

文章编号: 1001-2486(2009)05-0125-05

航天器近距离交会斜滑制导算法*

梁立波, 罗亚中, 唐国金

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 提出了满足测量视场、最小脉冲间隔、最大脉冲受限等约束的燃料最省的航天器近距离交会多脉冲斜滑制导算法。建立了近距离交会(接近和撤离)多脉冲斜滑制导算法的统一数学模型; 提出了理想交会轨道距离和速率的指数函数变化关系, 使得算法能够实现任意时间的近距离交会, 同时满足接近操作减速和撤离过程加速的任务要求; 设计了对数函数映射法进行脉冲寻优。最后通过接近段和撤离段的操作仿真算例进行验证, 仿真结果表明, 相比最优化方法, 对数函数映射法以较小的计算量实现了较好的寻优效果; 算法能够以较省的燃料消耗实现轨道面内任意方向、任意时间内满足约束的近距离交会。

关键词: 近距离交会; 多脉冲斜滑制导; 约束; 燃料最省

中图分类号: V448.23 **文献标识码:** A

Glideslope Guidance Algorithm for Close Range Rendezvous of Spacecraft

LIANG Li-bo, LUO Ya-zhong, TANG Guo-jin

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

Abstract: The multi-impulse glideslope guidance algorithm for close range rendezvous of spacecraft is presented. The algorithm takes the fuel economy and the constraints of field-of-view of navigation facilities, the minimum interval of impulses, and the maximum value of impulse into consideration. Furthermore, a consolidated model of glideslope algorithm to guide close range rendezvous (both proximity and departure) is described. By designing the relationship of exponential function between distance and speed of ideal rendezvous trajectory, the algorithm can be applied to any specified rendezvous time, and satisfies the need of decelerating during the proximity operation and accelerating during the departure operation. By defining the logarithmic mapping function, the optimized impulses can be obtained. Finally, several scenarios of the proximity and departure operations are simulated. In some scenarios, compared with the optimization method, the using of logarithmic mapping function can also economize fuel at a cost of low computational complexity. The other scenarios illustrate that the guidance algorithm can ensure a close range rendezvous motion in any direction, at any time with the fuel economy and under the constraints as well.

Key words: close range rendezvous; multi-impulse glideslope guidance; constraints; fuel economy

近地空间资源开发、载人登月、深空探测等空间任务, 要求追踪器在测量视场、安全性、羽流污染等各种约束下以一定的相对状态接近或远离目标器, 造成了近距离交会操作^[1-2] (包括接近和撤离) 的复杂性。

目前近距离交会采用的制导方法是相对比较成熟的 G-W 制导和视线制导。但是它们的应用受限于特定背景, 很难满足未来空间自主交会的要求。斜滑制导算法^[3-6] 对交会时间、交会方向以及自主交会过程的相对速度进行控制, 但是没有考虑近距离交会过程的重要约束和燃料消耗。

本文改进了多脉冲斜滑制导算法, 统一了接近和撤离操作的斜滑制导算法的数学模型, 设计了理想交会轨道 ρ 和 θ 之间新的变化函数, 建立了任意方向共面交会的相对轨迹视场角计算模型, 采用对数函数映射法实现了满足测量视场约束、最小脉冲间隔约束和最大脉冲受限的近似最优的任意时间和方向

* 收稿日期: 2009-05-04

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10902121); 中国博士后科学基金资助项目(20090450210); 国防科技大学科研计划项目(JC09-01-01)

作者简介: 梁立波(1982-), 女, 博士生。

上的近距离交会。

1 斜滑交会的概念

如图1所示, r_0 为追踪器初始相对位置, r_T 为追踪器终端相对位置。理想交会轨道^[4]如图中虚线所示, 定义为 ρ , 大小为 ρ , 单位矢量为 u_ρ 。实际交会轨道和理想交会轨道在脉冲施加时刻相交, 即施加脉冲时刻追踪器相对位置连线构成一条直线, 即理想轨道。脉冲施加次数愈多, 实际轨道偏离理想轨道就愈少; 当脉冲施加次数趋于无穷大时, 实际交会轨道将与理想轨道重合, 成为一条直线, 从大范围看, 多脉冲斜滑交会整个过程基本上是沿直线运动的。图1中, 定义实际轨道上追踪器距离目标器的相对位置矢量为 $r(t)$, 从目标器指向追踪器在理想轨道上的投影的矢量为 $r_c(t)$ 。近距离交会多脉冲斜滑制算法如下:

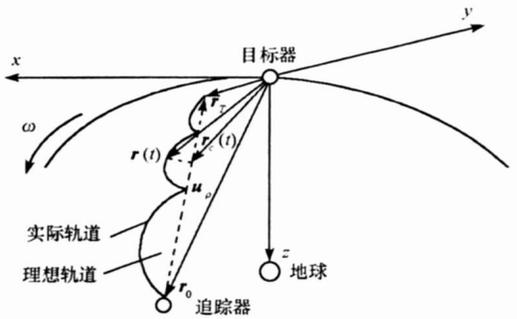


图1 多脉冲斜滑交会

Fig.1 Multi-impulse glideslope rendezvous

Step 1 设计理想交会轨道, 主要是 $\rho(t)$ 与其变化率 $\dot{\rho}(t)$ 的变化关系;

Step 2 选择脉冲施加时刻 $t_m (m = 0, 1, \dots, N-1)$, N 为施加脉冲次数, 由 Step 1 中 $\rho(t)$ 、 $\dot{\rho}(t)$ 的关系计算 t_m 时刻对应的 $\rho(t_m)$, 进而确定脉冲施加位置 $r(t_m)$;

$$r(t_m) = r_0 + \rho(t_m) u_\rho \quad (1)$$

Step 3 采用 G-W 方程, 由脉冲施加位置和脉冲施加时刻计算施加脉冲的大小和方向。

一般多脉冲交会轨道的设计变量包括交会时间, 脉冲施加次数, 每次脉冲施加的位置、大小、方向等, 通过这些设计变量的选择和确定, 满足空间交会任务的要求。相比一般的多脉冲交会, 多脉冲斜滑交会只需设计理想交会轨道和选择脉冲施加时刻, 脉冲大小和方向以及非脉冲时刻轨迹采用 G-W 方程计算确定。

2 多脉冲斜滑制导算法的改进

2.1 理想交会轨道设计

2.1.1 ρ 的定义

文献[4-6]针对接近和撤离两种近距离交会操作, ρ 的定义不一致, 导致了接近和撤离斜滑制导算法数学描述的不统一, 本文对接近和撤离定义了统一的矢量 ρ 。如图1, 理想交会轨道矢量 ρ 的起点为追踪器初始相对位置 r_0 , 指向追踪器终端位置矢量 r_T 。

$$\rho(t) = r_c(t) - r_0 = \rho(t) u_\rho \quad (2)$$

边界条件 (T 为总的机动时间) 为

$$t = t_0 = 0, \rho(t_0) = \rho_0, \dot{\rho} \neq \dot{\rho}_0 > 0 \quad (3)$$

$$t = T, \rho(T) = \rho_T, \dot{\rho} \neq \dot{\rho}_T > 0 \quad (4)$$

2.1.2 ρ 和 $\dot{\rho}$ 变化关系的设计

理想转移轨道设计的关键在于建立 ρ 和 $\dot{\rho}$ 的单调变化关系, 满足两个要求: 一是近距离交会的安全机制, 实现交会过程相对速度的控制, 即接近目标器时追踪器采用减速机制, 远离目标器时采用加速机制; 二是实现对交会任务时间的控制。 ρ 和 $\dot{\rho}$ 变化关系有多种函数可以描述^[3-6], 本文设计了满足要求的指数函数。

$$\dot{\rho} = a\rho^b + c, b > 0 \quad (5)$$

其中, a 、 b 、 c 为待定系数, 由边界条件式(3)和(4)得到

$$\dot{\rho} = (\dot{\rho}_T - \dot{\rho}_0) \frac{\rho}{\rho_T} b^{\rho - \rho_T} + \dot{\rho}_T \quad (6)$$

当 $b = 1$ 时, 式(6)为文献[3]提出的直线关系。由积分式(6)得到总的机动时间:

$$T = \int_{\rho_0}^{\rho_r} \left[(\rho - \rho_0) \left(\frac{\rho}{\rho_r} \right) b^{\rho - \rho_r} + \rho_0 \right]^{-1} d\rho \quad (7)$$

对于给定的机动时间 T , 采用牛顿下山法求解式(7), 得到对应于 T 的 b , 然后代入式(6), 采用 Runge-Kutta 法积分得到 $\rho(t)$ 的数值解。

2.2 脉冲施加时机选择

由于脉冲施加时机影响到每一次脉冲的大小、方向, 进而影响到机动轨迹视场角, 并且考虑到机动过程的安全性, 要求接近操作前段机动间隔大, 后段机动间隔小, 撤离操作前段机动间隔小, 后段机动间隔大, 因此脉冲施加时机需要慎重选择。文献[4-5]的脉冲施加时机取在交会时间的等间隔点上, 实现简单, 但是没有考虑燃料消耗和测量视场等约束; 文献[6]根据制导精度偏差和安全速度计算相邻脉冲间的最大时间间隔, 实现复杂; 本文采用了对数函数映射法以燃料最省为目标, 考虑测量视场约束、最小脉冲间隔约束和最大脉冲受限进行脉冲施加时机选择。

2.2.1 对数函数映射法

对数函数映射法是根据机动过程的安全性要求, 将等间隔时间点序列 t 映射为接近过程时间间隔由大到小的点或撤离过程时间间隔由小到大的点序列 t 。

$$t = T \log_a \left[1 + (a - 1) \left(\frac{t}{T} \right)^n \right], \quad a \neq 1, n > 0 \quad (8)$$

接近过程要求映射后时间间隔由大到小, 即

$$t_i - t_{i+1} > 0, \quad (i = 2, \dots, N - 1) \quad (9)$$

其中, t_i, t_{i+1} 分别为序列 t, t 的元素。那么接近过程要求

$$n < \min_{1 \leq i \leq N-2} \log_{a-1}^i \left(\frac{a^{N-1} - 1}{a - 1} \right), \quad a \neq 1 \quad (10)$$

同样方法, 撤离过程

$$n > \max_{1 \leq i \leq N-2} \log_{a-1}^i \left(\frac{a^{N-1} - 1}{a - 1} \right), \quad a \neq 1 \quad (11)$$

不同的 (a, n) , 映射得到不同的 t , 机动过程的燃料消耗和机动轨迹的视场角也随之变化, 因此可以设定 a, n 的取值范围, 搜索 (a, n) 得到满足测量视场约束、最小脉冲间隔约束和最大脉冲受限基础上的燃料最省的脉冲施加时机序列 t 。

2.2.2 约束模型

(1) 视场角约束

在近距离交会段, 现有的交会测量设备总是有一定的测量视场约束的, 而交会机动轨迹必须在测量设备的视场范围内。根据文献[7]视场角的定义, 测量视场约束表述为

$$\max_{t_0 < t < T} \theta(t) \leq \theta_{FOV}/2 \quad (12)$$

其中 θ_{FOV} 为测量设备的视场范围。

如图2所示为轨道面内任意方向交会机动轨迹的视场角, 图中只画出了两个脉冲区间的轨迹, 角 A 表示交会方向, $A \in [-\pi, \pi]$, $\theta(t)$ 为任意时刻视场角。本文建立了任意方向共面交会的视场角计算模型, 根据图2所示几何关系

$$\begin{aligned} \theta(t) &= \arctan \left| \frac{cb}{ad - bd} \right| \\ &= \arctan \left[\left| \frac{x(t) * \sin A - z(t) * \cos A}{x(t) * \cos A + z(t) * \sin A} \right| \right] \end{aligned} \quad (13)$$

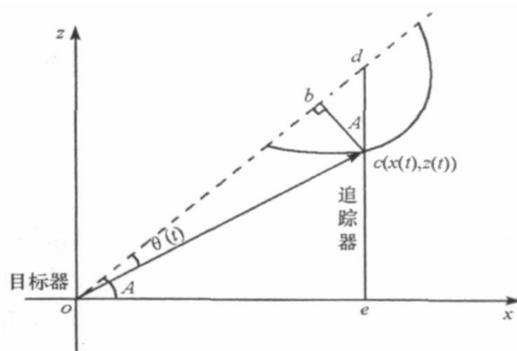


图2 任意方向交会轨迹视场角

Fig. 2 Field of view of rendezvous orbit in any direction

(2) 最小脉冲间隔约束

考虑脉冲机动的准备需要, 要求任意两个脉冲作用

时刻的间距大于一定的值

$$t_m - t_{m-1} > \tau \quad (m = 1, \dots, N-1) \quad (14)$$

(3) 最大脉冲受限约束

$$\max(|\Delta v_0|, \dots, |\Delta v_{N-1}|) \leq \Delta v_{\max} \quad (15)$$

3 仿真算例

3.1 接近段仿真

设目标器运行轨道为圆轨道, 轨道高度 400m, 脉冲施加 6 次; 追踪器初始相对状态: $t_0 = 0$, $r_0 = [10000\text{m}, 0, 0]$, $v_0 = [-10\text{m}\cdot\text{s}^{-1}, 0, 0]$; 终端相对状态: $r_T = [150\text{m}, 0, 0]$, $v_T = [-0.1\text{m}\cdot\text{s}^{-1}, 0, 0]$ 。

首先与最优化方法比较, 分析对数映射法的寻优效果。

算例 1: 总的机动时间 $T_1 = 4581.91\text{s}$, 等时间间隔选取脉冲施加时机;

算例 2: 总的机动时间 $T_2 = 4581.91\text{s}$, 脉冲施加时机采用对数映射法寻优, 考虑测量视场约束、最小脉冲间隔约束和最大脉冲受限, 其中测量设备视场约束 $\theta_{FOV} = 40^\circ$, 最小脉冲间隔不小于 100s, 最大脉冲大小不超过 $15\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$;

算例 3: 总的机动时间 $T_3 = 4581.91\text{s}$, 脉冲施加时机采用最优化方法寻优。最优化方法以燃料消耗最省为优化目标, 中间脉冲施加时机 t_m ($m = 1, \dots, N-2$, N 为施加脉冲次数) 为优化变量, 约束同算例 2, 采用 Matlab 的遗传算法与直接搜索工具箱进行优化计算。

由表 1 可以看出, 相比等时间间隔, 对数映射法和最优化方法实现了脉冲寻优。对数映射法是将等时间间隔按定义的函数形式进行映射, 一定程度上限制了脉冲施加时机的任意搜索, 并且对数函数的参数 $a \in [1, 10]$, 因此实现的是近似全局最优, 理论上 a 的取值范围越大, 寻优结果越逼近全局最优, 而相比对数映射法, 最优化法实现了全局最优。但从仿真时间上比较, 在 PC 机(配置为奔腾 4CPU 3.0G, 内存 512M)上运行, 对数映射法只用了 6min, 而最优化方法耗费了将近 1h。

表 1 三种脉冲施加时机选择方法比较

Tab. 1 Comparison of three firing time choosing methods

脉冲次数	等时间间隔		对数映射($a = 8.6, p = 1.3$)		最优化方法	
	t_i/s	$\Delta v_i/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	t_i/s	$\Delta v_i/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	t_i/s	$\Delta v_i/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$
1	0	7.53541	0	9.0803	0	9.0791
2	916.382	7.94913	1408.8	6.6335	1408.25	6.6418
3	1832.76	3.16461	2548.34	1.7734	2856.44	1.5780
4	2749.15	1.25985	3389.33	0.5921	4375.13	0.2945
5	3665.53	0.501556	4045.95	0.2471	4478.59	0.0283
6	4581.91	0.134712	4581.91	0.0756	4581.91	0.0132
$\sum_{i=1}^6 \Delta v_i/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	20.5453		18.4020		17.635	
最大视场角/ $^\circ$	10.7366		19.9256		19.9681	

算例 4~6: 总的机动时间分别为 $T_4 = 4581.91\text{s}$, $T_5 = 3000\text{s}$, $T_6 = 6000\text{s}$, 脉冲施加时刻均按对数函数映射法取值, $a = 2$, $n = 1$ 。

比较算例 1、4、5 和 6。图 3 为 $X-Z$ 平面内追踪器接近目标器的相对轨迹, 可以看出追踪器在任意指定时间内到达了指定位置, 实际轨道束缚在理想轨道附近, 脉冲施加点均在理想轨道上; 相比算例 1, 算例 4 改变了脉冲施加时机, 机动轨迹前段间隔更大, 后段间隔更小, 表明了脉冲施加时机采用对数函数映射选择的有效性; 由算例 4~6 也可以看出, 总的机动时间短的轨道速率在前段比总的机动时间长的轨道变化慢, 后段则变化很快。图 4 为 ρ 和 ρ' 的关系曲线, 可以看出随着 ρ 的增大(追踪器接近目标器), ρ' 逐渐减小, 符合交会逼近过程的安全机制, 实现了交会过程相对速度的控制, 表明本文设计的指数函数型 ρ 和 ρ' 变化关系是可行的。

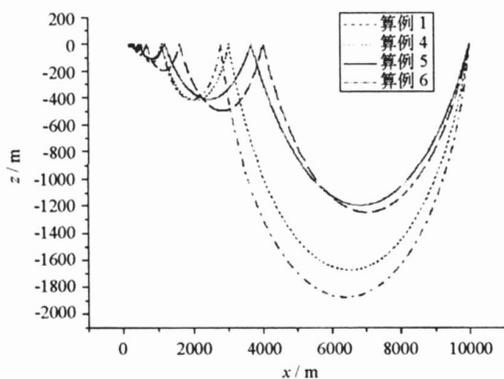


图3 X-Z 平面内相对接近轨迹
Fig. 3 Proximity orbit in X-Z plane

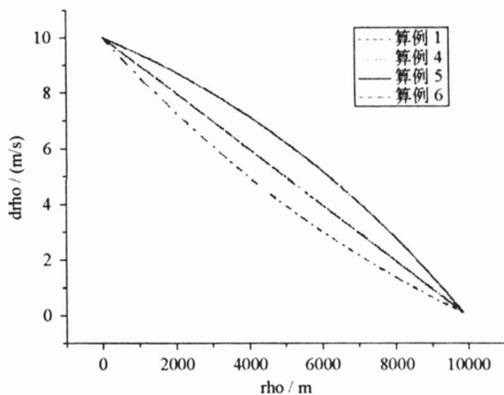


图4 ρ - $\dot{\rho}$ 相平面图(接近)
Fig. 4 Phase plane ρ - $\dot{\rho}$ (closing)

3.2 撤离段仿真

设目标器运行轨道为圆轨道, 轨道高度 400m, 脉冲施加 6 次; 追踪器初始相对状态: $t_0 = 0$, $r_0 = [150\text{m}, 0, 0]$, $v_0 = [0.1\text{m}\cdot\text{s}^{-1}, 0, 0]$; 终端相对状态: $r_T = [10000\text{m}, 0, 0]$, $v_T = [10\text{m}\cdot\text{s}^{-1}, 0, 0]$; 交会机动过程测量设备视场约束: $\theta_{fov} = 40^\circ$, 总的机动时间 6000s, 撤离是接近过程的逆操作, 脉冲施加时刻按对数函数映射法取值, $a = 4$, $n = 2.4$ 。仿真结果如图 5、图 6 所示, 可以看出撤离过程相对轨迹满足设计要求, 相对速度随相对距离由近及远而由小到大。

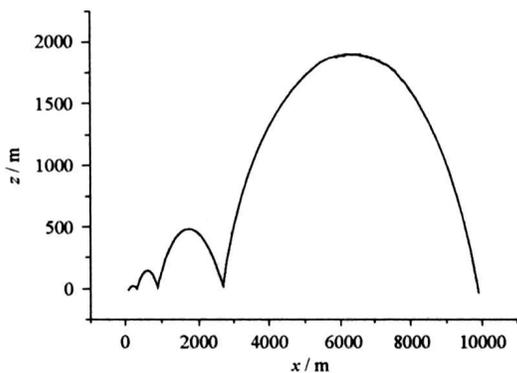


图5 X-Z 平面内相对撤离轨迹
Fig. 5 Departure orbit in X-Z plane

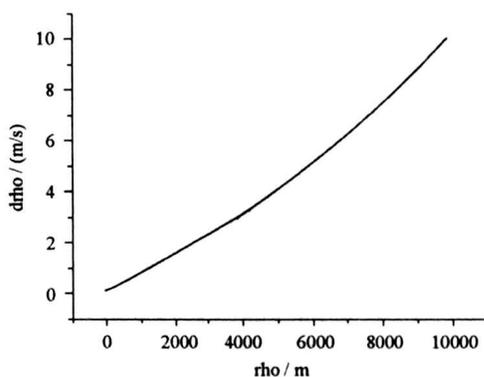


图6 ρ - $\dot{\rho}$ 相平面图(撤离)
Fig. 6 Phase plane ρ - $\dot{\rho}$ (departure)

4 结论

本文研究了满足约束的推进剂最省的多脉冲斜滑制导算法。统一了近距离接近和撤离操作的斜滑制导算法数学描述, 设计了理想交会轨道 ρ 和 $\dot{\rho}$ 的变化函数, 实现了任意时间和方向上的近距离交会, 建立了任意方向共面交会的相对轨迹视场角计算模型。采用对数函数映射法, 实现了满足各种约束的脉冲寻优。经过仿真分析验证, 本文的方法能够以较省的燃料消耗实现满足测量视场等约束以及交会过程安全机制的任意指定时间和方向上的近距离交会。

参考文献:

- [1] Christopher D S, Hanak F C, Pete S. Orion Rendezvous, Proximity Operations, and Docking Design and Analysis[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, AIAA 2007- 6683, 2007.
- [2] Christopher J G, Lance A P. Autonomous Planning for Satellite Rendezvous and Proximity Operations[R]. AIAA 2005- 7026, 2005.
- [3] Pearson D J. The Glideslope Approach[J]. Advances in the Astronautical Sciences. American Astronautical society, AAS, 1989, 162: 109- 123.
- [4] Hablani H B, Tapper M, Bashian D. Guidance Algorithms for Autonomous Rendezvous of Spacecraft with a Target Vehicle in Circular Orbit[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Montreal, Canada, AIAA 2001- 4393, 2001.
- [5] 刘鲁华, 汤国建, 余梦伦. 圆轨道近程自主交会轨道设计[J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 653- 658.
- [6] 王峰, 曹喜滨. 受约束在轨服务航天器近距离交会制导算法[J]. 系统工程与电子技术, 2006, 28(10): 1578- 1582.
- [7] 唐国金, 罗亚中, 张进. 空间交会对接任务规划[M]. 北京: 科学出版社, 2008.