

1-15-2021

Decoupling and Partial Iterative Calculation Method of Flexibility Dynamics

Xianzhong Wang

1. *Shanghai Rey Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 200233, China;* ;2. *Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 200233, China;*

Minlan Tang

1. *Shanghai Rey Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 200233, China;* ;2. *Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 200233, China;*

Jinfang Dong

1. *Shanghai Rey Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 200233, China;* ;2. *Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 200233, China;*

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Decoupling and Partial Iterative Calculation Method of Flexibility Dynamics

Abstract

Abstract: Some spacecrafts have large solar panels and a lot of propellant. These spacecrafts with flexible modes can reach hundreds of order. High-powered computers are needed for these spacecrafts, flexibility dynamics iterative operation within several milliseconds. *The measures of decoupling flexibility vibration from body rotation and partial iterative calculation were applied to avoid no convergence of the flexibility dynamics iterative operation because of iterative computing error.* The parameters of flexible dynamics model which were decoupled could be calculated off-line. The amount of calculation was decreased for the decoupled flexibility dynamics model as parameters could be computed before simulation. The method doesn't need high-powered computer and is applicable to engineering application. The simulation result validates the decoupling and the iterative operation. The calculation speed can be improved by about two orders of magnitude.

Keywords

flexibility dynamics, decoupling, iterative computing, spacecraft

Recommended Citation

Wang Xianzhong, Tang Minlan, Dong Jinfang. Decoupling and Partial Iterative Calculation Method of Flexibility Dynamics[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(6): 1204-1208.

一种挠性动力学模型解耦及局部迭代方法

王献忠^{1,2}, 汤敏兰^{1,2}, 董晋芳^{1,2}

(1. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 200233; 2. 上海航天控制技术研究所, 上海 200233)

摘要: 带有大型帆板、大量推进剂的航天器挠性模态阶数可以达到上百阶, 其挠性动力学要实现毫秒级周期迭代运算, 需要高性能的计算机。基于挠性模态 ij 和星体转动 $\dot{\omega}$ 解耦, 局部迭代等措施避免迭代误差导致挠性动力学运算发散, 解耦后的挠性动力学模型参数 K_1 , K_2 , I^{-1} 等可以离线计算, 从而减小了迭代计算量, 降低了对计算机的性能要求, 且易于工程实现。仿真验证了解耦及迭代运算方法的有效性, 仿真结果表明计算速度可以提高约 2 个数量级。

关键词: 挠性动力学; 解耦; 迭代; 航天器

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X(2015) 06-1204-05

DOI: 10. 16182/j. cnki. joss. 2015. 06. 007

Decoupling and Partial Iterative Calculation Method of Flexibility Dynamics

Wang Xianzhong^{1,2}, Tang Minlan^{1,2}, Dong Jinfang^{1,2}

(1. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 200233, China;

2. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 200233, China)

Abstract: Some spacecrafts have large solar panels and a lot of propellant. These spacecrafts with flexible modes can reach hundreds of order. High-powered computers are needed for these spacecrafts' flexibility dynamics iterative operation within several milliseconds. *The measures of decoupling flexibility vibration from body rotation and partial iterative calculation were applied to avoid no convergence of the flexibility dynamics iterative operation because of iterative computing error. The parameters of flexible dynamics model which were decoupled could be calculated off-line.* The amount of calculation was decreased for the decoupled flexibility dynamics model as parameters could be computed before simulation. The method doesn't need high-powered computer and is applicable to engineering application. The simulation result validates the decoupling and the iterative operation. The calculation speed can be improved by about two orders of magnitude.

Keywords: flexibility dynamics; decoupling; iterative computing; spacecraft

引言

随着航天技术的发展, 大型航天器上安装了大面积的挠性太阳帆板、挠性天线, 并携带大量的推进剂。为了减重, 大面积的太阳帆板、天线刚度越

来越低, 推进剂贮箱不加防晃装置, 柔性太阳帆板和天线, 以及液体晃动的阻尼系数只有 0.001, 如东方红四号(DFH-4)卫星^[1] 2 个大型太阳帆板面积达 62.3 m², 携带的燃烧剂和氧化剂的总质量约 3 100 kg, 推进剂贮箱不加防晃装置, 最小晃动阻尼比仅 0.001。

航天器轨道机动能力不断提高, 一些航天器要求具备 6 个方向轨控推力输出, 全方位轨控推力输出进一步加剧了航天器挠性振荡的发生。1958 年发射的探险者 1 号由于鞭状天线挠性振荡失效;



收稿日期: 2014-05-23 修回日期: 2014-08-21;
作者简介: 王献忠(1971-), 男, 江苏太仓, 博士, 研究员, 研究方向为飞行器控制系统研究与设计; 汤敏兰(1987-), 女, 江苏常熟, 硕士, 工程师, 研究方向为飞行器轨道控制研究与设计。

<http://www.china-simulation.com>

• 1204 •

1982 年美国陆地 4 号卫星观测仪的旋转部分受到挠性太阳帆板驱动系统和姿态控制器的相互干扰而未能达到预期的性能; 国际 5 号通信卫星帆板的高阶扭转模态与驱动系统发生谐振导致帆板停转和打滑。为了防止在轨出现挠性振荡, 地面必须针对挠性部件建立挠性动力学模型对控制规律进行仿真验证。

航天器控制系统频率一般较低, 控制周期一般超过 100 ms, 对动力学输出数据更新周期要求不高, 刚体动力学可以按 50 ms 周期迭代运算, 但挠性动力学按 50 ms 周期迭代运算受迭代误差影响而发散, 要求毫秒级周期迭代运算。导弹、运载火箭一般可看作刚体, 即使作为挠性体建模, 其模态较少, 动力学仍可采用毫秒级周期迭代运算。

带有大型帆板、大量推进剂的航天器挠性模态阶数可以达到上百阶, 其挠性动力学要实现毫秒级周期迭代运算, 需要高性能的计算机。本文基于挠性模态 $\ddot{\eta}$ 和星体转动 $\dot{\omega}$ 解耦、局部迭代等措施避免迭代误差导致挠性动力学运算发散, 降低了对计算机的性能要求。

1 挠性动力学模型

一般航天器挠性动力学模型^[2]如下:

$$I \cdot \dot{\omega} + \omega \times (I \cdot \omega + H + F_s \cdot \dot{\eta}) + \dot{H} + F_s \cdot \dot{\eta} = T_c + T_d \quad (1)$$

$$\ddot{\eta} + 2\xi \cdot \Lambda \cdot \dot{\eta} + \Lambda^2 \cdot \eta + F_s^T \cdot \dot{\omega} + F_f \cdot a = 0 \quad (2)$$

其中: I 是卫星本体的转动惯量; ω 为卫星本体坐标系相对惯性空间的角速率; H 为飞轮角动量; F_s 为挠性振动运动与星体转动运动的耦合系数; η 为挠性模态振幅; T_c 为姿控力矩; T_d 为干扰力矩; ξ 为挠性模态阻尼系数; Λ 为挠性模态振型频率; F_f 为挠性振动运动与星体平动运动的耦合系数; a 为卫星本体的加速度。

挠性动力学模型迭代计算时, 先用式(1)求 $\dot{\omega}$ 需要 $\dot{\eta}$, 而 $\dot{\eta}$ 还未求解, 只能用上一次迭代结果; 同样先用式(2)求 $\ddot{\eta}$ 需要 $\dot{\omega}$, 而 $\dot{\omega}$ 还未求解, 只能用上一次迭代结果。

总之, 基于式(1)和式(2)存在 $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 耦合的挠性动力学模型进行迭代运算, $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 有一个要用到上一次迭代结果, 而不是本拍实际状态, 从而产生迭代误差。

2 挠性振动与本体转动解耦

式(1)和式(2)挠性动力学模型存在挠性模态 $\ddot{\eta}$ 和星体转动 $\dot{\omega}$ 之间的耦合, 对于动力学及控制耦合经常采取解耦处理。罗绪涛等^[3]针对空空导弹通道耦合问题采用直接动态反馈补偿理论控制策略的解耦控制器, 较好地实现了大攻角导弹控制。丁亮等^[4]针对高度耦合的月球车轮地相互作用力学积分模型推了解耦的封闭解析模型, 较好地应用于月球车的动力学仿真和控制算法设计。霍炬等^[5]针对飞行器运行参数估计中旋转和平移参数耦合问题, 设计了一种串行式参数估计模型, 将旋转运动参数与平移运动参数进行解耦。胡立坤等^[6]针对航天器姿态控制采用逆系统方法对模型进行解耦, 并采用内模原理设计闭环控制器以弥补解耦的非理想性。张国忠等^[7]针对循环流化床锅炉(CFBB)汽压—床温耦合系统, 采用预测控制和在线辨识自适应控制实现 CFBB 的汽压—床温解耦模型的自适应控制。

对式(1)和式(2) $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 耦合挠性动力学模型解耦, 由式(1)得:

$$\dot{\omega} = I^{-1} \cdot [T_c + T_d - \omega \times (I \cdot \omega + H + F_s \cdot \dot{\eta}) - \dot{H}] - I^{-1} \cdot F_s \cdot \dot{\eta} \quad (3)$$

其中: I^{-1} 为卫星本体转动惯量 I 的逆矩阵。

由式(2)得:

$$\ddot{\eta} = -2\xi \cdot \Lambda \cdot \dot{\eta} - \Lambda^2 \cdot \eta - F_s^T \cdot \dot{\omega} - F_f \cdot a \quad (4)$$

令:

$$f_1 = I^{-1} \cdot [T_c + T_d - \omega \times (I \cdot \omega + H + F_s \cdot \dot{\eta}) - \dot{H}] \quad (5)$$

$$f_2 = -2\xi \cdot \Lambda \cdot \dot{\eta} - \Lambda^2 \cdot \eta - F_f \cdot a \quad (6)$$

式(3)和式(4)可以写成:

$$\dot{\omega} = f_1 - I^{-1} \cdot F_s \cdot \dot{\eta} \quad (7)$$

$$\dot{\eta} = f_2 - F_s^T \cdot \dot{\omega} \quad (8)$$

式(8)代入式(7)得:

$$(I_{3 \times 3} - I^{-1} \cdot F_s \cdot F_s^T) \cdot \dot{\omega} = f_1 - I^{-1} \cdot F_s \cdot f_2 \quad (9)$$

其中: $I_{3 \times 3}$ 为 3 乘 3 阶单位阵。

式(7)代入式(8)得:

$$(I_{n \times n} - F_s^T \cdot I^{-1} \cdot F_s) \cdot \dot{\eta} = f_2 - F_s^T \cdot f_1 \quad (10)$$

其中: $I_{n \times n}$ 为 n 乘 n 阶单位阵, n 为挠性模态阶数。

式(9)和式(10)消去了式(3)和式(4)中的星体转动 $\dot{\omega}$ 和挠性振动 $\dot{\eta}$ 耦合项, 令:

$$K_1 = (I_{3 \times 3} - I^{-1} \cdot F_s \cdot F_s^T)^{-1} \quad (11)$$

$$K_2 = (I_{n \times n} - F_s^T \cdot I^{-1} \cdot F_s)^{-1} \quad (12)$$

得到 $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 解耦后的挠性动力学模型:

$$\dot{\omega} = K_1 \cdot f_1 - K_1 \cdot I^{-1} \cdot F_s \cdot f_2 \quad (13)$$

$$\dot{\eta} = K_2 \cdot f_2 - K_2 \cdot F_s^T \cdot f_1 \quad (14)$$

其中: K_1 , K_2 , I^{-1} 可以离线计算, F_s , F_s^T 为常数, f_1 , f_2 根据式(13)和式(14)积分后得到的 ω , η 和 η , 再代入式(5)和式(6)迭代计算。

式(13)和式(14) $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 解耦后的挠性动力学可以根据上一次迭代结果进行精确迭代运算, 相对式(1)和式(2)挠性动力学减小了迭代误差, 且 K_1 , K_2 , I^{-1} 离线计算减小了迭代计算量。

3 局部迭代及简单积分

3.1 局部迭代

对于复杂耦合动力学模型可以采用迭代计算求解, 王龙等^[8]针对视线方程中位置和姿态信息严重耦合问题研究了 1 种解耦迭代确定算法。管宇等^[9]针对卫星在轨运行时存在的执行机构故障和空间干扰问题, 运用迭代学习实现了执行机构的在线故障重构。陈卫明等^[10]针对产品开发过程建立了不确定条件下基于混合迭代的耦合集求解模型。

挠性动力学模型一般与轨道动力学模型、姿态和轨道运动学模型、单机模型等一起迭代运算, 航天器姿态和轨道运动学模型、单机模型根据姿态和轨道动力学输出计算, 仿真系统对其更新频率要求

不高, 可以 50 ms 左右更新输出。

挠性动力学模型精度与迭代计算步长相关, 针对式(1)和式(2) $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 耦合的挠性动力学模型或式(13)和式(14) $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 解耦后的挠性动力学模型在动力学仿真周期内进行局部多次迭代计算, 不仅可以避免积分误差导致动力学发散, 而且可以提高动力学的仿真精度。轨道动力学模型也需要多次迭代计算。

一般航天器动力学仿真周期可设为 50 ms, 挠性动力学迭代计算机周期可以为 1~5 ms, 即在动力学仿真周期内局部迭代运算 10~50 次。

3.2 简单积分

采用局部多次迭代可以减小迭代误差, 迭代时积分可以采用简单积分。

设需要积分的微分方程如下:

$$\dot{x}(t_0) = x_0, \quad \dot{x} = f(t, x) \quad (15)$$

简单积分算法如下:

$$x_{n+1} = x_n + dx_n \quad (16)$$

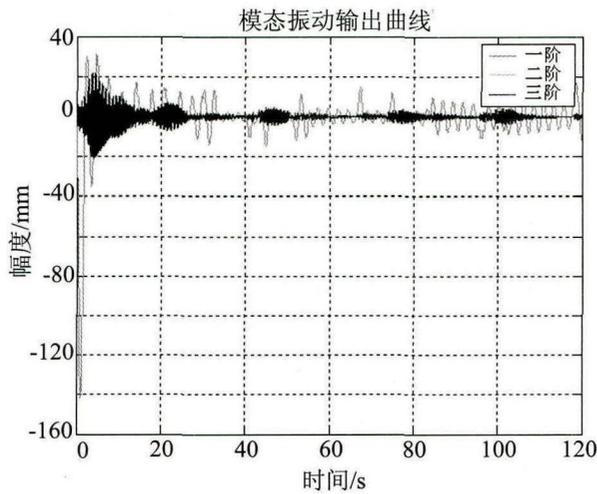
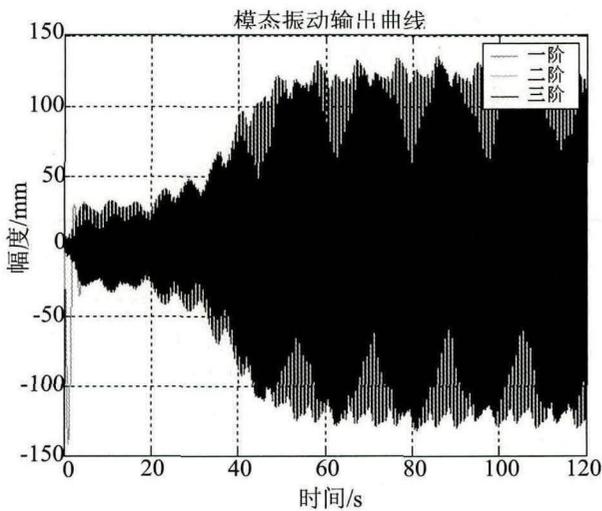
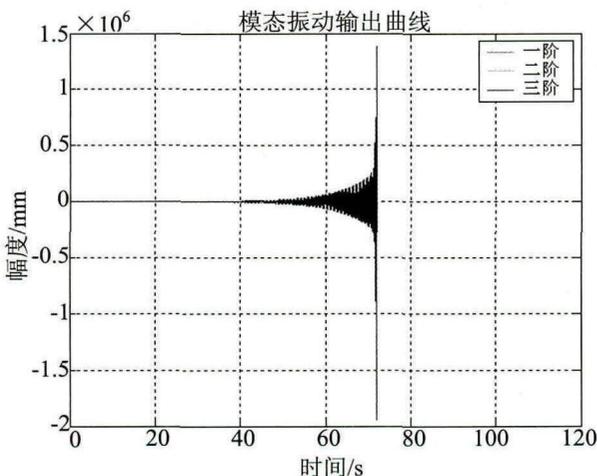
其中: $dx_n = h \cdot f(t_n, x_n)$, h 为积分步长。

4 仿真实验

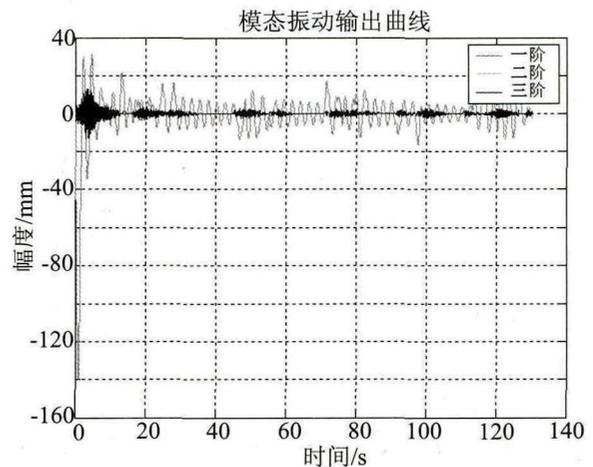
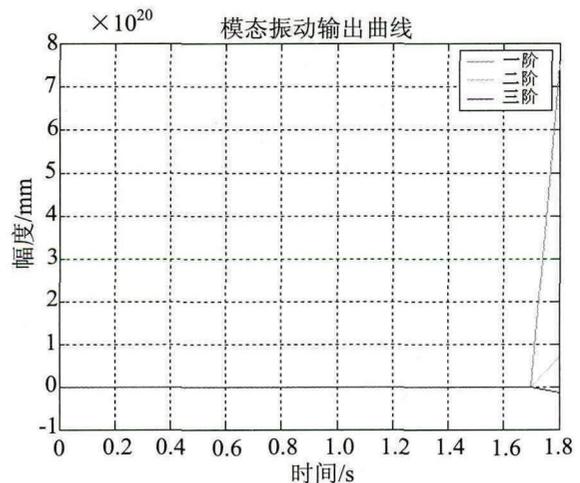
挠性模态取 3 阶, 采用 4 阶龙格库塔积分, 并结合姿态控制进行仿真实验。姿态采用喷气控制, 控制周期为 400 ms, 初始姿态误差 5° 。挠性动力学运算收敛判别方法如下:

取脉冲激励振幅的 1/3 作为判别域值, 脉冲喷气消除初始姿态误差导致太阳帆板振幅约 150 mm, 挠性模态振幅判别域值可设为 50 mm, 当挠性模态振幅小于 50 mm 说明挠性动力学运算收敛, 否则发散。

基于式(1)和式(2) $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 耦合挠性动力学迭代运算, 迭代步长为 0.1 ms 模态振动输出如图 1 所示, 挠性模态振幅小于 40 mm, 挠性动力学运算收敛。迭代步长为 1 ms 时模态振动输出如图 2 所示, 模态振幅已超过 50 mm, 挠性动力学运算发散。迭代步长为 2 ms 时模态振动输出如图 3 所示, 模态振幅已发散, 挠性动力学运算发散。

图 1 $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 耦合挠性动力学 0.1 ms 迭代运算图 2 $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 耦合挠性动力学 1 ms 迭代运算图 3 $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 耦合挠性动力学 2 ms 迭代运算

基于式(13)和式(14) $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 解耦挠性动力学迭代运算, 迭代步长为 80 ms 模态振动输出如图 4 所示, 其挠性模态振幅小于 40 mm, 挠性动力学运算收敛, 模态振动波形与 $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 耦合挠性动力学 0.1 ms 迭代步长相似, 说明迭代步长为 80 ms 时仍具有较高仿真精度, 迭代步长为 100 ms 模态振动输出如图 5 所示, 模态振幅已发散, 挠性动力学运算发散。

图 4 $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 解耦挠性动力学 80 ms 迭代运算图 5 $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 解耦挠性动力学 100 ms 迭代运算

仿真结果表明 $\dot{\omega}$ 和 $\dot{\eta}$ 解耦挠性动力学可以大幅加快仿真速度。

5 结论

迭代误差经常导致挠性动力学运算发散, 一般通过减小仿真步长防止迭代误差导致挠性动力学

运算发散,但减小仿真步长会增加计算量,需要高性能的仿真计算机。

本文基于挠性模态 $\ddot{\eta}$ 和星体转动 $\dot{\omega}$ 解耦、局部迭代等措施避免迭代误差导致挠性动力学运算发散,解耦后的挠性动力学模型参数 K_1 、 K_2 、 I^{-1} 等可以离线计算,从而减小了迭代计算量,降低了对计算机的性能要求,且易于工程实现。仿真验证了解耦及迭代运算方法的有效性,仿真结果表明计算速度可以提高约 2 个数量级。

参考文献:

- [1] 孙宝祥,崔静.大型挠性充液卫星自适应 PID 智能控制技术[J].航天控制,2007,25(4):26-30.
- [2] 章仁为.卫星轨道姿态动力学与控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [3] 罗绪涛,梁晓庚,贾晓洪,等.大攻角导弹 DDFC 变结构解耦控制器设计[J].计算机仿真,2012,29(7):101-104.

(上接第 1203 页)

- [4] Niclass C, Rochas A, Besse P A, et al. Toward a 3-D camera based on single photon avalanche diodes[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Quantum Electronics (S1077-260X), 2004, 10(4): 796-802.
- [5] 周晓亚,赵永嘉,金湘亮.单光子雪崩二极管雪崩建立与淬灭的改进模型[J].固体电子学研究与进展,2012,32(5):428-432.
- [6] Zappa F, Tosi A, Dalla Mora A, et al. SPICE modeling of single photon avalanche diodes[J]. Sensors and Actuators A: Physical (S0924-4247), 2009, 153(2): 197-204.
- [7] Mita R, Palumbo G, Fallica PG. Accurate model for single-photon avalanche diodes[J]. IET Circuits, Devices and Systems (S1751-858X), 2008, 2(2):

- [4] 丁亮,高海波,邓宗全,等.月球车轮地相互作用力学模型解耦及其应用[J].哈尔滨工业大学学报,2011,43(1):56-61.
 - [5] 霍炬,仲小清,杨明.基于视觉的飞行器运动参数串行式递归估计[J].宇航学报,2010,31(2):361-368.
 - [6] 胡立坤,王庆超.基于逆系统方法与内模原理的航天器姿态控制[J].系统工程与电子技术,2009,31(11):2719-2722.
 - [7] 张国忠,吴俊,刘毅,等.循环流化床锅炉解耦模型的自适应控制研究[J].浙江电力,2008,30(2):1-4.
 - [8] 王龙,董新民,贾海燕.无人机空中加油相对位姿解耦迭代确定算法[J].应用科学学报,2012,30(4):427-432.
 - [9] 管宇,张迎春,沈毅,等.基于迭代学习观测器的卫星姿态控制系统的鲁棒容错控制[J].宇航学报,2012,33(8):1080-1086.
 - [10] 陈卫明,陈庭贵,肖人彬.动态环境下基于混合迭代的耦合集求解方法[J].计算机集成制造系统,2010,16(2):271-279,309.
-
- [8] 周扬,陈永平.SPAD的EDA模型及其在集成淬灭电路设计中的应用[J].半导体光电,2010,31(5):694-701.
 - [9] Ripamonti G, Zappa F, Cova S. Effects of trap levels in single-photon optical time-domain reflectometry: evaluation and correction[J]. Journal of Lightwave Technology (S0733-8724), 1992, 10(10): 1398-1402.
 - [10] Zappa F, Lacaita A, Cova S. Solid-state single-photon detectors[J]. Opt. Eng. (S0091-3286), 1996, 35(4): 938-945.
 - [11] Kang Y, Lu H X, Lo Y-H. Dark count probability and quantum efficiency of avalanche photodiodes for single-photon detection[J]. Appl. Phys. Lett. (S0003-6951), 2003, 83(14): 2955-2957.