



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103674021 A

(43) 申请公布日 2014. 03. 26

(21) 申请号 201310603083. 9

G01C 21/16(2006. 01)

(22) 申请日 2013. 11. 25

(71) 申请人 哈尔滨工业大学

地址 150000 黑龙江省哈尔滨市南岗区一匡街 2 号哈工大科学园 E2 空间控制与惯性技术研究中心

(72) 发明人 伊国兴 李清华 奚伯齐 谢阳光 祁子洋

(74) 专利代理机构 北京市京大律师事务所 11321

代理人 张璐 方晓明

(51) Int. Cl.

G01C 21/02(2006. 01)

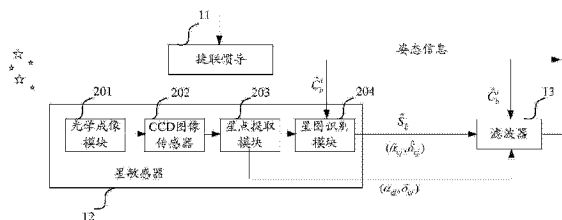
权利要求书3页 说明书31页 附图2页

(54) 发明名称

基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统及方法

(57) 摘要

本发明公开了一种基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统及方法,组合导航系统包括用于测量载体的姿态信息并根据状态误差项的最优估计修正姿态信息的捷联惯导;用于获取被成像恒星在星敏感器坐标系下的经纬度以及与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量、在星敏感器坐标系下的经纬度的星敏感器;在星敏感器观测的恒星数量为 1 颗或 2 颗时,用于根据构建的以由基准恒星与被成像恒星在星敏感器坐标系下的经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量,以预先构建的捷联惯导的误差方程为状态方程的观测方程,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计的滤波器。应用本发明,可以提高组合导航系统的应用范围。



1. 一种基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统,其特征在于,该组合导航系统包括:捷联惯导、星敏感器以及滤波器;其中,

所述捷联惯导用于测量载体的姿态信息,并根据来自滤波器的状态误差项的最优估计,修正所述载体的姿态信息;

所述星敏感器用于根据预先设置的更新频率获取最大视角内的被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经纬角;利用第一经纬角、来自所述捷联惯导的姿态信息和预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库,确定出与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的第二方向单位矢量;基于第二方向单位矢量以及所述姿态信息,确定所述基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星敏感器坐标系下的第二经度、第二纬度;

所述滤波器用于利用来自所述捷联惯导的姿态信息,以及来自所述星敏感器的第一经纬角、第二经度、第二纬度和第二方向单位矢量,确定基准恒星与被成像恒星在星敏感器坐标系下的经纬角差值;将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程;对构建的观测方程进行卡尔曼滤波,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计。

2. 如权利要求 1 所述的组合导航系统,其特征在于,

所述姿态信息为姿态转换矩阵;

所述第一经纬角包括:第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量;

所述赤经纬角包括:赤经、赤纬以及方向单位矢量。

3. 如权利要求 2 所述的组合导航系统,其特征在于,

所述经纬角差值包括:经度差值、纬度差值以及姿态角误差;

所述构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:根据经度差值和纬度差值,获取经纬位置差,构建以经纬位置差为状态量的观测方程,或构建以姿态角误差为状态量的观测方程。

4. 如权利要求 3 所述的组合导航系统,其特征在于,所述星敏感器包括光学成像模块、CCD 图像传感器、星点提取模块以及星图识别模块;其中,

所述光学成像模块用于根据星敏感器预先设置的更新频率,将最大视角内的被成像恒星成像至 CCD 图像传感器中的 CCD 敏感面阵上,形成光学图像;

所述 CCD 图像传感器用于将来自所述光学成像模块的光学图像转变成灰度数字图像数据;

所述星点提取模块用于对来自所述 CCD 图像传感器的灰度数字图像数据进行星点提取,获取提取的星点中被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量,并从第一方向单位矢量中获取星敏感器光轴指向在星敏感器坐标系下的第四方向单位矢量;

所述星图识别模块用于利用所述第一方向单位矢量、来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵和预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库,确定出与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的第二方向单位矢量;基于所述第二方向单位矢量以及所述姿态转换矩阵,确定基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星敏感器坐标系下的第二经度、第二纬度。

5. 如权利要求 4 所述的组合导航系统,其特征在于,所述星图识别模块包括光轴识别单元、基准恒星搜索单元、基准恒星匹配单元、预测星点坐标单元;其中,

所述光轴识别单元用于根据来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,以及来自星点提取模块的第四方向单位矢量,解算得到第二赤经、第二赤纬;

所述基准恒星搜索单元,用于以所述光轴识别单元输出的第二赤经、第二赤纬表示的星点为中心,从所述基准恒星库中搜索得到最大视角内的各基准恒星的第五方向单位矢量;

所述基准恒星匹配单元用于根据来自所述基准恒星搜索单元的第五方向单位矢量,以及来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,确定所述最大视角内的各基准恒星在星传感器坐标系下的第六方向单位矢量;计算第六方向单位矢量与第一方向单位矢量的差值,获取小于或等于预先设置的判定阈值的差值对应的第二方向单位矢量;

所述预测星点坐标单元用于根据来自所述基准恒星匹配单元的第二方向单位矢量,以及来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,确定基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星传感器坐标系下的第二经度、第二纬度。

6. 如权利要求 3 至 5 任一项所述的组合导航系统,其特征在于,

当星传感器观测的被成像恒星的数量为 1 颗或 2 颗时,所述将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:

所述滤波器根据被成像恒星在星传感器坐标系下的第一经度、第一纬度,以及与被成像恒星匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的第二经度、第二纬度,得到基准恒星与被成像恒星在星传感器坐标系下的经度差值、纬度差值;并将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以由经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程;

当星传感器观测的被成像恒星的数量大于或等于 3 颗时,所述将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:

所述滤波器利用由预设所述捷联惯导中的数学平台系到地心惯性坐标系的第一转换矩阵、地心惯性坐标系到地球固连坐标系的第二转换矩阵、地球固连坐标系到捷联惯导中的数学平台系的第三转换矩阵构造的姿态转换矩阵,以及来自所述星传感器的第一经度、第一纬度、第二经度、第二纬度和第二方向单位矢量,构建基准恒星与被成像恒星在载体坐标系下的方向单位矢量误差方程;利用最小二乘法解算方向单位矢量误差方程,得到姿态角误差;将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以得到的姿态角误差为状态量的观测方程。

7. 一种基于捷联惯导与星传感器的组合导航方法,该方法包括:

捷联惯导测量并输出载体的姿态信息;

星传感器根据预先设置的更新频率获取最大视角内的被成像恒星在星传感器坐标系下的第一经纬角;利用第一经纬角、来自捷联惯导的姿态信息和预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库,确定出与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的第二方向单位矢量;基于第二方向单位矢量以及所述姿态信息,确定所述基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星传感器坐标系下的第二经度、第二纬度;

滤波器利用来自所述捷联惯导的姿态信息,以及来自星传感器的第一经纬角、第二经

度、第二纬度和第二方向单位矢量,确定基准恒星与被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经纬角差值;将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程;对构建的观测方程进行卡尔曼滤波,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计;

捷联惯导根据来自滤波器的状态误差项的最优估计,修正载体的姿态信息。

8. 如权利要求 7 所述的组合导航方法,其中,

所述姿态信息为姿态转换矩阵;

所述第一经纬角包括:第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量;

所述赤经纬角包括:赤经、赤纬以及方向单位矢量。

9. 如权利要求 8 所述的组合导航方法,其中,

所述经纬角差值包括:经度差值、纬度差值以及姿态角误差;

所述构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:根据经度差值和纬度差值,获取经纬位置差,构建以经纬位置差为状态量的观测方程,或构建以姿态角误差为状态量的观测方程。

10. 如权利要求 9 所述的组合导航方法,其中,

当星敏传感器观测的被成像恒星的数量为 1 颗或 2 颗时,所述将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:

所述滤波器根据被成像恒星在星敏传感器坐标系下的第一经度、第一纬度,以及与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度,得到基准恒星与被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度差值、纬度差值;并将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以由经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程;

当星敏传感器观测的被成像恒星的数量大于或等于 3 颗时,所述将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:

所述滤波器利用由预设的在所述捷联惯导中的数学平台系到地心惯性坐标系的第一转换矩阵、地心惯性坐标系到地球固连坐标系的第二转换矩阵、地球固连坐标系到捷联惯导中的数学平台系的第三转换矩阵构造的姿态转换矩阵,以及来自所述星敏传感器的第一经度、第一纬度、第二经度、第二纬度和第二方向单位矢量,构建基准恒星与被成像恒星在载体坐标系下的方向单位矢量误差方程;利用最小二乘法解算方向单位矢量误差方程,得到姿态角误差;将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以得到的姿态角误差为状态量的观测方程。

基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统及方法

技术领域

[0001] 本发明涉及卫星姿态测量技术领域,尤其涉及一种基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统及方法。

背景技术

[0002] 随着空间技术的深入发展,对长寿命、高精度的卫星姿态测量系统的需求日益强烈。目前,在航空航天领域中,主要采用高精度、高可靠性、强自主性的导航系统作为卫星姿态测量系统来提供飞行器载体的运动参数信息。

[0003] 目前常用的导航手段有惯性导航、卫星导航和天文导航等;其中,惯性导航具有全自主、可连续提供全部运动参数信息,短时间内精度高等特点,但受其安装在载体上的惯性器件(包括陀螺仪和加速度计)误差的影响,导致惯性导航的测量误差随工作时间累积,难以长时间独立工作;卫星导航系统具有全天时、全天候、高精度定位和测速等优点,但其易受大气、电磁干扰以及人为等干扰影响;而天文导航具有全自主式,不需要地面设备,不受人工或自然形成的电磁场的干扰,不向外辐射电磁波,隐蔽性好,定向、定位精度高,定位误差与时间无关等特点,但其数据更新频率低,导致输出飞行器载体的运动参数信息不连续。

[0004] 由上可见,单一的导航手段难以满足现代长寿命、高精度导航的要求。现有提出通过组合导航技术进行取长补短,为导航系统提供更高的导航精度,同时,可降低对于子导航系统精度的要求,尤其是对捷联惯导中的惯性器件的要求,从而降低了组合导航系统的成本。

[0005] 图1为现有基于捷联惯导与星敏感器的松组合导航系统结构示意图。如图1所示,松组合导航系统包括捷联惯导01、星敏感器02以及卡尔曼滤波器03。

[0006] 松组合导航系统中,捷联惯导01用于根据安装在飞行器载体(后述可简称为载体)上的惯性器件,测得飞行器载体在地心惯性坐标系下的第一位置信息和第一姿态信息;其中,位置信息是指飞行器载体在地心惯性坐标系下的经纬度信息,姿态信息是指载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵。

[0007] 星敏感器02包括光学成像模块021、CCD(Charge Coupled Device,电荷耦合元件)图像传感器022、星点提取模块023、星图识别模块024以及姿态解算模块025;其中,

[0008] 光学成像模块021用于根据星敏感器固有的更新频率,定期将星敏感器最大视角内的被成像恒星成像至CCD图像传感器022中的CCD敏感面阵上,形成光学图像;

[0009] CCD图像传感器022用于将成像至CCD敏感面阵的光学图像转变成灰度数字图像数据,并将灰度数字图像数据传输至星点提取模块023;

[0010] 星点提取模块023用于通过星点与背景分离、连通分析及内插细分定位等算法,对接收的灰度数字图像数据进行星点提取,获取与被成像恒星对应的星点像元在CCD成像平面坐标系下的坐标信息;

[0011] 星图识别模块024用于根据自星点提取模块023接收的星点像元的坐标信息,按照预设的基于轨道动力学的定位方法或基于几何法的定位方法与基准恒星库中的基准恒

星进行特征匹配,从预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬的基准恒星库中查找与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬信息,并根据获得的匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬信息,确定被成像恒星在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬位置信息;

[0012] 姿态解算模块 025 用于利用自星图识别模块 024 接收的被成像恒星在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬位置信息,自星点提取模块 023 接收的与被成像恒星对应的星点像元在 CCD 成像平面坐标系下的坐标信息,CCD 成像平面坐标系与星敏感器坐标系的几何关系以及星敏感器坐标系与载体坐标系的转换矩阵,解算出星敏感器所固连的载体相对于地心惯性坐标系的第二位置信息和第二姿态信息。

[0013] 卡尔曼滤波器 03,计算由捷联惯导 01 输出的第一姿态信息与由星敏感器 02 中的姿态解算模块 025 输出的第二姿态信息之间的差值;以捷联惯导的误差方程作为松组合导航系统的状态方程,构建以第一和第二姿态信息之间的差值为状态量的观测方程,通过卡尔曼滤波估计,获得捷联惯导的状态误差项的最优估计;其中捷联惯导的状态误差项包括:位置误差、姿态角误差、速度误差等。

[0014] 捷联惯导 01,进一步用于根据自卡尔曼滤波器 03 接收的状态误差项的最优估计,对捷联惯导的数学平台进行误差校正,对测得的飞行器载体的位置信息和姿态信息进行修正。捷联惯导输出的已修正的飞行器载体的位置和姿态信息为松组合导航系统的运动参数信息输出信息。

[0015] 由上可见,根据星敏感器固有的更新频率,现有基于惯性导航与星敏感器的松组合导航系统通过星敏感器定期对捷联惯导的数学平台进行校正,定期提高捷联惯导的精度,使得整个松组合导航系统的精度水平能够在长时间保持与星敏感器的精度水平相当,实时提供飞行器载体的运动参数信息。

[0016] 但是,根据星敏感器的工作原理可知,星敏感器通过观测到的被成像恒星的坐标信息以及基准恒星库中与被成像恒星匹配的基准恒星,来确定飞行器飞行器载体的第二位置信息和第二姿态信息。由于飞行器载体的姿态信息主要由三个欧拉角所表征,当被成像恒星的观测数量小于 3 颗时,此时根据被成像恒星的坐标信息建立的姿态求解方程组为不定方程组,无法求解出载体唯一的第二姿态信息,继而也就无法解算出飞行器载体在地心惯性坐标系下的第二位置信息。当被成像恒星的观测数量大于或等于 3 颗时,则可以根据被成像恒星提供的坐标信息建立超定方程组,继而求解求出载体唯一的第二姿态信息。因此,在基于惯性导航与星敏感器的松组合导航系统中,星敏感器进行姿态解算过程中要求观测到的被成像恒星的数目必须大于或等于 3 颗,否则星敏感器无法提供飞行器载体的第二位置信息和第二姿态信息,继而无法与捷联惯导提供的第一位置信息和第一姿态信息进行信息融合,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计,也就无法对捷联惯导测得的位置和姿态信息进行修正,使得松组合导航系统的精度无法得到提高。

[0017] 进一步地,研究表明,在星敏感器能探测到的最低星等为 6.5 和视场为 $12^{\circ} \times 12^{\circ}$ 情况下,在整个天球域内星敏感器视场内存在 3 颗以上恒星的概率为 90.4%,也就是说星敏感器有 9.6% 的区域不能工作,特别是在北天极附近 ($70^{\circ} \sim 90^{\circ}$, $220^{\circ} \sim 240^{\circ}$),由于恒星比较稀疏,星敏感器不能工作的概率大大增加,因此在 1 颗或 2 颗的寡星条件下,现有基于惯性导航与星敏感器的松组合导航系统无法通过星敏感器来保持高精

度,姿态误差将随时间漂移越来越大,限制了松组合导航系统的应用范围。

发明内容

[0018] 本发明实施例提供一种基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统,可以提高组合导航系统的应用范围。

[0019] 本发明的实施例还提供一种基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统的导航方法,可以提高组合导航系统的应用范围。

[0020] 本发明实施例提供一种基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统,该组合导航系统包括:捷联惯导、星敏感器以及滤波器;其中,

[0021] 所述捷联惯导用于测量载体的姿态信息,并根据来自滤波器的状态误差项的最优估计,修正所述载体的姿态信息;

[0022] 所述星敏感器用于根据预先设置的更新频率获取最大视角内的被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经纬角;利用第一经纬角、来自所述捷联惯导的姿态信息和预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库,确定出与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的第二方向单位矢量;基于第二方向单位矢量以及所述姿态信息,确定所述基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星敏感器坐标系下的第二经度、第二纬度;

[0023] 所述滤波器用于利用来自所述捷联惯导的姿态信息,以及来自所述星敏感器的第一经纬角、第二经度、第二纬度和第二方向单位矢量,确定基准恒星与被成像恒星在星敏感器坐标系下的经纬角差值;将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程;对构建的观测方程进行卡尔曼滤波,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计。

[0024] 较佳地,

[0025] 所述姿态信息为姿态转换矩阵;

[0026] 所述第一经纬角包括:第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量;

[0027] 所述赤经纬角包括:赤经、赤纬以及方向单位矢量。

[0028] 较佳地,

[0029] 所述经纬角差值包括:经度差值、纬度差值以及姿态角误差;

[0030] 所述构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:根据经度差值和纬度差值,获取经纬位置差,构建以经纬位置差为状态量的观测方程,或构建以姿态角误差为状态量的观测方程。

[0031] 较佳地,所述星敏感器包括光学成像模块、CCD 图像传感器、星点提取模块以及星图识别模块;其中,

[0032] 所述光学成像模块用于根据星敏感器预先设置的更新频率,将最大视角内的被成像恒星成像至 CCD 图像传感器中的 CCD 敏感面阵上,形成光学图像;

[0033] 所述 CCD 图像传感器用于将来自所述光学成像模块的光学图像转变成灰度数字图像数据;

[0034] 所述星点提取模块用于对来自所述 CCD 图像传感器的灰度数字图像数据进行星点提取,获取提取的星点中被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经度、第一纬度以及第

一方向单位矢量,并从第一方向单位矢量中获取星敏感器光轴指向在星敏感器坐标系下的第四方向单位矢量;

[0035] 所述星图识别模块用于利用所述第一方向单位矢量、来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵和预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库,确定出与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的第二方向单位矢量;基于所述第二方向单位矢量以及所述姿态转换矩阵,确定基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星敏感器坐标系下的第二经度、第二纬度。

[0036] 较佳地,所述对来自所述 CCD 图像传感器的灰度数字图像数据进行星点提取,获取提取的星点中被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量包括:

[0037] 所述星点提取模块通过包括但不限于星点与背景分离、连通分析及内插细分定位算法,对接收的灰度数字图像数据进行星点提取,获取与被成像恒星对应的星点像元以及星点像元在 CCD 成像平面坐标系下的二维坐标,其中,星敏感器光轴指向在 CCD 成像平面坐标系下的二维坐标为(0,0);

[0038] 根据获取的二维坐标以及星敏感器坐标系与 CCD 成像平面坐标系的坐标原点间距,得到被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经度、第一纬度;

[0039] 根据得到的第一经度、第一纬度以及星敏感器坐标系与 CCD 成像平面坐标系之间的几何关系,解算得到被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一方向单位矢量,其中,得到的第一方向单位矢量包含星敏感器光轴指向在星敏感器下的第四方向单位矢量。

[0040] 较佳地,所述星图识别模块包括光轴识别单元、基准恒星搜索单元、基准恒星匹配单元、预测星点坐标单元;其中,

[0041] 所述光轴识别单元用于根据来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,以及来自星点提取模块的第四方向单位矢量,解算得到第二赤经、第二赤纬;

[0042] 所述基准恒星搜索单元,用于以所述光轴识别单元输出的第二赤经、第二赤纬表示的星点为中心,从所述基准恒星库中搜索得到最大视角内的各基准恒星的第五方向单位矢量;

[0043] 所述基准恒星匹配单元用于根据来自所述基准恒星搜索单元的第五方向单位矢量,以及来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,确定所述最大视角内的各基准恒星在星敏感器坐标系下的第六方向单位矢量;计算第六方向单位矢量与第一方向单位矢量的差值,获取小于或等于预先设置的判定阈值的差值对应的第二方向单位矢量;

[0044] 所述预测星点坐标单元用于根据来自所述基准恒星匹配单元的第二方向单位矢量,以及来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,确定基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星敏感器坐标系下的第二经度、第二纬度。

[0045] 较佳地,所述根据来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,以及来自星点提取模块的第四方向单位矢量,解算得到第二赤经、第二赤纬包括:

[0046] 所述光轴识别单元根据来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,以及来自所述星点提取模块的第四方向单位矢量,得到星敏感器光轴指向在地心惯性坐标系下的第七方向单位矢量;

[0047] 根据得到的第七方向单位矢量,以及地心惯性坐标系下的方向单位矢量与赤经、

赤纬的几何关系,解算得到第二赤经、第二赤纬。

[0048] 较佳地,所述根据来自所述基准恒星匹配单元的第二方向单位矢量,以及来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,确定基准恒星在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度包括:

[0049] 所述预测星点坐标单元根据来自所述基准恒星匹配单元的第二方向单位矢量,以及来自所述捷联惯导的姿态转换矩阵,确定与被成像恒星匹配的基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量;

[0050] 根据确定的第三方向单位矢量,以及载体坐标系与星敏传感器坐标系的几何关系,得到基准恒星在星敏传感器坐标系下的第八方向单位矢量;

[0051] 根据得到的第八方向单位矢量,以及星敏传感器坐标系下的方向单位矢量与经度、纬度的几何关系,得到匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度。

[0052] 较佳地,

[0053] 当星敏传感器观测的被成像恒星的数量为 1 颗或 2 颗时,所述将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:

[0054] 所述滤波器根据被成像恒星在星敏传感器坐标系下的第一经度、第一纬度,以及与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度,得到基准恒星与被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度差值、纬度差值;并将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以由经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程;

[0055] 当星敏传感器观测的被成像恒星的数量大于或等于 3 颗时,所述将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:

[0056] 所述滤波器利用由预设的在所述捷联惯导中的数学平台系到地心惯性坐标系的第一转换矩阵、地心惯性坐标系到地球固连坐标系的第二转换矩阵、地球固连坐标系到捷联惯导中的数学平台系的第三转换矩阵构造的姿态转换矩阵,以及来自所述星敏传感器的第一经度、第一纬度、第二经度、第二纬度和第二方向单位矢量,构建基准恒星与被成像恒星在载体坐标系下的方向单位矢量误差方程;利用最小二乘法解算方向单位矢量误差方程,得到姿态角误差;将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以得到的姿态角误差为状态量的观测方程。

[0057] 根据本发明的另一方面,本发明实施例还提供了一种基于捷联惯导与星敏传感器的组合导航方法,该方法包括:

[0058] 捷联惯导测量并输出载体的姿态信息;

[0059] 星敏传感器根据预先设置的更新频率获取最大视角内的被成像恒星在星敏传感器坐标系下的第一经纬角;利用第一经纬角、来自捷联惯导的姿态信息和预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库,确定出与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的第二方向单位矢量;基于第二方向单位矢量以及所述姿态信息,确定所述基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度;

[0060] 滤波器利用来自所述捷联惯导的姿态信息,以及来自星敏传感器的第一经纬角、第二经度、第二纬度和第二方向单位矢量,确定基准恒星与被成像恒星在星敏传感器坐标系下

的经纬角差值;将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程;对构建的观测方程进行卡尔曼滤波,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计;

[0061] 捷联惯导根据来自滤波器的状态误差项的最优估计,修正载体的姿态信息。

[0062] 较佳地,

[0063] 所述姿态信息为姿态转换矩阵;

[0064] 所述第一经纬角包括:第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量;

[0065] 所述赤经纬角包括:赤经、赤纬以及方向单位矢量。

[0066] 较佳地,

[0067] 所述经纬角差值包括:经度差值、纬度差值以及姿态角误差;

[0068] 所述构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:根据经度差值和纬度差值,获取经纬位置差,构建以经纬位置差为状态量的观测方程,或构建以姿态角误差为状态量的观测方程。

[0069] 较佳地,所述星敏传感器根据预先设置的更新频率获取最大视角内的被成像恒星在星敏传感器坐标系下的第一经纬角包括:

[0070] 根据星敏传感器预先设置的更新频率,将最大视角内的被成像恒星成像至 CCD 图像传感器中的 CCD 敏感面阵上,形成光学图像;

[0071] 将所述光学图像转变成灰度数字图像数据;

[0072] 对灰度数字图像数据进行星点提取,获取被成像恒星在星敏传感器坐标系下的第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量。

[0073] 较佳地,所述对灰度数字图像数据进行星点提取,获取被成像恒星在星敏传感器坐标系下的第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量包括:

[0074] 通过包括但不限于星点与背景分离、连通分析及内插细分定位算法,对灰度数字图像数据进行星点提取,获取与被成像恒星对应的星点像元以及星点像元在 CCD 成像平面坐标系下的二维坐标,其中,星敏传感器光轴指向在 CCD 成像平面坐标系下的二维坐标为(0, 0);

[0075] 根据获取的二维坐标以及星敏传感器坐标系与 CCD 成像平面坐标系的坐标原点间距,得到被成像恒星在星敏传感器坐标系下的第一经度、第一纬度;

[0076] 根据得到的第一经度、第一纬度以及星敏传感器坐标系与 CCD 成像平面坐标系之间的几何关系,解算得到被成像恒星在星敏传感器坐标系下的第一方向单位矢量,其中,得到的第一方向单位矢量包含星敏传感器光轴指向在星敏传感器坐标系下的第四方向单位矢量。

[0077] 较佳地,所述利用第一经纬角、来自捷联惯导的姿态信息和预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库,确定出与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的第二方向单位矢量;基于第二方向单位矢量以及所述姿态信息,确定所述基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度包括:

[0078] 根据第四方向单位矢量以及姿态转换矩阵,得到星敏传感器坐标系光轴指向在地心惯性坐标系下的第二赤经、第二赤纬;

[0079] 以得到的第二赤经、第二赤纬表示的星点为中心,从预先存储有基准恒星在地心

惯性坐标系下的赤经纬角的基准恒星库中, 查询得到所述最大视角内的各基准恒星的第五方向单位矢量;

[0080] 根据得到的第五方向单位矢量及姿态转换矩阵, 得到最大视角内的各基准恒星在星敏传感器坐标系下的第六方向单位矢量;

[0081] 计算第六方向单位矢量与第一方向单位矢量的差值, 获取小于或等于预先设置的判定阈值的差值对应的第二方向单位矢量;

[0082] 根据第二方向单位矢量以及姿态转换矩阵, 得到匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度。

[0083] 较佳地, 所述根据第四方向单位矢量以及姿态转换矩阵, 得到星敏传感器坐标系光轴指向在地心惯性坐标系下的第二赤经、第二赤纬包括:

[0084] 根据姿态转换矩阵, 以及星敏传感器光轴指向在星敏传感器坐标系下的第四方向单位矢量, 得到星敏传感器光轴指向在地心惯性坐标系下的第七方向单位矢量;

[0085] 根据得到的第七方向单位矢量, 以及地心惯性坐标系下的方向单位矢量与赤经、赤纬的几何关系, 解算得到星敏传感器光轴指向在地心惯性坐标系下的第二赤经、第二赤纬。

[0086] 较佳地, 所述根据第二方向单位矢量以及姿态转换矩阵, 得到匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度包括:

[0087] 根据第二方向单位矢量, 以及姿态转换矩阵, 得到匹配的基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量;

[0088] 根据得到的第三方向单位矢量, 以及载体坐标系与星敏传感器坐标系的几何关系, 得到匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的第八方向单位矢量;

[0089] 根据得到的第八方向单位矢量, 以及星敏传感器坐标系下的方向单位矢量与经度、纬度的几何关系, 得到匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度。

[0090] 较佳地,

[0091] 当星敏传感器观测的被成像恒星的数量为 1 颗或 2 颗时, 所述将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程, 构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:

[0092] 所述滤波器根据被成像恒星在星敏传感器坐标系下的第一经度、第一纬度, 以及与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的第二经度、第二纬度, 得到基准恒星与被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度差值、纬度差值; 并将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程, 构建以由经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程;

[0093] 当星敏传感器观测的被成像恒星的数量大于或等于 3 颗时, 所述将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程, 构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:

[0094] 所述滤波器利用由预设与所述捷联惯导中的数学平台系到地心惯性坐标系的第一转换矩阵、地心惯性坐标系到地球固连坐标系的第二转换矩阵、地球固连坐标系到捷联惯导中的数学平台系的第三转换矩阵构造的姿态转换矩阵, 以及来自所述星敏传感器的第一经度、第一纬度、第二经度、第二纬度和第二方向单位矢量, 构建基准恒星与被成像恒星在载体坐标系下的方向单位矢量误差方程; 利用最小二乘方法解算方向单位矢量误差方程, 得到姿态角误差; 将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程, 构建以得到的姿态角误差为状态量的观测方程。

[0095] 由上述技术方案可见,本发明的技术方案中,星敏感器获取被成像恒星在星敏感器坐标系下的经度、纬度信息,并借助基准恒星,在观测到 1 颗或 2 颗恒星时,结合捷联惯导提供的姿态转换矩阵,得到与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏感器坐标系下的经度、纬度信息;继而,以捷联惯导的误差方程作为组合导航系统的状态方程,结合被成像恒星及基准恒星分别在星敏感器坐标系下的经度、纬度信息之间的差值,构建以由经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程,通过卡尔曼滤波器得到捷联惯导的位置误差、姿态角误差等状态误差项的最优估计;继而根据状态误差项的最优估计修正捷联惯导测得的位置信息和姿态信息。通过本发明提供的技术方案可以保证在寡星条件下组合导航系统能够保持高精度,提高了组合导航系统的应用范围。

附图说明

[0096] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,以下将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍。显而易见地,以下描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员而言,还可以根据这些附图所示实施例得到其它的实施例及其附图。

[0097] 图 1 为现有基于捷联惯导与星敏感器的松组合导航系统结构示意图。

[0098] 图 2 为本发明实施例基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统结构示意图。

[0099] 图 3 为本发明实施例星敏感器成像原理示意图。

[0100] 图 4 为本发明实施例星图识别模块结构示意图。

[0101] 图 5 为本发明实施例基于捷联惯导与星敏感器的组合导航方法流程示意图。

具体实施方式

[0102] 以下将结合附图对本发明各实施例的技术方案进行清楚、完整的描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明的一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动的前提下所得到的所有其它实施例,都属于本发明所保护的范围。

[0103] 现有基于惯性导航与星敏感器的松组合导航系统,将星敏感器提供的第二位置信息和第二姿态信息,与捷联惯导提供的第一位置信息和第一姿态信息进行数据融合,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计,校正捷联惯导的数学平台,继而修正捷联惯导测得的位置信息和姿态信息,使得组合导航系统能够提供与星敏感器的精度水平相当的位置信息和姿态信息。但是,在恒星观测数量小于 3 颗时,由于星敏感器不能正常提供姿态信息,也就无法对捷联惯导的姿态误差进行校正,进而导致松组合导航系统的姿态信息随时间漂移,限制了组合导航系统的应用范围。

[0104] 在本发明实施例提供的基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统中,星敏感器获取被成像恒星在星敏感器坐标系下的经度、纬度信息,并借助基准恒星,在观测到 1 颗或 2 颗恒星时,结合捷联惯导提供的姿态转换矩阵,得到与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏感器坐标系下的经度、纬度信息;继而,以捷联惯导的误差方程作为组合导航系统的状态方程,结合被成像恒星及基准恒星分别在星敏感器坐标系下的经度、纬度信息之间的差值,构建以由经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程,通过卡尔曼滤波器得

到捷联惯导的位置误差、姿态角误差等状态误差项的最优估计；继而根据状态误差项的最优估计修正捷联惯导测得的位置信息和姿态信息；

[0105] 在观测到 3 颗或 3 颗以上的恒星时，则根据捷联惯导提供的姿态转换矩阵以及被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度、纬度信息，得到与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的经度、纬度信息之后，可以根据最小二乘方法得到捷联惯导的姿态角误差，并以捷联惯导的误差方程作为组合导航系统的状态方程，构建以姿态角误差为状态量的观测方程，通过卡尔曼滤波器，进行捷联惯导的位置误差、姿态角误差等状态误差项的最优估计；并根据状态误差项的最优估计对捷联惯导的数学平台进行校正，使得捷联惯导根据已校正的数学平台能够提供具有高精度的位置和姿态信息。

[0106] 这样，本发明实施例提供的基于捷联惯导与星敏传感器的组合导航系统，在观测恒星为 1 颗或 2 颗的情况下，能够将星敏传感器与捷联惯导分别提供的信息进行融合，保证了在寡星条件下也能够保持高精度，提高了组合导航系统的应用范围。而且，本发明实施例提供的基于捷联惯导与星敏传感器的组合导航系统中星敏传感器采用的星图识别方法比现有基于轨道动力学定位方法或基于几何法的定位方法的特征匹配方法更为简单，有利于提高星敏传感器的姿态更新频率。

[0107] 图 2 为本发明实施例基于捷联惯导与星敏传感器的组合导航系统结构示意图。如图 2 所示，基于捷联惯导与星敏传感器的组合导航系统包括捷联惯导 11、星敏传感器 12 以及滤波器 13。

[0108] 基于捷联惯导与星敏传感器的组合导航系统中，捷联惯导 11 用于测量载体的姿态信息，并根据来自滤波器 13 的状态误差项的最优估计，修正测得的载体的姿态信息。

[0109] 本发明实施例中，捷联惯导 11 通过安装在飞行器载体（可简称为载体）上的惯性器件（包括陀螺仪、加速度计），可以实时测得飞行器载体在地心惯性坐标系（可用 i 表示）下的位置信息；根据测得的飞行器载体的位置信息并结合捷联惯导的数学平台，构造出当前导航时刻载体坐标系（可用 b 表示）到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i 。

[0110] 本发明实施例中，捷联惯导 11，进一步还可以根据自滤波器 13 接收的状态误差项的最优估计，对测得的飞行器载体的位置信息和姿态信息进行修正，并将修正的飞行器载体的位置信息和姿态信息作为组合导航系统的载体运动参数输出信息。

[0111] 关于捷联惯导如何根据接收的状态误差项的最优估计进行位置信息和姿态信息的修正为本领域技术人员所公知的技术，在此不再详述。

[0112] 星敏传感器 12 用于根据星敏传感器预先设置的更新频率，定期获取最大视角内的被成像恒星在星敏传感器坐标系（可用 s 表示）下的第一经纬角，其中，第一经纬角包括经度 α_{c_j} （可称为第一经度）、纬度 δ_{c_j} （可称为第一纬度）以及方向单位矢量 S_{s_j} （可称为第一方向单位矢量）（ $j=0, 1, 2, \dots, n$, n 为自然数）；利用获取的被成像恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s_j} ，来自捷联惯导 11 接收的当前导航时刻的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ，和预先存储有基准恒星及基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库，确定出与被成像恒星匹配的基准恒星及该匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_y （可称为第二方向单位矢量）；基于得到的第二方向单位矢量 \hat{S}_y 以及姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ，确定与被成像恒星

匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} (可称为第三方向单位矢量) 在星敏感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ (可称为第二经度)、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ (可称为第二纬度), 其中, 赤经纬角包括基准恒星在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬及方向单位矢量。

[0113] 本发明实施例中, 具体地, 根据星敏感器预先设置的更新频率, 星敏感器定期将最大视角内的被成像恒星成像, 并获得被成像恒星在星敏感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} 以及方向单位矢量 S_{sj} ($j=0, 1, 2, \dots, n, n$ 为自然数); 并从方向单位矢量 S_{sj} 中获取星敏感器光轴指向在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s0} (可称为第四方向单位矢量)。

[0114] 根据星敏感器光轴指向在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s0} , 以及来自捷联惯导 11 的当前导航时刻的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i , 得到星敏感器光轴指向在地心惯性坐标系下的赤经 α_0 (可称为第二赤经)、赤纬 δ_0 (可称为第二赤纬)。

[0115] 以得到的星敏感器光轴指向在地心惯性坐标系下的赤经 α_0 、赤纬 δ_0 表示的星点为中心, 从预先存储有基准恒星及基准恒星在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬及方向单位矢量的基准恒星库中, 查询得到星敏感器最大视角内的各基准恒星以及各基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} (可称为第五方向单位矢量)。

[0116] 根据得到的各基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} , 及自捷联惯导 11 接收的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i , 得到最大视角内的各基准恒星在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} (可称为第六方向单位矢量)。

[0117] 计算各基准恒星在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} 分别与被成像恒星在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 S_{sj} 的差值, 并将差值与预先设置的判定阈值进行比较, 获取小于或等于判定阈值的差值对应的基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} , 其中, 与小于或等于判定阈值的差值对应的基准恒星为与被成像恒星匹配的基准恒星。

[0118] 根据匹配的基准恒星在地心惯性坐标系中的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} , 以及来自捷联惯导 11 的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i , 获取与被成像恒星匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 以及在星敏感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ 。

[0119] 本发明实施例中, 星敏感器 12 包括光学成像模块 201、CCD 图像传感器 202、星点提取模块 203 以及星图识别模块 204。

[0120] 在星敏感器中, 光学成像模块 201 用于根据星敏感器预先设置的更新频率, 将当前导航时刻最大视角内的被成像恒星成像至 CCD 图像传感器 202 中的 CCD 敏感面阵上, 形成光学图像。

[0121] CCD 图像传感器 202 用于将成像至 CCD 敏感面阵上的来自光学成像模块 201 的光学图像转变成灰度数字图像数据, 并将灰度数字图像数据传输至星点提取模块 203。

[0122] 星点提取模块 203 用于对来自 CCD 图像传感器的灰度数字图像数据进行星点提取, 获取提取的星点中被成像恒星在星敏感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} 以及方向单位

矢量 S_{s_j} (其中 $j=0, 1, 2, \dots, n, n$ 为自然数); 并从第一方向单位矢量 S_{s_j} 中获取星敏传感器光轴指向在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s_0} 。

[0123] 本发明实施例中, 假设星敏传感器坐标系与载体坐标系重合, 且地心惯性坐标系 i 表示为 $o_i x_i y_i z_i$, 载体坐标系 b 表示为 $o_b x_b y_b z_b$; 星敏传感器坐标系 s 表示为 $o_s x_s y_s z_s$, 而星敏传感器中的 CCD 成像平面坐标系(可用 c 表示)表示为 $o_c x_c y_c z_c$, 其中, o_i, o_b, o_s, o_c 分别为地心惯性坐标系、载体坐标系、星敏传感器坐标系及 CCD 成像平面坐标系的坐标原点; 同时, 星敏传感器坐标系 $o_s x_s y_s z_s$ 与 CCD 成像平面坐标系 $o_c x_c y_c z_c$ 平行且坐标原点 o_s 与 o_c 之间的距离用 f 表示。

[0124] 作为可选实施例, 由于星敏传感器固定在飞行器载体上, 存在固定的几何关系, 因此, 当不假设星敏传感器坐标系与载体坐标系重合时, 星敏传感器坐标系与载体坐标系之间可通过固定的转换矩阵进行切换, 也就是说, 根据载体坐标系到地心惯性坐标系坐标系的姿态转换矩阵, 即可通过固定的星敏传感器坐标系到载体坐标系的转换矩阵, 得到星敏传感器坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵; 根据被成像恒星(或基准恒星)在星敏传感器坐标系下的经度、纬度及方向单位矢量, 均可通过星敏传感器坐标系与载体坐标系之间的几何关系, 得到被成像恒星在载体坐标系下的经度、纬度及方向单位矢量, 反之亦然。

[0125] 本发明实施例中, 星点提取模块 203 可以通过包括但不限于星点与背景分离、连通分析及内插细分定位算法, 对接收的灰度数字图像数据进行星点提取, 获取与被成像恒星对应的星点像元 p_j 以及星点像元 p_j ($j=0, 1, 2, L, n$) 在 CCD 成像平面坐标系下的二维坐标 (y_{c_j}, z_{c_j}) , 其中, p_0 表示星敏传感器光轴指向在 CCD 成像平面坐标系下的星点像元, 星敏传感器光轴指向在 CCD 成像平面坐标系下的二维坐标可表示为 (y_{c_0}, z_{c_0}) , 其中, $y_{c_0}=0, z_{c_0}=0$ 。

[0126] 接着, 根据星点像元 p_j 在 CCD 成像平面坐标系下的二维坐标 (y_{c_j}, z_{c_j}) 以及星敏传感器坐标系与 CCD 成像平面坐标系的坐标原点间距 f , 得到被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度 α_{c_j} 、纬度 δ_{c_j} 。

[0127] 然后, 根据得到的被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度 α_{c_j} 、纬度 δ_{c_j} , 以及星敏传感器坐标系 s 与 CCD 成像平面坐标系 c 的几何关系, 解算得到被成像恒星在星敏传感器坐标系的方向单位矢量 S_{s_j} , 其中, 得到的被成像恒星在星敏传感器坐标系的方向单位矢量 S_{s_j} 包含星敏传感器光轴指向在星敏传感器下的方向单位矢量 S_{s_0} 。

[0128] 具体地, 图 3 为本发明实施例星敏传感器成像原理的示意图。如图 3 所示, 在当前导航时刻, 将被成像恒星经过星敏传感器 12 的光学成像模块 201 成像在 CCD 面阵上的星点像元表示为 p_j , p_j 在 CCD 成像平面坐标系 $o_c x_c y_c z_c$ 中的二维可测量坐标为 (y_{c_j}, z_{c_j}) , p_{y_j} 为点 p_j 在 CCD 成像平面坐标系中 y 轴的映射点。

[0129] 定义 $p_j o_s$ 与 $p_{y_j} o_s$ 的夹角为 δ_{c_j} , $o_c o_s$ 与 $p_{y_j} o_s$ 的夹角为 α_{c_j} , 其中 α_{c_j} 和 δ_{c_j} 分别为被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度和纬度。则根据几何关系, α_{c_j} 、 δ_{c_j} 与 y_{c_j} 、 z_{c_j} 之间的关系可表示为:

$$[0130] \quad \tan \alpha_{c_j} = \frac{y_{c_j}}{f} \quad (1)$$

$$[0131] \quad \tan \delta_{c_j} = \frac{z_{c_j}}{f / \cos \alpha_{c_j}} \quad (2)$$

[0132] 而被成像恒星在星敏器坐标系下的方向单位矢量 S_{sj} 可表示为：

$$[0133] \quad \mathbf{S}_{sj} = \begin{bmatrix} x_{sj} \\ y_{sj} \\ z_{sj} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{cj} \cos \delta_{cj} \\ -\sin \alpha_{cj} \cos \delta_{cj} \\ -\sin \delta_{cj} \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{y_{cj}^2 + z_{cj}^2 + f^2}} \begin{bmatrix} f \\ -y_{cj} \\ -z_{cj} \end{bmatrix} \quad (3)$$

[0134] 因此,根据被成像恒星在星敏器 12 的 CCD 面阵上成像的星点像元,可以得到被成像恒星在星敏器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} ,并根据得到的第一经度、第一纬度可以进一步得到被成像恒星在星敏器坐标系下的第一方向单位矢量 S_{sj} 。

[0135] 星图识别模块 204 用于根据自星点提取模块 203 接收的被成像恒星在星敏器坐标系下的方向单位矢量 S_{sj} 以及来自捷联惯导 11 的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ,并结合预先存储有基准恒星及基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库,得到与被成像恒星匹配的基准恒星及该基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} ,并基于第二方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 以及姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ,获取与被成像恒星匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 以及在星敏器坐标系下的第二经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、第二纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ 。

[0136] 图 4 为本发明实施例星图识别模块结构示意图。如图 4 所示,本发明实施例中,星图识别模块包括光轴识别单元 4011、基准恒星搜索单元 4012、基准恒星匹配单元 4013、预测星点坐标单元 4014。

[0137] 星图识别模块中光轴识别单元 4011 用于根据来自捷联惯导 11 的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ,以及来自星点提取模块 203 的被成像恒星在星敏器坐标系下的方向单位矢量 S_{sj} ,解算得到星敏器光轴指向在地心惯性坐标系下的赤经 α_0 、赤纬 δ_0 。

[0138] 本发明实施例中,光轴识别单元 4011 根据来自捷联惯导 11 的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ,以及来自星点提取模块 203 的星敏器光轴指向在星敏器坐标系下的方向单位矢量 S_{s0} ,得到星敏器光轴指向在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 S_{i0} ;根据得到的星敏器光轴指向在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 S_{i0} ,以及地心惯性坐标系下的方向单位矢量与赤经、赤纬的几何关系,解算得到星敏器光轴指向在地心惯性坐标系下的赤经 α_0 、赤纬 δ_0 。

[0139] 本发明实施例中,星敏器光轴指向在 CCD 成像平面坐标系的二维坐标可表示为 (y_{c0}, z_{c0}) ,其中, $y_{c0}=0, z_{c0}=0$,因此,根据式(1)及式(2)可知,星敏器光轴指向在星敏器坐标系下的经度 α_{cj} 及纬度 δ_{cj} 均取值为 0,继而,根据式(3)可知,星敏器光轴指向的方向单位矢量 S_{s0} 可表示为：

$$[0140] \quad \mathbf{S}_{s0} = \begin{bmatrix} x_{s0} \\ y_{s0} \\ z_{s0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

[0141] 本发明实施例中,假设 n 颗被成像恒星在地心惯性坐标系的赤经、赤纬分别表示

为 α_j 、 δ_j (其中 $j=0, 1, 2, L, n$)，则被成像恒星在地心惯性坐标系中的方向单位矢量 S_{Ij} 可表示为：

$$[0142] \quad S_{Ij} = \begin{bmatrix} x_{Ij} \\ y_{Ij} \\ z_{Ij} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_j \cos \delta_j \\ \sin \alpha_j \cos \delta_j \\ \sin \delta_j \end{bmatrix} \quad (5)$$

[0143] 因此，根据式(5)，星敏感器光轴指向在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 S_{I0} 可表示为：

$$[0144] \quad S_{I0} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \delta_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

[0145] 接着，根据坐标变换原理，方向单位矢量 S_{sj} 与方向单位矢量 S_{Ij} 有如下转换关系：

$$[0146] \quad S_{sj} = C_i^s S_{Ij} \quad (7)$$

[0147] 式中： C_i^s 为地心惯性坐标系到星敏感器坐标系的转换矩阵；根据式(7)可知， $S_{s0} = C_i^s S_{I0}$ 。

[0148] 本发明实施例中，由于假设星敏感器坐标系与载体坐标系重合，且实际应用中 \hat{C}_b^i 及 C_i^s 均为正交矩阵，因此， $(C_i^s)^T = C_s^i = \hat{C}_b^i = (\hat{C}_i^b)^T$ ，其中， C_s^i 为星敏感器坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵， \hat{C}_i^b 为地心惯性坐标系到载体坐标系的转换矩阵；因此，星敏感器光轴指向在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 $S_{s0} = C_i^s S_{I0}$ 可进一步表示为：

$$[0149] \quad \hat{C}_b^i \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \delta_0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

[0150] 然后，根据式(8)，结合自捷联惯导 11 接收的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ，可以计算得到星敏感器光轴指向在地心惯性坐标系中的赤经 α_0 、赤纬 δ_0 。这样，就实现了捷联惯导提供的姿态信息与星敏感器提供的星敏感器光轴指向在星敏感器坐标系下的方向单位矢量等相关信息的融合。

[0151] 基准恒星搜索单元 4012 用于以光轴识别单元 4011 输出的星敏感器光轴指向在地心惯性坐标系下的赤经 α_0 、赤纬 δ_0 表示的星点为中心，从预先存储有基准恒星及基准恒星在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬以及方向单位矢量的基准恒星库中，搜索得到在星敏感器的最大视角内的基准恒星及各基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{lk} 。

[0152] 本发明实施例中，根据天体运动规律预先将恒星作为基准恒星，并将基准恒星在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬位置信息以及在地心惯性坐标系下的方向单位矢量对应存储到基准恒星库中，为星敏感器的导航提供基准。

[0153] 基准恒星匹配单元 4013 用于根据基准恒星搜索单元 4012 输出的最大视角内的各

基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{jk} ，以及来自捷联惯导 11 的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ，计算得到各基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} ；并计算最大视角内的各基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} ，分别与自星点提取模块 203 接收的被成像恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 S_{sj} 的差值，将差值与预先设置的判定阈值进行比较，获取小于或等于判定阈值的差值对应的基准恒星及该基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{jk} ，其中，与小于或等于判定阈值的差值对应的基准恒星为与被成像恒星匹配的基准恒星。

[0154] 本发明实施例中，根据式(7)，查询得到的最大视角内的各基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} 可表示为：

$$[0155] \quad \hat{S}_{sk} = C_i^s \hat{S}_{jk} \quad (9)$$

[0156] 其中， $(C_i^s)^T = C_s^i = \hat{C}_b^i$ 。

[0157] 接着，根据式(9)、各基准恒星在地心惯性坐标系中的方向单位矢量 \hat{S}_{jk} 以及自捷联惯导 11 接收的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ，可计算得到各基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} 。

[0158] 本发明实施例中，基准恒星匹配单元 4013 将最大视角内的各基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} ，分别与星敏传感器中被成像恒星的方向单位矢量 S_{sj} 作差，并将差值 $|\hat{S}_{sk} - S_{sj}|$ 与预先设置的判定阈值 Δ 进行比较，若差值 $|\hat{S}_{sk} - S_{sj}|$ 小于或等于判定阈值 Δ ，则说明 \hat{S}_{sk} 对应的基准恒星与被成像恒星匹配，将与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量输出，并进行下一个最大视角内的基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量分别与星敏传感器中被成像恒星的方向单位矢量的比较；若 $|\hat{S}_{sk} - S_{sj}|$ 大于判定阈值 Δ ，则 \hat{S}_{sk} 对应的基准恒星与被成像恒星不匹配，将 \hat{S}_{sk} 与下一个被成像恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量进行比较，如果与星敏传感器成像的被成像恒星均不匹配，则进行下一个最大视角内的基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量分别与星敏传感器中被成像恒星的方向单位矢量的比较，直至所有最大视角内的基准恒星都完成了与被成像恒星的比较。

[0159] 本发明实施例中，基准恒星匹配单元 4013 将与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{jk} 输出至预测星点坐标单元 4014 及卡尔曼滤波器 13 中。相应地，与被成像恒星不匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量不做任何处理。

[0160] 这样，即使当星敏传感器敏感的被成像恒星的数目 1 颗或 2 颗时，基于捷联惯导与星敏传感器的组合导航系统仍然能够将星敏传感器提供的被成像恒星的相关信息与捷联惯导提

供的姿态转换矩阵信息进行融合,有利于提高紧组合导航系统的应用范围及精度。

[0161] 预测星点坐标单元 4014 用于根据基准恒星匹配单元 4013 输出的匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{ij} , 以及来自捷联惯导 11 的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i , 获取与被成像恒星匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 以及在星敏感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ 。

[0162] 本发明实施例中,预测星点坐标单元 4014 根据自基准恒星匹配单元 4013 接收的匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{ij} , 以及自捷联惯导 11 接收的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i , 得到与被成像恒星匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} ; 根据得到的匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} , 以及载体坐标系与星敏感器坐标系的几何关系, 得到匹配的基准恒星在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sj} (可称为第八方向单位矢量); 根据得到的匹配的基准恒星在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sj} , 以及星敏感器坐标系下的方向单位矢量与经度、纬度的几何关系, 得到匹配的基准恒星在星敏感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ 。

[0163] 本发明实施例中, 由于星敏感器坐标系与载体坐标系重合, 因此有匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 与在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sj} 相同; 再根据星敏感器坐标系下的方向单位矢量与经度、纬度的几何关系, 即可得到:

$$[0164] \quad \hat{S}_{bj} = \hat{S}_{sj} = \begin{bmatrix} \cos \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\delta}_{cj} \end{bmatrix} \quad (10)$$

[0165] 所以, 根据得到的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} , 可计算出基准恒星在星敏感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ 。

[0166] 本发明实施例提供的星图识别方法, 不需要基于几何法的定位方法或基于轨道动力学的定位方法, 将由星敏感器成像的与被成像恒星对应的星点像元的坐标信息, 与基准恒星库中的基准恒星进行特征匹配, 得出与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的赤经和赤纬; 而只需以星敏感器光轴指向在地心惯性坐标系下的赤经和赤纬为中心, 在星敏感器的最大视角内搜索基准恒星库, 再通过简单的运算即可得到与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏感器坐标系下的经度和纬度, 本发明实施例提供的星图识别方法更为简单, 可有助于提高星敏感器的姿态更新频率。

[0167] 滤波器 13 用于利用来自捷联惯导 11 的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i , 以及来自星敏感器 12 的被成像恒星在星敏感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} , 以及与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ 和在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{ij} , 确定

匹配的基准恒星与被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经纬角差值；将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程，构建以得到的经纬角差值为状态量的观测方程；对构建的观测方程进行卡尔曼滤波，得到捷联惯导的状态误差项的最优估计，并将得到状态误差项的最优估计反馈至捷联惯导 11。具体地，滤波器 13 可以采用本领域技术人员常用的卡尔曼滤波器。

[0168] 本发明实施例中，经纬角差值包括经度差值 $\Delta\alpha_{cj} = \alpha_{cj} - \hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度差值 $\Delta\delta_{cj} = \delta_{cj} - \hat{\delta}_{cj}$ 以及姿态角误差；因此，构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括：根据经度差值和纬度差值，获取经纬位置差，构建以经纬位置差为状态量的观测方程，或构建以姿态角误差为状态量的观测方程。

[0169] 本发明实施例中，当星敏传感器观测的被成像恒星的数量为 1 颗或 2 颗时，根据经度差值和纬度差值，获取经纬位置差，构建以经纬位置差为状态量的观测方程。具体地，滤波器根据被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} ，以及与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ ，得到匹配的基准恒星与被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度差值、纬度差值；并将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程，构建以由得到的经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程。

[0170] 当星敏传感器观测的被成像恒星的数量大于或等于 3 颗时，构建以姿态角误差为状态量的观测方程。具体地，滤波器利用由预设于捷联惯导中的数学平台系到地心惯性坐标系的转换矩阵 \hat{C}_n^b （可称为第一转换矩阵）、地心惯性坐标系到地球固连坐标系的转换矩阵 C_i^e （可称为第二转换矩阵）、地球固连坐标系到捷联惯导中的数学平台系的转换矩阵 $C_e^{n'}$ （可称为第三转换矩阵）构造的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ，以及来自星敏传感器 12 的被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} ，与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏传感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ 和在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} ，构建匹配的基准恒星与被成像恒星在载体坐标系下的方向单位矢量误差方程；利用最小二乘方法解算方向单位矢量误差方程，得到由姿态角误差组成的导航坐标系到数学平台系的转换矩阵 $C_n^{n'}$ （可称为第四转换矩阵）及姿态角误差；将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程，构建以得到的姿态角误差为状态量的观测方程。

[0171] 实际应用中，根据自星图识别模块 204 中的预测星点坐标单元 4014 接收的基准恒星在星敏传感器坐标下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ ，以及自星敏传感器 12 中的星点提取模块 203 接收的被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} ，将基准恒星与被成像恒星的经度差值 $\Delta\alpha_{cj} = \alpha_{cj} - \hat{\alpha}_{cj}$ 及纬度差值 $\Delta\delta_{cj} = \delta_{cj} - \hat{\delta}_{cj}$ 定义为组合导航系统的经纬位置差，并将该经纬位置差代入基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 的表示式中，即：

$$[0172] \quad \hat{S}_{bj} = \begin{bmatrix} \cos \hat{\alpha}_{ej} \cos \hat{\delta}_{ej} \\ -\sin \hat{\alpha}_{ej} \cos \hat{\delta}_{ej} \\ -\sin \hat{\delta}_{ej} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{ej} - \Delta\alpha_{ej}) \cos(\delta_{ej} - \Delta\delta_{ej}) \\ -\sin(\alpha_{ej} - \Delta\alpha_{ej}) \cos(\delta_{ej} - \Delta\delta_{ej}) \\ -\sin(\delta_{ej} - \Delta\delta_{ej}) \end{bmatrix} \quad (11)$$

[0173] 实际应用中,由于基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统的经纬位置差的数值较小,因此 $\cos \Delta \alpha_{ej} \approx 1$, $\sin \Delta \alpha_{ej} \approx \Delta \alpha_{ej}$, $\cos \Delta \delta_{ej} \approx 1$, $\sin \Delta \delta_{ej} \approx \Delta \delta_{ej}$,可以忽略二阶小量,则基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 可进一步表示为:

$$[0174] \quad \hat{S}_{bj} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{ej} \cos \delta_{ej} + \Delta \alpha_{ej} \sin \alpha_{ej} \cos \delta_{ej} + \Delta \delta_{ej} \cos \alpha_{ej} \sin \delta_{ej} \\ -\sin \alpha_{ej} \cos \delta_{ej} + \Delta \alpha_{ej} \cos \alpha_{ej} \cos \delta_{ej} - \Delta \delta_{ej} \sin \alpha_{ej} \sin \delta_{ej} \\ -\sin \delta_{ej} + \Delta \delta_{ej} \cos \delta_{ej} \end{bmatrix} \quad (12)$$

[0175] 本发明实施例中,定义方向单位矢量误差 $\Delta S_{bj} = S_{bj} - \hat{S}_{bj}$,其中, S_{bj} 为被成像恒星在载体坐标系下的方向单位矢量,由于载体坐标系与星敏感器坐标系重合,所以有 $S_{bj} = S_{sj}$,继而,方向单位矢量误差 $\Delta S_{bj} = S_{bj} - \hat{S}_{bj}$ 可进一步表示为:

$$[0176] \quad \Delta S_{bj} = \begin{bmatrix} -\Delta \alpha_{ej} \sin \alpha_{ej} \cos \delta_{ej} - \Delta \delta_{ej} \cos \alpha_{ej} \sin \delta_{ej} \\ -\Delta \alpha_{ej} \cos \alpha_{ej} \cos \delta_{ej} + \Delta \delta_{ej} \sin \alpha_{ej} \sin \delta_{ej} \\ -\Delta \delta_{ej} \cos \delta_{ej} \end{bmatrix} \quad (13)$$

[0177] 接着,实际应用中,由于捷联惯导构造的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i 可以表示为:

$$[0178] \quad \hat{C}_b^i = (\hat{C}_i^b)^T = (\hat{C}_n^b C_e^{n'} C_i^e)^T \quad (14)$$

[0179] 式中, \hat{C}_n^b 为预设于捷联惯导中的数学平台系 n' 到地心惯性坐标系的转换矩阵(也称为捷联矩阵), C_i^e 为地心惯性坐标系 i 到地球固连坐标系 e 的转换矩阵, $C_e^{n'}$ 为地球固连坐标系 e 到捷联惯导中的数学平台系 n' 的转换矩阵。关于捷联惯导如何根据当前导航时刻、测得的飞行器载体的位置速度等信息得到 C_i^e 、 $C_e^{n'}$,再结合捷联矩阵 \hat{C}_n^b 构造载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i 为本领域技术人员所公知的技术,在此不再详述。

[0180] 实际应用中,由于地球固连坐标系 e 到捷联惯导中的数学平台系 n' 的转换矩阵 $C_e^{n'}$ 及地球固连坐标系 e 到导航坐标系 n 的转换矩阵 C_e^n 均为缓变量,可以假设地球固连坐标系 e 到捷联惯导中的数学平台系 n' 的转换矩阵与地球固连坐标系 e 到导航坐标系 n 的转换矩阵相等,即 $C_e^{n'} = C_e^n$ 。

[0181] 因此,本发明实施例中,捷联惯导测得的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ,具体可进一步表示为:

$$[0182] \quad \hat{C}_b^i = (\hat{C}_i^b)^T = (\hat{C}_n^b C_n^{n'} C_i^e)^T = (\hat{C}_n^b C_n^{n'} C_i^e)^T \quad (15)$$

[0183] 继而,假设 C_i^b 为真实的地心惯性坐标系到载体坐标系的转换矩阵,相应地, C_b^i 为真实的载体坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵,则 C_i^b 可表示为:

$$[0184] \quad C_i^b = (C_b^i)^T = \hat{C}_n^b C_n^{n'} C_i^e \quad (16)$$

[0185] 式中, $C_n^{n'}$ 为导航坐标系 n 到捷联惯导中的数学平台系 n' 的转换矩阵;相应地, $C_n^{n'}$ 为捷联惯导中的数学平台系 n' 到导航坐标系 n 的转换矩阵,也可称为姿态误差校正矩阵,其中,姿态误差校正矩阵由姿态欧拉角的误差量决定,可表示为:

$$[0186] \quad (C_n^{n'})^T = C_n^n = \begin{bmatrix} 1 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 1 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

[0187] 式中, $\delta\alpha$ 、 $\delta\beta$ 、 $\delta\gamma$ 为姿态欧拉角的误差量,即姿态角误差。

[0188] 然后,根据坐标变换原理: $S_{bj} = C_i^b \hat{S}_{bj}$ 、 $\hat{S}_{bj} = \hat{C}_i^b \hat{S}_{bj}$, 则方向单位矢量误差 $\Delta S_{bj} = S_{bj} - \hat{S}_{bj}$ 可表示为:

$$[0189] \quad \Delta S_{bj} = (C_i^b - \hat{C}_i^b) \hat{S}_{bj} \quad (18)$$

[0190] 这样,将捷联惯导敏感的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i 以及真实的载体坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵 C_i^b 代入式(18),可得到:

$$[0191] \quad \Delta S_{bj} = (C_i^b - \hat{C}_i^b) \hat{S}_{bj} = \hat{C}_n^b (C_n^{n'} - I) C_n^n C_i^e \hat{S}_{bj} \quad (19)$$

$$[0192] \quad = \begin{bmatrix} -\Delta\alpha_{cj} \sin\alpha_{cj} \cos\delta_{cj} - \Delta\delta_{cj} \cos\alpha_{cj} \sin\delta_{cj} \\ -\Delta\alpha_{cj} \cos\alpha_{cj} \cos\delta_{cj} + \Delta\delta_{cj} \sin\alpha_{cj} \sin\delta_{cj} \\ -\Delta\delta_{cj} \cos\delta_{cj} \end{bmatrix}$$

[0193] 由式(19)可见,方向单位矢量误差 ΔS_{bj} 由姿态误差校正矩阵中的姿态角误差 $\delta\alpha$ 、 $\delta\beta$ 、 $\delta\gamma$ 所决定,具体可由星传感器获取的被成像恒星在星传感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} 及位置误差 $\Delta\alpha_{cj} = \alpha_{cj} - \hat{\alpha}_{cj}$ 、 $\Delta\delta_{cj} = \delta_{cj} - \hat{\delta}_{cj}$ 计算得到。实际应用中,由于方向单位矢量误差与姿态角误差满足线性关系,而且,经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} 的观测噪声是由星传感器的测量误差引起,具有高斯特性,所以,可以以捷联惯导的误差方程作为状态方程,将方向单位矢量误差写成卡尔曼滤波的基本方程,即:

$$[0194] \quad Z_j = H_j X + V_j \quad (20)$$

[0195] 式中, Z_j 为组合导航系统的状态量, H_j 为与状态量相应的状态量矩阵, V_j 为星传感器的观测白噪声序列, X 为捷联惯导的状态误差项,其中,状态量矩阵 H_j 根据状态量 Z_j 的取值的变化而变化。关于如何将方向单位矢量误差方程写成卡尔曼滤波的基本方程为本领域技术人员所公知的技术,在此不再详述。

[0196] 本发明实施例中,在星敏传感器观测的恒星数量为 1 颗或 2 颗时,状态量

$$Z_j = \begin{bmatrix} \Delta\alpha_{cj} \\ \Delta\delta_{cj} \end{bmatrix}; \text{在星敏传感器观测的恒星数量为 3 颗或 3 颗以上时,状态量 } Z_j = \begin{bmatrix} \delta\alpha \\ \delta\beta \\ \delta\gamma \end{bmatrix}。$$

[0197] 本发明实施例中,以捷联惯导的误差方程作为组合导航系统的状态方程,导航坐标系以东北天地理坐标系。通过对捷联惯导的性能及误差源的分析,可以将组合导航系统的状态方程表示为: $\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t)$, 其中, t 为当前导航时刻, $X(t)$ 为状态误差项,包括东、北、天向失准角,速度误差,经度、纬度、高度误差,陀螺零位漂移误差以及加速度计零位偏置; $F(t)$ 为系统状态转移矩阵, $W(t)$ 为系统噪声序列, $G(t)$ 为噪声矩阵。关于捷联惯导的误差方程的构建为本领域技术人员所公知的技术,在此不再详述。

[0198] 本发明实施例中,当星敏传感器观测的被成像恒星的数量为 1 颗或 2 颗时,以由经度差值 $\Delta\alpha_{cj} = \alpha_{cj} - \hat{\alpha}_{cj}$ 以及纬度差值 $\Delta\delta_{cj} = \delta_{cj} - \hat{\delta}_{cj}$ 构成的经纬位置差作为组合导航系统的状态量,结合捷联惯导的误差方程,可以根据式(20)构建基于捷联惯导与星敏传感器的组合导航系统的观测方程,表示为:

$$[0199] \quad Z = HX + V \quad (21)$$

[0200] 这样,当被成像恒星的数量为 1 颗时,

$$[0201] \quad Z = Z_1 = \begin{bmatrix} \Delta\alpha_{c1} \\ \Delta\delta_{c1} \end{bmatrix}, H = H_1, V = V_1$$

[0202] 当被成像恒星的数量为 2 颗时,

$$[0203] \quad Z = \begin{bmatrix} Z_1^T \\ Z_2^T \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} H_1^T \\ H_2^T \end{bmatrix}, V = \begin{bmatrix} V_1^T \\ V_2^T \end{bmatrix}$$

[0204] 这样,滤波器 13 通过上述观测方程,可以对捷联惯导的状态误差项进行卡尔曼滤波处理,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计,并将得到捷联惯导的状态误差项的最优估计反馈至捷联惯导 11 中,以便对捷联惯导 11 测得的位置信息和姿态信息进行修正,提高组合导航系统的测量精度。

[0205] 当星敏传感器观测的被成像恒星的数量大于或等于 3 颗时,根据式(19)将基于捷联惯导与星敏传感器的组合导航系统的方向单位矢量误差方程表示为:

$$[0206] \quad \Delta S = G(C_b^i - \hat{C}_b^i) \quad (22)$$

[0207] 式中,

$$[0208] \quad \Delta S = \begin{bmatrix} \Delta S_{b1}^T \\ \Delta S_{b2}^T \\ M \\ \Delta S_{bn}^T \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$[0209] \quad G = \begin{bmatrix} S_{I1}^T \\ S_{J2}^T \\ M \\ S_{In}^T \end{bmatrix} \quad (24)$$

[0210] 接着,由最小二乘方法可知,

$$[0211] \quad C_b^i - \hat{C}_b^i = (G^T G)^{-1} G^T \Delta S \quad (25)$$

[0212] 再根据式(15)、式(16),可以得到:

$$[0213] \quad C_e^i C_n^e (C_n^n - I) \hat{C}_b^n = (G^T G)^{-1} G^T \Delta S \quad (26)$$

[0214] 因此,可以根据由星敏感器 12 输出的基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{ij} 、在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 以及被成像恒星在星敏感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} , 结合由预测星点坐标单元 4014 输出的基准恒星在星敏感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$, 即可利用最小二乘方法解算出姿态角误差 $\delta \alpha$ 、 $\delta \beta$ 、 $\delta \gamma$ 。

[0215] 然后,结合捷联惯导的误差方程,构建以姿态角误差 $\delta \alpha$ 、 $\delta \beta$ 、 $\delta \gamma$ 为基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统的状态量的观测方程,通过卡尔曼滤波技术,对捷联惯导的状态误差项进行最优估计,并将得到的状态误差项的最优估计反馈至捷联惯导 11 中,对捷联惯导 11 中的数学平台进行校正,使得捷联惯导根据已校正的数学平台能够提供具有较高精度的位置和姿态信息。

[0216] 由上述可见,在本发明实施例提供的基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统中,星敏感器采用与现有基于惯性导航与星敏感器的松组合导航系统不同的星图识别方法,结合由捷联惯导提供的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵,得到与星敏感器敏感的被成像恒星匹配的基准恒星;当星敏感器观测的被成像恒星的数量为 1 颗或 2 颗时,借助基准恒星及由捷联惯导构造的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵,得到与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏感器坐标系下的经度、纬度;继而,以捷联惯导的误差方程作为组合导航系统的状态方程,结合被成像恒星及基准恒星分别在星敏感器坐标系下的经度、纬度信息之间的差值,构建以由经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程,通过卡尔曼滤波器得到捷联惯导的位置误差、姿态角误差等状态误差项的最优估计;继而根据状态误差项的最优估计修正捷联惯导提供的位置信息和姿态信息。

[0217] 当星敏感器观测的被成像恒星的数量为 3 颗或 3 颗以上时,可以根据最小二乘方法得到捷联惯导的姿态角误差,并以捷联惯导的误差方程作为组合导航系统的状态方程,构建以姿态角误差为状态量的观测方程,通过卡尔曼滤波器,进行捷联惯导的位置误差、姿态角误差等状态误差项的最优估计;并根据状态误差项的最优估计对捷联惯导的数学平台进行校正,使得捷联惯导根据已校正的数学平台能够提供具有高精度的位置信息和姿态信息。这样,捷联惯导与星敏感器的紧组合导航系统能够应用在观测恒星为 1 颗或 2 颗的情况下,也可以与现有的松组合导航系统一样应用在观测恒星为 3 颗及 3 颗以上的情况下,提高了紧组合导航系统的应用范围。而且,进一步地,本发明实施例提供的紧组合导航系统中采用的星图识别方法比现有几何特征匹配的星图识别方法更为简单,提高了星敏感器的姿

态更新频率。

[0218] 图 5 为本发明实施例基于捷联惯导与星敏感器的组合导航方法流程示意图。该方法包括：

[0219] 步骤 501, 捷联惯导测量并输出载体的姿态信息；

[0220] 本步骤中, 捷联惯导通过安装在飞行器载体上的惯性器件, 实时测得飞行器载体的位置信息和姿态信息, 其中, 位置信息为飞行器载体在地心惯性坐标系下的赤经、赤纬, 姿态信息为载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i 。

[0221] 步骤 502, 星敏感器根据预先设置的更新频率获取最大视角内的被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经纬角; 利用第一经纬角、来自捷联惯导的姿态信息和预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角的基准恒星库, 确定出与被成像恒星匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的第二方向单位矢量; 基于所述第二方向单位矢量以及所述姿态信息, 确定所述基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星敏感器坐标系下的第二经度、第二纬度。

[0222] 本步骤中, 来自捷联惯导的姿态信息为载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵; 第一经纬角包括: 第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量; 基准恒星在地心惯性坐标系下赤经纬角包括: 赤经、赤纬以及方向单位矢量。

[0223] 本发明实施例中, 为获取所述与被成像恒星匹配的基准恒星在载体坐标系下的第三方向单位矢量以及在星敏感器坐标系下的第二经度、第二纬度, 具体包括如下步骤:

[0224] 步骤 5021, 根据星敏感器预先设置的更新频率获取星敏感器最大视角内的被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量, 并从第一方向单位矢量中获取光轴指向在星敏感器坐标系下的第四方向单位矢量。

[0225] 本步骤中, 第一经度是指被成像恒星在星敏感器坐标系下的经度 α_{c_j} ; 第一纬度是指被成像恒星在星敏感器坐标系下的纬度 δ_{c_j} ; 第一方向单位矢量是指被成像恒星在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s_j} ($j=0, 1, 2, \dots, n$, n 为自然数); 第四方向单位矢量是指星敏感器光轴指向在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s_0} 。其中, 方向单位矢量 S_{s_j} 包括星敏感器光轴指向在星敏感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s_0} 。

[0226] 本发明实施例中, 为获取星敏感器最大视角内的被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量, 可具体包括如下步骤:

[0227] A1, 根据星敏感器预先设置的更新频率, 将最大视角内的被成像恒星成像至 CCD 图像传感器中的 CCD 敏感面阵上, 形成光学图像;

[0228] A2, 将所述光学图像转变成灰度数字图像数据;

[0229] A3, 对灰度数字图像数据进行星点提取, 获取被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经度、第一纬度以及第一方向单位矢量。

[0230] 本发明实施例中, 假设星敏感器坐标系 s 与载体坐标系 b 重合, 且地心惯性坐标系 i 表示为 $o_i x_i y_i z_i$, 载体坐标系 b 表示为 $o_b x_b y_b z_b$; 星敏感器坐标系 s 表示为 $o_s x_s y_s z_s$, 而星敏感器中的 CCD 成像平面坐标系 c 表示为 $o_c x_c y_c z_c$, 其中, o_i 、 o_b 、 o_s 、 o_c 分别为地心惯性坐标系、载体坐标系、星敏感器坐标系及 CCD 成像平面坐标系的坐标原点; 同时, 星敏感器坐标系 $o_s x_s y_s z_s$ 与 CCD 成像平面坐标系 $o_c x_c y_c z_c$ 平行且坐标原点 o_s 与 o_c 之间的距离用 f 表示。

[0231] 本发明实施例中, 首先, 通过包括但不限于星点与背景分离、连通分析及内插细

分定位算法,对灰度数字图像数据进行星点提取,获取与被成像恒星对应的星点像元 p_j ($j=0, 1, 2, L, n$) 以及星点像元在 CCD 成像平面坐标系的二维坐标 (y_{c_j}, z_{c_j}) , 其中, p_0 表示星敏传感器光轴指向在 CCD 成像平面坐标系下的星点像元,星敏传感器光轴指向在 CCD 成像平面坐标系下的二维坐标可表示为 (y_{c_0}, z_{c_0}) , 其中, $y_{c_0}=0, z_{c_0}=0$ 。

[0232] 接着,根据获取的星点像元 p_j 在 CCD 成像平面坐标系下的二维坐标 (y_{c_j}, z_{c_j}) 以及星敏传感器坐标系与 CCD 成像平面坐标系的坐标原点间距 f , 得到被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度 α_{c_j} 、纬度 δ_{c_j} 。

[0233] 然后,根据得到的被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度 α_{c_j} 、纬度 δ_{c_j} , 以及星敏传感器坐标系与 CCD 成像平面坐标系的几何关系,解算得到被成像恒星在星敏传感器坐标系的方向单位矢量 S_{s_j} , 其中得到的被成像恒星在星敏传感器坐标系的方向单位矢量 S_{s_j} 包含星敏传感器光轴指向在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s_0} (可称为第四方向单位矢量)。

[0234] 具体地,在当前导航时刻,将被成像恒星经过星敏传感器 12 的光学成像模块 201 成像在 CCD 面阵上的星点像元表示为 p_j , p_j 在 CCD 成像平面坐标系 $o_c x_c y_c z_c$ 中的二维可测量坐标为 (y_{c_j}, z_{c_j}) , p_{y_j} 为点 p_j 在 CCD 成像平面坐标系中 y 轴的映射点。

[0235] 定义 $p_j o_s$ 与 $p_{y_j} o_s$ 的夹角为 δ_{c_j} , $o_c o_s$ 与 $p_{y_j} o_s$ 的夹角为 α_{c_j} , 其中 α_{c_j} 和 δ_{c_j} 分别为被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度和纬度。则根据几何关系, α_{c_j} 、 δ_{c_j} 与 y_{c_j} 、 z_{c_j} 之间的关系可表示为:

$$[0236] \quad \tan \alpha_{c_j} = \frac{y_{c_j}}{f} \quad (1)$$

$$[0237] \quad \tan \delta_{c_j} = \frac{z_{c_j}}{f / \cos \alpha_{c_j}} \quad (2)$$

[0238] 而被成像恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s_j} 可表示:

$$[0239] \quad S_{s_j} = \begin{bmatrix} x_{s_j} \\ y_{s_j} \\ z_{s_j} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{c_j} \cos \delta_{c_j} \\ -\sin \alpha_{c_j} \cos \delta_{c_j} \\ -\sin \delta_{c_j} \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{y_{c_j}^2 + z_{c_j}^2 + f^2}} \begin{bmatrix} f \\ -y_{c_j} \\ -z_{c_j} \end{bmatrix} \quad (3)$$

[0240] 因此,根据被成像恒星在星敏传感器 12 的 CCD 面阵上成像的星点像元,可以得到被成像恒星在星敏传感器坐标系下的经度 α_{c_j} 、纬度 δ_{c_j} , 并根据得到的经度、纬度可以进一步得到被成像恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s_j} 。

[0241] 步骤 5022, 根据第四方向单位矢量, 以及姿态转换矩阵, 得到星敏传感器坐标系光轴指向在地心惯性坐标系下的第二赤经、第二赤纬。

[0242] 本步骤中, 第二赤经是指星敏传感器光轴指向在地心惯性坐标系下的赤经 α_0 ; 第二赤纬是指星敏传感器光轴指向在地心惯性坐标系下的赤纬 δ_0 。

[0243] 本发明实施例中, 为得到星敏传感器坐标系光轴指向在地心惯性坐标系下的第二赤经、第二赤纬, 可具体包括如下步骤:

[0244] B1, 根据姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i , 以及星敏传感器光轴指向在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s_0} , 得到星敏传感器光轴指向在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 S_{i_0} (可称为第七方向单位矢量)。

[0245] B2, 根据得到的星敏传感器光轴指向在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 S_{I0} , 以及地心惯性坐标系下的方向单位矢量与赤经、赤纬的几何关系, 解算得到星敏传感器光轴指向在地心惯性坐标系下的赤经 α_0 、赤纬 δ_0 。

[0246] 实际应用中, 星敏传感器光轴指向在 CCD 成像平面坐标系的坐标可表示为 (y_{c0}, z_{c0}) , 其中, $y_{c0}=0, z_{c0}=0$, 因此, 根据式(1)及式(2)可知, 星敏传感器光轴指向在星敏传感器坐标系下的经度 α_{c_j} 及纬度 δ_{c_j} 均取值为 0, 继而, 根据式(3)可知, 星敏传感器光轴指向在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 S_{s0} 可表示为:

$$[0247] \quad S_{s0} = \begin{bmatrix} x_{s0} \\ y_{s0} \\ z_{s0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

[0248] 本发明实施例中, 假设 n 颗被成像恒星在地心惯性坐标系的赤经、赤纬分别表示为 α_j, δ_j (其中 $j=0, 1, 2, L, n$), 则被成像恒星在地心惯性坐标系中的方向单位矢量 S_{Ij} 可表示为:

$$[0249] \quad S_{Ij} = \begin{bmatrix} x_{Ij} \\ y_{Ij} \\ z_{Ij} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_j \cos \delta_j \\ \sin \alpha_j \cos \delta_j \\ \sin \delta_j \end{bmatrix} \quad (5)$$

[0250] 因此, 根据式(5), 星敏传感器光轴指向在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 S_{I0} 可表示为:

$$[0251] \quad S_{I0} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \delta_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

[0252] 接着, 根据坐标变换原理, 方向单位矢量 S_{sj} 与方向单位矢量 S_{Ij} 有如下转换关系:

$$[0253] \quad S_{sj} = C_i^s S_{Ij} \quad (7)$$

[0254] 式中: C_i^s 为地心惯性坐标系到星敏传感器坐标系的转换矩阵; 根据式(7)可知, $S_{s0} = C_i^s S_{I0}$ 。

[0255] 本发明实施例中, 由于假设星敏传感器坐标系与载体坐标系重合, 且实际应用中 \hat{C}_b^i 及 C_i^s 均为正交矩阵, 因此, $(C_i^s)^T = C_s^i = \hat{C}_b^i = (\hat{C}_i^b)^T$, 其中, C_s^i 为星敏传感器坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵, \hat{C}_i^b 为地心惯性坐标系到载体坐标系的转换矩阵; 因此, 星敏传感器光轴指向在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 $S_{s0} = C_i^s S_{I0}$ 可进一步表示为:

$$[0256] \quad \hat{C}_b^i \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \delta_0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

[0257] 然后, 根据式(8), 结合自捷联惯导 11 接收的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i , 可以计算得到星

传感器光轴指向在地心惯性坐标系中的赤经 α_0 、赤纬 δ_0 。这样,就实现了捷联惯导提供的姿态信息与星敏传感器提供的星敏传感器光轴指向在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量等相关信息的融合。

[0258] 步骤 5023,以得到的第二赤经、第二赤纬表示的星点为中心,从预先存储有基准恒星在地心惯性坐标系下的赤经纬角的基准恒星库中,查询得到所述最大视角内的各基准恒星的第五方向单位矢量。

[0259] 本步骤中,最大视角内的各基准恒星的第五方向单位矢量可表示为 \hat{S}_{jk} ;赤经纬角包括赤经、赤纬以及方向单位矢量。

[0260] 本发明实施例中,可以以星敏传感器光轴指向在地心惯性坐标系中的赤经 α_0 、赤纬 δ_0 表示的星点为中心,在星传感器的最大视角的搜索范围以内,搜索预先存储的基准恒星库,并获取最大视角内的各基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{jk} 。

[0261] 本发明实施例中,根据天体运动规律预先将恒星作为基准恒星,并将基准恒星在地心惯性坐标系下的经纬度位置信息以及在地心惯性坐标系下的方向单位矢量对应存储到基准恒星库中,为星敏传感器的导航提供基准。

[0262] 步骤 5024,根据得到的第五方向单位矢量及姿态转换矩阵,得到最大视角内的各基准恒星在星敏传感器坐标系下的第六方向单位矢量。

[0263] 本步骤中,最大视角内的各基准恒星在星敏传感器坐标系下的第六方向单位矢量可表示为 \hat{S}_{sk} ,可由最大视角内的各基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{jk} 以及由捷联惯导提供的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i 计算得到。

[0264] 本发明实施例中,根据式(7),最大视角内的各基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} 可表示为:

$$[0265] \quad \hat{S}_{sk} = C_i^s \hat{S}_{jk} \quad (9)$$

[0266] 其中, $(C_i^s)^T = C_s^i = \hat{C}_b^i$ 。

[0267] 接着,根据式(9)、各基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} 以及由捷联惯导提供的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ,可计算得到各基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} 。

[0268] 步骤 5025,计算第六方向单位矢量与第一方向单位矢量的差值,获取小于或等于预先设置的判定阈值的差值对应的第二方向单位矢量。

[0269] 本步骤中,小于或等于预先设置的判定阈值的差值对应的第二方向单位矢量可表示为 \hat{S}_{ij} 。具体地,将最大视角内的各基准恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sk} ,分别与成像恒星在星敏传感器坐标系下的方向单位矢量 S_{sj} 作差,将差值与预先设置的判定阈值进行比较,得到小于或等于判定阈值的差值对应的基准恒星及该基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{ij} ,其中,与小于或等于判定阈值的差值对应的基准恒星为与

被成像恒星匹配的基准恒星；

[0270] 本发明实施例中，若 $|\hat{S}_{sk} - S_{sj}|$ 小于或等于判定阈值 Δ ，则说明 \hat{S}_{sk} 对应的基准恒星与被成像恒星匹配，将与被成像恒星匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的方向单位矢量输出，并进行下一个最大视角内的基准恒星在星传感器坐标系下的方向单位矢量分别与星传感器中被成像恒星的方向单位矢量的比较；

[0271] 若 $|\hat{S}_{sk} - S_{sj}|$ 大于判定阈值 Δ ，则 \hat{S}_{sk} 对应的基准恒星与被成像恒星不匹配，将 \hat{S}_{sk} 与下一个被成像恒星在星传感器坐标系下的方向单位矢量进行比较，如果与星传感器成像的被成像恒星均不匹配，则进行下一个最大视角内的基准恒星在星传感器坐标系下的方向单位矢量分别与星传感器所成像的被成像恒星的方向单位矢量的比较，直至所有最大视角内的基准恒星都完成了与被成像恒星的比较。

[0272] 这样，即使当星传感器敏感的被成像恒星的数目 1 颗或 2 颗时，基于捷联惯导与星传感器的组合导航系统仍然能够将星传感器提供的被成像恒星的相关信息与捷联惯导提供的姿态转换矩阵信息进行融合，有利于提高紧组合导航系统的应用范围及精度。

[0273] 步骤 5026，根据第二方向单位矢量以及姿态转换矩阵，得到匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的第二经度、第二纬度。

[0274] 本步骤中，第二经度具体是指匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{ej}$ ；第二纬度是指匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的纬度 $\hat{\delta}_{ej}$ 。

[0275] 本发明实施例中，为得到匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的第二经度、第二纬度，可具体包括如下步骤：

[0276] C1，根据匹配的基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{ij} ，以及姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i ，得到与被成像恒星匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} （可称为第三方向单位矢量）。

[0277] C2，根据得到的匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} ，以及载体坐标系与星传感器坐标系的几何关系，得到匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sj} （可称为第八方向单位矢量）。

[0278] C3，根据得到的匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sj} ，以及星传感器坐标系下的方向单位矢量与经度、纬度的几何关系，得到匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{ej}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{ej}$ 。

[0279] 本发明实施例中，由于星传感器坐标系与载体坐标系重合，因此有匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 与在星传感器坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{sj} 相同；再根据星传感器坐标系下的方向单位矢量与经度、纬度的几何关系，即可得到：，

$$[0280] \quad \hat{S}_{bj} = \hat{S}_{sj} = \begin{bmatrix} \cos \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\delta}_{cj} \end{bmatrix} \quad (10)$$

[0281] 所以,根据得到的匹配的基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} ,可计算出基准恒星在星传感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$ 。

[0282] 步骤 503,滤波器根利用来自所述捷联惯导的姿态信息,以及来自星传感器的第一经纬角、第二经度、第二纬度和第二方向单位矢量,确定基准恒星与被成像恒星在星传感器坐标系下的经纬角差值;将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以经纬角差值为状态量的观测方程;对构建的观测方程进行卡尔曼滤波,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计。

[0283] 本步骤中,为得到捷联惯导的状态误差项的最优估计,可具体包括如下步骤:

[0284] 步骤 5031,根据姿态转换矩阵、第一经度、第一纬度、第二经度、第二纬度以及小于或等于预先设置的判定阈值的差值对应的第二方向单位矢量,得到基准恒星与被成像恒星在星传感器坐标系下的经纬角差值。

[0285] 本步骤中,经纬角差值包括:经度差值、纬度差值以及姿态角误差;经度差值可表示为 $\Delta\alpha_{cj} = \alpha_{cj} - \hat{\alpha}_{cj}$,纬度差值可表示为 $\Delta\delta_{cj} = \delta_{cj} - \hat{\delta}_{cj}$ 。

[0286] 本发明实施例中,根据匹配的基准恒星在星传感器坐标下的经度 $\hat{\alpha}_{cj}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{cj}$,以及被成像恒星在星传感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} ,将基准恒星与被成像恒星的经度差值 $\Delta\alpha_{cj} = \alpha_{cj} - \hat{\alpha}_{cj}$ 及纬度差值 $\Delta\delta_{cj} = \delta_{cj} - \hat{\delta}_{cj}$ 定义为组合导航系统的经纬位置差,也就是说,根据经度差值和纬度差值,即可获取组合导航系统的经纬位置差。将该经纬位置差代入基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 的表示式中,即:

$$[0287] \quad \hat{S}_{bj} = \begin{bmatrix} \cos \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\delta}_{cj} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{cj} - \Delta\alpha_{cj}) \cos(\delta_{cj} - \Delta\delta_{cj}) \\ -\sin(\alpha_{cj} - \Delta\alpha_{cj}) \cos(\delta_{cj} - \Delta\delta_{cj}) \\ -\sin(\delta_{cj} - \Delta\delta_{cj}) \end{bmatrix} \quad (11)$$

[0288] 实际应用中,由于基于捷联惯导与星传感器的组合导航系统的经纬位置差的数值较小,因此 $\cos \Delta\alpha_{cj} \approx 1$, $\sin \Delta\alpha_{cj} \approx \Delta\alpha_{cj}$, $\cos \Delta\delta_{cj} \approx 1$, $\sin \Delta\delta_{cj} \approx \Delta\delta_{cj}$,可以忽略二阶小量,则基准恒星在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 可进一步表示为:

$$[0289] \quad \hat{S}_{bj} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_{cj} \cos\delta_{cj} + \Delta\alpha_{cj} \sin\alpha_{cj} \cos\delta_{cj} + \Delta\delta_{cj} \cos\alpha_{cj} \sin\delta_{cj} \\ -\sin\alpha_{cj} \cos\delta_{cj} + \Delta\alpha_{cj} \cos\alpha_{cj} \cos\delta_{cj} - \Delta\delta_{cj} \sin\alpha_{cj} \sin\delta_{cj} \\ -\sin\delta_{cj} + \Delta\delta_{cj} \cos\delta_{cj} \end{bmatrix} \quad (12)$$

[0290] 本发明实施例中,定义方向单位矢量误差 $\Delta S_{bj} = S_{bj} - \hat{S}_{bj}$,其中, S_{bj} 为被成像恒星在载体坐标系下的方向单位矢量,由于载体坐标系与星传感器坐标系重合,所以有 $S_{bj} = S_{sj}$,

继而,方向单位矢量误差 $\Delta S_{bj} = S_{bj} - \hat{S}_{bj}$ 可进一步表示为:

$$[0291] \quad \Delta S_{bj} = \begin{bmatrix} -\Delta\alpha_{ej} \sin\alpha_{ej} \cos\delta_{ej} - \Delta\delta_{ej} \cos\alpha_{ej} \sin\delta_{ej} \\ -\Delta\alpha_{ej} \cos\alpha_{ej} \cos\delta_{ej} + \Delta\delta_{ej} \sin\alpha_{ej} \sin\delta_{ej} \\ -\Delta\delta_{ej} \cos\delta_{ej} \end{bmatrix} \quad (13)$$

[0292] 接着,实际应用中,由于捷联惯导构造的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i 可以表示为:

$$[0293] \quad \hat{C}_b^i = (\hat{C}_i^b)^T = (\hat{C}_n^b C_e^{n'} C_i^e)^T \quad (14)$$

[0294] 式中, \hat{C}_n^b 为预设于捷联惯导中的数学平台系 n' 到地心惯性坐标系的转换矩阵(也称为捷联矩阵), C_i^e 为地心惯性坐标系 i 到地球固连坐标系 e 的转换矩阵, $C_e^{n'}$ 为地球固连坐标系 e 到捷联惯导中的数学平台系 n' 的转换矩阵。关于捷联惯导如何根据当前导航时刻、测得的飞行器载体的位置速度等信息得到 C_i^e 、 $C_e^{n'}$, 再结合捷联矩阵 \hat{C}_n^b 构造载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵矩阵 \hat{C}_b^i 为本领域技术人员所公知的技术,在此不再详述。

[0295] 实际应用中,由于地球固连坐标系 e 到捷联惯导中的数学平台系 n' 的转换矩阵 $C_e^{n'}$ 及地球固连坐标系 e 到导航坐标系 n 的转换矩阵 C_e^n 均为缓变量,可以假设地球固连坐标系 e 到捷联惯导中的数学平台系 n' 的转换矩阵与地球固连坐标系 e 到导航坐标系 n 的转换矩阵相等,即 $C_e^{n'} = C_e^n$ 。

[0296] 因此,本发明实施例中,捷联惯导测得的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i , 具体可进一步表示为:

$$[0297] \quad \hat{C}_b^i = (\hat{C}_i^b)^T = (\hat{C}_n^b C_e^{n'} C_i^e)^T = (\hat{C}_n^b C_e^n C_i^e)^T \quad (15)$$

[0298] 继而,假设 C_i^b 为真实的地心惯性坐标系到载体坐标系的转换矩阵,相应地, C_b^i 为真实的载体坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵,则 C_i^b 可表示为:

$$[0299] \quad C_i^b = (C_b^i)^T = \hat{C}_n^b C_n^{n'} C_e^n C_i^e \quad (16)$$

[0300] 式中, $C_n^{n'}$ 为导航坐标系 n 到捷联惯导中的数学平台系 n' 的转换矩阵;相应地, C_n^n 为捷联惯导中的数学平台系 n' 到导航坐标系 n 的转换矩阵,也可称为姿态误差校正矩阵,其中,姿态误差校正矩阵由姿态欧拉角的误差量决定,可表示为:

$$[0301] \quad (C_n^{n'})^T = C_n^n = \begin{bmatrix} 1 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 1 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

[0302] 式中, $\delta\alpha$ 、 $\delta\beta$ 、 $\delta\gamma$ 为姿态欧拉角的误差量,即姿态角误差。

[0303] 然后,根据坐标变换原理: $S_{bj} = C_i^b \hat{S}_{bj}$, $\hat{S}_{bj} = \hat{C}_i^b \hat{S}_{bj}$, 则方向单位矢量误差 $\Delta S_{bj} = S_{bj} - \hat{S}_{bj}$ 可表示为:

$$[0304] \quad \Delta S_{bj} = (C_i^b - \hat{C}_i^b) \hat{S}_{bj} \quad (18)$$

[0305] 这样,将捷联惯导敏感的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^i 以及真实的载体坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵 C_i^b 代入式(18),可得到:

$$[0306] \quad \Delta S_{bj} = (C_i^b - \hat{C}_i^b) \hat{S}_{bj} = \hat{C}_n^b (C_n^{n'} - I) C_e^n C_i^e \hat{S}_{bj}$$

$$[0307] \quad = \begin{bmatrix} -\Delta \alpha_{ej} \sin \alpha_{ej} \cos \delta_{ej} - \Delta \delta_{ej} \cos \alpha_{ej} \sin \delta_{ej} \\ -\Delta \alpha_{ej} \cos \alpha_{ej} \cos \delta_{ej} + \Delta \delta_{ej} \sin \alpha_{ej} \sin \delta_{ej} \\ -\Delta \delta_{ej} \cos \delta_{ej} \end{bmatrix} \quad (19)$$

[0308] 由式(19)可见,方向单位矢量误差 ΔS_{bj} 由姿态误差校正矩阵中的姿态角误差 $\delta \alpha$ 、 $\delta \beta$ 、 $\delta \gamma$ 所决定,具体可由星传感器获取的被成像恒星在星传感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} 及位置误差 $\Delta \alpha_{ej} = \alpha_{ej} - \hat{\alpha}_{ej}$ 、 $\Delta \delta_{ej} = \delta_{ej} - \hat{\delta}_{ej}$ 计算得到。

[0309] 当星传感器观测的被成像恒星的数目大于或等于 3 颗时,根据式(19)将基于捷联惯导与星传感器的组合导航系统的方向单位矢量误差方程表示为:

$$[0310] \quad \Delta S = G(C_b^i - \hat{C}_b^i) \quad (22)$$

[0311] 式中,

$$[0312] \quad \Delta S = \begin{bmatrix} \Delta S_{b1}^T \\ \Delta S_{b2}^T \\ M \\ \Delta S_{bn}^T \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$[0313] \quad G = \begin{bmatrix} S_{11}^T \\ S_{12}^T \\ M \\ S_{1n}^T \end{bmatrix} \quad (24)$$

[0314] 接着,由最小二乘方法可知,

$$[0315] \quad C_b^i - \hat{C}_b^i = (G^T G)^{-1} G^T \Delta S \quad (25)$$

[0316] 再根据式(15)、式(16),可以得到:

$$[0317] \quad C_e^i C_n^e (C_n^n - I) \hat{C}_b^{n'} = (G^T G)^{-1} G^T \Delta S \quad (26)$$

[0318] 因此,可以根据基准恒星在地心惯性坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 、在载体坐标系下的方向单位矢量 \hat{S}_{bj} 以及被成像恒星在星传感器坐标系下的经度 α_{cj} 、纬度 δ_{cj} , 结合基准恒星在星传感器坐标系下的经度 $\hat{\alpha}_{ej}$ 、纬度 $\hat{\delta}_{ej}$, 即可利用最小二乘方法解算出姿态角误差

$\delta \alpha$ 、 $\delta \beta$ 、 $\delta \gamma$ 。

[0319] 步骤 5032, 将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程, 构建以经纬角差值为状态量的观测方程, 并通过对构建的观测方程进行卡尔曼滤波处理, 得到捷联惯导的状态误差项的最优估计。

[0320] 本步骤中, 由于经纬角差值包括: 经度差值、纬度差值以及姿态角误差, 因此, 构建以经纬角差值为状态量的观测方程包括:

[0321] 根据经度差值和纬度差值, 获取经纬位置差, 构建以经纬位置差为状态量的观测方程, 或构建以姿态角误差为状态量的观测方程。

[0322] 本发明实施例中, 由于方向单位矢量误差与姿态角误差满足线性关系, 而且, 经度 α_{c_j} 、纬度 δ_{c_j} 的观测噪声是由星敏感器的测量误差引起, 具有高斯特性, 所以, 可以以捷联惯导的误差方程作为状态方程, 将方向单位矢量误差写成卡尔曼滤波的基本方程, 即:

$$[0323] \quad Z_j = H_j X + V_j \quad (20)$$

[0324] 式中, Z_j 为组合导航系统的状态量, H_j 为状态量相应的状态量矩阵, V_j 为星敏感器的观测白噪声序列, X 为捷联惯导的状态误差项, 其中, 状态量矩阵 H_j 根据状态量 Z_j 的取值的变化而变化。关于如何将方向单位矢量误差方程写成卡尔曼滤波的基本方程为本领域技术人员所公知的技术, 在此不再详述。

[0325] 本发明实施例中, 在星敏感器观测的恒星数量为 1 颗或 2 颗时, 状态量

$$Z_j = \begin{bmatrix} \Delta \alpha_{c_j} \\ \Delta \delta_{c_j} \end{bmatrix}; \text{ 在星敏感器观测的恒星数量为 3 颗或 3 颗以上时, 状态量 } Z_j = \begin{bmatrix} \delta \alpha \\ \delta \beta \\ \delta \gamma \end{bmatrix}。$$

[0326] 本发明实施例中, 以捷联惯导的误差方程作为组合导航系统的状态方程, 导航坐标系以东北天地理坐标系。通过对捷联惯导的性能及误差源的分析, 可以将组合导航系统的状态方程表示为: $\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t)$, 其中, t 为当前导航时刻, $X(t)$ 为状态误差项, 包括东、北、天向失准角, 速度误差, 经度、纬度、高度误差, 陀螺零位漂移误差以及加速度计零位偏置; $F(t)$ 为系统状态转移矩阵, $W(t)$ 为系统噪声序列, $G(t)$ 为噪声矩阵。关于捷联惯导的误差方程的构建为本领域技术人员所公知的技术, 在此不再详述。

[0327] 本发明实施例中, 当星敏感器观测的被成像恒星的数量为 1 颗或 2 颗时, 根据被成像恒星在星敏感器坐标系下的第一经度、第一纬度, 以及与被成像恒星匹配的基准恒星在星敏感器坐标系下的第二经度、第二纬度, 得到匹配的基准恒星与被成像恒星在星敏感器坐标系下的经度差值、纬度差值; 并将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程, 构建以由得到的经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程。

[0328] 具体地, 以由经度差值 $\Delta \alpha_{c_j} = \alpha_{c_j} - \hat{\alpha}_{c_j}$ 以及纬度差值 $\Delta \delta_{c_j} = \delta_{c_j} - \hat{\delta}_{c_j}$ 构成的经纬位置差作为组合导航系统的状态量, 结合捷联惯导的误差方程, 可以根据式 (20) 构建基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统的观测方程, 表示为:

$$[0329] \quad Z = HX + V \quad (21)$$

[0330] 这样, 当被成像恒星的数量为 1 颗时,

$$[0331] \quad Z = Z_1 = \begin{bmatrix} \Delta\alpha_{e1} \\ \Delta\delta_{e1} \end{bmatrix}, H = H_1, V = V_1$$

[0332] 当被成像恒星的数量为 2 颗时,

$$[0333] \quad Z = \begin{bmatrix} Z_1^T \\ Z_2^T \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} H_1^T \\ H_2^T \end{bmatrix}, V = \begin{bmatrix} V_1^T \\ V_2^T \end{bmatrix}$$

[0334] 这样,卡尔曼滤波器通过上述观测方程,可以对捷联惯导的状态误差项进行卡尔曼滤波处理,得到捷联惯导的状态误差项的最优估计,并将得到捷联惯导的状态误差项的最优估计反馈至捷联惯导中,以便对捷联惯导测得的位置和姿态信息进行修正,提高组合导航系统的测量精度。

[0335] 当星传感器观测的被成像恒星的数量大于或等于 3 颗时,利用由预设 in 所述捷联惯导中的数学平台系到地心惯性坐标系的第一转换矩阵、地心惯性坐标系到地球固连坐标系的第二转换矩阵、地球固连坐标系到捷联惯导中的数学平台系的第三转换矩阵构造的姿态转换矩阵,以及来自所述星传感器的第一经度、第一纬度、第二经度、第二纬度和第二方向单位矢量,构建基准恒星与被成像恒星在载体坐标系下的方向单位矢量误差方程;利用最小二乘方法解算方向单位矢量误差方程,得到由姿态角误差组成的导航坐标系到数学平台系的第四转换矩阵及姿态角误差;将预先构建的捷联惯导的误差方程作为状态方程,构建以得到的姿态角误差为状态量的观测方程。

[0336] 具体地,根据步骤 5032 所求的姿态角误差,结合捷联惯导的误差方程,构建以姿态角误差 $\delta\alpha$ 、 $\delta\beta$ 、 $\delta\gamma$ 为基于捷联惯导与星传感器的组合导航系统的状态量的观测方程,通过卡尔曼滤波技术,对捷联惯导的状态误差项进行最优估计,并将得到的状态误差项的最优估计反馈至捷联惯导中,以便对捷联惯导中的数学平台进行校正,使得捷联惯导根据已校正的数学平台能够提供具有较高精度的位置和姿态信息。

[0337] 步骤 504,捷联惯导根据来自滤波器的状态误差项的最优估计,修正载体的姿态信息。

[0338] 本步骤中,根据接收的状态误差项对捷联惯导中的数学平台进行校正,对测得的飞行器载体的位置信息和姿态信息进行修正。

[0339] 关于捷联惯导如何根据接收的位置误差或姿态角误差的最优估计进行位置和姿态信息的校正为本领域技术人员所公知的技术,在此不再详述。

[0340] 由上述可见,本发明实施例提供的基于捷联惯导与星传感器的组合导航系统中,星传感器采用与现有基于惯性导航与星传感器的松组合导航系统不同的星图识别方法,结合由捷联惯导提供的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵,得到与星传感器敏感的被成像恒星匹配的基准恒星;当星传感器观测的被成像恒星的数量为 1 颗或 2 颗时,借助基准恒星及由捷联惯导构造的载体坐标系到地心惯性坐标系的姿态转换矩阵,得到与被成像恒星匹配的基准恒星在星传感器坐标系下的经度、纬度信息;继而,以捷联惯导的误差方程作为组合导航系统的状态方程,结合被成像恒星及基准恒星分别在星传感器坐标系下的经度、纬度信息之间的差值,构建以由经度差值、纬度差值构成的经纬位置差为状态量的观测方程,通过卡尔曼滤波器得到捷联惯导的位置误差、姿态角误差等状态误差项的最优估计;继而根据状态误差项的最优估计修正捷联惯导提供的位置信息和姿态信息。

[0341] 当星敏感器观测的被成像恒星的数量为 3 颗或 3 颗以上时,可以根据最小二乘方法得到捷联惯导的姿态角误差,并以捷联惯导的误差方程作为组合导航系统的状态方程,构建以姿态角误差为状态量的观测方程,通过卡尔曼滤波器,进行捷联惯导的位置误差、姿态角误差等状态误差项的最优估计;并根据状态误差项的最优估计对捷联惯导的数学平台进行校正,使得捷联惯导根据已校正的数学平台能够提供具有高精度的位置信息和姿态信息。这样,基于捷联惯导与星敏感器的组合导航系统能够应用在观测恒星为 1 颗或 2 颗的情况下,也可以与现有的松组合导航系统一样应用在观测恒星为 3 颗及 3 颗以上的情况下,提高了紧组合导航系统的应用范围。而且,进一步地,本发明实施例提供的紧组合导航系统中采用的星图识别方法比现有几何特征匹配的星图识别方法更为简单,提高了星敏感器的姿态更新频率。

[0342] 显然,本领域技术人员可以对本发明进行各种改动和变型而不脱离本发明的精神和范围。这样,倘若对本发明的这些修改和变型属于本发明权利要求及其等同技术的范围之内,则本发明也包含这些改动和变型在内。

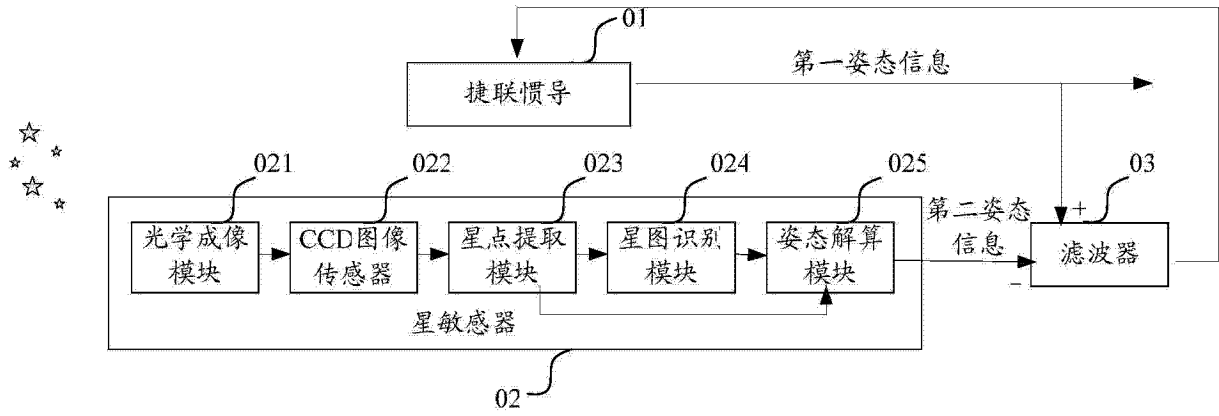


图 1

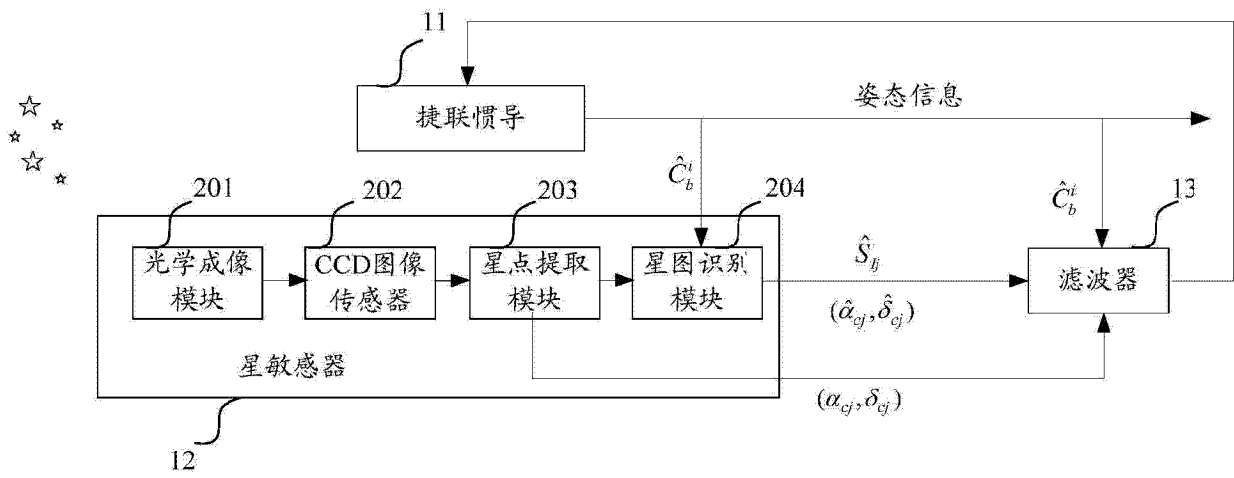


图 2

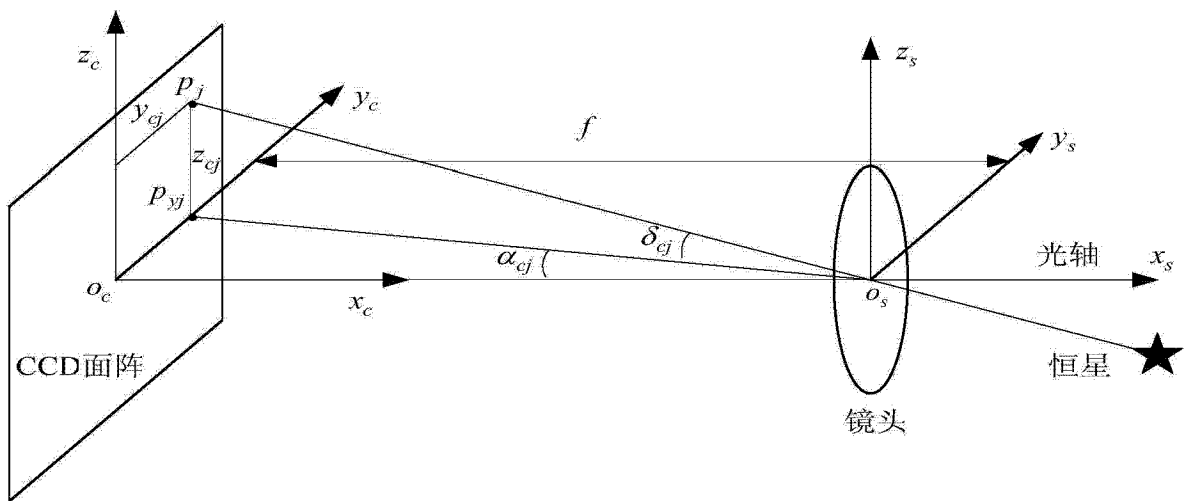


图 3

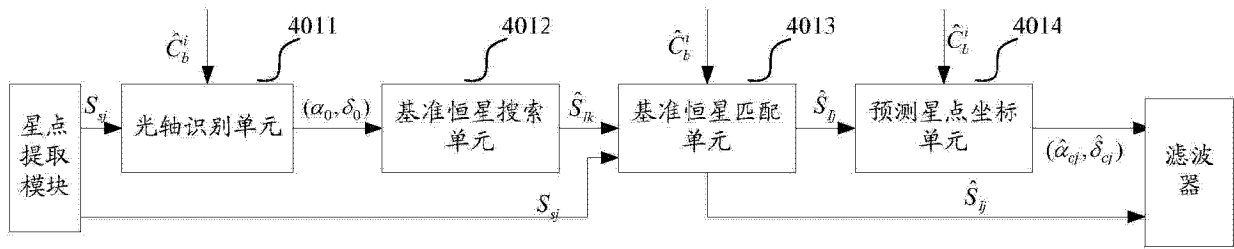


图 4

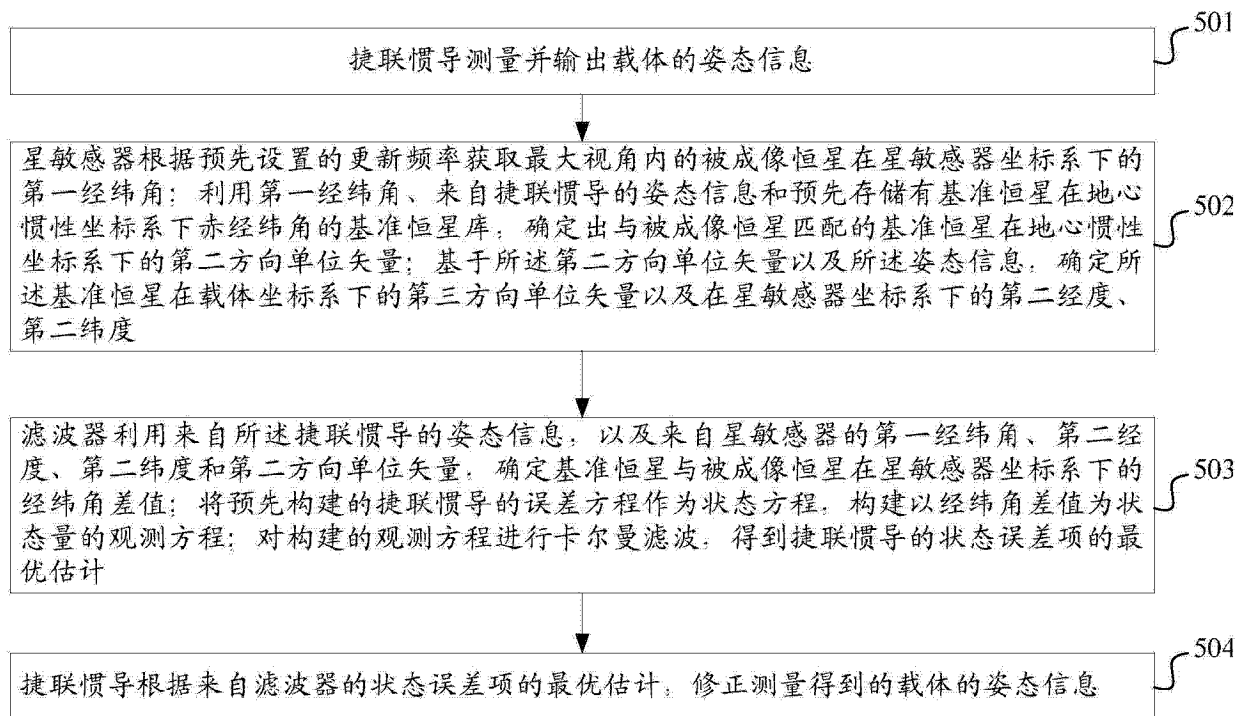


图 5