航天器交会远程快速自主制导方法

赵书阁 陈 统 徐世杰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对近地近圆轨道航天器交会任务,设计了基于经典轨道要素的远程快速自主制导算法. 对于任意初始纬度幅角偏差的远程导引,通过建立纬度幅角偏差与半长轴偏差的关系,将远程导引段分为初始轨道飞行、调相轨道飞行和调整轨道飞行 3 个阶段. 初始轨道飞行进行轨道共面修正和调相机动;在调相轨道飞行期间,进行自然调相以及调相轨道到调整轨道的机动;调整轨道飞行阶段进行追踪航天器的远地点高度和近地点高度的修正,以及再次共面修正. 所有变轨机动都以制导脉冲的形式给出,并都在轨道特殊点执行. 精确轨道仿真验证了远程快速自主接近制导算法的可行性.

关 键 词: 自主交会; 远程导引; 经典轨道要素

中图分类号: V 448.23

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)12-1582-05

Fast autonomous guidance algorithm for spacecraft far range rendezvous phasing

Zhao Shuge Chen Tong Xu Shijie

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A fast autonomous guidance algorithm was designed based on classical orbital elements for spacecraft far range rendezvous phasing in near-circular orbit. For arbitrary initial argument of latitude difference, the phasing maneuver was divided into three stages—the initial orbit, the phasing orbit and the adjusting orbit according to the relationship of argument of latitude difference and semi-major axis difference. Coplanar orbital correction and phase maneuvering were done in the initial orbit. In the phasing orbit, the argument of latitude difference was adjusted naturally because of the semi-major axis difference, and then the orbit maneuver from the phasing orbit to the adjusting orbit was implemented. In the adjusting orbit, the apogee altitude and the apogee altitude of chase spacecraft are adjusted to the same as those of target spacecraft at first. Furthermore, a coplanar orbital correction was done again to eliminate the cross-track difference. All orbital maneuvers were given as guidance impulses and implemented in the orbital special points. Precise orbital simulation results show that the fast autonomous guidance algorithm for far range phasing maneuvers is feasible.

Key words: autonomous rendezvous; far range phasing; classical orbital elements

航天器交会对接通常需要经历远程调相接近段、近程相对导引段、终端接近段、对接段等过程[1]. 远程调相接近段是指追踪航天器与目标航天器的距离大于几十或十几公里,跟瞄设备还无法捕获目标之前接近操作. 在这个阶段,追踪航天器可以通过地面测控站进行导引控制,为提高轨道机动的可靠性,一般要求航天器的轨道机动限定在地面测控站的范围内[2]. 但是为了减少操作的复杂性,降低任务的费用,简化航天器的地面支持系统,缩短远程导引时间,自主化的远程调相接近技术也越来越受重视.

基于 Lambert 问题的最优轨道转移方法是航

收稿日期: 2011-08-23; **网络出版时间**: 2012-12-20 17:22

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20121220.1722.003.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10802002)

作者简介: 赵书阁(1987-),男,山东德州人,硕士生,zhaoshuge163@163.com.

天器交会远程接近操作的主要方法[3-6]. 但是这种方法通常计算量较大,不利于在轨自主实时运算;而且该方法是一种开环控制方法,如果不设计中途修正,会造成很大的导引偏差. 另一种远程接近方法是基于 C-W 方程的最优多脉冲转移方法[7-8],但是该方法也存在在轨自主实时解算困难、无法实现闭环控制的缺点,而且 C-W 方程的线性化误差会随着距离的增大而增大,不利于远程导引.

对于轨道要素相差较小的两航天器的远距离接近,文献[9]通过半长轴调整和时间累积效应协调的方式,实现对目标 3 个方向的接近,节省了控制所需燃料,但整个轨控过程需要在 50 d 内完成,快速性差. 本文针对远程导引变轨任务,以经典轨道要素作为轨控参数,基于特殊点变轨设计了自主接近流程,以获得满足约束指标的轨控参数,完成远程段快速接近.

1　经典轨道要素变轨的基本模型

1.1　特殊点变轨原理

特殊点变轨的实质是利用轨道动力学特性,将轨道面内外的调整分开,减小相互耦合性,便于轨控参数的计算. 根据 Gauss 摄动运动方程体现的轨道动力学特性,给出应用于本文的特殊点变轨原理:

1) 由于轨道半长轴决定轨道周期,因此在轨道平面内,可以利用两个航天器的半长轴偏差调整两航天器的纬度幅角差. 半长轴的调整是利用一次近地点和远地点的双脉冲实现. 对于小偏心率的近圆轨道,为了在半长轴调整过程中避免轨道的近地点和远地点发生互换,规定轨道抬高首先在近地点开始执行,轨道降低首先在远地点开始执行. 轨道偏心率的调整可以通过调整近地点和远地点高度间接实现.

2) 在远地点(近地点)施加径向推力时,不改变半长轴(轨道高度)及偏心率,只改变近地点幅角,可以用来修正近地点幅角偏差.

3) 在升交点或降交点施加法向冲量,可以调整轨道倾角而对升交点赤经影响很小;当纬度幅角 $u=\pi/2$ 或 $3\pi/2$ 时施加法向冲量可以调整升交点赤经而对轨道倾角影响很小;当 $u=\arctan[\Delta\Omega\sin(i)/\Delta i]$ 时,一个法向冲量可以同时调整轨道倾角和升交点赤经.

1.2　速度增量与轨道要素变化关系

设施加在轨道横向、法向和径向上的瞬时速度增量分别为 Δv_u,Δv_h 和 Δv_r,根据 Gauss 摄动方程[10],半长轴的变化量与横向速度增量以及近地点幅角的变化量与径向速度增量的关系为

$$\left.\begin{aligned}\Delta a &= [2(1+e\cos\theta)a^2/\sqrt{\mu p}\,]\Delta v_u\\ \Delta w &= [(\cos\theta/e)\sqrt{p/\mu}\,]\Delta v_r\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

升交点赤经和轨道倾角的变化量与法向速度增量的关系为

$$\left.\begin{aligned}\Delta\Omega &= -[(r/\sqrt{\mu p})(\sin u/\sin i)]\Delta v_h\\ \Delta i &= -[(r/\sqrt{\mu p})\cos u]\Delta v_h\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,a 为轨道半长轴;p 为半通径;e 为偏心率;i 为轨道倾角;Ω 为升交点赤经;w 为近地点幅角;θ 为真近点角;r 为地心距;u 为纬度幅角;μ 为地球引力常数.

2　远程自主制导策略

2.1　过程描述

初始时刻追踪航天器的轨道半长轴、偏心率、近地点幅角、升交点赤经、轨道倾角、真近点角分别为 a_{c0},e_{c0},w_{c0},Ω_{c0},i_{c0} 和 θ_{c0},目标航天器的轨道要素分别为 a_t,e_t,w_t,Ω_t,i_t 和 θ_t. 本文假设 $a_{c0}<a_t$,即追踪航天器的高度低于目标航天器. 要求在时间 T 内完成远程调相接近,使追踪航天器到达目标航天器后方且迹向距离为 Δs_f. 可以根据两航天器的纬度幅角偏差与半长轴偏差的关系(文中提到的轨道要素偏差均为目标航天器减去追踪航天器的相应值),将远程接近过程分为初始轨道飞行、调相轨道飞行和调整轨道飞行 3 个阶段,如图 1所示.

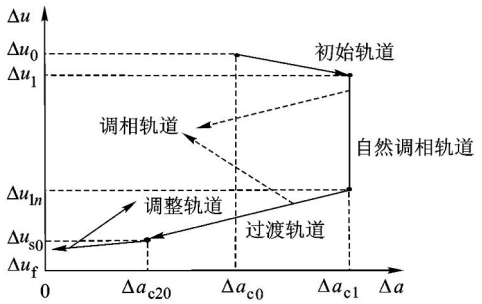


图 1　航天器的纬度幅角偏差与半长轴偏差的关系

初始轨道飞行阶段进行轨道共面修正和调相机动,其中共面修正由一次轨道法向脉冲机动实现. 调相机动首先进行一次近地点幅角偏差修正,然后利用一次近地点和远地点的双脉冲变轨将追踪航天器从初始轨道调整到调相轨道,拉大两航天器的半长轴偏差. 注意,如果初始半长轴偏差能够实现追踪航天器在任务要求时间内追上目标航天器,那么可以不进行这次改变半长轴偏差的调相机动. 在初始轨道飞行期间,两航天器的纬度幅

角偏差从 Δu_0 降为 Δu_1，半长轴偏差由 Δa_{c0} 拉大至 Δa_{c1} 进入自然调相轨道. 考虑追踪航天器初始状态与启控特殊点的最大偏差为 1 个轨道周期，这个过程最长需要 1.5 个轨道周期.

调相轨道飞行阶段由自然调相轨道过程和过渡轨道过程组成. 在自然调相轨道上，追踪航天器不进行轨控，由于两航天器的半长轴偏差，纬度幅角偏差自然调整. 当两航天器的纬度幅角偏差小于某个值 $\Delta u_{1n}^{\max}$（根据两个航天器的半长轴在轨解算）后，第 1 次经过近地点时两航天器的纬度幅角偏差的在轨测量值为 $\Delta u'_{1n}$，进行一次双脉冲变轨，减小半长轴偏差，追踪航天器从自然调相轨道进入到过渡轨道；然后再进行一次双脉冲变轨，两航天器的半长轴偏差降为预置值 Δa_{c20}，追踪航天器从过渡轨道进入到调整轨道. 设置过渡轨道的目的是为了保证进入调整轨道时两航天器的纬度幅角偏差为预置值 Δu_{s0}.

调整轨道飞行阶段首先调整追踪航天器的远地点高度，使两航天器的远地点高度相同；然后根据两航天器的迹向距离要求，经过 3 次远地点脉冲变轨调整两航天器的半长轴偏差，最终使两航天器的近地点高度相同. 由于在调相轨道飞行阶段存在较大的半长轴偏差，J2 项轨道摄动会使两航天器的升交点赤经偏差变大，因此在调整轨道阶段还需一次共面修正和近地点幅角修正. 在调整轨道飞行期间，两航天器的纬度幅角偏差从 Δu_{s0} 修正为最终期望值 Δu_f，半长轴偏差由 Δa_{c20} 修正为 0. 这个过程需要 3 个轨道周期.

根据以上过程描述，只有调整轨道的初始半长轴为预置参数，其余轨道的半长轴均需要在轨自主解算，以下 3 节将会分别给出各个飞行阶段半长轴的解算方法. 另外，追踪航天器在各飞行阶段的偏心率均为预置参数.

2.2 初始轨道飞行期间变轨操作

初始轨道飞行进行轨道共面修正和调相机动. 共面修正主要消除升交点赤经偏差和轨道倾角偏差，调相轨道的半长轴根据两航天器的纬度幅角偏差计算. 追踪航天器在初始轨道运行一圈，追踪航天器超前目标航天器的纬度幅角为

$$\delta_{u_0} = 2\pi - w_t \cdot T_{c0} \tag{3}$$

其中，w_t 是目标航天器的平均角速度；T_{c0} 是追踪航天器的轨道周期.

首先判断是否进行调相机动，若不进行调相机动，远程接近由初始轨道飞行和调整轨道飞行组成，调整轨道飞行期间半长轴偏差相对较小，纬度幅角偏差的变化量相对于初始轨道飞行可以忽略. 调整轨道飞行需要 3 个轨道周期，当满足以下条件时，可以在规定的任务时间内完成远程接近，不需要进行调相机动.

$$(u_t - u_{c0})/\delta u_0 < (T - 3T_t)/T_t \tag{4}$$

式中，u_{c0}，u_t 分别是追踪航天器、目标航天器的初始纬度幅角；T 是远程接近的总时间；T_t 是目标航天器的轨道周期.

否则，调相时间将过长，需要进行调相机动. 根据 2.1 节中的描述，追踪航天器在初始轨道运行 1.5 圈；在调相轨道向调整轨道过渡期间运行 1.5 圈；在调整轨道过程中运行 3 圈. 则自然调相轨道的时间为

$$t_2 = T - (1.5 + 1.5 + 3)T_t \tag{5}$$

为了在规定时间内完成远程接近，则追踪航天器在自然调相轨道运行一圈，追踪航天器超前目标航天器的纬度幅角的期望值为

$$\delta u_1 = (u_t - u_{c0})(T_t/t_2) \tag{6}$$

因此，追踪航天器自然调相轨道的轨道周期为

$$T_{c1} = (2\pi - \delta u_1)/w_t \tag{7}$$

从而可以计算出自然调相轨道的半长轴 a_{c1}.

2.3 调相轨道飞行期间变轨操作

调相轨道到调整轨道的变轨过程如图 2 所示，从自然调相轨道到调整轨道共需要 4 次速度增量（Δv_1–Δv_4）. 期间经历 3 个半轨道周期弧段；各个弧段的时间分别为 t_{h1}，t_{h2} 和 t_{h3}，其中 t_{h1} 由自然调相轨道的近地点高度和过渡轨道的远地点高度确定，t_{h2} 为过渡轨道的半周期，t_{h3} 由过渡轨道的近地点高度和调整轨道的远地点高度确定.

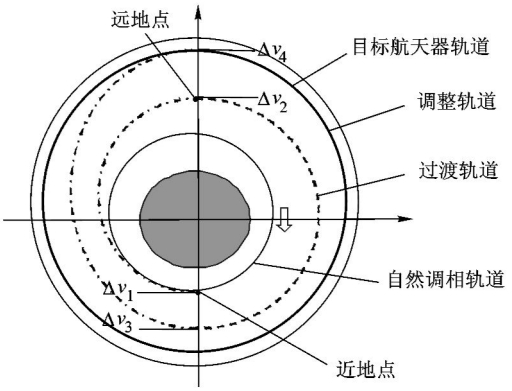


图 2 调相轨道到调整轨道的变轨过程

过渡轨道的半长轴根据纬度幅角偏差解算. 当追踪航天器进入调整轨道时，两航天器的纬度幅角偏差的期望值为 Δu_{s0}. 则在启动进入过渡轨道模式的初始解算点，两航天器的纬度幅角偏差 Δu_{1n} 减去 Δu_{s0} 应正好等于追踪航天器赶超目标航天器的纬度幅角 Δu_g，即

$$\Delta u_g = \Delta u_{1n} - \Delta u_{s0} \tag{8}$$

当过渡轨道与自然调相轨道重合时,过渡轨道启控点的纬度幅角偏差为最大值:

$$\left.\begin{aligned} t_{\mathrm{h1}} &= t_{\mathrm{h2}} = T_{\mathrm{c1}}/2 \\ t_{\mathrm{h3}} &= t_{\mathrm{h1}}^{\max} \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

$$\Delta u_{1n}^{\max} = \max(\Delta u_{1n}) = 3\pi - w_{\mathrm{t}}(T_{\mathrm{c1}} + t_{\mathrm{h1}}^{\max}) + \Delta u_{\mathrm{s0}} \tag{10}$$

当过渡轨道与调整轨道重合时,过渡轨道过程启动点的纬度幅角偏差为最小值:

$$\left.\begin{aligned} t_{\mathrm{h1}} &= t_{\mathrm{h1}}^{\max} \\ t_{\mathrm{h2}} &= t_{\mathrm{h3}} = T_{\mathrm{c20}}/2 \end{aligned}\right\} \tag{11}$$

$$\Delta u_{1n}^{\min} = \min(\Delta u_{1n}) = 3\pi - w_{\mathrm{t}}(t_{\mathrm{h1}}^{\max} + T_{\mathrm{c20}}) + \Delta u_{\mathrm{s0}} \tag{12}$$

式中,T_{c20}为调整轨道的轨道周期;$t_{\mathrm{h1}}^{\max}$为由调相轨道的近地点到调整轨道的远地点经历的时间.

只要追踪航天器在自然调相轨道的近地点,且两航天器的纬度幅角偏差 Δu_{1n} 处于[$\Delta u_{1n}^{\min}$ $\Delta u_{1n}^{\max}$]的范围内,肯定能够解算出相应的过渡轨道. 另外,由于纬度幅角偏差上下界之差 $\Delta u_{1n}^{\max} - \Delta u_{1n}^{\min} = w_{\mathrm{t}}(T_{\mathrm{c20}} - T_{\mathrm{c1}}) \approx 2\pi - w_{\mathrm{t}}T_{\mathrm{c1}}$,其为追踪航天器在自然调相轨道一个轨道周期内超前目标航天器的纬度幅角. 所以,当纬度幅角偏差处于[$\Delta u_{1n}^{\min}$ $\Delta u_{1n}^{\max}$]的区域时,追踪航天器能够遍历自然调相轨道的所有位置.

当两航天器的纬度幅角偏差进入小于 $\Delta u_{1n}^{\max}$ 的区域且追踪航天器第 1 次经过近地点时,开始解算过渡轨道的半长轴并进行双脉冲变轨. 此时纬度幅角偏差的在轨测量值为 $\Delta u'_{1n}$,追踪航天器从调相轨道的近地点到调整轨道的远地点,追踪航天器超前目标航天器的纬度幅角的期望值为

$$\Delta u_{\mathrm{g1}} = \Delta u'_{1n} - \Delta u_{\mathrm{s0}} \tag{13}$$

追踪航天器从自然调相轨道的近地点到调整轨道的远地点,追踪航天器超前目标航天器的纬度幅角的实际值为

$$\Delta u_{\mathrm{g2}} = 3\pi - w_{\mathrm{t}} \cdot (t_{\mathrm{h1}} + t_{\mathrm{h2}} + t_{\mathrm{h3}}) \tag{14}$$

求解过渡轨道的半长轴利用搜索算法,从调相轨道的高度开始搜索,逐渐增大追踪航天器的半长轴,直到满足 $\Delta u_{\mathrm{g1}} > \Delta u_{\mathrm{g2}}$.

2.4　调整轨道飞行期间变轨操作

追踪航天器进入调整轨道的远地点后,接下来的半圈轨道用于消除近地点幅角偏差、升交点赤经偏差和轨道倾角偏差. 然后对轨道进行调整,首先在近地点变轨将追踪航天器的远地点与目标航天器的远地点高度相同. 半长轴变化量由下式确定:

$$\Delta a_{\mathrm{c21}} = [a_{\mathrm{c20}}(1 - e_{\mathrm{c20}}) + r_{\mathrm{ta}}]/2 - a_{\mathrm{c20}} \tag{15}$$

式中,r_{ta}为目标航天器的远地点与地心的距离.

如果任务要求追踪航天器从后方 s_2 到 s_{f} 处经一个轨道周期完成,则将远地点固定后,然后根据两航天器的迹向距离要求,分别经过 3 次远地点脉冲变轨调整半长轴偏差,最终使两航天器的近地点高度相同.

追踪航天器再次经过远地点时,假设两航天器的纬度幅角偏差为 Δu_{s1}. 期望下一次经过远地点时纬度幅角偏差为 Δu_{s2},则在一个轨道周期内,追踪航天器赶超目标航天器的纬度幅角的期望值为 $\Delta u_{\mathrm{s1}} - \Delta u_{\mathrm{s2}}$,因此可以解算出第 1 次远地点变轨后追踪航天器的轨道周期:

$$T_{\mathrm{c32}} = [2\pi - (\Delta u_{\mathrm{s1}} - \Delta u_{\mathrm{s2}})]/w_{\mathrm{t}} \tag{16}$$

同理,可以解算出第 2 次远地点变轨以后追踪航天器的轨道周期:

$$T_{\mathrm{c33}} = [2\pi - (\Delta u_{\mathrm{s2}} - \Delta u_{\mathrm{f}})]/w_{\mathrm{t}} \tag{17}$$

式中,Δu_{f}为迹向距离 Δs_{f}对应的纬度幅角偏差.

第 3 次远地点变轨则期望将追踪航天器的轨道周期修正为与目标航天器的轨道周期相同,因此第 3 次变轨以后追踪航天器的轨道周期:

$$T_{\mathrm{c34}} = T_{\mathrm{t}} \tag{18}$$

相应地,可以解算出追踪航天器各次远地点变轨的期望半长轴.

3　数值仿真

假设远程制导的主要约束指标包括:①要求追踪航天器在 25 h 内完成与目标航天器任意纬度幅角偏差的接近;②追踪航天器在目标航天器后方 40 ~ 10 km 的接近在一个轨道周期内完成;③远程制导结束,追踪航天器在目标航天器后方 10±2 km 的范围内保持一个轨道周期以上.

两航天器的初始平均轨道要素如表 1 所示,其中 Re 为地球平均半径. 纬度幅角相差 180°,式(4)不满足,需要进行调相机动. 文中提到追踪航天器的预置参数如表 2 所示,追踪航天器推力使用脉冲控制. 航天器轨道仿真模型采用 Cowell 法构建,轨道摄动加入地球扁率 J234 项,仿真步长为 0.4 s.

表 1　航天器的初始平均轨道要素

航天器类型	a/km	e	i/(°)	Ω/(°)	w/(°)	M/(°)
追踪航天器	Re+600	0.003	98	9.5	20	180
目标航天器	Re+700	0.001	97.5	10	30	0

表 2　追踪航天器的预置参数

参数	e_1	$e_{\text{过渡}}$	e_{c20}	s_0/km	s_2/km	s_{f}/km	Δa_{c20}/km
数值	2×10^{-3}	1×10^{-3}	1×10^{-3}	200	40	10	5

图 3 给出了追踪航天器的速度增量,可见轨道横向进行 10 次变轨,横向速度增量为 204.4 m/s;轨道法向进行 2 次变轨,法向速度增量为 102.5 m/s;轨道径向进行 2 次变轨,径向速度增量为 4.8 m/s,整个远程导引过程所需要的速度增量为 311.7 m/s. 最后一次速度增量的施加时刻为 23.86 h,满足时间约束要求. 图 4 和图 5 给出了以目标航天器为中心的追踪航天器的相对运动轨迹:制导结束之后一个轨道周期内追踪航天器保持在目标航天器后方 10±2 km 范围内;轨道法向的精度为 100 m.

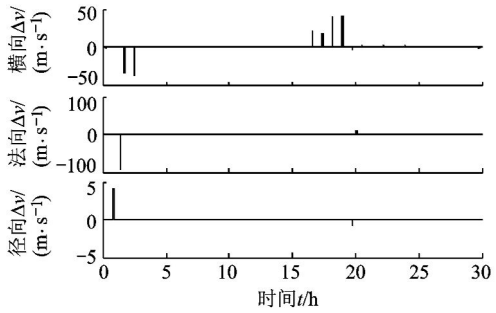


图 3 追踪航天器的速度增量

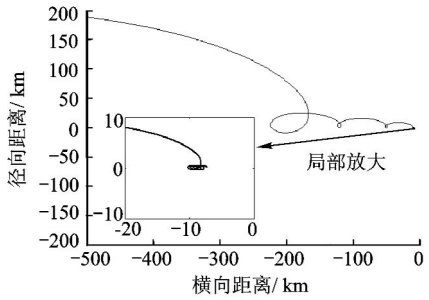


图 4 轨道平面内的相对运动规律

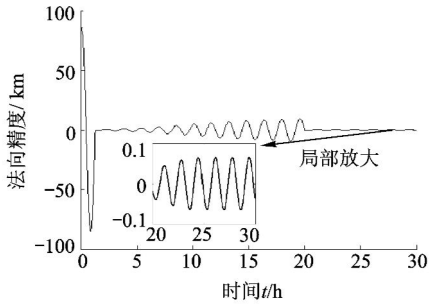


图 5 轨道法向的相对运动规律

以上仿真结果满足远程制导的约束指标,表明本文设计的自主制导算法能够完成自主交会任务的远程调相接近段快速接近.

4 结 论

本文研究了基于经典轨道要素的航天器自主交会远程快速接近算法. 将远程调相接近段分为初始轨道飞行、调相轨道飞行和调整轨道飞行 3 个阶段,通过建立各个阶段纬度幅角偏差与半长轴偏差之间的关系,给出了特殊点变轨的脉冲制导方法. 最后用精确的轨道模型对以上提出的自主制导算法进行了数值仿真. 数值仿真显示本文提出的算法能够在满足远程制导约束的情况下实现快速精确接近. 虽然文中假设追踪航天器轨道低于目标航天器轨道,但文中的算法仍然具有普遍性,对于追踪航天器轨道高于目标航天器轨道的情况,可以根据文中的分析对算法进行相应的改变即可. 本文提出的算法计算量小,便于在轨自主实时运算,适用于交会对接任务的远程调相接近段自主快速接近.

参考文献(References)

[1] Fehse W. Automated rendezvous and docking of spacecraft[M]. New York:Cambridge Univ ersity Press,2003:8-28

[2] 朱仁璋. 航天器交会对接技术 [M]. 北京:国防工业出版社,2007
Zhu Renzhang. Rendezvous and docking techniques of spacecraft [M]. Beijing:National Defense University Press,2007(in Chinese)

[3] Vander V A,Forbrich D. Use of aerodynamic shape optimization for a large transonic aircraft[R]. AA 97-2274,1997

[4] Prussing J E. A class of optimal two-impulse rendezvous using multiple-revolution lambert solutions[J]. Advances in the Astronautical Sciences,2000(106):17-39

[5] 陈统,徐世杰. 基于遗传算法的最优 Lambert 双脉冲转移[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(3):273-277
Chen Tong,Xu Shijie. Optimal Lambert two-impulse transfer using genetic algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(3):273-277(in Chinese)

[6] 彭坤,徐世杰,陈统. 基于引导性人工免疫算法的最优 Lambert 变轨[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(1):6-9
Peng Kun,Xu Shijie,Chen Tong. Optimal Lambert transfer based on guiding artificial immune algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(1):6-9(in Chinese)

[7] Carter T E. Fuel-optimal maneuvers of a spacecraft relative to a point in circular orbit [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics,1984,7(6):710-716

[8] Dufour F,Garcia J M,Bemussou J,et al. Hermes-space station phasing strategies optimization[R]. IAF-91-345,1991

[9] 吴会英,陈宏宇,余勇,等. 远距离轨道接近及绕飞控制技术研究[J]. 中国空间科学技术,2010,1(2):25-33
Wu Huiying,Chen Honyu,Yu Yong,et al. Study of long distance approaching and companion flying technology[J]. Chinese Space Science and Technology,2010,1(2):25-33(in Chinese)

[10] 肖业伦. 航天器飞行动力学原理[M]. 北京:宇航出版社,1995
Xiao Yelun. Concept of space craft flight dynamics[M]. Beijing:Aerospace Publishing House,1995(in Chinese)

(编 辑:张 嵘)