

文章编号: 1001- 2486(2008) 01- 0010- 05

空间救援发射窗口分析*

李九人, 李海阳, 蒋自成

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 从发射窗口的基本特性出发, 推导了空间救援任务发射窗口的解析求解方法。将空间救援发射窗口问题分解为平面窗口问题和相位窗口问题, 分别建立了平面窗口与相位窗口的解析求解模型, 最后获得了发射窗口解析解。用直观曲线描述了同一经度的不同纬度所有发射点对应的发射窗口, 为空间救援任务发射窗口的分析和快速计算提供了基础。

关键词: 空间救援; 发射窗口; 平面窗口; 相位窗口

中图分类号: V526 **文献标识码:** A

The Analyze of the Launch Window for Space Rescue Mission

LI Jiu-ren, LI Hai-yang, JIANG Zi-cheng

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Based on the characteristics of launch window, an algorithm to calculate the launch window for space rescue mission was deduced. The problem of the launch window was divided into the plane window problem and the phase window problem. Analytical models of the two problems were established, and the analytical result of launch window was obtained. The launch windows of launch points with different latitudes in the same longitude were described with visualization curves, which served as the basis to calculate and analyze the launch window for space rescue mission.

Key words: space rescue; launch window; plane window; phase window

发射窗口是指特定的日期、时刻及其时间区间, 在该区间内发射卫星能满足飞行任务的若干特定要求^[1]。在发射窗口研究领域, 国内外大多数文献都是针对特定的任务进行发射窗口分析与计算, 例如, 文献[4]研究了空间交会对接的发射窗口, 文献[5]、[8]研究了风云系列卫星的发射窗口, 文献[6]、[7]研究了月球探测发射窗口。本文以空间救援任务为背景, 对其发射窗口进行分析与计算。空间救援任务属于空间交会对接任务的一种, 但相对于一般的空间交会对接任务具有突发性和紧迫性两个特点。根据空间救援任务的这两个特点, 将其发射窗口的求解分解为平面窗口问题和相位窗口问题, 并建立了平面窗口和相位窗口解析求解模型, 为空间救援发射窗口的定性分析和快速计算提供了基本依据。

1 发射窗口问题总体分析

对于发射窗口, 其窗口宽度与运载火箭和追踪器的异面变轨能力和共面调相能力有关。若某个时间段内发射的追踪器, 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]; 假设运载火箭和追踪器的异面变轨能力无限大, 在某个时间段内发射的追踪器若能够与目标器交会, 则称该时间段为相位窗口^[1]。对于确定的发射点, 异面变轨能力决定了平面窗口的大小; 共面调相能力决定了相位窗口的大小。

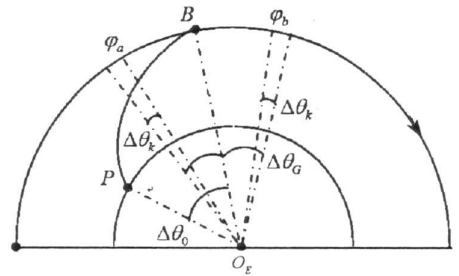


图 1 各相关角度关系示意图

Fig. 1 The relationship between several angles

* 收稿日期: 2007- 07- 02

基金项目: 国家“863”计划资助项目(2006AA724052)

作者简介: 李九人(1982-), 男, 博士生。

图1中, O_E 为地心, P 为发射点, B 为标称入轨点; 且定义如下参数: (1) 标称相位差 $\Delta\theta_0$: 当发射点在目标轨道平面内时, 若标称状态下(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)发射的追踪器能与目标卫星交会, 则发射时刻目标卫星当圈纬度幅角与发射点纬度幅角之差为标称相位差; (2) 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, $\Delta\theta_c$ 主要与运载火箭的性能和控制策略以及追踪器的变轨能力和调相策略有关; (3) 入轨精度偏差 $\Delta\theta_k$: 由运载火箭及追踪器的控制、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。

1.1 平面窗口问题

设运载火箭发射时的非共面夹角限制^[1]为 Δi , Δi 体现了运载火箭的异面变轨能力, 又设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关系条件, 即为下面将要分析的相位窗口条件。

1.2 相位窗口问题

假定运载火箭或追踪器的异面变轨能力无限大, 则发射点始终能够满足平面窗口条件。设追踪器的标称入轨相位差为 $\Delta\theta_0$, 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 $\Delta\theta_0 - \Delta\theta_c + \Delta\theta_k \leq \Delta\varphi(t) \leq \Delta\theta_0 + \Delta\theta_c - \Delta\theta_k$, 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。

1.3 发射窗口问题

上述相位窗口分析得到的结论, 是在假设运载火箭和追踪器异面变轨能力无限大的条件下得到的。可能存在这样的情况: 相位窗口条件满足, 但不满足非共面夹角限制条件的情况, 即平面窗口条件不满足, 这种情况同样不能实现交会。

所以, 要实现与目标器交会, 发射时刻必须同时满足平面窗口条件和相位窗口条件。设最后得到的发射窗口为 $[t_a, t_b]$, 则:

$$[t_a, t_b] = [t_1, t_2] \cap [t_1^*, t_2^*] \quad (5)$$

2 平面窗口分析计算

设初始时刻 t_0 为: 2010年1月1日0时0分0秒, 该时刻目标卫星轨道根数为: $a(t_0) = 7065137\text{m}$, $e(t_0) = 0$, $i(t_0) = 63^\circ$, $\Omega(t_0) = 0^\circ$, $\omega(t_0) = 0^\circ$, $M(t_0) = 0^\circ$; 运载火箭非共面夹角限制为: $\Delta i = 3^\circ$; 假定发射点坐标为 (L, B) , 且令 $L = 115^\circ$ 固定。当考虑 J_2 项摄动的情况下, 结合(1)、(2)两式进行推导, 得到平面窗口两个端点时刻的解析表达式如下:

$$t_1 = t_0 + (\Delta L - \Delta\alpha) / \left(\frac{3J_2 a_E^2}{2p^2} n \cos i + \omega_e \right) \quad (6)$$

$$t_2 = t_0 + (\Delta L + \Delta\beta) / \left(\frac{3J_2 a_E^2}{2p^2} n \cos i + \omega_e \right) \quad (7)$$

其中, ω_e 为地球自转角速度; a_E 为地球赤道半径; n 为目标卫星角速度; p 为目标轨道半通径; ΔL 为发

射点赤经与目标卫星轨道和发射点所在纬度圈交点的赤经之差; $\Delta\alpha$ 和 $\Delta\beta$ 为发射点在发射点所在纬度圈上与目标轨道的夹角关系; ΔL 、 $\Delta\alpha$ 和 $\Delta\beta$ 的取值与目标轨道倾角、升轨或降轨发射^[1]和发射点经纬度有关,在此不进行详细的论述。最后可以得到平面窗口为 $[t_1, t_2]$ 。图 2 为 24h 内不同纬度发射点的平面窗口; 图 3 为平面窗口宽度随纬度变化规律。

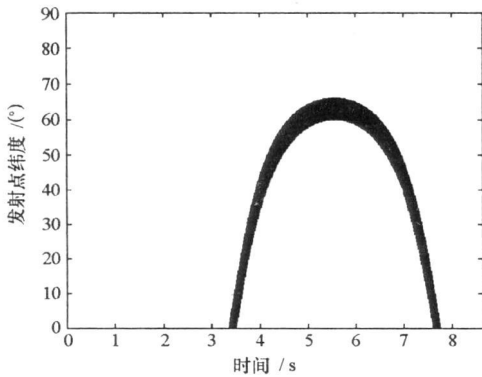


图 2 24h 内同一经度上各发射点的平面窗口
Fig. 2 The plane windows of launch points with the same longitude in 24 hours

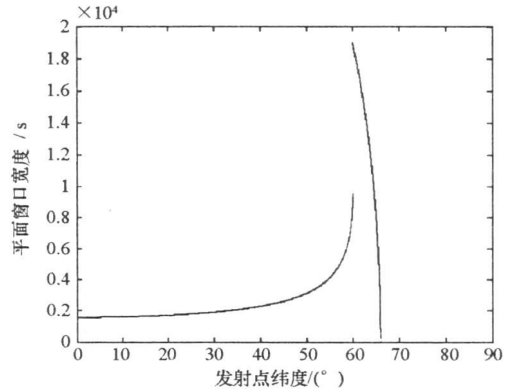


图 3 平面窗口宽度与发射点纬度关系曲线
Fig. 3 The relationship between the width of plane window and the latitudes of launch points

3 相位窗口分析计算

3.1 目标卫星和发射点的纬度幅角

设初始时刻和初始时刻目标卫星的轨道根数同上, 设发射点坐标为 $(L, B) = (115^\circ, 42^\circ)$, 运载火箭标称入轨相位差: $\Delta\theta_0 = 2^\circ$; 运载火箭共面相位调整能力: $\Delta\theta_c = 10.5^\circ$; 追踪器入轨精度偏差: $\Delta\theta_k = 1^\circ$ 。

任意时刻 t 目标卫星的总纬度幅角:

$$\Psi(t) = \Psi_0(t) + N \cdot 2\pi \tag{8}$$

目标卫星总纬度幅角是指当前时刻目标卫星相对于该时刻目标轨道升交点总的相位, 所以 $\Psi(t) \in [0, +\infty)$; $\Psi_0(t)$ 为目标卫星当圈纬度幅角, 是当前时刻目标卫星相对于该时刻目标轨道升交点的相位, $\Psi_0(t) \in [0, 2\pi)$; N 为目标卫星过升交点的次数。图 4 为 24h 内目标卫星各圈的总纬度幅角。

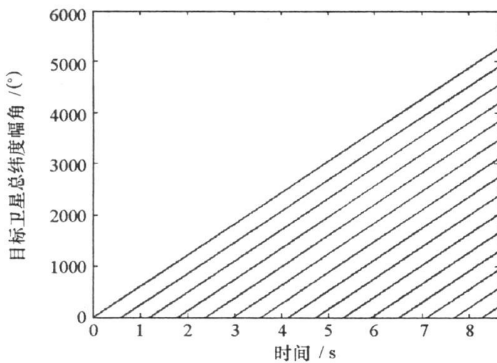


图 4 24h 内目标卫星的各圈总纬度幅角
Fig. 4 The total latitude angle of target satellite of every circle in 24 hours

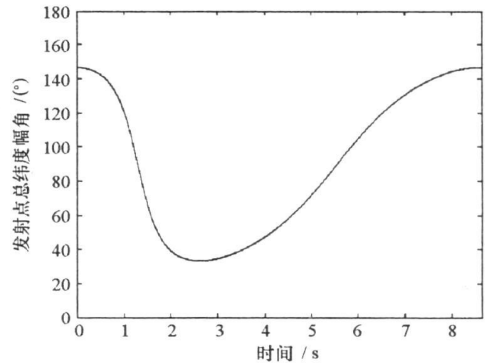


图 5 24h 内发射点的总纬度幅角
Fig. 5 The total latitude angle of launch point in 24 hours

任意时刻 t 发射点的总纬度幅角:

$$\varphi(t) = \varphi_0(t) + M \cdot 2\pi \tag{9}$$

设 O_E 为地心, P 为发射点, S 为目标轨道的升交点, C 点为过发射点 P 作与目标轨道垂直的大圆时, 目标轨道与大圆产生的交点; 令任意时刻发射点 P 对应的总纬度幅角 $\varphi(t)$ 为当前时刻 C 点在目标

轨道对应的总纬度幅角; $\varphi_0(t)$ 为发射点相应的当圈纬度幅角, M 等于 C 点顺轨过目标轨道升交点的次数减 C 点逆轨过目标轨道升交点的次数。通过求解得到 $\varphi(t)$ 随时间变化的曲线如图 5 所示。

3.2 相位窗口计算

通过上面定义可知, 任意 t 时刻目标卫星和发射点的总纬度幅角分别为 $\Psi(t)$ 和 $\varphi(t)$, 则 t 时刻目标卫星与发射点的总纬度幅角差为:

$$\Delta\phi(t) = \Psi(t) - \varphi(t) \tag{10}$$

图 6 为 $\Delta\phi(t)$ 随时间变化的曲线。将 (10) 式代入 (3)、(4) 式有:

$$\Psi(t_1^*) - \varphi(t_1^*) = \Delta\theta_0 - \Delta\theta_C + \Delta\theta_k \tag{11}$$

$$\Psi(t_2^*) - \varphi(t_2^*) = \Delta\theta_0 + \Delta\theta_C - \Delta\theta_k \tag{12}$$

所以, 求解 (11) 和 (12) 式可以得到相位窗口 $[t_1^*, t_2^*]$ 。图 7 给出了 24h 内的不同纬度发射点的相位窗口。对于该图中左下角的曲线分叉现象, 是由于该时刻发射点处于奇点造成, 但由于该点距发射窗口很远, 对发射窗口不产生影响, 在此不多作分析。

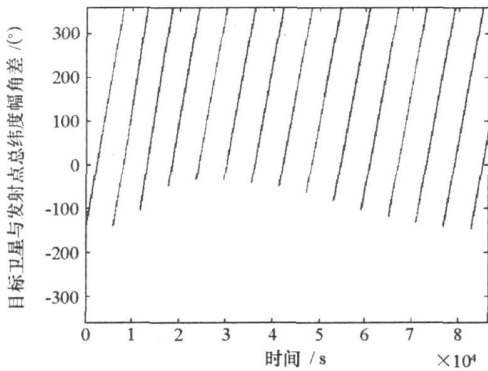


图 6 $\Delta\varphi(t)$ 与时间关系

Fig. 6 The curve of relationship between $\Delta\varphi(t)$ and time

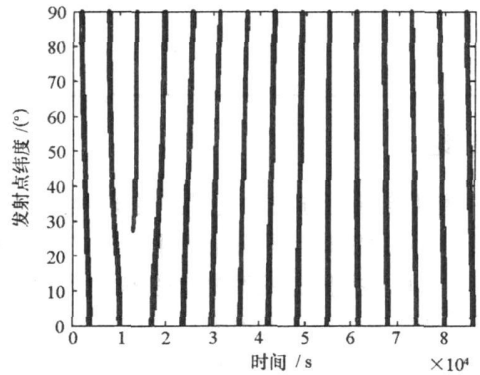


图 7 24h 内同一经度上各发射点的相位窗口

Fig. 7 The phase window of launch point with the same longitude in 24 hours

4 发射窗口求解

要实现与目标器交会, 发射时刻必须同时满足平面窗口条件和相位窗口条件, 即发射窗口 $[t_a, t_b] = [t_1, t_2] \cap [t_1^*, t_2^*]$ 。所以, 发射窗口为平面窗口与相位窗口交集, 如图 8 所示。

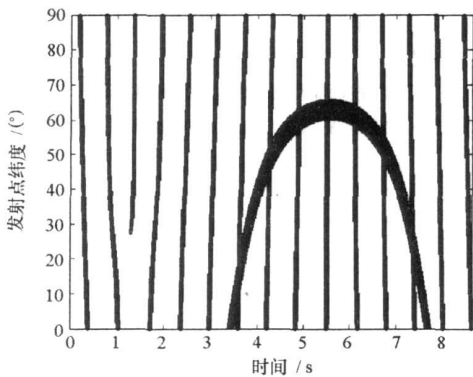


图 8 平面窗口与相位窗口相交情况

Fig. 8 The intersection of plane window and phase window

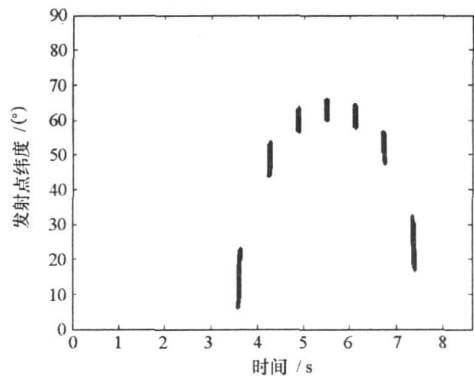


图 9 发射窗口计算结果

Fig. 9 The result of launch window

最后得到的发射窗口情况如图 9 中曲线所示, 该曲线给出了发射点经度为 115° , 发射点纬度为 $0^\circ \sim 90^\circ$ 所有发射点的发射窗口情况。通过该曲线, 可以十分清楚地看出给定经度、不同纬度的发射点的发射窗口情况。

表1给出了经度为 115° 、纬度为北纬 30° 和 60° 的两个发射点的24h内的发射窗口情况。从图9也可以清楚地看出,对于发射点纬度为北纬 30° 的发射点,24h内只存在一个可发射的时间段,即存在一个发射窗口;而对于发射点纬度为北纬 60° 的发射点,24h内存在的发射窗口有三个。

表1 不同纬度发射点的发射窗口情况

Tab.1 The launch windows of two different launch points

发射点坐标	窗口序号	发射窗口端点时刻		窗口宽度
$L=115^\circ$ $B=30^\circ$	1	起始时刻	20: 25 39.5	321.0s
		结束时刻	20: 30 59.5	
	1	起始时刻	13: 32 05.4	322.0s
		结束时刻	13: 37 27.4	
$L=115^\circ$ $B=60^\circ$	2	起始时刻	15: 14 00.5	323.1s
		结束时刻	15: 19 23.6	
	3	起始时刻	16: 56 00.2	322.4s
		结束时刻	17: 01 22.6	

5 结论

以解析推导的方法对空间救援发射窗口问题进行了深入分析,建立了空间救援发射窗口的一般求解模型;将发射窗口问题分解为平面窗口问题和相位窗口问题,分别建立了该两种问题的解析求解模型,得到空间救援任务发射窗口的解析解。以曲线形式绘制了同一经度不同纬度所有发射点的发射窗口情况,极大地增加了发射窗口的信息获知量,为空间救援任务发射窗口的快速分析计算提供了有力保证,为空间救援发射点的机动布署提供理论依据。同时,本文的发射窗口求解思路对于空间快速打击发射窗口的求解具有重要参考价值。

参考文献:

- [1] 夏南银. 航天测控系统[M]. 北京:国防工业出版社,2000.
- [2] Vallado D A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications(Second Edition)[M]. Oxford, 2001.
- [3] 郝晓宁,王威,编著. 近地航天器轨道基础[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2002.
- [4] 朱仁璋,蒙薇,林彦. 航天器交会对接发射时间的选择与确定[J]. 宇航学报,2005,26(4): 425- 430.
- [5] 李绿萍,南树军,李卿. FY- 2C星发射轨道计算与分析[J]. 上海航天,2005(增刊): 12- 15.
- [6] 杨维廉,周文艳. 月球探测器发射机会分析[J]. 中国空间科学技术,2005(4): 11- 15.
- [7] Wagner L A, Jr. Lunar Scout Launch Window. Computer/Aerospace Engineer, 1994(1).
- [8] 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[J]. 国防科技大学学报,1992,14(2): 59- 65.
- [9] 乔栋,崔祜涛,崔平远. 利用遗传算法搜索小天体探测最优发射机会[J]. 吉林大学学报,2006,36(1): 97- 102.