



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103662092 B

(45) 授权公告日 2015. 08. 19

(21) 申请号 201310685321. 5

US 2009194639 A1, 2009. 08. 06, 全文 .

(22) 申请日 2013. 12. 13

CN 103256932 A, 2013. 08. 21, 全文 .

US 2008023587 A1, 2008. 01. 31, 全文 .

(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

审查员 耿谦

(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 1/16(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 101122780 A, 2008. 02. 13, 全文 .

权利要求书3页 说明书7页 附图1页

(54) 发明名称

一种衔接主减速和接近段的预测校正方法

(57) 摘要

一种衔接主减速和接近段的预测校正方法, 步骤为: 计算主减速段制导参数; 基于主减速段制导参数和探测器当前状态进行快速调整段终端预测; 基于接近段入口条件修正主减速段制导目标; 判断是否满足主减速切换条件, 如果满足, 则切换到快速调整制导; 否则重新计算步骤(1)~(3), 直到满足主减速切换条件; 利用切换时刻状态确定快速调整段制导参数; 根据快速调整段制导参数确定当前制导指令; 利用当前状态规划接近段入口制导指令; 快速调整段当前制导指令与接近段入口制导指令夹角小于设定值或制导时间完成, 切换到接近段制导。本发明保证了接近段入口对姿态、高度、速度和加速度的需求, 满足了探测器从主减速段平缓过渡到接近段的要求。



1. 一种衔接主减速和接近段的预测校正方法,其特征在于实现步骤如下:

(1) 计算主减速段制导参数

利用探测器当前状态和主发动机比冲和推力参数,计算主减速段制导参数:剩余主减速时间、参考时间、推力方向变化率和参考速度增量方向;

(2) 基于主减速段制导参数和探测器当前状态进行快速调整段终端预测

利用步骤(1)中计算主减速段制导参数和探测器当前状态,预测主减速终端状态和制导指令;根据接近段入口对姿态和加速度的要求,确定快速调整段终端状态;由此确定快速调整段制导参数,进而利用快速调整段制导参数预测快速调整过程产生的位置和速度变化量,最终预测得到快速调整终端状态,即预测得到接近段入口状态;

(3) 基于接近段入口条件修正主减速段制导目标

利用预测的接近段初始状态与接近段入口目标状态进行比较,得到接近段入口状态的差,所述接近段入口目标状态即接近段入口对高度和速度的要求;再利用状态转移矩阵递推到主减速末端,得到主减速段制导参数的修正量,进而达到反馈修正的目的;经过主减速末期的多次预测修正后,可以保证接近段入口目标状态的实现;

(4) 判断是否满足主减速切换条件,如果满足,则切换到快速调整制导;否则重新计算步骤(1)~(3),直到满足主减速切换条件;

(5) 利用切换时刻的探测器推力加速度大小、方向和接近段入口目标状态确定快速调整段制导参数;

(6) 根据快速调整段制导参数确定快速调整段当前制导指令;

(7) 利用探测器当前状态,规划接近段入口制导指令;

(8) 快速调整段当前制导指令与接近段入口制导指令夹角小于设定值或制导时间完成,切换到接近段制导。

2. 根据权利要求1所述的一种衔接主减速和接近段的预测校正方法,其特征在于:所述步骤(2)具体实现如下:

(1) 定义主减速段末端加速度为 $\bar{a}_{b,f}$,接近段初始加速度为 $\bar{a}_{a,i}$,快速调整段初始加速度为 $\bar{a}_{p,i}$,快速调整段时间为 Δt_p ,其受姿态机动最大角速度约束,制导参数计算公式如下

$$\begin{aligned}
 \bar{\lambda}_{Ff} &= \bar{\lambda}_v + (t_{go} - K) \cdot \dot{\bar{\lambda}}; m_f = m_0 - \frac{F \cdot t_{go}}{I_{sp}}; \bar{a}_{b,f} = \frac{F}{m_f} \cdot \frac{\bar{\lambda}_{Ff}}{\|\bar{\lambda}_{Ff}\|} \\
 a_{a,i} &= \|\bar{a}_{a,i}\|; a_{b,f} = \|\bar{a}_{b,f}\| \\
 \dot{a}_p &= (a_{a,i} - a_{b,f}) / \Delta t_p \\
 \bar{\lambda}_{pv} &= (\bar{a}_{a,i} + \bar{a}_{b,f}) / 2 \\
 \dot{\bar{\lambda}}_p &= (\bar{a}_{a,i} - \bar{a}_{b,f}) / \Delta t_p \\
 t_\lambda &= \Delta t_p / 2 \\
 \bar{\lambda}_p &= \bar{\lambda}_{pv} + (t - t_\lambda) \dot{\bar{\lambda}}_p
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\mathbf{a}_p = \mathbf{a}_{b,f} + \dot{\mathbf{a}}_p \cdot t$$

式中, $\bar{\lambda}_{pf}$ 为主减速段末端推力方向, $\bar{\lambda}_v$ 为主减速段制导参数—参考速度增量方向, t_{go} 为主减速段制导参数—主减速剩余时间, K 为主减速段制导参数—参考时间, $\dot{\lambda}$ 为主减速段制导参数—推力方向变化率, m_0 探测器当前质量, m_f 为主减速段末端探测器质量, F 和 I_{sp} 分别为主减速段主发动机推力和比冲, $a_{a,i}$ 为接近段初始加速度大小, $a_{b,f}$ 为主减速段末端加速度大小, $\dot{\mathbf{a}}_p$ 为加速度变化率; $\bar{\lambda}_p$ 为快速调整段推力指令方向; $\bar{\lambda}_{pv}$ 为快速调整段参考推力方向; t_λ 为参考时间; $\dot{\lambda}_p$ 为推力方向的变化率; t 为制导时间; $\mathbf{a}_p$ 为快速调整段指令推力;

(2) 由式 (1) 得到推力加速度方向和大小, 于是可以预测快速调整段推力所产生的位置 $\bar{\mathbf{r}}_{thrust}$ 和速度变化量 $\bar{\mathbf{v}}_{thrust}$; 基于主减速末端状态, 预测快速调整段月球引力加速度所产生的位置 $\bar{\mathbf{r}}_{grav}$ 和速度变化量 $\bar{\mathbf{v}}_{grav}$, 组合这两项变化量, 得到快速调整段共能产生的位置和速度变化量分别为

$$\begin{aligned}\bar{\mathbf{r}}_{pbias} &= \bar{\mathbf{r}}_{thrust} + \bar{\mathbf{r}}_{grav} \\ \bar{\mathbf{v}}_{pbias} &= \bar{\mathbf{v}}_{thrust} + \bar{\mathbf{v}}_{grav}\end{aligned}\quad (2)$$

(3) 定义主减速末端位置和速度分别为 $\bar{\mathbf{r}}_{bf}$ 和 $\bar{\mathbf{v}}_{bf}$, 则预测进入接近段的初始位置和速度, 分别为

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{r}}_{ai} &= \bar{\mathbf{r}}_{bf} + \Delta t_p \cdot \bar{\mathbf{v}}_{bf} + \bar{\mathbf{r}}_{pbias} \\ \hat{\mathbf{v}}_{ai} &= \bar{\mathbf{v}}_{bf} + \bar{\mathbf{v}}_{pbias}\end{aligned}\quad (3)。$$

3. 根据权利要求 1 所述的一种衔接主减速和接近段的预测校正方法, 其特征在于: 所述步骤 (3) 具体实现步骤如下:

(1) 定义接近段初始状态目标高度为 h_{ai} , 其由地面根据任务需要设定; 利用步骤 (2) 预测的接近段初始位置 $\hat{\mathbf{r}}_{ai}$, 计算预测的接近段初始高度 $\hat{h}_{ai} = \|\hat{\mathbf{r}}_{ai}\| - r_m$, r_m 为天体参考半径; 并计算需要反馈的高度差 $\Delta h = h_{ai} - \hat{h}_{ai}$;

(2) 定义接近段初始状态目标速度为 $\bar{\mathbf{v}}_{ai}$, 利用步骤 (2) 预测的接近段初始速度 $\hat{\mathbf{v}}_{ai}$, 计算需要反馈的速度差 $\Delta \bar{\mathbf{v}} = \bar{\mathbf{v}}_{ai} - \hat{\mathbf{v}}_{ai}$;

(3) 利用反馈的高度差、速度差确定修正的主减速制导目标, 修正的主减速制导位置目标为 $\bar{\mathbf{r}}_d = (\|\bar{\mathbf{r}}_d\| + C_h \Delta h) \frac{\bar{\mathbf{r}}_d}{\|\bar{\mathbf{r}}_d\|}$, 式右侧的 $\bar{\mathbf{r}}_d$ 为上一周期修正的结果, 初值为地面预先设定主减速制导位置目标; 速度目标修正为 $\bar{\mathbf{v}}_d = \bar{\mathbf{v}}_d + C_v \Delta \bar{\mathbf{v}}$, C_h 和 C_v 分别为高度和速度修正系数, 由地面根据状态间关系确定;

(4) 通过多个周期的多次修正, 达到高度和速度差收敛到零的要求。

4. 根据权利要求 1 所述的一种衔接主减速和接近段的预测校正方法, 其特征在于: 所

述步骤 (5) 具体实现步骤如下：

(1) 根据接近段初始状态要求以及主减速末端加速度, 计算需要的速度增量方向矢量 $\bar{\lambda}_v$ 、制导参考时间 t_λ

$$\bar{\lambda}_v = (\bar{a}_{a,i} + \bar{a}_{b,f}) / 2 \quad (4)$$

$$t_\lambda = \Delta t_p / 2$$

其中, Δt_p 为快速调整段时间, 其受姿态机动最大角速度约束, 由 $\bar{a}_{a,i}$ 和 $\bar{a}_{b,f}$ 的夹角确定;

(2) 确定快速调整指令加速度大小变化率 $\dot{a}_p$ 、指令推力矢量变化率 $\dot{\bar{\lambda}}$

$$\begin{aligned} \dot{a}_p &= (\bar{a}_{a,i} - \bar{a}_{b,f}) / \Delta t_p \\ \dot{\bar{\lambda}} &= (\bar{a}_{a,i} - \bar{a}_{b,f}) / \Delta t_p \end{aligned} \quad (5)。$$

一种衔接主减速和接近段的预测校正方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种衔接主减速和接近段的预测校正方法,主要应用于深空着陆探测器,属于航天器制导、导航与控制技术领域。可应用于月球以及火星、小行星等深空天体探测任务,具有广泛的应用价值和市场前景。

背景技术

[0002] 深空天体软着陆动力下降过程一般可分为六个任务段:(1)主减速段:距天体表面高度从约 15km 到约 3km,该段主要任务是软着陆制动,减小探测器的速度至预设值,高度下降至约 3km。(2)快速调整段:距天体表面高度从约 3km 到约 2.4km,该段主要任务是快速衔接主减速和接近段。(3)接近段:距天体表面高度从约 2.4km 到约 100m,该段主要任务是粗避障。(4)悬停段:距天体表面高度约 100m,该段主要任务是对着陆区域的精障碍检测。保持探测器处于悬停状态,利用三维成像敏感器对着陆区进行观测,选择出安全着陆点。(5)避障段:距天体表面高度从约 100m 到约 30m,该段主要任务是精避障和下降。(6)缓速下降段:距天体表面高度从约 30m 到 0m,该段主要任务是保证探测器平稳缓速下降到天体表面。

[0003] Luna 和 Surveyor 系列月球探测器分别采用了标称轨迹和重力转弯制导;Apollo 主减速段和接近段都采用四次多项式制导,通过在地面优化设计参数来满足推力变化过程的衔接,但是对于姿态的衔接是没有考虑;美国的重返月球计划提出,在主减速段采用 PEG 制导,接近段采用多项式制导,主减速过渡到接近段是通过快速姿态调整实现,没有提出具有衔接功能的自适应修正制导方法。

[0004] 对于动力下降的主减速段末期,探测器姿态仍接近水平,主发动机仍工作在最大推力段,推力加速度也达到最大;而动力下降的接近段要求探测器姿态接近垂直,主发动机工作在低推力水平上,高度、速度和加速度满足一定关系;可见,主减速段末端状态和接近段初始状态很难直接衔接上。

发明内容

[0005] 本发明技术解决问题:克服现有技术的不足,提供一种衔接主减速和接近段的预测校正方法,考虑到主减速段末端状态和接近段初始状态衔接的需求,设计了主减速段带有制导目标修正功能的制导律和基于切换状态确定制导参数的自适应制导律,保证了接近段入口对姿态、高度、速度和加速度的需求,满足了探测器从主减速段平缓过渡到接近段的要求。

[0006] 本发明技术解决方案:一种衔接主减速和接近段的预测校正方法,实现步骤如下:

[0007] (1) 计算主减速段制导参数

[0008] 利用探测器当前状态和主发动机比冲和推力参数,计算主减速段制导参数:剩余主减速时间、参考时间、推力方向变化率和参考速度增量方向;

[0009] (2) 基于主减速段制导参数和探测器当前状态进行快速调整段终端预测

[0010] 利用步骤(1)中计算主减速段制导参数和探测器当前状态,预测主减速终端状态和制导指令;根据接近段入口对姿态和加速度的要求,确定快速调整段终端状态;由此确定快速调整段制导参数,进而利用快速调整段制导参数预测快速调整过程产生的位置和速度变化量,最终预测得到快速调整终端状态,即预测得到接近段入口状态;

[0011] (3) 基于接近段入口条件修正主减速段制导目标

[0012] 利用预测的接近段初始状态与接近段入口目标状态进行比较,得到接近段入口状态的差,所述接近段入口目标状态即接近段入口对高度和速度的要求;再利用状态转移矩阵递推到主减速末端,得到主减速段制导参数的修正量,进而达到反馈修正的目的;经过主减速末期的多次预测修正后,可以保证接近段入口目标状态的实现;

[0013] (4) 判断是否满足主减速切换条件,如果满足,则切换到快速调整制导;否则重新计算步骤(1)~(3),直到满足主减速切换条件;

[0014] (5) 利用切换时刻的探测器推力加速度大小、方向和接近段入口目标状态确定快速调整段制导参数;

[0015] (6) 根据快速调整段制导参数确定快速调整段当前制导指令;

[0016] (7) 利用探测器当前状态,规划接近段入口制导指令;

[0017] (8) 快速调整段当前制导指令与接近段入口制导指令夹角小于设定值或制导时间完成,切换到接近段制导。

[0018] 所述步骤(2)具体实现如下:

[0019] (1) 定义主减速段末端加速度为 $\bar{a}_{b,f}$,接近段初始加速度为 $\bar{a}_{a,i}$,快速调整段初始加速度为 $\bar{a}_{p,i}$,快速调整段时间为 Δt_p ,其受姿态机动最大角速度约束,最大姿态角速度可以取为 $5^\circ/\text{s}$,制导参数计算公式如下

$$\begin{aligned}
 \bar{\lambda}_{Ef} &= \bar{\lambda}_v + (t_{go} - K) \cdot \dot{\bar{\lambda}}; m_f = m_0 - \frac{F \cdot t_{go}}{I_{sp}}; \bar{a}_{b,f} = \frac{F}{m_f} \cdot \frac{\bar{\lambda}_{Ef}}{\|\bar{\lambda}_{Ef}\|} \\
 a_{a,i} &= \|\bar{a}_{a,i}\|; a_{b,f} = \|\bar{a}_{b,f}\| \\
 \dot{a}_p &= (a_{a,i} - a_{b,f}) / \Delta t_p \\
 \bar{\lambda}_{pv} &= (\bar{a}_{a,i} + \bar{a}_{b,f}) / 2 \\
 \dot{\bar{\lambda}}_p &= (\bar{a}_{a,i} - \bar{a}_{b,f}) / \Delta t_p \\
 t_\lambda &= \Delta t_p / 2 \\
 \bar{\lambda}_p &= \bar{\lambda}_{pv} + (t - t_\lambda) \dot{\bar{\lambda}}_p \\
 a_p &= a_{b,f} + \dot{a}_p \cdot t
 \end{aligned} \tag{1}$$

[0021] 式中, $\bar{\lambda}_{Ef}$ 为主减速段末端推力方向, $\bar{\lambda}_v$ 为主减速段制导参数—参考速度增量方向, t_{go} 为主减速段制导参数—主减速剩余时间, K 为主减速段制导参数—参考时间, $\dot{\bar{\lambda}}$ 为主减速段制导参数—推力方向变化率, m_0 探测器当前质量, m_f 为主减速段末端探测器质量, F 和 I_{sp} 分别为主减速段主发动机推力和比冲, $a_{a,i}$ 为接近段初始加速度大小, $a_{b,f}$ 为主减速段

末端加速度大小, $\dot{a}_p$ 为加速度变化率; $\bar{\lambda}_p$ 为快速调整段推力指令方向; $\bar{\lambda}_{pv}$ 为快速调整段参考推力方向; t_λ 为参考时间; $\dot{\bar{\lambda}}_p$ 为推力方向的变化率; t 为制导时间; a_p 为快速调整段指令推力。

[0022] (2) 由式(1)得到推力加速度方向和大小, 于是可以预测快速调整段推力所产生的位置和速度变化量 $(\bar{r}_{thrust}, \bar{v}_{thrust})$; 基于主减速末端状态, 预测快速调整段月球引力加速度所产生的位置和速度变化量 $(\bar{r}_{grav}, \bar{v}_{grav})$, 组合这两项变化量, 得到快速调整段共能产生的位置和速度变化量分别为

$$\begin{aligned} \bar{r}_{pbias} &= \bar{r}_{thrust} + \bar{r}_{grav} \\ \bar{v}_{pbias} &= \bar{v}_{thrust} + \bar{v}_{grav} \end{aligned} \quad (2)$$

[0024] (3) 定义主减速末端位置和速度分别为 $\bar{r}_{bf}$ 和 $\bar{v}_{bf}$, 则预测进入接近段的初始位置和速度, 分别为

$$\begin{aligned} \hat{\bar{r}}_{ai} &= \bar{r}_{bf} + \Delta t_p \cdot \bar{v}_{bf} + \bar{r}_{pbias} \\ \hat{\bar{v}}_{ai} &= \bar{v}_{bf} + \bar{v}_{pbias} \end{aligned} \quad (3)。$$

[0026] 所述步骤(3)具体实现步骤如下:

[0027] (1) 定义接近段初始状态目标高度为 h_{ai} , 其由地面根据任务需要设定; 利用(2)预测的接近段初始位置 $\hat{\bar{r}}_{ai}$, 计算预测的接近段初始高度 $\hat{h}_{ai} = \|\hat{\bar{r}}_{ai}\| - r_m$, r_m 为天体参考半径; 并计算需要反馈的高度差 $\Delta h = h_{ai} - \hat{h}_{ai}$;

[0028] (2) 定义接近段初始状态目标速度为 $\bar{v}_{ai}$, 利用(2)预测的接近段初始速度 $\hat{\bar{v}}_{ai}$, 计算需要反馈的速度差 $\Delta \bar{v} = \bar{v}_{ai} - \hat{\bar{v}}_{ai}$;

[0029] (3) 利用反馈的高度差、速度差确定修正的主减速制导目标, 修正的主减速制导位置目标为 $\bar{r}_d = (\|\bar{r}_d\| + C_h \Delta h) \frac{\bar{r}_d}{\|\bar{r}_d\|}$, 式右侧的 $\bar{r}_d$ 为上一周期修正的结果, 初值为地面预先设定

主减速制导位置目标; 速度目标修正为 $\bar{v}_d = \bar{v}_d + C_v \Delta \bar{v}$, C_h 和 C_v 分别为高度和速度修正系数, 由地面根据状态间关系确定, 一般可取 $C_h = 0.01$, $C_v = 0.01$;

[0030] (4) 通过多个周期的多次修正, 达到高度和速度差收敛到零的要求。

[0031] 所述步骤(5)具体实现步骤如下:

[0032] (1) 根据接近段初始状态要求以及主减速末端加速度, 计算需要的速度增量方向矢量 $\bar{\lambda}_v$ 、制导参考时间 t_λ

$$\begin{aligned} \bar{\lambda}_v &= (\bar{a}_{a,i} + \bar{a}_{b,f}) / 2 \\ t_\lambda &= \Delta t_p / 2 \end{aligned} \quad (4)$$

[0034] 其中, Δt_p 为快速调整段时间, 其受姿态机动最大角速度约束, 由 $\bar{a}_{a,i}$ 和 $\bar{a}_{b,f}$ 的夹角确定;

[0035] (2) 确定快速调整指令加速度大小变化率 $\dot{a}_p$ 、指令推力矢量变化率 $\dot{\lambda}$

$$\begin{aligned} \dot{a}_p &= (a_{a,i} - a_{b,f}) / \Delta t_p \\ \dot{\lambda} &= (\bar{a}_{a,i} - \bar{a}_{b,f}) / \Delta t_p \end{aligned} \quad (5)。$$

[0037] 本发明与现有技术相比的优点在于：

[0038] (1) 本发明设计了主减速段带有制导目标修正功能的制导律和基于切换状态确定制导参数的自适应制导律，解决了主减速段末端状态和接近段初始状态衔接问题，保证了探测器姿态、高度、速度和加速度从主减速段过渡到接近段的平缓性，提高了深空天体探测器软着陆的安全性。

[0039] (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

[0040] 图 1 一种衔接主减速和接近段的预测校正方法流程图。

具体实施方式

[0041] 如图 1 所示，本发明具体实现如下：

[0042] (1) 计算主减速段制导参数

[0043] 利用探测器当前状态和主发动机比冲和推力等参数，计算制导参数。主减速制导律采用 PEG 制导律 (详见文章 Space Shuttle Ascent Guidance, Navigation, and Control. The Journal of the Astronautical Science, Vol. XXVII, No. 1, pp1-38, January-March, 1979)，具体计算过程简单描述如下。

[0044] 1) 确定参考速度增量方向 $\bar{\lambda}_v = \frac{\bar{v}_{go}}{|\bar{v}_{go}|}$ ，其中， $\bar{v}_{go} = \bar{v}_d - \bar{v}$ ， $\bar{v}_d$ 和 $\bar{v}$ 分别为主减速制导速度目标和探测器当前速度；

[0045] 2) 定义制导参数 $\tau = \frac{m_0 I_{sp}}{F}$ ， m_0 为当前探测器质量， I_{sp} 和 F 分别为发动机比冲和推力，计算剩余主减速时间为 $t_{go} = \tau \left(1 - e^{-|\bar{v}_{go}|/I_{sp}} \right)$ ；

[0046] 3) 计算积分参数 $L = |\bar{v}_{go}|$ ， $S = L(t_{go} - \tau) + I_{sp} t_{go}$ ， $J = L t_{go} - S$ ， $Q = S \tau - \frac{I_{sp} t_{go}^2}{2}$ ；

[0047] 4) 计算参考时间 $K = \frac{J}{L}$ ，预测推力产生的位移 $\bar{r}_{go} = \bar{r}_d - \bar{r} - \bar{v} t_{go} - \bar{r}_{grav} + \bar{r}_{bias}$ ，其中， $\bar{r}$ 为探测器当前位置， $\bar{r}_d$ 主减速制导位置目标， $\bar{r}_{grav}$ 为预测重力引起的位移， $\bar{r}_{bias}$ 为需要补偿的偏差；

[0048] 5) 计算推力方向变化率 $\dot{\bar{\lambda}} = \frac{\bar{r}_{go} - S\bar{\lambda}_v}{Q - KS}$; $\bar{r}_{go}$ 为 $\bar{r}_{go}$ 除去航向位移部分后剩余部分;

[0049] 6) 计算推力产生的速度增量和位移: $\bar{v}_{thrust} = L\bar{\lambda}_v + (J - KL)\dot{\bar{\lambda}}$ 和 $\bar{r}_{thrust} = S\bar{\lambda}_v + (Q - KS)\dot{\bar{\lambda}}$;

[0050] 7) 预测主减速制导目标: 速度 $\bar{v}_{pd} = \bar{v} + \bar{v}_{thrust} + \bar{v}_{grav}$ 和 $\bar{r}_{pd} = \bar{r} + \bar{v}t_{go} + \bar{r}_{thrust} + \bar{r}_{grav}$, 其中, $\bar{v}_{grav}$ 和 $\bar{r}_{grav}$ 为天体引力产生的速度增量和位移;

[0051] 8) 计算制导速度偏差 $\bar{v}_{miss} = \bar{v}_{pd} - \bar{v}_d$; 如果条件 $\|\bar{v}_{miss}\| \leq 0.01\|\bar{v}_{go}\|$, 利用确定的制导参数计算推力方向 $\bar{\lambda}_F = \bar{\lambda}_v + \dot{\bar{\lambda}}(t - K)$, 其中, $\bar{\lambda}_F$ 为表达制导推力方向, t 为制导时间; 否则, 修正需要推力速度增量 $\bar{v}_{go} = \bar{v}_{go} - \rho_g \bar{v}_{miss}$ (ρ_g 为阻尼因数, 通常 $\rho_g = 1$), 从 1) 开始新的计算, 直至满足上述条件。

[0052] (2) 基于制导参数和状态的快速调整终端预测

[0053] 利用步骤(1)中计算制导参数和探测器当前状态, 预测主减速终端状态和制导指令; 根据接近段入口对姿态和加速度的要求, 确定快速调整段终端状态; 由此可以确定快速调整段制导参数, 进而利用快速调整段制导参数预测快速调整过程产生的位置和速度变化量; 最终预测得到快速调整终端状态(即预测得到接近段入口状态)。

[0054] 在主减速段, 采用预测/修正的制导策略。定义主减速段末端加速度为 $\bar{a}_{b,f}$, 接近段初始加速度为 $\bar{a}_{a,i}$, 快速调整段初始加速度为 $\bar{a}_{p,i}$, 快速调整段时间为 Δt_p , 其受姿态机动最大角速度约束, 这里最大姿态角速度取为 $5^\circ/\text{s}$ 。制导参数计算公式如下

$$\begin{aligned}
 \bar{\lambda}_{Ff} &= \bar{\lambda}_v + (t_{go} - K) \cdot \dot{\bar{\lambda}} \\
 m_f &= m_0 - \frac{F \cdot t_{go}}{I_{sp}} \\
 \bar{a}_{b,f} &= \frac{F}{m_f} \cdot \frac{\bar{\lambda}_{Ff}}{\|\bar{\lambda}_{Ff}\|} \\
 a_{a,i} &= \|\bar{a}_{a,i}\| \\
 a_{b,f} &= \|\bar{a}_{b,f}\| \\
 \dot{a}_p &= (a_{a,i} - a_{b,f}) / \Delta t_p \\
 \bar{\lambda}_{pv} &= (\bar{a}_{a,i} + \bar{a}_{b,f}) / 2 \\
 \dot{\bar{\lambda}}_p &= (\bar{a}_{a,i} - \bar{a}_{b,f}) / \Delta t_p \\
 t_\lambda &= \Delta t_p / 2 \\
 \bar{\lambda}_p &= \bar{\lambda}_{pv} + (t - t_\lambda) \dot{\bar{\lambda}}_p \\
 a_p &= a_{b,f} + \dot{a}_p \cdot t
 \end{aligned} \tag{1}$$

[0056] 式中, $\bar{\lambda}_{fy}$ 为主减速段末端推力方向, $\bar{\lambda}_y$ 为主减速段制导参数—参考速度增量方向, t_{go} 为主减速段制导参数—主减速剩余时间, K 为主减速段制导参数—参考时间, $\dot{\bar{\lambda}}$ 为主减速段制导参数—推力方向变化率, m_0 探测器当前质量, m_f 为主减速段末端探测器质量, F 和 I_{sp} 分别为主减速段主发动机推力和比冲, $a_{a,i}$ 为接近段初始加速度大小, $a_{b,f}$ 为主减速段末端加速度大小, $\dot{a}_p$ 为加速度变化率; $\bar{\lambda}_p$ 为快速调整段推力指令方向; $\bar{\lambda}_{pv}$ 为快速调整段参考推力方向; t_λ 为参考时间; $\dot{\bar{\lambda}}_p$ 为推力方向的变化率; t 为制导时间; a_p 为快速调整段指令推力。

[0057] 由式(1)可得到推力加速度方向和大小, 于是, 可以预测快速调整段推力所产生的位置和速度变化量 ($\bar{r}_{thrust}, \bar{v}_{thrust}$)。基于主减速末端状态, 可以预测快速调整段月球引力加速度所产生的位置和速度变化量 ($\bar{r}_{grav}, \bar{v}_{grav}$)。组合这两项变化量, 可以得到快速调整段共能产生的位置和速度变化量分别为

$$\begin{aligned} \bar{r}_{pbias} &= \bar{r}_{thrust} + \bar{r}_{grav} \\ \bar{v}_{pbias} &= \bar{v}_{thrust} + \bar{v}_{grav} \end{aligned} \quad (2)$$

[0059] 定义主减速末端位置和速度分别为 $\bar{r}_{bf}$ 和 $\bar{v}_{bf}$, 则可预测进入接近段的初始位置和速度, 分别为

$$\begin{aligned} \hat{\bar{r}}_{ai} &= \bar{r}_{bf} + \Delta t_p \cdot \bar{v}_{bf} + \bar{r}_{pbias} \\ \hat{\bar{v}}_{ai} &= \bar{v}_{bf} + \bar{v}_{pbias} \end{aligned} \quad (3)$$

[0061] (3) 基于接近段入口条件修正主减速段制导目标

[0062] 利用预测的接近段初始状态与接近段入口目标状态(接近段入口对高度和速度的要求)进行比较, 得到接近段入口状态的差; 再利用状态转移矩阵递推到主减速末端, 得到主减速段制导参数的修正量, 进而达到反馈修正的目的。对于主减速末期, 需要经过多次预测/修正来保证接近段入口目标状态的实现。具体实现过程如下。

[0063] ①定义接近段初始状态目标高度为 h_{ai} , 其由地面根据任务需要设定; 利用(2)预测的接近段初始位置 $\hat{\bar{r}}_{ai}$, 计算预测的接近段初始高度 $\hat{h}_{ai} = \|\hat{\bar{r}}_{ai}\| - r_m$, r_m 为天体参考半径; 并计算需要反馈的高度差 $\Delta h = h_{ai} - \hat{h}_{ai}$ 。

[0064] ②定义接近段初始状态目标速度为 $\bar{v}_{ai}$, 利用(2)预测的接近段初始速度 $\hat{\bar{v}}_{ai}$, 计算需要反馈的速度差 $\Delta \bar{v} = \bar{v}_{ai} - \hat{\bar{v}}_{ai}$ 。

[0065] ③利用反馈的高度差、速度差确定修正的主减速制导目标, 修正的主减速制导位置目标为 $\bar{r}_d = \left(\|\bar{r}_d\| + C_h \Delta h \right) \frac{\bar{r}_d}{\|\bar{r}_d\|}$, 式右侧的 $\bar{r}_d$ 上一周期修正的结果, 初值为地面预先设定主减速制导位置目标; 速度目标修正为 $\bar{v}_d = \bar{v}_d + C_v \Delta \bar{v}$, C_h 和 C_v 分别为高度和速度修正系数, 由地面根据状态间关系确定, 一般可取 $C_h=0.01$, $C_v=0.01$ 。

[0066] ④通过多个周期的多次修正,达到高度和速度差收敛到零的要求。

[0067] (4)判断是否满足主减速切换条件(如制导时间小于设定值,例如 0.128s),如果满足,则切换到快速调整制导;否则重新计算步骤(1)~(3),直到满足主减速切换条件。

[0068] (5)切换到快速调整制导模式后,利用切换状态确定快速调整段制导参数

[0069] 1)根据接近段初始状态要求以及主减速末端加速度,计算需要的速度增量方向矢量 $\bar{\lambda}_v$ 、制导参考时间 t_λ

$$\begin{aligned} \bar{\lambda}_v &= (\bar{a}_{a,i} + \bar{a}_{b,f}) / 2 \\ t_\lambda &= \Delta t_p / 2 \end{aligned} \quad (4)$$

[0071] 其中, Δt_p 为快速调整段时间,其受姿态机动最大角速度约束,由 $\bar{a}_{a,i}$ 和 $\bar{a}_{b,f}$ 的夹角确定。

[0072] 2)确定快速调整指令加速度大小变化率 $\dot{a}_p$ 、指令推力矢量变化率 $\dot{\bar{\lambda}}$

$$\begin{aligned} \dot{a}_p &= (a_{a,i} - a_{b,f}) / \Delta t_p \\ \dot{\bar{\lambda}} &= (\bar{a}_{a,i} - \bar{a}_{b,f}) / \Delta t_p \end{aligned} \quad (5)$$

[0074] (6)根据快速调整段制导参数确定快速调整段当前制导指令 $\bar{a}_{IC}$,取快速调整段推力加速度 a_{pi} 初值为 $a_{b,f}$,其中, $a_{b,f}$ 为主减速末端推力加速度大小,于是

$$\begin{aligned} \bar{\lambda} &= \bar{\lambda}_v + (t - t_\lambda) \dot{\bar{\lambda}} \\ a_{pi} &= a_{pi} + \dot{a}_p \cdot \Delta t_{guid} \\ \bar{a}_{IC} &= a_{pi} \cdot \frac{\bar{\lambda}}{\|\bar{\lambda}\|} \end{aligned} \quad (6)$$

[0076] 式中, t 为快速调整段当前制导时间, Δt_{guid} 为快速调整段制导周期。

[0077] (7)切换到快速调整制导模式后,利用当前状态规划出接近段入口制导指令

[0078] 利用当前状态规划制导目标,调用四次多项式制导律或其它制导律确定接近段入口制导加速度指令,四次多项式制导律的具体实现见 Apollo lunar-descent guidance (JPL report R-695)。

[0079] (8)快速调整段当前制导指令与接近段入口制导指令夹角小于设定值或制导时间 Δt_p 完成,切换到接近段制导模式。指令夹角设定值一般根据设定的最大姿态角速度确定,这里取为 3° 。

[0080] 本发明未详细阐述部分属于本领域技术人员的公知技术。

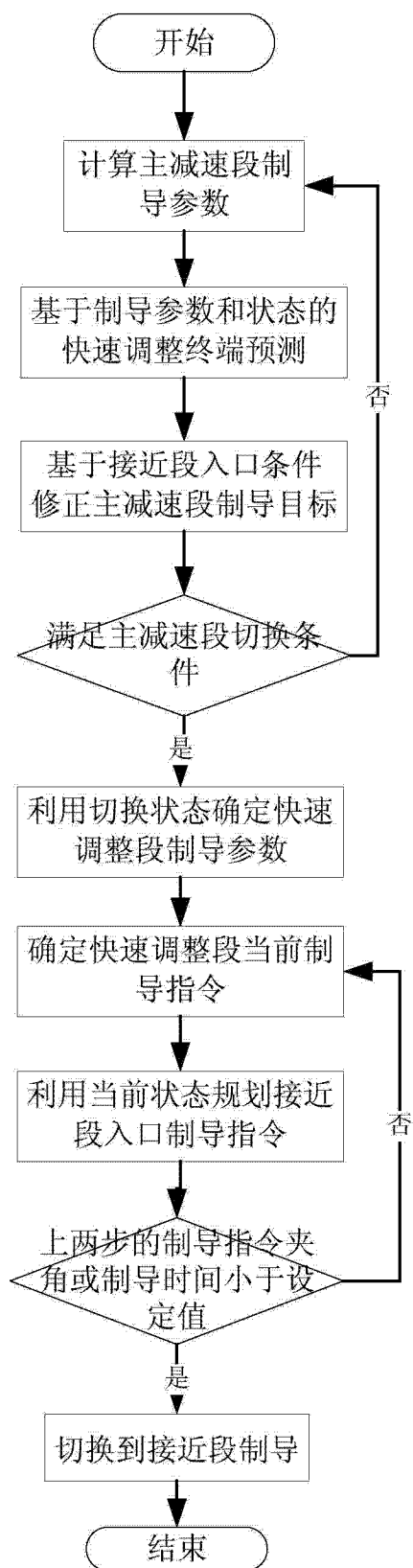


图 1