



航天器智能控制实验平台¹⁾

李智斌 吴宏鑫 解永春 王晓磊 于志杰 王颖

(北京控制工程研究所 北京 100080)

(E-mail: LZB@public.east.net.cn)

摘要 介绍了一套“航天器智能控制实验平台”。它是一套由遥操作计算机和航天器实验装置固连计算机所组成的主、从计算机系统。航天器实验装置固连计算机基于 VME 总线,具有很强的 I/O 接口能力,可以承担复杂航天器实验装置的测控接口任务。遥操作计算机作为用户操作的终端。应用所开发的 SIMSAT 软件包,可以方便地对航天器姿态控制进行多种控制方案的数学仿真和物理实验。有关仿真实验结果证实了该平台的有效性。

关键词 航天器,姿态,智能控制,实验平台。

EXPERIMENTAL PLATFORM FOR SPACECRAFT INTELLIGENT CONTROL

LI Zhi-Bin WU Hong-Xin XIE Yong-Chun WANG Xiao-Lei
YU Zhi-Jie WANG Ying

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100080)

(E-mail: LZB@public.east.net.cn)

Abstract The spacecraft intelligent control experimental platform (SICEP) is introduced. It is a master-slave system, which consists of a remote operation computer (ROC) and a spacecraft experimental plant body-linked computer (BLC). Based on the VME bus, BLC has strong I/O interface capacity. So it can meet the measurement and actuation interface requirements of experimental plant of complex spacecraft. The ROC is regarded as user operation terminal. The effectiveness of the SICEP proposed in this paper is verified by simulation and experiment results.

Key words Spacecraft, attitude, intelligent control, experimental platform.

1) 国防科技“九五”预研重点课题和国家自然科学基金(69984007)资助。获 1999 年中国智能自动化学术会议钟士模
优秀论文奖。

1 引言

航天器姿态控制中所需研究的问题是复杂多样的,而任何个人的精力都是极为有限的,必须引起高度重视.如果长期停留于目前的单兵分散手工研制方式阶段,不仅要去做许多重复性的工作,而且很容易挂一漏万.同时应看到,尽管航天器姿态控制中所需研究的问题是复杂多样的,但其要领仍然是可以把握的,如果充分利用已有的计算机软、硬件技术和人工智能的成果,使航天器姿态控制的研究和设计尽快过渡到自动化的方式是完全可能的.

对本文介绍的平台的基本要求是能够模拟实际工程中卫星地面控制操作站和星上控制计算机,包括对航天器姿态控制任务进行数学仿真,对航天器实验装置进行全物理控制实验,界面友好,使用方便,易于扩展.

2 硬件结构

航天器智能控制实验平台是由遥操作计算机和航天器实验装置固连计算机组成的主、从系统如图 1 所示.

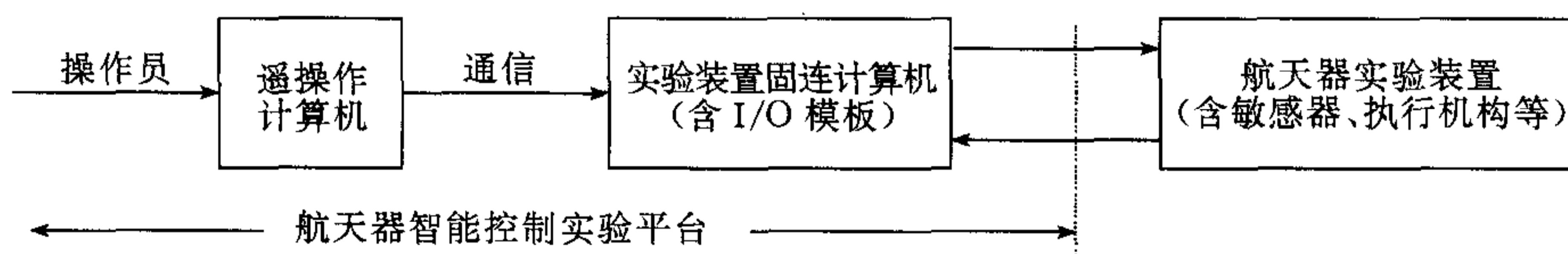


图 1 实验平台硬件结构示意图

遥操作计算机用于模拟实际任务中的卫星地面控制操作站,要求它具备如下主要功能:

- 复杂航天器姿态控制数学仿真.
- 与实验装置固连计算机通信.
- 与固连计算机通信,由 I/O 模板驱动实验装置的测控部件,进行系统全物理控制.
- 文件管理和基于图形用户界面的仿真实现.

遥操作计算机可采用一般的高档微机(如奔腾),安装 Windows 操作系统,可通过串行口同实验装置固连计算机通信.

实验装置固连计算机主要用于模拟星上控制计算机,进行复杂卫星智能控制物理实验.固连计算机采用了一套基于 VME 总线的系统,其 CPU 为 25MHz80386SX 处理器.根据复杂航天器智能控制物理实验对测控信号模式的可能要求,具体选用了 A/D 模拟输入板、D/A 模拟输出板、DI 数字输入板、DO 数字输出板和 PI 脉冲计数输入板等 I/O 模板.所有模板都基于 VME 总线工作,并且被封装在具有 12 个扩展槽的 VME 公用机箱中,一旦具体实验装置需要还可以适当地进行 I/O 模板扩展.

3 软件流程

如图 2 所示为数学仿真和物理实验的软件流程图.

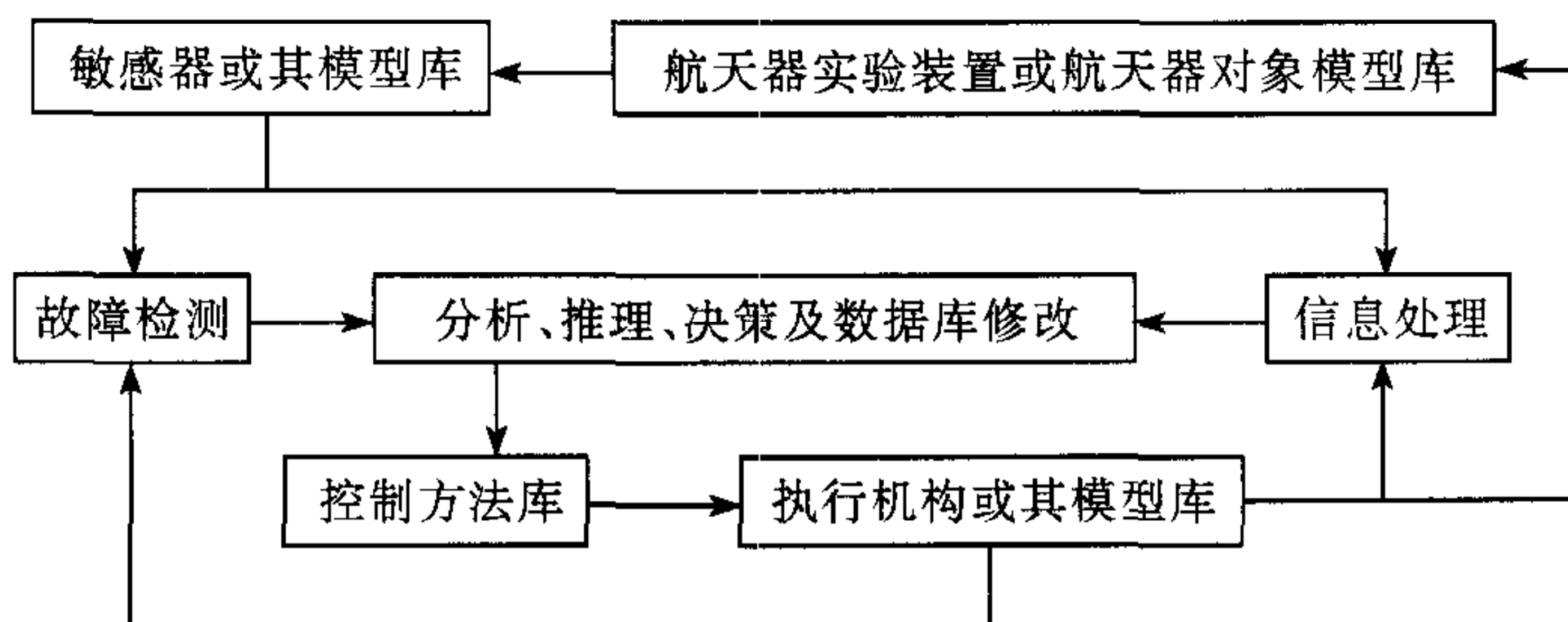


图 2 实验平台软件流程图(数学仿真还包括故障注入)

这里对控制方法库中已有的 4 种典型控制算法作简要介绍.

- PID 控制:采用改进的 PID 算法,比例、积分、微分增益系数都可由操作员修改,同时具有多重滤波器以抑制各种可能的干扰,滤波系数也可由操作员修改. 但对一个实际的控制仿真过程,所有增益系数均是固定不变的.

- 模糊控制:采用模糊 PID 混合控制算法. 对一个实际的控制仿真过程, P, I, D 增益系数可以通过模糊推理决策在线进行修正,因此无需再滤波.

- 变结构控制:针对航天器姿态运动一般特点,采用基于 2 阶滑动平面的改进型变结构控制算法,变结构控制的增益可由操作员确定.

- 自适应控制:采用黄金分割智能自适应控制算法,控制律由维持跟踪控制律、黄金分割自适应反馈控制律、逻辑积分和逻辑微分四个基本组成部分构成.

鉴于一个实际的控制系统一般都包括被控对象、传感器、执行机构和控制方案四大环节,因此数学仿真还应该包括航天器对象模型选择、传感器模型选择、执行机构模型选择和控制方法模块选择等功能. 同时,作为智能控制方案研究的可能组成部分,还应包括故障注入、故障的检测/诊断/处理、数据库和知识库更新、分析/推理/决策等机制. 目前的实际仿真软件包 SIMSAT 虽然还不具备上述全部功能,但已设置各项功能的扩展接口.

为了使该平台具有希望的功能,分别在遥操作计算机和固连计算机上开发了相应的操作和接口软件.

在遥操作计算机上开发了卫星控制仿真软件包 SIMSAT,它是利用可视化开发工具 Visual C++ 5.0 开发的,由于充分利用了 C++、可视化设计技术和 Windows 的优点,所以具有友好的界面,允许用户方便地进行数学仿真和物理实验. SIMSAT 包括菜单、工具栏、状态栏和三个工作窗口. 通过工具栏可以选择打开文件、存储文件、打印曲线、数学仿真和物理实验等功能. 当运行 SIMSAT 时,每个工作窗口都可以显示实时参数,包括姿态、姿态速率、控制输出、执行器取值和能耗程度. 通过三个工作窗口可以全面地反映实际仿真结果,其中数据窗以数据表的形式来反映,全局窗允许用户监视到整个仿真过程图,而局部窗可以通过滚动鼠标更清楚地观看当前的运行曲线.

在固连计算机上,开发了包括主、从通信和各 I/O 模板端口处理函数等功能的接口软件(SCIP).

4 仿真和实验的初步结果

为了检验航天器智能控制实验平台的各项功能,本课题组针对某通信卫星姿态控制进

行了数学仿真,并针对单轴挠性气浮台进行了全物理控制实验,希望通过对四种典型控制方法的控制结果来验证该平台的有效性.

数学仿真初步结果 数学仿真对象为带有 2 个液体燃料贮箱和 2 个挠性太阳帆板的卫星,针对在转移轨道远地点发动机工作期间的卫星姿态控制问题进行研究.这里主要研究俯仰通道消初偏的问题.在轨道转移期间,要求卫星的姿态控制精度必须在 0.5° 以内,为了保持卫星稳定,必须通过执行机构产生控制力矩来调整卫星的状态.本对象的控制难度主要是由挠性帆板的振动和液体推进剂的晃动造成的.

包括液体晃动一阶振型和太阳帆板挠性振动一阶振型的俯仰轴姿态动力学方程组^[2]为

$$J_y \ddot{\theta} + E_1 \gamma_1 + E_2 \gamma_2 + G_1 \dot{\gamma}_1 + G_2 \dot{\gamma}_2 + B_{rs} \dot{q}_s + B_{ns} \dot{q}_n = M_{cy} + M_{dy}, \quad (1)$$

$$K_1 \ddot{\theta} + C_1 \gamma_1 + F_1 \gamma_2 + B_{11} \dot{\gamma}_1 + B_{12} \dot{\gamma}_2 + A_1 \ddot{\gamma}_1 = 0, \quad (2)$$

$$K_2 \ddot{\theta} + C_2 \gamma_2 + F_2 \gamma_1 + B_{21} \dot{\gamma}_1 + B_{22} \dot{\gamma}_2 + A_2 \ddot{\gamma}_2 = 0, \quad (3)$$

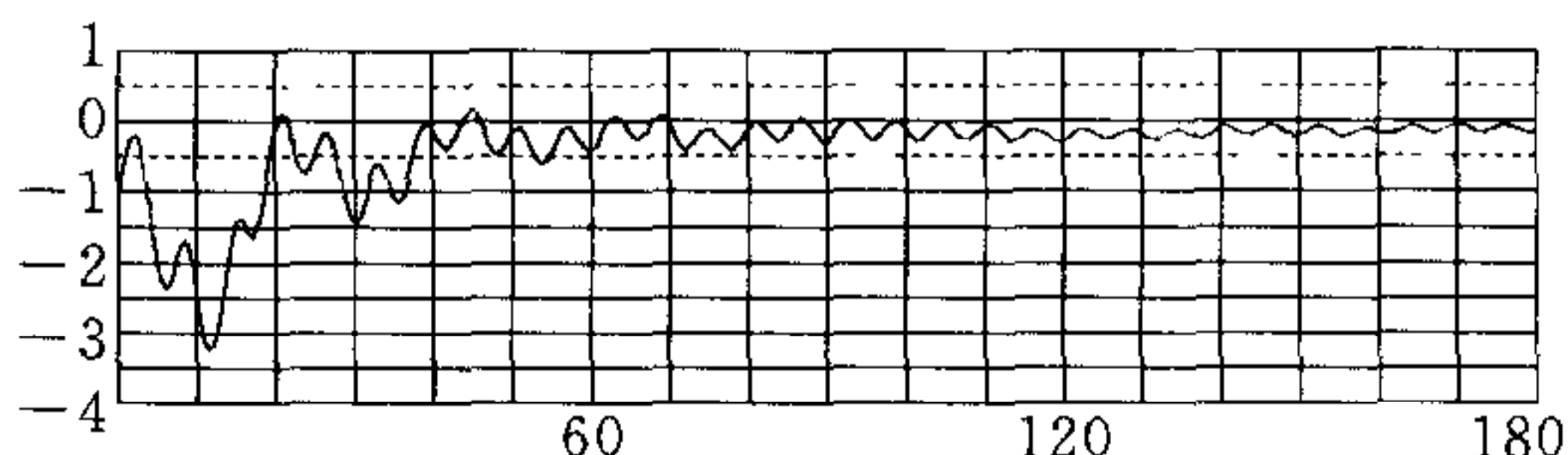
$$\ddot{q}_s + D_s \dot{q}_s + E_s q_s + B_{rs} \ddot{\theta} = 0, \quad (4)$$

$$\ddot{q}_n + D_n \dot{q}_n + E_n q_n + B_{rn} \ddot{\theta} = 0, \quad (5)$$

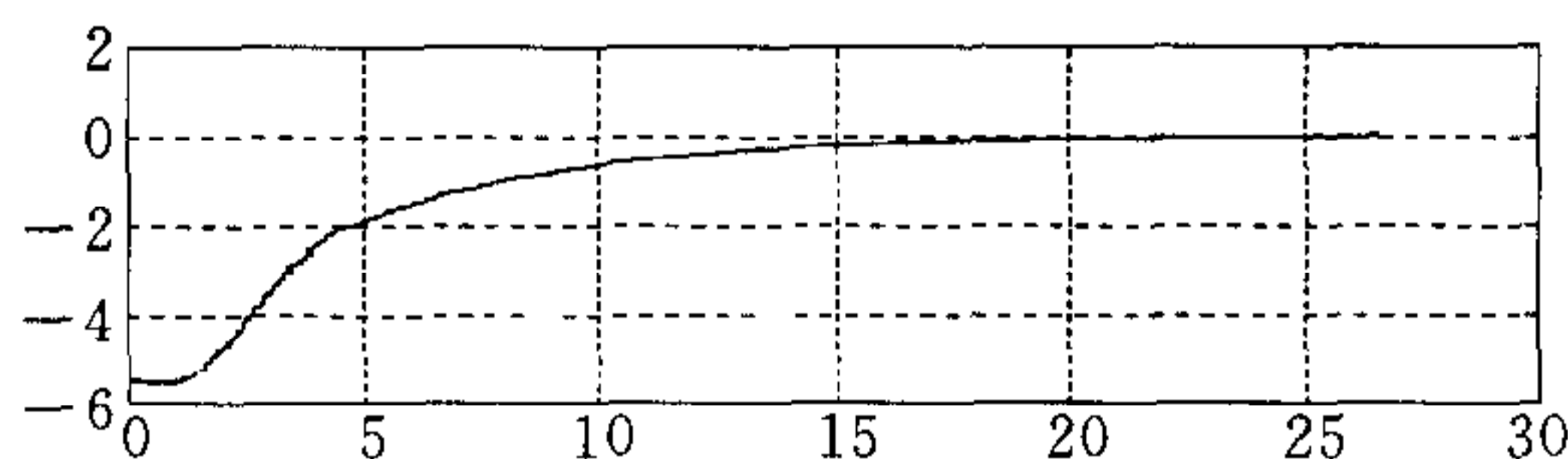
其中 J_y 表示俯仰轴转动惯量, M_{cy} 是 Y 轴控制力矩, M_{dy} 是 Y 轴干扰力矩, θ 是卫星俯仰角, γ_1, γ_2 是液体晃动角, q_s, q_n 是南北两个太阳帆板的广义坐标. $A_i, B_{ij}, C_i, E_i, F_i, G_i$ 和 $K_i, i, j=1, 2$ 是与液体晃动有关的系数, $D_s, D_n, E_s, E_n, B_{rs}$ 和 B_{rn} 是与帆板振动有关的系数.

图 3 给出了四种控制方法的部分数学仿真结果.从大量仿真来看,有以下结论:

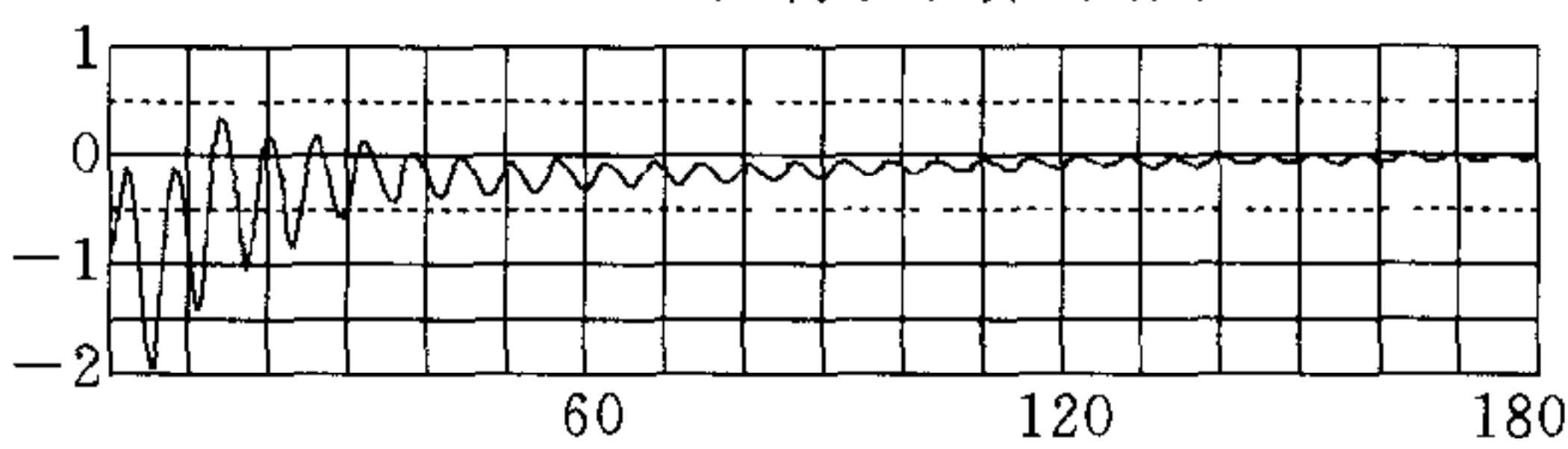
1) PID 控制是经典的控制方法,计算量小,设计起来比较简单,由于对象的结构和系数在控制过程发生变化, PID 无法修正自己的系数,从仿真结果看,超调量比较大,调节时间长,不能快速消除静差.



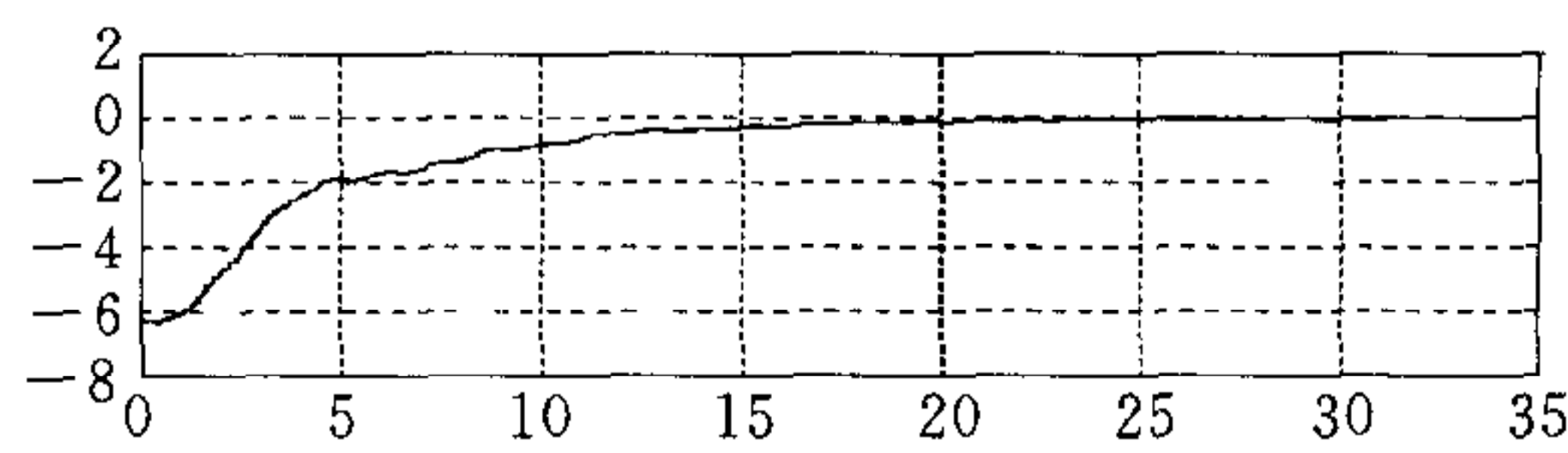
(a1) PID 控制数学仿真结果



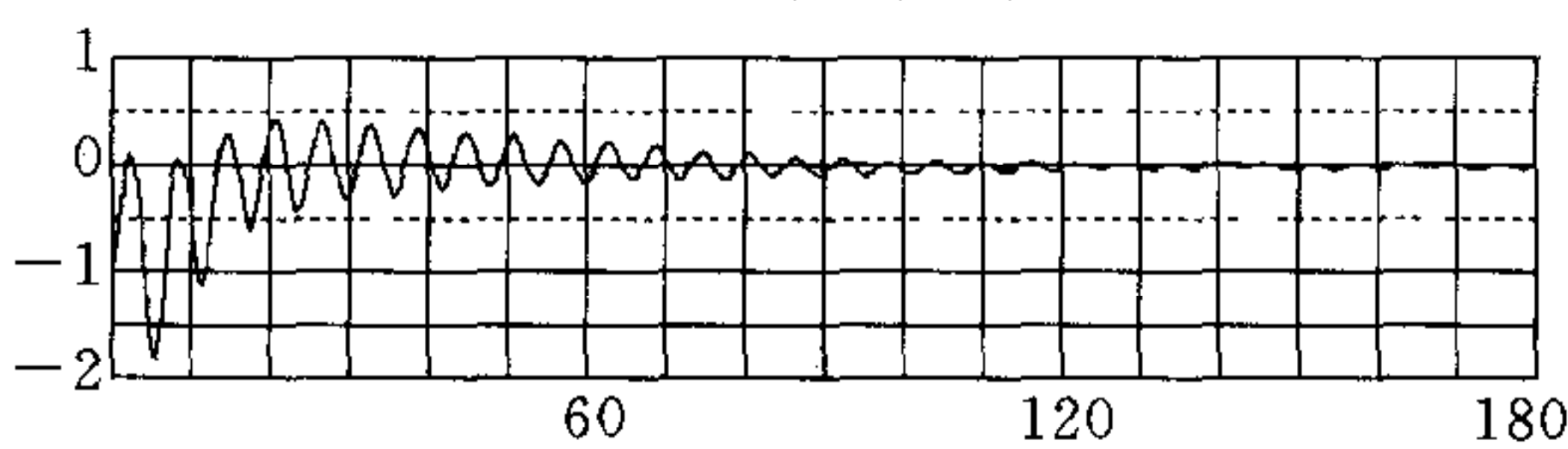
(b1) PID 控制物理实验结果



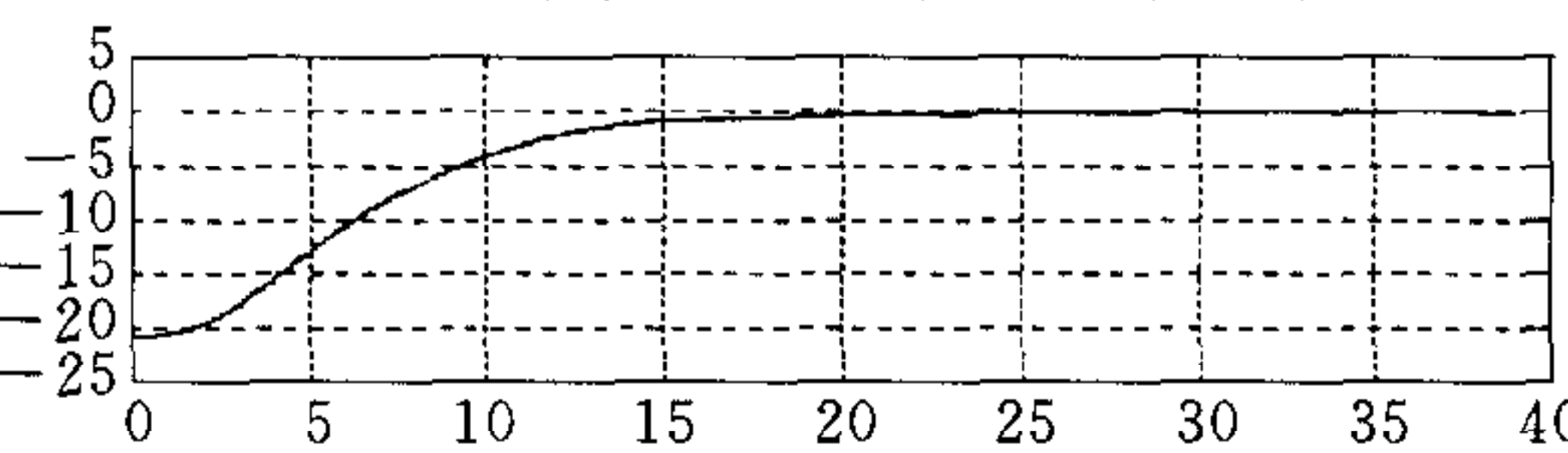
(a2) 模糊 PID 控制数学仿真结果



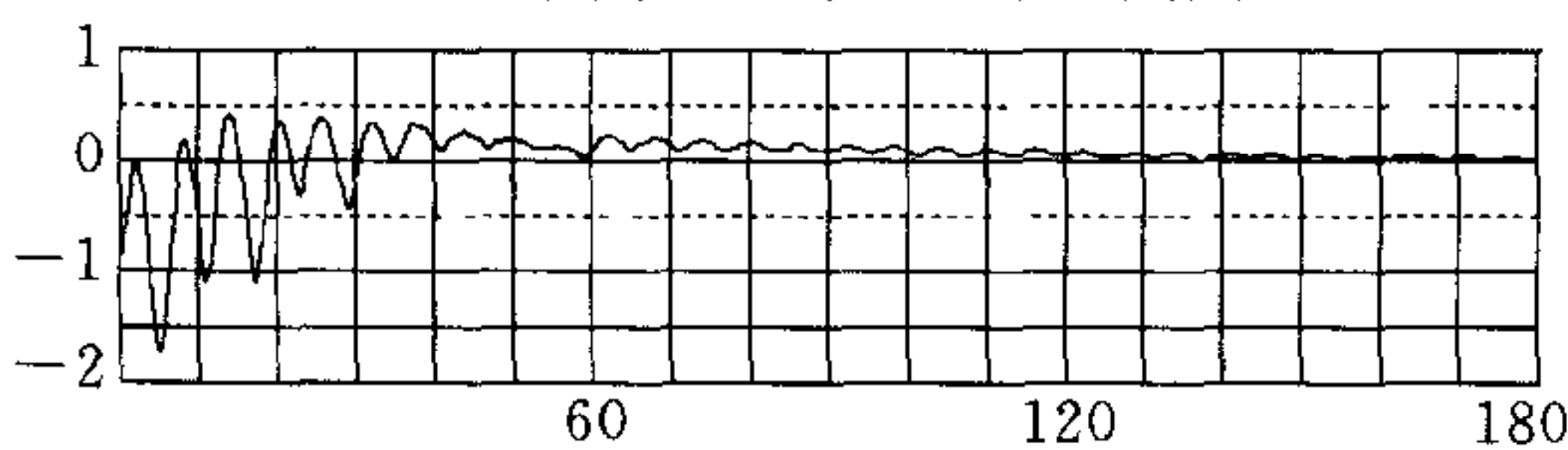
(b2) 模糊 PID 控制物理实验结果



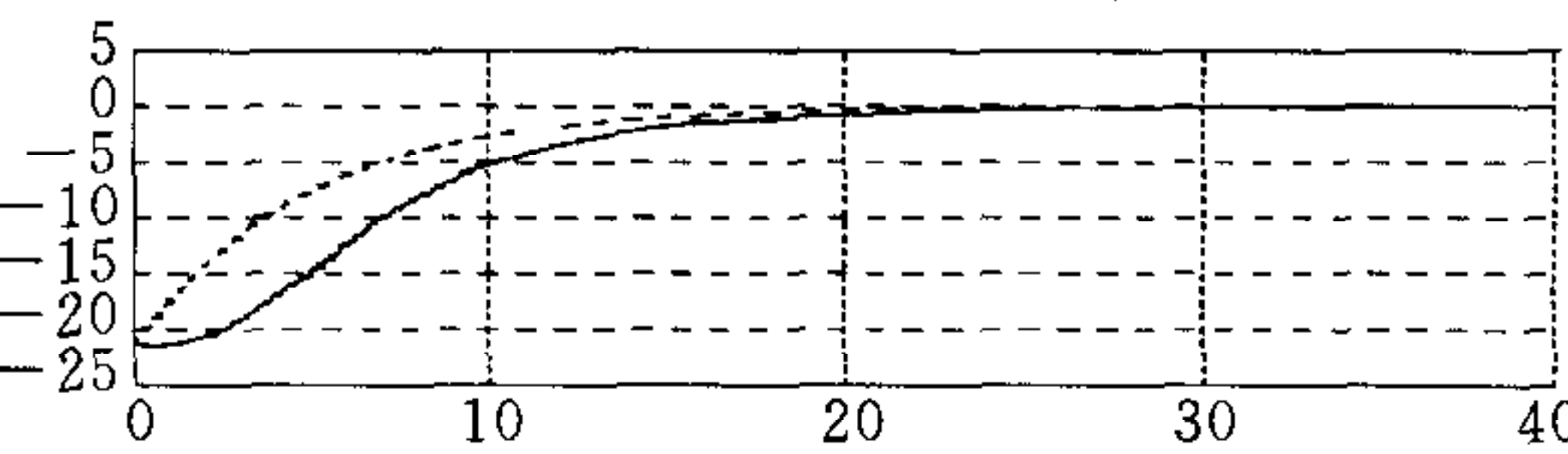
(a3) 变结构控制数学仿真结果



(b3) 变结构控制物理实验结果



(a4) 自适应控制数学仿真结果



(b4) 自适应控制物理实验结果

图 3 部分仿真与实验结果(横轴表示时间,单位为秒;纵轴表示角度,单位为度)

2) 模糊 PID 控制超调量比 PID 要小,调节时间比 PID 要短,收敛比较快,但是计算量大.

3) 变结构控制采用输入输出信号来设计滑动模态,结构非常简单,计算量最小,从仿真结果看,调节时间最短,但稳态性能不是很好.

4) 自适应控制开始超调量比较大,但进入误差带后的稳态性能最好.

物理实验初步结果 物理实验采用北京卫星仿真中心的单轴挠性气浮台实验装置(如图 4 所示).其中感应同步器用于测量气浮台垂直轴角位移,精度为 0.00025° .冷气喷气装置可产生 0.4Nm 的正、反向喷气.偏置动量轮系统输出力矩范围为 $-0.1\sim 0.1\text{Nm}$.

图 3 给出了部分实验结果.从对物理实验系统进行的大量实验可以看出:

1) PID 控制方法针对小角度情况的控制效果较好,但对于大角度情形容易出现超调.

2) 模糊控制的主要缺点是推理计算时间太长,其优点是应该具有较强的鲁棒性和抗干扰能力,但该物理实验对象的干扰变化并不大,所以模糊 PID 控制方法基本上体现出同 PID 方法共同的特点.

3) 变结构控制方法计算简单,容易实现,对多种情形都具有很好的动态性能,但喷气太频繁,稳定度不够理想.

4) 自适应控制方法的适应能力强,能够进行多种范围的角度机动,并得到较好的动、静态性能,但其算法较复杂.

总的来说,四种控制方法各有各的特点.因此,一个实际的控制方案应该取长补短,寻求综合最优.

5 结束语

通过初步的数学仿真和物理实验,验证了航天器智能控制实验平台的有效性.从航天器姿态控制研究和设计的自动化方式这个目标来看,本文作了初步的有益探索,目前主要是能够进行多种控制方案的比较研究.下一步我们将严格按照模块化设计思想,对该平台进行修改和完善,扩展典型航天器的对象模型库、基本执行机构模型库和敏感器模型库,并增加各种干扰、漂移和噪声模式的注入,并研制自主容错控制和智能自主调度机制,在推动智能自主控制技术研究的同时,进一步寻求航天器控制方案研究方式的进步.

参 考 文 献

- 1 杨嘉墀.中国空间计划中智能自主控制技术的发展.见:中国控制会议论文集.北京:中国科技大学出版社,1995
- 2 罗建三,吕振铎,李宝绶.液体远地点发动机工作期间的姿态控制问题.宇航学报,1989, 2:19~27

李智斌 男,现为清华大学在职博士生、北京控制工程研究所高级工程师.长期从事航天控制高技术研究,研究兴趣为智能自主控制及其在航天器控制中的应用.

吴宏鑫 男,1965年毕业于清华大学自动化系,现为北京控制工程研究所研究员、博士生导师.主要从事自适应控制和智能控制方法及其应用研究.

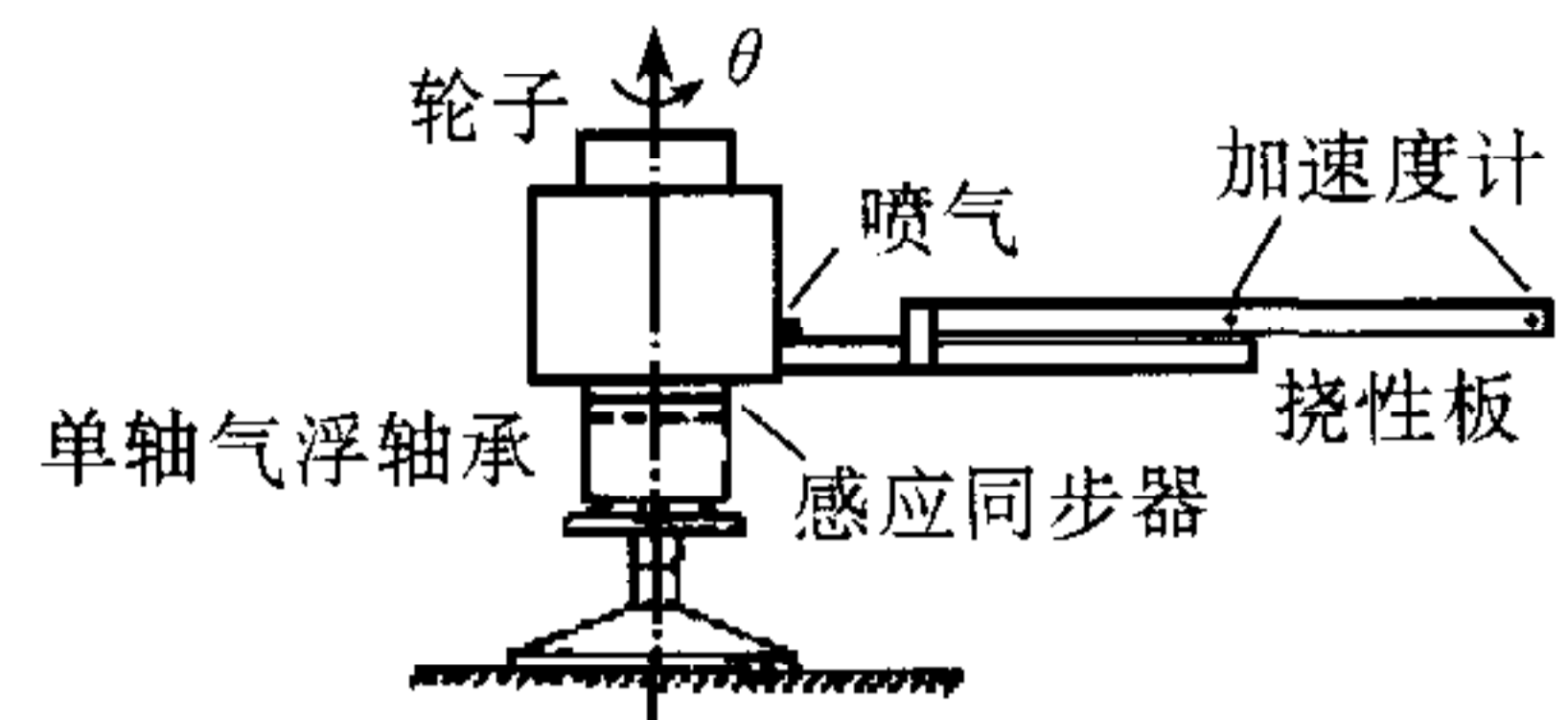


图 4 航天器单轴挠性气浮台实验装置