

空间交会调相轨道设计和变轨规划研究评述

罗亚中 张进 李海阳 唐国金

(国防科技大学航天与材料工程学院)

摘要 调相轨道方案设计和变轨参数规划是交会对接轨道设计与控制的关键技术问题之一。在综述该领域研究进展的基础上,首先分析了含调相段交会方案的优势,总结了调相轨道设计的主要约束条件;概述了工程实际中应用的调相轨道机动方案,从燃料消耗指标等方面对比了特殊点轨道机动方案和综合变轨机动方案;从理论基础和工程实用方法两个方面评述了调相变轨参数规划研究现状。最后从工程实际需求和背景下理论方法研究两个方面展望了调相轨道设计和变轨参数规划研究中尚需深入开展的工作。

关键词 交会对接 调相 综述 轨道方案 变轨规划

中图分类号 TP526 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825(2009)01-0019-06

1 引言

空间交会对接过程一般分为四个阶段:调相段、近程导引段、平移靠拢段和对接段^[1-3]。调相段是指追踪航天器入轨后在地面测控导引下进行数次变轨,进入目标器后下方几十千米处,到达近程导引初始位置,与目标器建立直接通信,俄罗斯和国内也称该阶段为远程导引段或地面导引段。调相即指调整相位角,利用轨道高度较低(较高)的航天器角速度较大(较小)的性质,在适当的地方调整追踪航天器的轨道高度,可以调整相位角变化率,以在预定的时刻获得期望的相位角。调相是调相段轨道机动的主要任务,同时追踪航天器入轨时的轨道倾角差及升交点赤经差等也在调相段进行修正。

调相轨道方案设计涉及到运载火箭入轨参数、地面测控能力等诸多实际工程因素,是实际交会轨道设计研究需要解决的一个重要问题,该阶段的燃料消耗占交会对接全过程相当大的比重,终端控制精度对近程导引段任务有较大的影响,美俄在交会对接工程实践中对该问题进行了长期深入的研究,目前已经形成了较为成熟的技术方案。随着我国载人航天工程一期和二期第一步任务的顺利实施,我

国将在不久开展交会对接技术试验,调相轨道方案与控制将是飞行试验任务实施时较为重要的一个问题。本文结合笔者开展交会对接轨道设计相关研究成果,对空间交会调相机动策略研究国内外发展历程、主要成果和研究现状进行了概述,以期对我国交会对接试验轨道方案研究有所参考,同时展望了该领域需要开展的几项研究工作。

2 调相轨道方案

2.1 调相段的必要性

在上个世纪 60 年代进行“双子星座”飞船交会对接轨道方案研究时,NASA 分析研究了三类方案:相切法、共椭圆法和第一远地点法^[4]。相切法要求将追踪航天器发射到在远地点与目标轨道相切的椭圆轨道上,在调相段建立了恰当的相位、高度和共面条件后,在远地点进行闭环导引完成交会;共椭圆法要求将追踪航天器发射到远地点略低于目标轨道的椭圆轨道上,调相段将追踪航天器导引到目标航天器后下方几十千米的共椭圆轨道上,当满足恰当的相对条件时,航天器基于在轨制导进行机动与目标轨道相交;第一远地点法要求追踪航天器被发射到与目标轨道相交的椭圆轨道,在第一个远地点附近进

行闭环制导完成交会对接。NASA 经过分析比较认为共椭圆法在交会时间上比较容易控制,能满足光照等条件,也可使得近距离交会程序标准化,因此采用了该方案。此后,欧美的交会对接工程项目包括阿波罗飞船^[5]、航天飞机^[6]、欧洲的 ATV(Automated Transfer Vehicle)^[7]、日本 HTV(H-II Transfer Vehicle)^[8]沿用了共椭圆方案,俄罗斯(前苏联)联盟/进步飞船的交会任务轨道方案也类似^[1],均首先将追踪航天器发射到远地点略低于目标轨道的椭圆轨道的方案,而且交会过程大多含有多圈多机动的调相段。其原因分析归纳如下:

(1) 便于航天器状态检查及航天员身体状态调整

追踪航天器入轨后,需要进行自身状态检查,对于载人交会对接任务,航天员刚经历了对身体影响很大的发射段,需要时间调整身体状态。追踪航天器入轨后如果直接进行复杂的近程交会对接操作,对航天员和航天器会有较高要求。

(2) 运载火箭性能要求相对较低

发射直接交会(类似第一远地点法)由于时间较短,变轨任务调整空间较小,对运载火箭的入轨误差非常敏感,对运载火箭的性能提出了较高要求;在调相段有足够的时间和能力对运载火箭的入轨误差进行有效修正,因此对运载火箭入轨性能要求相对较低。

(3) 有利于获得较高的轨道控制精度

在相对测量敏感器工作距离之外,轨道机动是基于地面测控进行的。在调相段每次变轨前可以有数圈的无机动弧段,有利于获得较高的测量精度进而获得较高的轨道控制精度。

(4) 有利于近程导引段轨道方案的标准化

近程导引过程一般需要连续的测控弧段,而且船载测量敏感器在近程导引段的工作需要一定的光照条件。调相段任务时间相对较长,通过调相段时间的调整统一其终端条件,可以标准化近程导引段的测控、光照及初始相对状态,进而有利于近程导引轨道方案的标准化。

(5) 追踪航天器发射相位角范围较大

多圈调相轨道可以有效调整相位角,发射时可行的相位角范围相对直接发射交会大。

2.2 调相轨道方案设计约束条件

进行调相轨道方案设计时需要考虑一系列约束

条件,包括:初始相位角要求与终端“初始瞄准点”(Initial Aim Point)或“进入走廊”(Entry Gate)要求;调相段飞行时间较长,轨道摄动因素是必须要考虑的;调相段的总推进剂消耗受限;各个变轨点之间要求有足够的可观测和通信的轨道弧段,以保证对航天器状态和关键动作的监测以及获得较高的导航精度;对于载人交会对接要考虑乘员休息和作息时间的要求,轨道机动任务安排在这些时间之外等等,Jejewski 等^[9]、Fehse^[11]、郭海林和曲广吉^[10]、唐国金等^[3]对此都进行了一定阐述,具体内容可参阅相关文献。

2.3 调相轨道机动方案

目前为止,已成功实现轨道交会的国家包括美国、俄罗斯(前苏联)、日本和欧洲等。工程实际中实现最多的是近地轨道交会任务,其次是月球轨道交会任务,行星轨道交会任务已经在工程项目中进行设计。这里着重介绍近地轨道交会中各国采用的调相轨道方案。

2.3.1 美国

美国的交会对接任务始于“双子星座”号飞船与阿金纳火箭第二级的交会对接,“双子星座”号飞船的调相变轨任务中,轨道面内外的调整分开执行,每次机动在轨道特殊点执行并有具体的调整目标,面内调整主要在远、近地点附近执行,面外调整升、降交点或者纬度幅角最高处执行,称之为特殊点变轨(Special-point Maneuver)方案。此后,“阿波罗”飞船、航天飞机的交会调相段均沿用了这一方案,乘员探索飞行器 CEV(Crew Exploration Vehicle)的交会调相设计方案也是特殊点变轨^[11]。图 1 给出了美国航天飞机的调相轨道机动过程^[1]。

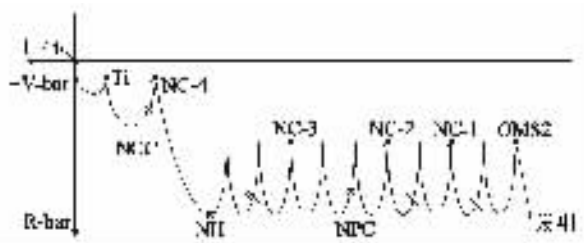


图 1 航天飞机调相轨道机动过程

OMS2 (Orbital Maneuvering System Insertion Burn) 为航天飞机入轨后第一个远地点执行的切向机动,目的是提高近地点高度避免大气阻力引起轨道高度过快衰减;NC-1 (Phasing Control Maneuver 1)、NC-2、NC-3、NC-4 为在远地点执行的切向机动,

目的是调整相对目标航天器的相位角,NC-2、NC-3 一般脉冲较小,根据实际情况也可能不执行;NPC (Planar Correction Burn)为法向机动,目的是修正入轨时的轨道面偏差,早期任务中分为两次在不同位置执行,分别修正轨道倾角偏差和升交点赤经偏差,近期任务中通过一次轨道机动同时修正这两个偏差;NH(Height Adjust Burn)为近地点执行的切向机动,目的是提高远地点高度,NH 与 NC-4 间隔约半个轨道周期;NC-4 执行后即进入近程导引段,NCC (Corrective Combination Burn)为一次考虑轨道摄动的 Lambert 变轨,瞄准交会末段初始化机动 Ti(Terminal Phase Initiate Burn)执行的位置。

2.3.2 俄罗斯(苏联)

俄罗斯(前苏联)的实际交会任务始于“联盟”四号飞船与“联盟”5号的交会对接,其联盟/进步系列飞船完成了多次交会对接任务。联盟/进步飞船的调相变轨脉冲同时含轨道面内外的分量,每次变轨均瞄准终端状态,对终端均有综合的修正效果,也称为综合变轨或组合变轨(Combined Maneuver)^[1,12]。图2给出了“联盟”/“进步”飞船的调相轨道机动过程,主要包括五次机动M1~M5,其中M3为一次小机动修正前面两次机动的误差;四次主要机动在远近地点附近执行,同时含轨道面内外的修正分量。

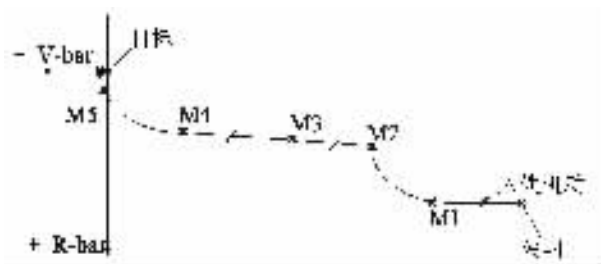


图2 联盟/进步飞船调相轨道机动示意图

2.3.3 欧洲和日本

2008年欧空局成功完成了ATV(Automated Transfer Vehicle)与国际空间站的交会对接任务,由于入轨后需要进行避撞机动演示验证等试验及等待航天飞机从国际空间站撤离,不同于美国与俄罗斯两天较紧凑的调相任务,ATV在调相段的任务时间长达3周。日本为国际空间站建造的货运飞船HTV的调相轨道机动设计方案与美国航天飞机类似^[8]。

2.4 机动方案比较

已成功实现的调相轨道机动方案大致分为两

类:轨道机动受限的特殊点变轨和同时调整轨道面内外的综合变轨。下面从终端约束、测控条件、执行过程和推进剂消耗四个方面对这两类方案进行比较。

2.4.1 终端约束

特殊点变轨的终端条件按照进入走廊的形式给出,而综合变轨按照初始瞄准点的形式给出。

2.4.2 测控条件

特殊点变轨的变轨点限定为轨道上的特殊点,难以实现所有变轨过程的监控;而综合变轨由于变轨位置不限于特殊点,可以根据测控条件设置变轨点范围,以实现所有变轨过程的监控。

2.4.3 执行过程

追踪航天器在远程导引过程中一般姿态对地定向,特殊点变轨的轨道机动沿轨道切向或法向,只有法向机动时需要姿态机动,其他机动只需要姿态保持;综合变轨轨道机动同时含轨道面内外的分量,需要根据具体情况调整姿态,执行过程较特殊点变轨复杂。

2.4.4 推进剂消耗

罗亚中等^[13]通过数值仿真指出:存在一定初始轨道面偏差时,综合变轨较特殊点变轨节省推进剂消耗。其原因主要有以下两点:

(1)综合变轨将法向修正脉冲分散到与各次面内修正脉冲一同执行,总的速度增量小于法向修正脉冲单独执行;

(2)当初始升交点赤经具有一定偏差时,综合变轨可以通过对面内脉冲的调整影响追踪航天器半长轴变化,进而影响升交点赤经的漂移量,因此综合变轨需要通过脉冲法向分量直接修正的升交点赤经偏差小于特殊点变轨。

然而在存在初始轨道面偏差情况下,综合变轨较特殊点变轨节省推进剂并不是绝对的,主要原因是综合变轨的变轨位置对于轨道面修正而言并不是最优的,其脉冲法向分量绝对值的和一般大于特殊点变轨法向脉冲绝对值,当轨道面偏差过大时,由于变轨位置范围的限制,综合变轨的推进剂消耗可能大于特殊点变轨。

3 调相变轨参数规划

调相轨道方案确定后,进行实际轨道控制时,需

要计算变轨参数,这就涉及到变轨参数规划问题,即建立变轨参数规划模型,采用一定的数学手段,规划变轨序列(变轨次数、变轨点位置或变轨时刻、脉冲方向、脉冲大小或开机时间),使给定的一个的性能指标(如推进剂消耗、交会时间等)最优,同时两个航天器在预定的时刻获得期望的交会状态。下面从理论基础研究和工程实用方法研究两方面对调相变轨参数规划的研究现状进行总结与评价。

3.1 理论基础研究

一般交会问题的理论研究多是基于线性模型和非线性二体模型的研究,主要集中于推进剂消耗最省或交会时间最短的最优交会研究,研究方法主要是采用基于主矢量理论的间接优化和基于数值优化算法的直接优化两方面。理论最优交会研究的现状可参阅 Jezewski 等^[9]、唐国金等^[3]的综述。

理论研究中,无论是基于线性模型,还是基于二体非线性模型,由于没有考虑轨道摄动和各种实际约束,研究结果与实际轨道将具有较大差异,因此难以直接应用到实际任务中。虽然理论研究不能直接应用于工程实际,但是其基本方法及获得的一些重要结论对实际轨道设计具有重要参考意义,而且实际变轨参数可以根据理论结果进行迭代获得。下面主要概述了理论研究中有助于实际变轨参数计算的两个方面:近圆轨道偏差线性方程和 Lambert 交会算法。

3.1.1 近圆轨道偏差线性方程

分别建立参考轨道和实际航天器在轨道极坐标系中的动力学方程,将两个方程作差,保留一阶小量,略去高阶小量可以获得近圆轨道偏差线性方程^[14]:

$$\begin{cases} \Delta \dot{r} = \Delta v_r \\ \Delta \dot{\theta} = -\omega_0 \frac{\Delta r}{r_0} + \omega_0 \frac{\Delta v_t}{v_0} \\ \Delta \dot{z} = \Delta v_z \\ \Delta \dot{v}_r = \omega_0^2 \Delta r + 2\omega_0 \Delta v_t + \Delta a_r \\ \Delta \dot{v}_t = -\omega_0 \Delta v_r + \Delta a_t \\ \Delta \dot{v}_z = -\omega_0^2 \Delta z + \Delta a_z \end{cases} \quad (1)$$

式中, r_0 、 ω_0 分别为参考轨道半径及角速度, $\Delta \dot{r}$ 、 $\Delta \dot{\theta}$ 、 $\Delta \dot{z}$ 、 $\Delta \dot{v}_r$ 、 $\Delta \dot{v}_t$ 和 $\Delta \dot{v}_z$ 分别为航天器相对于参考轨

道的径向位置差、纬度幅角差、法向位置差、径向速度差、切向速度差和法向速度差, Δa_r 、 Δa_t 和 Δa_z 分别为径向、切向和法向加速度差。

不同于 C-W (Clohessey-Whiltshire)^[15]方程,该方程不需要以两个航天器的相对距离相对轨道半径为小量作为线性化的前提条件,适用于两个航天器角距离较大(对应相对距离较大)的调相段。由于为线性方程,变轨时刻一定时,可以根据终端条件直接计算变轨脉冲,而实际调相变轨参数可以根据该方程的解进行迭代获得。

一些欧美学者在进行线性交会问题研究时^[16,17],将直接作为切向速度偏差使用,此时近圆偏差线性方程表现出了与 C-W 方程类似的性质。由于 $\Delta \dot{r}_0 = \Delta r_0 \dot{\theta} + \omega_0 \Delta r$,在两个航天器具有明显轨道高度差时,忽略 $\omega_0 \Delta r$ 引入了较大的误差,因此欧美学者没有将该方程应用到实际调相变轨任务中。俄罗斯学者 Baranov^[12]成功将该方程应用于联盟/进步号飞船调相变轨任务设计中,郭海林和曲广吉^[10]和张进^[14]对其方法进行了一定拓展。Baranov 和 Labourdette^[18]将方程(1)进行变形,获得了轨道要素偏差作为状态变量的线性方程,进而引入天体引力摄动 J_2 项对方程进行修正,研究了大升交点赤经偏差交会问题。

3.1.2 Lambert 交会算法

调相轨道机动问题一般为多圈多交会问题,多圈 Lambert 交会算法可以保证求解过程是一个基于可行解的迭代过程。

单圈 Lambert 问题的求解是多圈交会算法的基础,相应的求解方法主要有 Gauss 解法、Bate 的普适解法、Battin 普适解法、Gooding 普适解法、Thore 的级数解法等,其中 Battin 和 Gooding 的普适解法可以避免一般解法 180° 转移的奇异性, Vallado 的专著^[19]总结了各种 Lambert 算法,并提供了相关程序。上述方法均是针对二体轨道问题, Engels 提出了考虑 J_2 项一次修正的 Lambert 算法^[19],但是算法比较复杂,没有得到广泛应用,而在一般三维空间中对摄动 Lambert 问题的求解主要通过预报修正的迭代方法实现^[20],算法的精度取决于轨道预报模型的精度。

Prussing^[21]根据多圈 Lambert 交会算法指出对于最大可能驻留圈的两脉冲交会问题,存在着多条满足初始和终端条件的 Kepler 转移轨道, Shen

和 Tsiotras^[22]的研究指出了如何选取其中推进剂最优的一条轨道。韩潮和谢华伟^[23]提出了一种新的多圈 Lambert 交会算法,该算法通过对普适变量的一维搜索来求解最优轨道,罗亚中^[20]通过选择新的迭代变量对算法进行一定了改进,张进^[14]发展了摄动条件下的迭代算法。朱仁璋等^[24]对多圈 Lambert 变轨问题提出最小变轨速度增量的图解法。

3.2 工程实用方法研究

在实际任务中获得满足各种约束的变轨参数具有重要的意义,但各种实际约束很难完全通过计算机直接处理,一般在制定轨道方案时考虑,而具体的考虑轨道摄动并满足终端条件的变轨参数则主要通过数值规划获得。

公开发表的文献中,只看到航天飞机等的变轨方案,较少涉及特殊点变轨的具体求解策略。Deaton 等^[25]对货运飞船与自由号空间站交会调相提出了基于规则的制导方法;Dufour 等^[26]考虑了轨道摄动和乘员作息时间约束,对使神号航天飞机的调相面内轨道机动提出了基于动态规划算法的优化策略。我国载人航天工程的交会对接调相段的方案倾向于采用特殊点变轨方案,最近几年国内对特殊点变轨案进行了较为深入的研究。曲广吉给出了调相特殊点变轨原理和轨道机动方案;罗亚中等^[27-28]以调相轨道机动的变轨圈数和轨道要素调整量为变量构建了混合非线性规划问题,使用遗传算法/模拟退火算法-牛顿迭代算法混合优化策略以获得全局优化解;王华^[29]提出了调相段规避空间碎片的双调相策略;张进^[14]基于实际调相变轨任务,以直接轨控参数及终端虚拟瞄准量为变量,根据终端条件受各轨控参数的影响关系,给出了一个由粗求解器与细求解器组合的简单迭代求解方法。

对综合变轨求解策略的研究主要由两类:基于 Lambert 交会算法和基于近圆轨道偏差线性方程。韩潮等采用 Lambert 算法,获得了调相轨道机动二体双脉冲解。罗亚中等^[13]基于多圈 Lambert 交会算法设计了综合变轨混合优化策略,用并行模拟退火算法结合多圈 Lambert 交会算法获得较优的二体解,然后以二体解为初始点,利用序列二次规划算法获得摄动解。Baranov^[12]对综合变轨提出了基于近圆轨道偏差线性方程和几何分析的优化方法,并通过迭代用于联盟/进步的实际调相轨道任务。郭海林和曲广吉^[10]、

张进等^[30]对此方法进行了更深入研究。

4 尚需开展的工作

此处从我国当前工程实际应用需求以及新背景下理论和方法研究两个方面对未来工作做一初步展望。

4.1 工程需求研究

我国将在未来几年内实施交会对接,虽然在调相策略研究方面取得了一些进展,但仍有一些实际工程要求的迫切的技术问题需要解决,包括实时规划、偏差闭环仿真、故障重规划和软件开发等方面。

4.1.1 实时规划

现有的国内外对调相变轨策略的研究主要侧重于标称变轨方案的研究,实际飞行轨道由于各项误差因素的影响将偏离设计轨道,为了将实际轨道维持在设计轨道附近,需要在每次变轨前重新计算后续变轨序列,这就需要研究实时规划策略。实时规划时面临的问题工况更多,对求解策略的收敛性要求更高。

4.1.2 偏差闭环仿真

调相终端控制精度对近距离导引段飞行有较大的影响,调相终端控制精度受诸多偏差因素的影响,需要研究调相轨道的闭环仿真框架,分析各种偏差的影响因素。张丽艳等^[31]给出开环情况下的偏差影响传递分析方法,罗亚中^[20]、张进^[14]初步研究了调相交轨轨道机动控制闭环仿真。进一步需要开展的工作包括偏差影响的敏感度分析方法、闭环仿真分析等。

4.1.3 故障重规划

远程导引任务中可能出现变轨故障,实际轨道可能已经较大偏离设计轨道,需要研究变轨故障后如何通过安排后续轨道机动对远程导引轨道进行重新规划以保证交会任务的顺利完成,这是实际工程非常关心的问题,目前开展的研究工作还很少。

4.1.4 软件开发

美俄的调相轨道控制已经有非常成熟的软件,我国已初步研制了相关软件^[2,3],但尚不完全满足实际飞行控制的需求,软件的完善开发是下一阶段需要重点开展的工作。

4.2 新背景下的理论和方法研究

交会对接技术的发展一方面是由手动、自动交

会向自主交会技术发展,同时由近地轨道逐步向深空探测领域扩展;交会任务不仅仅局限于目标轨道为近圆轨道,逐步向大椭圆轨道交会任务拓展。新背景下的调相策略研究在理论和方法上面临着一些新的问题。

4.2.1 椭圆轨道交会

交会对接轨道领域的研究成果多数是针对目标轨道为圆轨道展开的,实际工程实现的多是圆轨道交会问题,椭圆轨道交会也渐渐得到了重视。目前针对椭圆交会问题的研究多是近程导引段的制导控制算法,远程导引段的轨道机动方案的研究较少,事实上当目标轨道为椭圆轨道时,现有的调相策略研究结论如特殊点变轨基本方案、求解策略等均需要做出一定调整,相关问题都需要进一步的深入研究。

4.2.2 大轨道面偏差交会

现有的调相策略研究多数是近地轨道交会,由于发射窗口的合理选择,初始时两个飞行器的轨道面偏差都在很小的范围内,随着深空探测技术的不断发展,将来要实施火星轨道交会对接、环太阳轨道交会对接等,这些任务中将出现的大升交点赤经偏差或倾角偏差轨道交会问题,如火星采样返回任务中升交点赤经的调整量高达上百度^[8],调相策略研究的基本动力学模型和规划策略都需要做出较大的调整。

4.2.3 自主交会

对于深空探测交会对接任务,需要进行自主任务规划,现有的获得的适用于摄动轨道的规划结果

均是通过迭代的方法获得,具有较大的计算量因而不适合在轨计算,需要进一步研究计算量较小同时具有较高精度的解析或半解析交会调相求解算法。

参 考 文 献

- [1] Fehse W., Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft[M]. Cambridge University Press, London, 2003.
- [2] 曲广吉. 航天器动力学工程[M].北京:中国科学技术出版社,2000.
- [3] 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.
- [4] Parten R.P., Mayer J.P., Development of the Gemini Operational Rendezvous Plan [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1968, 5 (9):1023-1026.
- [5] Young K.A., Alexander J.D., Apollo Lunar Rendezvous[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, 7(9):1083-1086.
- [6] Goodman J.L., History of Space Shuttle Rendezvous and Proximity Operations [J].Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43 (5): 944-959.
- [7] Martine Ganet, Isabelle Quinquis, Jerome Bourdon, Patrick Delpy, ATV GNC during Rendezvous with ISS [A].The Third ESA International Conference on Spacecraft GNC System, 1996
- [8] Yamanaka K., Rendezvous Strategy of Japanese Logistics Support Vehicle to International Space Station [A]. Proceedings of 3rd ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, ESA SP-381, 1997, pp. 103-108
- [9] Jezewski D.J., Brazzel J.P., et al., Survey of Rendezvous Trajectory Planning [J]. Advances in the Astronautical Sciences, 1992, 76:1373-1396.
- [10] 郭海林,曲广吉.航天器空间交会过程综合变轨策略研究[J].中国空间科学技术,2004,24(3):60-67.

Survey on Space Rendezvous Phasing Trajectory Design and Maneuver Plan

LUO Yazhong, ZHANG Jin, LI Haiyang, TANG Guojin

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

Abstract: The phasing trajectory design and maneuver plan is one of critical problems for rendezvous and docking trajectory design and control. A survey on the development of this domain is made. The advantages for rendezvous trajectory including phasing stage are firstly analyzed, and the main constraints for phasing trajectory design are summarized. The phasing trajectory maneuver strategy applied in engineering is described, and two representative maneuver strategies including special-point maneuver and combined maneuver are compared in terms of propellant cost, etc. The state-of-the-art of phasing maneuver planning is surveyed according theoretical foundations and practical methods. Finally, the prospect on the further work is presented according to two parts: practical researches required by engineering application and new theory and method research work under new background.

Key words: rendezvous and docking; phasing; survey; trajectory design; maneuver plan