# 广义多圈 Lambert算法求解多脉冲最优交会问题

童科伟 周建平 何麟书 张丽艳

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191) (中国载人航天工程办公室, 北京 100720)

**摘 要**: 基于一种高效高精度的 Battin多圈 Lambert算法提出一种考虑轨道摄动的广义多圈 Lambert算法. 与现有算法相比,本算法虽然原理复杂但计算流程非常简单,效率极高,分别通过几次内外循环就可满足精度要求. 广义多圈 Lambert算法结合一种可行解迭代交会模型构成了一个通用的多圈多脉冲交会规划框架,应用两步法求解此多变量的复杂工程优化问题,首先利用高效率的进化全局优化算法以及解析轨道模型作全局搜索,然后利用序列二次规划算法以及简化高精度轨道计算模型作局部搜索,此方法可以保证高效高精度的求解多圈多脉冲交会问题. 算例表明此方法特别适用于满足实际工程约束的交会规划问题.

**关 键 词**: 交会; 轨道动力学; 轨道转移; 非线性规划

**中图分类号**: V 412. 4$^{+}$1

**文献标识码**: A **文 章 编 号**: 1001-5965 (2009) 11-1398-05

## Generalized multiple-revolution Lambert algorithm for solving multiple-impulse rendezvous problem

Tong Kewei Zhou Jianping He Linshu

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

Zhang Liyan

(China Manned Space Engineering Office, Beijing 100720, China)

Abstract: Techniques based on a high efficient high precision Battin multiple-revolution Lambert algorithm were extended to a generalized multiple-revolution Lambert algorithm which can consider orbital perturbations. The approach is difficult to understand but is high efficient with a simple calculation flow which needs only several inner and outer iterations. A unified multiple-revolution multiple-impulse rendezvous planning framework was proposed by combining the generalized multiple-revolution Lambert algorithm and a feasible iteration rendezvous approach. A two-step optimization method was used to solve this difficult multi-variable engineering optimization problem which first utilizing a high efficient evolutionary algorithm with an analytical orbit model for global search, then a sequential quadratic programming algorithm was used with a simplified high precision orbit model for local optimization. The proposed method can guarantee to solve multiple-revolution multiple-impulse rendezvous problem with high efficiency and precision. The demonstration validates that it is very suitable for rendezvous planning problem with practical engineering constraints.

Key words: rendezvous; orbit dynamics; orbit transfer; nonlinear programming

Lambert问题是航天动力学的基本问题,它主要考虑二体条件下,在给定的时间内,如何从空间一点到达另一点. 这是一个两点边值问题. 关于Lambert问题的历史可见文献[1]. 常用的求解单圈 Lambert问题的方法有 Gauss法、普适向量法、Battin法等. Battin法继承了 Gauss法收敛快的优点,并消除了 Gauss法的奇异性,但其原理非常复杂[1]. 当转移时间较短时,单圈 Lambert转移轨道只有一条,此时是燃料最省的. 但转移时间很长时,单圈 Lambert算法计算出的转移轨道将呈现

**收稿日期**: 2008-11-07

**作者简介**: 童科伟 (1982 - ),男,湖南常德人,博士生, tongkewei@126. com.

较大的偏心率,对应的速度增量巨大,实际工程将不允许.因此有些算法以单圈 Lambert算法为基础,考虑增加几圈停泊轨道,把多余的时间消耗在停泊轨道上,以减小燃料消耗,形成一种特殊的多圈 Lambert算法,如文献[2-3]. R H Battin的学生 L A Loechler于 1988年基于单圈 Lambert算法提出了一种真正的多圈 Lambert算法[4],但未公开发表,因此不为人知.此后出现了各种多圈算法[2,5-6].而文献[7]基于 Loechler同样的多圈 Lambert方程推导了多圈算法,但未采用任何加速收敛的措施,效率远低于文献[4]的方法[7].本文基于[4]的多圈 Lambert方法应用一种高效的考虑摄动因素的广义多圈多脉冲交会算法,本算法利用进化算法以及序列二次规划算法寻优,并结合文献[8]提出的一种可行解迭代非线性交会规划模型.

## 1　Lambert算法

### 1.1　单圈及多圈 Lambert算法

双脉冲 Lambert交会问题可表述为:给定航天器初始时刻的位置 $r_0$ 和速度 $v_0$,经过飞行时间 $\Delta t$,要求航天器到达位置 $r_f$,并具有速度 $v_f$,要求确定航天器在初始和终端时刻的两次速度增量 $\Delta v_0$ 和 $\Delta v_f$.

若飞行时间 $\Delta t$较短,单圈双脉冲 Lambert算法求得的转移轨道可认为是燃料最优轨道.单圈算法中,最为高效的要属文献[1]提出的一种方法,此方法基于原始 Gauss法的求解思路,但避免了 Gauss法的奇异性,它充分利用了 Lambert问题的几何特性和数学本质,其具体采用的途径包括奇异性消除、连分数加速收敛、变量替换改变曲线曲率加速牛顿法收敛等.其最后一个技巧从本质上大大加速了 Lambert问题的求解速度.实例表明,对绝大多数问题仅需要几次代数运算就可以收敛.文献[1]的算法极其复杂,难以理解,但效率极高、适用面很广.

当飞行时间 $\Delta t$很长时,单圈算法求得的转移轨道将呈现较大的偏心率,燃料消耗巨大,必须改进.文献[4]基于 Battin法的思路提出了多圈 Lambert算法(在此称为 Battin-Loechler法),其原理十分复杂,但效率极高.由于此方法未公开发表过,在此简述其计算流程.

基于多圈 Lambert问题的基本方程[1]:

$$\sqrt{\mu\Delta}\,t = a^{3/2}\left[2N\pi + \alpha - \beta - (\sin\alpha - \sin\beta)\right] \tag{1}$$

值得一提的是 Battin法避免了 Gauss法的奇异性,但当两转移轨道半径 $r_1 = r_2$,转移角 $\theta = (4k+2)\pi$ (其中 $k\in\mathbf{Z}$)时,带来新的奇异性,需在轨道设计时避免.

文献[4]证明,多圈 Lambert转移存在 2种可能,分别对应于高能轨道(转移轨道的长半轴较大)和低能轨道(转移轨道的长半轴较小),并指出,对于给定时间,存在一个最大的转移圈数 $N_{\max}$,超过此圈数则无解,同时给出了一个概略的估计公式[4]:

$$N_{\max} \leq \frac{T - \pi(1-\lambda^5)}{2\pi} \tag{2}$$

由基本方程式(1),对于低能轨道,令:

$$y^2 \equiv \frac{m}{(l+x)(1+x)} \tag{3}$$

可得一个三次飞行时间方程.类似单圈 Battin法,引入自由参数 $h_1$ 及 $h_2$ 加速收敛:

$$h_1 = \frac{(l+x)^2}{4x^2(1+2x+l)}\cdot\left[3(1+x)^2\frac{N\frac{\pi}{2} + \arctan x}{x} - (3+5x)\right] \tag{4}$$

$$h_2 = m\left[\frac{1}{2x}\left(\frac{N\frac{\pi}{2} + \arctan\sqrt{x}}{\sqrt{x}} - \frac{1}{1+x}\right) - \frac{h_1}{(l+x)(1+x)}\right] \tag{5}$$

对应的三次方程成为

$$y^3 - (1+h_1)y^2 - h_2 = 0 \tag{6}$$

此时 Lambert问题的求解就转化为求解式(3)和式(6)的根.计算流程如下:

1) 定义初始估计: $x_0 = 1 + 4l$;

2) 计算 $h_1$ 和 $h_2$;

3) 计算 $B = \dfrac{27h_2}{4(1+h_1)^3}$;

4) 计算:

$$z = \begin{cases} 2\cos\left(\dfrac{1}{3}\arccos\sqrt{B+1}\right) & -1 \leq B \leq 0 \\ 2\cosh\left(\dfrac{1}{3}\operatorname{arcosh}\sqrt{B+1}\right) & B \geq 0 \end{cases} \tag{7}$$

5) 计算 $y = \dfrac{2}{3}(1+h_1)\left(\dfrac{\sqrt{B+1}}{z} + 1\right)$;

6) 计算 $x = \sqrt{\left(\dfrac{1-l}{2}\right)^2 + \dfrac{m}{y^2}} - \dfrac{1+l}{2}$

7) 转到第 2)步,直到 $x$在给定容差内不再变化.

对于高能轨道,令 $y^2 \equiv \frac{mx}{(l+x)(1+x)}$,可得

$$x = \frac{1}{2}\left\{\left[\frac{m}{y^2} - (1+l)\right] - \sqrt{\left[\frac{m}{y^2} - (1+l)\right]^2 - 4l}\right\} \tag{8}$$

同样引入参数 $h_1$ 及 $h_2$,以便加速收敛:

$$h_1 = \frac{(l+x)(1+2x+l)}{2(l-x^2)} \tag{9}$$

$$h_2 = mx\sqrt{x}\left[\frac{1}{2x}\left(\frac{N\frac{\pi}{2} + \arctan\sqrt{x}}{\sqrt{x}} - \frac{1}{1+x}\right) - \frac{h_1}{(l+x)(1+x)}\right] \tag{10}$$

此时三次方程式(14)成为

$$y^3 - x(1+h_1)y^2 - h_2 = 0 \tag{11}$$

高能轨道的求解过程类似于低能轨道. 不过此时 $x$ 的求解公式采用式(8). Loechler建议定义高能轨道的初始值为

$$x_0 = \left(\frac{2m}{N^2\pi^2}\right)^{\frac{1}{3}} - \frac{1+l}{2} - \sqrt{\left[\left(\frac{2m}{N^2\pi^2}\right)^{\frac{1}{3}} - \frac{1+l}{2}\right]^2 - 4l} \tag{12}$$

不过,基于本人的数值实验发现,在极少数情况下,取这个初始值会出现错误(根号下为负值),此时可另取 $x_0$ 为一小数,如 $x_0 = 0.01\sqrt{l}$

此外,由求 $z$ 的公式可见,若 $B < -1$,与开根号必须非负矛盾. 经实验发现,问题同样来自于初值的选取,此时一般只需重新调整初始值,可取 $0 < x \ll l$,如取 $x_0 = 0.01l$

值得注意的是,尽管 Battin-Loechler多圈法比单圈 Battin法复杂,但二者计算效率相当,绝大多数情况下,5～8次迭代就可收敛到 $1 \times 10^{-10}$ 的精度,其收敛性和收敛效率的比较见文献[4].

求出非线性方程组的根以后,类似单圈算法可求得各个轨道参数,具体公式见文献[1].

此外对于某些轨道如 LEO轨道等,对应于低能轨道(较小的半长轴)的轨道高度有可能小于地球半径,这实际上是不可行解,需要删除. 因此多圈算法求出的解还需要具体问题具体判断.

### 1.2 广义 Lambert算法

Lambert算法主要求解中心引力场问题,只适用于二体问题. 为了求解真实环境下的变轨问题,有必要考虑轨道的摄动因素,特别是多圈问题的转移时间一般都较长,摄动引起的误差较大,必须加以修正. 考虑到轨道摄动力与中心引力相比是小量,可以考虑摄动法,采用 Lambert法逐次迭代修正直到满足精度. 即,首先利用 Battin法计算给定位置和转移时间的二体转移问题,求出初始速度,然后利用初始位置和计算出的此初始速度积分,求得一个新的终端位置,此终端位置与原始定义的终端位置有一定差距. 若此差距不满足精度要求,定义一个新的终端位置为积分所得的终端位置与前面所得的差距之差,以此位置为新的 Lambert问题的终端位置向量,重新计算一个 Lambert问题. 上述过程构成了一个考虑摄动因素的广义 Lambert算法. 通常经过 2～5次迭代就可以满足精度要求.

由前面的分析可见,广义算法包含了两个循环,内循环利用 Battin法计算一个二体 Lambert问题,而外循环利用高精度轨道模型考虑摄动因素. 值得注意的是,上一次二体 Lambert问题求得的非线性方程的根 $x$ 可作为下一次求解时的初始值,以减少内循环的迭代次数.

## 2 非线性多脉冲交会问题

Lambert算法仅适用于双脉冲交会问题,而实际交会问题不仅是非线性的,而且脉冲数目也不仅仅只有两个,为此考虑非线性多脉冲交会问题.

文献[8]详细研究了二体燃料最优脉冲交会问题,并把此问题分为可行解迭代规划模型和非可行解迭代规划模型. 文献[9]研究了利用上述模型的多圈多脉冲交会,但由于计算机能力限制,他仅考虑了 J2～J4项及大气摄动,且仅采用了一种改进的单圈 Lambert算法求解多圈问题而非真正的多圈算法. 鉴于 Hughes模型的高效性,本文采用他的一种基于可行解迭代的优化模型,并结合多圈 Lambert算法求解摄动轨道交会问题.

定义脉冲施加前的状态用“-”表示,施加后用“+”表示,有:

$$\left.\begin{aligned} \mathbf{r}_i^+ &= \mathbf{r}_i^- = \mathbf{r}_i \\ t_i^+ &= t_i^- = t_i \\ \Delta\mathbf{v}_i &= \mathbf{v}_i^+ - \mathbf{v}_i^- \end{aligned}\right\} \tag{13}$$

对于 $n$ 次脉冲的一个中间脉冲 $i \neq 1$, $i \neq n$, $n > 2$,满足如下条件:

$$\left.\begin{aligned} \mathbf{r}_i &= \mathbf{f}(\mathbf{r}_{i-1}, \mathbf{v}_{i-1}, t_{i-1}, t_i) \\ \mathbf{v}_i &= \mathbf{g}(\mathbf{r}_{i-1}, \mathbf{v}_{i-1}, t_{i-1}, t_i) \end{aligned}\right\} \tag{14}$$

对于初始边界条件,满足:

$$\left.\begin{aligned} \mathbf{r}_1 &= \mathbf{f}(\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0, t_0, t_1) \\ \mathbf{v}_1^- &= \mathbf{g}(\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0, t_0, t_1) \end{aligned}\right\} \tag{15}$$

终端约束为

$$\left.\begin{aligned} r_n &= f(r_f, v_f, t_f, t_n) \\ v_n^+ &= g(r_f, v_f, t_f, t_n) \end{aligned}\right\} \tag{16}$$

优化指标为各次脉冲的总的速度增量最小:

$$\min J = \sum_{i=1}^{n} \| \Delta v_i \| \tag{17}$$

构造 Hughes的非线性交会可行解迭代规划模型需要选择合适的独立变量,并通过 Lambert算法用于满足终端条件. 本文选用的优化变量为平近点角占整个轨道的百分比以及脉冲向量:

$x_i = \frac{M_i}{2\pi}$, $i = 1, \cdots, n$ ($M$ 为平近点角)和 $\Delta v_j$, $j = 1, 2, \cdots, n-2$

为满足某些实际约束如测控通信要求,可事先规定每个脉冲的作用圈数[9]. 首先由式(15)计算确定 $r_1$ 和 $v_1^-$,由式(16)确定出 $r_n$ 和 $v_n^+$. 对于中间脉冲 $i = 1, \cdots, n-2$,有

$$\begin{aligned} v_i^+ &= v_i^- + \Delta v_i \\ r_i &= f(r_{i-1}, v_{i-1}, t_{i-1}, t_i) \\ v_i &= g(r_{i-1}, v_{i-1}, t_{i-1}, t_i) \end{aligned} \tag{18}$$

最后一个脉冲 $\Delta v_n$ 和倒数第 2次脉冲 $\Delta v_{n-1}$ 可通过一个广义多圈 Lambert算法求得. 以上过程得到全部脉冲,因此可确定总目标函数. 此外若考虑其它路径约束,可组成一个非线性规划问题.

为求解此多圈多脉冲交会问题,考虑采用一种高效率的基于进化的优化算法 SCO (Social Cognitive Optimization)[10]并配合 J2J3J4解析轨道模型做全局寻优,然后以此最优解为初始解,利用序列二次算法 SQP(Sequential Quadratic Programming)做局部寻优,并采用一种简化的高精度轨道计算模型,此模型考虑了地球非球形引力摄动,大气阻力,日月三体摄动及太阳光压等的影响,它利用引力加速度估计函数近似引力加速度,利用解析日月位置模型近似 DE405模型,精度极高但计算量非常小,可以保证在合理的时间内寻找到高精度的最优解. 具体算法可参见文献[1].

## 3　算例及结果分析

选择文献[9]的一个例子,考虑一个两天回归轨道,给定名义初始轨道根数为

$X_{0tar}$ = (6 720.140 km, 0, 42°, 162.286°, 0.245°)

$X_{0cha}$ = (6 638.140 km, 0.009 039, 42.2°, 169.686°, 120°, 1°)

终端条件为 $t_f$ = 14 000 s,对接进入走廊一般要求追踪飞行器位于目标飞行器后下方 80 km处,低于目标飞行器 30 km左右,相对速度约为 50 m/s,并要求对接段在轨道平面内进行.

考虑进入走廊参数对总脉冲增量的影响,为此考虑目标器轨道坐标系的相对状态参数. 由于要求轨道平面外即 $z$向的相对位置和相对速度很小,可近似为 0. 此外由要求可取 $x$向相对距离在 30 km左右,因此进入走廊的自由参数选择主要有 $y$向相对距离和相对速度及 $x$向的相对速度.

首先利用 SCO及 J2J3J4解析轨道寻优研究上述各参数的影响. SCO算法的种群取 10个,迭代 4 000次. 假定需要 4次变轨,每次变轨的间隔圈数分别为 6, 8, 3, 5,再经过 3圈以后交会. 考虑发动机限制,定义待施加脉冲向量的大小在 1～60 m/s之间.

定义 $z$向相对距离为 0.3 m,相对速度为 -0.16 m/s, $x$向相对距离为 -30 km,相对速度为 -0.02 m/s(负号表示追踪器小于目标器),分别改变 $y$向的相对速度和相对距离,如图 1所示,这两个参数对于最终的脉冲增量有极大影响.

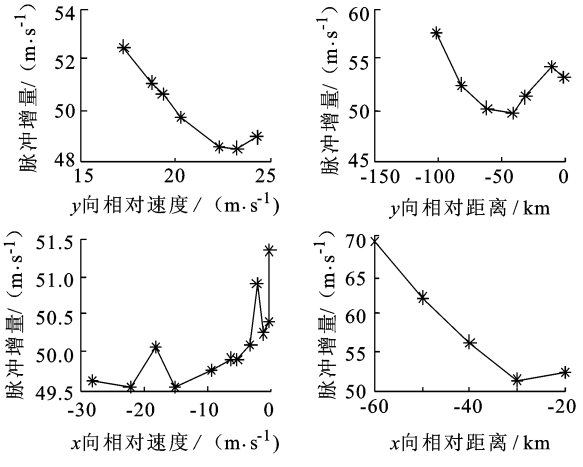


图 1　自由相对参数对速度增量的影响

考虑近圆轨道,当二者轨道高度相差约 30 km时,可估计二者的速度差(即相当于 $y$向的相对速度)约为 $\sqrt{\mu/a_c} - \sqrt{\mu/a_t} \approx 17.3$ m/s 而由图 1的第 1个子图可见 $y$向相对速度在约 23 m/s处达到极小,因此上述公式可用来粗略估计给定相对高度差(即 $x$向相对距离)时的 $y$向最优相对速度. $y$向相对距离没有较好的近似公式,但由图 1可见, $y$向相对距离取得适中即可. 另外固定 $y$向相对距离为 -30.7 km,相对速度为 17.3 m/s,分别改变 $x$向相对速度和相对距离. 由图 1第 3个子图可见,改变 $x$向相对速度引起的总脉冲增量的波动范围较小,不超过 2 m/s 而图 1第 4个子图表示改变 $x$轴相对距离引起的总脉冲增量波动极大,这同样可由近圆轨道相对速度差公式解释: 给定一个 $y$向相对速度,必对应一个轨道高度差,

当此高度差变动时,必然需额外的速度增量补偿.

综合以上分析,可由图 1指定最优对接进入走廊参数,如取: $x$向相对距离为 - 30 km,相对速度为 - 9.2 m/s, $y$向相对距离为 - 40 km,相对速度为 2.3 m/s(这些参数分别对应图 1子图中各自的最优解), $z$向数据见上,利用 SCO优化所得的最优脉冲为 47.8 m/s显然经过上述分析各个参数的敏感性,寻找到了一个最优脉冲增量(比图 1中的任何一个增量都小).

以 SCO的最优点为初始点,利用 SQP作局部寻优,找到精密轨道条件下的最优脉冲为 48.79 m/s两种轨道模型对应的脉冲增量见表 1.

表 1 两种轨道模型对应的速度增量

| 模型 | 第 1脉冲 | | 第 2脉冲 | | 第 3脉冲 | | 第 4脉冲 | | $\Delta v$/(m·s$^{-1}$) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | $\Delta t_i$/s | $\Delta v_i$/(m·s$^{-1}$) | $\Delta t_i$/s | $\Delta v_i$/(m·s$^{-1}$) | $\Delta t_i$/s | $\Delta v_i$/(m·s$^{-1}$) | $\Delta t_i$/s | $\Delta v_i$/(m·s$^{-1}$) | |
| J2J3J4解析模型 | 33628.6 | 11.70 | 45065.8 | 1.00 | 19675.3 | 19.88 | 23587.2 | 15.26 | 47.84 |
| 高精度简化模型 | 33629.8 | 11.70 | 45066.3 | 1.00 | 19677.9 | 21.19 | 23584.3 | 14.90 | 48.79 |

由表 1可见,基于 J2J3J4解析摄动的 SCO寻优基本找到了全局最优解,高精密轨道求得的脉冲增量稍有增加,但变化不大.结果表明考虑 J2J3J4摄动的 SCO寻优算法效率很高,而且基于 J2J3J4摄动求得的最优解可以辅助高精度轨道的寻优,加速计算过程.考虑到一般的交会时间长达 2 d左右,仅考虑 J2J3J4和大气摄动的轨道模型误差很大(1 d的误差可达 10 km量级),而本文采用的高精度轨道模型误差远小于 1 km[11],因此配合前面寻找最优交会走廊的图示法,本文所用的这种两步方案可以保证寻找到高精度的最优交会方案.本方法在奔四 3.0G的 CPU, 1G内存的台式机上, SCO寻优时间为 2 min, SQP寻优时间为 6 min,计算效率较高,且大量测试表明可以 100%找到可行的极优解.

## 4 结 论

本文寻找了一种高效的多圈 Lambert算法 Battin法,此算法与其它 Lambert算法相比,原理复杂但效率极高.本文结合摄动轨道模型,定义一种广义多圈 Lambert算法,并基于 Battin法的内在特性做出改进,进一步提高计算效率.最后利用 Hughes的一种非线性交会可行解迭代规划模型,结合 J2J3J4解析轨道模型以及高精度简化摄动轨道模型,应用一种基于 SCO进化算法以及 SQP算法的两步交会规划算法.算例表明本文的算法可以高效高精度的寻找到考虑工程实际的最优交会方案.此外本文提出一种研究对接进入走廊自由参数对最终交会脉冲增量敏度影响的图示分析方法,有助于辅助工程决策部门对最优进入走廊自由参数的选取.

### 参考文献 (References)


[1] Battin R H. An introduction to the mathematics and methods of astrodynamics[M]. New York: AIAA, 1987: 237 - 342

[2] 韩潮,谢华伟. 空间交会中多圈 Lambert变轨算法研究[J]. 中国空间科学技术, 2004, 24(5): 9 - 14
Han Chao, Xie Huawei. Research on algorithm of loopy Lambert transfer in space rendezvous[J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 24(5): 9 - 14 (in Chinese)

[3] 卢山,陈统,徐世杰. 基于自适应模拟退火遗传算法的最优 Lambert转移[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(10): 1191 - 1195
Lu Shan, Chen Tong, Xu Shijie. Optimal Lambert transfer based on adaptive simulated annealing genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(10): 1191 - 1195 (in Chinese)

[4] Loechler L A. An elegant Lambert algorithm for multiple revolution orbits[D]. Massachusetts: Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 1988

[5] Shen H J, Tsiotras P. Optimal two-impulse rendezvous using multiple-revolution Lambert solutions[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(1): 50 - 61

[6] Prussing J E. A class of optimal two-impulse rendezvous using multiple-revolution Lambert solutions[J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 2000, 48(2): 131 - 148

[7] Shen H J. Optimal scheduling for satellite refuelling in circular orbits[D]. Georgia: School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, 2003

[8] Hughes S P, Mailhe L M, Guzman J J. A comparison of trajectory optimization methods for the impulsive minimum fuel rendezvous problem[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2003, 113: 85 - 104

[9] Luo Yazhong, Tang Guojing, Lei Yongjun, et al. Optimization of multiple-impulse multiple-revolution rendezvous phasing maneuvers[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(4): 946 - 952

[10] Xie Xiaofeng, Zhang Wenjun. Solving engineering design problems by social cognitive optimization[C]//Kalyanmov D, Riccardo P. Genetic and Evolutionary Computation Conference. Berlin: Springer, 2004: 261 - 262

[11] 童科伟,周建平,何麟书. 近地卫星简化轨道预报方法研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1327 - 1333
Tong Kewei, Zhou Jianping, He Linshu. A reduced orbit propagation model of low-earth orbit satellite[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4): 1327 - 1333 (in Chinese)


(编 辑:张 嵘)