

共面变相位星座多目标交汇序列优化方法

吕博洋¹, 邵兴悦¹, 袁斌², 杨桂清¹

(1. 北京机电工程总体设计部, 北京 100854; 2. 中国航天科工运载技术研究院, 北京 100037)

摘要: 针对空间多目标交汇时空约束繁杂、轨道能量影响变量多的特点, 从空间几何解析法入手, 提出基于穿越点的共面变相位交汇方法, 在 Lambert 椭圆轨道机动的的基础上, 给出了机动装置共面变轨相位快速确定方法, 总结了变轨速度需求以及运载段分离条件已知情况下相位角和转移时间的包络区, 并基于覆盖效能对目标发射序列进行了优化, 仿真验证了相关结论, 得到的结果符合预期。

关键词: 多目标交汇; 共面变相位; 变轨速度包络区; 目标序列优化

中图分类号: V448

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2018) 03-0011-08

The Optimization Method of Coplanar Phase-changing Multi-targets Meeting with Constellation

LYU Boyang¹, SHAO Xingyue¹, YUAN Bin², YANG Guiqing¹

(1. Beijing System Design Institute of Electro-Mechanic Engineering, Beijing 100854, China;

2. The Launch Vehicle Technology Academy of China Aerospace Science & Industry Corporation, Beijing 100037, China)

Abstract: In this paper, for the complexity of spatial-temporal constraints and numerous orbital energy variation, stating with space geometry analytic method, a design method of coplanar phase changing meeting based on traversing points is put forward. Then, the phase of maneuvering vehicle is determined by the Lambert elliptical maneuvering orbit. After summarizing the rule of transfer required velocity and getting the envelope area of phase angles and times based on the conditions of payload separation, the optimization method of launch sequences based on coverage efficiency is established. Finally, the simulation is performed to meet expectations.

Key words: Multi-objective rendezvous; Coplanar phase-changing; Envelope area of maneuvering speed; Sequences optimization

0 引言

随着通信和导航等技术的快速发展, 由多颗卫星组成的卫星星座凭借其覆盖能力强和可靠性高的优势开始在相关领域发挥越来越大的作用^[1]。为了使星座在受到太阳风暴等不利因素大面积影响后仍能够充分发挥效能, 利用具有快速响应能力的运载器以较少的发射次数, 一次搭载多个具

有变轨能力的空间机动装置实现与星座中不同目标的交汇, 实现对在轨航天器的交汇、接近并进行近距离检测和相关维护在当前情况下就显得尤为重要。

张雅声等^[2]研究了单个航天器利用初始轨道面与目标航天器轨道的交点实现与异面航天器的交汇; 张敬等^[3]对单个航天器在不进行变轨情况下与星座中多目标交汇的轨道进行研究。本文以

收稿日期: 2017-12-05; 修订日期: 2018-01-22

作者简介: 吕博洋 (1993-), 男, 硕士研究生在读, 主要研究方向为飞行器设计。E-mail: lyuboyang_93@126.com

Lambert 轨道为基础, 提出基于穿越点^[2]的机动轨道共面变相位交汇方法, 将复杂的空间交汇关系转换为同一机动轨道面内不同转移角、不同转移时间的 Lambert 交汇问题; 从空间几何解析法的角度出发, 推导了交汇点的快速确定方法; 基于空间机动装置分离点参数, 分析并得到转移角、转移时间包络区, 给出能量约束下的多目标交汇序列确定方法。在此基础上利用离散优化算法实现基于星座效能的机动装置交汇目标序列的优化, 在发射次数有限的情况下将星座效能恢复至正常水平。

1 同一机动轨道面内的多目标交汇

对于利用同一机动轨道面内的多个机动装置与 Walker 星座进行多目标交汇的情况如下:

图 1 为机动装置在同一机动轨道面内与星座中多个目标交汇示意图。其中, 机动轨道面是由射向 A_0 、分离点位置和分离时刻共同决定的一个平面, 所有以射向 A_0 、在同一分离点并在同一分离时刻进入轨道的机动装置均位于该平面内。平面与目标轨道的交点如图 1 所示。由于进行轨道交汇的过程中需要同时满足多个位置约束和时间约束, 确定机动装置在同一轨道面内与不同目标轨道的交汇目标以及时序存在较大的难度。因而需要寻求一种确定交汇点位置以及机动装置变轨相位和时间的解析方法对此问题进行解决。

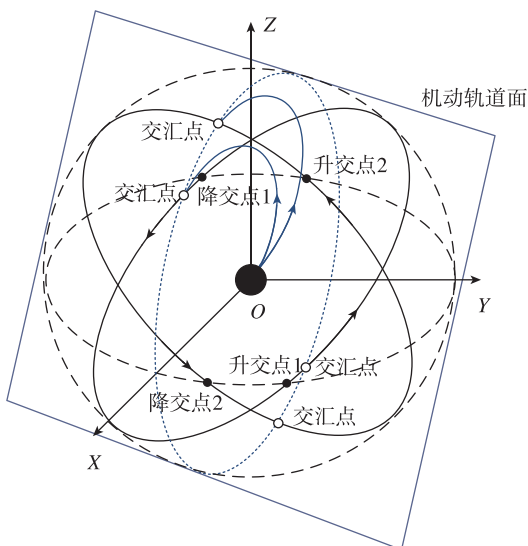


图 1 同一机动轨道面内的多目标交汇

Fig. 1 Multi-targets meeting in the same plane of maneuver

为了便于描述机动轨道面与各目标轨道面之

间的空间几何关系, 将机动装置所处的轨道面转换为一个与目标轨道高度相同并位于机动轨道面内的圆轨道。这条轨道与目标轨道的交点位置与机动轨道面和目标轨道的交点相同, 如图 2 所示。这样就将机动装置与多个异面目标的空间交汇转化为机动装置在多个轨道面内与共面目标的交汇。

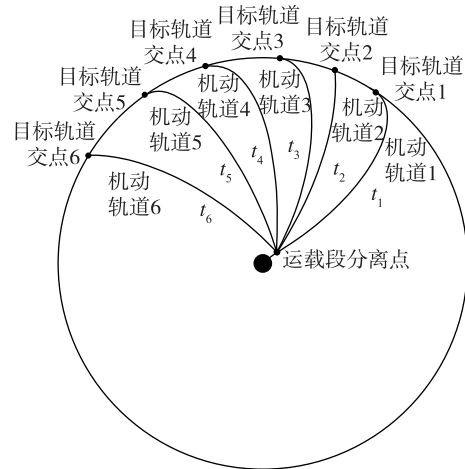


图 2 同一机动轨道面内的目标轨道交点与机动轨道

Fig. 2 Orbit of targets and maneuvering trajectories in the same plane of maneuver

1.1 机动装置变轨相位和时间的确定

设目标航天器 S_1 位于轨道倾角为 i_1 、升交点赤经为 Ω_1 、轨道半径为 r_1 的圆轨道 O_1 上; 空间机动装置 W_1 位于轨道倾角为 i_2 、升交点赤经为 Ω_2 的椭圆轨道。由于机动装置与目标轨道的交点同样位于该轨道面内, 因此利用升交点赤经为 Ω_2 、轨道倾角为 i_2 、轨道半径同为 r_1 的圆轨道 O_2 可以对轨道交点位置以及两者相位关系进行描述。

1.1.1 机动轨道面与目标轨道交点的确定

如图 3 所示, 点 A 和点 B 分别为 O_1 和 O_2 的升交点, 轨道 O_1 和 O_2 相交于点 C。其中, f_1 为点 C 在 O_1 上的纬度幅角, f_2 为点 C 在 O_2 上的纬度幅角, α 为 O_1 和 O_2 在点 C 处的夹角, $\Delta\Omega$ 为 O_1 和 O_2 的升交点赤经之差。

由球面三角形公式^[4-5]可得,

$$\alpha = \arccos[-\cos\angle CAB \cos\angle CBA + \sin\angle CAB \sin\angle CBA \cos\Delta\Omega]$$

$$\angle COA = \arccos\left[\frac{\cos\angle CBA + \cos\angle CAB \cos\alpha}{\sin\angle CAB \sin\alpha}\right]$$

(1)

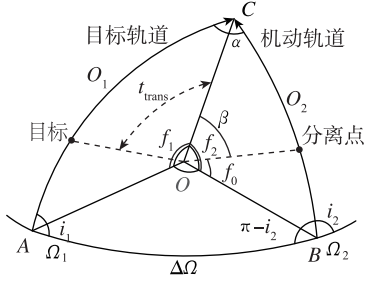


图 3 轨道交点示意图

Fig. 3 Sketch map of orbital node

$$\angle COB = \arccos \left[\frac{\cos \angle CAB + \cos \angle CBA \cos \alpha}{\sin \angle CBA \sin \alpha} \right] \quad (2)$$

其中, 当 $\Omega_1 < \Omega_2 < \Omega_1 + \pi$ 时, 即点 C 在 O_2 的升段上:

$$\begin{cases} \angle CAB = i_1 & \angle CBA = \pi - i_2 \\ f_1 = \angle COA & f_2 = \angle COB \end{cases}$$

当 $\Omega_1 < \Omega_2 + \pi < \Omega_1 + \pi$ 时, 即点 C 在 O_2 的降段上:

$$\begin{cases} \angle CAB = i_1 & \angle CBA = i_2 \\ f_1 = \angle COA & f_2 = \pi - \angle COB \end{cases}$$

即可确定 O_1 和 O_2 的交点 f_1 、 f_2 。

1.1.2 机动装置相位和时间的确定

设机动装置 W 在 t_0 时刻到达运载段分离点, 在轨道 O_1 上, 目标航天器 S_1 该时刻的纬度幅角为 $f_{S_1}(t_0)$ 。此时, 目标航天器 S_1 与轨道 O_1 、 O_2 的交点 C 的相位差为:

$$\Delta f_1(t_0) = f_1 - f_{S_1}(t_0)$$

由分离点位置以及轨道倾角, 可知分离点在机动轨道面, 即轨道 O_2 内的纬度幅角 f_0 为^[4]:

$$f_0 = \arcsin \left(\frac{\sin \varphi_k}{\sin i_2} \right) \quad (3)$$

其中, φ_k 为分离点赤纬。

因此, 由分离点纬度幅角 f_0 和交汇点在 O_2 上的纬度幅角 f_2 可得机动装置在分离点处与轨道交点 C 的相位之差为:

$$\Delta f_2(t_0) = f_2 - f_w(t_0)$$

$$f_w(t_0) = f_0$$

在 t 时刻, 机动装置 W 和目标航天器 S_1 与轨道交点的相位差分别为:

$$\Delta f_1(t) = f_1 - f_{S_1}(t)$$

$$\Delta f_2(t) = f_2 - f_w(t)$$

假设机动装置 W 与目标航天器 S_1 在 t 时刻交汇, 在 t 时刻必有

$$\begin{cases} \Delta f_1(t) = 0 \\ \Delta f_2(t) = 0 \end{cases}$$

即

$$\begin{cases} f_{S_1}(t) = f_1 \\ f_w(t) = f_2 \end{cases}$$

则目标航天器 S_1 沿轨道 O_1 从 t_0 时刻所在位置运行至交点所需的时间为:

$$\Delta t_1 = \frac{f_{S_1}(t) - f_{S_1}(t_0)}{2\pi} T = \frac{f_1 - f_{S_1}(t_0)}{2\pi} T \quad (4)$$

其中, T 为目标航天器 S_1 的轨道周期。

机动装置 W 沿机动轨道从分离点运行至交点过程中经过的弧段对应的地心角为:

$$f_2 - f_0 = \Delta f_2(t_0) \quad (5)$$

因而, 若令机动装置 W 在轨道倾角为 i_2 、升交点赤经为 Ω_2 的轨道面内与沿轨道 O_1 运行的航天器 S_1 交汇, 机动装置 W 需同时满足轨道转移角度 $\Delta f_2(t_0)$ 、转移时间 Δt_1 的相位约束和时间约束。将轨道转移角度 $\Delta f_2(t_0)$ 记为 β , 转移时间记为 t_{trans} , 如图 3 所示, 可得:

$$\begin{cases} \beta = f_2 - f_0 \\ t_{\text{trans}} = \Delta t_1 \end{cases} \quad (6)$$

同理, 改变目标轨道的升交点赤经, 可得到机动轨道面与星座中所有目标轨道的交点以及机动装置 W_i 与目标航天器 S_i 交汇对应的转移角 β_i 、转移时间 t_{trans_i} ($i=1, 2, \dots, n$, n 为星座中的目标轨道数量)。

1.2 变轨待增速度约束下的转移角—时间包络区

对于单圈内的 Lambert 转移, 当变轨转移时间和转移角给定后, 转移轨道类型以及转移速度就能够确定。设机动装置 W 在分离点的速度为 v_{k0} 、速度倾角为 θ_{k0} , 轨道转移的需要速度为 v_k 、速度倾角为 θ_k , $\Delta\theta$ 为 θ_k 与 θ_{k0} 之差, 则

$$\Delta\theta = \theta_k - \theta_{k0}$$

将分离点速度 v_{k0} 沿 v_k 做投影, 在 v_k 方向和垂直 v_k 分别得到两个速度分量^[5]:

$$v_1 = v_{k0} \cos \Delta\theta$$

$$v_2 = v_{k0} \sin \Delta\theta$$

则

$$\begin{aligned} \Delta v^2 &= (v_k - v_{k0} \cos \Delta\theta)^2 + v_{k0}^2 \sin^2 \Delta\theta \\ &= v_k^2 + v_{k0}^2 - 2v_k v_{k0} \cos \Delta\theta \end{aligned}$$

即

$$\Delta v = \sqrt{v_k^2 + v_{k0}^2 - 2v_k v_{k0} \cos \Delta\theta} \quad (7)$$

由式(7)可知,待增速度 Δv 受到速度 v_k 、 v_{k0} 和速度倾角 θ_k 、 θ_{k0} 的共同影响。其中, v_{k0} 和 θ_{k0} 为分离参数, v_k 和 θ_k 由轨道转移角度 β 和转移时间 t_{trans} 决定。

当运载段分离点速度 v_{k0} 和分离点速度倾角 θ_{k0} 给定、目标轨道为轨道周期为12h的圆轨道时,待增速度 Δv 随轨道转移角度 β 和转移时间 t_{trans} 的变化情况如图4、图5所示。

图4为 $\theta_{k0}=30^\circ$ 时, Δv 随轨道转移角度和转移时间的变化情况, Δv 在 $\beta=70^\circ\sim 150^\circ$ 附近较小,在 $\beta=0^\circ$ 和 $\beta=360^\circ$ 附近急剧增大,在 $\beta=360^\circ$ 附近达到最大值。图5为 $\theta_{k0}=70^\circ$ 时, Δv 随轨道转移角度和转移时间的变化情况, Δv 在 $\beta=50^\circ$ 附近较小,在 $\beta=0^\circ$ 附近小幅增大,在 $\beta=360^\circ$ 附近急剧增大,在 $\beta=360^\circ$ 附近达到最大值。

在不同分离点速度倾角下,分离点速度 v_{k0} 变化不大且轨道转移速度 v_k 随转移角度和转移时间的变化幅度明显小于 Δv 的变化幅度。对比图4和图5不难发现:分离点速度倾角 θ_{k0} 对 Δv 的大小影响较大; Δv 较小值所对应的区域分别与 $\theta_{k0}=30^\circ$ 等值线和 $\theta_{k0}=70^\circ$ 等值线所在区域一致(如图7所示)。在 θ_k 与 θ_{k0} 相差较大的区域, Δv 急剧增大;而需要速度(如图6所示)的变化幅度明显小于待增速度的变化幅度。由此发现, θ_k 和 θ_{k0} 是影响待增速度大小的主要因素,通过调整分离点速度倾角 θ_{k0} 能够有效降低机动装置与目标交汇所需的 Δv 。

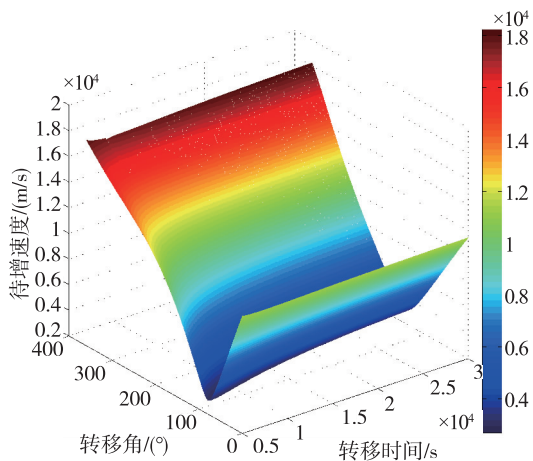


图4 $\theta=30^\circ$ 时转移角—转移时间—待增速度曲面
Fig. 4 Transfer angles—transfer times—required increasing speeds as $\theta=30^\circ$

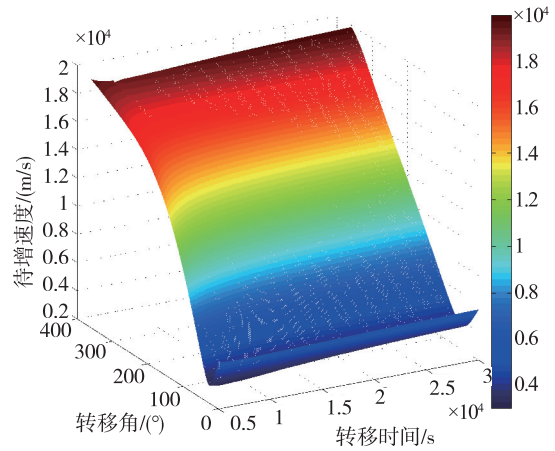


图5 $\theta=70^\circ$ 时转移角—转移时间—待增速度曲面
Fig. 5 Transfer angles—transfer times—required increasing speeds as $\theta=70^\circ$

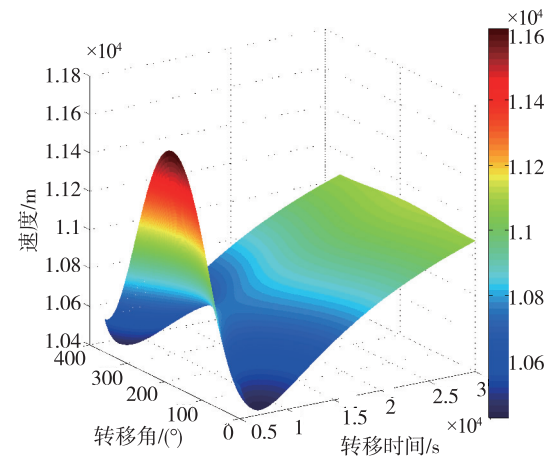
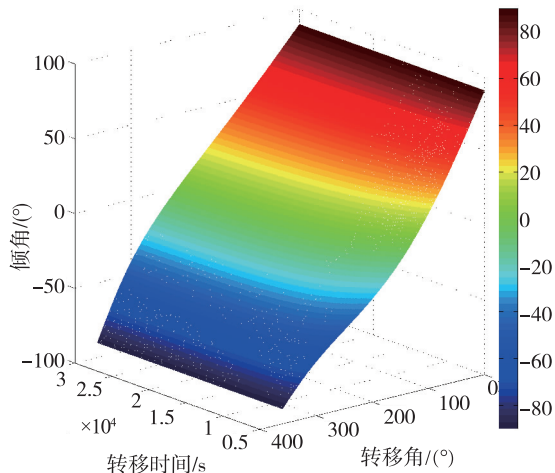


图6 变轨需要速度随转移角—转移时间变化情况
Fig. 6 Required speeds with transfer angles—transfer times



(a) 倾角随转移角—转移时间变化情况

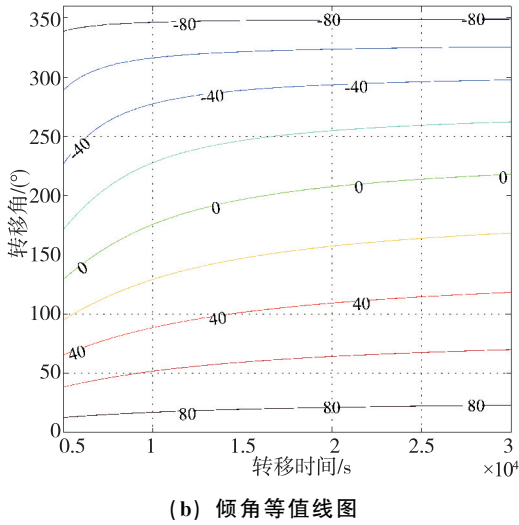


图 7 θ_k 随转移角和转移时间的变化情况
Fig. 7 θ_k with transfer angles and transfer times

在实际情况中，由于机动装置携带的推进剂数量有限，通常利用最大增速 Δv_{\max} 对机动装置进行变轨机动时的待增速度 Δv 进行限制。根据前面得到的待增速度曲面，令 $\Delta v = \Delta v_{\max}$ 可在转移角—转移时间—待增速度曲面中得到满足最大增速约束的包络区域，该区域中所包含的点与满足最大增速需求的变轨转移角 β 和转移时间 t_{trans} 组合相对应。

令 $\Delta v_{\max} = 2600\text{m/s}$ ，分别得到 $\theta_{k_0} = 30^\circ$ 和 $\theta_{k_0} = 70^\circ$ 时满足 $\Delta v \leq \Delta v_{\max}$ 的包络区，如图 8、图 9 所示。

图 8 和图 9 分别为分离点速度倾角为 30° 和 70° 时，满足变轨最大增速约束 $t_{\text{trans}}-\beta$ 包络区。在 $0^\circ < \beta < 360^\circ$ 范围内， $\theta_{k_0} = 30^\circ$ 对应的可交汇转移角范围是 $72.58^\circ \sim 154^\circ$ ， $\theta_{k_0} = 70^\circ$ 对应的可交汇转移角范围是 $16.33^\circ \sim 52.74^\circ$ 。利用包络区能够得到可交汇范围内的某个转移角度对应的转移时间区间，从而确定目标在交汇点附近的可交汇弧段，即只要机动装置在目标经过该弧段时进入相应的机动轨道，机动装置就有能力在交汇点与目标进行交汇。

对于同一机动轨道面内分离时刻相同的多个机动装置与星座中多个目标交汇的情况进行如下分析：

假设机动装置 W_i 在轨道面 O_w 上，其轨道倾角为 i_w ，升交点赤经为 Ω_w ，分离点纬度幅角为 f_{w_0} ，分离点速度为 v_{k_0} ，速度倾角为 θ_{k_0} ；目标航天器 S_i 沿轨道 O_i 运行。机动轨道面与目标轨道

$O_i (i = 1, 2, \dots, n, n$ 为星座中的目标轨道面数量) 相交于交汇点 P_i ；在轨道 O_w 内，机动装置从分离点至交汇点的转移角为 β_i ； P_i 在 O_i 和 O_w 上的纬度幅角分别为 f_{1i} 和 f_{2i} 。参照 $\theta = \theta_{k_0}$ 时转移角—转移时间包线，得到 $\beta = \beta_i$ 与 $\Delta v = \Delta v_{\max}$ 曲线的两个交点，对应的转移时间上限和下限为 t_{up_i} 和 t_{down_i} 。通过计算目标 S_i 经过交汇点的时刻就能够得到机动装置 W_i 的分离时间范围 A_i 。

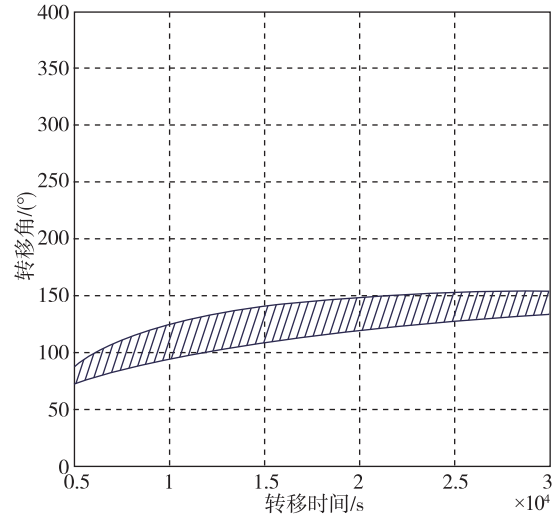


图 8 $\theta_{k_0} = 30^\circ$ 时转移角—转移时间包络区
Fig. 8 Envelope area of transfer angles and transfer times as $\theta_{k_0} = 30^\circ$

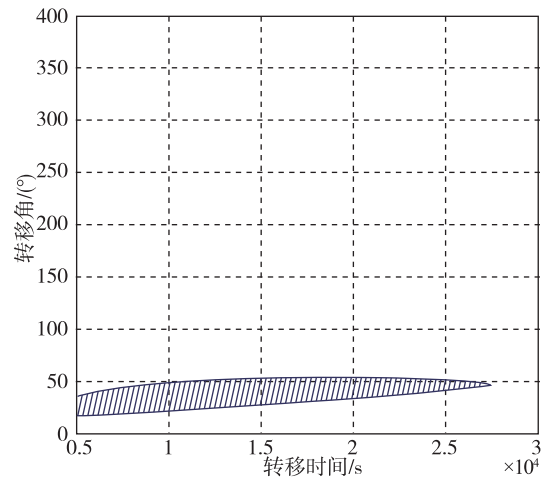


图 9 $\theta_{k_0} = 70^\circ$ 时转移角—转移时间包络区
Fig. 9 Envelope area of transfer angles and transfer times as $\theta_{k_0} = 70^\circ$

同理，可得到轨道面 O_w 与星座内其余轨道的交点以及相应的可交汇弧段和分离时间范围。

若机动航天器的分离时间范围满足

$$A_k \cap A_{k+1} \cap \dots \cap A_{k+j} \neq \emptyset$$

($k=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, n-1$)

在轨道面 O_w 内的机动装置可对 $j+1$ 个轨道面上的目标进行交汇, 并将分离时间范围的交集记为 A_w 。只要机动装置的分离时间 $t_{k0} \in A_w$, 机动装置就能够实现与 $j+1$ 个轨道面上目标的交汇。

对于 Δv_{\max} , 可以从另外一个角度分析其含义。由式(7)可知, 当 $\Delta v = \Delta v_{\max}$ 时,

$$\Delta\theta_{\max} = \arccos\left(\frac{v_k^2 + v_{k0}^2 - \Delta v_{\max}^2}{2v_k v_{k0}}\right)$$

若要让分离点速度为 v_{k0} 的航天器在速度增量 Δv 的作用下达到需要速度 v_k , 且满足 $\Delta v \leq \Delta v_{\max}$, 分离点速度倾角 θ_{k0} 应满足如下要求:

$$\theta_k - \Delta\theta_{\max} \leq \theta_{k0} \leq \theta_k + \Delta\theta_{\max}$$

因而, 在机动装置的分离点速度大小和需要速度大小为定值时, 最大待增速度 Δv_{\max} 越大, $\Delta\theta_{\max}$ 越大, 机动装置对运载段分离点速度倾角 θ_{k0} 的适应范围也越大。

2 目标序列的优化

在完成机动装置交汇序列的确定后, 在不同时间、射向及分离速度倾角下可以得到多组目标序列。但由于不同序列包含相同目标, 且星座中不同卫星对指定区域的导航精度贡献程度有所不同, 如何在发射次数有限的情况下对目标序列进行优化, 使指定区域内的有效覆盖得到最大程度保证成为一个需要解决的问题。

2.1 序列优化的数学模型

根据目标序列优化的实际需求, 建立模型如下^[6-7]:

设目标的总数量为 n , 目标序列(分离时间、射向、分离速度倾角、接近目标的组合)的总数量为 q , 空间机动装置的最大发射次数为 m , p_i 为反映不同目标“价值”大小的目标函数系数; x_i 为反映目标序列是否被选取的优化变量, 当第 i 个序列被选取时 $x_i = 1$, 反之 $x_i = 0$; \mathbf{x} 为包含优化变量 x_i 的行向量, $\mathbf{x} = [x_1, \dots, x_q]$; 机动装置对于同一目标仅进行一次接近, 同一时刻只有一组机动装置进入机动轨道, 则

$$\max \sum_{i=1}^q p_i x_i \quad s. t. \begin{cases} \mathbf{Ax} \leq \mathbf{b} \\ x_i = 0, 1 \end{cases}$$

其中, 不等式约束矩阵 \mathbf{A} 及向量 \mathbf{b} 分别为 $(n+1) \times q$ 维的矩阵和 $n+1$ 维列向量, \mathbf{A}_j 为约束矩阵 \mathbf{A} 中位于第 j 行的 q 维行向量, \mathbf{b}_l 为列向量 \mathbf{b} 中的

第 l 个元素, 两者可分为前 n 行和第 $n+1$ 行两部分。

前 n 行代表对机动装置与同一目标交会次数的约束, \mathbf{A}_j 中的各元素代表对应的目标序列中是否包含第 j 个目标。当第 i 个序列中包含第 j 个目标时, $\mathbf{A}_{ji} = 1$; 若不包含, 则 $\mathbf{A}_{ji} = 0$ 。

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{A}_j \\ \vdots \\ \mathbf{A}_n \\ \mathbf{A}_{n+1} \end{bmatrix}_{(n+1) \times q} \quad \mathbf{b} = \begin{bmatrix} b_1 \\ \vdots \\ b_l \\ \vdots \\ b_n \\ b_{n+1} \end{bmatrix}_{n+1}$$

例如 $\mathbf{A}_1 \mathbf{x} \leq \mathbf{b}_1$ 代表在所选取的目标序列中包含第 1 个目标的总次数不超过 \mathbf{b}_1 , 则根据前文假设(机动装置对于同一目标仅进行一次接近)可知,

$$b_l = 1 \quad l \in \{1, 2, \dots, n\}$$

第 $n+1$ 行代表对目标序列选取数量的约束, 即满足 $\mathbf{A}_{n+1} \mathbf{x} \leq \mathbf{b}_{n+1}$ 。由于机动装置的最大发射次数为 m , 则

$$\mathbf{A}_{n+1} = [1, \dots, 1]_{1 \times q}, \quad b_{n+1} = m$$

2.2 评价参数的设定

几何精度因子作为衡量卫星导航系统定位精度的重要指标, 反映了导航卫星几何构型对定位精度的影响^[8-9]。由于导航卫星星座中不同卫星对指定区域的覆盖特性有所不同, 在利用整数规划算法^[6]对目标序列的选取进行优化时, 需要一个参数表征不同卫星对指定区域几何精度因子贡献程度的大小。这一参数应当能够准确衡量目标的重要程度并体现出不同序列在能量等方面的特性, 是进行相关优化工作的基础。

目标特性评价参数主要反映星座对某一区域提供相关服务时目标对服务质量贡献程度, 体现该目标在星座中的重要程度。经分析, 按照将目标对指定区域的覆盖总时长和访问次数综合考虑的方式设定目标特性评价参数。设第 i 个目标对指定区域的覆盖总时长为 t_i 、访问次数为 n_i ($i=1, 2, \dots, m$, m 为星座中的卫星总数量), 所有目标中覆盖总时长的最大值为 t_{\max} 、最小值为 t_{\min} , 最大访问次数为 n_{\max} 、最小访问次数为 n_{\min} , 则

$$p_t(i) = \frac{t_i - t_{\min}}{t_{\max} - t_{\min}} \in [0, 1]$$

$$p_n(i) = \frac{n_i - n_{\min}}{n_{\max} - n_{\min}} \in [0, 1]$$

$p_t(i)$ 和 $p_n(i)$ 分别为反映目标覆盖总时长和访问次数大小的系数, 覆盖总时长或访问次数的数值越大对应的评价参数的数值越接近 1, 反之越接近 0。在将目标的覆盖总时长和访问次数综合考虑时, 取加权系数 η_t 和 η_n , 满足 $\eta_t + \eta_n = 1$, 则第 i 个目标的目标特性评价参数为

$$p(i) = \eta_t \frac{t_i - t_{\min}}{t_{\max} - t_{\min}} + \eta_n \frac{n_i - n_{\min}}{n_{\max} - n_{\min}} \in [0, 1]$$

通过调整加权系数 η_t 和 η_n 进而调整覆盖总时长和访问次数在目标特性评价参数中所占的比重, 实现对目标的覆盖总时长和访问次数的综合考量。通过比较不同加权系数, 选取 $\eta_t = 0.65$, $\eta_n = 0.35$ 。

此外, 在不同时刻、多个射向和入轨速度倾角下的同一组序列可能出现待增速度 Δv 有所不同的情况, 因而有必要将不同入轨条件下目标序列的待增速度大小作为序列选取的评价指标之一。设目标序列中包含 l 个目标, 机动装置与序列中第 j 个目标进行空间接近所需的待增速度为 $\Delta v(j)$, 则待增速度评价参数为

$$p_{\Delta v}(j) = \frac{\Delta v_{\max} - \Delta v(j)}{\Delta v_{\max}} \in [0, 1]$$

反映该组序列在当前射向、入轨时刻以及入轨速度倾角下的待增速度大小, 数值越大表明此时机动装置与序列中目标接近所需的待增速度越小。若序列中第 j 个目标的待增速度最大, 则将该目标的待增速度评价参数作为反映该序列能量需求大小的评价参数。

2.3 目标序列的优化

在对目标序列进行优化前进行如下设定: 目标星座的构型为 24/6/2, 轨道倾角为 55° , 轨道周期为 12h; 将目标序列入轨时间范围限定为 UTC 时间 00:00:00.00~24:00:00.00, 序列中的目标数量均为 3 个, 每组目标序列的入轨点位置相同, 射向 A_0 为 $0^\circ \sim 180^\circ$, 入轨速度倾角 θ_{k_0} 为 $30^\circ \sim 70^\circ$, 轨道转移时间限定为 5000s~30000s, 最大待增速度为 2600m/s; 同一入轨时刻只选取一组序列, 机动装置对于同一目标只进行一次接近; 当最大发射次数为 m 时, 机动装置与目标接近使得目标对指定区域的覆盖效能最优且机动装置所需的最大待增速度最小。

目标序列优化的数学模型如 2.1 节所述。由于目标序列的优化可以归纳为 0-1 整数规划问题, 优

化算法采用基于线性规划的分支定界法求解序列优化问题。

当导航星座中有 4 个轨道面发生卫星大面积失效的情况时, 按照覆盖效能最优的策略选取交汇目标, 以较少的发射次数满足指定区域内平均几何精度因子小于 6 的精度需求。发射次数分别为 1 次、2 次、3 次和 4 次时的优化结果, 如表 1 所示。

表 1 不同发射次数下的优化结果

发射次数	分离时刻	射向	分离速度倾角	目标序号
1	12: 16: 40	135°	30°	1, 15, 24
	12: 16: 40	135°	30°	1, 15, 24
2	22: 33: 20	155°	50°	3, 6, 23
	12: 16: 40	135°	30°	1, 15, 24
3	14: 23: 20	40°	45°	4, 6, 23
	18: 10: 00	30°	30°	3, 7, 16
	10: 06: 40	80°	30°	1, 7, 14
4	11: 36: 40	140°	30°	2, 15, 24
	12: 16: 40	80°	60°	3, 16, 23
	15: 33: 20	50°	50°	4, 6, 21

根据优化结果, 利用 STK 得到机动装置与相应目标交汇后指定区域内的平均几何精度因子。导航星座在只有两个轨道面的卫星能够正常工作的情况下, 平均几何精度因子为 765.3288, 不能满足对指定区域的有效覆盖。当发射次数为 1 时, 机动装置与目标实施交汇后平均几何精度因子为 308.6203; 当发射次数为 2 时, 机动装置与目标实施交汇后平均几何精度因子为 33.6798; 当发射次数为 3 时, 机动装置与目标实施交汇后平均几何精度因子为 4.4778; 当发射次数为 4 时, 机动装置与目标实施交汇后平均几何精度因子为 2.3724。计算结果表明: 这种将评价参数作为目标函数系数进行目标序列优化的方法是有效的。

图 10 所示为发射次数分别为 1 次、2 次、3 次和 4 次时, 机动装置按照优化结果与目标交汇后指定区域的几何精度因子分布情况。图 10 中颜色越深的区域, 代表该区域的几何精度因子越大, 导航精度也越差。当发射次数为 3 次时, 导航卫星星座为指定区域提供的定位精度已能够满足使用需求, 即令指定区域导航精度满足精度需求的最小发射次数为 3 次; 当发射次数为 4 次时, 导航卫星星座提供的定位精度达到星座在初始状态下的精度水平。

(下转第 32 页)

- 设计 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (6): 1940-1943.
- [17] Gao Z, Jiang B, Shi P, et al. Active fault tolerant control design for reusable launch vehicle using adaptive sliding mode technique [J]. Journal of the Franklin Institute, 2012, 349 (4): 1543-1560.
- [18] Dong W, Farrell J A, Polycarpou M M, et al. Command filtered adaptive backstepping [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2012, 20 (3): 566-580.
- [19] 钱默抒, 姜斌, 许德智, 等. 无人机姿控系统鲁棒动态面容错控制设计 [J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36 (9): 1798-1803.
- [20] Efe M Ö. Integral sliding mode control of a quadrotor with fractional order reaching dynamics [J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2011, 33 (8): 985-1003.
- [21] 郑峰婴, 龚华军, 甄子洋. 基于积分滑模控制的无人机自动着舰系统 [J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37 (7): 1621-1628.
- [22] 谭健, 周洲, 祝小平, 等. 飞翼布局无人机分数阶积分滑模姿态控制 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32 (5): 607-614.
- [23] Gomez J F, Jamshidi M. Fuzzy adaptive control for a UAV [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2011, 62 (2): 271-293.
- [24] Yadav A K, Gaur P. AI-based adaptive control and design of autopilot system for nonlinear UAV [J]. Sadhana, 2014, 39 (4): 765-783.
- [25] 张浩楠, 鲜斌. 基于神经网络的小型无人直升机非线性鲁棒控制设计 [J]. 控制与决策, doi: 10.13195/kzyjc.2017.0350 j. kzyjc.2017.0350.

(上接第 17 页)

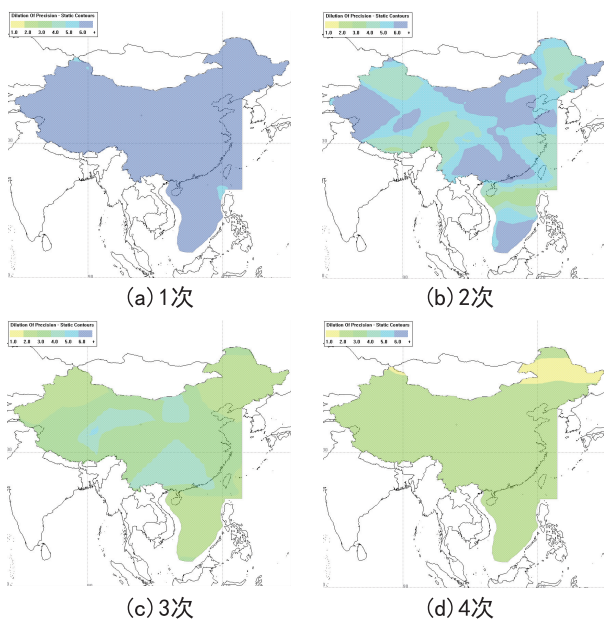


图 10 不同发射次数的几何精度因子分布情况

Fig. 10 Distribution geometric dilution of precision of difference times of launch

3 结束语

本文在利用空间几何解析法确定机动装置变轨相位和时间基础上, 从机动装置与目标相对时间、空间位置关系的角度对增速需求与关系进行分析, 提出利用机动装置的变轨速度需求与运载段分离条件、相位转移角和转移时间包络区

确定星座多目标交汇序列的方法。在此基础上, 考虑覆盖效能利用离散优化算法实现对目标序列的优化, 并对结果进行了仿真验证, 为后续的实际应用提供了参考。

参考文献

- [1] 郝晓宁, 王威, 高玉东. 近地航天器轨道基础 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003.
- [2] 张雅声, 周海俊. 基于穿越点的多目标交会轨道设计方法 [J]. 现代防御技术, 2013, 41 (5): 1-5.
- [3] 张敬, 郝晓宁, 王威. 单航天器无需变轨与 Walker 星座多星交会的充分条件及特性分析 [J]. 国防科技大学学报, 2010, 32 (6): 87-92.
- [4] 肖亚伦. 航天器飞行动力学原理 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1995.
- [5] Vallado D A, McClain W D. Fundamentals of astrodynamics and applications (fourth edition) [M]. California: Microscosm Press, 2013.
- [6] 陈宝林. 最优化理论与算法 (第二版) [M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.
- [7] 龚纯, 王正林. 精通 MATLAB 优化计算 (第四版) [M]. 北京: 电子工业出版社, 2016.
- [8] 王惠南. GPS 导航原理与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [9] 卡普兰. GPS 原理与应用 [M]. 邱致和, 译. 北京: 电子工业出版社, 2002.