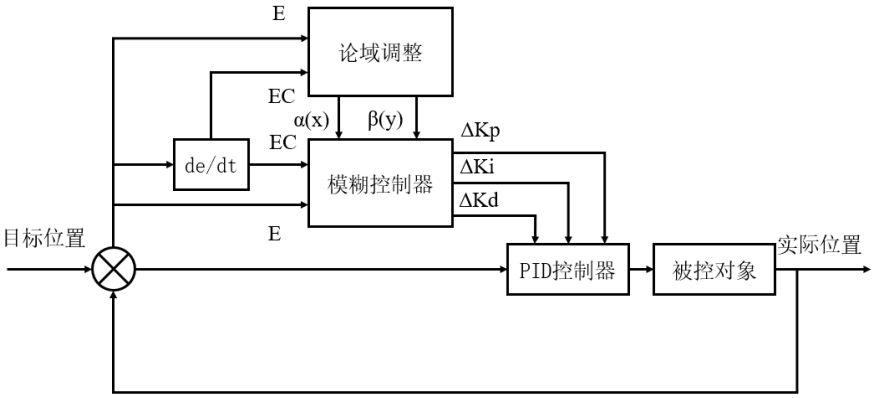


图 3-6 变论域模糊 PID 结构图
Fig.3-6 Variable universe fuzzy PID structure diagram

设计变论域模糊控制器的关键是根据实时工况动态伸缩模糊论域，提高模糊规则的利用率。通过伸缩因子与模糊论域相乘可实现模糊论域的伸缩，因此，设计适用于当前被控对象的伸缩因子直接影响变论域模糊控制器的控制效果。

中国知网 https://www.cnki.net

常见的伸缩因子设计方法有三种：函数模型法、模糊推理法与误差分级法[48]。

1）函数型伸缩因子

函数型伸缩因子基于特定的函数模型来表达伸缩性，文献[46]中定义了两种常见的函数型伸缩因子，分别为比例型伸缩因子和指数型伸缩因子。

$$\alpha(x)=(\frac{|x|}{E})^{\tau}+\varepsilon \tag{3-13}$$

式中，$0<\tau<1$，ε为充分小的趋近于零的正数。

$$\alpha(x)=1-\lambda\exp(-kx^2) \tag{3-14}$$

式中，$0<\lambda<1$，k>0。

在系统动态调整的过程中，函数型伸缩因子因含有常量参数，当被控对象变化时，需要设定不同的常量参数，缺乏通用的选择函数中常量参数的方法。

2）模糊推理型伸缩因子

函数型伸缩因子需要依赖大量的仿真实验才能确定参数值，缺乏有效的确定参数方法，鉴于此，有学者提出基于模糊推理选择伸缩因子的方法。模糊推理型伸缩因子利用模糊控制器的设计经验，将误差和误差变化率作为两个输入变量，四个伸缩因子作为输出变量，易于理解。缺点是伸缩因子模糊规则表的设计严重依赖专家经验且在线计算量大，实时性较低。

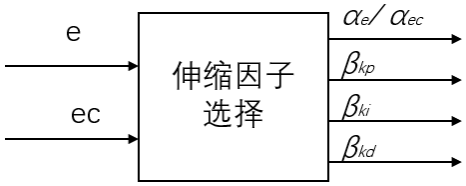


图 3-7 模糊推理型伸缩因子示意图

Fig.3-7 Schematic diagram of fuzzy inference scaling factor

3）误差分级型伸缩因子

基于模糊推理的方法设计的伸缩因子需要在每个采样周期计算一次伸缩因子的大小，整个控制系统相当于一个二级模糊控制器，计算量大，延迟高且对硬件系统的要求较高，为此，有学者提出了基于误差分级的伸缩因子设计方法[48]。该方法的思想是将误差划分为不同的区间，每个区间选定一个常数值伸缩因子，以此减少对伸缩因子的计算。例如，将误差分为 4 个区间，每个区间用 1，2，3，4 编号, 即误差区间 1：$[-e_{max},-0.6e_{max}]\cup[0.6e_{max},e_{max}]$、误差区间 2：$[-0.6e_{max},-0.4e_{max}]\cup[0.4e_{max},0.6e_{max}]$、误差区间 3：$[-0.4e_{max},-$

中国知网 https://www.cnki.net

$0.2e_{max}]\cup[0.2e_{max},0.4e_{max}]$、误差区间 4：$[-0.2e_{max},0.2e_{max}]$。其中 e_{max} 表示最大误差值，每个区间选择的伸缩因子如表 3-1 所示：

表 3-1 误差分级伸缩因子取值表
Table 3-1 Value table of error classification scaling factor

误差区号	伸缩因子取值			
	α_e / α_{ec}	β_{kp}	β_{ki}	β_{kd}
1	0.8	1	0.1	0.9
2	0.6	0.6	0.4	0.7
3	0.3	0.4	0.7	0.5
4	0.2	0.2	0.9	0.3

3.2 气浮重力补偿装置单点位控策略设计

3.2.1 气浮重力补偿装置被控模型建立

气浮重力补偿装置是用气浮法实现帆板重力补偿的关键部件，它主要由补偿组件、微调组件和气垫组件组成，如图 3-8 所示。

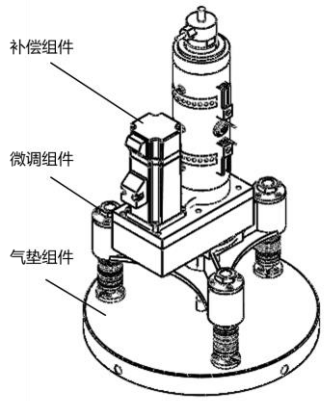


图 3-8 气浮重力补偿装置
Fig.3-8 Air float gravity compensation device

补偿组件为电动缸，在电动缸丝杠末端安装位置传感器用于回传支撑点实时位置信息，通过上位机可动态调整电动缸输出的补偿支撑力和伸出轴的长度。微调组件中包含三个碟簧、三个球铰和一个三角支撑盘，用于微调气浮重力补偿装置因地面工况变化而引起偏载的姿态。气垫组件包含气垫支撑盘和悬浮气垫，替换传统的气浮轴承，以适应平整度较差的地面工况。

气浮重力补偿装置的等效结构原理图如图 3-9 所示：

中国知网 https://www.cnki.net

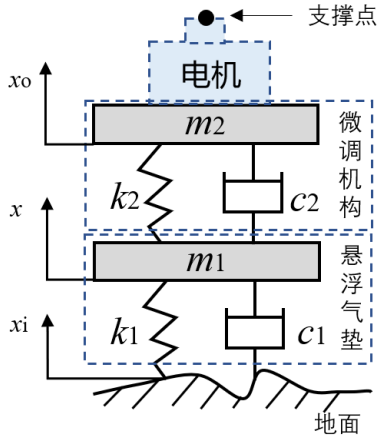


图 3-9 装置等效结构原理图

Fig.3-9 Schematic diagram of the equivalent structure of the device

受力分析后可建立力平衡方程：

$$\begin{cases} m_1\ddot{x} = k_2(x_0 - x) + c_2(\dot{x}_0 - \dot{x}) \\ +k_1(x_i - x) + c_1(\dot{x}_i - \dot{x}) \\ m_2\ddot{x}_0 = -k_2(x_0 - x) - c_2(\dot{x}_0 - \dot{x}) \end{cases} \tag{3-15}$$

式中，m_1 为气垫支撑盘和气垫的等效质量和，k_1 为等效气膜刚度，c_2 为等效气膜阻尼，m_2 为微调机构与电缸的等效质量和，k_2 为其等效刚度，c_2 为其等效阻尼。x_i 为地面不平度等干扰因素引起的小位移扰动量，x 为气垫相对于基准面的位移量，x_o 为微调机构相对于基准面的位移量。

将以上方程联立，进行拉普拉斯变换并整理后得到：

$$G_1(s) = \frac{X_o(s)}{X_i(s)} = \frac{b_2 s^2 + b_1 s + b_0}{a_4 s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0} \tag{3-16}$$

详细参数如下：

$b_2 = c_2^2, b_1 = (k_1 + k_2)c_2, b_0 = k_1 k_2,$

$a_4 = m_1 m_2, a_3 = (c_1 + c_2)m_2 + m_1 c_2,$

$a_2 = (k_1 + k_2)m_2 + c_1 c_2 + m_1 k_2,$

$a_1 = k_1 c_2 + c_1 k_2, a_0 = k_1 k_2$

参考文献[51]，电动缸电机的传递函数为：

$$G_2(s) = \frac{K_f}{Ts + 1} \tag{3-17}$$

式中，K_f 为位置传感器增益，T 为时延系数。由此可得到气浮重力补偿装置在竖直方向位置传递函数模型：

中国知网 https://www.cnki.net

$$G(s)=\frac{K_f(b_2s^2+b_1s+b_0)}{(Ts+1)(a_4s^4+a_3s^3+a_2s^2+a_1s+a_0)} \tag{3-18}$$

当电动缸末端的位置传感器检测到位置误差时，上位机会调用预先设计的自适应位控算法动态调整伸出杆的伸出长度，从而补偿支撑点的位置误差，维持帆板在地面展开过程中的平稳性。

3.2.2 支撑点位置控制策略设计

本文采用变论域模糊 PID 控制策略解决帆板展开过程中气浮重力补偿装置支撑点位控问题，在设计变论域模糊 PID 控制器前，应设计普通模糊 PID 控制器。

模糊控制器采用 2 输入 3 输出的形式，2 个输入变量为支撑点位置误差 e 和位置误差的变化率 ec, 3 个输出变量为 PID 控制器三个修正量 ΔK_P、ΔK_I、ΔK_D。

设 e 和 ec 的实际量的最大值分别为 e_{max}, ec_{max}，则它们基本论域的取值范围可分别表示为$[-e_{max},e_{max}]$, $[-ec_{max},ec_{max}]$。通过量化因子 *Ke* 与 *Kec* 可将 e 和 ec 的实际量映射为模糊论域的模糊量。由于本文对模糊控制器的实时性和计算精度具有较高要求，因此将输入输出变量模糊论域划共划分为 7 个模糊子集{NB,NM,NS,ZO,PS,PM,PB}，且模糊论域均设为[-3,3]。选择常用的三角型隶属度函数作为每个模糊子集的隶属度函数，因为其形状简单，占用空间小，适合控制器在线调整，能实现较快的响应速度。三角型隶属度函数图如图 3-10 所示：

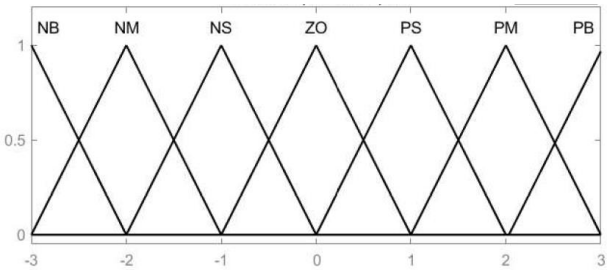


图 3-10 三角型隶属度函数图

Fig.3-10 Diagram of triangle membership function

根据模糊数学理论，量化因子的定义为

$$\begin{cases} Ke = E / e_{\max} \\ Kec = EC / ec_{\max} \end{cases} \tag{3-19}$$

其中，e_{max} 和 ec_{max} 分别为偏差和偏差变化率基本论域的最大值，*E* 和 *EC* 分别为

中国知网 https://www.cnki.net

二者模糊论域的最大值，则 $Ke=3/e_{max}$，$Kec=3/ec_{max}$。通过量化因子可以将偏差和偏差变化率由基本论域里的精确值映射为模糊论域的模糊值，作为模糊控制器的输入量。

将输入变量模糊化之后，接下来就要设计模糊规则表，模糊规则表的设计对于模糊 PID 控制器的控制效果有着关键的影响，根据 PID 参数的整定原则，参照专家对气浮装置的控制经验[12]，具体的参数整定原则如下：

1.当气浮重力补偿装置在平整地面运动时，只受到气膜的微小扰动作用，此时 Kp 的值应适当减小，由于气膜的振动作用，支撑点的位置会在目标位置附近波动，应适当增大 Ki, 增加控制器的稳定性，Kd 应根据变化率的情况进行调节，当变化率较大时，Kd 应减小，当变化率较小时，Kd 应增大。

2.当装置遇到凸状或凹状地面工况时，偏差和偏差的变化率变化较快，为减小波动，快速回调到稳态，应增大 Kp, 减小 Kd, Ki 取 0。

3.当装置经过上斜坡或下斜坡时，由于装置本身微调机构的作用，位置偏差变化较小，但是为了避免位置偏差的不断积累，应适当减小 Kp 和 Kd, Ki 取较小值。

总结出 ΔKp、ΔKi、ΔKd 模糊控制规则表, 如表 3-2 所示。

表 3-2 模糊规则表

Table 3-2 Fuzzy rule table

(a) ΔKp 模糊规则表

E	EC							
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	NB
NB	PB	PB	PM	PM	NM	ZO	ZO	NB
NM	PB	PB	PM	PS	NS	ZO	NS	NM
NS	PM	PM	PM	PS	ZO	NS	NS	NS
ZO	PM	PM	NS	ZO	NS	NM	NM	ZO
PS	PS	PS	ZO	NS	NS	NM	NM	PS
PM	PS	ZO	NS	NM	NM	NM	NB	PM

(b) ΔKi 模糊规则表

E	EC							
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	NB
NB	PB	PB	PM	PM	NM	ZO	ZO	NB
NM	PB	PB	PM	PS	NS	ZO	NS	NM
NS	PM	PM	PM	PS	ZO	NS	NS	NS

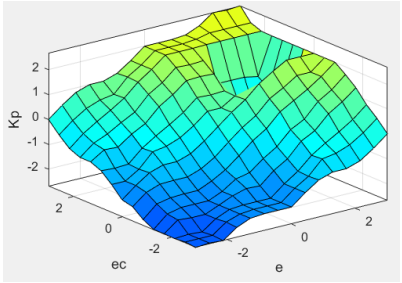
中国知网 https://www.cnki.net

ZO	PM	PM	NS	ZO	NS	NM	NM	ZO
PS	PS	PS	ZO	NS	NS	NM	NM	PS
PM	PS	ZO	NS	NM	NM	NM	NB	PM

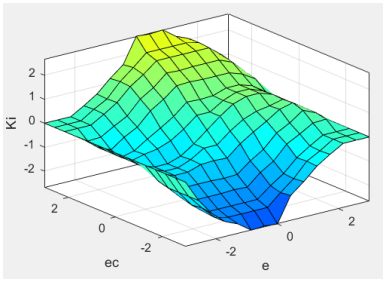
(c) ΔKd 模糊规则表

E	EC							
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	NB
NB	PB	PB	PM	PM	NM	ZO	ZO	NB
NM	PB	PB	PM	PS	NS	ZO	NS	NM
NS	PM	PM	PM	PS	ZO	NS	NS	NS
ZO	PM	PM	NS	ZO	NS	NM	NM	ZO
PS	PS	PS	ZO	NS	NS	NM	NM	PS
PM	PS	ZO	NS	NM	NM	NM	NB	PM

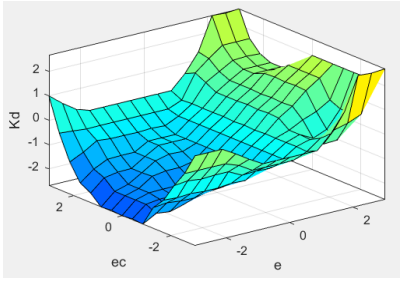
根据 ΔKp、ΔKi、ΔKd 的模糊规则表，可以得到它们各自的模糊规则曲面，如图 3-11 所示：



(a) ΔKp 模糊规则曲面



(b) ΔKi 模糊规则曲面



(c) ΔKd 模糊规则曲面

图 3-11 控制量的模糊规则曲面图

Fig.3-11 Fuzzy regular surface graph of control variables

由图可知，三个模糊控制量模糊规则曲面过渡平滑，覆盖范围广，表明本文总结出的模糊规则合理可靠。

接着采用 Mamdani 的最小最大法进行模糊推理，采用重心法解模糊，最后通过比例因子将模糊控制器的控制输出量的模糊值映射为基本论域的精确值。

中国知网 https://www.cnki.net

解模糊后便可得到 3 个输出变量 ΔKp、ΔKi、ΔKd 的精确值，将 PID 参数的初始值加上修正值，可得到最终纠正后的 PID 整定参数，即：

$$\begin{cases} Kp = Kp_0 + \Delta Kp \\ Ki = Ki_0 + \Delta Ki \\ Kd = Kd_0 + \Delta Kd \end{cases} \tag{3-20}$$

3.2.3 变论域伸缩因子设计

设两个输入变量误差 e 和误差的变化率 ec 的基本论域为[-E,E], 引入输入伸缩因子 α(x)后得到变论域[-α(x)E, α(x)E], 同理，设三个输出变量的基本论域为[-Y,Y]，引入输出伸缩因子 β(y)后得到变论域[-β(y)Y, β(y)Y]，为简化在线计算时的复杂度，提高控制系统的实时性，本文选择函数型伸缩因子作为输入伸缩因子，常见函数型伸缩因子的形式有比例型和指数型两种。

$$\alpha(x) = (\frac{|x|}{E})^{\tau} + \varepsilon \tag{3-21}$$

式中，$0 < \tau < 1$，ε为充分小的趋近于零的正数。

$$\alpha(x) = 1 - \lambda \exp(-kx^2) \tag{3-22}$$

式中，$0 < \lambda < 1$，k>0。

在系统动态调整的过程中，函数型伸缩因子因含有常量参数，当被控对象变化时，需要设定不同的常量参数，缺乏通用的选择函数中常量参数的方法。为此，本文根据系统中误差和误差的变化率来实时调整指数型伸缩因子中的 λ 和 k 参数，并根据文献[46]中对伸缩因子的性质要求提出一种新型函数型伸缩因子：

$$\begin{cases} \alpha(e) = 1 - \lambda(e)\exp(-k(e)e^2) \\ \lambda(e) = (\frac{|e|}{E})^2, k(e) = \dfrac{E}{|e|(E+EC)+\varepsilon} \\ \alpha(ec) = 1 - \lambda(ec)\exp(-k(ec)ec^2) \\ \lambda(ec) = (\dfrac{|ec|}{EC})^2, k(ec) = \dfrac{EC}{|ec|(E+EC)+\varepsilon} \end{cases} \tag{3-23}$$

式中，e 和 ec 分别表示实时误差和实时误差变化率，E 和 EC 分别表示误差和误差变化率的初始论域边界，ε 为一个趋于 0 的足够小的正数。

对于输出伸缩因子，根据输出伸缩因子的单调性原则，*Kp* 和 *Kd* 的伸缩因子的单调性应和误差 e 保持一致，*Ki* 的单调性应和误差 e 反向。则设计的输出

中国知网 https://www.cnki.net

伸缩因子为：

$$\begin{cases} \beta_{kp} = 2|e| \\ \beta_{ki} = \dfrac{1}{|e|+0.7} \\ \beta_{kd} = 1.6|e| \end{cases} \tag{3-24}$$

由于模糊控制器的本质是插值器，其控制输出量可表示为：

$$u(x) = \sum_{j=1}^{m} \prod_{i=1}^{n} A_{ij}(x_i) y_j \tag{3-25}$$

其中，x_i 为输入变量，y_j 为插值输出值，A_{ij} 为模糊划分。引入了伸缩因子后，变论域模糊控制器输出量可表示为：

$$u(x/\beta) = \beta \sum_{j=1}^{m} \prod_{i=1}^{n} A_{ij}\left(\frac{x_i}{\alpha(x_i)}\right) y_j \tag{3-26}$$

至此完成了变论域模糊 PID 控制器的设计，利用伸缩因子动态调整模糊论域的范围，有效提高了模糊规则的利用率，对专家经验的依赖程度降低，提高了控制系统的自适应能力。

3.3 帆板多板展开力位分离控制策略设计

3.3.1 多点位置协调控制设计

本文位置控制的目的是防止帆板在展开过程中偏离水平面，由于将帆板视为柔性体，且各个支撑点处的位置变化会相互干扰，故此时的位控技术实质上为柔性体多点支撑技术。每个支撑点的位置变化主要受到两方面的影响，一方面是帆板自身柔性作用导致在重力作用下引起的支撑点位置向下偏离，另一方面受到地面起伏工况的影响，导致支撑点的位置在目标位置附近上下波动，同时每个支撑点的位置变化会受到相邻支撑点位置变化的干扰，多种干扰原因导致帆板的多点位置协调控制变得比较复杂。比如对于图 3-12 所示的三块帆板 6 点支撑模型，6 个支撑点的位置变化相互干扰又独立可控，需要设计有效的控制策略让 6 个支撑点的位置变化最大误差限制在允许的最大误差范围内，保证 3 块帆板顺利平稳展开。本文的控制指标要求最大误差不超过目标值的 1%。

中国知网 https://www.cnki.net

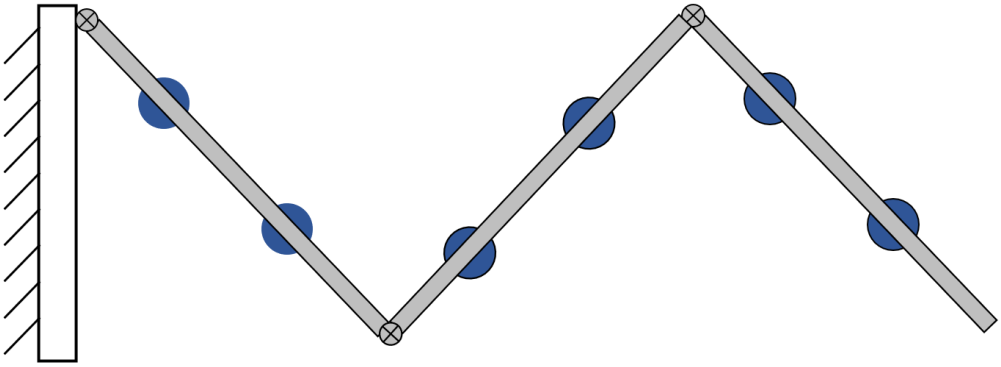


图 3-12 帆板 6 支撑点模型示意图
Fig.3-12 Schematic diagram of panel 6 support point model

3.3.2 多点力位分离控制策略设计

每块帆板下有两个支撑点，支撑点的总数是帆板总数的两倍，随着帆板数量的增加，多个支撑点的受力以及位移相互干扰，常规的控制方法难以解决。由于力控和位控又是互锁的关系，即同一个伺服电机不能同时实现力控和位控，需要根据每个支撑点的位置特性选择合适的控制模式。由于帆板在地面展开过程中，自身的变形和地面的凹凸不平都会影响帆板的位姿，即使在各个支撑点的受力恒定时，帆板受到地面起伏的影响也会偏离水平面，若帆板展开时气垫经过上斜坡，此时外侧支撑点位置高于内侧支撑点位置，帆板会向上偏移，若帆板展开时气垫经过下斜坡，此时外侧支撑点位置低于内侧支撑点位置，帆板会向下偏移，如图 3-13 所示。

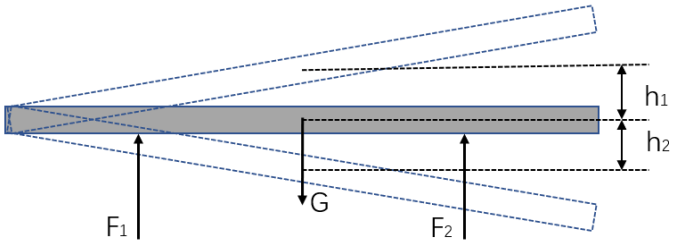


图 3-13 帆板偏移示意图
Fig.3-13 Panel offset schematic

由于本文设计的是一个恒定位置控制系统，在帆板展开过程中须保持帆板的水平度，在受到地面高低不平的扰动以及帆板自身变形的扰动的情况下，需将各个支撑点的位置误差控制在最大允许误差的范围内。

为说明相邻支撑点位置偏移相互干扰的问题，此处将帆板视为一端固定的伸缩梁进行研究，通过刚柔分段叠加的方式建立帆板的变形干扰模型。帆板的

中国知网 https://www.cnki.net

两个支撑点位于底部边框的三等分处，如图 3-14 所示。

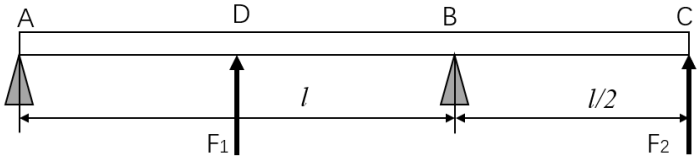


图 3-14 支撑变形简化图
Fig.3-14 Simplified diagram of support deformation

此处假设 BC 段为刚性，先求 AB 段的变形：

$$\theta_B = -\frac{F_2(l/2)l}{3EI} + \frac{F_1(l/2)(l/2)(2l-l/2)}{6aEI} = -\frac{F_2 l^2}{6EI} + \frac{F_1 l^2}{16EI} \tag{3-27}$$

式中，θ_B为 B 截面处的转角，F 为支撑补偿力(N)，l 为帆板的一半长度(m)，E 为铝材的弹性模量(Gpa)，I 为截面惯性矩。

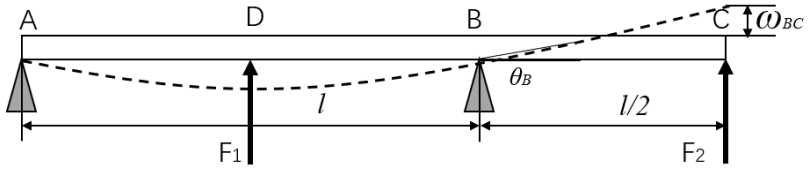


图 3-15 AB 段变形示意图
Fig.3-15 Schematic diagram of AB segment deformation

由图 3-15 可知，BC 处会因 AB 的变形引起牵连变形：

$$\omega_{BC} = \theta_B (l/2) = -\frac{F_2 l^3}{6EI} + \frac{F_1 l^3}{16EI} \tag{3-28}$$

将 BC 段视为柔性，将 AB 段视为刚性，则 BC 段可视作以 B 为固定点的悬臂梁，如图 3-16 所示。

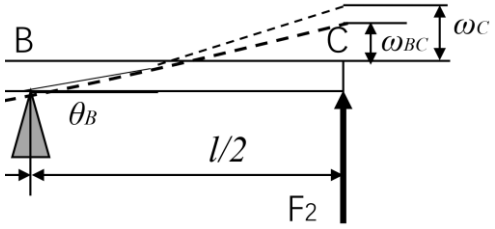


图 3-16 BC 段柔性变形示意图
Fig.3-16 Schematic diagram of BC section flexible deformation

$$\omega_{C'} = -\frac{F_2 l^3}{24EI} \tag{3-29}$$

中国知网 https://www.cnki.net

因此 C 处支撑点的位置偏移可视为 AB 段引起的刚性位移和 BC 段自身柔性引起的变形位移之和，即：

$$\omega_C = \omega_{BC} + \omega_{C'} \tag{3-30}$$

从上述分析可知，帆板支撑点的位置偏移一部分来自帆板自身的柔性偏移，另一部分来自相邻支撑点的牵连偏移，同时还有地面起伏引起的干扰偏移，从第 2 章的仿真结果可知，距离模拟墙越远的点，位移偏移越明显，在同等条件下，内侧支撑点的位置波动范围比外侧支撑点的位置波动范围更小，只要控制外侧支撑点的位置在最大允许误差范围内，则内侧支撑点的位置误差也满足指标要求，故可以将每块帆板的外侧支撑点设为位控模式，将内侧支撑点设为力控模式，对于多块帆板系统而言，将每个气浮重力补偿装置进行编号，距离模拟墙位置越远的装置的编号越大，如图 3-17 所示，设置奇数号气浮支撑装置为力控模式，偶数号装置为位控模式。

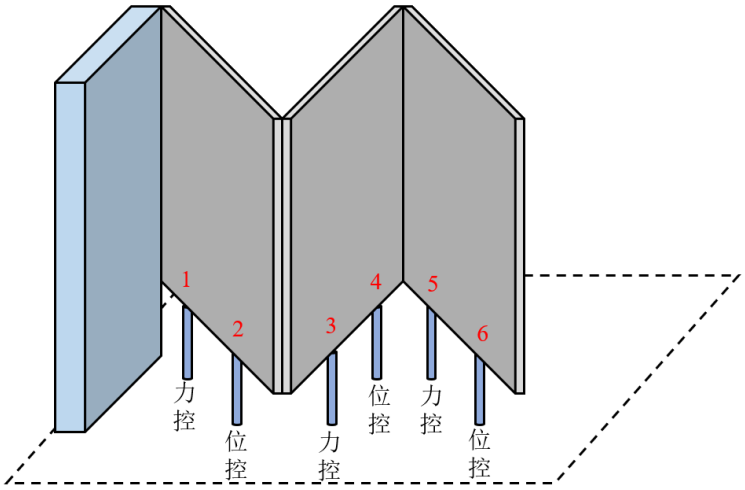


图 3-17 多点协调控制策略

Fig.3-17 Multi-point coordinated control strategy

为了简化控制流程，提高控制反馈的效率，力控直接采用 PID 控制策略实现，位置控制则采用变论域模糊 PID 控制策略实现，控制框图如图 3-18 所示。

中国知网 https://www.cnki.net

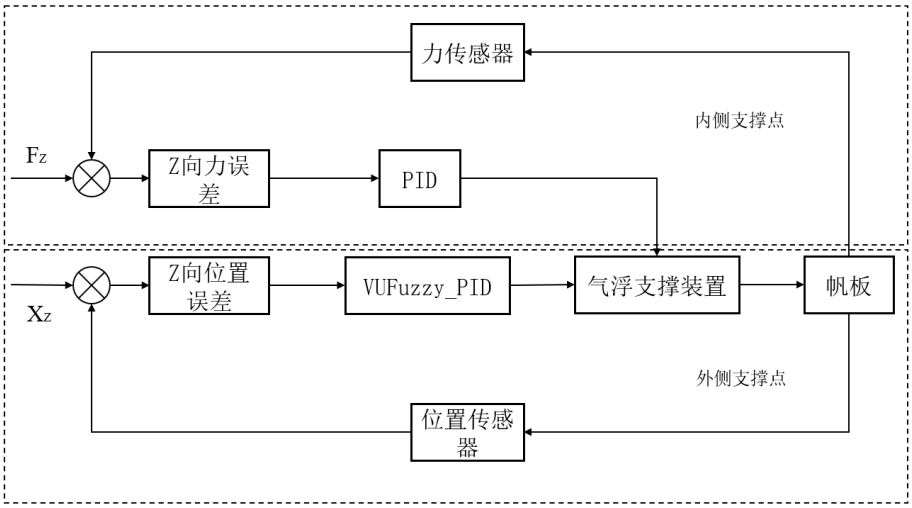


图 3-18 力位分离控制策略
Fig.3-18 Force-position separation control strategy

3.4 变论域模糊自适应位控策略仿真与实验验证

为验证本文提出的变论域模糊控制器的控制效果，在 Matlab/Simulink 中搭建了控制仿真模型，并进行参数调优，仿真对比普通模糊 PID 和变论域模糊 PID 控制效果。

3.4.1 仿真模型搭建

在帆板地面展开实验环境中，气浮重力补偿装置上方支撑帆板补偿其重力，下方通过悬浮气垫底部溢出的高压气流形成气浮力悬浮于地面之上。为验证本文提出的变论域模糊 PID 的控制效果，在 Matlab/Simulink 中搭建了控制仿真模型，采用阶跃信号模拟上位机设定的支撑点目标位置，将输入输出伸缩因子以函数模块的方式嵌入模糊 PID 控制器中，总体的控制模型如图 3-19 所示，变论域模糊 PID 控制模块如图 3-20 所示。设支撑点的初始位置即控制器的输入目标位置为 300mm，该位置为达到气浮稳定状态位置，选择六种工况进行仿真实验：地面微小凸起扰动，地面微小凸起凹陷扰动，地面不平度随机扰动，地面随机与气膜振动混合扰动，阶跃正弦随机混合扰动与复杂路径工况混合扰动。具体实施过程如下：

中国知网 https://www.cnki.net

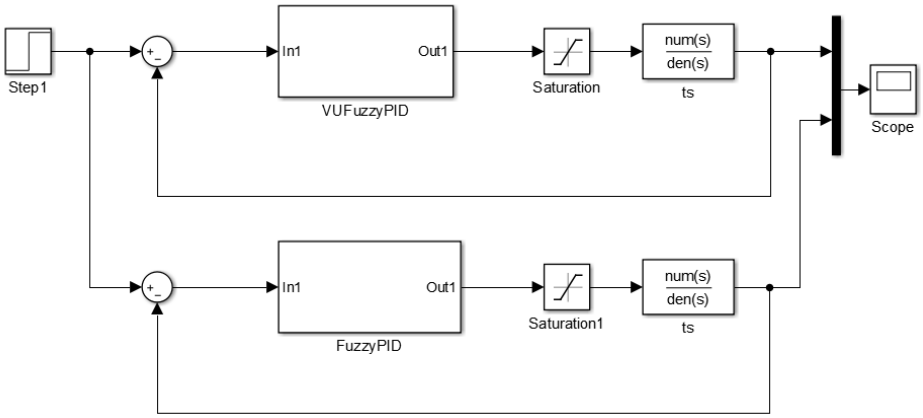


图 3-19 系统总体控制框图
Fig.3-19 System overall control block diagram

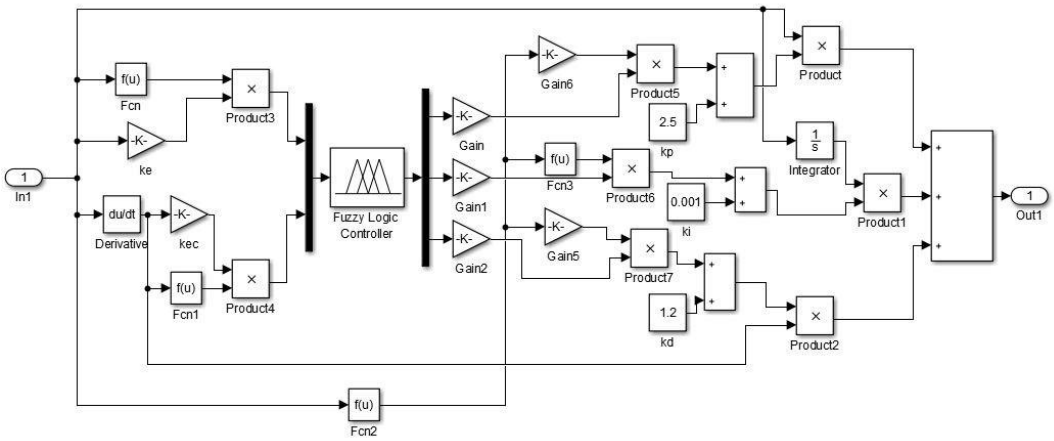


图 3-20 变论域模糊 PID 控制器
Fig.3-20 Variable universe fuzzy PID controller

3.4.2 单点位控策略仿真验证

1）仿真实验设计

仿真实验 1：

为验证变论域模糊 PID 控制器在地面微小凸起工况干扰下的自适应能力，在 3 秒处施加一个幅值为 2mm 的阶跃扰动信号模拟地面微小凸起工况，观察图 3-21 发现，变论域模糊 PID 控制器受到外部扰动后，最大误差约为 0.6mm，恢复平稳的时间约为 0.8s, 而普通模糊 PID 控制器的最大误差约为 0.9mm，且需要 1.4s 左右的调节时间才趋于平稳，由此表明变论域模糊 PID 的调节速度快，动态响应性能较好，抗外部干扰能力强，对于地面微小凸起干扰的工况有一定的自适应能力。

中国知网 https://www.cnki.net

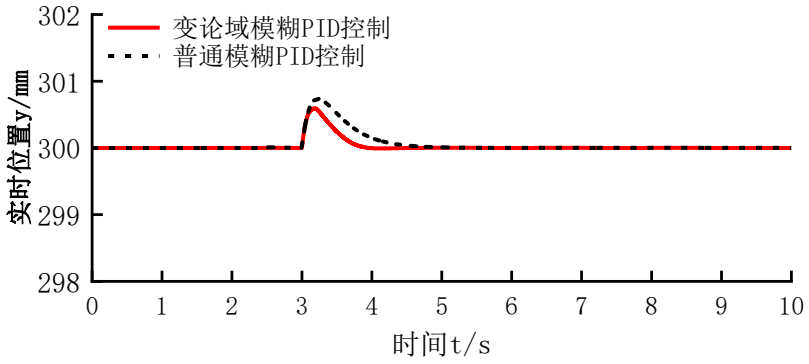


图 3-21 凸起阶跃扰动响应
Fig.3-21 Convex Step Disturbance Response

仿真实验 2：

在仿真实验 1 的基础上，在第 7 秒处施加一个幅值为 2mm 的反向阶跃扰动信号模拟地面微小凹陷工况。从图 3-22 可以看出，变论域模糊 PID 控制器受到地面微小凹陷工况扰动后，最大误差约为 0.6mm，恢复平稳的时间约为 0.8s, 而普通模糊 PID 控制器的最大误差约为 0.9mm，且需要 1.4s 左右的调节时间才趋于平稳，表明在地面微小凸起工况和地面微小凹陷工况先后干扰的情况下，变论域模糊 PID 控制相比较于普通模糊 PID 控制抗干扰能力更强，动态调节速度更快。

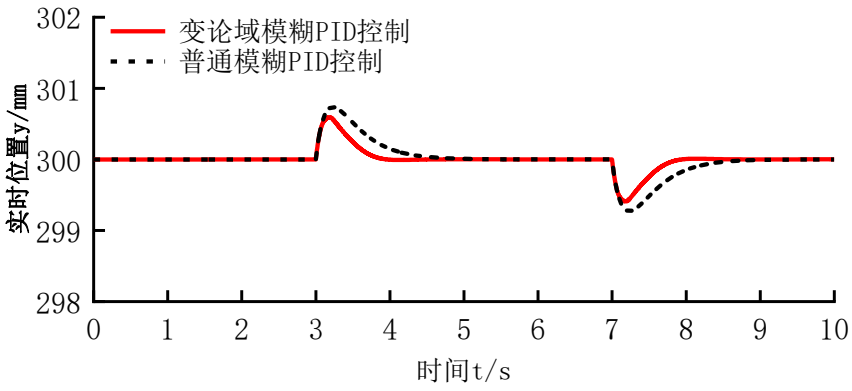


图 3-22 凸起凹陷阶跃扰动响应
Fig.3-22 Response to Convex Concave Step Disturbance

仿真实验 3：

为模拟地面高低不平的随机性干扰，图 3-23 为在第 3 秒加入了均值为 0mm，方差为 16mm 的高斯随机干扰信号后的仿真结果，由图可知，引入随机干扰信号后，普通模糊 PID 控制响应曲线的最大位置误差有 1.3mm，而变论域模糊

中国知网 https://www.cnki.net

PID 的控制最大误差仅有 0.5mm，误差率相对减少了约 61%，说明相对于普通模糊 PID 控制，变论域模糊 PID 控制的控制精度和动态稳定性更高。

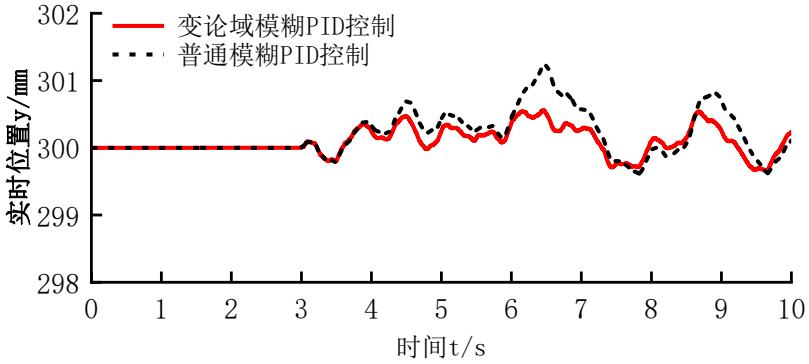


图 3-23 随机扰动响应
Fig.3-23 Random disturbance response

仿真实验 4：

为模拟气膜振动和地面不平度的混合干扰工况，结合对气浮垫气膜振动工况的分析，在仿真实验 3 的基础上增加一个幅值 A=2mm，频率 f=20Hz 的正弦扰动信号，如图 3-24 所示，变论域模糊 PID 的控制响应曲线的最大误差约为 0.5mm，而普通模糊 PID 的最大误差有 1.5mm, 变论域模糊 PID 相较于普通模糊 PID 的误差波动范围更小，再次验证变论域模糊 PID 拥有较强的抗外部干扰能力。

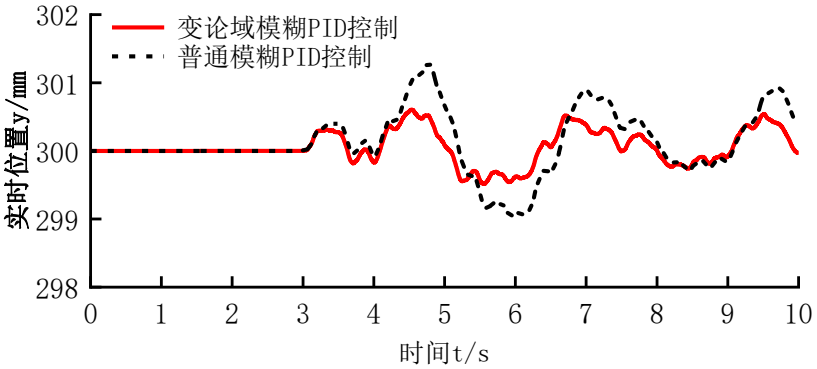


图 3-24 正弦随机混合扰动响应
Fig.3-24 Sinusoidal random mixed disturbance response

仿真实验 5：

在仿真实验 4 的基础上，在 3 秒处增加一个 2mm 的阶跃扰动，并且将正弦扰动的频率值增大到 50Hz, 模拟气浮垫从平地面上升至斜坡凹凸地面的过程。从图 3-25 可以看出，在该混合扰动工况下，普通模糊 PID 和变论域模糊 PID 响

中国知网 https://www.cnki.net

应曲线均出现明显波动，但是总体而言，变论域模糊 PID 响应曲线位置误差波动范围更小，最大位置误差约为 0.6mm，而普通模糊 PID 响应曲线的最大位置误差达到了 1.8mm，表明在多种扰动源同时干扰的工况下，对气浮装置采用变论域模糊 PID 控制策略依然具备较强的动态稳定性和鲁棒性。

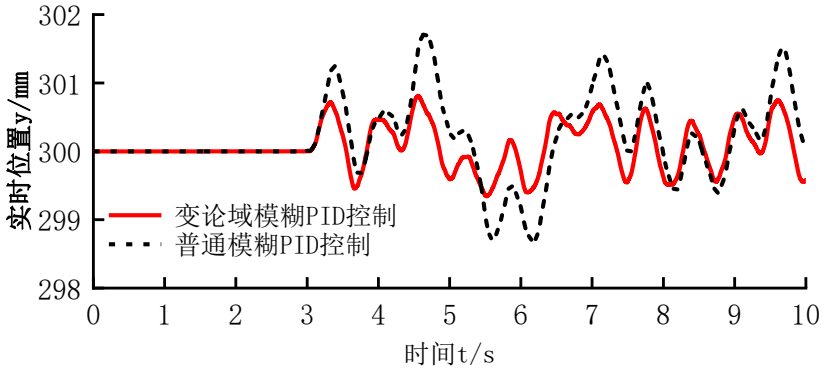


图 3-25 阶跃正弦随机混合扰动响应

Fig.3-25 Response to step sinusoidal random mixed disturbance

仿真实验 6：

在仿真实验 5 的基础上，在 5 秒处撤销所有扰动信号，并在 7 秒处施加仿真实验 3 的高斯随机扰动信号，模拟气浮垫从下斜坡凹凸地面移动到平地面的过程。从图 3-26 可以看出，扰动信号消失后，相比较于普通模糊 PID 控制策略，在变论域模糊 PID 控制策略作用下，控制系统能迅速恢复到稳态，从非稳态到稳态的调节恢复时间约 0.6s, 最大误差约为 0.8mm，而在模糊 PID 控制策略作用下，需要约 1.5s 的调节时间才能恢复到稳态，最大误差约为 1.5mm, 再次验证变论域模糊 PID 控制拥有较高的动态稳定性。

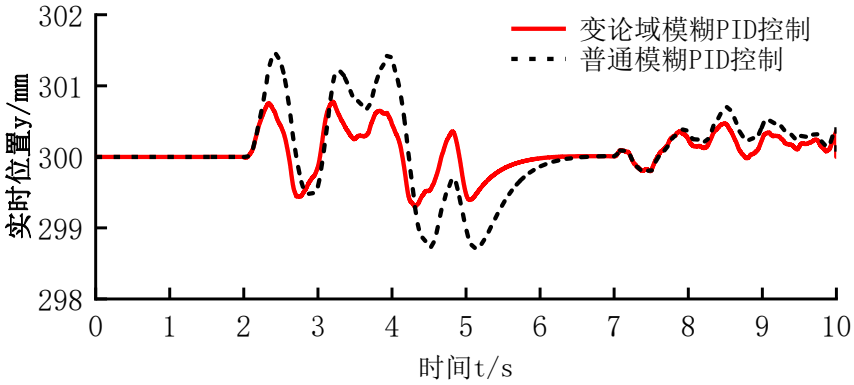


图 3-26 复杂路径工况混合扰动响应

Fig.3-26 Response to mixed disturbances under complex path conditions

2） 仿真结果分析

中国知网 https://www.cnki.net

表 3-3 整理了上述六种仿真实验的仿真结果数据。A 代表变论域模糊 PID 控制的仿真结果数据，B 代表普通模糊 PID 控制的仿真结果数据，定义最大位置误差率为最大位置误差与目标位置的比值，由表可知，变论域模糊 PID 控制能将帆板展开过程中支撑点的最大位置误差率控制 0.2%在以内，相对于普通模糊 PID 控制 0.6%的最大位置误差率减小了约 66%，且恢复稳态的调节时间相对较少了约 60%，对于不同形式的扰动工况均表现出良好的动态快速响应特性和控制精度。

表 3-3 仿真结果对比

Table 3-3 Comparison of simulation results

	最大位置误差/mm		最大误差波动/mm		调节时间/s	
	A	B	A	B	A	B
仿真实验 1	0.6	0.9	0.6	0.9	0.8	1.4
仿真实验 2	0.6	0.9	1.2	1.8	0.8	1.4
仿真实验 3	0.5	1.3	1.1	2.3	/	/
仿真实验 4	0.5	1.5	1.2	2.5	/	/
仿真实验 5	0.6	1.8	1.3	3.6	/	/
仿真实验 6	0.6	1.6	1.2	3.2	0.6	1.5

3.4.3 多点位控策略仿真验证

上小节进行了单点位控策略的仿真验证，随着帆板数量的增加，支撑点的数量也随之增加，多个支撑点的位置控制不可避免受到相互干扰的影响，同时各个气浮支撑装置的支撑点的位置又独立可控。为此，本小节主要探究在变论域模糊控制策略与普通模糊控制策略分别作用下，多个支撑点的协调位控策略的验证。根据 3.2 节的结论，选择三块帆板偶数编号的气浮重力补偿装置作为多点协调位控的研究对象。

1）仿真实验设计

图 3-27 展示了三块帆板外侧支撑点在帆板展开过程中各自的运动轨迹，内板气浮支撑装置的运动轨迹为圆弧，路径长度最短，中板气浮支撑装置的运动轨迹为弧线，路径长度更长，外板的运动轨迹为路径最长的弧线，距离模拟墙越远的支撑点，在展开过程中的路径轨迹越复杂，遇到的干扰工况越多。

中国知网 https://www.cnki.net

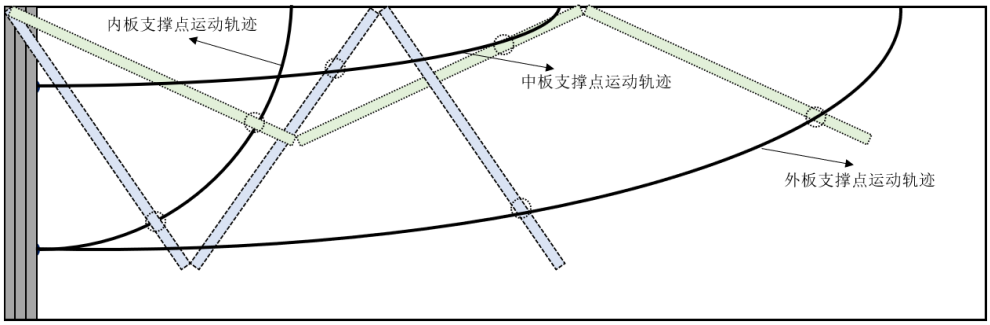


图 3-27 各板支撑点运动轨迹俯视图
Fig.3-27 Top view of the movement trajectory of each plate support point

因此，设帆板开始展开后内板支撑点的扰动工况为仿真实验 1 中地面凸起干扰工况，中板支撑点的扰动工况为仿真实验 3 中的高斯随机干扰工况，外侧支撑点的扰动工况为仿真实验 5 中的正弦随机混合干扰工况。

图 3-28 与图 3-29 各自展示了在变论域模糊控制策略与普通模糊控制策略的作用下，三个支撑点的实时位置变化情况。

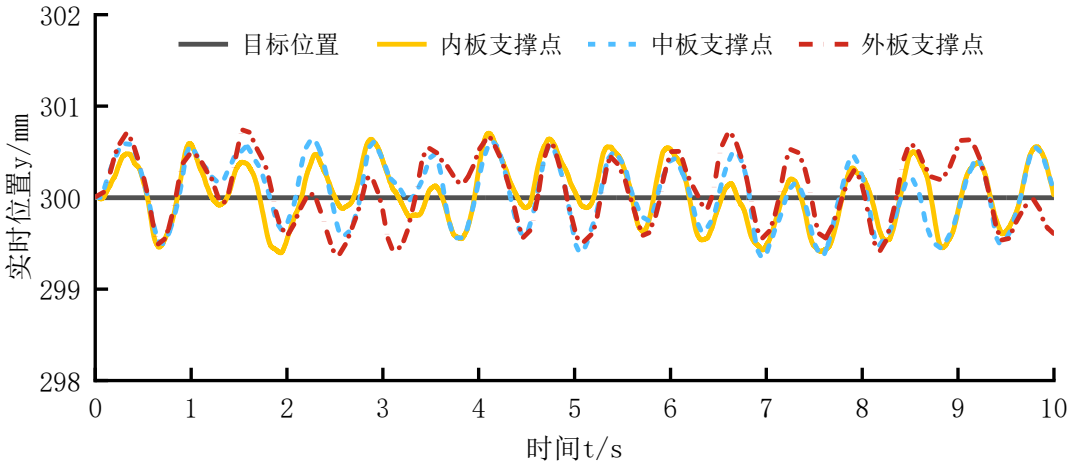


图 3-28 变论域模糊控制策略作用下支撑点实时位置变化
Fig.3-28 Real-time position change of support points under the action of variable universe fuzzy control strategy

中国知网 https://www.cnki.net

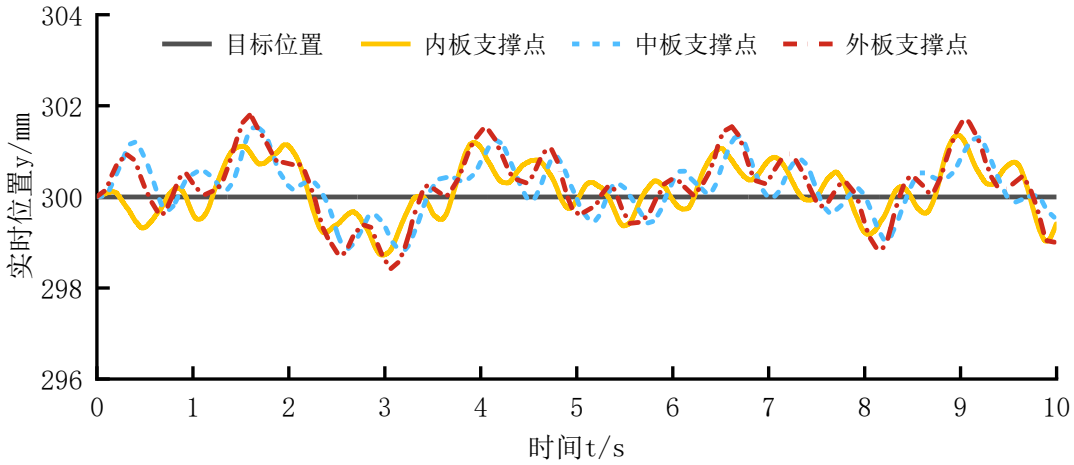


图 3-29 普通模糊控制策略作用下支撑点实时位置变化

Fig.3-29 Real-time position change of support points under the action of normal fuzzy control strategy

2）仿真结果分析

由图 3-28 可知，由于存在多个支撑点相互干扰，内板支撑点在受到地面凸起工况干扰后并没有如单点实验那样立即恢复到稳态，而是受到中板和外板支撑点干扰工况的影响在目标位置附近不断波动，中板支撑点和外板支撑点同理。

对比图 3-28 与图 3-29 发现，当三个支撑点的预设扰动工况一致，但气浮重力补偿装置采用的位控算法不同时，在变论域模糊控制策略作用下，三个支撑点实时位置曲线变化趋势基本一致，同高或者同低，最大位置误差不超过 0.8mm，变论域模糊控制策略展现出更优的多点协调控制能力，而在普通模糊控制策略作用下，三个支撑点的位置变化曲线出现较大错位，最大位置误差约为 1.9mm， 由此验证在多点协调控制的复杂工况下，变论域模糊控制策略依然具有较高的控制精度与自适应能力，能保证多块帆板平稳顺利展开，是替代传统模糊控制策略的一种更优的控制策略。

3.4.4 变论域模糊位控策略实验验证

为验证变论域模糊 PID 控制策略的实际控制效果，搭建帆板展开气浮实验台进行帆板的微重力地面展开实验。气浮实验台主要由两块铝合金帆板框架，支架车，气浮重力补偿装置，控制柜以及上位机组成。如图 3-30 所示：

中国知网 https://www.cnki.net



(a) 气浮实验台整体



(b) 气浮重力补偿装置



(c) 气源气压控制器



(d) 控制柜

图 3-30 气浮重力补偿实验平台

Fig.3-30 Air floating gravity compensation

在实际物理实验中，经测量当气膜稳定时，气浮装置支撑点距离支撑架车水平面的垂直距离约为 350mm，故在上位机控制软件中设置目标位置为 350mm，启动 2 个支撑装置而后进行帆板地面微重力展开实验。采集实测数据并整理后得到的实验结果如图 3-31 和图 3-32 所示。

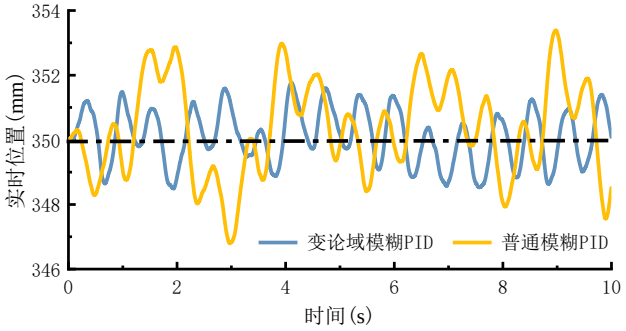


图 3-31 内侧支撑点展开过程实时位置变化图

Fig. 3-31 Schematic diagram of real time position during the expansion process of the inner support point

中国知网 https://www.cnki.net

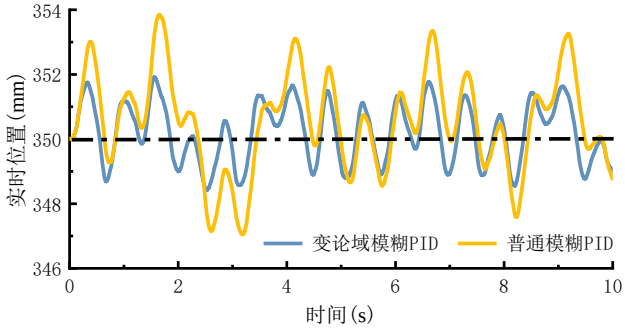


图 3-32 外侧支撑点展开过程实时位置变化图

Fig. 3-32 Schematic diagram of real time position during the expansion process of outer support point

表 3-4 帆板展开过程两支撑点位控结果对比

Table 3-4 Comparison of constant position control results during panels dynamic deployment

	最大误差/mm		位置波动/mm		最大误差率	
	内侧	外侧	内侧	外侧	内侧	外侧
变论域模糊 PID	1.7	2	3.6	3.9	≤0.5%	≤0.6%
普通模糊 PID	3.2	4	6.2	7.8	≤0.9%	≤1.2%

由表 3-4 可知，在普通模糊 PID 控制策略作用下内外侧支撑点的最大位置误差率达到了 1.2%，而在变论域模糊 PID 控制策略作用下，最大位置误差率可控制在 0.6%以内，且位置波动范围更小。实验结果表明本文设计的一种带有新型函数型伸缩因子的变论域模糊 PID 控制策略相较于普通模糊 PID 控制策略的控制精度更高，抗干扰能力更强，可使气浮重力补偿装置适应平整度较低的地面工况。

3.5 本章小结

本章主要针对帆板地面展开过程的自适应控制问题，设计了一种适用于气浮重力补偿装置的变论域模糊控制策略。结合具体气浮微重力实验场景，针对支撑点的单点位控问题，设计了一种带有新型函数型伸缩因子的变论域模糊 PID 控制策略，并提出了力位分离策略解决多个支撑点在帆板展开过程中存在相互干扰的问题，通过设计 6 组不同地面扰动工况的仿真实验和 1 组多点协调位控仿真实验以及物理实验验证了所提出的控制策略的优越性与适用性。仿真与实验结果均表明相对于普通模糊 PID 控制器而言，变论域模糊 PID 控制器的拥有更强的抗干扰能力和更快的动态响应速度，可使气浮重力补偿装置适应平

中国知网 https://www.cnki.net

整度较低的地面工况，是替代传统模糊控制策略的一种更优的控制策略。

中国知网 https://www.cnki.net

中国知网 https://www.cnki.net

第四章 帆板地面气浮展开实验虚拟调试系统设计

本章搭建了集成验证的虚拟环境。首先设计帆板地面展开实验虚拟调试系统的技术架构，分模块设计各个分系统，运用多种软件混合建模的方式建立高保真度的虚拟模型，采集传感器数据与仿真测试数据，设计可人机交互的可视化界面，通过 C#脚本驱动的方式模拟帆板地面展开实验过程，实现太阳能帆板展开过程中实时数据与实时姿态的监测，为卫星太阳能帆板能在普通环氧自流平地面平稳顺利展开提供技术支撑。

4.1 虚拟调试系统总体架构设计

本节对帆板地面展开实验虚拟调试系统进行总体架构设计和分模块设计，提出调试系统的三层架构与四大模块，各模块相互协调，共同实现虚拟调试系统的各项预期功能。

4.1.1 系统需求分析

结合当前帆板展开实验的实际需求，设计的调试系统应当实现的功能性需求包括场景漫游功能，设备信息查看功能，仿真数据可视化功能，仿真测试功能。如图 4-1 所示：

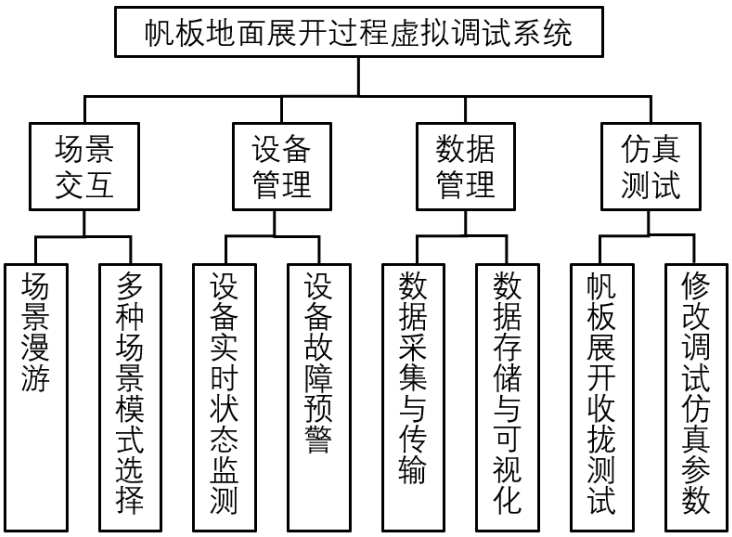


图 4-1 系统需求分析图
Fig.4-1 System requirements analysis diagram

中国知网 https://www.cnki.net

4.1.2 系统架构设计

结合实际系统设计需求，提出了调试系统的三层架构模型，调试系统的架构图如图 4-2 所示，从底层到顶层主要分为设备接口层，孪生服务层，前端应用层。虚拟调试系统按照其功能可划分为虚拟模型模块，数据管理模块、系统服务模块和控制仿真模块四大模块。

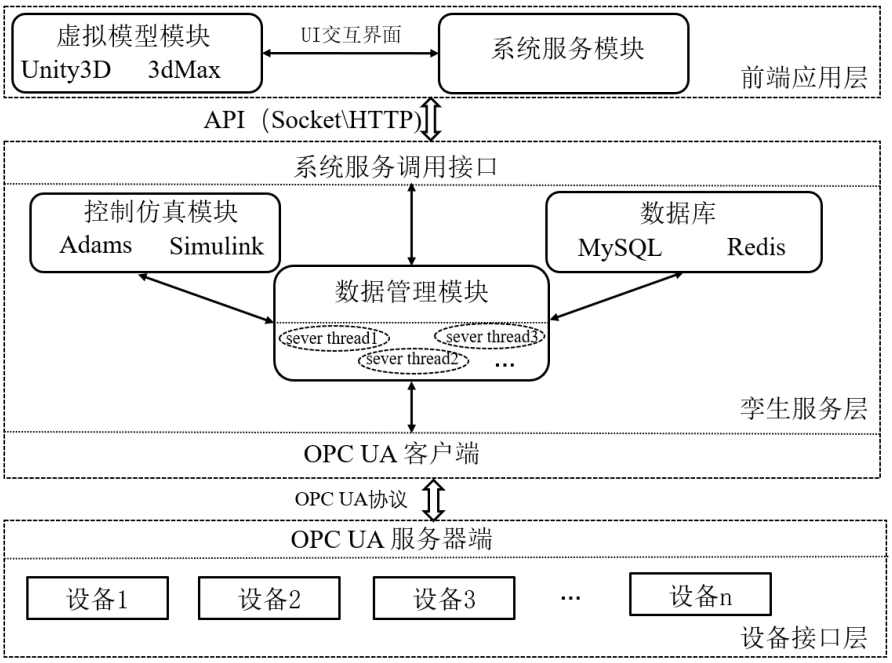


图 4-2 调试系统架构图
Fig.4-2 Debugging system architecture diagram

本文将帆板展开气浮实验台作为参考的物理对象，根据此架构，首先应搭建帆板展开的虚拟模型以及配套的室内虚拟实验室场景空间，通过删减面片数量更改网格形状等方法优化建立的虚拟模型，并处理各个零件模型的装配依赖关系相耦合与碰撞干涉等问题，同时结合贴图、灯光、渲染技术让虚拟模型更具美观性；接着，需分析系统的数据来源与相应分类，利用相关数据采集技术采集帆板地面展开收拢过程中的实时数据，通过数据管理模块进行数据传输并将数据存储到数据库，借助 Canvas 以可视化的方式展示实时监测数据或者仿真数据，利用 C#脚本调用数据库 API 驱动虚拟帆板模型作展开运动，最终，在 Unity 中整合所有功能搭建集成环境，实现基于数字孪生的帆板地面展开气浮微重力实验的仿真模拟与调试。

中国知网 https://www.cnki.net

4.1.3 系统模块设计

1）虚拟模型模块

利用三维建模技术建立帆板展开的高保真度模型，给用户提供良好的视觉体验。建立的虚拟模型需要满足 4 个要求。

（1）层次性

在虚拟模型中包含较多的三维模型，各个模型之间有一定的装配依赖关系，模型数量越多，依赖关系越复杂[78]。因此在建立较为复杂的虚拟样机模型时，应充分考虑各个模型之间的依赖关系，主次关系，让模型更有层次性和逻辑性，且有助于后期完善修改虚拟模型，满足可拓展性的要求。

（2）交互性

虚拟模型是用户直接浏览和交互最为频繁的模块，用户可通过虚拟模型分析帆板展开的一些特殊现象，多视角监控帆板展开的过程，并且提供仿真过程数据实时调试的功能，所有虚拟模型须具备较好的交互性，以提升用户体验。

（3）平衡性

由于虚拟模型体积较大且系统运行时存在大量的交互操作，占用的内存资源和 CPU 资源较多，应在满足功能实现后，尽可能地对模型做优化处理，减小虚拟系统对内存，CPU, GPU 等服务器系统资源的消耗，在性能要求和功能实现之间实现平衡[78]。

（4）美观性

为建立与物理样机在外观，结构，功能等方面应具有高逼真度的虚拟样机模型，应选择建模功能完善的建模软件完成建模工作，将逼真的贴纸或者材质赋予给虚拟模型，提高虚拟模型的美观性。

2）数据管理模块

对于帆板展开虚拟调试系统，系统运行的关键就是通过数据进行驱动。数据管理模块负责数据的采集、传输与持久化存储。按照数据的来源以及数据本身的特性，虚拟调试系统中需要采集与展示的数据可分为两类：静态数据与动态数据。静态数据是指虚拟设备模型本身的一些物理属性数据，比如尺寸，强度，硬度等。动态数据指的是在系统仿真运行过程中产生的实时数据，比如实时力和实时位置数据等。

3）系统服务模块

系统服务模块可根据用户的实际需求，为用户提供相关功能服务。为提升用户体验，该模块需具备较强的交互性与展示性，交互逻辑应符合用户心理认

中国知网 https://www.cnki.net

知模型[78]。通过对相关气浮法微重力实验技术的调研，本文设计的系统服务模块提供的主要服务有帆板展开过程仿真服务，仿真过程数据可视化服务，修改调节仿真参数的服务。具体的功能如图 4-3 所示：

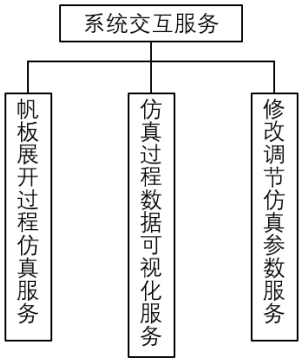


图 4-3 系统服务示意图
Fig.4-3 System service diagram

4）控制仿真模块

本调试系统基于帆板展开气浮实验台在虚拟空间的数字孪生模型对实际的帆板展开气浮法微重力实验进行调试与控制。当用户在系统服务模块中设置相关控制参数与控制算法的指令时，这些控制指令先进入数字孪生体的控制仿真模型[79]，由 Simulink 仿真得到控制算法的仿真结果数据，由 Adams 仿真得到机械动力学仿真的仿真结果数据，基于这些控制仿真数据首先在帆板展开气浮实验台的数字孪生模型中模拟演绎，根据模拟的结果数据，由数据管理模块决定是否将控制指令下达给设备层执行。为此，需要搭建 Simulink 与 Adams 的联合仿真环境作为控制仿真模块，在后台的孪生服务端程序中设计相应接口，调用控制仿真模块中的控制仿真功能和动力学仿真功能，将仿真结果数据同步写入数据管理模块中，并利用系统服务模块中的仿真数据可视化功能进行数据展示。具体流程如图 4-4 所示：



图 4-4 联合仿真流程图
Fig.4-4 Co-simulation flowchart

4.2 调试系统分模块开发实现

本文以帆板展开气浮台作为参考物理实体对象，首先在虚拟环境中建立帆

中国知网 https://www.cnki.net

板展开的虚拟模型，并对虚拟模型进行优化，其次将 Adams 和 Simulink 中的仿真数据存储在数据库中，通过 C#脚本驱动虚拟模型运动，同时对数据库中的数据进行加工和处理，以可视化的方式为用户提供相关的系统服务功能。最终在 Unity3D 中建立动态仿真虚拟模型，实现系统调试和交互的功能。

4.2.1 帆板展开虚拟样机模型搭建

（1）设计建模方案与流程

结合虚拟调试系统的设计需求以及对现有的三维建模软件的调研，决定采用 3dsMax 和 Unity 来完成虚机样机模型的建模工作。3dsMax 是一款由 Discreet 公司开发的 3D 建模渲染软件，现在为 Autodesk 公司的明星产品，目前在广告设计，动漫设计，影视动画，工业过程可视化领域得到了广泛的应用。Unity 是一款由 Unity 公司开发的流行游戏开发引擎，目前市场上 PC 端，移动端的游戏大部分皆由 Unity 开发，市场占有率名列前茅。

首先在 3dsMax 中建立帆板展开的虚拟模型以及配套的实验室室内场景，将.fbx 格式的白模模型导入到 Unity 中，添加材质球，灯光，约束关系等等，使虚拟模型更加逼真，利用 C#脚本驱动虚拟模型运动，调试系统的设计流程图如图 4-5 所示：

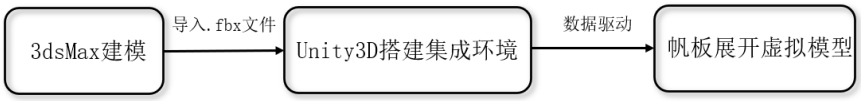


图 4-5 调试系统设计流程图

Fig.4-5 Debugging system design flow chart

（2）建立高保真度帆板展开模型

首先在 3dsMax 中建立帆板展开的白模模型，包括模拟墙，帆板，气浮支撑装置，转动铰链等等。在 3dsMax 中建立的模型的后缀名是.fbx，该文件格式可从 3dsMax 直接导入 Unity 中，在 Unity 中可根据真实设备的颜色和材质制作纹理图片和贴图，并把这些贴图制作为材质球赋予相应的零件模型，可提高模型的仿真效果，让虚拟模型的外观和物理模型尽可能地保持一致，这就完成了帆板展开虚拟样机的建模。

（3）搭建实验室室内空间环境场景

由于帆板展开实验是在实验室室内环境中进行的，因此需要搭建实验室室内空间的整体场景。为提升实验室室内环境的真实性，在搭建整体的场景时，

中国知网 https://www.cnki.net

需要运用灯光渲染技术。在 Unity 中给虚拟场景模型添加光线的方式有三种：定向光源、点光源与聚光灯，由于模拟的是太阳光线，本文选择点光源方式。使用 Ligtht 组件为虚拟场景添加光照属性，通过调节光照属性中的光照，光色，渲染方式等多个属性，以增强虚拟场景的真实效果。

4.2.2 数据管理实现

数据是实现物理样机与数字孪生系统的连接纽带，帆板展开虚拟调试系统本质上是一个数据驱动的系统。数据的采集，传输、存储、可视化展示是必须解决的关键问题。

（1）数据采集

本文基于工业标准 OPC UA 协议设计数据采集系统采集设备的传感器数据，并将采集到的动态数据传入服务器，服务器再将这些数据写入数据库实现数据持久化存储。OPC UA 的体系架构主要由服务器端和客户端组成，OPC UA 服务器端负责采集数控系统以及传感器上的数据，并将这些数据映射到 OPC UA 的统一地址空间中。OPC UA 客户端负责向服务器端提出数据访问请求，将返回的数据发送到 Unity 客户端数据可视化界面以及写入数据库中。OPC UA 的体系架构如图 4-6 所示：

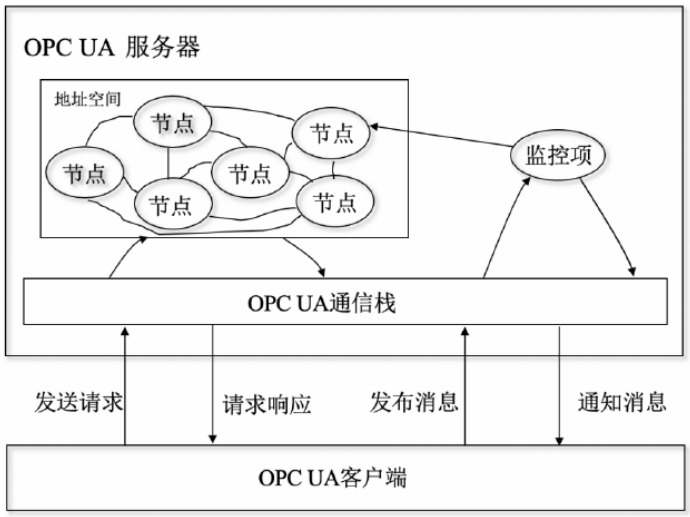


图 4-6 OPC UA 体系架构
Fig.4-6 OPC UA architecture

OPC UA 客户端访问 OPC UA 服务器端的方式有读数据，写数据，订阅数据三种方式。读写数据指的是客户端访问服务器端地址空间的一个或多个结点进行读写数据的过程，服务器端地址空间上的每一个结点记录了一台设备的某

中国知网 https://www.cnki.net

项数值。订阅数据指 OPC UA 客户端向服务器端发送数据订阅请求，在服务器端注册一个监听器，等时间间隔刷新监听的数据项。一旦监听到有可读可写的数据就立刻向客户端返回。一般通过 session 对话的方式创建一个订阅，如图 4-7 所示：

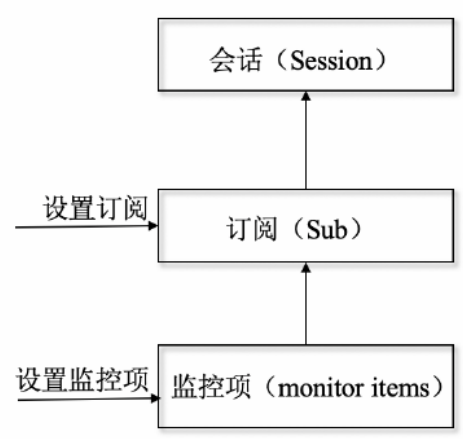


图 4-7 订阅数据示意图
Fig.4-7 Subscription data diagram

设备的实时数据监测主要依靠 OPC UA 通过发布/订阅模式高频率且周期性地刷新数据实现。实现订阅数据常见的接口函数如表 4-1 所示。

表 4-1 订阅数据接口函数说明表
Talbe 4-1 Subscription data interface function description table

函数名称	功能
CreateSubscription（）	创建订阅项
Publish（）	发布订阅项
DeleteSubscription（）	删除订阅项
CreateMonitoredItems（）	创建监控项
ModifyMonitoredItems（）	修改监控项
DeleteMonitoredItems（）	删除监控项

具体使用方法可参阅相关官方文档，此处不再赘述。

（2）数据传输

数据传输即 Unity 客户端通过 http 方式访问数据管理服务器的过程，数据管理服务器中包含了多种 url，通过 url 可以定位到数据管理服务器中的不同数据库。在 Unity 平台上若想访问服务器资源，需要用到 WWW 类，它是在做服务器开发过程中经常需要用到的类。通过向 WWW 类的实例化对象中传入 url

中国知网 https://www.cnki.net

参数，可以访问目标 url 对应的服务器上的数据资源，比如网页，文字，图片等。服务器返回的数据资源一般需要 Json 进行解析，Json 是一种简洁，轻量级的数据交换格式，十分便于客户端解析，适用于设备实时数据的传输与处理。

Unity 客户端通过 http 向数据管理服务器端发起数据查询请求，为减少数据延迟，实现并发处理，采用 Unity 提供的协程机制异步处理数据，在允许的延迟时间范围内实现帆板展开气浮台与其虚拟模型的数据同步。如图 4-8 所示：

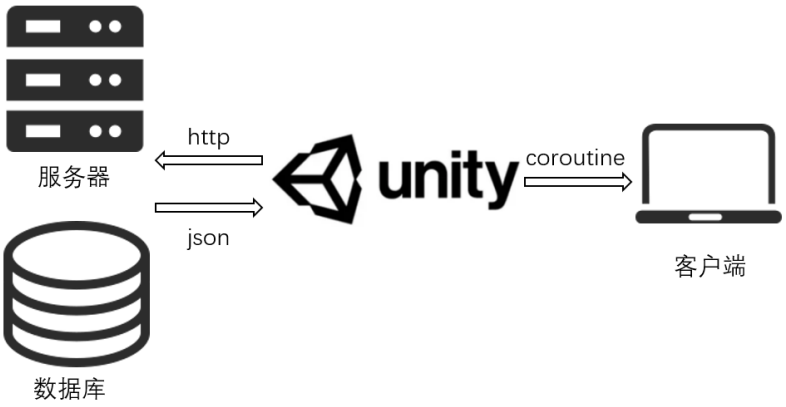


图 4-8 数据传输与处理过程
Fig.4-8 Data transmission and processing

（3）数据存储

MySQL 数据库是目前应用最为广泛的关系型数据库，支持跨平台，多线程和多种编程语言。常见的编程语言比如 C++、C#、Python、Java、Perl 都支持导入 mysql 的库文件，通过调用库文件里的函数实现对数据库存储数据的增删改查功能。若想进一步提高数据查询效率，可通过建立索引，主从复制，读写分离以及分库分表的方式实现。鉴于以上优点，本文选择 MySQL 数据库作为调试系统的数据存储解决方案，将仿真数据和设备的运行状态数据存储在 MySQL 数据库中，通过 API 接口查询更新数据。

MySQL 为服务器层加存储引擎的架构，且采用的是插件式存储引擎，支持存储引擎的安装，卸载与替换，可根据实际的场景需求选用不同的存储引擎。常见的 MySQL 存储引擎有 MyISAM、InnoDB、Memery 等，其中 MyISAM 和 InnoDB 最为常用[79]，两者的性能特点对比如表 4-2 所示。

中国知网 https://www.cnki.net

表 4-2 MyISAM 和 InnoDB 存储引擎对比
Table 4-2 Comparison of MyISAM and InnoDB storage engines

对比指标	MyISAM	InnoDB
事务	不支持	支持
外键	不支持	支持
MVCC	不支持	支持
行表锁	只支持表锁	支持表锁与行锁
数据恢复	不支持	支持
索引	非聚集索引	聚集索引
特点	注重性能	注重事务

由表可知，InnoDB 支持事务，行级锁，与数据恢复的能力，相比较于 MyISAM，性能更加优越，更加安全，因此，本文设计的调试系统采用 InnoDB 作为存储引擎。

帆板展开气浮台里面的每一台设备都对应着数据库里面的一张数据表，数据表里面存储着设备运行的历史状态信息和当前状态信息。以气浮支撑装置为例，它的数据表里面包含的字段有支撑点位置，支撑点受力，设备状态等，并设置时间戳为主键索引，如表 4-3 所示。

表 4-3 气浮支撑装置设备信息表
Table 4-3 Air flotation support device equipment information sheet

字段名称	数据类型	是否主键	备注
EquipID	int	否	气浮装置 ID 号
EquipNum	int	否	气浮装置设备编号
EquipState	char	否	设备状态：运行/停机/故障
Real_time	char	是	时间戳
Real_force	int	否	力传感器数据
Real_postion	int	否	位置传感器数据
Force_x	int	否	支撑点 x 轴方向受力
Force_y	int	否	支撑点 y 轴方向受力
Force_z	int	否	支撑点 z 轴方向受力

通过主键索引可以定位任意时间结点上的数据行，从而实现历史状态数据的存储与查询。

中国知网 https://www.cnki.net

本系统的服务端程序通过 MySQL 提供的接口函数查询和更新数据库中的数据，因此在进行数据查询更新操作时，需要用到“mysql.h”头文件。“mysql.h”头文件中包含了常用的接口函数。接口函数具体的使用方法可查询 MySQL 官方文档，此处不再赘述。

（4）数据驱动

Unity 将每个虚拟模型都视为一个对象，每个对象上可以挂载多个组件，挂载的组件越多，对象可以实现的功能也越多。通过 C#脚本组件挂载到虚拟模型对象上，可实现虚拟模型的平移，转动等运动变化。

首先需编写 C#脚本，UnityEngine 库里提供的 transform.Translate( )函数可实现物体的平移，旋转等运动。一般将 transform.Translate( )函数嵌套在 Update( )函数内部方便每帧调用，启动虚拟调试系统后，后端程序将设备运行的实时数据或者仿真测试数据传入 transform.Translate( )函数的输入参数中可以改变虚拟模型的运动状态。在 Start( )函数内部通过 Gameobject.getcomponent 方法可以获取组件的具体属性，例如通过 cube.GetComponent<HingeJoint>().motor = joint.targetVelocity 可获取 cube 模型上转动铰链 HingeJoint 的驱动电机转速的值，用户可根据实际需求自定义该值。根据各设备的物理属性和运动特性，依次编写相应的 C#脚本，并挂载到相应的物体可实现物体运动。

4.2.3 系统服务实现

本文设计的虚拟调试系统主要提供帆板展开过程仿真服务，仿真过程数据可视化服务，修改调节仿真参数的服务。

（1）帆板地面展开过程仿真服务

调试系统的帆板展开仿真功能是通过加载数据库里存储的仿真数据，通过 C#脚本驱动帆板和帆板之间的转动铰链实现。部分实现伪代码展示如下：

中国知网 https://www.cnki.net

伪代码 1：帆板展开过程仿真实现伪代码

```
1：初始化程序，数据归零，设置帆板展开或收拢的状态变量 isOpen
2：fuction OpenPanel()
3：    if(!isOpen)
4：    如果帆板为收拢状态，获取用户输入框中的设置参数
5：    将用户设置参数赋值为帆板展开的角速度
6：    joint.targetVelocity=input.text
7：  end function
8：  function ClosePanel()
9：    if(isOpen)
10：   如果帆板为展开状态，获取用户输入框中的设置参数
11：   将用户设置参数赋值为帆板展开的角速度，添加负号使电机反向
12：   joint.targetVelocity= - input.text
13：end function
```

（2）仿真过程数据可视化服务

数据可视化服务主要是通过查询数据库里面的仿真数据，对数据进行分析处理，以曲线图、散点图、饼状图等可视化面板的形式呈现仿真结果数据。从数据库查询数据的部分实现伪代码展示如下：

伪代码 2：查询数据库数据实现伪代码

```
1：初始化连接，设置 ip 地址，端口号，用户名，登录密码，数据库名
2：连接到数据库
3：function findData()
4：   新建立连接
5：   定义查询的 sql 语句
6：   string sql=”select posion from deviceTable”
7：   将 sql 语句作为输入参数传入查询函数中获取查询结果 result
8：   return result
9：  end function
```

（3）修改调节仿真参数的服务

可以修改的参数包括驱动电机的转速，目标力，目标位置，气源压强，气

中国知网 https://www.cnki.net

浮重力补偿装置调用的自适应控制算法等，修改参数后可以根据不同的仿真参数组合配置不同的仿真实验方案，方便用户优化实验参数，制定最优参数的物理实验方案。此功能位于仿真模块中，如图 4-9 所示：



图 4-9 修改调节仿真参数的服务
Fig.4-9 Modify services that tune simulation parameters

4.2.4 控制仿真模块

本文的第 2 章已经在 Adams 中建立帆板展开的等效动力学仿真模型，第 3 章在 Matlab/Simulink 中建立了不同控制算法的控制仿真模型，二者集成了孪生服务层中的控制仿真模块，图 4-10 展示了 Unity 客户端与控制仿真模块的具体调用流程。

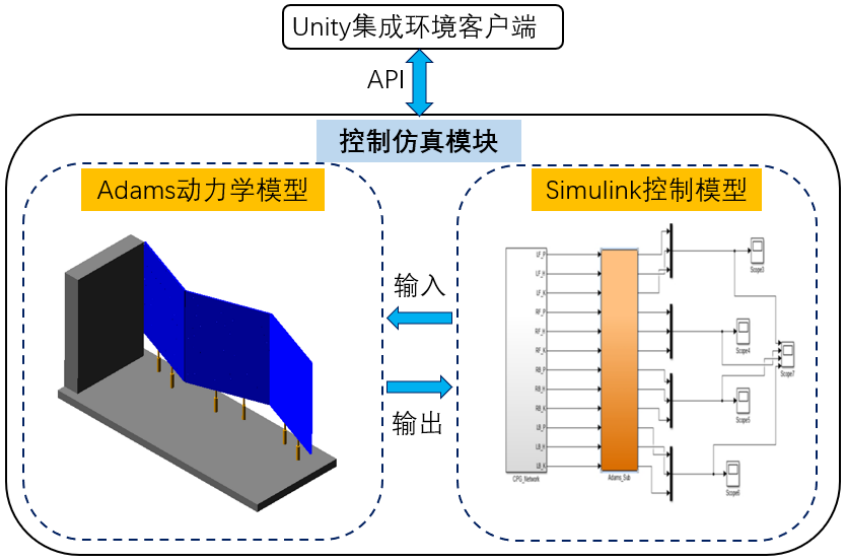


图 4-10 控制仿真模块
Fig.4-10 Control simulation module

若需要调用控制仿真模块中的相应功能，需要在后台的服务端程序中设计

中国知网 https://www.cnki.net

相应接口。部分伪代码展示如下所示。

伪代码 3：控制仿真接口实现伪代码

```
1：导入 matlab 的 C#头文件
2：using MathWorks.MATLAB
3：using MathWorks.NET.Utility
4：using MathWorks.NET.Arrays
5：从 MATLAB 类中实例化一个 matlab 对象
6：function controlSimulation()
7：   在 MATLAB 引擎中输入并运行“open_system(‘myfuzzymodel’)
8：   打开名称为”myfuzzymodel”的 simulink 模型
9：   获取控制面板用户输入框中的设置参数
10：  for  inputdata in inputdataArray do
11：   将获取的参数作为 simulink 中仿真模型的目标位置或目标力参数
12：   返回实时仿真结果数据
13：   return dataResult
14：   end for
15：end function
```

4.3 虚拟调试系统功能测试

前面的章节中已经完成了调试系统各个功能模块的开发，本节主要对系统完成功能测试与帆板展开过程的虚拟实验测试，验证调试系统的预期功能。在测试开始前，首先在测试机上安装系统并进行相应的配置。安装配置完成后，双击可执行文件，即可打开该帆板展开过程虚拟调试系统。系统的主界面如图 4-11 所示，主界面分为三个区域，分别是功能菜单栏，控制面板与虚拟模型可视化展示区。功能菜单栏，又分为系统模块，设备模块，数据模块，仿真模块，模式模块和帮助模块。控制面板的主要作用是配合功能菜单栏进行下一步的交互操作，虚拟模型可视化展示区可以实时展示虚拟模型的位姿状态以及对应设备的运行状态。

中国知网 https://www.cnki.net

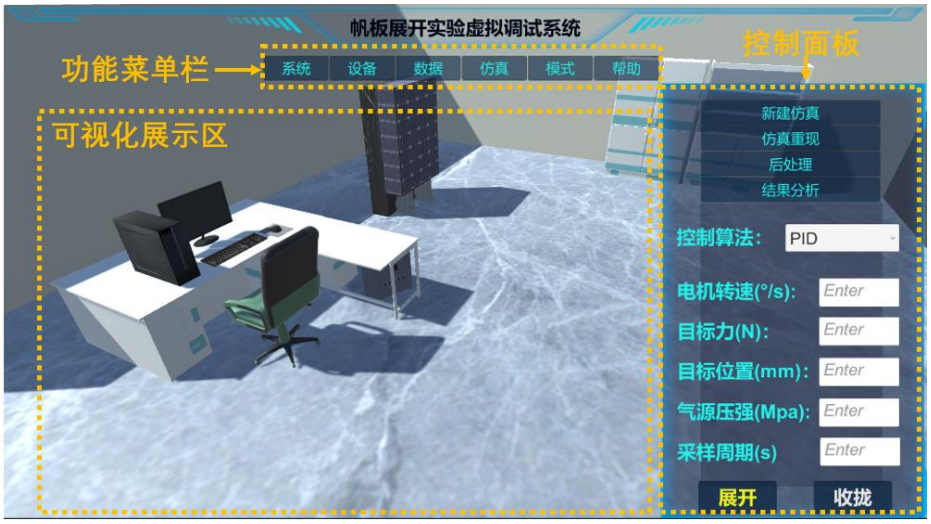


图 4-11 虚拟调试系统主界面
Fig.4-11 The main interface of the virtual debugging system

4.3.1 场景交互功能测试

场景交互功能位于功能菜单上的模式模块，点击“模式”按钮，可在主页面上弹出新的二级选项面板，模式模块中包括场景漫游模式，自由视角模式，设备查验模式，重置场景模式，如图 4-12 所示。

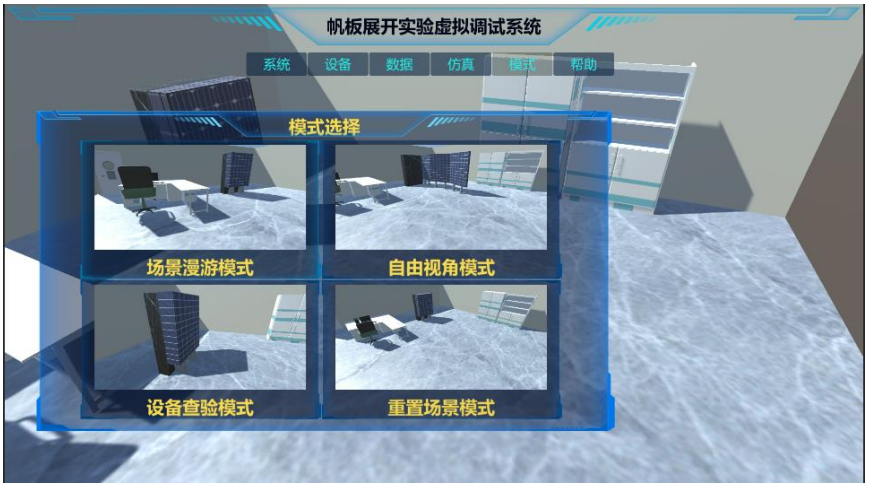


图 4-12 模式选择面板
Fig.4-12 Mode selection panel

其中在场景漫游模式中，用户通过操作键盘上的 W、S、A、D 按键实现漫游功能，仿佛自身沉浸于虚拟实验室的室内空间中。在自由视角模式中，用户通过滚动鼠标中键可以放大或者缩小三维虚拟实验室场景，通过按住键盘的 Alt 键并长按鼠标左键可以 360 度旋转三维虚拟场景。在设备查验模式中，用户点

中国知网 https://www.cnki.net

击虚拟实验室内场景中的任意设备后，该设备会高亮显示，用不同颜色的高亮显示灯光区别不同设备的运行状态，正在运行的设备周围以绿光高亮显示，停机尚未运行的设备周围以蓝光显示。在重置场景模式中，当用户将场景自由变换到一个可视化视角较差的界面时，单击此模式，场景可以迅速初始化为登录时的场景界面。

4.3.2 设备信息查看功能测试

查看设备信息的功能位于功能菜单栏上的设备模块，点击“设备”按钮，可以在主界面弹出新的二级设备控制面板，如图 4-13 所示，本虚拟调试系统中的主要设备包括太阳能帆板、气浮重力补偿装置、驱动控制箱、气源控制器。分别单击各个设备名称按钮，可以在下方位置显示当前设备的物理属性信息，例如对于气浮重力补偿装置，可以显示电动缸最大行程，额定输出力，运行状态等信息。

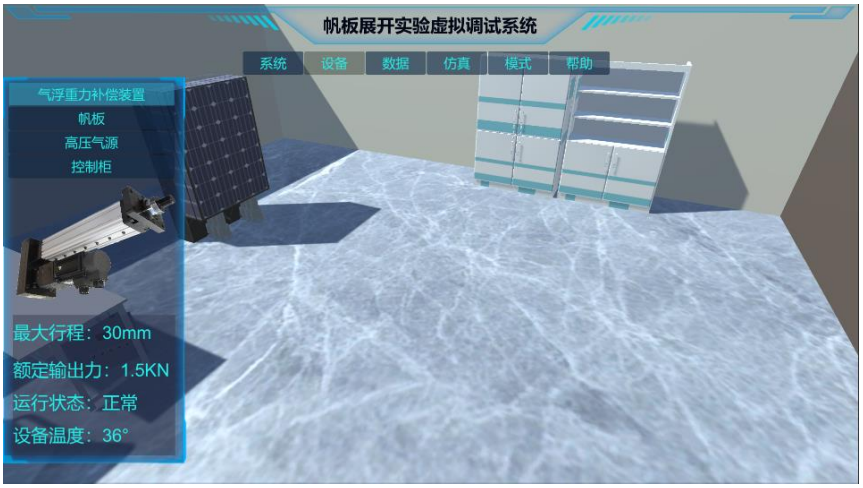


图 4-13 设备控制面板
Fig.4-13 Device control panel

4.3.3 数据可视化功能测试

数据可视化功能位于功能菜单栏中的数据模块，点击“数据”按钮下方的“实时数据”选项卡，可以在主界面弹出新的二级数据可视化控制面板，如图 4-14 所示，该模块实质上为仿真过程的后处理模块，将仿真数据和设备静态数据、动态数据进行重构处理，以曲线图，饼状图等可视化的方式展示模拟仿真测试结果和设备传感器的检测到的数据，方便用户对仿真测试的结果进行评估和制定改进优化的策略，为实际物理实验的参数选择方案提供决策支持。

中国知网 https://www.cnki.net

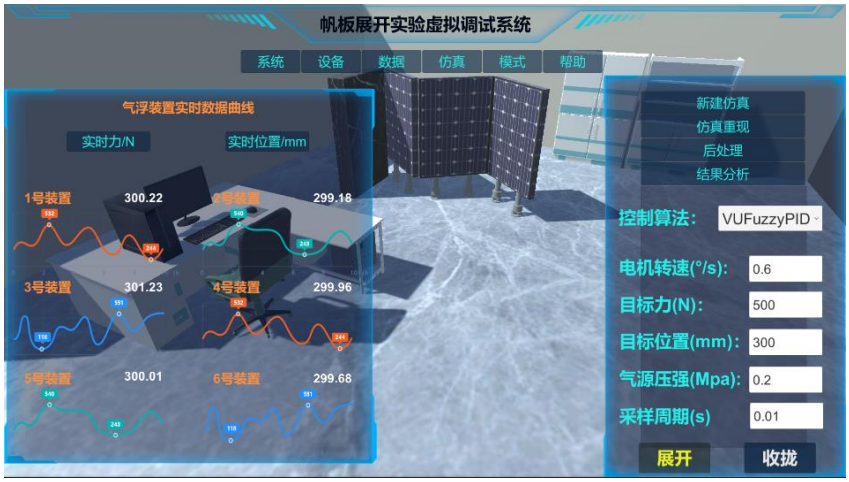


图 4-14 数据可视化面板
Fig.4-14 Data visualization panel

4.3.4 历史数据重现测试

历史数据重现功能位于功能菜单栏中的数据模块，点击“数据”按钮下方的“历史数据”选项卡，可以在主界面弹出新的二级数据可视化控制面板，如图 4-15 所示，该功能支持按日期与仿真测试实验编号查找历史数据，原理是通过日期与实验编号定位到相应数据库的数据表，申请访问存储在数据库中的实验数据，数据库接受访问请求后返回请求数据到客户端界面，该模块同时支持将数据导出到更加专业的数据分析软件，通过更加严谨的数值分析方法得出的结论优化实际物理实验方案。

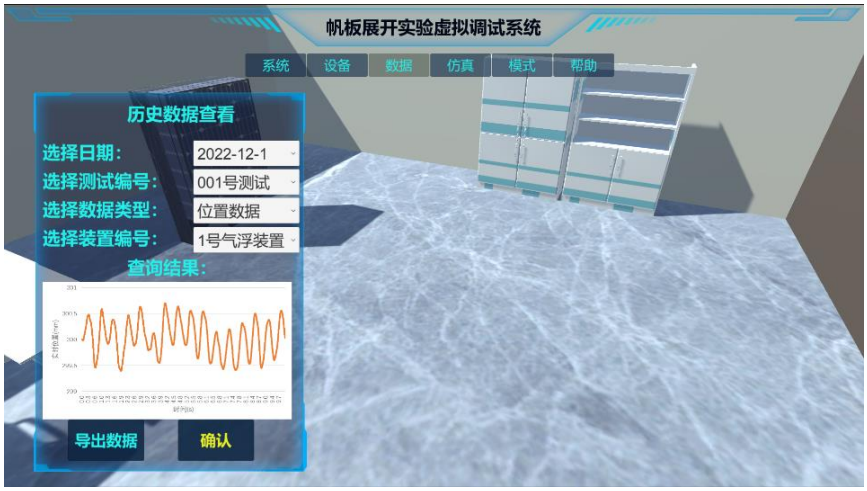


图 4-15 历史数据查询面板
Fig.4-15 Historical data query panel

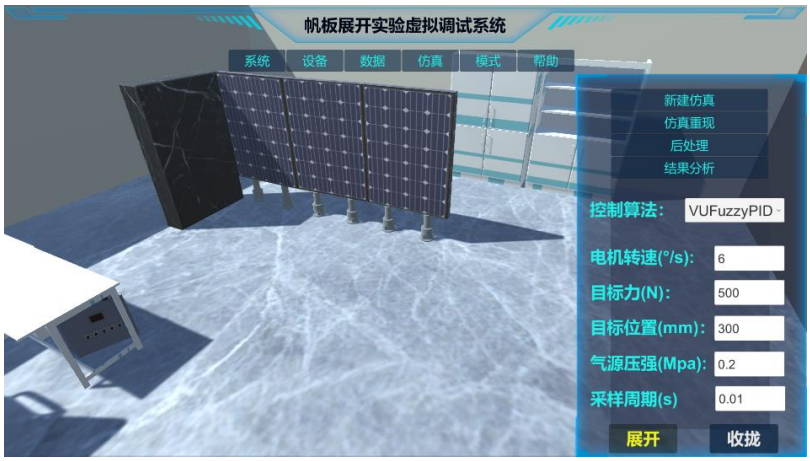
中国知网 https://www.cnki.net

4.4 帆板地面展开过程虚拟实验测试

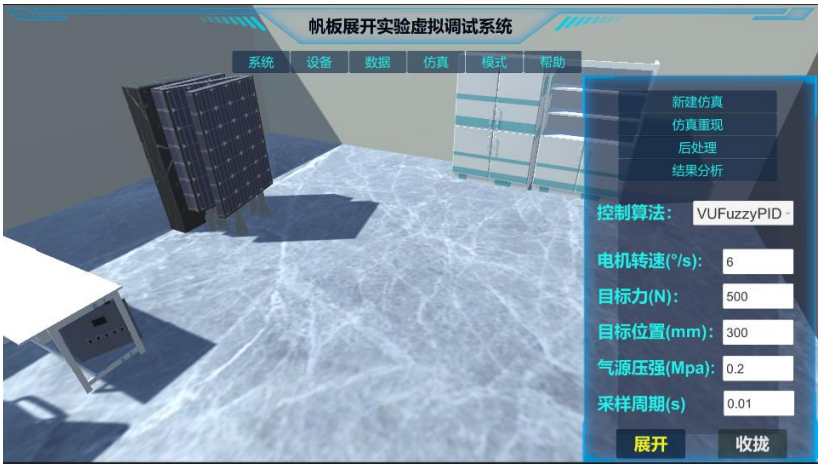
仿真测试功能是虚拟调试系统的核心功能，在仿真模块中，可以模拟在地面气浮微重力状态下的帆板展开过程与逆向的帆板收拢过程，通过设置不同的仿真参数和调用不同的气浮支撑装置控制算法，形象直观地观测在不同实验方案下帆板展开过程的差异。

4.4.1 帆板展开与收拢功能测试

点击“仿真”按钮，可以在主界面弹出对应的仿真测试控制面板，点击控制面板中的“展开”按钮，帆板逐渐从收拢状态展开为展开锁定状态，点击“收拢”按钮，帆板则从展开状态收拢为收拢锁定状态。展开收拢功能测试示意图如图 4-16 所示。



(a) 帆板展开功能测试



(b) 帆板收拢功能测试

图 4-16 帆板展开收拢测试效果图

Fig.4-16 Panel unfolding and collapsing test renderings

中国知网 https://www.cnki.net

4.4.2 气浮装置自适应微调支撑点位置功能测试

在帆板展开和收拢的过程中，6 个气浮支撑装置能相互协调，补偿由于地面不平度引起支撑点位置变化，微调电动缸伸出杆长度，以保持帆板在展开过程中的水平度，从而实现帆板在普通环氧自流平地面平稳顺利展开，如图 4-17 所示。

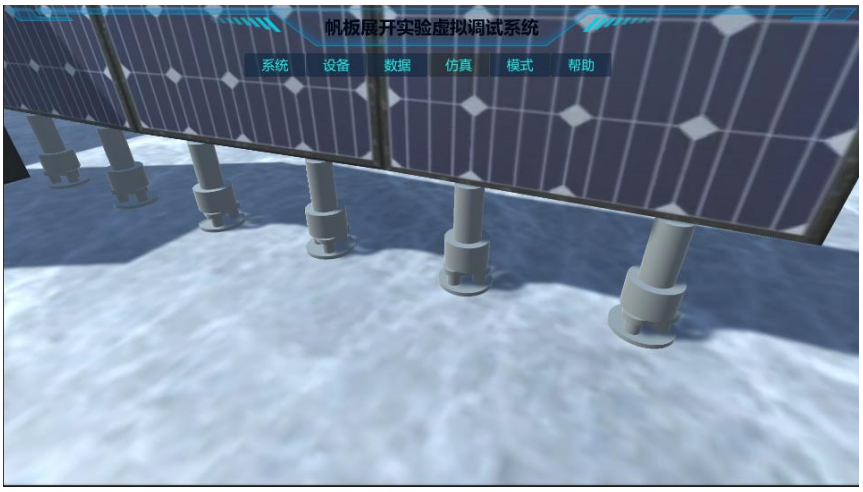


图 4-17 气浮装置微调功能测试效果图

Fig.4-17 Effect diagram of fine-tuning function test of air flotation device

4.4.3 虚拟调试实验设计与结果分析

虚拟调试功能可在给定参数条件下仿真模拟帆板微重力展开实验，验证实验方案的可行性。在实际的气浮法帆板展开微重力模拟实验中，一般有 2 个评估指标。展开时间与支撑点位置的最大误差率。具体要求：

1.展开时间在 10s 到 20s 之间；

2.最大误差率不超过 1%；

在本次虚拟调试功能测试中，总共设计了 9 组帆板展开的参数调试方案，为让设计的调试方案更加合理可靠，根据正交实验的设计原理首先设计正交实验表，如表 4-4 所示：

中国知网 https://www.cnki.net

表 4-4 正交实验表设计
Table 4-4 Orthogonal experiment table design

实验编号	因子 1	因子 2	因子 3
1	1	1	1
2	1	2	3
3	1	3	2
4	2	1	3
5	2	2	2
6	2	3	1
7	3	1	2
8	3	2	1
9	3	3	3

影响帆板展开实验的评估结果主要有 3 个关键因素，分别是控制算法，电机转速与气源压强，表格中的数字分别表示 3 种关键因子的 3 种水平，设因子 1（控制算法）的三组水平分别为水平 1（PID 算法），水平 2（模糊 PID 算法），水平 3（变论域模糊 PID 算法），因子 2（电机转速）的三种水平分别为水平 1（3°/s），水平 2（6°/s），水平 3（10°/s），因子 3（气源压强）的 3 组水平分别为水平 1（0.2Mpa），水平 2（0.4Mpa），水平 3（0.6Mpa），拟设计的 9 组实验方案如表 4-5 所示：

表 4-5 帆板展开虚拟调试实验方案设计
Table 4-5 Design of virtual commissioning experiment scheme for panel deployment

实验编号	控制算法	电机转速	气源压强
1	1（PID 算法）	1（3°/s）	1（0.2Mpa）
2	1（PID 算法）	2（6°/s）	3（0.6Mpa）
3	1（PID 算法）	3（10°/s）	2（0.4Mpa）
4	2（模糊 PID 算法）	1（3°/s）	3（0.6Mpa）
5	2（模糊 PID 算法）	2（6°/s）	2（0.4Mpa）
6	2（模糊 PID 算法）	3（10°/s）	1（0.2Mpa）
7	3（变论域模糊 PID 法）	1（3°/s）	2（0.4Mpa）
8	3（变论域模糊 PID 法）	2（6°/s）	1（0.2Mpa）
9	3（变论域模糊 PID 法）	3（10°/s）	3（0.6Mpa）

点击仿真控制面板里面的控制算法右侧的算法选择下拉选项框，在可选的算法里，选择“PID”,“FuzzyPID”，“VUFuzzyPID”，则在进行仿真测试时，后端程序会调用用户选择的控制算法调整气浮装置的支撑点位置，通过电机转速的输入框，气源压强的输入框可以输入实验方案中的调试参数，然后点击展开按钮，即可进行帆板展开模拟实验，如图 4-18 所示。

中国知网 https://www.cnki.net

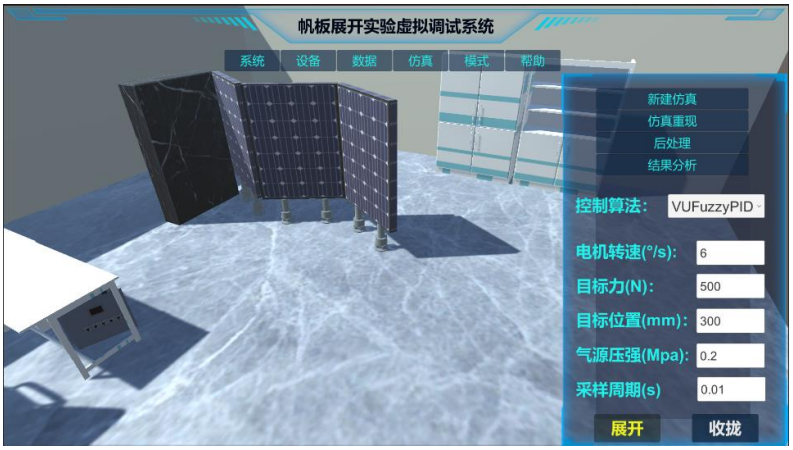


图 4-18 虚拟调试功能操作示意图

Fig.4-18 Schematic diagram of virtual debugging function operation

依次输入 9 组实验方案的实验参数，通过虚拟调试系统的仿真计算，在“结果分析”选项卡里可以得到每组实验方案的实验结果，如图 4-19 所示，表 4-6 共整理了 9 组虚拟调试实验结果。



图 4-19 仿真测试结果

Fig.4-19 Result of simulation test

表 4-6 虚拟调试实验方案结果

Table 4-6 Results of virtual commissioning experiment scheme

实验方案编号	展开时间(s)	支撑点最大误差率(%)
方案 1	30.3	2.2
方案 2	15.2	3.1
方案 3	9.1	2.7
方案 4	30.2	1.9
方案 5	15.1	1.6
方案 6	9.1	1.5
方案 7	30.1	0.8
方案 8	15.0	0.3
方案 9	9.1	1.2

由表可知，只有方案 8 满足帆板地面展开实验的指标要求，因此综合上述分析可知在实际帆板展开物理实验中，推荐的实验方案是：气浮控制算法选择变论域模糊 PID 控制算法，电机转速调试为 6°/s，气源压强调试为 0.2Mpa，预计可以取得较好的实验效果。本文设计的虚拟调试系统可在进行实际物理调

中国知网 https://www.cnki.net

试之前在虚拟模型中进行虚拟调试实验，其有效减少了物理实验成本，虚拟调试实验结果可为后续物理实验方案的调整提供依据，为相关科研人员的实验方案设计提供决策指导。

4.5 本章小结

本章设计了虚拟调试系统的整体架构以及系统各子模块，搭建了帆板展开虚拟样机模型，通过 C#脚本调用数据库中的数据驱动帆板模型做展开运动，并通过数据可视化方式将调试的数据进行展示，为用户提供系统交互服务。接着对调试系统进行了功能测试，验证了调试系统的预期功能的可视化实现，通过 9 组虚拟实验测试，直观地验证了本文所提出的控制策略的优越性，且验证了帆板展开虚拟调试系统符合设计需求。

中国知网 https://www.cnki.net

中国知网 https://www.cnki.net

第五章 总结与展望

5.1 主要研究结论

针对卫星太阳能帆板地面微重力展开实验的研究背景，选取气浮法实现重力补偿，并选择悬浮气垫式重力补偿作为研究方向。首先利用拉格朗日方程和浮动坐标法推导帆板多板展开动力学方程，并基于 Adams 建立仿真模型分析柔性帆板展开过程中的动力学特性。针对气浮重力补偿装置在帆板展开过程中的非线性与时变性控制问题，设计了一种带有新型函数型伸缩因子的变论域模糊 PID 控制策略。针对多个支撑点相互干扰的协调控制问题，提出了力位分离控制策略，并设计仿真实验进行对比验证，最后设计与开发了帆板展开微重力实验虚拟调试系统，在集成环境中对系统的预期功能进行了功能测试，虚拟调试的结果可为实际物理调试实验提供技术支持与应用指导。本文取得的主要研究成果如下：

1）针对帆板的柔性效应对帆板展开过程平稳性的影响问题，利用拉格朗日方程和浮动坐标系法建立了帆板多板展开的动力学方程。为研究气膜振动，地面扰动等不同扰动工况的对帆板展开过程平稳性的影响，建立了单自由度气膜振动微分方程，分析了不同地面工况引起的力变干扰问题。接着在动力学分析软件中建立了三块柔性帆板展开的仿真模型，仿真分析了各块基板展开角位移、角速度、角加速度变化规律，各铰链驱动力矩变化以及各个支撑点的实时力与实时位置变化等动力学特性，为后续多点协调控制策略的设计提供了动力学依据。

2）针对带有附加气浮重力补偿装置柔性帆板多板展开系统的非线性，高耦合性，难以建立精确数学模型的特点，提出了适用于气垫悬浮式重力补偿装置的变论域模糊控制策略。针对多个支撑点位置相互干扰的问题，结合装置本身力控和位控的互锁性，设计了一种以装置编号奇偶性划分的力位分离控制策略，为对比本文提出的变论域模糊控制策略的控制效果，在 Matlab/Simulink 中搭建了变论域模糊控制和普通模糊控制的对比仿真模型，设计了 6 组不同干扰工况的单点位控仿真实验以及 1 组多点位控对比仿真实验，通过仿真与物理实验验证了变论域模糊 PID 控制策略的优越性和适用性。

中国知网 https://www.cnki.net

3）设计了帆板展开虚拟调试系统并搭建了集成测试环境，提出了调试系统的三层架构模型与四大功能模块。首先在 3dsMax 中建立帆板展开的虚拟模型，然后在 Unity 中设计人机交互界面，最终在集成环境中进行预期功能测试，并基于该系统通过设计 9 组正交实验对帆板地面展开过程进行了虚拟调试实验，以一种可视化方式呈现不同实验方案下的展开实验效果，为实际帆板物理展开实验调试方案的调整提供了技术支撑。

5.2 研究展望

因本人研究水平以及时间有限，对于地面气浮微重力帆板展开过程课题的研究存在 2 个可以改进的方面：

1）虽然变论域模糊控制策略在一定程度上减小了对专家经验的依赖但在某些方面并未完全摆脱专家经验，例如隶属度函数选择，模糊规则表制定等。因此，后续可考虑引入神经网络算法，遗传算法，深度学习算法等智能算法训练气浮重力补偿控制系统的数据样本模型，进一步提高控制系统的智能性和自适应能力。

2）受实验室气浮台实验条件的限制，本文并未开展大尺寸帆板地面微重力展开的物理实验，若将控制策略应用于物理实验上，需要进一步优化以适应真实物理实验环境。

中国知网 https://www.cnki.net

参 考 文 献

[1] 杨军. 大型卫星太阳翼展开动力学研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学, 2006.

[2] 王安. 气动重力补偿系统的自抗扰控制研究[D]. 北京：北京化工大学, 2018.

[3] 徐文福, 梁斌, 李成, 等. 空间机器人微重力模拟实验系统研究综述[J]. 机器人, 2009, 31(01):88-96.

[4] 齐乃明, 张文辉, 高九州, 等. 空间微重力环境地面模拟试验方法综述[J]. 航天控制, 2011, 29(03):95-100.

[5] Wie B, Furumoto N, Banerjee AK, et al. Modeling and simulation of spacecraft solar array deployment[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1986, 9(5): 593-598.

[6] 吴跃民, 罗强, 王晛, 等. 气浮悬吊式太阳翼重力补偿装置的设计与验证[J]. 机械工程学报, 2020, 56(13): 149-155.

[7] Rybus T, Seweryn K. Planar air-bearing microgravity simulators: Review of applications, existing solutions and design parameters[J]. Acta Astronautica, 2016, 12(18):239-259.

[8] LI Y, DING H. A simplified calculation method on the performance analysis of aerostatic thrust bearing with multiple pocketed orifice-type restrictors[J]. Tribology international, 2012, 56: 66-71.

[9] 龙威. 平面空气静压轴承承载特性研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学, 2010.

[10] 王彦君. 单轴高精度转台控制系统设计与控制算法研究[D]. 西安：西安电子科技大学, 2020.

[11] 史士财, 吴剑威, 崔平远, 等. 空间机械臂全局反作用优化及其地面试验研究[J]. 机器人, 2009, 31(3):242-247.

[12] 闫臣挚. 基于悬浮气垫的空间大型可展机构地面自适应重力补偿系统设计[D]. 上海：上海交通大学, 2021.

[13] Li JL, Yan SZ, Guo F, et al. Effects of damping, friction, gravity, and flexibility on the dynamic performance of a deployable mechanism with clearance[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C, Journal of Mechanical Engineering Science, 2013, 227(8): 1791-1803.

[14] 徐勇利, 李潇男, 刘勇, 等. 空间机械臂地面竖直方向重力补偿控制系统设计[J]. 机器人, 2020, 42(2): 191-198.

[15] White G C, Xu Y S, et al. An active vertical-direction gravity compensation

中国知网 https://www.cnki.net

system[J]. Instrumentation & Measurement IEEE Transactions on, 1994, 43(46):786-792.

[16]Schmitz E. Modeling and control of a planar manipulator with an elastic forearm[C]. IEEE International Conference on Robotics & Automation. IEEE Comput. Soc. Press, 2002.

[17]Modi V J. Attitude Dynamics of Satellites with Flexible Appendages-A Brief Review[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1974, 11(11):743-751.

[18]Hablanix H B. Constrained and uncontrained modes:some modeling aspects of flexible spacecraft, J. Guidance and Control, 1982, 5(2):164-173.

[19]许芳芳. 卫星太阳能帆板的动力特性研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学, 2014.

[20]Singh R P, Vandervoort R J, Likins P W. Dynamics of flexible bodies in tree topology - A computer-oriented approach[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 1985, 8(5):584-590.

[21]周志成，曲广吉．航天器太阳阵多体展开的动力学分析[J]. 力学与实践, 1990, 6: 53-57.

[22]Oskar W, Simon W. Simulation of deployment of a flexible solar array[J]. Multibody System Dynamics, 2002, 7: 101-125.

[23]郭峰, 黄振华, 邓扬明. 基于 ADAMS 航天器刚性太阳帆板动力学仿真分析[J]. 机械设计与制造, 2004, 4: 71-72.

[24]白争锋, 田浩, 赵阳. 基于 ADAMS 航天器太阳帆板展开与锁定动力学仿真[J]. 机械设计与制造, 2006, 11: 124-126.

[25]何柏岩, 王树新. 航天器帆板展开过程动力学建模与仿真[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2006, 18(2): 319-323.

[26]Yasushi K, Shigemune T, Yoshiaki O. Dynamic simulation of stick-slip motion of a flexible solar array[J]. Special Section on Large Scale Systems, 2008, 16(6): 724-735.

[27]Birhanu F, Chen ZB, Ma WS. Modeling simulation of satellite solar panel deployment and Lockin[J]. Information Technology Journal, 2010, 9(3): 600-604.

[28]王晛，陈天智，柴洪友. 太阳阵地面展开锁定的动力学仿真分析[J]. 航天器工程，2011, 20(3): 86-92.

[29]游斌弟, 王兴贵, 陈军. 卫星太阳阵展开锁紧过程冲击振动[J]. 机械工程学报, 2012, 48(21): 67-76.

[30]胡明, 孔菲, 陈文华, 等. 重复折展锁解式太阳翼多体系统动力学建模与分析[J].

中国知网 https://www.cnki.net

空间科学学报, 2014, 34(4): 489-496.
[31]宗益燕. 星载展开机构展开锁定过程的动力学建模与仿真[D]. 上海：上海交通大学, 2014.
[32]段柳成. 太阳阵展开动力学与控制研究[D]. 上海：上海交通大学, 2015.
[33]李海泉. 桁架-帆板系统的展开动力学与控制[D]. 上海：上海交通大学, 2017.
[34]宋锐锋. 空间展开机构气浮式及气球式微重力展开模拟[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学, 2021.
[35]王猛. 柔性太阳能帆板驱动系统的控制方法研究[D]. 北京：中国科学院大学, 2021.
[36]任守志, 商红军, 贾文文, 等. 二维展开太阳翼地面展开试验装置设计与验证[J]. 航天器工程, 2022, 31(1): 56-63.
[37]Zadeh L.A. Fuzzy sets[J], Information and Control, 1965, 8(3): 338～353.
[38]路永坤. 稳定变论域模糊控制系统设计方法研究[D]. 天津：天津大学, 2010.
[39]汤兵勇，路林吉，王文杰. 模糊控制理论与应用技术[M].北京: 清华大学出版社,2002:1-10.
[40]孙增圻. 智能控制理论与技术[M].北京:清华大学出版社,1997:10-16.
[41]李士勇. 模糊控制、神经控制和智能控制论[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,1998.
[42]禹牛云. 位置伺服系统 PID 控制策略研究与应用[D]. 杭州：杭州电子科技大学, 2010.
[43]诸静. 模糊控制原理与应用[M]. 机械工业出版社, 2005.
[44]杨光兴. 变论域模糊控制器研究[D]. 北京：华北电力大学, 2009.
[45]齐东润, 陈刚. 无人驾驶机器人多目标模糊操纵策略[J]. 上海交通大学学报, 2021, 55(10): 1310-1319.
[46]李洪兴. 变论域自适应模糊控制器[J]. 中国科学 E 辑, 1999, 29(1): 33-42.
[47]邵诚, 董希文, 王晓芳. 变论域模糊控制器伸缩因子的选择方法[J]. 信息与控制, 2010, 39(5): 536-541.
[48]谭兵文, 李春文. 几种变论域伸缩因子选择方法的比较研究[J]. 科学技术与工程，2013，13(4): 908-911.
[49]李庆波. 智能制导率的设计极其仿真研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学, 2013.
[50]崔家瑞, 李擎, 祝乔. 飞航导弹变论域自适应模糊 PID 控制方法[J]. 控制工程，2014，21(6): 848-852.
[51]刘洋, 行鸿彦, 候天浩. 四旋翼无人机串级变论域模糊 PID 姿态控制研究[J]. 电

中国知网 https://www.cnki.net

子测量与仪器学报, 2019, 33(10): 46-52.
[52]时培成, 徐增伟, 王锁. 变论域自适应模糊 PID 主动悬架控制研究 [J]. 机械科学与技术，2019，38(5): 713-720.
[53]夏光, 杜克, 谢海, 等.基于侧倾分级的叉车横向稳定性变论域模糊控制[J]. 机械工程学报，2019，55(12): 157-167.
[54]戴波, 陈亚峰, 李雁飞, 等. 基于变论域模糊 PID 的三自由度直升机控制[J]. 控制工程, 2019, 26(11): 2061-2066.
[55]苏小会, 许培, 陈毅维. 基于云台的变论域模糊 PID 算法研究[J]. 计算机测量与控制, 2020, 28(1): 111-115.
[56]侯帅. 基于变论域模糊控制的无人自行车的控制研究[D]. 大连：大连理工大学, 2020.
[57]蒋伟, 刘纲, 王涛, 高凯. 基于自适应伸缩因子的变论域模糊 PID 振动控制方法[J]. 工程力学, 2021, 38(11): 23-32.
[58]Du H, Zhang N. Fuzzy Control for Nonlinear Uncertain Electrohydraulic Active Suspensions With Input Constraint[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2009, 17(2):343-356.
[59]Rubaai A, Young P. EKF-Based PI-/PD-Like Fuzzy-Neural-Network Controller for Brushless Drives[J]. Industry Applications, 2011, 47(6): 2391-2401.
[60]Minaev Y N, Filimonova O Y, Minaeva J I, et al. Fuzzy Mathematics with Limited Possibilities for Assigning Membership Functions[J]. Cybernetics and Systems Analysis, 2020, 56(1):29-39.
[61]耿琦琦. 基于数字孪生仿真建模的机器人状态检测技术研究[D]. 重庆：重庆邮电大学，2019.
[62]李兰. 基于数字孪生的工业云机器人控制策略研究[D]. 武汉：武汉理工大学, 2020.
[63]潘利达. 数控机床数字孪生系统的设计与实现[D]. 北京：中国科学院大学, 2021.
[64]刘蔚然, 陶飞, 程江峰, 等. 数字孪生卫星：概念，关键技术与应用. 计算机集成制作系统[J]. 2020, 26(3): 565-588.
[65]陶飞, 马昕, 胡天亮, 等.数字孪生标准体系[J].计算机集成制造系统, 2019, 25(10): 2405-2418.
[66]李连浩. 面向工业互联网的设备数字孪生系统研究与实现[D]. 北京：北京邮电大学, 2018.

中国知网 https://www.cnki.net

[67]黄祖广, 潘辉, 薛瑞娟, 等. 基于数字孪生的设备互联互通及可视化[J]. 数控技术, 2021, 1(3): 128-131.

[68]孙恺廷. 基于数字孪生的车间三维虚拟监控系统研究[D]. 南京：南京理工大学, 2020.

[69]刘美. 航空发动机气路系统数字孪生技术研究与开发[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学, 2020.

[70]陶飞, 张蔚然, 张萌, 等. 数字孪生五维模型和十大应用领域. 计算机集成制造系统[J]. 2019, 25(1): 1-18.

[71]唐堂, 滕琳, 吴杰, 等.全面实现数字化是通向智能制造的必由之路——解读《智能制造之路:数字化工厂》[J].中国机械工程，2018，29(03)：366-377.

[72]庄存波, 刘检华, 熊辉, 等．产品数字孪生体的内涵、体系结构及其发展趋势[J].计算机集成制造系统, 2017, 23(4): 753-768.

[73]陈振, 丁晓, 唐健钧, 等．基于数字孪生的飞机装配车间生产管控模式探索[J]. 航空制造技术, 2018, 61(12): 46-50.

[74]郭东升, 鲍劲松, 史恭威, 等．基于数字孪生的航天结构件制造车间建模研究[J]. 东华大学学报, 2018, 44(4): 578-585.

[75]吴钱昊. 基于数字孪生车间的生产车间设备监控和设备故障预警方法研究[D]. 合肥：合肥工业大学, 2020.

[76]李彦瑞, 杨春节, 张瀚文, 等. 流程工业数字孪生关键技术探讨. 自动化学报[J]. 2021, 47(3): 501-514.

[77]孙萌萌. 飞机总装配生产线数字孪生系统若干关键技术研究[D]. 杭州：浙江大学, 2019.

[78]宗学妍. 基于数字孪生的车间作业仿真与监控系统的设计与实现[D]. 北京：中国科学院大学, 2021.

[79]胡凡成. 基于 Unity_3D 实时数据驱动数字化车间研究[D]. 长沙：湖南大学, 2018.

[80]亢宗楠, 康献民, 李宏宇, 等. 基于数字孪生的机电系统虚拟调试应用[J]. 电气与自动化, 2022, 52(2): 199-202.

[81]张向文, 王子涵, 张月飞. 基于数字孪生的虚拟调试技术的研究与实践[J]. 2021年中国航空工业技术装备工程协会年会论文集.

中国知网 https://www.cnki.net