(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 101554926 B
(45)授权公告日 2012.05.23

(21)申请号 200910051600.X
(22)申请日 2009.05.20
(73)专利权人 上海微小卫星工程中心
地址 200050 上海市长宁区长宁路865号二号楼
(72)发明人 张锐 张静 谢祥华 吴子轶 黄志伟 刘善伍 万松 左霖 刘国华
(74)专利代理机构 上海光华专利事务所 31219
代理人 余明伟
(51)Int.Cl.
G05D 1/00(2006.01)
B64G 1/24(2006.01)

审查员 吴洁

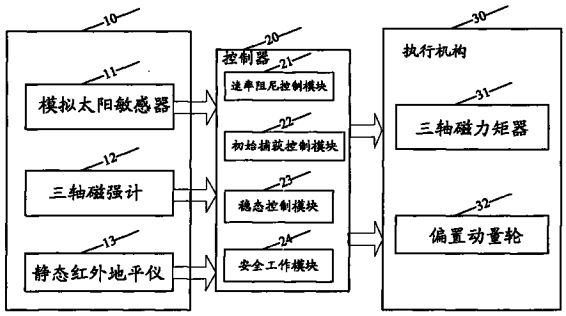
权利要求书 4 页 说明书 9 页 附图 2 页

(54)发明名称

航天器的姿态控制系统及方法

(57)摘要

本发明揭示一种航天器的姿态控制系统及方法，所述控制系统仅有一个偏置动量轮、一套三轴磁力矩器及存载算法的姿态控制器，所述方法包括速率阻尼控制步骤，在速率阻尼阶段利用地磁变化，对卫星三个通道采用B-dot控制磁控；初始捕获控制步骤，在初始捕获阶段实现磁控，俯仰实施PD控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制；稳态控制步骤，在稳态控制阶段实现磁控，俯仰实施PD控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制。本发明在捕获阶段和稳态控制阶段，充分依赖磁力矩器，实施主动磁控，改变了以前卫星仅仅利用磁力矩器对动量轮卸载或辅助磁控的方法，精练系统配置，进一步提高了系统的可靠性。卫星偏置动量地面起旋，保证卫星分离稳定，不需要实施喷气控制，利用磁力矩器即可实现快速、稳定初始速率阻尼。



CN 101554926 B

1. 一种航天器的姿态控制系统，其特征在于，其包括：

姿态敏感器，用以获取微小卫星的姿态信息，而后将姿态信息传送到一姿态控制器；

姿态控制器，采集姿态敏感器姿态信息、对信息进行加工处理、根据信息处理结果实施控制、向控制执行部件发送控制指令；

控制执行部件，用以执行姿态控制，包括磁力矩器、偏置动量轮；

所述姿态控制器包括

速率阻尼控制模块，用以在速率阻尼阶段利用地磁变化，对卫星三个通道采用 B-dot 控制磁控；

初始捕获控制模块，用以在初始捕获阶段实现磁控，俯仰实施 PD 控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制；

稳态控制模块，用以在稳态控制阶段实现磁控，俯仰实施 PD 控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制；

安全工作模块，用以在姿态控制系统出现故障时，还来不及进行故障处理，在保证卫星的基本能源、遥控遥测及热控正常的情况下，使系统进入最小配置模式；

所述安全工作模块的安全模式控制方法为：$M=\begin{bmatrix}Mx\\0\\Mz\end{bmatrix}=-M_{\max}\begin{bmatrix}sign(Bx_{dot})\\0\\sign(Bz_{dot})\end{bmatrix}$；

其中，M 为磁力矩器施加的控制磁矩，三方向分别为 [Mx My Mz]；B_{dot} 是地磁在星体的变化率，三方向为 [Bx_{dot} By_{dot} Bz_{dot}]，分别由磁强计三轴测量差分得到。

2. 根据权利要求 1 所述的航天器的姿态控制系统，其特征在于：

所述速率阻尼控制模块采用 B-dot 控制磁控：

$M=-k\cdot B_{dot}$，即$\begin{bmatrix}Mx\\My\\Mz\end{bmatrix}=-\begin{bmatrix}k_1Bx_{dot}\\k_2By_{dot}\\k_3Bz_{dot}\end{bmatrix}$；

其中，M 为磁力矩器施加的控制磁矩，三方向分别为 [Mx My Mz]；B_{dot} 是地磁在星体的变化率，三方向为 [Bx_{dot} By_{dot} Bz_{dot}]，分别由磁强计三轴测量差分得到；k_1，k_2，k_3 分别为三通道的控制系数。

3. 根据权利要求 2 所述的航天器的姿态控制系统，其特征在于：

取 k_1，k_2，$k_3=1$，B_{dot} 仅取其符号，磁矩施加最大磁矩，则控制律变为：

$M=-M_{\max}\cdot sign(B_{dot})=-M_{\max}\begin{bmatrix}sign(Bx_{dot})\\sign(By_{dot})\\sign(Bz_{dot})\end{bmatrix}$。

4. 根据权利要求 1 所述的航天器的姿态控制系统，其特征在于：

所述初始捕获控制模块、或 / 和稳态控制模块的俯仰实施 PD 控制采用如下控制方法：$T(k)=k_1T(k-1)-k_2\theta(k)-k_3\dot{\theta}(k)$；其中，T(k) 为本周期控制力矩，T(k-1) 为上周期施加的控制力矩，θ (k) 为本周期俯仰姿态估计，$\dot{\theta}(k)$为本周期俯仰姿态差分；

期望力矩转化为相应的控制磁矩：

$$\begin{bmatrix} Mx \\ 0 \\ Mz \end{bmatrix} = \frac{T(k)}{(Bx^2 + Bz^2)} \begin{vmatrix} -Bz \\ 0 \\ Bx \end{vmatrix};$$

俯仰控制力矩由 X、Z 轴磁力矩器共同作用产生；

当磁力矩器 X 或 Z 轴之一出现故障禁用以后，单独的 X 轴或 Z 轴仍然可以完成俯仰控制：

若磁力矩器 x 轴故障，则控制磁矩为

$$M = \frac{T(k)}{Bx} \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{vmatrix};$$

若磁力矩器 z 轴故障，则控制磁矩为

$$M = \frac{T(k)}{Bz} \begin{vmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}。$$

5. 根据权利要求 1 所述的航天器的姿态控制系统，其特征在于：

所述初始捕获控制模块、或 / 和稳态控制模块的章动、进动复合控制方法为：

根据姿态长周期耦合运动特点，以及地磁场变化规律，将章动阻尼和进动控制进行复合，施加控制：$My = k_1 Bx\varphi + k_2 Bz\psi + k_3 Bz\dot{\varphi} + k_4 Bx\dot{\psi}$；

当无法获得偏航信息时，该控制率为：$My = k_5 Bx\varphi + k_6 Bz\dot{\varphi}$；

当角度差分误差比较大时，该控制率为：$My = k_7 Bx\varphi + k_8 Bz\psi + k_9 By_{dot}$。

6. 根据权利要求 4 所述的航天器的姿态控制系统，其特征在于：

所述偏置动量轮在卫星发射前起旋，一旦星箭分离，使得卫星获得沿轨道法线方向的稳定能力和抗干扰的能力；在卫星的整个正常飞行阶段，偏置动量轮始终保持在中心转速；

所述轴磁力矩器通过与地磁相互作用对卫星 X、Z、Y 三轴实时主动磁控。

7. 一种航天器的姿态控制方法，其特征在于，该方法包括如下步骤：

速率阻尼控制步骤，在速率阻尼阶段利用地磁变化，对卫星三个通道采用 B-dot 控制磁控；

初始捕获控制步骤，在初始捕获阶段实现磁控，俯仰实施 PD 控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制；

稳态控制步骤，在稳态控制阶段实现磁控，俯仰实施 PD 控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制；

安全工作步骤，在安全工作阶段偏置动量轮保持原转速，磁力矩器仅 Y 轴工作，实施章动阻尼；

所述安全工作步骤的控制方法为：

$$M=\begin{bmatrix}Mx\\0\\Mz\end{bmatrix}=-M_{\max}\begin{bmatrix}sign(Bx_{dot})\\0\\sign(Bz_{dot})\end{bmatrix};$$

其中，M 为磁力矩器施加的控制磁矩，三方向分别为 [Mx My Mz]；B_{dot} 是地磁在星体的变化率，三方向为 [Bx_{dot} By_{dot} Bz_{dot}]，分别由磁强计三轴测量差分得到。

8. 根据权利要求 7 所述的航天器的姿态控制方法，其特征在于：

所述速率阻尼控制步骤采用 B-dot 控制磁控：

$M=-k\cdot B_{dot}$，即$\begin{bmatrix}Mx\\My\\Mz\end{bmatrix}=-\begin{bmatrix}k_1Bx_{dot}\\k_2By_{dot}\\k_3Bz_{dot}\end{bmatrix}$；

其中，M 为磁力矩器施加的控制磁矩，三方向分别为 [Mx My Mz]；B_{dot} 是地磁在星体的变化率，三方向为 [Bx_{dot} By_{dot} Bz_{dot}]，分别由磁强计三轴测量差分得到；k_1，k_2，k_3 分别为三通道的控制系数。

9. 根据权利要求 7 所述的航天器的姿态控制方法，其特征在于：

所述初始捕获控制模块、或 / 和稳态控制模块的俯仰实施 PD 控制采用如下控制方法：$T(k)=k_1T(k-1)-k_2\theta(k)-k_3\dot{\theta}(k)$；其中，T(k) 为本周期控制力矩，T(k-1) 为上周期施加的控制力矩，θ (k) 为本周期俯仰姿态估计，$\dot{\theta}(k)$为本周期俯仰姿态差分；

期望力矩转化为相应的控制磁矩：

$$\begin{bmatrix}Mx\\0\\Mz\end{bmatrix}=\frac{T(k)}{(Bx^2+Bz^2)}\begin{vmatrix}-Bz\\0\\Bx\end{vmatrix};$$

俯仰控制力矩由 X、Z 轴磁力矩器共同作用产生；

当磁力矩器 X 或 Z 轴之一出现故障禁用以后，剩下一轴仍然可以完成俯仰控制：

若磁力矩器 x 轴故障，则控制磁矩为

$$M=\frac{T(k)}{Bx}\begin{vmatrix}0\\0\\1\end{vmatrix};$$

若磁力矩器 z 轴故障，则控制磁矩为

$$M=\frac{T(k)}{Bz}\begin{vmatrix}-1\\0\\0\end{vmatrix}。$$

10. 根据权利要求 7 所述的航天器的姿态控制方法，其特征在于：

所述初始捕获控制模块、或 / 和稳态控制模块的章动、进动复合控制方法为：

根据姿态长周期耦合运动特点，以及地磁场变化规律，将章动阻尼和进动控制进行复

合，施加控制：$My = k_1 Bx\varphi + k_2 Bz\psi + k_3 Bz\dot{\varphi} + k_4 Bx\dot{\psi}$；

当无法获得偏航信息时，该控制率为：$My = k_5 Bx\varphi + k_6 Bz\dot{\varphi}$；

当角度差分误差比较大时，该控制率为：$My = k_7 Bx\varphi + k_8 Bz\psi + k_9 By_{dot}$。

航天器的姿态控制系统及方法

技术领域

[0001] 本发明属于航天器控制技术领域，涉及一种姿态控制系统及方法，尤其涉及一种适用于微小卫星的高可靠、低成本姿态控制系统及方法。

背景技术

[0002] 现代微小卫星研制周期短、成本低、机动灵活，可一箭多星或搭载，具有广泛的应用前景，目前已成为世界航天技术发展的热点。作为微小卫星技术的重要技术之一，姿态控制的主要任务是对卫星进行姿态控制，确保卫星姿态满足工作状态的要求，其发展趋势是适应任务要求，在保证性能和安全可靠的前提下，尽可能节约成本，减小体积、重量，降低功耗，实现长寿命。

[0003] 为了保证卫星姿控系统的高性能，往往需要使用高性能的部件（如星敏感器、惯性部件、飞轮、控制力矩陀螺）及相应复杂的控制算法，这样的系统配置复杂，其可靠性也会随着复杂程度增加而降低，为了增加可靠性，系统又会采取冗余、备份的措施，这样的结果是系统的成本大大增加。

[0004] 目前，微小卫星姿态控制系统执行部件主要包括重力梯度杆、磁力矩器、动量轮和控制力矩陀螺。控制系统往往由不同特性的两种或三种控制部件的互补组合而成，典型配置有重力梯度杆与磁力矩器组合；重力梯度杆、偏置动量轮与磁力矩器组合；飞轮与磁力矩器组合，控制力矩陀螺。其中，重力梯度杆与磁力矩器的组合以及重力梯度杆、偏置动量轮与磁力矩器的组合，结构简单、系统可靠稳定，成本低，但控制精度太低，一般在 3 度以上，仅适用于对姿控性能要求不高的卫星；飞轮与磁力矩器组合，飞轮实施三轴控制，磁力矩器辅助卸载，是目前国内典型采用的高精度控制系统配置，其系统控制精度一方面依赖于飞轮的特性，另一方面依赖于定姿系统的特性，飞轮性能好、定姿系统性能好，控制精度就高，但这样的系统配置复杂，可靠稳定性差，冗余备份多，成本高。

[0005] 目前与本发明方案相近的在国内有中国专利 CN200510111490.3 所实施的主动磁控方案；在国外有英国 Surry 卫星公司研制的 Snap-1 微小卫星。 CN200510111490.3 专利所实施的控制方案采用的配置是重力梯度杆、偏置动量轮被动稳定与磁力矩器主动控制相结合，其控制精度为 5 度。Snap-1 微小卫星控制方案采用了偏置动量轮与磁力矩器相结合的配置，但控制策略与本发明不同，对敏感器性能要求较高。

发明内容

[0006] 本发明所要解决的技术问题是：提供一种航天器的高可靠、低成本姿态控制系统，可解决现有技术的不足之处。所述控制系统仅有一个偏置动量轮、一套三轴磁力矩器及存载算法的姿态控制器。

[0007] 此外，本发明还提供上述系统的姿态控制方法。

[0008] 为解决上述技术问题，本发明采用如下技术方案：

[0009] 一种航天器的姿态控制系统，其包括：

[0010] 姿态敏感器，用以获取微小卫星的姿态信息，然后将姿态信息传送到一姿态控制器；

[0011] 姿态控制器，采集姿态敏感器姿态信息、对信息进行加工处理、根据信息处理结果实施控制、向控制执行部件发送控制指令；

[0012] 控制执行部件，用以执行姿态控制，包括磁力矩器、偏置动量轮；

[0013] 所述姿态控制器包括

[0014] 速率阻尼控制模块，用以在速率阻尼阶段利用地磁变化，对卫星三个通道采用B-dot控制磁控；

[0015] 初始捕获控制模块，用以在初始捕获阶段实现磁控，俯仰实施PD控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制；

[0016] 稳态控制模块，用以在稳态控制阶段实现磁控，俯仰实施PD控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制。

[0017] 所述系统还包括安全工作模块，用以在姿态控制系统出现故障时，还来不及进行故障处理，在保证卫星的基本能源、遥控遥测及热控正常的情况下，使系统进入最小配置模式。进一步地，所述安全工作模块的安全模式控制方法为：

$$M=\begin{bmatrix}Mx\\0\\Mz\end{bmatrix}=-M_{\max}\begin{bmatrix}sign(Bx_{dot})\\0\\sign(Bz_{dot})\end{bmatrix}$$ 其中，M为磁力矩器施加的控制磁矩，三方向分别为[Mx My Mz]；B_{dot}是地磁在星体的变化率，三方向为[Bx_{dot} By_{dot} Bz_{dot}]，分别由磁强计三轴测量差分得到。

[0018] 作为本发明的一种优选方案，所述速率阻尼控制模块采用B-dot控制磁控：

[0019] $M=-k\cdot B_{dot}$，即$$\begin{bmatrix}Mx\\My\\Mz\end{bmatrix}=-\begin{bmatrix}k_1Bx_{dot}\\k_2By_{dot}\\k_3Bz_{dot}\end{bmatrix}$$；

[0020] 其中，M为磁力矩器施加的控制磁矩，三方向分别为[Mx My Mz]；B_{dot}是地磁在星体的变化率，三方向为[Bx_{dot} By_{dot} Bz_{dot}]，分别由磁强计三轴测量差分得到；k_1，k_2，k_3分别为三通道的控制系数。

[0021] 进一步地，取k_1，k_2，$k_3=1$，B_{dot}仅取其符号，磁矩施加最大磁矩，则控制律变为：

$$M=-M_{\max}\cdot sign(B_{dot})=-M_{\max}\begin{bmatrix}sign(Bx_{dot})\\sign(By_{dot})\\sign(Bz_{dot})\end{bmatrix}。$$

[0022] 作为本发明的一种优选方案，所述初始捕获控制模块、或/和稳态控制模块的俯仰实施PD控制采用如下控制方法：$T(k)=k_1T(k-1)-k_2\theta(k)-k_3\dot{\theta}(k)$；其中，T(k)为本周期控制力矩，T(k-1)为上周期施加的控制力矩，θ(k)为本周期俯仰姿态估计，$\dot{\theta}(k)$为本周期俯仰姿态差分；

[0023] 期望力矩转化为相应的控制磁矩：

[0024] $$\begin{bmatrix} Mx \\ 0 \\ Mz \end{bmatrix} = \frac{T(k)}{(Bx^2 + Bz^2)} \begin{vmatrix} -Bz \\ 0 \\ Bx \end{vmatrix};$$

[0025] 俯仰控制力矩由X、Z轴磁力矩器共同作用产生；当磁力矩器X或Z轴之一 出现故障禁用以后，剩下一轴仍然可以完成俯仰控制：

[0026] 磁力矩器x轴故障，则控制磁矩为$M = \frac{T(k)}{Bx} \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{vmatrix}$；

[0027] 磁力矩器z轴故障，则控制磁矩为$M = \frac{T(k)}{Bz} \begin{vmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}$。

[0028] 作为本发明的一种优选方案，所述初始捕获控制模块、或/和稳态控制模块的章动、进动复合控制方法为：

[0029] 根据姿态长周期耦合运动特点，以及地磁场变化规律，将章动阻尼和进动控制进行复合，施加控制：$My = k_1 Bx\varphi + k_2 Bz\psi + k_3 Bz\dot{\varphi} + k_4 Bx\dot{\psi}$；

[0030] 当无法获得偏航信息时，该控制率为：$My = k_5 Bx\varphi + k_6 Bz\dot{\varphi}$；

[0031] 当角度差分误差比较大时，该控制率为：$My = k_7 Bx\varphi + k_8 Bz\psi + k_9 By_{dot}$。

[0032] 作为本发明的一种优选方案，所述偏置动量轮在卫星发射前起旋，一旦星箭分离，使得卫星获得沿轨道法线方向的稳定能力和抗干扰的能力；在卫星的整个正常飞行阶段，偏置动量轮始终保持在中心转速；所述三轴磁力矩器通过与地磁相互作用对卫星三轴实时主动磁控。

[0033] 一种航天器的姿态控制方法，该方法包括如下步骤：

[0034] 速率阻尼控制步骤，在速率阻尼阶段利用地磁变化，对卫星三个通道采用B-dot控制磁控；

[0035] 初始捕获控制步骤，在初始捕获阶段实现磁控，俯仰实施PD控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制；

[0036] 稳态控制步骤，在稳态控制阶段实现磁控，俯仰实施PD控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制。

[0037] 作为本发明的一种优选方案，所述方法还包括安全工作步骤，在安全工作阶段偏置动量轮保持原转速，磁力矩器仅Y轴工作，实施章动阻尼。

[0038] 作为本发明的一种优选方案，所述速率阻尼控制步骤采用B-dot控制磁控：

[0039] $M = -k \cdot B_{dot}$，即$\begin{bmatrix} Mx \\ My \\ Mz \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} k_1 Bx_{dot} \\ k_2 By_{dot} \\ k_3 Bz_{dot} \end{bmatrix}$；

[0040] 其中，M为磁力矩器施加的控制磁矩，三方向分别为[Mx My Mz]；B_{dot}是地磁在星体的变化率，三方向为[Bx_{dot} By_{dot} Bz_{dot}]，分别由磁强计三轴测量差分得到；k_1，k_2，k_3分别

为三通道的控制系数。

[0041] 作为本发明的一种优选方案，取 k_1，k_2，k_3 = 1，B_{dot} 仅取其符号，磁矩施加最大磁矩，则控制律变为：$M = -M_{\max} \cdot sign(B_{dot}) = -M_{\max} \begin{bmatrix} sign(Bx_{dot}) \\ sign(By_{dot}) \\ sign(Bz_{dot}) \end{bmatrix}$。

[0042] 作为本发明的一种优选方案，所述初始捕获控制模块、或 / 和稳态控制模块的俯仰实施 PD 控制采用如下控制方法：$T(k) = k_1 T(k-1) - k_2 \theta(k) - k_3 \dot{\theta}(k)$；其中，T(k) 为本周期控制力矩，T(k-1) 为上周期施加的控制力矩，θ (k) 为本周期俯仰姿态估计，$\dot{\theta}(k)$为本周期俯仰姿态差分；

[0043] 期望力矩转化为相应的控制磁矩：

[0044] $$\begin{bmatrix} Mx \\ 0 \\ Mz \end{bmatrix} = \frac{T(k)}{(Bx^2 + Bz^2)} \begin{vmatrix} -Bz \\ 0 \\ Bx \end{vmatrix};$$

[0045] 俯仰控制力矩由 X、Z 轴磁力矩器共同作用产生；当磁力矩器 X 或 Z 轴之一出现故障禁用以后，剩下的 X 轴或 Z 轴仍然可以完成俯仰控制：

[0046] 磁力矩器 x 轴故障，则控制磁矩为 $M = \frac{T(k)}{Bx} \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{vmatrix}$；

[0047] 磁力矩器 z 轴故障，则控制磁矩为 $M = \frac{T(k)}{Bz} \begin{vmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}$。

[0048] 作为本发明的一种优选方案，所述初始捕获控制模块、或 / 和稳态控制模块的章动、进动复合控制方法为：

[0049] 根据姿态长周期耦合运动特点，以及地磁场变化规律，将章动阻尼和进动控制进行复合，施加控制：$My = k_1 Bx\varphi + k_2 Bz\psi + k_3 Bz\dot{\varphi} + k_4 Bx\dot{\psi}$；

[0050] 当无法获得偏航信息时，该控制率为：$My = k_5 Bx\varphi + k_6 Bz\dot{\varphi}$；

[0051] 当角度差分误差比较大时，该控制率为：$My = k_7 Bx\varphi + k_8 Bz\psi + k_9 By_{dot}$。

[0052] 本发明的有益效果在于：本发明利用精简、轻小、低功耗、低成本配置，实现了高性能、高稳定可靠性的微小卫星控制：

[0053] (1) 卫星偏置动量地面起旋，保证卫星分离稳定，不需要实施喷气控制，利用磁力矩器即可实现快速、稳定初始速率阻尼。系统配置精简，活动部件少，性能稳定可靠。

[0054] (2) 捕获阶段和稳态控制阶段，充分依赖磁力矩器，实施主动磁控，改变了以前卫星仅仅利用磁力矩器对动量轮卸载或辅助磁控的方法，精练系统配置，进一步提高了系统的可靠性。

[0055] (3) 利用卫星滚动偏航耦合运动特性，不采用传统的分区方法，巧妙地利用地磁变化，实施章动、进动复合控制。

[0056] (4) 在控制回路通过引入前置滤波，抑制系统噪声，提高控制性能，避免了对高性能惯性测量部件的依赖。

[0057] (5) 此控制系统，对敏感器性能要求不高：捕获阶段依靠模拟太阳敏感器和三轴磁强计组合定姿，稳态阶段仅依赖静态红外地平仪定姿，即可实现无偏航信息下的三轴稳定控制。

[0058] (6) 系统还具有在特定情况下，利用动量轮进行大角度机动控制的能力。

附图说明

[0059] 图 1 为本发明姿态控制系统的组成示意图。

[0060] 图 2 为本发明系统执行机构的安装示意图。

[0061] 图 3 为本发明姿态控制方法的流程图。

具体实施方式

[0062] 下面结合附图详细说明本发明的优选实施例。

[0063] 实施例一

[0064] 请参阅图 1，本发明揭示了一种适用于微小卫星的姿态控制系统，其包括姿态敏感器 10、姿态控制器 20、控制执行部件 30。姿态敏感器 10 用以获取微小卫星的姿态信息，然后将姿态信息传送到一姿态控制器；姿态控制器 20 用以采集姿态敏感器姿态信息、对信息进行加工处理、根据信息处理结果实施控制、向控制执行部件发送控制指令；控制执行部件 30 用以执行姿态控制。

[0065] 如图 1 所示，本实施例中，姿态敏感器 10 包括模拟太阳敏感器 11、三轴磁强计 12、静态红外地平仪 13。

[0066] 姿态控制器 20 控制器可以采用 Inter 80C86 或更高级别的控制芯片和外围电路组成。姿态控制器 20 包括速率阻尼控制模块 21、初始捕获控制模块 22、稳态控制模块 23、安全工作模块 24。速率阻尼控制模块 21 用以在速率阻尼阶段利用地磁变化，对卫星三个通道采用 B-dot 控制磁控；初始捕获控制模块 22 用以在初始捕获阶段实现磁控，俯仰实施 PD 控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制；稳态控制模块 23 用以在稳态控制阶段实现磁控，俯仰实施 PD 控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制。安全工作模块用以在姿态控制系统出现故障时，还来不及进行故障处理，在保证卫星的基本能源、遥控遥测及热控正常的情况下，使系统进入最小配置模式。进一步地，所述安全工作模块的安全模式控制方法为：

$$M=\begin{bmatrix} Mx \\ 0 \\ Mz \end{bmatrix}=-M_{\max}\begin{bmatrix} sign(Bx_{dot}) \\ 0 \\ sign(Bz_{dot}) \end{bmatrix};$$

其中，M 为磁力矩器施加的控制磁矩，三方向分别为 [Mx My Mz]；B_{dot} 是地磁在星体的变化率，三方向为 [Bx_{dot} By_{dot} Bz_{dot}]，分别由磁强计三轴测量差分得到。

[0067] 控制执行部件 30 包括磁力矩器 31、偏置动量轮 32。

[0068] 如图 2 所示，三轴磁力矩器 31 由三根独立的、性能完全相同的磁棒组成，分别沿卫星的 X、Y、Z 三轴方向安装；本实施例中，使用的三轴磁力矩器 31 的质量为 1kg、功耗为 0.8W、磁矩为 (-20 ～ +20)Am^2。

[0069] 偏置动量轮 32 沿微小卫星 Y 方向安装，绕 -Y 方向旋转。偏置动量轮 32 在卫星发射前起旋，一旦星箭分离，卫星即可获得沿轨道法线方向的稳定能力和抗 干扰的能力，在卫星的整个正常飞行阶段，始终保持在中心转速；三轴磁力矩器通过与地磁相互作用对卫星三轴实时主动磁控。本实施例中，使用的偏置动量轮 32 的质量为 4.5kg、功耗为 3.5W、中心转速为 4000rpm。

[0070] 以下结合图 3 介绍本发明的姿态控制方法。

[0071] 请参阅图 3，根据卫星在轨飞行特点，整个飞行分为速率阻尼阶段、初始捕获阶段和稳态控制三个大阶段（在进入飞行阶段之前还包括偏置动量轮的气旋步骤，偏置动量轮在卫星发射前起旋，一旦星箭分离，卫星即可获得沿轨道法线方向的稳定能力和抗干扰的能力）。其中初始速率阶段采用 B-dot 控制，控制率仅采用地磁梯度信号；初始捕获阶段和稳态控制阶段，控制方法相同：俯仰通道控制采用具有前置滤波的 PD 控制率，滚动、偏航通道利用其运动的耦合特性及地磁变化特性，实施章动、进动复合 PD 控制；偏置动量轮在卫星起飞前即加速到中心转速，在整个飞行阶段一直保持远中心转速，不进行主动控制。

[0072] 本发明控制系统具有一定的故障处理能力，能在系统出现故障时，及时进行故障处理或进入安全模式，延时处理故障。安全模式是在姿态控制系统出现故障时，还来不及进行故障处理，在保证卫星的基本能源、遥控遥测及热控等正常的情况下的最小配置模式。

[0073] ●速率阻尼阶段控制方法

[0074] 卫星初始入轨，星箭分离对卫星造成扰动，需要立即消除，即速率阻尼。此阶段利用地磁变化，对卫星三个通道采用 B-dot 控制磁控：

[0075] $M = -k \cdot B_{dot}$，即

$$\begin{bmatrix} Mx \\ My \\ Mz \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} k_1 Bx_{dot} \\ k_2 By_{dot} \\ k_3 Bz_{dot} \end{bmatrix}$$

[0076] 其中，M 为磁力矩器施加的控制磁矩，三方向分别为 [Mx My Mz]；B_{dot} 是地磁在星体的变化率，三方向为 [Bx_{dot} By_{dot} Bz_{dot}]，分别由磁强计三轴测量差分得到；k_1，k_2，k_3 分别为三通道的控制系数。

[0077] 结合本微型磁力矩器与磁强计的特点，在实际应用中，对控制律进一步简化， 取 k_1，k_2，$k_3 = 1$，B_{dot} 仅取其符号，磁矩施加最大磁矩，则控制律变为：

$$M = -M_{\max} \cdot sign(B_{dot}) = -M_{\max} \begin{bmatrix} sign(Bx_{dot}) \\ sign(By_{dot}) \\ sign(Bz_{dot}) \end{bmatrix}。$$

[0078] 这样可以降低对磁强计性能的依赖，控制方法也更为简化。

[0079] ●初始捕获阶段和稳态阶段控制方法

[0080] 当速率阻尼完成以后，卫星进入捕获和稳态控制阶段。在这两个阶段，磁控采用相

同的控制方法，俯仰实施 PD 控制，滚动、偏航通道进行章动、进动复合控制。

[0081] 俯仰通道 PD 控制：系统没有惯性测速部件，信号噪声较大，考虑到 PD 控制器中微分环节对高频噪声比较敏感，引入一阶低通滤波，同时也加强对干扰力矩的抑制能力。采用如下控制方法：

[0082] $$T(k)=k_1T(k-1)-k_2\theta(k)-k_3\dot{\theta}(k)$$

[0083] 其中 T(k) 为本周期控制力矩；T(k-1) 为上周期施加的控制力矩；θ (k) 为本周期俯仰姿态估计；$\dot{\theta}(k)$为本周期俯仰姿态差分。

[0084] 期望力矩转化为相应的控制磁矩：

$$\begin{bmatrix} Mx \\ 0 \\ Mz \end{bmatrix} = \frac{T(k)}{(Bx^2+Bz^2)} \begin{vmatrix} -Bz \\ 0 \\ Bx \end{vmatrix} 。$$

[0085] 俯仰控制力矩由 X、Z 轴磁力矩器共同作用产生。当磁力矩器 X 或 Z 轴之一出现故障禁用以后，剩下一轴仍然可以完成俯仰控制：

[0086] 磁力矩器 x 轴故障，则控制磁矩为

$$M=\frac{T(k)}{Bx}\begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{vmatrix}$$

[0087] 磁力矩器 z 轴故障，则控制磁矩为

$$M=\frac{T(k)}{Bz}\begin{vmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}$$

[0088] 章动进动复合控制：偏置动量卫星特征方程分析可得其姿态运动包含两种周期运动。一是沿轨道转动引起的运动，周期即轨道周期；另一种是由偏置动量引起的章动，其频率与卫星的动量有关。进动控制对象是长周期运动，减小滚动、偏航姿态偏差；章动阻尼对象是短周期运动，降低滚动、偏航波动频率。

[0089] 根据姿态长周期耦合运动特点，以及地磁场变化规律，将章动阻尼和进动控制进行复合，施加控制：

[0090] $$My=k_1Bx\varphi+k_2Bz\psi+k_3Bz\dot{\varphi}+k_4Bx\dot{\psi}$$

[0091] 当无法获得偏航信息时，该控制率可以化为：$My=k_5Bx\varphi+k_6Bz\dot{\varphi}$；

[0092] 当角度差分误差比较大时，该控制率可以化为：$My=k_7Bx\varphi+k_8Bz\psi+k_9By_{dot}$。

[0093] 【安全工作模式】

[0094] 为保证太阳帆板对太阳大致定向，满足卫星能源和热控的基本需求。在该工作阶段，偏置动量轮保持原转速，提供指向轨道面负法线方向的偏置角动量，磁 力矩器仅 Y 轴工作，实施章动阻尼，其控制磁矩为：

[0095] $$M=\begin{bmatrix} Mx \\ 0 \\ Mz \end{bmatrix}=-M_{\max}\begin{bmatrix} sign(Bx_{dot}) \\ 0 \\ sign(Bz_{dot}) \end{bmatrix}。$$

[0096] 【与同类相近方案的比较】

[0097] 与本发明控制方案比较相近微小卫星控制方案有专利 CN200510111490.3 所描述的主动磁控方案以及英国 Surry 卫星技术公司的 SNAP-1 卫星的控制方案。比较结果请参阅表 1、表 2。

[0098]

对性能影响的关键不同项目	本发明	主动磁控	SNAP-1
配置	偏置动量轮+磁力矩器三轴主动磁控	偏置动量轮+重力梯度杆+主动磁控	偏置动量轮+三轴磁力矩器
偏置动量轮起旋方式	地面起旋	地面起旋	阻尼结束在起旋
速率阻尼控制方法	三轴 B_dot 速率阻尼	三轴 B_dot 速率阻尼	仅Y方向 B-dot 章动阻尼
捕获、稳态控制方式	俯仰通道：具有低通滤波的 PD 控制 滚动、偏航通道：章动、进动的复合 PD控制	俯仰通道：分幅控制 滚动、偏航通道：分区控制	俯仰通道：偏置动量轮 PD 与磁控联合控制 滚动、偏航通道： $M=\frac{e\times B}{\lvert B\rvert}$，其中 $e=\begin{bmatrix} k_x\omega_x \\ k_y\Delta h_y \\ k_z\omega_z \end{bmatrix}$

[0099] 表 1 三个方案效果比较表

[0100]

	本发明	专利 2005…	Snap-1 卫星
速率阻尼时间 (s)	70	1000	6000
捕获时间 (s)	200	3000	12000
建立稳态时间 (s)	1000	9000*	**
最终控制精度 (度)	0.8	5	**

[0101] 表 2 实际飞行结果比较表

[0102] 注 :* 主动磁控方案中采用了重力梯度杆，在控制环节中，需要进行天平动控制。

[0103] **Snap-1 卫星与火箭分离后，高速旋转，致使整个控制时间加长，在第三轨结束时 (约 18000s)，仍然没有进入稳态，俯仰角与星下点的偏离达到 20 度。后期最终控制精度并没有公开。

[0104] 通过对三个方案以及在轨飞行结果比较可以看到 :

[0105] (1) 本发明速率阻尼时间短 :采用偏置动量轮地面起旋，保证了卫星沿轨道法线方向稳定，具有抗干扰的能力，Snap-1 卫星偏置动量轮不是地面起旋，星箭分离后产生了高

速翻滚，而主动磁控卫星同样采用轮子地面起旋，分离偏差也很小，速率阻尼时间短。

[0106] (2) 本发明相对于主动磁控卫星，减少了重力梯度杆，配置更精简，控制环节也减少了天平动控制环节，系统进一步简化。

[0107] (3) 本发明在捕获、稳态阶段所采用的优化 PD 控制和章动进动复合控制相对于主动磁控方案的控制方法，不仅控制时间缩短，而且控制精度提高了。

[0108] (4) 本发明捕获、稳态阶段所采用的控制方法，提高了对噪声的抑制能力，相对 Snap-1 卫星的控制方法，可以不需要直接的速率信息，减少了对高性能敏感器的依赖。

[0109] (5) 本发明通过精简的配置达到了较好的系统性能。

[0110] 综上所述，本发明的意义在于利用高可靠、低成本、精简的系统配置，实现了复杂、高成本的控制系统的性能，卫星入轨后的快速捕获、稳定，控制精度好，可靠性高。综合性能与国际同类系统相比，已达到先进水平。

[0111] 此外，本发明中对控制方法的成功探索，对卫星控制技术的发展起着积极推 动作用 ：偏置动量地面起旋，保证卫星分离稳定 ；完全三轴磁控 ；章动、进动复合控制 ；不依赖高性能敏感器的精确控制。

[0112] 实施例二

[0113] 本实施例与实施例一的区别在于，本实施例中，本发明可直接适用中等精度的、除微小卫星以外的其他航天器，其各项关键技术及创新设计思想可推广多种空间飞行器的姿态控制系统设计中。

[0114] 这里本发明的描述和应用是说明性的，并非想将本发明的范围限制在上述实施例中。这里所披露的实施例的变形和改变是可能的，对于那些本领域的普通技术人员来说实施例的替换和等效的各种部件是公知的。本领域技员应该清楚的是，在不脱离本发明的精神或本质特征的情况下，本发明可以 ~~以~~ 其它形式、结构、布置、比例，以及用其它组件、材料和部件来实现。在不脱离本发明范围和精神的情况下，可以对这里所披露的实施例进行其它变形和改变。

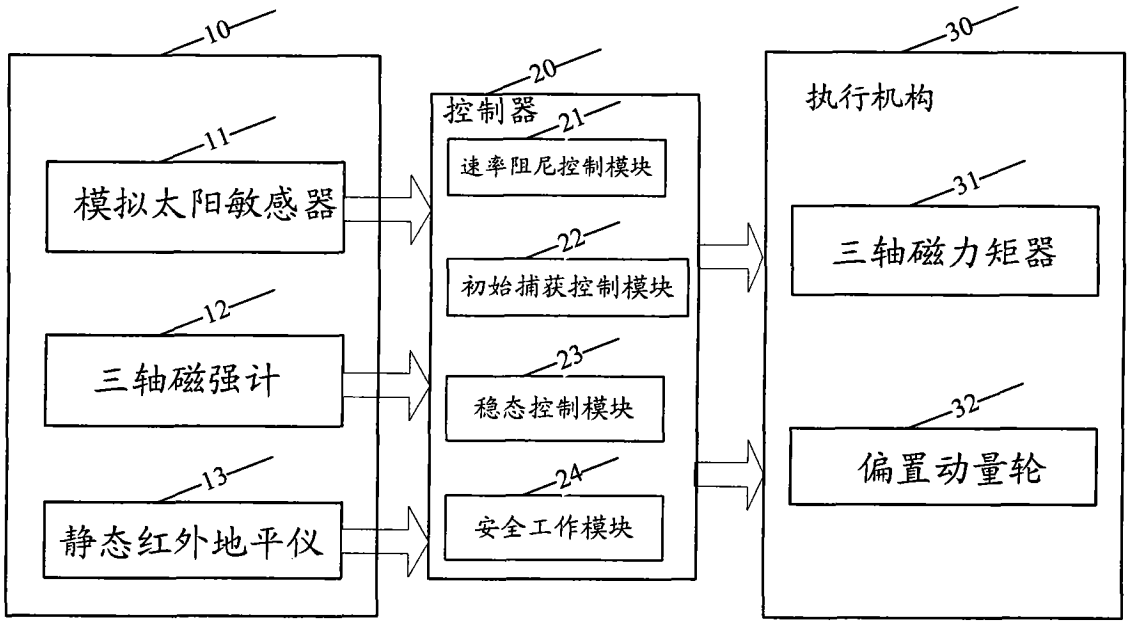

10
11
模拟太阳敏感器
12
三轴磁强计
13
静态红外地平仪
20
控制器
21
速率阻尼控制模块
22
初始捕获控制模块
23
稳态控制模块
24
安全工作模块
30
执行机构
31
三轴磁力矩器
32
偏置动量轮

图 1

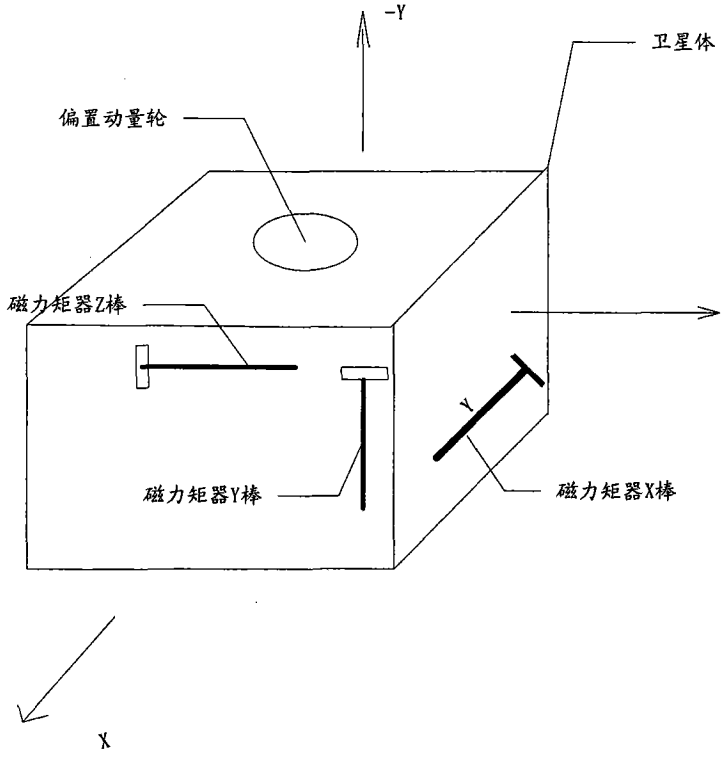

-Y
卫星体
偏置动量轮
磁力矩器Z棒
Y
磁力矩器Y棒
磁力矩器X棒
X

图 2

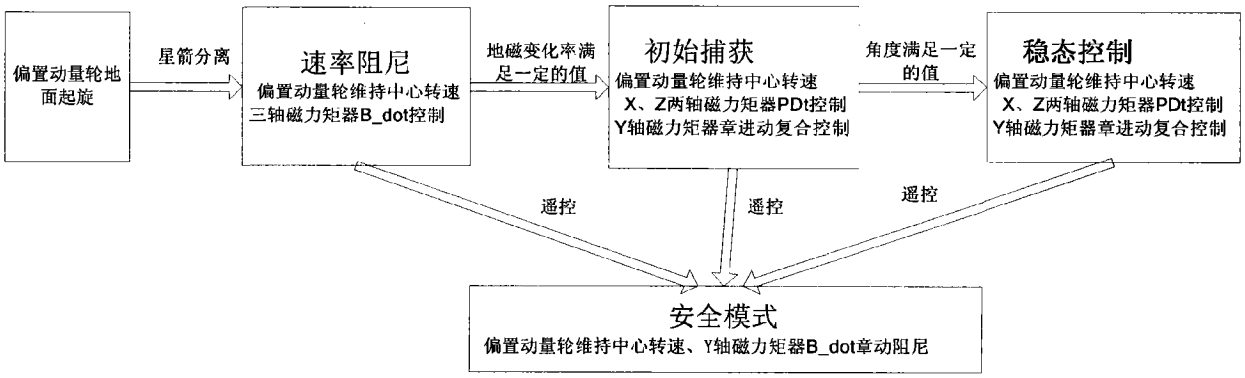

偏置动量轮地面起旋
星箭分离
速率阻尼
偏置动量轮维持中心转速
三轴磁力矩器B_dot控制
地磁变化率满足一定的值
初始捕获
偏置动量轮维持中心转速
X、Z两轴磁力矩器PDt控制
Y轴磁力矩器章进动复合控制
角度满足一定的值
稳态控制
偏置动量轮维持中心转速
X、Z两轴磁力矩器PDt控制
Y轴磁力矩器章进动复合控制
遥控
遥控
遥控
安全模式
偏置动量轮维持中心转速、Y轴磁力矩器B_dot章动阻尼

图 3