

动态规划在神舟轨道舱长期轨控策略中的应用

徐红兵 刘俊泽 刘少然

(北京航天飞行控制中心)

摘要 根据轨道舱长期管理过程的特点,以及飞行模式的不同划分,可以通过建立动态规划模型,分析并提出长期管理过程中对轨道维持控制时机、控制量、燃料消耗等进行合理分配,从而实现长期飞行过程的优化管理。

关键词 轨道舱 长期管理 工作模式 动态规划 优化

1 概述

正常情况下神舟飞船轨道舱采用两种工作模式,即三轴稳定对地和偏航机动工作模式,其轨道高度一般维持在比较低的圆轨道上,属于近地在轨航天器,在此高度上的空间飞行器主要受到地球非球形引力摄动和大气阻尼摄动的影响,导致在轨道舱长达半年多的飞行过程中,其轨道高度在不断衰减,为了保持轨道在一定的高度上,满足载荷设备工作对轨道高度的需求,在轨道舱长期管理过程中需要根据轨道高度的变化情况,不定期对轨道舱进行轨道维持控制工作。

由于轨道舱自身能源的需求,轨道舱长期在轨飞行过程中主要依靠太阳能帆板对蓄电池进行充电,这就要求太阳能帆板能够正常跟踪太阳。实际上,因为太阳位置的变化以及轨道舱轨道面的变化,导致太阳入射矢量和轨道面之间的夹角(以下简称太阳夹角)的变化,当太阳夹角达到并超过一定角度阈值时,将使得太阳能蓄电池的充电效率降低,为了保证轨道舱自身能源平衡,需对轨道舱进行飞行模式转换控制,保证太阳能帆板能充分正对太阳,由地面控制将轨道舱由三轴稳定对地工作模式转为偏航机动。

轨道舱的轨道维持控制工作只能安排在三轴稳定对地工作模式下进行,所以如何长期规划轨道舱的轨道维持控制、模式转换控制的时机,合理规划轨道维持控制量、控制时机、燃料消耗,使得轨道舱的长期飞行控制达到燃料合理分配,轨道舱的工作轨道寿命尽量延长的优化管理目标。本文主要根据太阳夹角的长期预报,以往历史经验数据,将轨道舱的长期飞行阶段划分成若干个三轴稳定对地模式和偏航机动模式,并如何划分飞行阶段从而建立动态规划模型进行讨论。

2 长期飞行阶段划分

根据文献[1]中介绍太阳夹角的主要影响因素是太阳位置和航天器的轨道面倾角,首先预报出长期太阳位置,而轨道舱的轨道面倾角在某一范围内变化,根据轨道舱的初始轨道根数计算出后面半年至一年的太阳角长期预报,其计算方法参见文献[1]。经过几次任务实际验证长期太阳角预报跟实际太阳夹角的计算结果的偏差非常小,所以在一次任务初期即能预报出整个飞行阶段半年至一年的太阳夹角预报。

由于轨道舱能源系统对太阳夹角的限制,当太阳夹角绝对值达到超过角度 Θ_0 ,即对轨道舱进行模式转换控制,所以依据太阳夹角长期预报将轨道舱的整个飞行过程划分成若干个三轴稳定对地和偏航机动阶段。

当轨道舱处于三轴稳定对地飞行模式下时,其本体坐标系下的三个欧拉角即俯仰、偏航、滚动角均为零,轨道舱此时的姿态最稳定,非常有利于有效载荷设备的空间科学试验;而当轨道舱处于偏航机动飞行模式下时,由于飞行姿态会根据太阳方位角的变化而改变,导致其偏航角在发生变化,轨道舱处于摆动状态下,不太适合有效载荷的科学试验,所以有效载荷科学试验工作一般安排在当轨道舱处于三轴稳定对地的飞行模式下进行。同时,由于有效载荷的仪器设备在空间的试验对轨道高度有一定要求,综合前面对飞行模式的约束,应尽量考虑维持轨道舱三轴稳定对地飞行期间其轨道高度在载荷设备工作的轨道高度范围内,所以可以考虑在轨道舱有偏航机动转为三轴稳定对地模式后立即进行轨道维持控制、或者在三轴稳定对地阶段的中间进行轨道维持控制工作、或者在三轴稳定对地模式转为偏航机动工作模式前进行轨道维持控制工作,适当抬高轨道

舱的轨道高度, 这里涉及到轨道维持控制时机的选择, 在不同的控制时机对轨道维持控制控制量和燃料消耗必然不同。根据不同的选择, 可以通过建立相应的动态规划模型进行讨论。

3 轨道机动

轨道舱是近地低轨近圆飞行器, 每次轨道维持控制量相对于轨道的半长轴是一小量, 可以通过简化的霍曼转移方程来进行轨道维持控制的讨论。

在讨论轨道维持控制之前, 假设轨道舱的轨道维持控制忽略其他外界摄动的影响, 将其看成是仅在轨道舱轨控发动机推力作用下的进行维持控制, 同时忽略姿控发动机的影响, 其运动方程写为:

$$m \frac{dv}{dt} = P$$

$$P = \omega \left(-\frac{dm}{dt} \right)$$

式中 m 为轨道舱自身质量, $-dm/dt$ 为推进剂消耗率, ω 为燃烧产物的有效排出速度。

从而可以得到:

$$dv = -\omega \frac{dm}{m}$$

通过积分得到建立在理想情况下的火箭的速度增量与火箭排气速度和轨道舱质量变化的关系式:

$$\Delta v = \omega \ln \frac{m_0}{m_1}$$

其中, m_0 为控制之前轨道舱的整体质量, m_1 为控制之后轨道舱整体质量变化之后的值。

从而得到为了达到速度增量 Δv 所需消耗的燃料质量 m_p 为:

$$m_p = m_0 \left(1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{\omega}\right) \right)$$

在总体设计中, 因 $\Delta v/\omega \ll 1$, 上式可以简化为:

$$m_p = m_0 \frac{\Delta v}{\omega}$$

ω (单位为 m/s) 是火箭发动机的重要指标, 取决于燃料的性能及发动机的完善程度, 它又被称为比冲, 计算中应用总体设计中的发动机实际参数。

下面讨论近圆轨道微小变轨的情况。

根据文献[1]中相应的内容得到速度增量与轨道控制量的关系:

$$\Delta v = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\mu}{a}} \Delta a$$

式中 a 为进行轨道维持控制前轨道半长轴, Δa

为轨道维持控制半长轴改变量。

结合前面的式子可以得到控制量与消耗燃料质量的关系:

$$m_p = \frac{1}{2} \frac{m_0}{\omega} \sqrt{\frac{\mu}{a}} \Delta a$$

4 动态规划模型建立

由于轨道舱飞行过程已经根据总体设计的需求划分成三轴稳定对地工作模式和偏航机动模式, 所以根据太阳夹角的长期预报可将连续的一次三轴稳定和偏航机动划分为一个阶段, 在每次进行模式转换的同时考虑进行轨道控制, 每次轨道维持的控制量根据后续飞行阶段的时间长度以及后续轨道衰变情况进行轨道维持控制量的安排。轨道高度的控制量也影响轨道维持控制过程用于姿态控制的燃料消耗, 同时偏航机动期间当动量轮转速达到饱和时需要通过喷气进行卸载, 这也需要消耗一部分的燃料, 根据以往历史经验数据, 可统计估算出正常情况下偏航机动期间平均每天的燃料消耗量。像这类问题将整个过程划分成若干个互相联系的阶段, 在它的每个阶段都需要做出决策, 从而使整个过程达到最佳状态。因此各个阶段的决策的选取不是任意确定的, 它依赖于当前的状态, 同时其决策选择又影响以后的发展, 当各个阶段决策确定后, 就组成了一个决策序列, 因此也就决定了整个过程的一条活动路线, 这种问题就称为阶段决策问题, 解决这类问题选用动态规划方法。

在轨道舱与返回舱分离之后, 对轨道舱进行第一次轨道控制, 假定轨返分离之后的轨道高度为 a_0 , 以这个为起始点, 来进行后续长期管理控制的规划。

设每次轨道控制的初始轨道高度是 a_i , 每次轨道维持所消耗的燃料质量是 x_i , 每次轨道维持的控制量是 Δa_i , 各个轨道高度范围内轨道日衰变速率为 da_i , 每次轨道维持过程中进行姿态控制所消耗的燃料质量是 Δm_i , 在偏航机动工作模式下每天进行姿态控制所消耗的燃料质量 dm_i , 轨道舱自身携带的燃料的总质量为 M 。

设状态变量 s_k 表示分配给从第 k 阶段至第 n 阶段用于进行轨道维持和偏航机动期间用于姿态控制的燃料的总质量。

决策变量 u_k 表示第 k 阶段进行轨道维持消耗的燃料总质量, 即 $u_k = x_k + \Delta m_k + dm_k \cdot dt_k$ (dt_k 式中为第 k

阶段偏航机动的天数)。

状态转移方程:

$$s_{k+1} = s_k - u_k$$

允许决策集合:

$$D_k(s_k) = \{u_k \mid 0 \leq u_k \leq s_k\}$$

为保证轨道高度在合适的工作高度上, 每一次轨道机动燃料消耗最省。令最优函数为: $f_k(s_k)$, 动态规划的正推关系式为:

$$\begin{cases} f_k(s_k) = \min_{0 \leq x_k \leq s_k} \{u_k + f_{k+1}(s_k - x_k)\} \\ f_0(s_0) = 0 \end{cases}$$

假设约束轨道舱工作的高度范围为 H_0 至 H_1 , 所以我们可以列出轨道维持控制量和燃料消耗之间的关系式:

$$\text{第一次轨道维持的控制量为 } \Delta a_1 = 2\omega \frac{x_1}{m_0 \sqrt{\frac{\mu}{a_0}}}$$

第二次轨道维持时的轨道高度为:

$$a_1 = a_0 + \Delta a_1 - da_1 \cdot dt_1$$

则第二次轨道维持的控制量为:

$$\Delta a_2 = 2\omega \frac{x_2}{m_0 \sqrt{\frac{\mu}{a_1}}}$$

第三次轨道维持时的轨道高度为:

$$a_2 = a_1 + \Delta a_2 - da_2 \cdot dt_2$$

则第三次轨道维持的控制量为:

$$\Delta a_3 = 2\omega \frac{x_3}{m_0 \sqrt{\frac{\mu}{a_2}}}$$

以此类推得每次轨道维持时的轨道高度为:

$$a_{i-1} = a_{i-2} + \Delta a_{i-1} - da_{i-1} \cdot dt_{i-1}$$

$$\text{轨道控制量为: } \Delta a_i = 2\omega \frac{x_i}{m_0 \sqrt{\frac{\mu}{a_{i-1}}}}$$

所以每次轨道维持所消耗的燃料质量为:

$$x_i = \frac{\Delta a_i m_0}{2\omega} \sqrt{\frac{\mu}{a_{i-1}}}$$

燃料消耗情况, 用于轨道维持所消耗的燃料质量

为 $\sum_{i=1}^n x_i$ 千克, 轨道维持过程中用于姿态控制所消耗的

燃料质量为 $\sum_{i=1}^n \Delta m_i$ 千克, 偏航期间所消耗的燃料质量

量为 $\sum_{i=1}^n dm_i \cdot dt'_i$, 式中 dt'_i 为每阶段偏航机动的天数。

那么, 根据飞船轨道舱自身携带的燃料的总量约束:

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^n (x_i + \Delta m_i + dm_i \cdot dt'_i) &\leq M \\ H_0 &\leq a_i \leq H_1 (i=1, \dots, n) \end{aligned}$$

这里需要注意的是: 在上面的各式子中, a_i 为此时轨道高度加上地球半径长度即为此时轨道的半长轴。

由前面的分析可知, 根据当前的轨道根数, 可以算出后续的三轴稳定对地和偏航机动阶段的时间长度, 由当前的轨道高度, 以及以往的历史经验数据可以估算出此后轨道每天的衰变速率, 根据以往历次任务中的数据, 统计分析出在偏航机动情况下每天进行姿态控制所消耗燃料的质量, 所以, 利用前面规划模型我们可以计算出在整个任务生命周期内每次需要进行控制的大致日期、每次控制的目标轨道高度、控制量、控制过程中所消耗的燃料质量等, 给任务飞控组决策提供一定的参考。

5 结论

本文建立了动态规划的模型, 分析飞船轨道舱燃料分配的情况, 对各种情况的轨道维持控制的燃料消耗情况进行了统计, 并对不同飞行模式下飞船轨道舱进行姿态保持所消耗燃料的情况, 通过计算, 可以发现将飞船轨道舱轨道维持在较高的水平上, 并且将轨道维持选择在高轨道进行, 有利于飞船轨道舱轨道寿命的保持, 同时在高轨道上对于保持飞船轨道舱的姿态也比较有利。掌握飞船轨道舱飞行模式转换时机, 以及每次后一个阶段所持续的时间, 然后确定后期的轨道维持控制策略, 这样可以保证每次飞船轨道舱处于三轴稳定对地的工作模式下, 轨道高度始终维持在一定的高度范围之内, 在偏航机动期间或者对日定向期间轨道高度可以适当高于这个范围。对于轨道的衰变, 则应关注太阳活动、地磁指数的变化, 以及可以参照 MSIS90 大气模型, 计算在该轨道层面的大气密度, 掌握轨道衰变的速度, 了解后续轨道舱轨道的衰变规律, 从而为以后的轨道维持控制, 以及模式转换提供相应的依据。◇

参考文献

[1] 肖业伦. 航天器飞行动力学原理. 北京: 宇航出版社, 1995.
[2] 顾基发等. 运筹学. 北京: 清华大学出版社, 1998.
[3] 刘林. 航天器轨道理论. 北京: 国防工业出版社, 2000.