

基于近似生成函数迭代的分布式卫星构形最优控制研究

陈琪锋, 张跃东, 吴文昭, 戴金海

(国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 基于考虑地球非球形摄动的分布式卫星相对运动 Hamilton 力学模型和生成函数方法研究分布式卫星构形最优控制问题, 针对生成函数法的高计算开销, 提出了生成函数近似迭代方法。先以较低的计算代价, 获得最优控制 Hamilton 系统生成函数的低阶近似, 得到近似最优轨线, 再将最优控制 Hamilton 系统相对于近似最优轨线求“相对运动”, 该“相对运动”仍具有 Hamilton 性质, 利用其生成函数的低阶近似, 对近似最优轨线进行迭代修正, 从而以计算代价较小的低阶近似逼近计算代价高得多的高阶近似的精度。对圆参考轨道和椭圆参考轨道下的两种分布式卫星构形调整最优控制问题的求解表明, 该方法在保持小计算开销情况下达到了高控制精度。

关键词: 分布式卫星系统; 构形; 最优控制; Hamilton 系统; 生成函数

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)03-0988-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.027

0 引言

利用卫星相对运动的特定构形实现航天任务目标, 是分布式卫星系统 (DSS: Distributed Satellite System) 的典型特征, 构形成为其动力学与控制的关键。航天任务的高昂代价和复杂约束迫切要求寻找最优解, 而最优控制问题除了少数简单的规范化问题外, 难以解析求解, 所以现有研究通常采用两种手段: 一是将无限维问题以有限维方式来近似, 离散化为参数优化问题求解^[1], 缺点是为达到足够的精度, 离散化后问题的规模庞大, 求解困难; 二是直接建立参数优化问题^[2], 但这仅适合于冲量控制方式。高精度的最优构形调整控制, 必须建立在高精度动力学模型的基础上, 使得问题更加难以求解。如果 DSS 部署在椭圆轨道上, 其构形的高精度最优调整将是一个挑战。

Chandeok Park 和 Daniel J. Scheeres^[3,4] 首先采用 Hamilton 系统生成函数方法求解构形最优控制问题, 能够适应高精度要求和适合任意轨道类型, 但在他们的研究中, 仍采用二体假设下的牛顿力学模型, 没有考虑与线性化近似误差相比更为显著^[5] 的地球非球形摄动 J_2 项, 原因就在于模型复杂化带来求解的困

难。本文利用 Hamilton 系统的生成函数方法研究 DSS 高精度构形最优控制, 主要在两方面突破了现有研究: 一是采用相对运动的 Hamilton 力学模型, 考虑了地球非球形摄动这一主要摄动因素; 其二是为解决 DSS 高精度最优控制求解的复杂性, 提出了基于近似生成函数迭代的求解方法, 以计算代价较小的低阶近似逼近计算复杂得多的高阶近似的精度。

1 基于生成函数理论的最优控制解法

1.1 Hamilton 系统运动的表达

完整约束主动力有势系统可用 Hamilton 正则方程表达其运动, 对于主动力包含非有势力时, 运动微分方程增加了广义力部分^[4,6,7]

$$\dot{X} = J \nabla H(q, p, t) + GU$$

其中 $X = [q, p]^T$ 为正则变量, q, p 均为 n 维向量;

$H(q, p, t)$ 为 Hamilton 函数, $\nabla H = \begin{pmatrix} \frac{\partial H}{\partial q} \\ \frac{\partial H}{\partial p} \end{pmatrix}$, $J =$

$$\begin{pmatrix} 0 & I_n \\ -I_n & 0 \end{pmatrix}, I_n \text{ 表示 } n \text{ 维单位阵; } G = \begin{bmatrix} 0 \\ I_n \end{bmatrix}, U =$$

$[U_1, \dots, U_n]^T$, 表示非有势的广义力。

1.2 Hamilton 系统的生成函数理论

Hamilton 正则方程为 Hamilton 系统动力学提供了简洁统一的描述,而正则变换与生成函数理论为系统求解开辟了新的途径。化零正则变换将 Hamilton 函数变为零,变换后可直接积分求解。由 Hamilton-Jacobi 方程^[6,7],可解得化零正则变换的生成函数,然后只需简单的微分和代数运算就能得到系统的解。

根据 Hamilton 系统的相流变换理论^[4,7],相流逆变换是一个将系统相空间的运动 (q, p) 变换到其初值 (q_0, p_0) 的正则变换。对于固定的时间 t_0 , (q_0, p_0) 为常数,因此相流逆变换的生成函数满足 Hamilton-Jacobi 方程,正则变换关系为:

$$p = \frac{\partial F_1(q, q_0, t)}{\partial q}$$

$$p_0 = - \frac{\partial F_1(q, q_0, t)}{\partial q_0}$$

$$H\left(q, \frac{\partial F_1}{\partial q}, t\right) + \frac{\partial F_1}{\partial t} = 0$$

其中 F_1 为第一类生成函数。给定时间 t_0 和 t 以及边值条件 (q_0, q) ,由相流逆变换的生成函数可方便求解剩下的 $2n$ 个变量 (p_0, p) ,这为求解 Hamilton 系统两点边值问题提供了简便统一的方法。

1.3 最优控制问题的生成函数解法

根据庞特里亚金极小值原理^[8],对最优控制问题,沿最优轨线状态变量和协态变量满足 Hamilton 正则方程:

$$\begin{cases} \dot{x} = \frac{\partial H^*(x, \lambda, t)}{\partial \lambda} \\ \dot{\lambda} = - \frac{\partial H^*(x, \lambda, t)}{\partial x} \end{cases}$$

$H^*(x, \lambda, t)$ 为该 Hamilton 正则系统的 Hamilton 函数。在给定初、终状态条件下,只要求得协态变量的初值,就可以求得最优轨线,从而根据极小值原理获得最优控制,这就将最优控制问题转化为 Hamilton 系统的两点边值问题。若能根据 Hamilton-Jacobi 方程解得最优控制问题相流逆变换的生成函数 $F_1(x, x_0, t)$,则给定初、终状态 x_0 和 x_f ,只需简单的求导运算就可得到协态变量的边值,进而获得最优控制。

2 DSS 相对运动与最优控制问题的 Hamilton 模型

2.1 地球引力场中卫星运动的 Hamilton 模型

忽略大气阻力等非有势摄动力的作用,卫星在

地球引力场中的运动具有 Hamilton 性质。将地球看作一个质量相对于自转轴对称的旋转对称体,这是一个很好的近似。并且 DSS 的构形控制过程一般在较小的时间尺度内完成,地球引力势函数仅考虑 J_2 项就可以达到足够的精度。地心惯性坐标系中,考虑 J_2 项情况下地球引力场中单位质量卫星运动的 Hamilton 函数为^[4]:

$$H = \frac{1}{2}(p_x^2 + p_y^2 + p_z^2) - \frac{\mu}{\sqrt{q_x^2 + q_y^2 + q_z^2}} \times \left[1 - \frac{R^2}{2(q_x^2 + q_y^2 + q_z^2)} \left(3 \frac{q_z^2}{q_x^2 + q_y^2 + q_z^2} - 1 \right) J_2 \right]$$

其中 q 表示位置量, p 表示速度量。

2.2 DSS 相对运动 Hamilton 模型

假定卫星 A 为参考星,只对卫星 B 施加控制,

定义相对运动量 $X^h = \begin{pmatrix} \Delta q \\ \Delta p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q^B - q^A \\ p^B - p^A \end{pmatrix}$, 则:

$$\dot{X}^h = J \nabla H(q^B, p^B, t) - J \nabla H(q^A, p^A, t) + GU$$

根据 DSS 的特点, X^A 和 X^B 非常接近,因此可认为 X^h 较 X^A 和 X^B 为小量,从而可以保证将 $\nabla H(q^B, p^B, t)$ 在 (q^A, p^A) 处泰勒展开的收敛性,于是相对运动也可写成正则方程的形式:

$$\dot{X}^h = J \nabla H^h(\Delta q, \Delta p, t) + GU$$

其中^[4]

$$H^h(X^h, t) = \sum_{k=2}^{\infty} \sum_{\substack{j_1, \dots, j_{2n}=0 \\ j_1 + \dots + j_{2n} = k}} \frac{1}{j_1! \dots j_{2n}!} \times \frac{\partial^k H}{\partial q_1^{j_1} \dots \partial q_n^{j_n} \partial p_1^{j_{n+1}} \dots \partial p_n^{j_{2n}}} \cdot (q^A, p^A, t)(X_1^h)^{j_1} \dots (X_{2n}^h)^{j_{2n}}$$

所以 DSS 相对运动也具有 Hamilton 性质, $H^h(X^h, t)$ 就是相对运动的 Hamilton 函数。

2.3 DSS 构形最优控制模型

给定初、终时刻状态 $X^h(t_0)$ 和 $X^h(t_f)$, 选用控制量 $U(t)$ 的二次性能指标:

$$V = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} U^T(t) U(t) dt$$

定义最优控制问题的 Hamilton 函数为:

$$H = \frac{1}{2} U^T(t) U(t) + \lambda^T [J \nabla H^h(X^h, t) + GU(t)]$$

其中协态变量 $\lambda = [\lambda_1, \dots, \lambda_6]^T$, U 不受限时,由最优性条件 $\frac{\partial H}{\partial U} = 0$, 得最优控制律:

$$U^*(t) = -G^T \lambda$$

代入 H 表达式可得到以状态变量 X^h 和协态变量 λ 为正则变量的 Hamilton 函数:

$$H^*(X^h, \lambda, t) = -\frac{1}{2}\lambda^T G G^T \lambda + \lambda^T J \nabla H^h(X^h, t)$$

于是最优控制问题转化为以 $H^*(X^h, \lambda, t)$ 为 Hamilton 函数的 Hamilton 系统两点边值问题, 可以用生成函数法求解。

3 DSS 构形最优控制的近似生成函数迭代解法

3.1 DSS 相对运动的生成函数近似解法

DSS 相对运动的生成函数可以通过 Hamilton-Jacobi 方程的全积分求出。然而对于考虑地球非球形引力摄动的 DSS 相对运动问题, 无法解析求解 Hamilton-Jacobi 方程的全积分, Vincent M. Guibout^[4] 提出了一种近似方法来求解生成函数。根据 2.2 小节的结果, DSS 相对运动的 Hamilton 函数可以表示成系数随时间变化的相空间变量的级数形式。由于生成函数满足以 DSS 相对运动 Hamilton 函数表示的 Hamilton-Jacobi 方程, 所以有理由假定生成函数也可表示为系数随时间变化的相空间变量的级数形式^[4]:

$$F(Y, t) = \sum_{k=2}^{\infty} \sum_{\substack{j_1, \dots, j_{2n}=0 \\ j_1 + \dots + j_{2n} = k}} \frac{1}{j_1! \dots j_{2n}!} \cdot a_{k, j_1, \dots, j_{2n}}(t) Y_1^{j_1} \dots Y_{2n}^{j_{2n}}$$

其中 Y 表示生成函数中的相空间变量, 对于相流变换生成函数的 $F_1 = F_1(q, q_0, t)$, $Y = \begin{bmatrix} q \\ q_0 \end{bmatrix}$ 。

将生成函数级数形式和级数形式的相对运动 Hamilton 函数代入相流变换 Hamilton-Jacobi 方程, 可以得到相空间变量 Y 的级数形式的方程。根据相空间变量的任意性, 方程中对应相空间变量的各阶分量的系数都应当为零, 如此以来可以获得生成函数级数形式的各阶系数 $a_{k, j_1, \dots, j_{2n}}(t)$ 满足的微分方程组。对给定参考轨道的相对运动, 可通过数值积分求解这一系数微分方程组, 得出各阶系数, 获得 DSS 相对运动的生成函数。

在近距离相对运动条件下, 可认为级数的高阶项为小量, 因此实际应用中, 仅需对相对运动 Hamilton 函数和生成函数取有限项, 即可达到精度要求。由 Hamilton-Jacobi 方程的形式可推知: 若相对运动 Hamilton 函数取到 N 阶, 则生成函数至少应取到 N 阶, 才能有效发挥 Hamilton 函数的近似精度; 而给定

Hamilton 函数近似阶次后, 在级数收敛条件下, 生成函数近似的阶次越高, 求解的精度将越高。

3.2 构形最优控制的近似生成函数迭代解法

对于 DSS 构形最优控制导出的两点边值问题, 可以采用 3.1 小节给出的生成函数近似方法求解。理论上, 对小尺度范围的 DSS 相对运动而言, 只要相对运动动力学模型的 Hamilton 函数 $H^h(X^h, t)$ 近似形式取到足够的阶次, 生成函数近似形式也取到足够高的阶次, 就能通过解得的生成函数近似式获得在给定动力学环境假设下任意精度的最优控制解。然而, 生成函数近似表达式中每增加一个阶次, 其中待定的系数将大大增加, 这将带来求解的维数灾难。特别是最优控制导出的正则方程比相对运动动力学的正则方程多引入了协态变量 λ , 相空间维数增加一倍, 使得求解生成函数的高阶近似更加困难。

为有效降低生成函数法的计算代价, 提出一种基于相对运动生成函数近似的迭代解法。该方法的基本思想是仅求解生成函数的低阶近似, 通过最优控制 Hamilton 系统相对其近似最优轨线的“相对运动”的相流变换生成函数的低阶近似, 不断迭代对最优控制的近似最优轨线进行修正, 最终逼近高阶生成函数近似解法的精度。

3.2.1 最优轨线附近的相对运动表达

对于最优控制问题导出的 Hamilton 系统, 假定 $((X^h)^{(0)}(t), \lambda^{(0)}(t))$ 是接近最优轨线的一个相流运动, $((X^h)^{(0)}(t), \lambda^{(0)}(t))$ 附近的相流运动 $(X^h(t), \lambda(t))$ 相对于 $((X^h)^{(0)}(t), \lambda^{(0)}(t))$ 的运动仍具有 Hamilton 性质, 其 Hamilton 系统模型为:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{X}^h \\ \Delta \dot{\lambda} \end{bmatrix} = J \nabla \tilde{H}(\Delta X^h, \Delta \lambda, t)$$

其中 $\Delta X^h(t) = X^h(t) - (X^h)^{(0)}(t)$, $\Delta \lambda(t) = \lambda(t) - \lambda^{(0)}(t)$, 相对运动 Hamilton 函数可以表示成与 2.2 节类似的级数形式。

以上是 2.2 小节结论的推广, 实际上是建立了最优轨线与其近似解的偏差满足的动力学方程, 由于其具有 Hamilton 性质, 可以利用其生成函数来求解偏差两点边值问题。

3.2.2 相对运动生成函数近似迭代解法的过程

图 1 给出了基于相对运动生成函数近似迭代法求解最优控制问题的基本过程。

该方法中, 初始只需采用计算代价较小的 Hamilton 函数和生成函数低阶近似即可。由于最优轨线与其近似解的偏差 $(\Delta X^h, \Delta \lambda)$ 是小量, 因此, 根据相

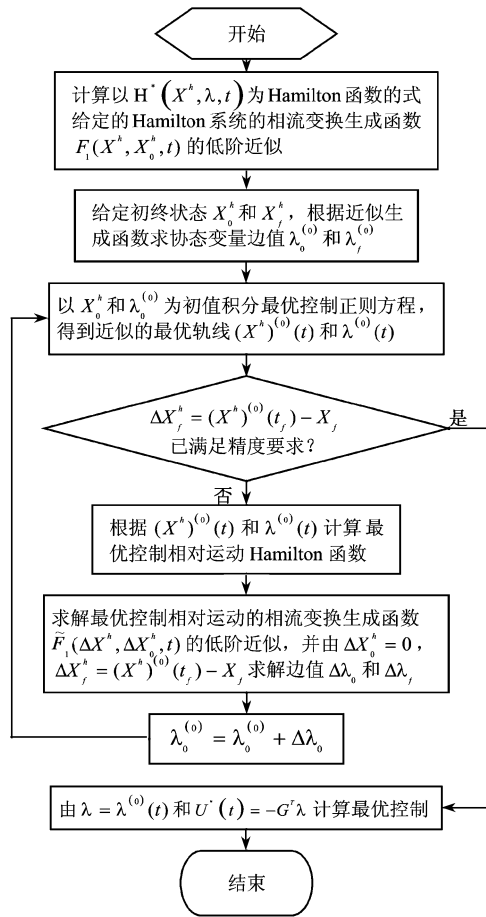


图 1 生成函数近似迭代解法的基本过程
Fig.1 Procedure of approximating generating function iteration method

对运动求解补偿量时,其相对运动 Hamilton 函数和生成函数也只需取低阶近似就能够达到较高的精度。而求得边值之后,已知初始时刻状态和协态变量对正则方程进行数值积分来求解最优轨线的计算

代价较小,所以可以采用高精度的动力学模型来保证精度要求。近似最优轨线的偏差用高精度的模型计算,对偏差的修正采用低阶近似迭代的进行,这样不断用高精度模型校正低阶近似带来的偏差,以较小的计算代价获得较高精度的最优控制解。

4 算例

分别采用圆参考轨道和椭圆参考轨道的相对运动调整问题验证本文提出的方法。

4.1 圆参考轨道的 DSS 构形调整最优控制

假定参考星的初始轨道长半轴为 6878137 米,偏心率为 0,轨道倾角为 30 度,升交点赤经为 0 度,近地点幅角为 0 度,平近点角为 0 度。初始时刻 ($t_0 = 0$ 秒)环绕星在参考星轨道坐标系内以参考星为中心 x 和 z 方向振幅均为 500 米的空间椭圆上,环绕星在绕飞轨道上的相位 $\phi = \pi/2$, z 方向振动相位 $\varphi = 0$,要求最终时刻 ($t_f = 6000$ 秒)将环绕星调整到参考星轨道坐标系内以参考星为中心 x 和 z 方向振幅均为 800 米的空间椭圆上,且相位为 $\phi = 0, \varphi = -\pi/2$ 。求在 $[t_0, t_f]$ 内施加的连续推力最优控制。

在考虑 J_2 摄动的动力学环境中求解此构形调整的连续推力最优控制问题,相对运动 Hamilton 函数 $H^h(X^h, t)$ 仅取 X^h 的前两阶项,即二阶和三阶项,这实际上是对考虑 J_2 摄动的相对运动动力学的二阶近似。数值仿真显示,这种二阶近似每个轨道周期偏差在厘米量级,可以满足构形调整精度的要求。

首先基于低计算代价的相流运动线性近似求最优控制问题生成函数的近似解,得到协态变量初值以及近似最优轨线末端状态偏差,见表 1。

表 1 圆参考轨道最优控制问题的低阶近似解

Table 1 Low order approximate solution of CP (circular reference orbit problem)

协态变量初值 λ_0	$[-1.217596e-8, -5.256466e-8, -3.465367e-8, -0.0000625485, 0.0002664781, -0.0003739779]^T$
终端状态偏差 ΔX_f^h	$[-0.855427, 1.859712, 1.004222, -0.002107, -0.000629, -0.000299]^T$

表 2 圆参考轨道问题近似最优轨线的迭代修正

Table 2 Iterative correction of approximate optimal track for CP

修正次序	对协态变量初值的修正量 $\Delta \lambda_0$	修正后近似最优轨线末端状态与期望值的偏差 ΔX_f^h
1	$[1.32e-10, 1.42e-11, 4.57e-11, 4.62e-8, 9.70e-8, 4.34e-8]^T$	$[0.003123, -0.001597, -0.001100, 4.54e-6, 2.29e-7, 2.49e-7]^T$
2	$[1.99e-14, -5.29e-14, 5.90e-14, 5.01e-12, 2.04e-11, 1.03e-11]^T$	$[0.000126, -0.000222, -0.000159, 9.47e-8, -1.67e-7, -1.28e-7]^T$

为提高精度,采用本文提出的最优控制相对运动生成函数近似迭代解法对近似最优轨线进行迭代修正,各次修正的情况如表 2 所示。可见经过迭代修正,误差显著减小,只需两次迭代就能够实现相当高的求解精度。

需要说明的是表 1 和表 2 中给出的状态偏差都是在考虑 J_2 项的 DSS 相对运动二阶近似动力学环境中得到的。表 3 则给出了在完整的 J_2 动力学环境中施加求得的最优控制后的终端状态偏差,可以看出其精度是令人满意的。

表 3 迭代法求解圆参考轨道最优控制问题的结果

Table 3 Solution of CP

协态变量初值 λ_0	$[-1.204398e-8, -5.255054e-8, -3.460796e-8, -6.250227e-5, 2.665751e-4, -3.739345e-4]^T$
终端状态偏差 ΔX_f^h	$[-0.023765, 0.019496, 0.011710, 3.735233e-5, -4.079860e-7, -1.974200e-7]^T$

参考星轨道坐标系中的最优轨线和地心惯性坐标系中的最优控制分别如图 2 和图 3 所示。

刻 $t_f = 18000$ 秒时环绕星期望相对运动状态为: $[-512.009765, 1229.383587, -614.691793, 0.137209, 0.228577, -0.114288]^T$, 求在 $[t_0, t_f]$ 内施加的连续推力最优控制。

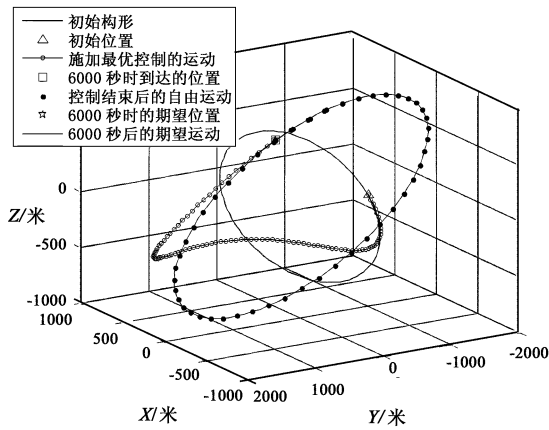


图 2 圆轨道构形调整最优控制的相对运动
Fig.2 Optimal track of CP

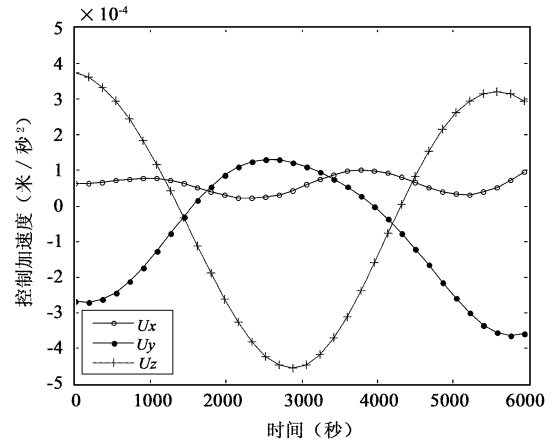


图 3 圆轨道构形调整最优控制的控制量
Fig.3 Optimal control input of CP

4.2 椭圆参考轨道的相对运动调整最优控制

设参考轨道初始轨道长半轴为 20000000m, 偏心率为 0.65, 轨道倾角为 30 度, 升交点赤经为 0 度, 近地点幅角为 0 度, 平近点角为 0 度。参考星轨道坐标系中, $t_0 = 0$ 时环绕星初始相对运动状态为: $[0, -1000, 0, -0.111608, 0, -0.111608]^T$, 最终时

同样在考虑 J_2 摄动的动力学环境中求解此连续推力最优控制问题, 过程与圆参考轨道问题完全相同。经两次迭代修正, 得到了具有较高控制精度的解, 见表 4。

表 4 迭代法求解椭圆参考轨道最优控制问题的结果

Table 6 Solution of EP (elliptical reference orbit problem)

协态变量初值 λ_0	$[-1.213855e-7, -5.268436e-8, -2.585332e-8, -7.214844e-5, -1.104492e-4, 6.795890e-5]^T$
终端状态偏差 ΔX_f^h	$[-0.059008, 0.023887, 0.013766, -9.23e-6, -1.19e-7, -8.19e-8]^T$

参考星轨道坐标系中的最优轨线和地心惯性坐标系中的最优控制分别如图 4 和图 5 所示。

ilton 系统的统一描述, 易于考虑地球非球形摄动因素实现高精度, 并且适用于任何轨道类型。针对生成函数方法存在的计算开销问题, 提出了基于相对运动生成函数近似迭代求解 DSS 高精度最优控制问题的方法。利用最优控制 Hamilton 系统相对于最优轨线的“相对运动”, 以其生成函数低阶近似对近似最优轨线

5 结论

采用 Hamilton 系统的生成函数方法, 开展 DSS 连续推力高精度构形最优控制研究。该方法基于 Ham-

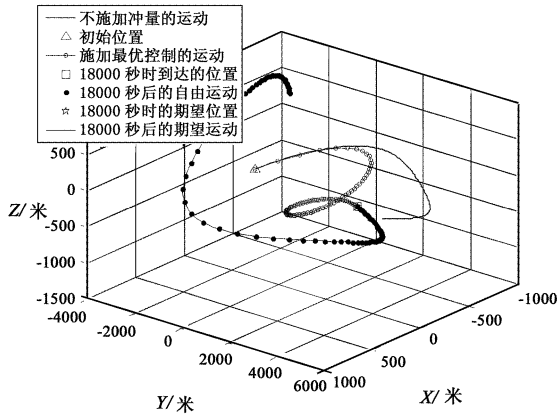


图 4 椭圆轨道构形调整最优控制的相对运动
Fig.4 Optimal track of EP

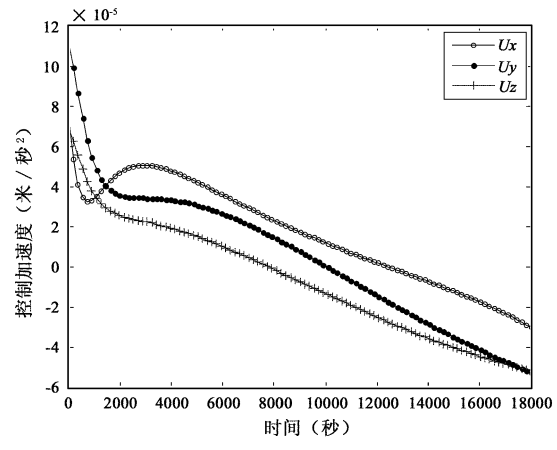


图 5 椭圆轨道构形调整最优控制的控制量
Fig.5 Optimal control input of EP

进行迭代修正,从而以计算代价较小的低阶近似逼近计算复杂得多的高阶近似的精度。

分别对圆参考轨道和椭圆参考轨道的两种 DSS 构形调整问题进行了高精度最优控制求解,结果表明相对运动生成函数近似迭代法求解 DSS 最优控制问题能达到较高精度,并且有效降低了生成函数方法的计算开销。

需要进一步研究的内容包括近似生成函数法求解的收敛性问题、控制受限问题、时间最优等其它最优性指标下的最优控制求解等。

参考文献:

- [1] Hyung-Chul Lim, Hyo-Choong Bang, Kwan-Dong Park, Woo-Kyoung Lee. Optimal formation trajectory-planning using parameter optimization technique[J]. J. Astron. Space Sci, 2004,21(3): 209 – 220.
- [2] Li S, Mehra R, Smith R, Beard R. Multi-spacecraft trajectory optimization and control using genetic algorithm techniques, IEEE, 2000.
- [3] Chandeok Park, Vincent M, Guibout, Daniel J, Scheeres. Solving optimal continuous thrust rendezvous problems with generating functions [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2006, 29(2):321 – 331.
- [4] Vincent M, Guibout. The Hamilton-Jacobi Theory for Solving Two-Point Boundary Value Problems: Theory and Numerics with Application to Spacecraft Formation Flight, Optimal Control and The Study of Phase Space Structure[D]. Ph.D thesis, The University of Michigan.
- [5] Kyle T A, Hanspeter S, Gim D W. Gravitational perturbations [J]. Nonlinearity and Circular Orbit on Formation Flying Control Strategies, AAS 00 – 012.
- [6] 陈滨编著. 分析动力学[M]. 北京:北京大学出版社,1987. [CHEN Bin. Analytical Dynamics[M]. Beijing: Beijing University Press, 1987.]
- [7] 张启仁著. 经典力学[M]. 北京:科学出版社, 2002. [ZHANG Qi-ren. Classical Mechanics[M]. Beijing: Science Press, 2002.]
- [8] 巨永锋,李登峰 主编. 最优控制[M]. 重庆:重庆大学出版社, 2005. [JU Yong-feng, LI Deng-feng. Optimal Control [M]. Chongqing: Chongqing University Press, 2005.]
- [9] 肖峰 编著. 人造地球卫星轨道摄动理论[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1995. [XIAO Feng. Perturbation Theory of Artificial Earth Satellite[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1995.]

作者简介:陈琪锋(1976-),男,博士,副教授,飞行器设计专业,研究方向为飞行器多学科设计优化、多智能体协同控制、分布式卫星自主运行技术。
通信地址:湖南长沙国防科技大学航天与材料工程学院 106 教研室(410073)
电话:(0731)4573159
E-mail:cqf_nudt@sina.com

(下转第 999 页)