



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 104567917 B

(45) 授权公告日 2016. 01. 13

(21) 申请号 201410790941. X

(22) 申请日 2014. 12. 18

(73) 专利权人 北京控制工程研究所

地址 100080 北京市海淀区北京 2729 信箱

(72) 发明人 胡军 杨鸣 张钊 董文强

(74) 专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 陈鹏

(51) Int. Cl.

G01C 23/00(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 101270993 A, 2008. 09. 24, 全文.

林鹏等. 《变质心再入飞行器的动态逆控制器设计》. 《飞行力学》. 2009, 第 27 卷 (第 1 期), 59-62.

张钊等. 《基于特征模型的再入飞行器制导律设计》. 《空间控制技术与应用》. 2010, 第 36 卷 (第 4 期), 12-17.

审查员 索子繁

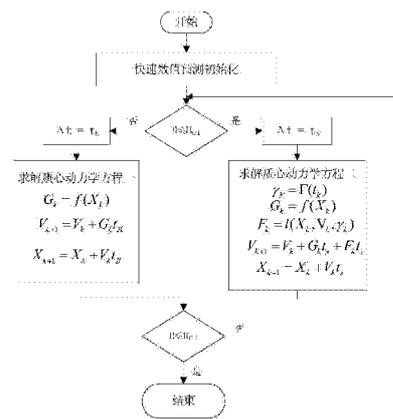
权利要求书2页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称

基于动力学特性的变步长再入飞行器位置速度预测方法

(57) 摘要

基于动力学特性的变步长再入飞行器位置速度预测方法,步骤为:(1)利用导航系统,获取再入飞行器的初始位置速度;(2)判断当前再入飞行器的飞行高度H,如果H>H<sub>th1</sub>,则转步骤(3),如果H<sub>th2</sub><H≤H<sub>th1</sub>,则转步骤(4),如果H≤H<sub>th2</sub>,则停止预测并结束;其中,H<sub>th1</sub>和H<sub>th2</sub>为高度阈值;(3)以t<sub>b</sub>为计算步长,利用第一质心动力学方程,外推一步再入飞行器在空间的实时位置和速度后返回步骤(2);(4)以t<sub>s</sub>为计算步长,利用第二质心动力学方程,外推一步再入飞行器在空间的实时位置和速度后返回步骤(2)。本发明方法通过两套不同的动力学方程,分别进行外推预测,两套动力学方程步长采取不同值,在保证精度的同时提高了再入飞行器位置速度预测的速度。



1. 基于动力学特性的变步长再入飞行器位置速度预测方法,其特征在于包括如下步骤:

(1) 利用卫星导航系统,获取再入飞行器的位置和速度作为初始位置速度,记为  $X(0) = [x_0, y_0, z_0, v_{x0}, v_{y0}, v_{z0}, \gamma_{v0}]^T$ ,其中  $(x_0, y_0, z_0)$  为再入飞行器在空间的初始位置,  $(v_{x0}, v_{y0}, v_{z0})$  为再入飞行器在空间的初始速度,  $\gamma_{v0}$  为倾侧角;

(2) 判断当前再入飞行器的飞行高度  $H$ ,如果  $H > H_{th1}$ ,则转步骤 (3),如果  $H_{th2} < H \leq H_{th1}$ ,则转步骤 (4),如果  $H \leq H_{th2}$ ,则停止外推预测并结束;其中,  $H_{th1}$  为第一高度阈值,  $H_{th1}$  的取值范围为  $80 \sim 100\text{km}$ ,  $H_{th2}$  为第二高度阈值,  $H_{th2}$  的取值范围为  $10 \sim 20\text{km}$ ;

(3) 以  $t_B$  为计算步长,利用第一质心动力学方程,外推一步再入飞行器在空间的实时位置和速度后返回步骤 (2);所述  $t_B$  的取值范围为  $1\text{s}$  到  $100\text{s}$ ,所述的第一质心动力学方程为:

$$G_k = f(X_k)$$

$$V_{k+1} = V_k + G_k t_B$$

$$X_{k+1} = X_k + V_k t_B$$

其中  $X = \{x, y, z\}$  表示再入飞行器的预测位置,  $V = \{v_x, v_y, v_z\}$  表示再入飞行器的预测速度,  $G = \{g_x, g_y, g_z\}$  表示再入飞行器所处位置的重力加速度,  $f(X)$  为再入飞行器位置与重力加速度的函数关系,角标  $k$  和  $k+1$  分别表示外推一步前和外推一步后的值,  $k$  的初始值为  $0$ ;

(4) 以  $t_S$  为计算步长,利用第二质心动力学方程,外推一步再入飞行器在空间的实时位置和速度后返回步骤 (2);所述  $t_S$  的取值范围为  $0.1\text{s}$  到  $2\text{s}$ ,所述的第二质心动力学方程为:

$$\gamma_k = \Gamma(t_k)$$

$$G_k = f(X_k)$$

$$F_k = l(X_k, V_k, \gamma_k)$$

$$V_{k+1} = V_k + G_k t_S + F_k t_S$$

$$X_{k+1} = X_k + V_k t_S$$

其中  $F$  表示再入飞行器所处位置的气动加速度,  $\Gamma(t_k)$  为再入飞行器倾侧角与时间的函数关系,  $l(X_k, V_k, \gamma_k)$  为再入飞行器位置、速度和倾侧角与再入飞行器所受气动加速度的函数关系,采用查表计算的方法,提前离线计算出再入飞行器在高度  $h$ ,速度大小  $V$  和倾侧角  $\gamma$  下所受的气动加速度并装载在再入飞行器上,预测过程中首先根据位置  $X_k$ ,速度  $V_k$  计算再入飞行器的高度  $h_k$  和速度大小  $\|V_k\|$

$$h_k = \sqrt{x_k^2 + y_k^2 + z_k^2} - R_e$$

$$\|V_k\| = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}$$

其中  $R_e$  为地球半径,根据  $h_k$ ,  $\|V_k\|$  和  $\gamma_k$  可查表计算出  $\{f_x, f_y, f_z\}$ 。

2. 根据权利要求 1 所述的基于动力学特性的变步长再入飞行器位置速度预测方法,其特征在于:所述的第一高度阈值  $H_{th1}$  取值为  $90\text{km}$ 。

3. 根据权利要求 1 或 2 所述的基于动力学特性的变步长再入飞行器位置速度预测方

---

法,其特征在于:所述的第二高度阈值  $H_{th2}$ 取值为 10km。

## 基于动力学特性的变步长再入飞行器位置速度预测方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于再入飞行器控制领域,涉及一种再入飞行器位置和速度的预测方法。

### 背景技术

[0002] 探月返回试验器采用跳跃式再入方式,航程需求跨度范围在 4000—8000km 范围之内,弹道往往存在明显的跃升过程。由于再入能量水平的不同,初次再入段和二次再入段(或者是能量阻尼到第一宇宙速度后的下降飞行阶段)的弹道特性和摄动影响程度都有较大区别,因此在高能量再入飞行阶段需要使用预测—校正的制导方法,保证初次再入将返回器能量阻尼到合适的范围内,为二次再入提供良好的再入初始状态。

[0003] 由于器载计算机的计算能力较弱,而在再入段需要尽快完成预测解算,从而保证在较短的周期内对待跟踪弹道进行更新,保证制导闭环性能。为实现此目标,预测计算时间受到严格限制。

[0004] 目前再入飞行器在轨的位置和速度预测方法中,或采用统一的动力学方程,或采用单一的步长进行预测,为了保持预测的精度,计算量较大。由于再入飞行器计算机计算能力有限,这种预测方法难以满足对预测速度的要求。

### 发明内容

[0005] 本发明解决的技术问题是:克服现有技术的不足,提供了一种基于动力学特性的变步长再入飞行器位置速度预测方法,根据大气外再入飞行器所受的气动力有限,忽略后对预测精度影响有限的特性,当飞行高度高于一定的阈值后,采用第一套动力学方程,动力学方程中不计算气动力,当飞行高度低于阈值后,采用第二套动力学方程,计算气动力,两套动力学方程步长采取不同值,在保证精度的同时提高了再入飞行器位置速度预测的速度。

[0006] 本发明的技术解决方案是:基于动力学特性的变步长再入飞行器位置速度预测方法,包括如下步骤:

[0007] (1) 利用卫星导航系统,获取再入飞行器的位置和速度作为初始位置速度,记为  $X(0) = [x_0, y_0, z_0, v_{x0}, v_{y0}, v_{z0}, \gamma_{v0}]^T$ , 其中  $(x_0, y_0, z_0)$  为再入飞行器在空间的初始位置,  $(v_{x0}, v_{y0}, v_{z0})$  为再入飞行器在空间的初始速度,  $\gamma_{v0}$  为倾侧角;

[0008] (2) 判断当前再入飞行器的飞行高度  $H$ , 如果  $H > H_{th1}$ , 则转步骤 (3), 如果  $H_{th2} < H \leq H_{th1}$ , 则转步骤 (4), 如果  $H \leq H_{th2}$ , 则停止外推预测并结束; 其中,  $H_{th1}$  为第一高度阈值,  $H_{th1}$  的取值范围为 80 ~ 100km,  $H_{th2}$  为第二高度阈值,  $H_{th2}$  的取值范围为 10 ~ 20km;

[0009] (3) 以  $t_B$  为计算步长, 利用第一质心动力学方程, 外推一步再入飞行器在空间的实时位置和速度后返回步骤 (2); 所述  $t_B$  的取值范围为 1s 到 100s, 所述的第一质心动力学方程为:

$$[0010] \quad G_k = f(X_k)$$

$$[0011] \quad V_{k+1} = V_k + G_k t_B$$

$$[0012] \quad X_{k+1} = X_k + V_k t_B$$

[0013] 其中  $X = \{x, y, z\}$  表示再入飞行器的预测位置,  $V = \{v_x, v_y, v_z\}$  表示再入飞行器的预测速度,  $G = \{g_x, g_y, g_z\}$  表示再入飞行器所处位置的重力加速度,  $f(X)$  为再入飞行器位置与重力加速度的函数关系, 角标  $k$  和  $k+1$  分别表示外推一步前和外推一步后的值,  $k$  的初始值为 0;

[0014] (4) 以  $t_s$  为计算步长, 利用第二质心动力学方程, 外推一步再入飞行器在空间的实时位置和速度后返回步骤 (2); 所述  $t_s$  的取值范围为 0.1s 到 2s, 所述的第二质心动力学方程为:

$$[0015] \quad \gamma_k = \Gamma(t_k)$$

$$[0016] \quad G_k = f(X_k)$$

$$[0017] \quad F_k = l(X_k, V_k, \gamma_k)$$

$$[0018] \quad V_{k+1} = V_k + G_k t_s + F_k t_s$$

$$[0019] \quad X_{k+1} = X_k + V_k t_s$$

[0020] 其中  $F$  表示再入飞行器所处位置的气动加速度,  $\Gamma(t_k)$  为再入飞行器倾侧角与时间的函数关系,  $l(X_k, V_k, \gamma_k)$  为再入飞行器位置、速度和倾侧角与再入飞行器所受气动加速度的函数关系。

[0021] 所述的第一高度阈值  $H_{th1}$  取值为 90km。所述的第二高度阈值  $H_{th2}$  取值为 10km。

[0022] 本发明与现有技术相比的优点在于: 本发明方法根据再入飞行器在飞行高度高于一定阈值后, 大气稀薄, 密度较小的特点, 高度高于该阈值时对再入飞行器位置和速度预测时不计算再入飞行器所受气动力造成的位置速度变化, 当高度低于该阈值时, 再计算气动力造成的加速度, 并且根据高度高于阈值和高度低于阈值时动力学方程计算精度与计算步长的不同关系, 在高于阈值时采用大步长, 高度低于阈值时采用小步长, 使得高度高于阈值时动力学方程简单, 且采用较大步长仍能保证一定精度; 而且位置和速度预测计算速度快, 适合器载计算机使用, 在相同的计算精度的情况下, 提高了计算速度。

## 附图说明

[0023] 图 1 为本发明方法的流程框图。

## 具体实施方式

[0024] 为了实现较快的计算速度, 需要对预测动力学的特性进行分析。再入飞行器飞行过程中, 质心动力学主要考虑所受外力的影响, 当飞行高度较低时, 由于大气密度作用的影响, 使得气动力作用非常强烈, 需要特别考虑; 而当高度较高时, 随着大气密度的降低, 气动力的影响也指数下降, 直到与重力相比可以忽略。事实上, 该变换的界面是一个逐渐的过程, 并非达到某一高度后, 气动力的作用就突然消失。但从数学角度考虑, 此界面的划分采用切换的手段最容易实现。

[0025] 对于大气外的预测计算, 采用大步长即可实现较好的精度, 原因在于, 重力场的变化随着位置的变化相对要小, 在空间一个较大的区域内, 重力场基本是均匀不变的。而在大气内的预测则与之不同, 气动力的大小与飞行器的速度、高度均有强烈的相关性, 且变化剧烈, 此时就不宜采用大步长进行解算, 而必须缩小计算步长。

[0026] 下面以一类半弹道跳跃式返回器的位置和速度预测为例,说明本发明方法的步骤,如图 1 所示:

[0027] (1) 利用导航系统,获取再入飞行器的位置和速度作为初始位置速度,记为  $X(0) = [x_0, y_0, z_0, v_{x0}, v_{y0}, v_{z0}, \gamma_{v0}]^T$ ,其中  $(x_0, y_0, z_0)$  为再入飞行器在空间的初始位置,  $(v_{x0}, v_{y0}, v_{z0})$  为再入飞行器在空间的初始速度,  $\gamma_{v0}$  为倾侧角,由于  $H > H_{th1}$  时,忽略大气作用,  $\gamma_{v0}$  在  $H \leq H_{th1}$  时使用,在  $H > H_{th1}$  时,  $\gamma_{v0}$  对再入飞行器位置速度没有影响;

[0028] (2) 判断当前再入飞行器的飞行高度  $H$ ,如果  $H > H_{th1}$ ,则转步骤 (3),如果  $H_{th2} < H \leq H_{th1}$ ,则转步骤 (4),如果  $H \leq H_{th2}$ ,则停止外推预测并结束;其中  $H_{th1}$  为第一高度阈值,  $H_{th1}$  的取值范围为  $80 \sim 100\text{Km}$ ,  $H_{th2}$  为第二高度阈值,  $H_{th2}$  的取值范围为  $10 \sim 20\text{km}$ ;

[0029]  $H_{th1}$  的取值范围与大气密度受太阳活动、地磁活动等影响有关,当空间环境预报的大气密度较低时可以选择  $H_{th1}$  靠近  $80\text{Km}$ ,当空间环境预报的大气密度较高时,选择  $H_{th1}$  靠近  $100\text{Km}$ ,一般情况下可选择  $90\text{Km}$ 。  $H_{th2}$  的选择与再入飞行器的气动特性和预报的目标相关,这里根据开伞的要求选择  $10\text{Km}$  作为结束预测的阈值。

[0030] (3) 以  $t_b$  为计算步长,利用第一质心动力学方程,外推一步再入飞行器在空间的实时位置和速度后返回步骤 (2);所述  $t_b$  的取值范围  $1\text{s} \sim 100\text{s}$ ,具体取值与所要求的预测精度相关,这里因任务要求预测精度高,优选  $1\text{s}$ 。所述的第一质心动力学方程为:

$$[0031] \quad g_r = -\frac{GM}{r^2} - \frac{\mu}{r^4} \left( 1 - 5 \frac{y^2}{r^2} \right)$$

$$[0032] \quad g_w = -\frac{2\mu y}{r^5}$$

$$[0033] \quad g_x = \frac{x}{r} g_r$$

$$[0034] \quad g_y = \frac{y}{r} g_r$$

$$[0035] \quad g_z = \frac{z}{r} g_r + g_w$$

$$[0036] \quad V_{k+1} = V_k + G_k t_b$$

$$[0037] \quad X_{k+1} = X_k + V_k t_b$$

[0038] 其中  $X = \{x, y, z\}$  表示再入飞行器的预测位置,  $V = \{v_x, v_y, v_z\}$  表示再入飞行器的预测速度,  $G = \{g_x, g_y, g_z\}$  表示再入飞行器所处位置的重力加速度;  $GM = 3.986005e14$ ;  $\mu = 2.6332800000000000e25$ ,  $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ 。角标  $k+1$  和  $k$  用于区分预测前后的响应值,  $k$  的初始取值为  $0$ ,也即由卫星导航系统获取的再入飞行器的初始位置和初始速度值。

[0039]  $t_b$  的取值范围  $1\text{s} \sim 100\text{s}$ ,具体数值可通过数值计算进行研究,根据自身任务需求选择不同步长计算,从中选取合适的步长。

[0040] 上面给出了一种  $G_k = f(X_k)$  的具体表达形式,当然,也可以采用其他形式,如陈克俊、刘鲁华、孟云鹤编著,远程火箭飞行动力学与制导,国防工业出版社一书中的 2.2.2 节所述的形式。

[0041] (4) 以  $t_s$  为计算步长,利用第二质心动力学方程,外推一步再入飞行器在空间的实

时位置和速度后返回步骤 (2) ;所述  $t_s$  的取值  $0.1 \sim 2s$ , 优选为  $0.4s$ 。所述的第二质心动力学方程为 :

$$[0042] \quad \gamma_k = \Gamma(t_k)$$

$$[0043] \quad G_k = f(X_k)$$

$$[0044] \quad F_k = l(X_k, V_k, \gamma_k)$$

$$[0045] \quad V_{k+1} = V_k + G_k t_s + F_k t_s$$

$$[0046] \quad X_{k+1} = X_k + V_k t_s$$

[0047] 其中  $F = \{f_x, f_y, f_z\}$  表示再入飞行器所处位置的气动加速度 ;  $\Gamma(t_k)$  为倾侧角随时间变化的函数, 该函数与具体应用任务相关, 可取为常值函数或分段常值函数。 $l(X_k, V_k, \gamma_k)$  为根据再入飞行器位置和速度计算所受气动加速度的方法。这里采用查表计算的方法, 提前离线计算出再入飞行器在高度  $h$ , 速度大小  $V$  和倾侧角  $\gamma$  下所受的气动加速度 (具体可参考陈克俊、刘鲁华、孟云鹤编著, 远程火箭飞行动力学与制导, 国防工业出版社一书中的 2.3 节) 并装载在再入飞行器上, 预测过程中首先根据位置  $X_k$ , 速度  $V_k$  计算再入飞行器的高度  $h_k$  和速度大小  $\|V_k\|$

$$[0048] \quad h_k = \sqrt{x_k^2 + y_k^2 + z_k^2} - R_e$$

$$[0049] \quad \|V_k\| = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}$$

[0050] 其中  $R_e$  为地球半径, 根据  $h_k$ ,  $\|V_k\|$  和  $\gamma_k$  可查表计算出  $\{f_x, f_y, f_z\}$ 。

[0051]  $t_s$  的取值  $0.1 \sim 2s$ , 具体数值可通过数值计算进行研究, 根据自身任务需求选择不同步长计算, 从中选取合适的步长, 这里根据某飞行器计算能力和落点精度的要求, 选择  $0.4s$  作为步长。

[0052] 本发明说明书中未作详细描述的内容属本领域技术人员的公知技术。

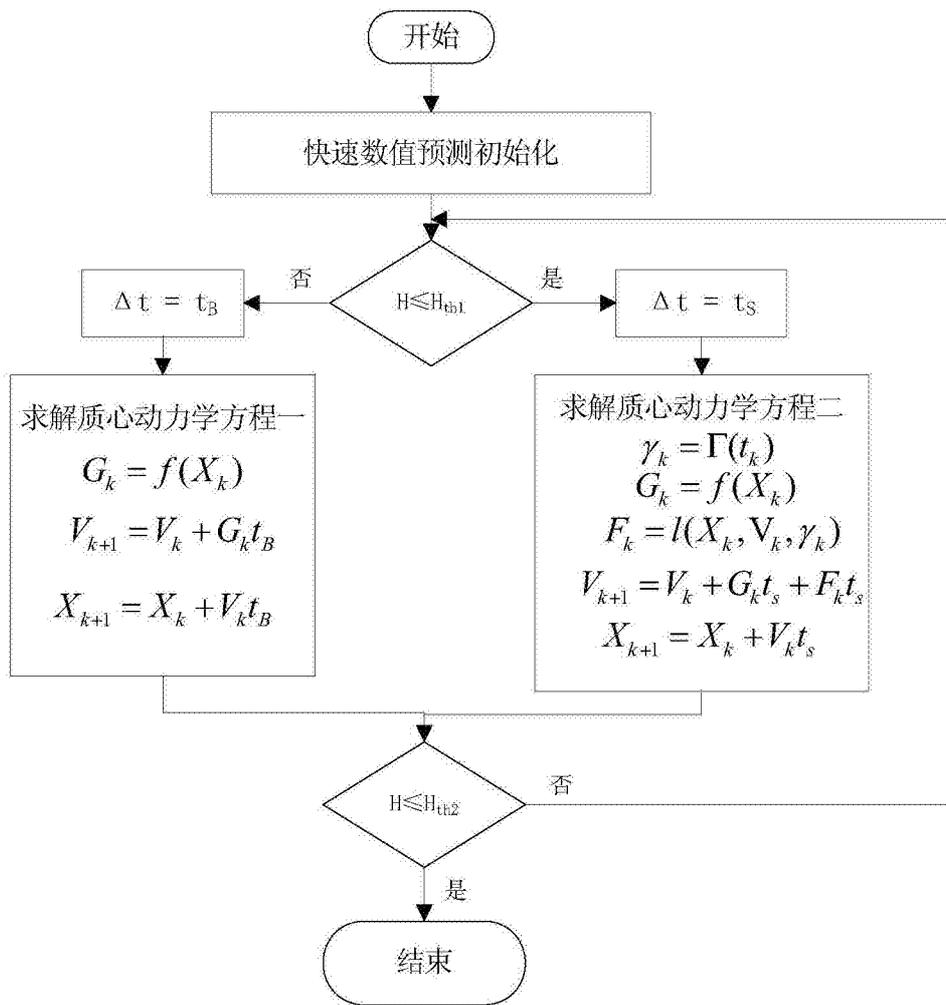


图 1