



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 118534929 B

(45) 授权公告日 2024. 10. 01

(21) 申请号 202411010455.1

(22) 申请日 2024.07.26

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 118534929 A

(43) 申请公布日 2024.08.23

(73) 专利权人 北京控制工程研究所  
地址 100080 北京市海淀区中关村南三街  
16号

(72) 发明人 龚宇莲 李毛毛 常亚菲 何英姿  
于立明 詹博文 蔺玥 孙帅  
肖静

(74) 专利代理机构 北京格允知识产权代理有限  
公司 11609  
专利代理师 王文雅

(51) Int. Cl.

G05D 1/49 (2024.01)

G05D 1/46 (2024.01)

G05D 101/10 (2024.01)

G05D 109/20 (2024.01)

(56) 对比文件

CN 114955008 A, 2022.08.30

CN 115373264 A, 2022.11.22

审查员 陶智

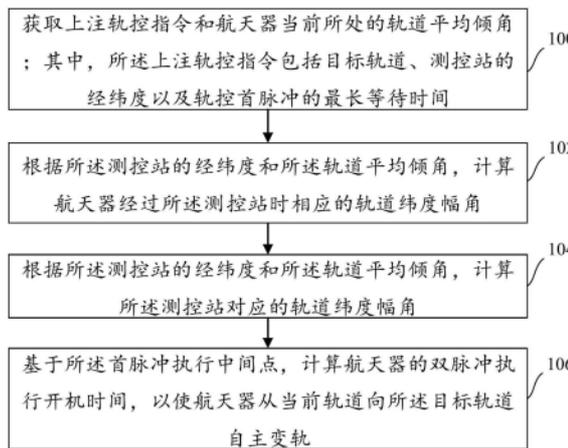
权利要求书3页 说明书9页 附图2页

(54) 发明名称

一种兼顾测控的航天器自主轨控方法及装置

(57) 摘要

本发明涉及航天器控制技术领域,特别涉及一种兼顾测控的航天器自主轨控方法及装置。方法包括:获取上注轨控指令和航天器当前所处的轨道平均倾角;其中,上注轨控指令包括目标轨道的高度、测控站的经纬度以及轨控首脉冲的最长等待时间;根据测控站的经纬度和轨道平均倾角,计算所述测控站对应的轨道纬度幅角;根据轨控首脉冲的最长等待时间、轨道纬度幅角、航天器的当前位置和速度,确定航天器的首脉冲执行中间点;基于首脉冲执行中间点,计算航天器的双脉冲执行开机时间,以使航天器从当前轨道向目标轨道自主变轨。本方案,能够使得航天器的轨控任务既能自主完成,也能保证地面监视需求。



1. 一种兼顾测控的航天器自主轨控方法,其特征在于,包括:

获取上注轨控指令和航天器当前所处的轨道平均倾角;其中,所述上注轨控指令包括目标轨道、测控站的经纬度以及轨控首脉冲的最长等待时间;

根据所述测控站的经纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测控站对应的轨道纬度幅角;

根据所述轨控首脉冲的最长等待时间、所述轨道纬度幅角、航天器的当前位置和速度,确定所述航天器的首脉冲执行中间点;

基于所述首脉冲执行中间点,计算航天器的双脉冲执行开机时间,以使航天器从当前轨道向所述目标轨道自主变轨;

所述根据所述测控站的经纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测控站对应的轨道纬度幅角,包括:

根据所述测控站的纬度,计算与其相对应的地心纬度;其中,所述地心纬度是通过如下公式计算得到:

$$\delta = \arctan \left[ (1 - f^2) \tan \varphi \right]$$

式中, $\delta$ 为所述地心纬度, $f$ 为轨道幅角, $\varphi$ 为所述测控站的纬度;

基于所述地心纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测控站所处纬度对应的轨道纬度幅角;其中,所述轨道纬度幅角是通过如下公式计算得到的:

$$u = \arcsin \left[ \frac{\sin \delta}{\sin i} \right]$$

式中, $u$ 为所述轨道纬度幅角, $i$ 为所述轨道平均倾角;

所述根据所述轨控首脉冲的最长等待时间、所述轨道纬度幅角、航天器的当前位置和速度,确定所述航天器的首脉冲执行中间点,包括:

根据航天器的当前位置和速度,在所述轨控首脉冲的最长等待时间内对所述航天器的可制动轨道进行数值递推;

根据数值递推结果将航天器每次经过所述测控站对应的轨道纬度幅角时所对应的时刻和轨道位置作为备选变轨时刻和备选变轨位置;

根据所述测控站的经纬度,计算所述测控站与每个备选变轨位置的观测仰角,并将与最接近 $90^\circ$ 的观测仰角所对应的备选变轨位置和与其相对应的备选变轨时刻分别确定为航天器的首脉冲执行位置和首脉冲执行时间中间点;

所述基于所述首脉冲执行中间点,计算航天器的双脉冲执行开机时间,包括:

基于霍曼变轨策略,计算航天器两次变轨的首脉冲增量和次脉冲增量;

根据所述首脉冲增量、所述次脉冲增量和所述首脉冲执行中间点,计算航天器两次变轨的脉冲执行开机时间。

2. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述首脉冲增量和次脉冲增量分别是通过如下公式计算得到的:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\left(\frac{\mu}{a_1}\right)} \left( \sqrt{\frac{2a_2}{a_1+a_2}} - 1 \right)$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{\left(\frac{\mu}{a_2}\right)} \left( 1 - \sqrt{\frac{2a_1}{a_1+a_2}} \right)$$

式中,  $\Delta v_1$  为所述首脉冲增量,  $\Delta v_2$  为所述次脉冲增量,  $\mu$  为地球引力常数,  $a_2$  为目标轨道的平半长轴,  $a_1$  为当前圆轨道的平半长轴。

3. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于, 所述航天器两次变轨的脉冲执行开机时间分别是通过如下方式计算得到的:

$$t_1 = t_j - \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \times \left(1 - e^{|\Delta v_1|/(-I_{sp})}\right)}{F/m}$$

$$t_2 = t_1 + \frac{\pi}{\omega_0} + \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \times \left(1 - e^{|\Delta v_1|/(-I_{sp})}\right)}{F/m} - \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \times \left(1 - e^{|\Delta v_2|/(-I_{sp})}\right)}{F/(me^{|\Delta v_1|/(-I_{sp})})}$$

式中,  $t_1$  为航天器首脉冲执行开机时间,  $t_2$  为航天器次脉冲执行开机时间,  $t_j$  为所述首脉冲执行时间中间点,  $I_{sp}$  为轨控发动机的比冲,  $F$  为轨控发动机的推力大小,  $m$  为航天器的轨控初始质量,  $\omega_0$  为航天器的平均轨道角速率。

4. 一种兼顾测控的航天器自主轨控装置, 其特征在于, 包括:

获取单元, 用于获取上注轨控指令和航天器当前所处的轨道平均倾角; 其中, 所述上注轨控指令包括目标轨道的高度、测控站的经纬度以及轨控首脉冲的最长等待时间;

第一计算单元, 用于根据所述测控站的经纬度和所述轨道平均倾角, 计算所述测控站对应的轨道纬度幅角;

确定单元, 用于根据所述轨控首脉冲的最长等待时间、所述轨道纬度幅角、航天器的当前位置和速度, 确定所述航天器的首脉冲执行中间点;

第二计算单元, 用于基于所述首脉冲执行中间点, 计算航天器的双脉冲执行开机时间, 以使航天器从当前轨道向所述目标轨道自主变轨;

第一计算单元用于执行如下步骤:

根据所述测控站的纬度, 计算与其相对应的地心纬度; 其中, 所述地心纬度是通过如下公式计算得到:

$$\delta = \arctan \left[ (1 - f^2) \tan \varphi \right]$$

式中,  $\delta$  为所述地心纬度,  $f$  为轨道幅角,  $\varphi$  为所述测控站的纬度;

基于所述地心纬度和所述轨道平均倾角, 计算所述测控站所处纬度对应的轨道纬度幅

角;其中,所述轨道纬度幅角是通过如下公式计算得到的:

$$u = \arcsin \left[ \frac{\sin \delta}{\sin i} \right]$$

式中, $u$ 为所述轨道纬度幅角, $i$ 为所述轨道平均倾角;

确定单元用于执行如下步骤:

根据航天器的当前位置和速度,在所述轨控首脉冲的最长等待时间内对所述航天器的可制动轨道进行数值递推;

根据数值递推结果将航天器每次经过所述测控站对应的轨道纬度幅角时所对应的时刻和轨道位置作为备选变轨时刻和备选变轨位置;

根据所述测控站的经纬度,计算所述测控站与每个备选变轨位置的观测仰角,并将与最接近 $90^\circ$ 的观测仰角所对应的备选变轨位置和与其相对应的备选变轨时刻分别确定为航天器的首脉冲执行位置和首脉冲执行时间中间点;

第二计算单元用于执行如下步骤:

基于霍曼变轨策略,计算航天器两次变轨的首脉冲增量和次脉冲增量;

根据所述首脉冲增量、所述次脉冲增量和所述首脉冲执行中间点,计算航天器两次变轨的脉冲执行开机时间。

5.一种计算设备,包括存储器和处理器,所述存储器中存储有计算机程序,所述处理器执行所述计算机程序时,实现如权利要求1-3中任一项所述的方法。

6.一种计算机可读存储介质,其上存储有计算机程序,当所述计算机程序在计算机中执行时,令计算机执行权利要求1-3中任一项所述的方法。

7.一种计算机程序产品,其特征在于,包括计算机程序,所述计算机程序被处理器执行时实现权利要求1-3任一所述的方法的步骤。

## 一种兼顾测控的航天器自主轨控方法及装置

### 技术领域

[0001] 本发明实施例涉及航天器控制技术领域,特别涉及一种兼顾测控的航天器自主轨控方法及装置。

### 背景技术

[0002] 面向未来在轨服务、战略支援等一系列复杂任务,航天器需要具备快速响应、高度自主和高精度的轨道机动能力。因此,具备自主轨道机动能力是航天器GNC系统发展的一大趋势。目前,自主轨道控制的方法已经被广泛研究,但如果不能保障良好的地面测控监视需求,往往导致上述方法不能得到真正的工程实践,从而严重制约新一代航天器各类自主轨控方法的技术发展。

[0003] 相关技术中,针对地面监控对轨控任务的制约,提出了一系列解决方案。例如中国专利申请公开号CN115230995A提供了一种巨型星座中基于地面终端辅助的自主轨控方法及设备与流程,通过采用大量存在的低成本且具有轨控辅助能力地面终端监控以实现卫星的自主轨控;又例如中国专利申请公开号CN114162348A提供了一种卫星自主轨控方法、装置、卫星和信关站,在确定启动自主轨控时,与至少一个临近卫星建立星间通信链路的方式来保证地面监控。然而,上述方法均未从自主轨控策略规划之初即考虑测控的约束,使得无法较好的满足地面测控需求。

[0004] 因此,亟需提供一种兼顾测控的航天器自主轨控方法及装置。

### 发明内容

[0005] 为了解决传统的自主轨控方法无法较好的满足地面测控需求的问题,本发明实施例提供了一种兼顾测控的航天器自主轨控方法及装置。

[0006] 第一方面,本发明实施例提供了一种兼顾测控的航天器自主轨控方法,方法包括:

[0007] 获取上注轨控指令和航天器当前所处的轨道平均倾角;其中,所述上注轨控指令包括目标轨道的高度、测控站的经纬度以及轨控首脉冲的最长等待时间;

[0008] 根据所述测控站的经纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测控站对应的轨道纬度幅角;

[0009] 根据所述轨控首脉冲的最长等待时间、所述轨道纬度幅角、航天器的当前位置和速度,确定所述航天器的首脉冲执行中间点;

[0010] 基于所述首脉冲执行中间点,计算航天器的双脉冲执行开机时间,以使航天器从当前轨道向所述目标轨道自主变轨。

[0011] 第二方面,本发明实施例还提供了一种兼顾测控的航天器自主轨控装置,装置包括:

[0012] 获取单元,用于获取上注轨控指令和航天器当前所处的轨道平均倾角;其中,所述上注轨控指令包括目标轨道的高度、测控站的经纬度以及轨控首脉冲的最长等待时间;

[0013] 第一计算单元,用于根据所述测控站的经纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测

控站时对应的轨道纬度幅角；

[0014] 确定单元,用于根据所述轨控首脉冲的最长等待时间、所述轨道纬度幅角、航天器的当前位置和速度,确定所述航天器的首脉冲执行中间点；

[0015] 第二计算单元,用于基于所述首脉冲执行中间点,计算航天器的双脉冲执行开机时间,以使航天器从当前轨道向所述目标轨道自主变轨。

[0016] 第三方面,本发明实施例还提供了一种计算设备,包括存储器和处理器,所述存储器中存储有计算机程序,所述处理器执行所述计算机程序时,实现本说明书任一实施例所述的方法。

[0017] 第四方面,本发明实施例还提供了一种计算机可读存储介质,其上存储有计算机程序,当所述计算机程序在计算机中执行时,令计算机执行本说明书任一实施例所述的方法。

[0018] 另一方面,本申请的实施例还提供了一种计算机程序产品,该计算机程序产品包括计算机程序,计算机设备的处理器从计算机可读存储介质读取该计算机程序,处理器执行该计算机程序,使得该计算机设备执行上述实施例中任一所述的方法。

[0019] 另一方面,本发明实施例还提供了一种计算机程序产品,包括计算机程序,所述计算机程序被处理器执行时实现上述所述的方法的步骤。

[0020] 本发明实施例提供了一种兼顾测控的航天器自主轨控方法及装置,在轨控策略规划时即考虑测控的需求,首先通过地面上注期望测控区的地理位置和轨控首脉冲的最长等待时间,之后航天器上软件能够根据测控区的地理位置和航天器当前所处的轨道平均倾角,计算测控区所对应的轨道纬度幅角,并在此基础上结合轨控首脉冲的最长等待时间、航天器的当前位置和速度,确定航天器的首脉冲执行中间点,最后,根据首脉冲执行中间点能够自主计算最有利于测控条件的双脉冲执行开机时间;如此,不仅能够使得航天器既具有完成轨控任务的自主性,同时能够保证轨控点火时地面具备良好的观测条件,从而为新平台新技术的验证和监视提供了安全保障。

## 附图说明

[0021] 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,下面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,下面描述中的附图是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0022] 图1是本发明一实施例提供的一种兼顾测控的航天器自主轨控方法的流程图；

[0023] 图2是本发明一实施例提供的一种计算设备的硬件架构图；

[0024] 图3是本发明一实施例提供的一种兼顾测控的航天器自主轨控装置结构图。

## 具体实施方式

[0025] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例是本发明一部分实施例,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获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0026] 如前所述,航天器轨道控制过程往往需要大推力的轨控发动机开机产生较长时间的持续推力,无论是从燃料安全还是航天器稳定运行的角度,轨控过程都是航天器极易发生故障的关键动作。因此,执行自主轨控任务时,地面技术人员对轨控过程高度关注,对地面测控监视保障需求强烈;然而,相关技术中的卫星自主轨控方法均未在自主轨控策略规划之初考虑地面的测控需求,无法较好的满足地面测控需求。

[0027] 为了解决上述问题,发明人针对近圆轨道的特性,设计了一种兼顾地面测控需求的航天器自主轨控方法,该方法根据地面上注轨控首脉冲期望经过的天基或地基测控站的经纬度,在轨控策略规划时即考虑测控的需求,在兼顾轨控目标的同时,能够使航天器自主选择最有利于测控条件的轨控首脉冲时机,从而使得轨控任务既能自主完成,也能保证地面监视需求。

[0028] 下面描述以上构思的具体实现方式。

[0029] 请参考图1,本发明实施例提供了一种兼顾测控的航天器自主轨控方法,该方法包括:

[0030] 步骤100,获取上注轨控指令和航天器当前所处的轨道平均倾角;其中,所述上注轨控指令包括目标轨道的高度、测控站的经纬度以及轨控首脉冲的最长等待时间;

[0031] 步骤102,根据所述测控站的经纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测控站对应的轨道纬度幅角;

[0032] 步骤104,根据所述轨控首脉冲的最长等待时间、所述轨道纬度幅角、航天器的当前位置和速度,确定所述航天器的首脉冲执行中间点;

[0033] 步骤106,基于所述首脉冲执行中间点,计算航天器的双脉冲执行开机时间,以使航天器从当前轨道向所述目标轨道自主变轨。

[0034] 本发明实施例中,在轨控策略规划时即考虑测控的需求,首先通过地面上注期望测控区的地理位置和轨控首脉冲的最长等待时间,之后航天器上软件能够根据测控区的地理位置和航天器当前所处的轨道平均倾角,计算测控站所对应的轨道纬度幅角,并在此基础上结合轨控首脉冲的最长等待时间、航天器的当前位置和速度,确定航天器的首脉冲执行中间点,最后,根据首脉冲执行中间点能够自主计算最有利于测控条件的双脉冲执行开机时间;如此,不仅能够使得航天器既具有完成轨控任务的自主性,同时能够保证轨控点火时地面具备良好的观测条件,从而为新平台新技术的验证和监视提供了安全保障。

[0035] 针对步骤100:

[0036] 本发明实施例中,通过地面向航天器中上注轨控指令时,考虑到测控需求,将目标轨道的相关参数、测控站的地理经度和地理纬度以及本次轨控首脉冲的最长等待时间作为测控约束条件均上注至器上软件中,如此器上计算机能够根据上述测控约束条件进行轨控策略规划,从而在满足地面测控需求的情况下实现自主变轨。

[0037] 针对步骤102:

[0038] 在一些实施方式中,步骤102包括:

[0039] 根据所述测控站的纬度,计算与其相对应的地心纬度;

[0040] 基于所述地心纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测控站所处纬度对应的轨道纬度幅角。

[0041] 本发明实施例中,器上计算机在进行自主轨控之前,器上计算机需要根据轨控指

令中测控站的纬度和当前航天器所述的轨道平均倾角,确定航天器经过测控站所处的地理纬度时相应的轨道纬度幅角,由此即可确定在一个轨道周期内,航天器有利于地面测控需求的点火轨道纬度幅角。

[0042] 在一些具体的实施方式中,所述地心纬度是通过如下公式计算得到:

$$[0043] \quad \delta = \arctan \left[ (1 - f^2) \tan \varphi \right]$$

[0044] 式中, $\delta$ 为所述地心纬度, $f$ 为轨道幅角, $\varphi$ 为所述测控站的纬度;

[0045] 所述轨道纬度幅角是通过如下公式计算得到的:

$$[0046] \quad u = \arcsin \left[ \frac{\sin \delta}{\sin i} \right]$$

[0047] 式中, $u$ 为所述轨道纬度幅角, $i$ 为所述轨道平均倾角。

[0048] 针对步骤104:

[0049] 在一些实施方式中,步骤104包括:

[0050] 根据航天器的当前位置和速度,在所述轨控首脉冲的最长等待时间内对所述航天器的可制动轨道进行数值递推;

[0051] 根据数值递推结果将航天器每次经过所述测控站对应的轨道纬度幅角时所对应的时刻和轨道位置作为备选变轨时刻和备选变轨位置;

[0052] 根据所述测控站的经纬度,计算所述测控站与每个备选变轨位置的观测仰角,并将与最接近 $90^\circ$ 的观测仰角所对应的备选变轨位置和与其相对应的备选变轨时刻分别确定为航天器的首脉冲执行位置和首脉冲执行时间中点。

[0053] 本发明实施例中,本次轨控首脉冲需要在轨控首脉冲的最长等待时间内 $T_{\max}$ 执行,记当前时刻为0时刻,以当前轨道历元为初始状态,以航天器的当前位置和速度对航天器的可制动轨道进行数值递推,直至轨控首脉冲的最长等待时间。具体可以按照如下微分方程进行可制动轨道的数值递推:

$$[0054] \quad \ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{A}_e$$

[0055] 式中: $\mathbf{r}$ 为航天器的位置矢量, $\mathbf{r} = [X, Y, Z]^T$ , $\dot{\mathbf{r}}$ 为航天器的位置矢量求二阶导后的结果, $\dot{\mathbf{r}} = [V_x, V_y, V_z]^T$ , $\mathbf{A}_e$ 为地球引力场所引起的运动加速度矢量;

[0056] 假定从当前时刻至轨控首脉冲的最长等待时间 $T_{\max}$ 时刻,包含了 $N$ 个轨道周期,递推过程中,记录航天器每次经过测控站时的轨道纬度幅角 $u$ 时对应的时刻 $t_i (i = 1, 2 \dots N)$ ,以及对应的轨道位置 $\mathbf{r}_i (i = 1, 2 \dots N)$ ,并将该时刻 $t_i$ 和该轨道位置 $\mathbf{r}_i$ 分别作为备选变轨时刻和备选变轨位置;

[0057] 之后,根据测控站的经纬度计算测控站与每个备选变轨位置的观测仰角,得到若干个观测仰角 $\theta_i (i = 1, 2 \dots N)$ ,最后,选取最接近 $90^\circ$ 的观测仰角 $\theta_j$ ,并将该观测仰角 $\theta_j$ 所对应的轨道位置 $\mathbf{r}_j$ 和所对应的时刻 $t_j$ 分别确定为航天器的首脉冲执行位置和首脉冲

执行时间中间点。本实施例将首脉冲执行位置安排在距离测控站最近的纬度幅角位置,如此能够保证航天器轨控脉冲执行期间地面测控站始终处于有利的监控条件。

[0058] 需要说明的是,本实施例中,利用上述微分方程进行可制动轨道的数值递推的过程以及测控站与备选变轨位置的观测仰角的计算过程,为本领域的通用方式,本实施例中不再赘述。

[0059] 针对步骤106:

[0060] 在一些实施方式中,步骤106包括:

[0061] 基于霍曼变轨策略,计算航天器两次变轨的首脉冲增量和次脉冲增量;

[0062] 根据所述首脉冲增量、所述次脉冲增量和所述首脉冲执行中间点,计算航天器两次变轨的脉冲执行开机时间。

[0063] 考虑到本实施例中主要针对的是航天器在近圆轨道的变轨,因此本发明实施例中采用霍曼变轨策略对近圆轨道航天器的高度调整进行计算,如此能够快速得到航天器的两次变轨脉冲增量,最后基于该脉冲增量和确定得到的首脉冲执行中间点即可计算得到最有利测控条件的轨控脉冲时机。

[0064] 在一些实施方式中,所述首脉冲增量和次脉冲增量分别是通过如下公式计算得到的:

$$\begin{aligned} \Delta v_1 &= \sqrt{\left(\frac{\mu}{a_1}\right)} \left( \sqrt{\frac{2a_2}{a_1+a_2}} - 1 \right) \\ \Delta v_2 &= \sqrt{\left(\frac{\mu}{a_2}\right)} \left( 1 - \sqrt{\frac{2a_1}{a_1+a_2}} \right) \end{aligned}$$

[0066] 式中,  $\Delta v_1$  为所述首脉冲增量,  $\Delta v_2$  为所述次脉冲增量,  $\mu$  为地球引力常数,  $a_2$  为目标轨道的平半长轴,  $a_1$  为当前圆轨道的平半长轴;

[0067] 所述航天器两次变轨的脉冲执行开机时间分别是通过如下方式计算得到的:

$$t_1 = t_j - \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \times \left(1 - e^{|\Delta v_1|/(-I_{sp})}\right)}{F/m}$$

$$t_2 = t_1 + \frac{\pi}{\omega_0} + \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \times \left(1 - e^{|\Delta v_1|/(-I_{sp})}\right)}{F/m} - \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \times \left(1 - e^{|\Delta v_2|/(-I_{sp})}\right)}{F/(me^{|\Delta v_1|/(-I_{sp})})}$$

[0070] 式中,  $t_1$  为航天器首脉冲执行开机时间,  $t_2$  为航天器次脉冲执行开机时间,  $t_j$  为所述首脉冲执行时间中间点,  $I_{sp}$  为轨控发动机的比冲,  $F$  为轨控发动机的推力大小,  $m$  为航天器的轨控初始质量,  $\omega_0$  为航天器的平均轨道角速率。

[0071] 综上,本实施例中,首先通过地面上注测控区的地理位置和首脉冲的最长等待时间等测控约束条件,器上软件自主计算最优的轨控开机点位置,使得航天器既具有完成轨控任务的自主性,同时保证轨控点火时地面具备良好的观测条件,该方法针对近圆轨道高

度调整类任务的首脉冲位置具有一定灵活性。并且,该方法计算的复杂度可控、方法简单易行,可以推广至任何既有自主轨控需求又对地面测控保障有需求的航天器GNC系统设计中。

[0072] 如图2、图3所示,本发明实施例提供了一种兼顾测控的航天器自主轨控装置。装置实施例可以通过软件实现,也可以通过硬件或者软硬件结合的方式实现。从硬件层面而言,如图2所示,为本发明实施例提供的一种兼顾测控的航天器自主轨控装置所在计算设备的一种硬件架构图,除了图2所示的处理器、内存、网络接口、以及非易失性存储器之外,实施例中装置所在的计算设备通常还可以包括其他硬件,如负责处理报文的转发芯片等等。以软件实现为例,如图3所示,作为一个逻辑意义上的装置,是通过其所在计算设备的CPU将非易失性存储器中对应的计算机程序读取到内存中运行形成的。本实施例提供的一种兼顾测控的航天器自主轨控装置,装置包括:

[0073] 获取单元301,用于获取上注轨控指令和航天器当前所处的轨道平均倾角;其中,所述上注轨控指令包括目标轨道的高度、测控站的经纬度以及轨控首脉冲的最长等待时间;

[0074] 第一计算单元302,用于根据所述测控站的经纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测控站对应的轨道纬度幅角;

[0075] 确定单元303,用于根据所述轨控首脉冲的最长等待时间、所述轨道纬度幅角、航天器的当前位置和速度,确定所述航天器的首脉冲执行中间点;

[0076] 第二计算单元304,用于基于所述首脉冲执行中间点,计算航天器的双脉冲执行开机时间,以使航天器从当前轨道向所述目标轨道自主变轨。

[0077] 在本发明实施例中,获取单元301可用于执行上述方法实施例中的步骤100,第一计算单元302可用于执行上述方法实施例中的步骤102,确定单元303可用于执行上述方法实施例中的步骤104,第二计算单元304可用于执行上述方法实施例中的步骤106。

[0078] 在本发明一个实施例中,第一计算单元302在根据所述测控站的经纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测控站对应的轨道纬度幅角时,用于执行如下步骤:

[0079] 根据所述测控站的纬度,计算与其相对应的地心纬度;

[0080] 基于所述地心纬度和所述轨道平均倾角,计算所述测控站所处纬度对应的轨道纬度幅角。

[0081] 在本发明一个实施例中,第一计算单元302中地心纬度是通过如下公式计算得到:

$$[0082] \quad \delta = \arctan[(1-f^2)\tan\varphi]$$

[0083] 式中, $\delta$ 为所述地心纬度, $f$ 为轨道幅角, $\varphi$ 为所述测控站的纬度;

[0084] 所述轨道纬度幅角是通过如下公式计算得到的:

$$[0085] \quad u = \arcsin\left[\frac{\sin\delta}{\sin i}\right]$$

[0086] 式中, $u$ 为所述轨道纬度幅角, $i$ 为所述轨道平均倾角。

[0087] 在本发明一个实施例中,确定单元303在根据所述轨控首脉冲的最长等待时间、所述轨道纬度幅角、航天器的当前位置和速度,确定所述航天器的首脉冲执行中间点时,用于执行如下步骤:

[0088] 根据航天器的当前位置和速度,在所述轨控首脉冲的最长等待时间内对所述航天器的可制动轨道进行数值递推;

[0089] 根据数值递推结果将航天器每次经过所述测控站对应的轨道纬度幅角时所对应的时刻和轨道位置作为备选变轨时刻和备选变轨位置;

[0090] 根据所述测控站的经纬度,计算所述测控站与每个备选变轨位置的观测仰角,并将与最接近 $90^\circ$ 的观测仰角所对应的备选变轨位置和与其相对应的备选变轨时刻分别确定为航天器的首脉冲执行位置和首脉冲执行时间中间点。

[0091] 在本发明一个实施例中,第二计算单元304在基于所述首脉冲执行中间点,计算航天器的双脉冲执行开机时间时,用于执行如下操作:

[0092] 基于霍曼变轨策略,计算航天器两次变轨的首脉冲增量和次脉冲增量;

[0093] 根据所述首脉冲增量、所述次脉冲增量和所述首脉冲执行中间点,计算航天器两次变轨的脉冲执行开机时间。

[0094] 在本发明一个实施例中,第二计算单元304中所述首脉冲增量和次脉冲增量分别是通过如下公式计算得到的:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\left(\frac{\mu}{a_1}\right)} \left( \sqrt{\frac{2a_2}{a_1+a_2}} - 1 \right)$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{\left(\frac{\mu}{a_2}\right)} \left( 1 - \sqrt{\frac{2a_1}{a_1+a_2}} \right)$$

[0096] 式中, $\Delta v_1$ 为所述首脉冲增量, $\Delta v_2$ 为所述次脉冲增量, $\mu$ 为地球引力常数, $a_2$ 为目标轨道的平半长轴, $a_1$ 为当前圆轨道的平半长轴;

[0097] 所述航天器两次变轨的脉冲执行开机时间分别是通过如下方式计算得到的:

$$t_1 = t_j - \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \times (1 - e^{|\Delta v_1|/(-I_{sp})})}{F/m}$$

$$t_2 = t_1 + \frac{\pi}{\omega_0} + \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \times (1 - e^{|\Delta v_1|/(-I_{sp})})}{F/m} - \frac{1}{2} \frac{I_{sp} \times (1 - e^{|\Delta v_2|/(-I_{sp})})}{F/(me^{|\Delta v_1|/(-I_{sp})})}$$

[0100] 式中, $t_1$ 为航天器首脉冲执行开机时间, $t_2$ 为航天器次脉冲执行开机时间, $t_j$ 为所述首脉冲执行时间中间点, $I_{sp}$ 为轨控发动机的比冲, $F$ 为轨控发动机的推力大小, $m$ 为航天器的轨控初始质量, $\omega_0$ 为航天器的平均轨道角速率。

[0101] 可以理解的是,本发明实施例示意的结构并不构成对一种兼顾测控的航天器自主轨控装置的具体限定。在本发明的另一些实施例中,一种兼顾测控的航天器自主轨控装置可以包括比图示更多或者更少的部件,或者组合某些部件,或者拆分某些部件,或者不同的部件布置。图示的部件可以以硬件、软件或者软件和硬件的组合来实现。

[0102] 上述装置内的各模块之间的信息交互、执行过程等内容,由于与本发明方法实施

例基于同一构思,具体内容可参见本发明方法实施例中的叙述,此处不再赘述。

[0103] 本发明实施例还提供了一种计算设备,包括存储器和处理器,所述存储器中存储有计算机程序,所述处理器执行所述计算机程序时,实现本发明任一实施例中的一种兼顾测控的航天器自主轨控方法。

[0104] 本发明实施例还提供了一种计算机可读存储介质,所述计算机可读存储介质上存储有计算机程序,所述计算机程序在被处理器执行时,使所述处理器执行本发明任一实施例中的一种兼顾测控的航天器自主轨控方法。

[0105] 具体地,可以提供配有存储介质的系统或者装置,在该存储介质上存储着实现上述实施例中任一实施例的功能的软件程序代码,且使该系统或者装置的计算机(或CPU或MPU)读出并执行存储在存储介质中的程序代码。

[0106] 在这种情况下,从存储介质读取的程序代码本身可实现上述实施例中任何一项实施例的功能,因此程序代码和存储程序代码的存储介质构成了本发明的一部分。

[0107] 用于提供程序代码的存储介质实施例包括软盘、硬盘、磁光盘、光盘(如CD-ROM、CD-R、CD-RW、DVD-ROM、DVD-RAM、DVD-RW、DVD+RW)、磁带、非易失性存储卡和ROM。可选择地,可以由通信网络从服务器计算机上下载程序代码。

[0108] 此外,应该清楚的是,不仅可以执行计算机所读出的程序代码,而且可以通过基于程序代码的指令使计算机上操作的操作系统等来完成部分或者全部的实际操作,从而实现上述实施例中任意一项实施例的功能。

[0109] 此外,可以理解的是,将由存储介质读出的程序代码写到插入计算机内的扩展板中所设置的存储器中或者写到与计算机相连接的扩展模块中设置的存储器中,随后基于程序代码的指令使安装在扩展板或者扩展模块上的CPU等来执行部分和全部实际操作,从而实现上述实施例中任一实施例的功能。

[0110] 本申请的实施例还提供了一种计算机可读存储介质,该计算机可读存储介质上存储有至少一条指令、至少一段程序、代码集或指令集,至少一条指令、至少一段程序、代码集或指令集由处理器加载并执行,以实现上述各方法实施例提供的一种兼顾测控的航天器自主轨控方法。

[0111] 需要说明的是,在本文中,诸如第一和第二之类的关系术语仅仅用来将一个实体或者操作与另一个实体或操作区分开来,而不一定要求或者暗示这些实体或操作之间存在任何这种实际的关系或者顺序。而且,术语“包括”、“包含”或者其任何其他变体意在涵盖非排他性的包含,从而使得包括一系列要素的过程、方法、物品或者设备不仅包括那些要素,而且还包括没有明确列出的其他要素,或者是还包括为这种过程、方法、物品或者设备所固有的要素。

[0112] 本领域普通技术人员可以理解:实现上述方法实施例的全部或部分步骤可以通过程序指令相关的硬件来完成,前述的程序可以存储在计算机可读取的存储介质中,该程序在执行时,执行包括上述方法实施例的步骤;而前述的存储介质包括:ROM、RAM、磁碟或者光盘等各种可以存储程序代码的介质中。

[0113] 最后应说明的是:以上实施例仅用以说明本发明的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分技术特征进行等同替换;

而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的精神和范围。

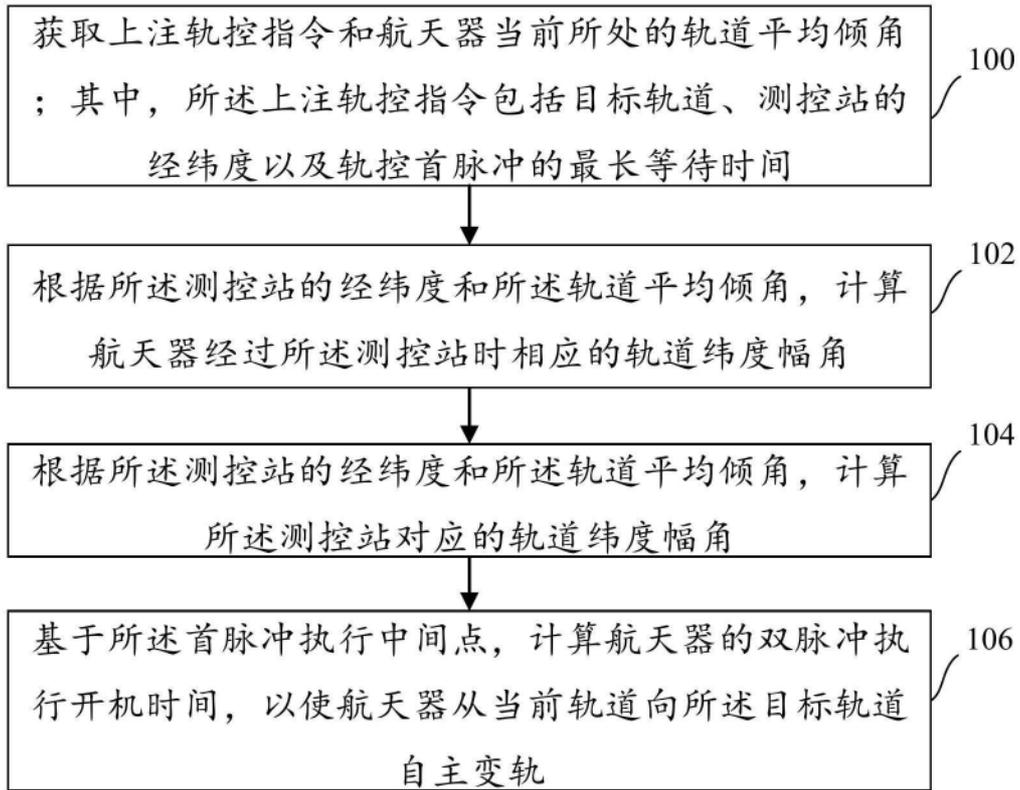


图1

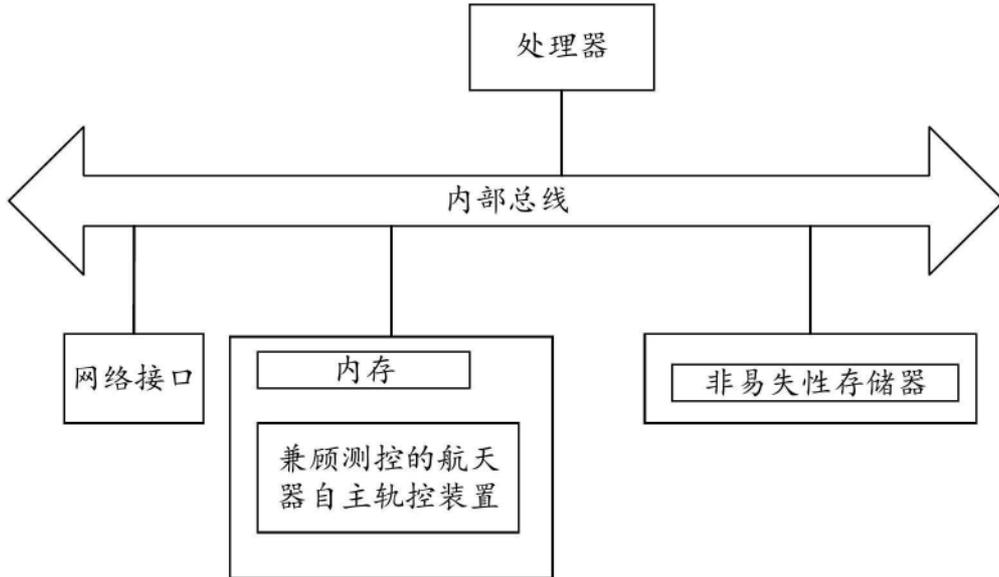


图2

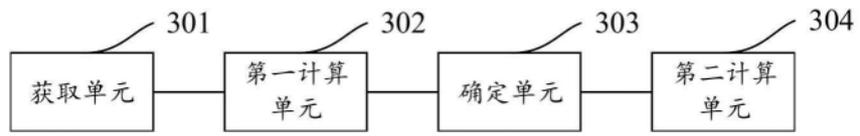


图3