



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104571097 B

(45)授权公告日 2018.03.09

(21)申请号 201510036223.8

审查员 王会丽

(22)申请日 2015.01.23

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104571097 A

(43)申请公布日 2015.04.29

(73)专利权人 北京控制工程研究所

地址 100080 北京市海淀区北京2729信箱

(72)发明人 于萍 张洪华 王鹏基 王华强
杨巍 杨洁

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 臧春喜

(51)Int.Cl.

G05B 23/02(2006.01)

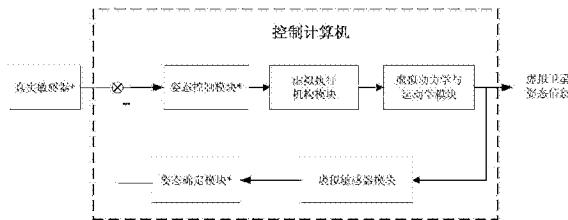
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54)发明名称

一种卫星控制系统在轨闭环验证系统

(57)摘要

本发明公开了一种卫星控制系统在轨闭环验证系统,适用于卫星控制系统新技术及产品的在轨验证,本发明通过在控制计算机中运行卫星动力学运动学计算模块、执行机构控制力或力矩计算模块及敏感器测量值计算模块,来构造新技术或产品应用于卫星控制系统的闭环工作条件,使用本发明可以在缺少执行机构、敏感器甚至是被控对象的条件下,仍可达到对卫星控制系统的新技术和产品进行在轨实时闭环验证的目的,显著提高了新技术和新产品在轨验证的真实性。



1. 一种卫星控制系统在轨闭环验证系统,其特征在于:由姿态控制模块、姿态确定模块、虚拟执行机构模块、虚拟动力学与运动学模块和虚拟敏感器模块组成;

 姿态控制模块:运行姿态控制算法,利用虚拟敏感器测量值与真实敏感器测量值的差值驱动姿态控制算法计算出虚拟执行机构的控制指令;

 虚拟执行机构模块:根据执行机构控制指令计算出执行机构作用于虚拟卫星的力与力矩,进而驱动虚拟卫星动力学与运动学模块;

 虚拟动力学与运动学模块:模拟了一颗虚拟卫星的运动,这个虚拟的卫星作为控制系统在轨试验的被控对象,该模块根据接收的力和力矩利用卫星动力学和运动学方程计算出虚拟卫星的姿态角和姿态角速度信息;

 虚拟敏感器模块:运行敏感器测量的数学模型,对计算出的虚拟卫星姿态角和姿态角速度信息进行测量,该虚拟敏感器测量值作为卫星控制系统在轨试验的敏感器信息;

 姿态确定模块:根据虚拟敏感器测量值运行姿态确定算法,计算得到由虚拟敏感器测量信息确定出的虚拟卫星的姿态和姿态角速度信息;

 上述所有的模块均运行于控制计算机中,利用虚拟敏感器测量值与真实敏感器测量值的差值驱动姿态控制模块、虚拟执行机构模块、虚拟动力学与运动学模块和虚拟敏感器模块、姿态确定模块,从而构成包含有“真实敏感器”、“姿态确定模块”、“姿态控制模块”的闭环运行条件。

一种卫星控制系统在轨闭环验证系统

技术领域

[0001] 本发明涉及一种卫星控制系统在轨闭环验证系统,尤其涉及一种组成不完备的卫星控制系统在轨闭环验证系统,适用于卫星控制系统新技术和产品的在轨试验验证。

背景技术

[0002] 长期以来,卫星控制系统的新产品(真实的敏感器)在轨试验都是采用开环的验证系统,如图1,即通过遥测下传产品在轨的工作信息和状态进行产品性能和功能的验证考核,缺少闭环验证考核。这主要是由于卫星成本高,对可靠性的要求也高。新产品一般都采用搭载的方式进行首次在轨验证。也就是产品仅与控制计算机连接,但其信息并不引入控制系统,仅是由计算机采集其工作信息进行遥测下传,以免新产品工作不稳定,导致控制系统失效,造成整个卫星运行的不正常。

[0003] 但最终产品的工作目标是要接入控制系统闭环,如图2所示。从控制系统的构成要素(被控对象、敏感器、执行机构、控制器)来说,真实的控制系统除了有被试验的真实敏感器、控制器外,还有真实的被控对象(真实卫星)和真实的执行机构,整个系统是完备的。仅进行开环验证对产品的工作性能考核欠缺真实性。但直接将新产品接入真实的控制系统存在由于敏感器性能不稳定,造成真实卫星的姿态失控的风险,可能会造成巨大的经济损失。

[0004] 卫星控制系统的控制技术(如姿态控制算法、姿态确定算法等)的在轨验证就必须通过闭环接入真实卫星控制系统的方法进行验证,见图2,这就要求研制专门用于控制技术验证的卫星,或直接应用于飞行任务。所以卫星控制技术的验证成本及风险都很高。

[0005] 因此,需要开发一种验证系统,既能够达到闭环验证新产品和新技术的目的,同时又不能够使用真实的执行机构,以免对真实卫星的姿态和轨道产生影响。由于不使用真实的执行机构,也不对真实卫星施加控制力和力矩,仅有被试验的真实敏感器和控制器,因此,作为闭环控制系统组成是不完备的。

发明内容

[0006] 本发明解决的技术问题是:克服现有卫星新产品和新技术仅能进行开环验证的方法不足,提出了一种适用于组成不完备的控制系统在轨闭环验证系统,本发明能够在保证新产品或新技术不影响卫星控制系统真实闭环的条件下,进行新技术或新产品的闭环验证。

[0007] 本发明的技术方案是:一种卫星控制系统在轨闭环验证系统,其特征在于:由姿态控制模块、姿态确定模块、虚拟执行机构模块、虚拟动力学与运动学模块和虚拟敏感器模块组成;

[0008] 姿态控制模块:运行姿态控制算法,利用虚拟敏感器测量值与真实敏感器测量值的差值驱动姿态控制算法计算出虚拟执行机构的控制指令;

[0009] 虚拟执行机构模块:根据执行机构控制指令计算出执行机构作用于虚拟卫星的力与力矩,进而驱动虚拟卫星动力学与运动学模块;

[0010] 虚拟动力学与运动学模块：模拟了一颗虚拟卫星的运动，这个虚拟的卫星作为控制系统在轨试验的被控对象，该模块根据接收的力和力矩利用卫星动力学和运动学方程计算出虚拟卫星的姿态角和姿态角速度信息；

[0011] 虚拟敏感器模块：运行敏感器测量的数学模型，对计算出的虚拟卫星姿态角和姿态角速度信息进行测量，该虚拟敏感器测量值作为卫星控制系统在轨试验的敏感器信息；

[0012] 姿态确定模块：根据虚拟敏感器测量值运行姿态确定算法，计算得到由虚拟敏感器测量信息确定出的虚拟卫星的姿态和姿态角速度信息。

[0013] 所述利用虚拟敏感器测量值与真实敏感器测量值的差值驱动姿态控制模块、虚拟执行机构模块、虚拟动力学与运动学模块和虚拟敏感器模块、姿态确定模块，从而构成包含有“真实敏感器”、“姿态确定模块”、“姿态控制模块”的闭环运行条件。

[0014] 本发明与现有技术相比的优点在于：卫星控制新技术及产品经常采用搭载的方式进行在轨试验，常规的做法是仅通过开环的方式遥测下传产品的工作信息来判定产品的功能性能，缺少控制系统闭环后的效果考核，本发明采用虚拟动力学与运动学模块、虚拟执行机构模块及虚拟敏感器等模块，构成了虚拟控制系统来构造新技术或产品应用于卫星控制系统的闭环工作条件，达到了在不影响卫星控制系统真实闭环的条件下，可将被验证的新技术或新产品进行在轨闭环验证，有效的提高了卫星控制系统新技术和新产品的在轨验证真实性。同时本发明采用在计算机中运行虚拟动力学与运动学模块、虚拟执行机构模块及虚拟敏感器模块的方法，为被验证的技术或产品提供了闭环条件，不需要为了验证而单独研制真实的卫星，因此大大节约了新技术和新产品的验证成本。采用本发明在控制计算机中用数学模拟的方法建立虚拟的闭环控制系统，对新产品和新技术进行闭环验证。从而不用将新产品和新的控制算法接入真实卫星控制系统，达到了降低新产品和新技术的验证风险和成本的目的。

附图说明

[0015] 图1为常规敏感器在轨测试系统示意图；

[0016] 图2为真实闭环卫星控制系统示意图；

[0017] 图3为本发明的组成框图。

具体实施方式

[0018] 下面结合附图和具体实施例对本发明做进一步详细的描述：

[0019] 在航天控制计算机内运行虚拟动力学和运动学模块，该模块进行卫星的动力学和运动学计算，具体的参数可以根据试验目的进行灵活设计。如运动学方程：

$$[0020] \quad \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_4 - q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_4 - q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_4 - q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 + q_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \\ 0 \end{bmatrix}$$

[0021] (其中 q 为星体姿态四元素, \dot{q} 为 q 的导数, ω 为星体姿态角速度)

[0022] 动力学方程: $\dot{\vec{H}} + \vec{W} \times \vec{H} = \vec{M}$ (其中 \vec{H} 和 \vec{M} 分别为星体的角动量和受到的外力矩, $\dot{\vec{H}}$ 为 \vec{H} 的导数)

[0023] 具体的计算方法详见参考文献1。该模块运算产生虚拟卫星的姿态角、姿态角速度。参考文献1:《卫星轨道姿态动力学与控制》,章仁为,北京航空航天大学,1998。

[0024] 在卫星控制计算机中运行虚拟执行机构模块,该模块进行执行机构数学模型的计算,具体模拟的执行机构可以根据试验目的进行灵活设计,如当模拟推力器产生的控制力矩 \vec{M} 的计算公式: $\vec{M} = \vec{F} \times \vec{L}$ (其中 \vec{F} 为推力器产生的推力, \vec{L} 为推力器推力相对于星体质心的力矩)。执行机构的数学模型计算方法详见参考文献2。该模块运算产生虚拟卫星的控制力与力矩。参考文献2:《卫星姿态动力学与控制(4)》,屠善澄,宇航出版,2006。

[0025] 在卫星控制计算机中运行虚拟敏感器模块,该模块进行敏感器数学模型的计算,具体模拟的敏感器可以根据试验目的进行灵活设计,如陀螺组件的测量模型为:

[0026] $w = w_f + w_c + w_s$ (其中 w 为陀螺的测量输出, w_f 为施加在陀螺敏感轴的角速度, w_c 为陀螺的常值漂移, w_s 为陀螺的随机漂移)

[0027] 敏感器的数学模型计算方法详见参考文献3。参考文献3:《卫星姿态动力学与控制(3)》,屠善澄,宇航出版,2006。

[0028] 真实的敏感器安装在真实的卫星上,它产生的测量数据由控制计算机进行采集。为虚拟卫星控制系统提供控制的目标量。当试验的考核对象为该敏感器时,通过向虚拟控制系统提供目标量而将该产品信息引入控制系统闭环。当试验的考核对象不是该敏感器时,该敏感器可以根据试验目的进行灵活选择,敏感器的测量信息仍是虚拟卫星控制系统的目地值。

[0029] 姿态确定模块中运行姿态确定算法,当试验的考核对象为姿态确定算法时,该模块即运行被测试的算法;当试验的考核对象为其它模块或产品时,该模块运行算法可以根据试验目的进行灵活设计。

[0030] 姿态控制模块中运行姿态控制算法,当试验的考核对象为姿态控制算法时,该模块即运行被测试的算法;当试验的考核对象为其它模块或产品时,该模块运行算法可以根据试验目的进行灵活设计。

[0031] 按照图3的信息流程方式构建出虚拟卫星控制系统,图中标注*的模块中至少有1个是试验的考核对象。本发明以敏感器的测量值为控制目标,用虚拟敏感器测量值与控制目标的差值驱动“姿态控制模块”计算出执行机构的控制指令。由“虚拟执行机构模块”根据

执行机构控制指令计算出执行机构作用于虚拟卫星的力与力矩,进而驱动“虚拟卫星动力学与运动学模块”。由“虚拟卫星动力学与运动学模块”计算产生虚拟卫星的姿态角和姿态角速度信息。“虚拟敏感器模块”根据虚拟卫星的姿态角和姿态角速度信息及算法出虚拟敏感器的测量信息,与真实敏感器的测量信息进行比较,产生虚拟敏感器测量值与控制目标的差值,也就是为姿态控制模块产生闭环反馈量。从而构造出一个包含有被测敏感器、被测算法的闭环的测试环境。

[0032] 本发明未详细说明部分属本领域技术人员公知常识。

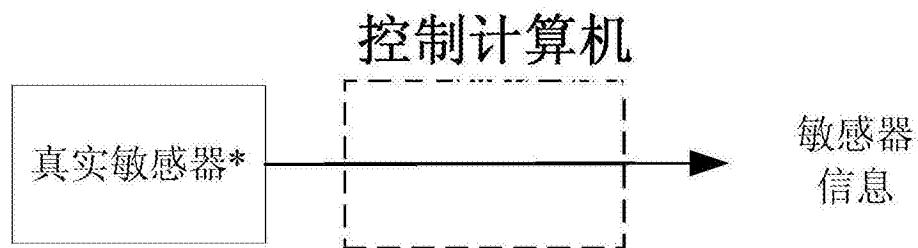


图1

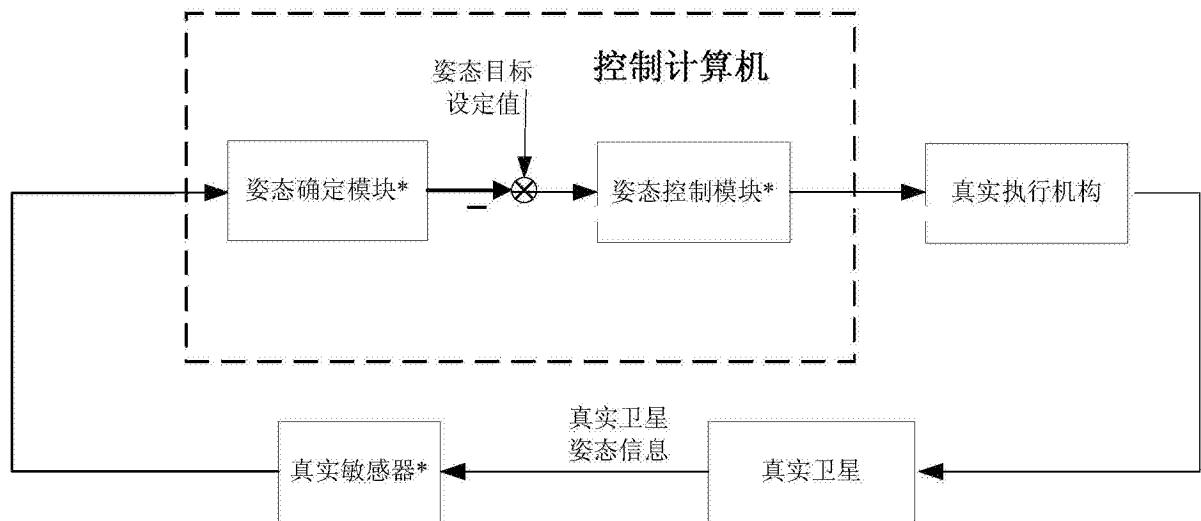


图2

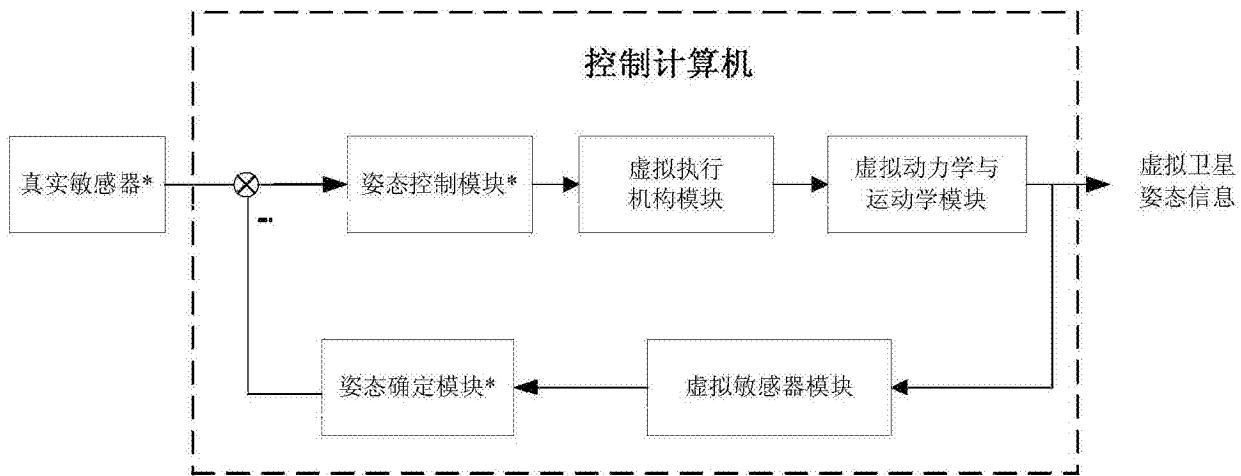


图3