



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107390526 B

(45)授权公告日 2020.05.12

(21)申请号 201710637329.2

(22)申请日 2017.07.31

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 107390526 A

(43)申请公布日 2017.11.24

(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 邹奎 苟兴宇 吴宏鑫 刘其睿
谈树萍 宗红

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心
11009

代理人 庞静

(51)Int.Cl.
G05B 13/04(2006.01)

(56)对比文件
CN 101364085 A,2009.02.11,
CN 105629988 A,2016.06.01,
CN 106200721 A,2016.12.07,

CN 1290874 A,2001.04.11,

CN 105912025 A,2016.08.31,

CN 101339404 A,2009.01.07,

CN 103592844 A,2014.02.19,

JP 2009537926 A,2009.10.29,

张晓宇,等.基于双重积分模型抗扰控制的
压电薄壁结构振动控制.《西北工业大学学报》
.2017,第35卷(第1期),第82-89页.

曹智.高超声速无人机基于特征模型的机动
飞行控制研究.《中国优秀硕士学位论文全文数
据库工程科技II辑》.2013,(第02(2013)期),第
C031-69页.

审查员 王玮

(续)

权利要求书2页 说明书7页 附图4页

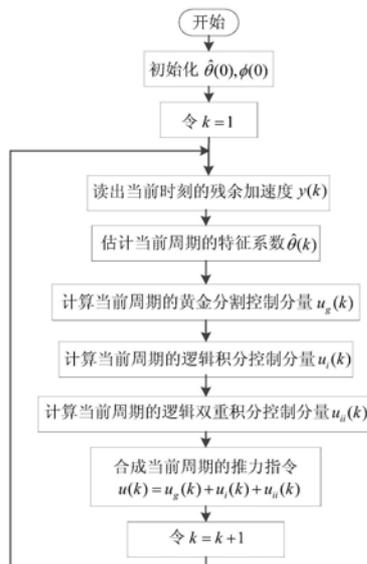
(54)发明名称

一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方
法

(57)摘要

本发明提供了一种基于特征模型的航天器
无拖曳控制方法,该方法在每个控制周期,接收
加速度计反馈的残余加速度测量值;考虑被控航
天器、推力器与加速度计的动力学特征,基于从
推力器指令输入至加速度计测量输出的特征模
型,根据黄金分割自适应控制律、逻辑积分控制
律和逻辑双重积分控制律,分别计算当前控制周
期的黄金分割自适应控制分量、逻辑积分控制分
量、逻辑双重积分控制分量;将当前控制周期的
黄金分割自适应控制分量、逻辑积分控制分量和
逻辑双重积分控制分量合成,得到推力器控制指
令,并将其发送至推力器。本发明方法充分考虑
了空间环境特征,使航天器的非引力加速度抑制
精度优于传统的积分控制方法和嵌入式模型控

制方法。



CN 107390526 B

[接上页]

(56)对比文件

A.Kheldoun等.A new Golden Section method-based maximum power point tracking algorithm for photovoltaic systems.《Energy Conversion and Management》.2013,

第111卷第125-136页.

吴宏鑫.基于特征模型描述的黄金分割智能控制.《1996年中国智能自动化学术会议论文集(上册)》.1996,第409-419页.

1. 一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方法,其特征在于包括如下步骤:

(1)、考虑航天器无拖曳控制系统中被控航天器、推力器与加速度计的动力学特征,定义从推力器指令输入至加速度计测量输出的特征模型形式为:

$$y(k+1) = f_1(k)y(k) + f_2(k)y(k-1) + g_0(k)u(k)$$

式中, $y(k+1)$ 为下一控制周期的残余加速度测量值, $y(k)$ 表示当前控制周期残余加速度测量值, $y(k-1)$ 表示上一控制周期的残余加速度测量值; $u(k)$ 表示当前控制周期推力器输入指令, $f_1(k)$ 、 $f_2(k)$ 和 $g_0(k)$ 表示当前控制周期特征模型的特征系数;

(2)、定义 $\theta(k) = [f_1(k), f_2(k), g_0(k)]^T$, $\hat{\theta}(k) = [\hat{f}_1(k), \hat{f}_2(k), \hat{g}_0(k)]^T$, 引入回归向量 $\phi(k) = [y(k), y(k-1), u(k)]^T$, 令 $k=0$, 初始化 $\hat{\theta}(0) = [\hat{f}_1(0), \hat{f}_2(0), \hat{g}_0(0)]^T$ 、 $\phi(0) = [0, 0, 0]^T$ 、 $u_i(0) = 0$ 、 $u_{ii}(0) = 0$, 之后, 在每个控制周期将 k 加1更新 k , 并实时获取当前控制周期残余加速度测量值 $y(k)$, 执行步骤(3)~(7):

(3)、采用梯度下降算法, 计算当前控制周期特征模型的特征系数的估计值 $\hat{\theta}(k)$;

(4)、根据当前控制周期的残余加速度测量值 $y(k)$ 、上一控制周期的残余加速度测量值 $y(k-1)$ 、当前控制周期特征模型的特征系数的估计值 $\hat{\theta}(k)$ 和黄金分割自适应控制律, 计算得到当前控制周期黄金分割自适应控制分量 $u_g(k)$;

所述当前控制周期黄金分割自适应控制分量 $u_g(k)$ 为:

$$u_g(k) = -\frac{l_1 \hat{f}_1(k)y(k) + l_2 \hat{f}_2(k)y(k-1)}{\hat{g}_0(k) + \lambda_1}$$

式中, $u_g(k)$ 表示黄金分割自适应控制分量, $l_1 = 0.382$, $l_2 = 0.618$, $\hat{f}_1(k)$ 、 $\hat{f}_2(k)$ 和 $\hat{g}_0(k)$ 分别表示当前控制周期特征模型的特征系数估计量, 参数 λ_1 为常数, 且 $0 < \lambda_1 \leq 1$;

(5)、根据当前控制周期的残余加速度测量值 $y(k)$ 和逻辑积分控制律, 计算当前控制周期逻辑积分控制分量 $u_i(k)$;

所述当前控制周期逻辑积分控制分量 $u_i(k)$ 为:

$$u_i(k) = u_i(k-1) - K_i y(k)$$

式中, $u_i(k)$ 表示当前控制周期逻辑积分控制分量, K_i 表示逻辑积分增益;

(6)、根据当前控制周期的残余加速度测量值 $y(k)$ 和逻辑双重积分控制律, 计算当前控制周期逻辑双重积分控制分量 $u_{ii}(k)$;

$$u_{ii}(k) = 2u_{ii}(k-1) - u_{ii}(k-2) - K_{ii}y(k)$$

式中, $u_{ii}(k)$ 表示当前控制周期逻辑双重积分控制分量, $u_{ii}(k-1)$ 表示上一控制周期逻辑双重积分控制分量, $u_{ii}(k-2)$ 表示上上控制周期逻辑双重积分控制分量, K_{ii} 表示逻辑双重积分增益, $u_{ii}(0) = 0$, $u_{ii}(1) = -K_{ii}y(1)$;

(7)、将当前控制周期的黄金分割自适应控制分量 $u_g(k)$ 、逻辑积分控制分量 $u_i(k)$ 和逻辑双重积分控制分量 $u_{ii}(k)$ 合成得到当前控制周期推力器输入指令 $u(k)$: $u(k) = u_g(k) + u_i(k) + u_{ii}(k)$ 。

2. 根据权利要求1所述的一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方法,其特征在于:逻辑积分增益 K_i 的取值原则为:当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] \leq \Delta_1$ 时,逻辑积分增益置 K_i 为预设的逻

辑积分增益最小值门限 $K_{i\min}$;当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] > \Delta_1$ 时,逻辑积分增益 K_i 置为预设的逻辑积分增益最大值门限 $K_{i\max}$, Δ_1 的取值范围为 $(0, 1]$ 。

3. 根据权利要求1所述的一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方法,其特征在于:逻辑双重积分增益的取值原则为:当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] \leq \Delta_2$ 时,逻辑双重积分增益 K_{ii} 置为预设的双重积分增益最小值门限 $K_{ii\min}$;当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] > \Delta_2$ 时,逻辑双重积分增益置为预设的双重积分增益最大值门限 $K_{ii\max}$, Δ_2 的取值范围为 $(0, 1]$ 。

4. 根据权利要求1所述的一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方法,其特征在于:步骤(3)计算当前控制周期特征模型的特征系数的估计值 $\hat{\theta}(k)$ 之后对其进行限幅处理,使之位于合理范围内。

一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种航天器无拖曳控制方法,具体涉及一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方法,属于航天器无拖曳控制技术领域。

背景技术

[0002] 无拖曳航天器内部至少包含一颗测试质量,封闭的空腔使测试质量不受大气阻力、太阳光压力等外界环境的干扰。无拖曳控制系统由悬浮在航天器空腔中的测试质量、检测测试质量和航天器之间相对位移的敏感器、高精度成比例的推力器和无拖曳控制器构成。无拖曳控制是指抵消作用在航天器上的非引力和所有力矩,使航天器仅在引力的作用下自由运动。实现航天器无拖曳飞行的一种方案是让航天器跟踪测试质量,即位移模式。另一种方案是让测试质量跟踪航天器,测试质量是主动受控的且与航天器之间构成一台静电悬浮加速度计,即加速度计模式。不同于位移模式,加速度计模式中的航天器与检验质量更像一台太空加速度计,作用在卫星上的残余非引力加速度被测量出来,然后将其反馈给无拖曳控制器实现阻力抵消。

[0003] 太空中一些基础物理实验,如已发射了的GP-B卫星、GOCE卫星,以及将来的LISA计划和天琴计划等,要求航天器具有纯引力轨道。工程实际中航天器的轨道受到大气阻力、太阳光压力等的干扰。航天器无拖曳控制的优点是抵消这些非引力达到某种可以接受的水平为载荷提供比较宁静的工作环境,尤其是在测量频带要求具有非常高的控制精度。

[0004] 目前,在航天器无拖曳控制领域中以2008年发表在Automatica杂志(Vol.44, No.7,2008,p1766-1780)上的论文“Drag-free control and attitude control for the GOCE satellite”中提供的嵌入式模型控制方法最著名,这是因为该方法在欧洲GOCE卫星上得以成功应用,并取得了满意的控制效果。但嵌入式模型控制方法的理论体系非常复杂,其实际工程应用要求设计者对相关理论具有深入的理解,工程实现比较困难。且嵌入式模型控制不具备自适应性,其问题在于模型截断,无拖曳航天器从推力器至梯度计的嵌入式模型是一阶的,前进方向上大气阻力的嵌入式模型是二阶的,这种降阶模型舍去了高阶模型的信息,必然牺牲闭环控制系统精度。此外,在对付工作在加速度计模式下的航天器无拖曳控制问题时,2003年发表在Advances in Space Research杂志(Vol.32,No.7,2003, p1221-1226)上的论文“Drag-free control for fundamental physics missions”指出从推力器输入指令至梯度计输出之间的传递函数可近似处理为常数,那么无拖曳控制可以采用最简单的积分控制。尽管积分控制器结构简单,能够使闭环控制系统稳定,但是它对于中频带的大气阻力抑制效果差。

发明内容

[0005] 本发明所要解决的技术问题是:提供一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方法,使航天器的非引力加速度抑制精度得到提高。

[0006] 本发明的技术方案是:一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方法,该方法包括

如下步骤:

[0007] (1)、考虑航天器无拖曳控制系统中被控航天器、推力器与加速度计的动力学特征,定义从推力器指令输入至加速度计测量输出的特征模型形式为:

$$[0008] \quad y(k+1) = f_1(k)y(k) + f_2(k)y(k-1) + g_0(k)u(k)$$

[0009] 式中, $y(k+1)$ 为下一控制周期的残余加速度测量值, $y(k)$ 表示当前控制周期残余加速度测量值, $y(k-1)$ 表示上一控制周期的残余加速度测量值; $u(k)$ 表示当前控制周期推力器输入指令, $f_1(k)$ 、 $f_2(k)$ 和 $g_0(k)$ 表示当前控制周期特征模型的特征系数;

[0010] (2)、定义 $\theta(k) = [f_1(k), f_2(k), g_0(k)]^T$, $\hat{\theta}(k) = [\hat{f}_1(k), \hat{f}_2(k), \hat{g}_0(k)]^T$, 引入回归向量 $\Phi(k) = [y(k), y(k-1), u(k)]^T$, 令 $k=0$, 初始化 $\hat{\theta}(0) = [\hat{f}_1(0), \hat{f}_2(0), \hat{g}_0(0)]^T$ 、 $\Phi(0) = [0, 0, 0]^T$ 、 $u_i(0) = 0$ 、 $u_{ii}(0) = 0$, 之后, 在每个控制周期将 k 加1更新 k , 并实时获取当前控制周期残余加速度测量值 $y(k)$, 执行步骤(3)~(7):

[0011] (3)、采用梯度下降算法, 计算当前控制周期特征模型的特征系数的估计值 $\hat{\theta}(k)$;

[0012] (4)、根据当前控制周期的残余加速度测量值 $y(k)$ 、上一控制周期的残余加速度测量值 $y(k-1)$ 、当前控制周期特征模型的特征系数的估计值 $\hat{\theta}(k)$ 和黄金分割自适应控制律, 计算得到当前控制周期黄金分割自适应控制分量 $u_g(k)$;

[0013] (5)、根据当前控制周期的残余加速度测量值 $y(k)$ 和逻辑积分控制律, 计算当前控制周期逻辑积分控制分量 $u_i(k)$;

[0014] (6)、根据当前控制周期的残余加速度测量值 $y(k)$ 和逻辑双重积分控制律, 计算当前控制周期逻辑双重积分控制分量 $u_{ii}(k)$;

$$[0015] \quad u_{ii}(k) = 2u_{ii}(k-1) - u_{ii}(k-2) - K_{ii}y(k)$$

[0016] 式中, $u_{ii}(k)$ 表示当前控制周期逻辑双重积分控制分量, $u_{ii}(k-1)$ 表示上一控制周期逻辑双重积分控制分量, $u_{ii}(k-2)$ 表示上上控制周期逻辑双重积分控制分量, K_{ii} 表示逻辑双重积分增益, $u_{ii}(0) = 0$, $u_{ii}(1) = -K_{ii}y(1)$;

[0017] (7)、将当前控制周期的黄金分割自适应控制分量 $u_g(k)$ 、逻辑积分控制分量 $u_i(k)$ 和逻辑双重积分控制分量 $u_{ii}(k)$ 合成得到当前控制周期推力器输入指令 $u(k)$: $u(k) = u_g(k) + u_i(k) + u_{ii}(k)$ 。

[0018] 所述当前控制周期黄金分割自适应控制分量 $u_g(k)$ 为:

$$[0019] \quad u_g(k) = -\frac{l_1 \hat{f}_1(k)y(k) + l_2 \hat{f}_2(k)y(k-1)}{\hat{g}_0(k) + \lambda_1}$$

[0020] 式中, $u_g(k)$ 表示黄金分割自适应控制分量, $l_1 = 0.382$, $l_2 = 0.618$, $\hat{f}_1(k)$ 、 $\hat{f}_2(k)$ 和 $\hat{g}_0(k)$ 分别表示当前控制周期特征模型的特征系数估计量, 参数 λ_1 为常数, 且 $0 < \lambda_1 \leq 1$ 。

[0021] 所述当前控制周期逻辑积分控制分量 $u_i(k)$ 为:

$$[0022] \quad u_i(k) = u_i(k-1) - K_i y(k)$$

[0023] 式中, $u_i(k)$ 表示当前控制周期逻辑积分控制分量, K_i 表示逻辑积分增益。

[0024] 逻辑积分增益 K_i 的取值原则为: 当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] \leq \Delta_1$ 时, 逻辑积分增益置 K_i 为预设的逻辑积分增益最小值门限 $K_{i\min}$; 当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] > \Delta_1$ 时, 逻辑积分增益 K_i 置

为预设的逻辑积分增益最大值门限 K_{imax} , Δ_1 的取值范围为 $[0, 1]$ 。

[0025] 逻辑双重积分增益的取值原则为:当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] \leq \Delta_2$ 时,逻辑双重积分增益 K_{ii} 置为预设的双重积分增益最小值门限 K_{iimin} ;当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] > \Delta_2$ 时,逻辑双重积分增益置为预设的双重积分增益最大值门限 K_{imax} , Δ_2 的取值范围为 $[0, 1]$ 。

[0026] 步骤(3)计算当前控制周期特征模型的特征系数的估计值 $\hat{\theta}(k)$ 之后对其进行限幅处理,使之位于合理范围内。本发明与现有技术相比的优点在于:

[0027] (1)、现有的基于二阶特征模型的全系数自适应控制律包括维持/跟踪控制、黄金分割自适应控制、逻辑微分控制和逻辑积分控制,本发明考虑了空间环境特征引入逻辑双重积分控制后能有效地改善稳态控制精度,特别是中低频带的控制精度。

[0028] (2)、本发明方法考虑受控对象动力学特征,将推力器至梯度计的特征模型用一个系数慢时变的二阶差分方程来描述,特征系数的范围可事先确定,可以提高控制精度;

[0029] (3)、本发明方法提供的无拖曳控制算法工程实现容易。在控制精度方面,本发明方法和嵌入式模型控制方法在测量频带(5mHz~0.1Hz)对前进方向上的残余加速度抑制精度相当,均达到了 $0.004 \sim 0.02 \mu\text{m}/\text{s}^2/\text{Hz}^{1/2}$;在高频带($>0.1\text{Hz}$),本发明提供的无拖曳控制算法优于嵌入式控制算法。

[0030] (4)、本发明方法要求事先通过特征建模理论确定出特征系数的范围,并在参数估计过程中对特征系数的范围进行限幅,估计初值可在该范围内任意选取,不同于其它自适应控制方法,参数估计不用从零值开始,使闭环控制系统在过渡过程阶段还能确保稳定性。

附图说明

[0031] 图1为本发明方法的流程图;

[0032] 图2为航天器无拖曳控制系统框图;

[0033] 图3为采用积分控制方法航天器前进方向的残余加速度PSD曲线。

[0034] 图4为采用嵌入式模型控制方法航天器前进方向的残余加速度PSD曲线。

[0035] 图5为采用本发明控制方法航天器前进方向的残余加速度PSD曲线。

具体实施方式

[0036] 以下结合附图和具体实施方式对本发明进行详细说明。

[0037] 如图1所示,一种基于特征模型的航天器无拖曳控制方法,包括如下步骤:(1)、考虑航天器无拖曳控制系统中被控航天器、推力器与加速度计的动力学特征,利用特征建模理论,建立从推力器指令输入至加速度计测量输出的二阶特征模型形式为:

$$[0038] \quad y(k+1) = f_1(k) y(k) + f_2(k) y(k-1) + g_0(k) u(k)$$

[0039] 式中, $y(k+1)$ 为下一控制周期的残余加速度测量值, $y(k)$ 表示当前控制周期残余加速度测量值, $y(k-1)$ 表示上一控制周期的残余加速度测量值; $u(k)$ 表示当前控制周期推力器输入指令,单位是牛顿,N, $f_1(k)$ 、 $f_2(k)$ 和 $g_0(k)$ 表示当前控制周期特征模型的特征系数,为二阶特征模型当前控制周期的时变参量。 $f_1(k)$ 、 $f_2(k)$ 和 $g_0(k)$ 与离散化步长、无拖曳回路中各个二阶环节的自然频率和阻尼系数等有关,当取离散化步长 $\Delta t = 0.001\text{s}$,卫星质量 $m_{sc} = 1000\text{kg}$,静态增益具有9%的不确定性,即 $|\partial b| \leq 0.09$ 时,可结合具体的动力学特征,

利用特征建模理论推导而得出当前控制周期特征模型的特征系数的估计值的范围 $\hat{\theta}(k) \in \mathcal{D}$,

$$[0040] \quad \mathcal{D} = \left\{ \begin{bmatrix} f_1(k) \\ f_2(k) \\ g_0(k) \end{bmatrix} \in \mathcal{R}^3 \left| \begin{array}{l} 1.70000 \leq f_1(k) \leq 1.9620 \\ -0.99206 \leq f_2(k) \leq -0.70075 \\ 0.00000246 \leq g_0(k) \leq 0.00000250 \end{array} \right. \right\}.$$

[0041] (2)、定义 $\theta(k) = [f_1(k), f_2(k), g_0(k)]^T$, $\hat{\theta}(k) = [\hat{f}_1(k), \hat{f}_2(k), \hat{g}_0(k)]^T$, 引入回归向量 $\phi(k) = [y(k), y(k-1), u(k)]^T$, 令 $k=0$, 初始化 $\hat{\theta}(0) = [\hat{f}_1(0), \hat{f}_2(0), \hat{g}_0(0)]^T$, 特征模型的特征系数的估计值初始值 $\hat{f}_1(0), \hat{f}_2(0), \hat{g}_0(0)$ 可在各自的范围内任意取值, $\phi(0) = [0, 0, 0]^T$, $u_i(0) = 0, u_{ii}(0) = 0$, 之后, 在每个控制周期将 k 加 1 更新 k , 并实时获取当前控制周期残余加速度测量值 $y(k)$, 执行步骤 (3) ~ (7):

[0042] (3)、采用梯度下降算法, 计算当前控制周期特征模型的特征系数的估计值 $\hat{\theta}(k)$:

$$[0043] \quad \hat{\theta}(k) = \hat{\theta}(k-1) + K(k)[y(k) - \hat{y}(k)]$$

[0044] 其中, $\hat{y}(k) = \phi(k-1)^T \hat{\theta}(k-1)$ 表示当前控制周期基于特征模型的残余加速度估计量, $K(k) = \phi(k-1) / [\lambda_2 + \phi(k-1)^T \phi(k-1)]$ 表示当前控制周期估计器增益向量; $\hat{y}(k) = \phi(k-1)^T \hat{\theta}(k-1)$ 表示当前控制周期基于特征模型的残余加速度估计量;

[0045] (4)、根据当前控制周期的残余加速度测量值 $y(k)$ 、上一控制周期的残余加速度测量值 $y(k-1)$ 、当前控制周期特征模型的特征系数的估计值 $\hat{\theta}(k)$ 和黄金分割自适应控制律, 计算得到当前控制周期黄金分割自适应控制分量 $u_g(k)$;

[0046] 所述当前控制周期黄金分割自适应控制分量 $u_g(k)$ 为:

$$[0047] \quad u_g(k) = -\frac{l_1 \hat{f}_1(k) y(k) + l_2 \hat{f}_2(k) y(k-1)}{\hat{g}_0(k) + \lambda_1}$$

[0048] 其中, $u_g(k)$ 表示黄金分割自适应控制分量, $l_1 = 0.382, l_2 = 0.618$, $\hat{f}_1(k)$ 、 $\hat{f}_2(k)$ 和 $\hat{g}_0(k)$ 分别表示当前控制周期特征模型的特征系数估计量, 参数 λ_1 为常数, 且 $0 < \lambda_1 \leq 1$, 如: $\lambda_1 = 0.01$ 。

[0049] (5)、根据当前控制周期的残余加速度测量值 $y(k)$ 和逻辑积分控制律, 计算当前控制周期逻辑积分控制分量 $u_i(k)$;

[0050] 所述当前控制周期逻辑积分控制分量 $u_i(k)$ 为:

$$[0051] \quad u_i(k) = u_i(k-1) - K_i y(k)$$

[0052] 其中, $u_i(k)$ 表示当前控制周期逻辑积分控制分量, K_i 表示逻辑积分增益。逻辑积分增益 K_i 的取值原则为: 当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] \leq \Delta_1$ 时, 逻辑积分增益置为预设的逻辑积分增益最小值门限 $K_{i\min}$, 即: 令 $K_i = K_{i\min}$; 当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] > \Delta_1$ 时, 逻辑积分增益 K_i 置为预设的逻辑积分增益最大值门限 $K_{i\max}$, 即: 令 $K_i = K_{i\max}$, $K_{i\max} > K_{i\min}$, $K_{i\max}$ 的取值范围为 $[0, \bar{\Delta}]$, $K_{i\min}$

的取值范围为 $[0, \bar{\Delta}]$, $\bar{\Delta}$ 由闭环控制系统的稳定性与鲁棒性决定; Δ_1 为一小正数, Δ_1 的取值范围为 $[0, 1]$ 。如:当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] - \Delta_1 \leq 0$ 时, 积分增益 $K_i = 100$; 当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] - \Delta_1 > 0$ 时, 积分增益 $K_i = 400$ 。 $\Delta_1 = 1 \times 10^{-15}$ 。

[0053] (6)、根据大气阻力具有的二阶扰动特征, 引入了逻辑双重积分控制律, 根据当前控制周期的残余加速度测量值 $y(k)$ 和逻辑双重积分控制律, 计算当前控制周期逻辑双重积分控制分量 $u_{ii}(k)$:

$$[0054] \quad u_{ii}(k) = 2u_{ii}(k-1) - u_{ii}(k-2) - K_{ii}y(k)$$

[0055] 其中, $y(k)$ 表示当前控制周期残余加速度测量值, $u_{ii}(k)$ 表示当前控制周期逻辑双重积分控制分量, $u_{ii}(k-1)$ 表示上一控制周期逻辑双重积分控制分量, $u_{ii}(k-2)$ 表示上上控制周期逻辑双重积分控制分量, K_{ii} 表示逻辑双重积分增益, $u_{ii}(0) = 0, u_{ii}(1) = -K_{ii}y(1)$ 。

[0056] 逻辑双重积分增益 K_{ii} 的取值原则为: 当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] \leq \Delta_2$ 时, 逻辑双重积分增益 K_{ii} 置为预设的双重积分增益最小值门限 K_{iimin} , 即 $K_{ii} = K_{iimin}$; 当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] > \Delta_2$ 时, 逻辑双重积分增益置为预设的双重积分增益最大值门限 K_{iimax} (即 $K_{ii} = K_{iimax}$), $K_{iimax} > K_{iimin}$, K_{iimax} 的取值范围为 $[0, \bar{\Delta}]$, K_{iimin} 的取值范围为 $[0, \bar{\Delta}]$, $\bar{\Delta}$ 由闭环控制系统的稳定性与鲁棒性决定; Δ_2 为一小正数, Δ_2 的取值范围为 $[0, 1]$ 。如: 当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] - \Delta_2 \leq 0$ 时, 双重积分增益 $K_{ii} = 55$; 当 $y(k) [y(k) - y(k-1)] - \Delta_2 > 0$ 时, 双重积分增益 $K_{ii} = 60$ 。 $\Delta_2 = 1 \times 10^{-15}$ 。

[0057] 逻辑积分和逻辑双重积分增益的选取准则如下: 首先要确定出逻辑积分的增益取值, 然后确定双重积分增益。根据不同的被控对象, 增益的具体取值范围也不同。下面针对工作在加速度计模式下的航天器无拖曳控制问题, 给出本发明控制方法的逻辑积分增益和逻辑双积分增益取值步骤:

[0058] (a)、通过根轨迹方法确定积分增益的 K_i 的上限为1340。原则上讲, 积分增益 K_i 在0至1340内取值都是可行的, 但是积分增益越大低频带控制精度越高但闭环控制系统的鲁棒性越差, 容易发散; 所以一般要求积分增益小一点。如果给定鲁棒稳定指标, 如要求闭环灵敏度函数的H无穷范数小于1.52以满足鲁棒性, 可以求得积分增益的上界为 $\bar{\Delta} = 400$ 。

[0059] (b)、在确定好逻辑积分增益的上界后。一般选择 $K_{iimax} = \bar{\Delta} = 400, K_{iimin} = 0.25 \times K_{iimax} = 100$ 。

[0060] (c)、在确定好逻辑积分增益后, 进一步确定逻辑双积分增益。一般经验要求逻辑双重积分增益小于逻辑积分增益。确定双积分增益的范围时, 假设积分增益不确切换, 即 $K_i = \bar{\Delta}$, 然后利用根轨迹方法求得双重积分增益 K_{ii} 的上限值为292。同样的, 双重积分增益越大, 低频带的控制精度越高, 但是闭环控制系统的鲁棒性越差。因此, 工程实际中需要根据鲁棒性要求选取双重积分增益。考虑闭环系统的灵敏度函数的H无穷范数小于1.68, 从而约束了逻辑积分增益的取值界限为 $\bar{\Delta} = 60$ 。

[0061] (d)、在确定好逻辑双重积分增益的上界后。一般选择 $K_{iimax} = \bar{\Delta} = 60, K_{iimin} = 0.9 \times K_{iimax} = 54$ 。

[0062] 上述的关键是确定逻辑积分增益与逻辑双重积分增益的界限值 $\bar{\Delta} = 400$ 和 $\bar{\Delta} = 60$, 主要由闭环系统的鲁棒性决定的。

[0063] (7)、将当前控制周期的黄金分割自适应控制分量 $u_g(k)$ 、逻辑积分控制分量 $u_i(k)$ 和逻辑双重积分控制分量 $u_{ii}(k)$ 合成得到当前控制周期推力器输入指令 $u(k)$: $u(k) = u_g(k) + u_i(k) + u_{ii}(k)$ 。

[0064] 如图2所示,根据上述基于特征模型的航天器无拖曳方法建立的控制系统包括推力器、加速度计和无拖曳控制器,其中:

[0065] 推力器,根据无拖曳控制器发送的推力器控制指令,产生作用在被控航天器上沿迹方向的推力,用于抵消被控航天器沿迹反方向受到的大气阻力;

[0066] 加速度计,实时测量被控航天器的残余加速度,并将其反馈给无拖曳控制器;

[0067] 无拖曳控制器,在每个控制周期,接收加速度计反馈的残余加速度测量值;考虑被控航天器、推力器与加速度计的动力学特征,基于从推力器指令输入至加速度计测量输出的特征模型,根据黄金分割自适应控制律、逻辑积分控制律和逻辑双重积分控制律,分别计算当前控制周期的黄金分割自适应控制分量、逻辑积分控制分量、逻辑双重积分控制分量;将当前控制周期的黄金分割自适应控制分量、逻辑积分控制分量和逻辑双重积分控制分量合成,得到推力器控制指令,并将其发送至推力器。

[0068] 加速度计可以是一台安装在航天器质心的静电悬浮加速度计,也可以是由六台静电悬浮加速度计构成的静电引力梯度仪,残余加速度测量噪声在测量频带 $5\text{mHz} \sim 0.1\text{Hz}$ 内低于 $2 \times 10^{-12} \text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}$ 。

[0069] 推力器是可以是离子推力器,输出推力具有高精度的连续调节能力,响应时间小于 100ms ,推力范围能够覆盖大气阻力的峰值,低频带($< 2.8\text{mHz}$)的推力噪声低于 $5\text{mN}/\text{Hz}^{1/2}$,高频带($> 0.28\text{Hz}$)的推力噪声低于 $0.05\text{mN}/\text{Hz}^{1/2}$ 。控制周期 $T_c = 0.1\text{s}$ 。

[0070] 实施例:

[0071] 图3、图4和图5中分别给出了积分控制、嵌入式模型控制和具有双重积分为行为的全系数自适应控制的仿真结果。三种无拖曳控制方法中:1) 积分控制、嵌入式模型控制和全系数自适应控制下,残余加速度的静态方差分别为 1.218 、 1.906 和 $1.004 (\times 10^{-13} (\text{m/s}^2)^2)$,可见本发明方法的静态方差优于积分控制和嵌入式模型控制;2) 本发明方法和嵌入式模型控制在测量频带($5\text{mHz} \sim 0.1\text{Hz}$)对前进方向上的残余加速度抑制精度相当,均达到了 $0.004 \sim 0.02 \mu\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}$,均优于传统的积分控制;3) 全系数自适应控制在高频带($> 0.1\text{Hz}$)的单边功率谱密度平方根曲线的峰值要优于嵌入式模型控制和积分控制。

[0072] 综上所述,为了解决航天器的高精度无拖曳控制问题,本发明进行了如下三个方面的工作:

[0073] (1)、考虑航天器无拖曳控制系统中被控航天器、推力器与加速度计的动力学特征,将推力器至梯度计的特征模型用一个系数慢时变的二阶差分方程来描述,特征系数的范围可事先确定,可以提高控制精度。。

[0074] (2)、考虑航天器无拖曳控制回路中的大气阻力这一空间环境特征,本发明提供一种逻辑双重积分控制律,有效地改善稳态控制精度,特别是中低频带的控制精度。

[0075] (3)、基于二阶特征模型设计的航天器全系数自适应无拖曳控制律包括三个部分,即黄金分割自适应控制律、逻辑积分控制律和逻辑双积分控制律。相对于现有的基于二阶特征模型的全系数自适应控制律包括维持/跟踪控制、黄金分割自适应控制、逻辑微分控制和逻辑积分控制而言,航天器的非引力加速度抑制精度得到提高。

[0076] 本发明说明书中未进行详细描述的部分属于本领域技术人员公知常识。

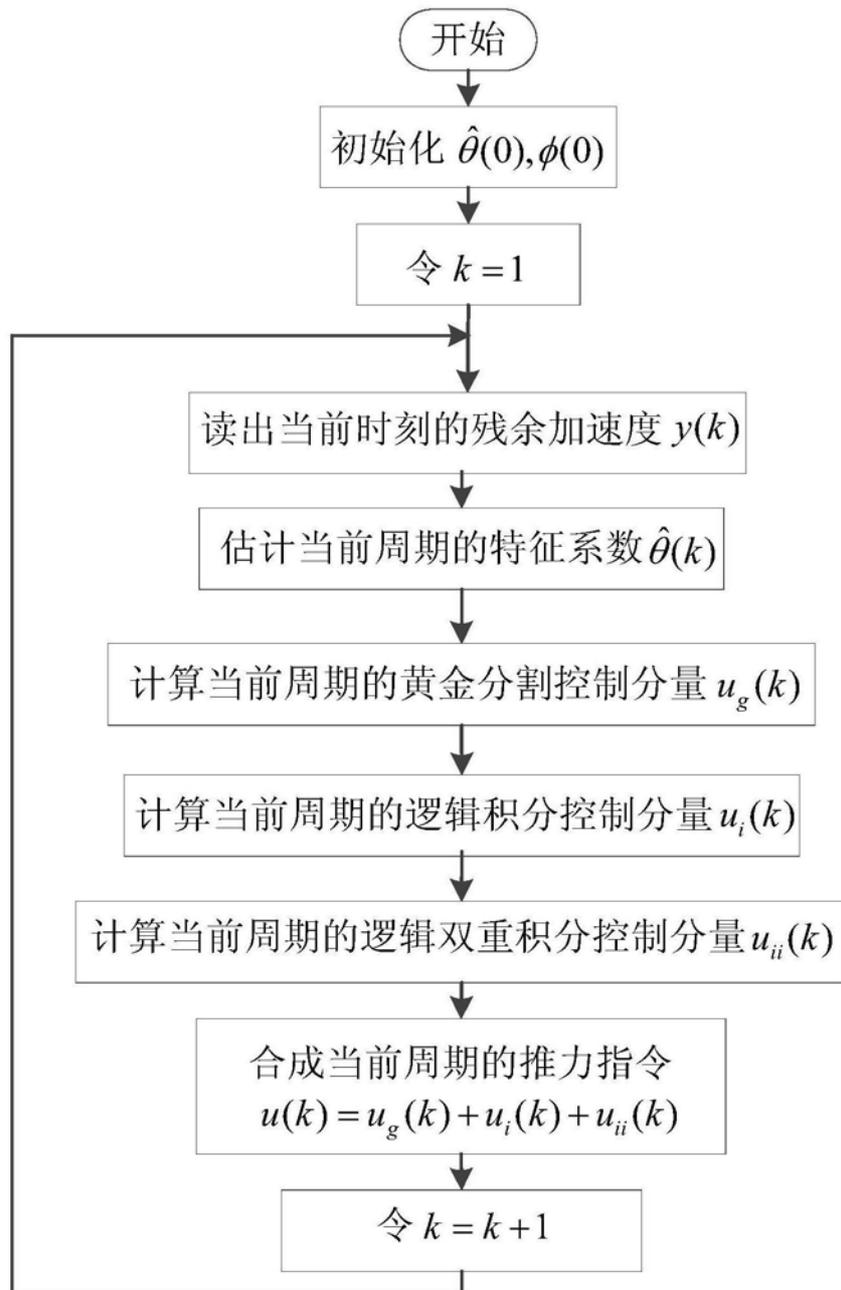


图1

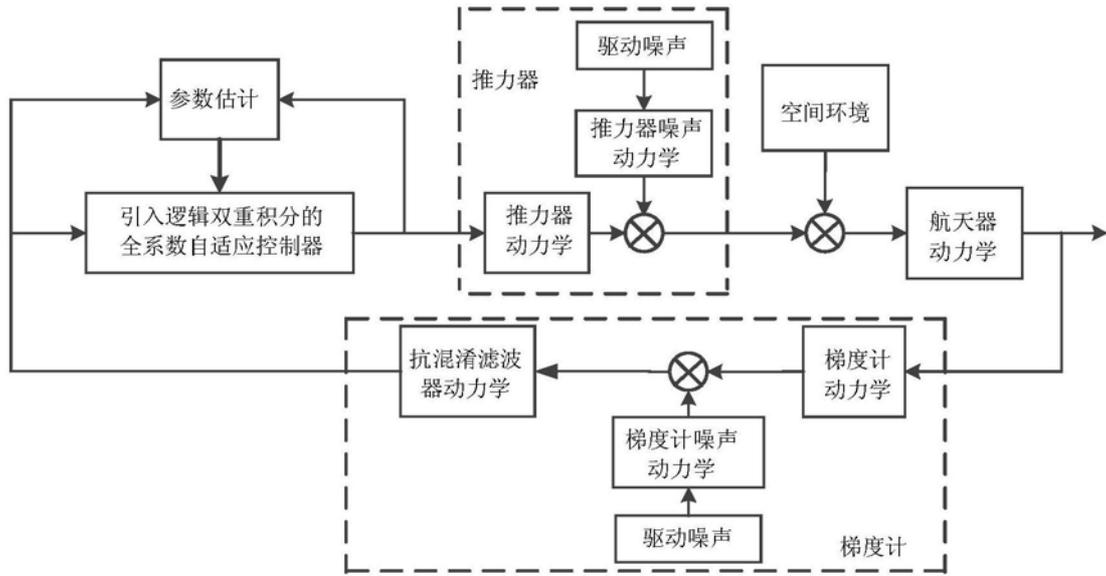


图2

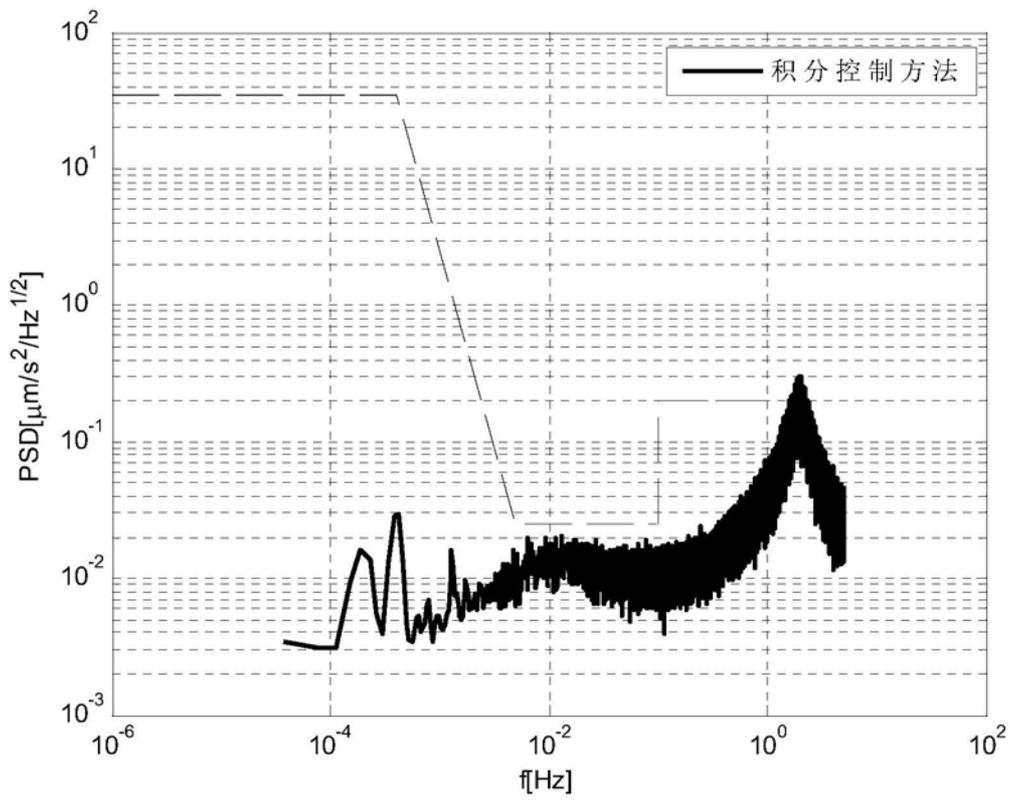


图3

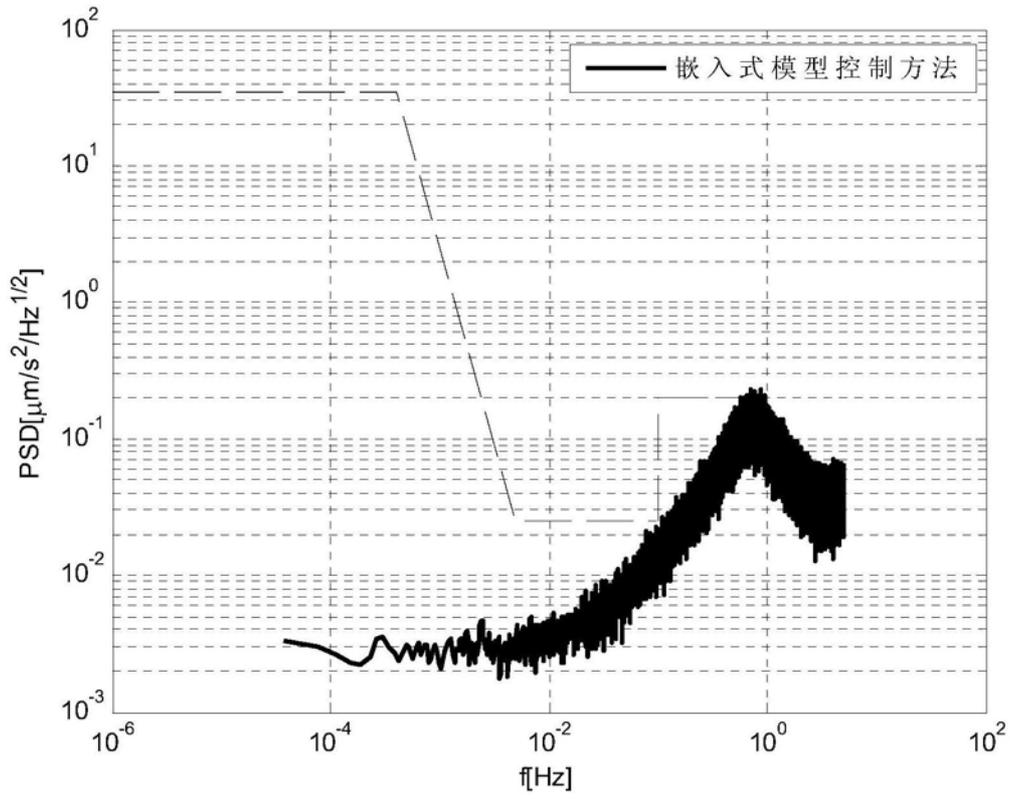


图4

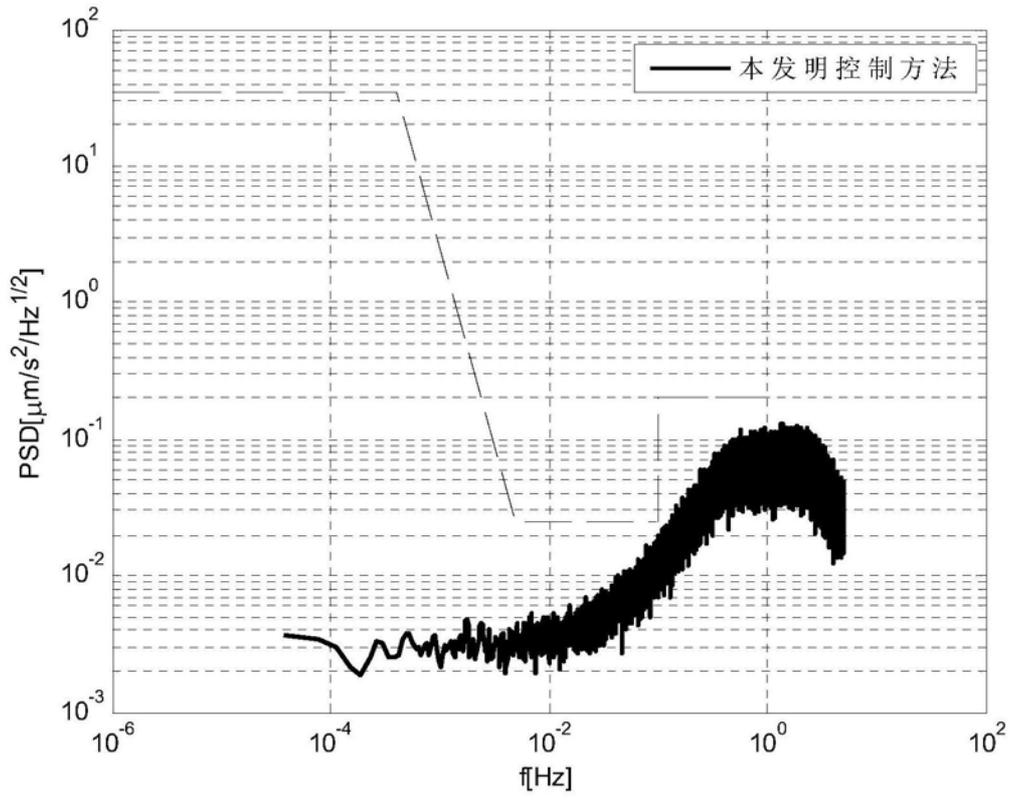


图5