



## (12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103662091 A

(43) 申请公布日 2014. 03. 26

(21) 申请号 201310684759. 1

(22) 申请日 2013. 12. 13

(71) 申请人 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 黄翔宇 张洪华 关轶峰 李骥

梁俊 程铭 赵宇 于萍 何健

王大轶 张晓文

(74) 专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 安丽

(51) Int. Cl.

B64G 1/24(2006. 01)

B64G 1/28(2006. 01)

B64G 1/36(2006. 01)

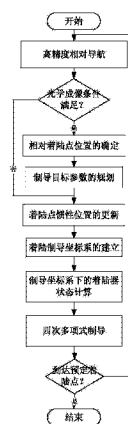
权利要求书1页 说明书6页 附图1页

### (54) 发明名称

一种基于相对导航的高精度安全着陆制导方法

### (57) 摘要

一种基于相对导航的高精度安全着陆制导方法,步骤如下:在发射前由星上或地面预先选定一个着陆点并设定制导参数;在实际飞行过程中,首先按照星上规划或地面装订的目标点和制导参数,以四次多项式制导方式控制着陆器减速下降;然后在达到地面预先选定的高度后,启动光学成像敏感器,根据实际地形重新选择着陆点,并确定着陆点位置;之后,根据新的着陆点位置,着陆器自主完成制导目标参数的规划;接下来根据新的制导参数,以四次多项式制导律控制着陆器到达目标着陆点上空。



1. 一种基于相对导航的高精度安全着陆制导方法,其特征在于实现步骤如下:

(1) 高精度相对导航

以惯性导航为基础,即利用 IMU 测量着陆器的角速度和比力,积分获得着陆器在惯性系下的位置、速度和姿态;然后利用着陆器上安装的测速、测距传感器对惯导计算的位置和速度进行修正,导航获得的着陆器位置、速度和姿态信息将用于着陆器的制导计算;所述位置可以解算出高度信息;

(2) 判定光学成像条件,即光学成像传感器成像高度

地面根据光学传感器的视场、安装结合制导律的特点确定光学传感器成像高度的限制条件,当导航给出的着陆器高度信息满足预先设定的条件后,光学导航相机成像,获得安全着陆点方向;

(3) 相对着陆点位置的确定

根据光学图像数据选取的着陆点方向和导航给出的着陆器高度信息计算安全着陆点的位置,并替换地面预先设定的值;

(4) 制导目标参数的规划

根据步骤(3)新选择的着陆点位置及着陆器自身的位置,重新规划确定制导律的参数;

(5) 着陆点惯性位置的更新

由步骤(3)光学相机确定的着陆点位置在惯性系中是变化的,需要根据天体自转角速度更新着陆点的惯性位置;

(6) 着陆制导坐标系的建立

根据着陆点的惯性位置建立制导坐标系;

(7) 制导坐标系下的着陆器状态计算

将着陆器的惯性位置和速度转换为制导坐标系下的位置和速度;

(8) 四次多项式制导

根据着陆器制导坐标系下的位置和速度,利用四次多项式制导方程计算推力加速度指令,以提供给着陆器姿态控制系统和推进系统。

## 一种基于相对导航的高精度安全着陆制导方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种基于相对导航的高精度安全着陆制导方法,属于深空探测器的导航、制导与控制技术领域,非常适合深空天体探测器的高精度安全着陆制导的需要,可以应用于着陆或附着深空天体探测器的导航、制导与控制,也可以应用到返回地球任务的导航与制导,具有广泛的应用价值和市场前景。

### 背景技术

[0002] 深空天体探测需要着陆器能够到达存在障碍特征(如岩石、弹坑和陡坡等)的区域或精确着陆到科学价值高的地点。为了保证探测器着陆的高安全性,需要高精度导航与制导确保探测器精确到达选择的着陆点。

[0003] 考虑到目前基于地面测控的深空定轨精度不高,由于初始导航误差和 IMU 测量误差的累积将导致导航误差逐渐增大,因此,为了保证精度,必须利用外部测量信息对 IMU 导航结果进行修正。利用测距测速信息,高度和速度误差可以得到很好地修正,但是绝对位置误差还无法得到很好地修正。尽管通过图像匹配导航可以确定高精度的位置信息,但由于其需要高分辨率的图像数据(着陆前也很难获得)和快速智能图像处理系统,而对软硬件都有很高的要求,因此,成本高,难度大,目前星上还无法实现。于是,采用绝对导航的方式很难满足高精度安全着陆的需要。

[0004] Luna 和 Surveyor 系列月球着陆器分别采用了标称轨迹和重力转弯制导,没有避障高精度着陆能力;美国的重返月球计划提出采用图像匹配导航达到高精度定点着陆,Apollo 通过宇航员观察着陆区月面安全情况,利用着陆前地面确定的着陆点位置和角度增量确定安全着陆点位置,制导参数也是地面事先确定的,着陆精度和安全性受初始速度、位置的不确定性影响较大。

[0005] 国外已有着陆任务所采用的制导律均事先由地面生成,无法进行实时自主的参数调整,因此不能根据实际天体表面情况实现全自动的避障和安全着陆。

### 发明内容

[0006] 本发明的技术问题:克服现有技术的不足,提供一种基于相对导航的高精度安全着陆制导方法。

[0007] 本发明的技术方案:一种基于相对导航的高精度安全着陆制导方法。步骤如下:在发射前由地面预先选定一个着陆点并设定制导参数;在实际飞行过程中,首先按照地面装订的目标点和制导参数,以四次多项式制导方式控制着陆器减速下降;然后在达到地面预先选定的高度后,启动光学成像敏感器,根据实际地形重新选择着陆点,并确定着陆点位置;之后,根据新的着陆点位置,着陆器自主完成制导目标参数的规划;接下来根据新的制导参数,以四次多项式制导律控制着陆器到达目标着陆点上空。

[0008] 具体实现步骤如下:

[0009] (1) 高精度相对导航

[0010] 以惯性导航为基础,即利用 IMU (惯性测量装置) 测量着陆器的角速度和比力,积分获得着陆器在惯性系下的位置、速度和姿态;然后利用着陆器上安装的测速、测距敏感器对惯导计算的位置和速度进行修正,导航获得的着陆器位置、速度和姿态信息将用于着陆器的制导计算;所述位置可以解算出高度信息;

[0011] (2) 判定光学成像条件,即光学成像敏感器成像高度

[0012] 地面根据光学敏感器的视场、安装结合制导律的特点确定光学敏感器成像高度的限制条件,当导航给出的着陆器高度信息满足预先设定的条件后,光学导航相机成像,获得安全着陆点方向;

[0013] (3) 相对着陆点位置的确定

[0014] 根据光学图像数据选取的着陆点方向和导航给出的着陆器高度信息计算安全着陆点的位置,并替换地面预先设定的值;

[0015] (4) 制导目标参数的规划

[0016] 根据步骤(3)新选择的着陆点位置及着陆器自身的位置,重新规划确定制导律的参数;

[0017] (5) 着陆点惯性位置的更新

[0018] 由步骤(3)光学相机确定的着陆点位置在惯性系中是变化的,需要根据天体自转角速度更新着陆点的惯性位置;

[0019] (6) 着陆制导坐标系的建立

[0020] 根据着陆点的惯性位置建立制导坐标系;

[0021] (7) 制导坐标系下的着陆器状态计算

[0022] 将着陆器的惯性位置和速度转换为制导坐标系下的位置和速度;

[0023] (8) 四次多项式制导

[0024] 根据着陆器制导坐标系下的位置和速度,利用四次多项式制导方程计算推力加速度指令,以提供给着陆器姿态控制系统和推进系统。

[0025] 本发明与现有技术相比的优点在于:

[0026] (1) 本发明利用相对导航信息构造了高精度着陆制导方法:通过相对导航系统信息和着陆器载光学相机实现在线自主安全着陆点选择;利用在线制导参数规划算法实现了制导目标和参数根据新选择着陆点的自动调整;在自动制导参数规划的基础上实现了全自动安全软着陆的制导和控制。

[0027] (2) 本发明属于深空探测器的导航、制导与控制技术领域,非常适合深空天体探测器的高精度安全着陆制导的需要,可以应用于着陆或附着深空天体探测器的导航、制导与控制,也可以应用到返回地球任务的导航与制导,具有广泛的应用价值和市场前景。

## 附图说明

[0028] 图 1 为本发明的流程图;

[0029] 图 2 为本发明中制导律指令加速度和速度的几何关系图。

## 具体实施方式

[0030] 考虑到基于 IMU 配以测距测速修正的导航提供的高度和速度、姿态等相对信息精

度较高,本发明提出了利用这些相对导航信息确定相对着陆点,构造了基于相对导航的高精度安全着陆制导方法:(1)在制导算法启动前,确定着陆点的相对位置;(2)根据相对着陆点位置和相对导航信息规划制导目标参数;(3)根据选取的安全着陆点相对着陆器的视线信息确定安全着陆点相对位置;(4)根据障碍识别给出的着陆点相对信息和着陆点终端的约束,规划制导目标参数。在实际使用时,一般首先由地面预先选定一个着陆点并设定制导参数;在实际飞行过程中,首先按照地面装订的目标点和制导参数飞行;然后在达到地面预先选定的高度后,启动光学成像敏感器,根据实际地形重新选择着陆点;之后,用本发明提供的方法重新计算制导参数,并控制着陆器到达目标着陆点上空。

[0031] 如图1所示,本发明具体过程实现如下:

[0032] (1)高精度相对导航

[0033] 采用基于IMU配以测距测速修正的导航方法提供高精度的相对高度和速度、姿态信息。该导航方法属于其他专利涉及的技术,这里不进行详细描述。这里将导航系统建立在惯性坐标系中,惯性系的原点位于天体的质心,x轴指向预定着陆点,y轴指向着陆器飞行方向,z轴与x和y轴构成右手直角坐标系。将导航系统给出的惯性系下的着陆器位置、速度分别记为 $\bar{\mathbf{r}}_l$ 和 $\bar{\mathbf{v}}_l$ 。

[0034] (2)判定光学成像条件(光学成像敏感器成像高度)

[0035] 根据地面设定的光学成像敏感器成像高度确定敏感器是否开机。开机条件由地面预先确定。确定的方法是:基于光学成像敏感器成像工作条件(速度和角速度在一定范围内)的约束,根据制导算法确定成像高度上限;以着陆点在成像敏感器视场内为约束,根据该着陆飞行段终端高度确定成像高度的下限。考虑导航误差对着陆点位置重置的影响,成像高度应尽可能低;而考虑到图像处理时间和避障能力,成像高度又应尽可能高。因此需要综合这些因素确定光学成像敏感器成像高度。

[0036] (3)相对着陆点位置的确定

[0037] 如果光学成像条件满足,则利用成像敏感器对天体表面成像;然后根据获取的天体表面图像选取安全着陆点;之后可根据光学成像敏感器分辨率、焦距等参数和安装信息计算安全着陆点相对着陆器的方向 $\bar{\mathbf{r}}_{\text{LosB}}$ (本体系);接下来利用惯性姿态信息,即本体系相对惯性系的姿态矩阵 $\mathbf{C}_{\text{BI}}$ ,计算出安全着陆点视线方向在惯性系的表达式 $\bar{\mathbf{r}}_{\text{LosI}} = \mathbf{C}_{\text{IB}} \bar{\mathbf{r}}_{\text{LosB}}$ ,其中 $\mathbf{C}_{\text{IB}}$ 是 $\mathbf{C}_{\text{BI}}$ 的转置矩阵;最后,利用成像时刻着陆器的导航位置确定安全着陆点的位置:

$$[0038] \quad \bar{\mathbf{r}}_{\text{LI}} = \|\bar{\mathbf{r}}_{\text{LI}}\| \text{UNIT} \left( \bar{\mathbf{r}}_l + \bar{\mathbf{r}}_{\text{LosI}} \frac{\mathbf{r}_{\text{LIx}} - \mathbf{r}_{\text{Ix}}}{\mathbf{r}_{\text{LosIx}}} \right) \quad (1)$$

[0039] 式(1)中,左边 $\bar{\mathbf{r}}_{\text{LI}}$ 表示确定的安全着陆点位置,右边的 $\bar{\mathbf{r}}_{\text{LI}}$ 是之前存储在着陆器GNC计算机中的着陆点位置,它由星上或地面确定; $\bar{\mathbf{r}}_l$ 表示成像时刻着陆器的位置;下标x表示的是该矢量的在惯性系x轴的分量,即 $\mathbf{r}_{\text{LIx}}$ 为 $\bar{\mathbf{r}}_{\text{LI}}$ 在惯性系x轴的分量, $\mathbf{r}_{\text{Ix}}$ 为 $\bar{\mathbf{r}}_l$ 在惯性系x轴的分量, $\mathbf{r}_{\text{LosIx}}$ 为 $\bar{\mathbf{r}}_{\text{LosI}}$ 在惯性系x轴的分量。(1)式实际表示的是用光学敏感器选取的安全着陆点的位置替换原有的安全着陆点,以更新制导用到的着陆点位置。

[0040] 由式(1)可知,重置着陆点位置的相对误差只与姿态确定误差、高度测量误差和月面地形高度差,可见这些信息都是相对测量信息。

[0041] (4) 制导目标参数的规划

[0042] 为了便于实现下降过程光学相机对着陆区可见,下降段采用接近直线减速下降方式,着陆器合加速度和速度方向必须相反。因此,推力、天体引力加速度和速度需要满足一定的几何关系,如图 2 所示。

[0043] 经过推导,确定推力加速度大小  $a_F$  和天体引力加速度大小  $g_m$  存在如下关系

$$[0044] \quad a_F = \frac{g_m}{\cos \alpha - \tan \beta \sin \alpha} \quad (2)$$

[0045] 式中,  $\alpha$  为推力方向与引力方向的夹角;  $\beta$  为速度方向和水平方向的夹角;图 2 中,  $\gamma$  为推力方向与速度方向夹角,  $\gamma = 90^\circ - \beta - \alpha$ 。

[0046] 于是,合加速度在径向和航向的分量为

$$[0047] \quad a_x = a_F \cos \alpha - g_m \quad (3)$$

$$[0048] \quad a_z = -a_F \sin \alpha$$

[0049] 高度和航程的关系为

$$[0050] \quad \tan \beta = \frac{s_x}{s_z} \quad (4)$$

[0051] 由此,可以根据导航高度确定航程。

[0052] 根据如下关系确定初始径向和航向速度

$$[0053] \quad \begin{aligned} 2a_x s_x &= v_{xf}^2 - v_{x0}^2 \\ 2a_z s_z &= v_{zf}^2 - v_{z0}^2 \end{aligned} \quad (5)$$

[0054] 接近段时间估算为

$$[0055] \quad T = \frac{v_{xf} - v_{x0}}{a_x} \quad (6)$$

[0056] 综合考虑下降轨迹与水平面夹角  $\beta$ 、光学成像敏感器视场、推力大小、下降高度和接近段时间等约束,确定  $\alpha$  的大小,则  $\gamma = 90^\circ - \beta - \alpha$ 。这样计算出接近段的入口速度约束为:径向、航向和横向的速度和加速度以及对应的接近段时间。

[0057] 于是,可以确定出三个方向的 15 个约束条件。接近段初始条件:高度、航程、径向和航向速度;接近段终端条件:高度、径向速度和加速度;航向位置、速度和加速度;横向位置、速度、加速度、加加速度和加加加速度都为零。

[0058] 对于四次多项式制导,根据上述的 15 个约束条件,利用状态转移矩阵可以确定完整的制导目标参数。为了避免终端奇异问题,制导目标参数取为需要到达的制导目标往后递推 10 秒的状态。于是,可以确定需要的制导目标参数。其中终端目标位置矢量记为  $\vec{r}_{tG}$ ,终端目标速度矢量记为  $\vec{v}_{tG}$ ,终端目标加速度矢量记为  $\vec{a}_{tG}$ ,终端目标加加速度矢量记为  $\vec{j}_{tG}$ 。

[0059] (5) 着陆点惯性位置的更新

[0060] 根据光学敏感器图像确定的着陆点表示在惯性系下,见 (1) 式。由于着陆点位置只有在天体表面是固定不变的,而天体是在惯性空间中会绕自转轴转动,因此,需要根据天体自转角速度和着陆点的位置更新着陆点在惯性坐标系的位置。

$$[0061] \quad \vec{r}_{LI} = \vec{r}_{LI} + \vec{\omega}_{lm} \times \vec{r}_{LI} \cdot \Delta t \quad (7)$$

[0062] 其中,  $\bar{\omega}_{lm}$  为天体自旋角速度,  $\Delta t$  是更新周期。

[0063] (6) 着陆制导坐标系的建立

[0064] 本发明采用的制导律是四次多项式制导, 制导方程一般描述在固联在天体上的制导坐标系中。由于导航系统的参考坐标系是惯性坐标系, 因此需要根据着陆点惯性空间位置建立制导坐标系。制导坐标下建立方法为: 原点为当前确定的着陆点(制导目标点),  $X_G$  轴从天体中心指向当前着陆点( $X$  轴为  $\bar{u}_{XI} = \text{UNIT}(\bar{r}_{LI})$ ),  $Y_G$  轴为  $\bar{u}_{YI} = \text{UNIT}(\bar{r}_{LI} \times [(\bar{r}_I - \bar{r}_{LI}) + (\bar{v}_I - \bar{\omega}_{lm} \times \bar{r}_I)t_{go}/4])$ ,  $Z_G$ 、 $Y_G$  轴和  $X_G$  轴构成右手正交坐标系,  $t_{go}$  为估计的当前剩余点火时间。

[0065] 对于这样定义的着陆制导系, 如果采用四次多项式制导, 那么就可以保证在着陆制导坐标系制导目标参数是不变的以及着陆器终端的位置、速度、加速度和加加速度在  $Z_G$ - $X_G$  平面内。

[0066] 根据该制导坐标系定义, 可以得到惯性系到制导坐标系的姿态矩阵为

$$[0067] \quad C_{GI} = [\bar{u}_{XI} \quad \bar{u}_{YI} \quad \bar{u}_{ZI}]^T \quad (8)$$

[0068] 式(8)中,  $\bar{u}_{ZI} = \bar{u}_{XI} \times \bar{u}_{YI}$ ,  $\bar{u}_{XI}$ 、 $\bar{u}_{YI}$  和  $\bar{u}_{ZI}$  分别为制导坐标系  $X_G$  轴、 $Y_G$  轴和  $Z_G$  轴在惯性系的表达。

[0069] (7) 制导坐标系下的着陆器状态计算

[0070] 导航系统给出的着陆器位置、速度是相对惯性系的, 它需要转换到制导坐标系。其中, 着陆器在制导系下的位置为

$$[0071] \quad \bar{r}_G = C_{GI}(\bar{r}_I - \bar{r}_{LI}) \quad (9)$$

[0072] 着陆器相对制导坐标系的速度为

$$[0073] \quad \bar{v}_G = C_{GI}(\bar{v}_I - \bar{\omega}_{lm} \times \bar{r}_I) \quad (10)$$

[0074] 式(10)中,  $\bar{v}_I$  为着陆器速度(表达在惯性系)。

[0075] (8) 四次多项式制导

[0076] 四次多项式制导能够根据当前着陆器状态和制导终端状态计算制导系下的合加速度  $\bar{a}_G$

$$[0077] \quad \bar{a}_G = 12(\bar{r}_{IG} - \bar{r}_G)/t_{go}^2 + 6(\bar{v}_{IG} + \bar{v}_G)/t_{go} + \bar{a}_{IG} \quad (11)$$

[0078] 其中剩余点火时间  $t_{go}$  可以根据下式用迭代方法求解。

$$[0079] \quad t_{go} = t_{go} - \frac{j_{IGz} t_{go}^3 + 6a_{IGz} t_{go}^2 + (18v_{IGz} + 6v_{Gz})t_{go} + 24(r_{IGz} - r_{Gz})}{3j_{IGz} t_{go}^2 + 12a_{IGz} t_{go} + 18v_{IGz} + 6v_{Gz}} \quad (12)$$

[0080] 式中各符号下标  $z$  表示对应矢量的  $z$  分量。

[0081] 然后将合加速度转换到惯性坐标系中并补偿重力加速度以形成推力加速度指令(记为  $\bar{a}_{IC}$ ), 并交由姿态控制系统和推进系统实现。

$$[0082] \quad \bar{a}_{IC} = C_{GI}\bar{a}_G - \bar{g}_I \quad (13)$$

[0083] 其中  $\bar{g}_I$  是重力加速度矢量, 它可以根据着陆器位置  $\bar{r}_I$  计算。

[0084] 本发明说明书中未作详细描述的内容属于本领域专业人员公知的现有技术。

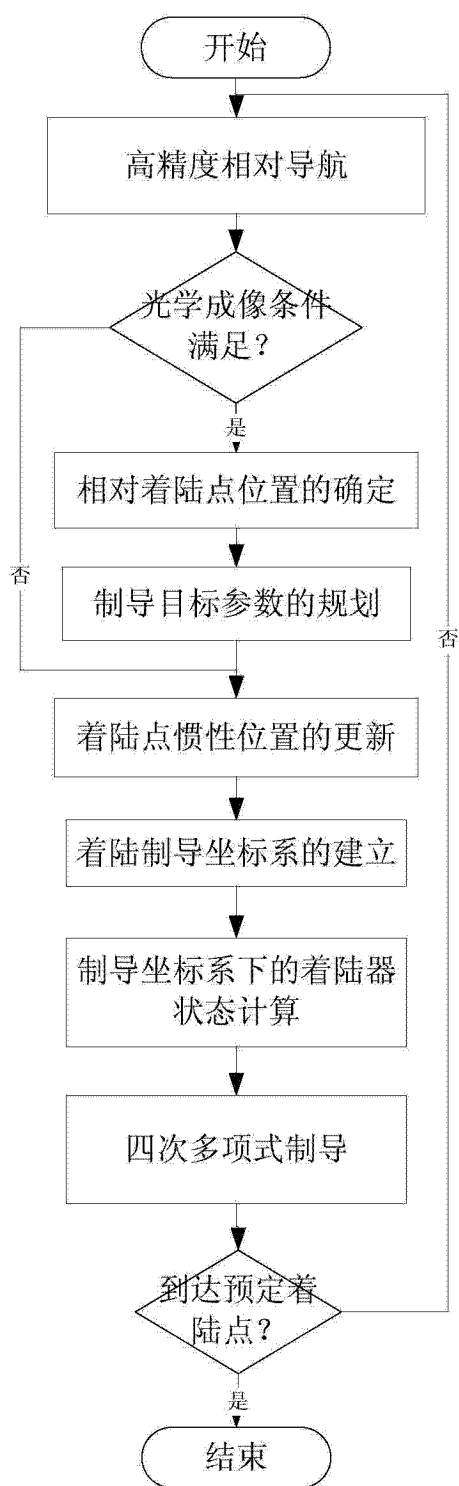


图 1

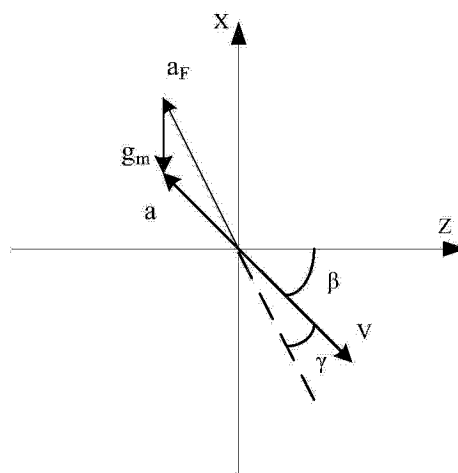


图 2