

组合体与飞船联合轨道维持

李革非, 宋 军, 谢剑锋

(北京航天飞行控制中心, 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094)

摘 要: 通过组合体与飞船联合轨道维持解决了组合体和飞船轨道多特征参数的控制问题。建立了升交点经度、轨道高度和偏心率的控制方程以及基于时间关联特性的升交点赤经和制动点高度耦合控制方程和偏心率保持的双冲量耦合控制方程。结合组合体与飞船的飞行特点, 制定了组合体轨道维持实现升交点赤经和轨道偏心率以及飞船轨道维持实现制动点高度的联合控制策略。耦合控制方程使得组合体和飞船轨道维持的控制量分配合理, 融合了各次控制之间存在的耦合影响, 设计了联合轨道维持策略迭代计算流程。基于神舟九号交会对接飞行过程, 通过多组仿真算例校验了组合体与飞船轨道多特征参数的联合优化控制, 具有较好的工程应用价值。

关键词: 轨道控制; 升交点赤经; 轨道高度; 轨道偏心率; 联合优化

中图分类号: V52 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2013)12-1584-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.12.007

The Complex's and the Spacecraft's United Orbit Maintenances

LI Ge-fei, SONG Jun, XIE Jian-feng

(Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

Abstract: The problem of multi-parameter control for the complex's and the spacecraft's orbits is solved by use of the complex and the spacecraft united orbit maintenances. The control equations of the right ascension of ascending node, the orbital altitude and the orbital eccentricity are established. Two coupled control equations based on the flight time, one for the longitude and the braking point altitude and the other for the double impulses for the orbit eccentricity are designed. Based on the flight characteristics of the complex and the spacecraft, an united control strategy is instituted for the complex orbit control of the right ascension of ascending node and the orbit eccentricity and the spacecraft orbit control of the braking point altitude. The complex's and the spacecraft's orbit maintenances delta-velocities are rationalized to combine with the coupled effect of the controls. The iterative computation flow of the united orbit maintenance is designed. Simulation results based on the Shenzhou-9 rendezvous and docking mission show that the method and the strategy are effective and are applicable for engineering application.

Key words: Orbit control; Right ascension of ascending anode; Orbit altitude; Orbit eccentricity; United optimization

0 引 言

航天器交会对接是建立空间实验室和空间站首先要突破和掌握的关键技术。我国已分别在 2011 年和 2012 年圆满完成了天宫一号与神舟八号首次交会对接任务和天宫一号与神舟九号载人交会对接任务。飞船发射入轨后, 交会对接飞行过程包括 8

个阶段: 远距离导引段、近距离导引段、平移靠拢段、对接段、组合体运行段、撤离段、返回准备段和返回段。在远距离导引段、近距离导引段、平移靠拢段、对接段, 由于轨道状态变化大、飞行控制事件多, 受到学者的广泛关注, 相关研究内容较多^[1-10]。

组合体运行段通常是进行大量空间技术试验的飞行阶段, 同时组合体运行段与撤离段和返回准备

段协同为飞船安全准确返回准备必要的轨道条件。交会对接任务中,组合体运行和飞船返回对轨道多个特征参数提出了明确的要求。组合体飞行试验要求组合体运行轨道为圆轨道;飞船返回要求飞船星下点地面轨迹与标称轨迹重合,使得飞船准确返回预定区域的着陆场,同时要求返回制动点高度尽量与标称制动点高度一致,确保返回弹道飞行过程涉及升力控制、过载和受热等因素的飞行品质^[11]。

卫星地面轨迹对于卫星的实际应用,如通讯、导航、对地观测等来说,是十分重要的。因此,对于卫星地面轨迹的控制研究较多。文献[12]详述了中国巴西地球资源卫星通过轨道捕获、星下点轨迹控制和多次轨道保持机动等轨道测控操作,使得卫星按照要求正常运行在高精度的太阳同步、回归冻结轨道上。文献[13]和文献[14]以搭载小卫星对太阳同步轨道小卫星的轨道特性、轨道控制策略等问题进行了较深入的探讨,采用多组双脉冲非拱点轨道控制实现降交点地方时的漂移,使得地面轨迹覆盖特性满足要求。文献[15]研究了对地观测卫星在有限推力作用下快速轨道机动到目标区域上空的优化算法。目前文献中尚没有关于地面轨迹与指定点高度以及偏心率等多轨道特征参数联合控制的内容。

本文针对组合体与飞船轨道多特征参数的需求,建立了特征参数的控制方程,结合组合体与飞船的飞行特点,制定了优化合理的联合轨道维持控制策略,基于时间关联的耦合控制方程使得组合体和飞船轨道维持的控制量分配合理,有利于快速迭代收敛。基于神舟九号交会对接飞行过程,通过多组仿真算例校验了组合体与飞船轨道多特征参数的联合优化控制。

1 问题提出

保证飞船安全准确返回是载人飞行的首要要求,交会对接标称轨道设计必须考虑飞船的安全准确返回。交会对接标称轨道为高度 343km、倾角 42.8°的圆轨道,仅考虑地球中心引力和地球形状摄动,标称交会对接轨道为 2 天(31 圈)回归轨道,星下点排列均匀,标称升交点每 2 天回归重合。为保证飞船准确返回预定着陆场,飞船飞行第 1 天(第 15 圈)、3 天(第 46 圈)、5 天(第 77 圈)、7 天(第

108 圈)、9 天(第 139 圈)、11 天(第 170 圈)、13 天(第 201 圈)、15 天(第 232 圈)等奇数天的星下点经过预定着陆场的标称升交点经度为 38.4°。

由于轨道偏差和大气阻力摄动,使得实际飞行轨道的升交点经度偏离标称升交点经度,因此,必须通过轨道维持控制消除偏差。

飞船制动后的返回弹道按照标称返回弹道制导,标称返回弹道的制动点高度为 343km,当实际制动点高度与标称制动点高度相差较大时,将造成飞船返回落点偏差和返回弹道的恶劣品质。

组合体飞行期间,需进行二次对接和其它近距离相对运动飞行试验,要求飞行轨道尽量为圆轨道。

因此,组合体运行和飞船返回对轨道多个特征参数具有要求:

(1) 飞船返回要求包括制动点高度和返回圈升交点经度。飞船制动点位于南半球纳米比亚站测控区,制动点高度要求为当地地理高度 343km;飞船返回圈升交点经度要求为 38.4°。

(2) 组合体飞行要求轨道为圆轨道,轨道偏心率小于 0.001。

本文采用组合体轨道维持控制和飞船轨道维持控制,实现组合体和飞船轨道多特征参数满足要求。

2 轨道控制算法

通过采用多组轨道半长轴的协同优化控制,实现返回圈升交点经度、制动点高度和组合体轨道偏心率满足要求。

轨控动力学方程如下:

$$\Delta v = \frac{\sqrt{\mu p}}{2a^2(1 + e \cos f)} \Delta a \quad (1)$$

式中, Δv 为轨道控制速度增量, μ 为地球引力常数, a 为轨道半长轴, e 为轨道偏心率, f 为轨道真近点角, $p = a(1 - e^2)$, Δa 为半长轴变化量。

2.1 制动点高度的控制方程

设飞船返回制动点标称高度为 h_{b0} , 实际高度为 h_b , 制动点高度偏差为 $\Delta h_b = h_b - h_{b0}$ 。则消除制动点高度偏差的半长轴改变量 Δa_b 为:

$$\Delta a_b = -\frac{\Delta h_b}{2} \quad (2)$$

根据式(1),由 Δa_b 可得到消除制动点高度偏差的控制量 Δv_b 。

设飞船返回制动点位于轨道纬度幅角 u_b , 为了对制动点高度进行有效的控制, 轨道控制点应选择

2.2 升交点经度的控制方程

考虑地球引力位 J_2 项摄动后, 轨道面西退(或东进)的平均角速度 $\dot{\Omega}$ 为:

$$\dot{\Omega} = -\frac{1.5J_2\sqrt{\mu}R_E^2\cos i}{a^{7/2}(1-e^2)^2} \quad (3)$$

式中, i 为轨道倾角, R_E 为地球赤道半径。

因此, 除地球自转角速度 ω_E 外, 升交点经度在旋转地球上西退(或东进)的角速度 $\dot{\lambda}$ 表示为:

$$\dot{\lambda} = \dot{\Omega} - \omega_E \quad (4)$$

当实际轨道与标称轨道的周期存在偏差量 ΔT 时, 在飞行 dN 圈后, 实际升交点经度与标称升交点经度的偏差变化量 $d\lambda$ 表示为:

$$d\lambda = (\dot{\lambda}\Delta T)dN \quad (5)$$

根据轨道周期 T 与半长轴 a 的关系式 $T = 2\pi\sqrt{a^3/\mu}$, 可得:

$$\Delta T = \frac{3T}{2a}\Delta a \quad (6)$$

由飞行时间 t 与圈数 N 的关系式 $N = t/T$, 得:

$$dN = \frac{dt}{T} \quad (7)$$

考虑大气阻力摄动影响, 飞行 t 时间后半长轴变化量 Δa 为:

$$\Delta a = \Delta a_0 + \dot{a}t \quad (8)$$

式中, Δa_0 为半长轴初始变化量, \dot{a} 为大气阻力摄动造成的半长轴衰减速度, 通过一段时间内半长轴衰减变化拟和得到, 为负值。

将式(6)、式(7)和式(8)代入式(5), 得到:

$$d\lambda = \dot{\lambda} \frac{3}{2a} (\Delta a_0 + \dot{a}t) dt \quad (9)$$

对式(9)等式两端进行积分, 得到

$$\Delta\lambda = \Delta\lambda_0 - \frac{3(\omega_E - \dot{\Omega})}{2a} (\Delta a_0 t + \frac{1}{2}\dot{a}t^2) \quad (10)$$

式中, $\Delta\lambda_0$ 为升交点经度初始偏差。式(10)即为升交点经度偏差 $\Delta\lambda$ 的控制方程。

令升交点经度偏差的目标值为 $\Delta\lambda_T$, 即 $\Delta\lambda = \Delta\lambda_T$, 解得:

$$\Delta a_0 = \frac{2a(\Delta\lambda_0 - \Delta\lambda_T)}{3(\omega_E - \dot{\Omega})t} - \frac{1}{2}\dot{a}t \quad (11)$$

为实现飞船星下点在返回圈准确经过预定着陆场, 飞船返回圈实际升交点经度与标称升交点经度应一致, 轨道控制的目标是消除返回圈升交点经度偏差。设飞船轨道控制时刻为 t_{lc} , 飞船返回圈升交点时刻为 t_r , 即要求 $\Delta\lambda_T = \Delta\lambda(t_r) = 0$, 因此, 消除返回圈升交点经度偏差的半长轴改变量 Δa_l 为:

$$\Delta a_l = \frac{2a\Delta\lambda_0}{3(\omega_E - \dot{\Omega})(t_r - t_{lc})} - \frac{1}{2}\dot{a}(t_r - t_{lc}) \quad (12)$$

迭代修正的计算公式为:

$$\delta a_l = \frac{2a\delta\lambda_r}{3(\omega_E - \dot{\Omega})(t_r - t_{lc})} \quad (13)$$

式中, $\delta\lambda_r$ 为返回圈升交点经度偏差修正量, δa_l 为消除 $\delta\lambda_r$ 的半长轴改变修正量。

根据式(1), 由 Δa_l 和 δa_l 可得到消除升交点经度偏差的控制量 Δv_l 和 δv_l 。

由于 Δv_l 与控制时刻和目标时刻之间的时间历程相关, 时间历程越长, Δv_l 越小, 因此, 消除升交点经度偏差的控制宜尽早进行。

飞船返回制动点位于地球南半球的纳米比亚站测控区, 因此, 制动点高度的轨道维持控制点应位于地球北半球测控区。

2.3 升交点经度和制动点高度的耦合控制方程

设 Δv_b 为仅消除制动点高度偏差的控制量, Δv_l 为仅消除升交点经度偏差的控制量, 消除制动点高度偏差的变轨控制时刻为 t_{bc} , 消除升交点经度偏差的变轨控制时刻为 t_{lc} , 飞船返回圈升交点时刻为 t_r 。

由于 Δv_b 和 Δv_l 均是通过调整半长轴实现控制目标, 因此, 升交点经度与制动点高度的控制之间存在耦合关系。由式(10)可知, 轨道高度变化对升交点经度的影响与时间呈线性关系, 建立如下以时间为参量的升交点经度和制动点高度的耦合控制算法, 实现升交点经度和制动点高度的联合控制。

$$\Delta\bar{v}_b = \Delta v_b \quad (14)$$

$$\Delta\bar{v}_l = \Delta v_l - \Delta v_b \frac{t_r - t_{bc}}{t_r - t_{lc}} \quad (15)$$

式中, $\Delta\bar{v}_b$ 为联合控制的制动点高度偏差控制量, $\Delta\bar{v}_l$ 为联合控制的升交点经度偏差控制量。

2.4 偏心率保持的双脉冲耦合控制算法

交会对接初始轨道为圆轨道,为了避免因组合体轨道维持控制而造成轨道偏心率变大,保证组合体飞行期间轨道圆化度满足要求,组合体轨道维持采用双脉冲变轨控制。

设 Δv_1 、 Δv_2 为同方向双脉冲变轨控制速度增量矢量, $\Delta v_1 = |\Delta v_1|$, $\Delta v_2 = |\Delta v_2|$, 已知半长轴和偏心率双脉冲轨道控制方程为:

$$\frac{\Delta a}{a} = 2 \sqrt{\frac{a}{\mu}} (\Delta v_1 + \Delta v_2) \quad (16)$$

$$\Delta e = \Delta e_1 + \Delta e_2 = 2 \sqrt{\frac{a}{\mu}} (\Delta v_1 + \Delta v_2) \quad (17)$$

$$(\Delta e)^2 = \frac{4a}{\mu} [(\Delta v_1)^2 + (\Delta v_2)^2 + 2\Delta v_1 \Delta v_2 \cos(f_2 - f_1)] \quad (18)$$

式中, Δe_1 、 Δe_2 分别为双脉冲变轨控制后偏心率矢量的改变量, $\Delta e = |\Delta e|$, f_1 、 f_2 分别为双脉冲控制点的真近点角。

若双脉冲变轨后,对轨道偏心率无影响,则需满足条件: $|\Delta v_1| = |\Delta v_2|$, 且 $f_2 - f_1 = \pi$ 。

由于每次变轨前需进行跟踪测量、精密定轨、数据注入等操作,两次轨道控制之间需要几圈的时间间隔,因此,组合体轨道维持是通过控制量相同、但控制时刻不同的双脉冲变轨实现升交点经度偏差的控制。基于升交点经度与时间的线性相关性,建立下列与时间关联的双脉冲耦合控制算法,对升交点经度偏差进行分配,使得双脉冲变轨控制量一致。

设双脉冲变轨控制时刻分别为 t_{ic1} 和 t_{ic2} , 飞船返回圈实际升交点经度偏差为 $\Delta \lambda_r$, 双脉冲变轨控制所要消除的升交点经度偏差分别为 $\Delta \lambda_1$ 和 $\Delta \lambda_2$, 则有下列两式成立:

$$\Delta \lambda_1 + \Delta \lambda_2 = \Delta \lambda_r \quad (19)$$

$$\frac{\Delta \lambda_1}{t_r - t_{ic1}} = \frac{\Delta \lambda_2}{t_r - t_{ic2}} \quad (20)$$

求解可得:

$$\Delta \lambda_1 = \frac{t_r - t_{ic1}}{2t_r - t_{ic1} - t_{ic2}} \Delta \lambda_r, \Delta \lambda_2 = \frac{t_r - t_{ic2}}{2t_r - t_{ic1} - t_{ic2}} \Delta \lambda_r \quad (21)$$

3 轨道维持策略

以神舟九号交会对接飞行过程为例。飞船入轨

后经过远距离导引段于第 2 天完成自动交会对接,组合体飞行第 10 天(飞船飞行第 12 天)飞船撤离,飞船撤离后 1 天(飞船飞行第 13 天)返回地面。组合体飞行第 10 天,在第 187 圈青岛站测控区撤离,飞船撤离速度与轨道飞行方向相反,为 -0.5m/s ,撤离后飞船飞行 1 天的标称返回圈为第 201 圈,制动点位于第 200 圈纳米比亚站测控区。

根据式(12),升交点经度变化与半长轴变化是时间历程的线性关系,轨道控制后飞行时间越长,升交点经度控制效果越显著;由式(2)可知,制动点高度只与控制量相关,与时间历程无关。结合交会对接任务组合体飞行时间较长、飞船飞行时间较短的特点,采用组合体和飞船联合轨道维持控制实现返回圈升交点经度和制动点高度,组合体轨道维持主要实现返回圈升交点经度的目标,飞船轨道维持主要实现制动点高度的目标。根据制动点高度偏差,按照升交点经度和制动点高度的耦合控制算法,确定制动点高度控制量对返回圈升交点经度的影响,并将其预置到返回圈升交点经度的控制量中。

通过采用双脉冲变轨控制实现组合体轨道的圆化度保持不变。组合体轨道维持的双脉冲变轨控制点,按照轨道纬度幅角基本对称的原则分别在南半球测控区和北半球测控区选择。

由于飞船制动点位于地球南半球的纳米比亚站测控区,因此,飞船轨道维持的控制点须位于地球北半球测控区。

飞船从组合体撤离后,飞行器飞行状态由双体飞行转为单体飞行,飞行器模型参数发生改变;飞船撤离速度相当于飞船实施了一次固定控制量的轨道控制。这些因素在轨道维持策略规划中都是不容忽视的。

组合体和飞船联合轨道维持策略迭代计算流程如下:

(1) 初始条件设置。包括:组合体初始轨道、组合体质量和迎风面积、飞船质量和迎风面积、轨道力模型等。轨道力模型包括:地球中心引力、地球形状引力摄动、大气阻力摄动、组合体与飞船的双体和单体飞行模型、飞船撤离速度。

(2) 根据轨道力模型外推积分计算返回圈升交点经度偏差 $\Delta \lambda_r$ 和制动点高度偏差 Δh_b 。

(3) 确定组合体双脉冲维持控制时刻 t_{ic1} 和 t_{ic2} ; 根据式(12)和式(21),由 $\Delta\lambda_r$ 计算双脉冲控制量 Δv_{i1} 和 Δv_{i2} ;根据式(2),由 Δh_b 计算控制量 Δv_b ;根据式(14)和式(15),计算联合维持控制量 $\Delta \bar{v}_{i1}$ 和 $\Delta \bar{v}_{i2}$ 。

(4) 在时刻 t_{ic1} 和 t_{ic2} 施加控制量 $\Delta \bar{v}_{i1}$ 和 $\Delta \bar{v}_{i2}$,控后轨道根据轨道力模型外推积分计算返回圈升交点经度偏差 $\Delta\lambda_r$ 。

(5) 判断 $\Delta\lambda_r$ 是否满足要求。若 $\Delta\lambda_r$ 不满足要求,根据式(13),计算修正量 δv_{i1} 和 δv_{i2} ,令 $\Delta \bar{v}_{i1} = \Delta \bar{v}_{i1} + \delta v_{i1}$, $\Delta \bar{v}_{i2} = \Delta \bar{v}_{i2} + \delta v_{i2}$,返回(4);若 $\Delta\lambda_r$ 满足要求,转到(6)。

(6) 确定飞船维持控制时刻 t_{bc} ,根据式(2),由 Δh_b 计算维持控制量 Δv_b 。

(7) 在时刻 t_{bc} 施加控制量 Δv_b ,控后轨道根据轨道力模型外推积分计算制动点高度偏差 Δh_b 。

(8) 判断 Δh_b 是否满足要求。若 Δh_b 不满足要求,根据式(2),计算修正量 δv_b ,令 $\Delta v_b = \Delta v_b + \delta v_b$,返回(7);若 Δh_b 满足要求,转到(9)。

(9) 判断 $\Delta\lambda_r$ 和 Δh_b 是否均满足要求。若不满足要求,转到(3);若满足要求,计算结束。

上述流程(5)、(8)、(9)的迭代计算一般各需要2~3次。

4 仿真计算与结果分析

仿真计算中,组合体质量为16000kg,迎风等效面积为35m²,飞船质量为8000kg,迎风等效面积为22m²。地球引力场采用JGM-3模型32×32阶次;大气密度采用MSISE-90模型,阻尼系数CD=2.2,地磁指数AP=8,太阳辐射流量F107=120。组合体飞行1天拟合轨道半长轴衰减速度约为-16.5米/圈。

根据组合体飞行轨道各圈次的测控跟踪情况,选择组合体轨道维持圈次46圈和52圈,轨控点分别位于渭南测控区的纬度幅角60°和澳大利亚站测控区纬度幅角225°,2次轨控点纬度幅角相差165°,接近180°。187圈飞船撤离点纬度幅角为149°位于青岛站测控区,飞船撤离速度为-0.5m/s。撤离后飞船在191圈进行轨道维持,轨控点纬度幅角为148°位于卡拉奇站测控区,200圈纳米比亚站测控区的制动点纬度幅角为326°,两者相差178°,

接近180°。飞船于201圈返回预定着陆场。

初始轨道为交会对接后的第30圈组合体飞行轨道。分别设计了下列4种偏差轨道进行仿真计算。

算例1. 返回圈升交点经度偏差为正 $\Delta\lambda_r = 1.736^\circ$,制动点高度偏差为正 $\Delta h_b = 2.047\text{km}$ 。

算例2. 返回圈升交点经度偏差为正 $\Delta\lambda_r = 1.192^\circ$,制动点高度偏差为负 $\Delta h_b = -2.170\text{km}$ 。

算例3. 返回圈升交点经度偏差为负 $\Delta\lambda_r = -2.281^\circ$,制动点高度偏差为正 $\Delta h_b = 1.401\text{km}$ 。

算例4. 返回圈升交点经度偏差为负 $\Delta\lambda_r = -1.817^\circ$,制动点高度偏差为负 $\Delta h_b = -2.667\text{km}$ 。

表1给出了4种算例的组合体和飞船轨道维持控制量,表2给出了4种算例的飞船制动点高度偏差随各次轨道控制的变化,表3给出了4种算例的组合体轨道偏心率随各次轨道控制的变化。

表1 组合体和飞船轨道维持控制量

Table 1 Delta-V of orbit maintenances

算例	46圈 Δv /(m/s)	52圈 Δv /(m/s)	191圈 Δv / (m/s)
算例1	0.692	0.694	-0.760
算例2	0.444	0.445	0.701
算例3	-0.855	-0.857	0.935
算例4	-0.715	-0.717	1.968

表2 飞船制动点高度偏差变化

Table 2 Height difference of the spacecraft's brake point

算例	Δh_b /km	
初始	2.047	
算例1	组合体维持+飞船撤离 飞船维持	2.646 0
算例2	初始 组合体维持+飞船撤离 飞船维持	-2.170 -2.438 0
算例3	初始 组合体维持+飞船撤离 飞船维持	1.407 -3.250 0
算例4	初始 组合体维持+飞船撤离 飞船维持	-2.667 -6.845 0

结果表明:

(1) 初始升交点经度偏差为正时,表明轨道高度低于标称轨道高度,使得升交点经度向东漂移,因此,组合体轨道控制量为正,提高轨道高度,增大轨道周期,使得升交点经度向西漂移,消除升交点经度正偏差。反之,初始升交点经度偏差为负时,表明轨道高度高于标称轨道高度,使得升交点经度向西漂

表 3 组合体轨道偏心率变化

Table 3 Eccentricity of the complex's orbit

算例		46 圈	52 圈	187 圈
算例 1	控前	0.00018	0.00038	0.00054
	控后	0.00036	0.00024	0.00058
算例 2	控前	0.00019	0.00032	0.00056
	控后	0.00030	0.00023	0.00060
算例 3	控前	0.00019	0.00005	0.00066
	控后	0.00006	0.00019	0.00070
算例 4	控前	0.00020	0.00004	0.00065
	控后	0.00004	0.00020	0.00069

移,因此,组合体轨道控制量为负,降低轨道高度,减小轨道周期,使得升交点经度向东漂移,消除升交点经度负偏差。算例的组合体轨控量很好地反映了上述规律。由于组合体轨道维持距离飞船返回较远,升交点经度偏差的调整能力较强,轨控后升交点经度偏差大幅减小。

(2) 初始制动点高度偏差为正时,飞船轨道控制量为负,降低轨道高度;反之,初始制动点高度偏差为负时,飞船轨道控制量为正,提高轨道高度。算例 1,2,4 的飞船轨控量与上述规律相符合。算例 3 初始制动点高度偏差为正,但飞船轨控量仍为正,看似与上述规律相悖。其原因在于组合体维持控制量和飞船撤离速度对制动点高度产生了耦合影响。由算例 3 制动点高度变化可知,由于组合体轨控量和飞船撤离速度均为负值,使得轨道高度降低,在组合体维持和飞船撤离后,制动点高度偏差由初始的 +1.401km 变为 -3.250km,因此,飞船轨道维持控制量为正。事实上,由算例 1,2,4 中制动点高度变化也可看出组合体轨道维持和飞船撤离速度对制动点高度产生的耦合作用,只是还不足以引起制动点高度偏差的符号方向发生改变。

(3) 组合体轨道维持双脉冲轨控点的位置相对称,使得轨道偏心率保持不变。4 个算例的 52 圈控后轨道偏心率与初始轨道偏心率基本一致,经过轨道摄动演化,撤离时段的轨道偏心率也均小于 0.001,满足对轨道圆化度的要求。另外,飞船轨道维持控制点与制动点的位置相对称,最大效能地实现了制动点高度的控制。

(4) 飞船从组合体撤离的速度增量 -0.5m/s 相当于一次固定位置、固定控制量的轨道控制,在本文中对返回圈升交点经度具有约 +0.06° 的影响,对制动点高度具有 800m 的影响,是必须考虑的。

图 1 ~ 图 4 分别给出了 4 种算例的升交点经度偏差随各次轨道控制的变化。

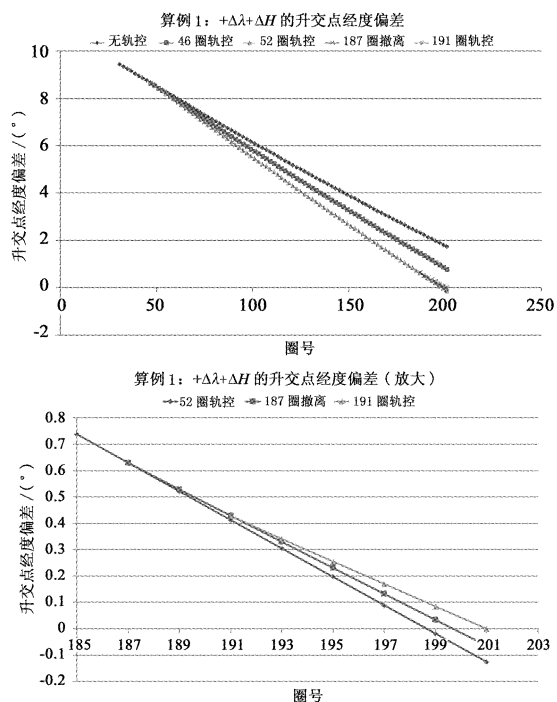


图 1 算例 1: +Δλ + ΔH 的升交点经度偏差
Fig. 1 Longitude difference of case 1

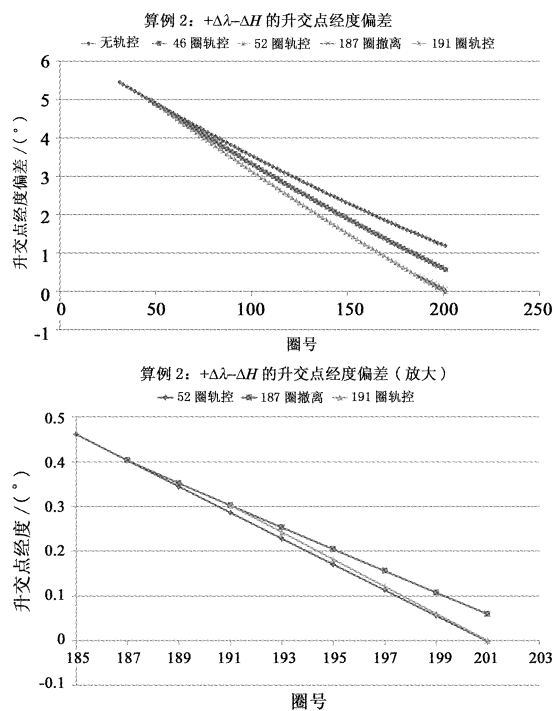


图 2 算例 2: +Δλ - ΔH 的升交点经度偏差
Fig. 2 Longitude difference of case 2

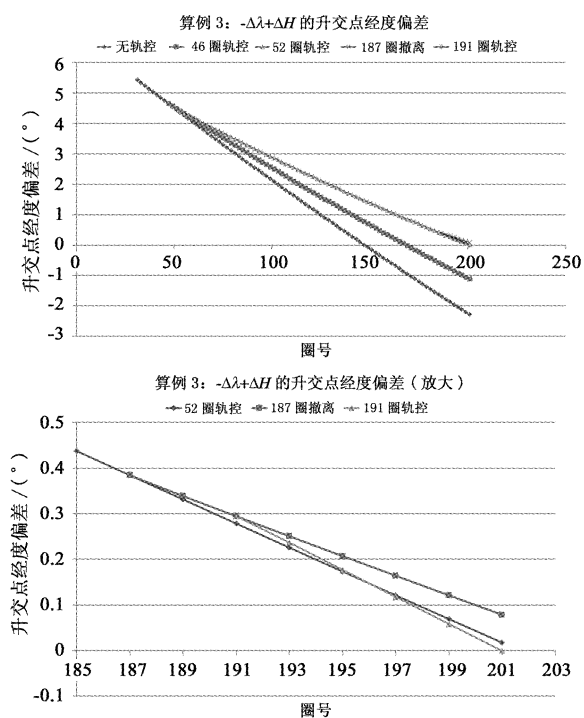
图3 算例3: $-\Delta\lambda + \Delta H$ 的升交点经度偏差

Fig. 3 Longitude difference of case 3

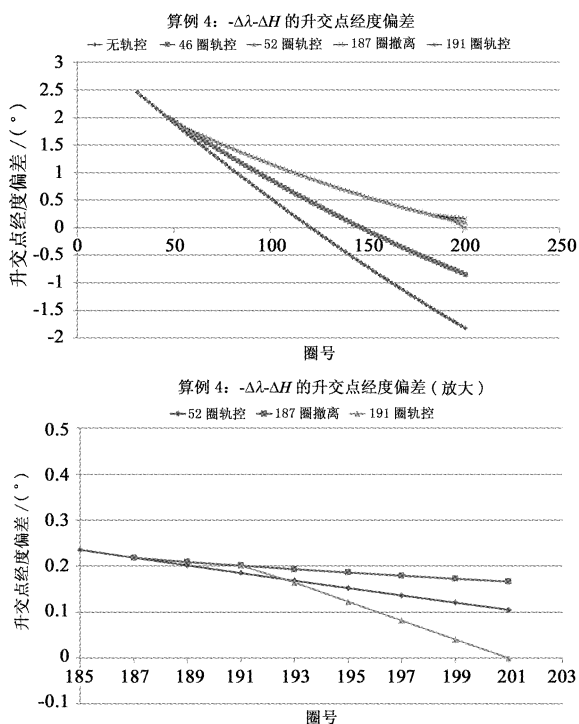
图4 算例4: $-\Delta\lambda - \Delta H$ 的升交点经度偏差

Fig. 4 Longitude difference of case 4

5 结论

论文针对组合体运行和飞船返回对轨道多个特征参数的要求,建立了升交点经度、当地轨道高度、轨道圆化度的控制方程,以及基于时间关联特性的升交点经度和制动点高度耦合控制方程和偏心率保持的双脉冲耦合控制方程。根据控制目标与飞行时间的相关性和组合体飞行时间较长与飞船飞行时间较短的特点,制定了组合体轨道维持实现升交点经度和轨道圆化度、飞船轨道维持实现制动点高度的联合控制策略,基于轨道半长轴的多组协同优化控制,融合了各次控制之间存在耦合的影响。基于高精度轨道动力学模型设计了双体飞行和单体飞行的迭代控制算法,实现了神舟九号交会对接任务组合体和飞船飞行过程的仿真计算。本文所提出的模型方法和控制策略已应用于我国交会对接轨道控制规划,具有较好的工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] Prussing J E. Optimal impulse linear systems; sufficient conditions and maximum number of impulses[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1995, 43(2): 195-206.
- [2] Hughes S P, Mailhe L M, Guzman J J. A comparison of trajectory optimization methods for the impulsive minimum propellant rendezvous problem[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2003, 13: 85-104.
- [3] Carter T E, Alvarez S A. Quadratic based computation of four impulse optimal rendezvous near circular orbit[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(1): 109-117.
- [4] 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.
- [5] 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. [Guo Hai-lin, Qu Guang-ji. Study on synthetic orbit maneuver of spacecraft during space rendezvous [J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 24(3): 60-67.]
- [6] 龚胜平, 李俊峰, 宝音贺西. 多冲量近圆轨道交会的部分变量瞄准法[J]. 空间控制技术与应用, 2009, 35(1): 13-18. [Gong Sheng-ping, Li Jun-feng, Baoyin He-xi. Partial variable aiming method for multi-impulse quasi-circular orbit rendezvous[J]. Aerospace Control and Application, 2009, 35(1): 13-18.]
- [7] 马艳红, 胡军. 基于序优化理论的三脉冲交会燃料寻优[J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 663-668. [Ma Yan-hong, Hu Jun. Three-impulse rendezvous fuel optimization based on ordinal optimization theory[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(2):

- 663 - 668.]
- [8] 顾大可,段广仁,张卯瑞. 有限推力交会的最省燃料轨迹[J]. 宇航学报,2010,31(1):75 - 81. [Gu Da-ke, Duan Guang-ren, Zhang Mao-ru. Fuel-optimal trajectories for finite-thrust rendezvous[J]. Journal of Astronautics,2010,31(1):75 - 81.]
- [9] 余志坤,薛白,丛源良,等. 最优双冲量交会问题的数学建模与数值求解[J]. 宇航学报,2010,31(1):155 - 161. [She Zhi-kun, Xue Bai, Cong Yuan-liang, et al. Mathematical modeling and numerical solving of the optimal two-impulse rendezvous problem[J]. Journal of Astronautics,2010,31(1):155 - 161.]
- [10] 蔡远文,李岩,任江涛. 在轨服务飞行器自动寻的段的接近策略分析[J]. 宇航学报,2011,32(10):2175 - 2180. [Cai Yuan-wen, Li Yan, Ren Jiang-tao. Approaching strategy for orbital service vehicle in auto-homing phase [J]. Journal of Astronautics,2011,32(10):2175 - 2180.]
- [11] 杨嘉墀,范剑峰,余明生,等. 航天器轨道动力学与控制(上、下)[M]. 北京:中国宇航出版社,1995.
- [12] 王旭东,李新峰,席敦义. 中国巴西地球资源卫星的轨道捕获和轨迹交会控制[J]. 航天控制,2000(3):50 - 55. [Wang Xu-dong, Li Xin-feng, Xi Dun-yi. Orbit acquisition and trajectory rendezvous control of CBERES-1 [J]. Aerospace Control,2000(3):50 - 55.]
- [13] 谭炜,杨开忠,赵丽. 搭载小卫星轨道控制策略研究与实际应用[J]. 飞行器测控学报,2006,25(3):13 - 19. [Tan Wei, Yang Kai-zhong, Zhao Li. Research and application on the orbit control strategy for the carried small satellite [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technolog,2006,25(3):13 - 19.]
- [14] 张晓坤,杨新,林宝军. 对地观测小卫星轨道机动仿真研究[J]. 计算机仿真,2006,23(6):66 - 68. [Zhang Xiao-kun, Yang Xin, Lin Bao-jun. Orbital maneuver simulation for small earth observation satellite [J]. Computer Simulation,2006,23(6):66 - 68.]
- [15] 余培军,王维,李建成. 对地观测卫星有限推力快速轨道机动优化方法[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(7):757 - 761. [Yu Pei-jun, Wang Wei, Li Jian-cheng. Optimization method of finite thrust emergency orbit maneuver for an earth observation satellite [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(7):757 - 761.]

作者简介:

李革非(1966 -),女,博士,研究员,研究方向为航天器轨道动力学与控制,主要从事载人航天和深空探测轨道控制工作。

通信地址:北京市 5130 信箱 105 号(100094)

电话:(010)66363134

E-mail:sophiebaacc@sina.com

(编辑:曹亚君)