

空间站救援任务的初步构想

李九人 李海阳

(国防科技大学航天与材料工程学院)

摘要 在空间站的运行中,当某些无法预测的因素导致空间站突然失效时,如能及时从地面发射救援飞行器救援,则可以保障航天员的生命安全和避免重大经济损失。在发射点和救援飞行器调相能力确定的情况下,可以对运载火箭的异面调整能力进行分析和计算,以确定 24 小时内对空间站救援的发射窗口。

关键词 空间站 飞行器 空间救援 发射窗口

1 引言

在轨运行的空间站由于某些突发因素而出现故障,需要在短时间内从地面发射空间轨道服务器或飞船与空间站交会,来对其进行维修或帮助航天员撤离空间站返回地面,避免空间站的损坏和保障航天员的生命安全。由于空间站的救援任务具有突发性和紧迫性,故要求必须在较短的时间内确定空间站救援的发射窗口。

本文设想当空间站一旦出现故障需要救援的情况下,地面站必须在出现故障后的 24 小时内向空间站发射空间轨道服务器或飞船对其实施交会。假定发射场的位置和救援飞行器的调相能力确定,需要对运载火箭的异面调整能力进行分析和计算,探讨 24 小时存在发射窗口的条件,并计算出确定条件下的救援发射窗口。

2 空间站救援任务特点分析

2.1 故障出现时间的不确定性

由于在轨运行的空间站出现故障的时间不能事先确定,所以,要保证在空间站出现故障后 24 小时内对其实施救援,则 24 小时内必须至少有一个满足发射条件的发射窗口。

2.2 准备时间短

对于空间站的紧急救援,必须在空间站发生故障后的较短时间内实施。由于已经假设要在 24 小时内,所以需要根据当前空间站的轨道参数和发射场的位置,快速计算出当前时刻距发射窗口时间的的时间间隔,当然该时间间隔不应超过 24 小时。当该时

间间隔确定后,一切发射准备必须在该时间间隔内完成。

2.3 空间调相时间短

由于救援任务紧急,因此不允许救援飞行器在交会前有过长的调相时间。一般情况下,空间站救援任务交会的调相时间不能超过 2 个轨道周期,所以,空间站救援任务的共面调相能力是比较小的。

3 发射能力分析

空间站救援的发射能力一般体现在发射场的准备能力、运载火箭的异面调整能力和救援飞行器的共面调相能力,下面分别就这几点展开讨论。

3.1 发射场的准备能力

发射场的准备主要包括总装、测试和发射,要在 24 小时内完成这些准备,这对发射场的准备能力的要求是非常高的。

3.2 运载火箭的异面调整能力

运载火箭的异面调整能力 Δi 为运载火箭发射时的非共面夹角限制^[1]。在某个时间段内发射的追踪器,若其轨道平面能够与目标器轨道面重合,则称该时间段为平面窗口^[1]。平面窗口宽度与运载火箭的异面调整能力 Δi 有关,且运载火箭的异面调整能力越大,则平面窗口宽度越大。

3.3 救援飞行器的共面调相能力

救援飞行器的共面调相能力 $\Delta\theta_c$ 为从运载火箭发射至追踪器与目标卫星交会这段时间内能够调整的相位角的大小。假设在目标器轨道面与追踪器轨道面重合的前提下,在某个时间段内发射的追踪器能够与目标器交会,则称该时间段为相位窗口^[1]。相

位窗口宽度与飞行器共面调相能力 $\Delta\theta_c$ 和入轨精度偏差 $\Delta\theta_k$ 有关。 $\Delta\theta_k$ 为由运载火箭及飞行器的控制、导航和测量精度偏差等相关误差源引起的最终入轨相位偏差。

4 发射窗口分析

4.1 平面窗口

设运载火箭发射时的非共面夹角限制为 Δi (Δi 体现了运载火箭的异面变轨能力), 任意时刻发射点地心矢量与目标轨道平面的夹角为 $\Delta\theta(t)$ 。设满足 $\Delta\theta(t) \leq \Delta i$ 的时间区间为 $[t_1, t_2]$, 即平面窗口为 $[t_1, t_2]$, 可知 t_1 和 t_2 满足如下条件:

$$\Delta\theta(t_1) = \Delta i \quad (1)$$

$$\Delta\theta(t_2) = \Delta i \quad (2)$$

所以, 当发射时刻 $t \in [t_1, t_2]$ 时, 运载火箭能够将追踪器发射进入目标轨道平面内, 但并不一定能够与目标进行交会。要实现与目标交会, 目标器与

追踪器之间还必须满足特定的相位条件, 即相位窗口条件。

4.2 相位窗口

假定不考虑异面情况, 即认为发射点始终处于目标器轨道平面内, 如图 1 所示。设标称入轨相位差为 $\Delta\theta_0$, 即当运载火箭和追踪器不需进行共面调相且入轨精度偏差为零的状态下, 发射的追踪器能与目标器交会时目标器与发射点的相位差; 共面调相能力为 $\Delta\theta_c$; 入轨精度偏差为 $\Delta\theta_k$; 任意时刻目标器和发射点的相位差为 $\Delta\varphi(t)$ 。令目标器和发射点的相位差满足 $\Delta\theta_0 - \Delta\theta_c + \Delta\theta_k \leq \Delta\varphi(t) \leq \Delta\theta_0 + \Delta\theta_c - \Delta\theta_k$, 可以得到满足这一条件的的时间区间 $[t_1^*, t_2^*]$, 即相位窗口为 $[t_1^*, t_2^*]$, 可知 t_1^* 和 t_2^* 满足如下条件:

$$\Delta\varphi(t_1^*) = \Delta\theta_0 - \Delta\theta_c + \Delta\theta_k \quad (3)$$

$$\Delta\varphi(t_2^*) = \Delta\theta_0 + \Delta\theta_c - \Delta\theta_k \quad (4)$$

所以, 当 $t \in [t_1^*, t_2^*]$ 时, 追踪器满足与目标器交会的相位窗口条件。

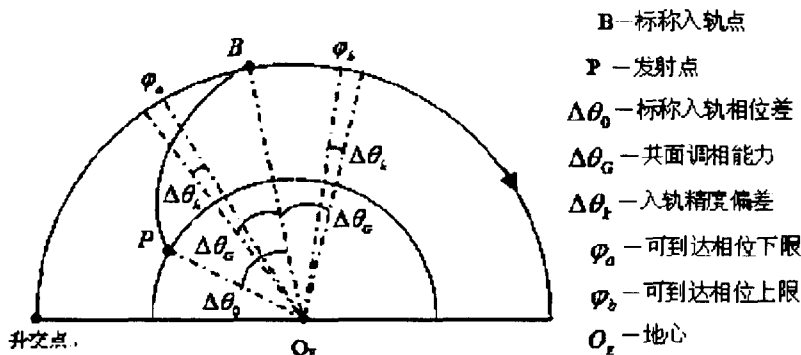


图 1 相位窗口相关角度关系

4.3 发射窗口

(1) 发射窗口确定

通过前面对平面窗口和相位窗口的分析可知, 要满足发射窗口条件, 必须同时满足平面窗口条件和相位窗口条件。所以, 要使 24 小时内一定存在发射窗口, 则发射点所在的平面窗口宽度必须大于或等于相邻两个相位窗口的时间间隔。相邻两个相位窗口的时间间隔约为一个目标轨道周期 T , 所以:

$$t_2 - t_1 \geq T \quad (5)$$

经推导, 当 $i - \Delta i < |B| \leq 90^\circ$ 时, Δi 满足如下的关系式:

$$\Delta i \geq \arcsin \left| \left| \sin B \cos i - \sin i \cos B \cos(\omega \cdot T/2) \right| \right| \quad (6)$$

当 $0^\circ \leq |B| \leq i - \Delta i$ 时, Δi 满足如下的关系式:

$$\Delta i \geq \arcsin \left[\left| \sin^2 i \cos^2 B \cos(\omega \cdot T) - \sin^2 B \cos^2 i \right|^{\frac{1}{2}} \right] \quad (7)$$

其中: $\omega = \frac{3J_2 a_E^2 n \cos i + \omega_e}{2p}$; $T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$; T 为目标

轨道周期; i 为目标轨道倾角; B 为发射点纬度; μ 为引力常数; J_2 项为摄动系数; ω_e 为地球自转角速度; a_E 为地球赤道半径; n 为目标器角速度; p 为目标轨道半通径。

(2) 算例

设空间站出现故障时刻 t_0 为 2015 年 1 月 1 日 0 时 0 分 0 秒, 该时刻目标轨道根数为 $a(t_0) = 6778137m$, $e(t_0) = 0$, $i(t_0) = 40^\circ$, $\Omega(t_0) = 80^\circ$, $\omega(t_0) = 0^\circ$, $M(t_0) = 0^\circ$; 救援飞行器的标称入轨相位差为 $\Delta\theta_0 = 21^\circ$; 共面调相能力为 $\Delta\theta_c = 1^\circ$; 入轨精度偏差为 $\Delta\theta_k = 0.1^\circ$; 发射点经度为 $L = 115^\circ$, 纬度为 $B = 40^\circ$ 。

图 2 为运载火箭异面调整能力对平面窗口宽度

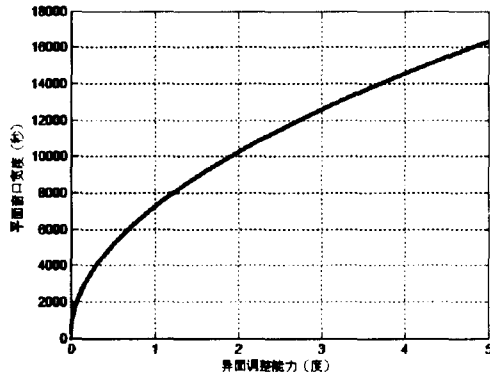


图 2 异面调整能力对平面窗口宽度的影响

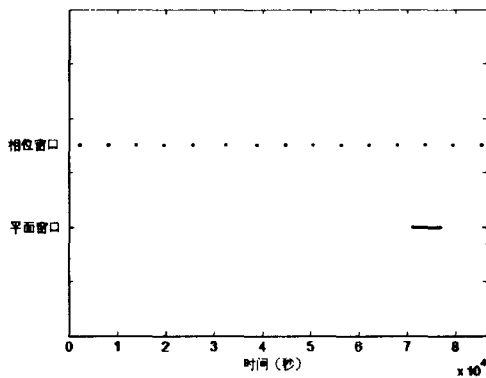


图 3 平面窗口与相位窗口的叠加情况

影响的曲线。通过计算得到运载火箭异面调整能力必须满足： $\Delta i \geq 0.5962^\circ$ 。令 $\Delta i = 0.5962^\circ$ ，对 24 小时内空间站救援发射窗口进行计算。图 3 为计算得到的平面窗口和相位窗口的叠加情况。图 3 中平面窗口和相位窗口的交集即为该发射点 24 小时内对空间站救援的发射窗口，如表 1 所示。

表 1 发射点对空间站救援发射窗口

发射点坐标	发射窗口		窗口宽度(秒)
	起始	结束	
$L=115^\circ$ $B=40^\circ$	20:28:54.56	20:29:23.66	29.20

5 结束语

对于未来空间站的在轨运行，空间站出现故障后的紧急救援问题是一个必须考虑和要解决的问题。本文对空间站的紧急援救进行了研究。假定在发射点和救援飞行器的调相能力确定的情况下，当要保证 24 小时内一定存在对空间站救援的发射窗口时，对运载火箭的异面调整能力进行了分析和计算，并计算了相应发射点 24 小时内可对空间站救援的发射窗口。本文阐述的空间站救援任务构想对未来空间救援活动有参考和应用价值。◇

参考文献

- [1] 夏南银 主编. 航天测控系统. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [2] David A. Vallado. Fundamentals of Astrodynamics and Applications (Second Edition), 2001.
- [3] 郝晓宁 王威 编著. 近地航天器轨道基础. 长沙: 国防科技大学出版社, 2002.
- [4] 刘林 著. 航天器轨道理论. 北京: 国防工业出版社, 1997.
- [5] 刘利生 吴斌 杨萍 著. 航天器精确定轨自校准技术. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [6] 朱仁璋, 蒙薇, 林彦. 航天器交会对接发射时间的选择与确定. 宇航学报, 2005, 26(4).
- [7] 李绿萍, 南树军, 李卿. FY-2C 星发射轨道计算与分析. 上海航天, 2005.
- [8] 杨维廉, 周文艳. 月球探测器发射机会分析. 中国空间科学技术, 2005, 4.
- [9] Lynn A. Wagner, Jr. Lunar Scout Launch Window. Computer/Aerospace Engineer, 1994.
- [10] 范振国, 陆慈龙. 风云一号极地轨道气象卫星发射窗口的计算与分析. 国防科技大学学报, 1992, 14(2).
- [11] 乔栋, 崔枯涛, 崔平远. 利用遗传算法搜索小天体探测最优发射机会. 吉林大学学报, 2006, 36(1).