

文章编号: 1000-6893(2004)05-0442-04

# 基于分解策略的 SSO 发射轨道遗传全局优化设计

罗亚中, 唐国金, 梁彦刚

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

Decomposition Approach and Genetic Algorithm Based Global Optimization  
of Launch Trajectory for Sun Synchronous Orbit

LUO Ya2zhong, TANG Guo2jin, LIANG Yan2gang

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

**摘要:** 提出了基于轨道分解优化和遗传算法(GA)的 SSO 发射轨道优化设计策略。针对多个轨道段相互耦合问题, 基于分解优化策略, 将整个发射轨道设计问题分解为两个轨道段设计问题。为了高效可靠地获得全局最优解, 对基本遗传算法进行了改进。首先提出了基于多变异操作等改进措施的改进遗传算法; 此外, 结合遗传算法的全局搜索特性和 Powell 算法的局部搜索特性, 设计了一种串行混合遗传算法。一个二级 SSO 运载火箭的计算结果表明, 轨道分解优化策略确保了问题的成功求解, 改进遗传算法和混合遗传算法均可稳定地获得全局最优解, 但是混合算法更有效地提高了 GA 性能。

**关键词:** 运载火箭; SSO 发射轨道优化; 分解优化策略; 混合遗传算法; 全局优化

中图分类号: V412.4<sup>+</sup>1 文献标识码: A

**Abstract:** A methodology for Sun Synchronous Orbit (SSO) launch trajectory optimization design is proposed, which is based on trajectory decomposition optimization and Genetic Algorithm(GA). In order to solve the problems caused by coupling of multiple segment trajectories, the all2up trajectory optimization design problem is divided into two segment trajectory optimization design problems based on the decomposition optimization approach. In order to obtain the global solution efficiently and robustly, the basic GA is improved. First, an improved GA including some improvement measures such as multiple mutation operators is proposed. Furthermore, a pipeline hybrid GA combining the global search properties of GA with the local search characteristics of Powell algorithm is developed. The computational results of a two2stage SSO launch vehicle show that the trajectory decomposition optimization approach guarantees the problem to be solved successfully, and that the improved GA and the hybrid GA both locate the global solution reliably. However, it should be pointed out that hybridizing algorithm improves the performance of GA more effectively.

**Key words:** launch vehicle; optimization of launch trajectory for SSO; decomposition optimization approach; hybrid Genetic Algorithm; global optimization

运载火箭发射轨道优化设计在运载火箭全寿命周期内均有重要的价值<sup>[1]</sup>。太阳同步轨道(Sun Synchronous Orbit, SSO)是一类有着广泛应用价值的卫星轨道。SSO 发射轨道优化设计问题是一个复杂的轨迹优化设计问题, 目前对其优化设计策略还没有成熟的阐述。本文以运载火箭总体优化设计的实际工程为背景, 建立了 SSO 发射轨道的分解优化模型; 同时针对一般非线性规划算法在求解复杂轨迹优化问题中的局限性以及经典遗传算法的不足, 设计了基于多变异操作的改进遗传算法模型和混合遗传算法模型, 成功地应用到 SSO 发射轨道全局优化求解中。

## 1 SSO 发射轨道优化设计问题

SSO 通常为非近地圆轨道, 因此其发射轨道包含转移轨道。如图 1 所示, SSO 卫星发射过程是: 火箭从发射点起飞, 经过前动力段  $ok_1$  在  $k_1$  点进入转移轨道, 在转移轨道滑行到  $k_2$  点, 上面级发动机再次工作, 在后动力段  $k_2k_3$  加速, 达到

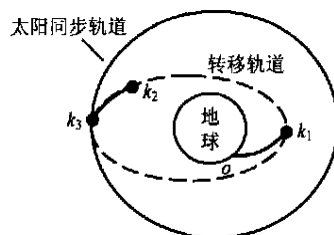


图 1 SSO 发射轨道示意图

Fig 1 Sketch map of SSO launch trajectory

收稿日期: 20030917; 修订日期: 20040231

基金项目: 国家 863 计划(2002AA001006)资助项目

预定速度后,火箭与卫星在  $k_3$  点分离,卫星进入 SSO。

SSO 发射轨道设计包括 3 个轨道段的设计:前动力轨道段  $ok_1$ 、转移轨道滑行段  $k_1k_2$  和后动力轨道段  $k_2k_3$ 。本文选择上面级推进剂冗余量为优化指标。

发射轨道优化的控制变量为俯仰程序角  $U_x(t)$ 。大气层飞行段的俯仰角由 2 个参数确定:  $a$ - 常数;  $A_m$ - 攻角绝对值最大值;在真空段俯仰程序角  $U_x(t)$  由各个俯仰角线性段斜率  $\hat{U}_{xi}$  决定,俯仰程序角的选择参见文献[2]的论述。

SSO 发射轨道优化设计问题是一个复杂的轨迹优化设计问题,该问题的求解难度分析参见文献[2]。本文立足于多重参数化法、智能优化算法等目前主流的轨迹优化技术手段对 SSO 发射轨道优化设计问题进行了较为系统的研究。

## 2 SSO 发射轨道优化设计模型

整个 SSO 发射轨道分为 3 个轨道段,优化设计指标是上面级推进剂冗余量最大,同时满足入轨条件。由于转移轨道滑行段是无动力飞行,要获得 SSO 入轨最大推进剂冗余量,上升轨道同样也应该是燃料最省的,即/最优-最优0 才能获得最大设计指标;目前,轨道分解优化策略是各类型多轨道段轨道优化问题的有效求解策略<sup>[3,4]</sup>。因此,将整个 SSO 发射轨道优化设计问题划分为两个轨道段优化设计问题。

(1) 上升轨道段优化设计模型 转移轨道上升轨道段是指火箭从地面起飞到转移轨道入轨点的飞行段,该段轨道优化设计问题描述如下

$$\left. \begin{aligned} \min f_1 = f_1(x_1, p) = t_{s1} \\ \text{s. t. } W_{ran}(x_1, p) = 0, q - q_{max} [0] \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中,转移轨道入轨条件

$$W_{ran} = \begin{bmatrix} r(t) - r_{k1} \\ M(t) - M_{k1} \\ ;(t) - ;k1 \end{bmatrix}_{t=t_1} \quad (2)$$

式中:  $r(t)$ 、 $M(t)$ 、 $;(t)$  分别是  $t$  时刻运载火箭矢径、绝对速度值、当地弹道倾角;  $r_{k1}$ 、 $M_{k1}$ 、 $;k1$  是上述指标对应的实际入轨轨道要求;  $t_1$  是转移轨道入轨点时刻;  $q$  是任意时刻的飞行动压;  $q_{max}$  是最大允许飞行动压;  $p$  是运载火箭系统参数。

$x_1 = (A_m \ a \ \hat{U}_{xi} \ t_{s1})^T \ (i = 1, 2, \dots, N_1)$  为转移轨道上升段轨道优化设计变量,  $t_{s1}$  是上面级发动机第一次工作时间。

(2) 转移轨道段优化设计模型 转移轨道到

SSO 轨道段包括 2 个轨道段:转移轨道无动力滑行段和停泊轨道到 SSO 轨道的变轨段,由于滑行段的设计指标最终体现在 SSO 的入轨指标上,因此把这两个轨道段作为一个整体进行优化设计。该段轨道优化设计问题表述如下

$$\left. \begin{aligned} \max f_2 = f_2(x_2, p) = m_{ry} \\ \text{s. t. } W_{SSO}(x_2, p) = 0 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中: SSO 轨道入轨条件

$$W_{SSO} = \begin{bmatrix} r(t) - r_{k3} \\ M(t) - M_{k3} \\ ;(t) - ;k3 \\ i(t) - i_{k3} \end{bmatrix}_{t=t_3} \quad (4)$$

式中:  $i(t)$  是时  $t$  刻轨道倾角;  $i_{k3}$  是实际入轨轨道倾角要求;  $t_3$  是 SSO 轨道入轨点时刻;  $m_{ry}$  是上面级关机时推进剂冗余量。  $x_2 = (t_w \ \hat{U}_w \ \hat{U}_{xi} \ m_{ry})^T \ (i = N_1 + 1, \dots, N_2)$  为该段轨道优化设计变量。滑行段的轨道设计变量选择了滑行段时间  $t_w$  和该段的俯仰角线性斜率  $\hat{U}_w$ , 选择  $\hat{U}_w$  是为了保持俯仰角连续,同时也会对下一阶段转移轨道到 SSO 的变轨产生影响。

式(1)~式(4)给出了基于分解策略的 SSO 发射轨道优化设计模型的大致框架,详细的模型如适应于 SSO 发射轨道计算的弹道微分方程等内容参见文献[2]。

(3) 一体化优化设计模型 虽然 SSO 和地球同步转移轨道 (Geosynchronous Transfer Orbit, GTO)<sup>[2]</sup> 的发射轨道均包含转移轨道,但 SSO 发射轨道的转移轨道并非是要严格给定的,即式(2)的等式条件可以不满足。因此,若对转移轨道入轨条件不做要求,则可以建立起 SSO 发射轨道的一体化优化设计模型为

$$\left. \begin{aligned} \max f = f(x, p) = m_y \\ \text{s. t. } W_{SSO}(x, p) = 0, q - q_{max} [0] \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

其中:  $x = x_1 + x_2$ 。显然该优化问题的维数大于前面所述的两个优化问题的维数,这给算法的收敛求解带来了困难。

## 3 遗传算法模型

(1) 改进遗传算法 遗传算法 (Genetic Algorithm, GA) 作为一种解决复杂问题的有效方法,全局收敛性和并行是它的独特品质,同时 GA 具有简单性、易操作性、鲁棒性等特点,已被广泛应用到众多领域中。然而传统的二元型 GA 在实际应用中仍存在着诸多问题:<sup>1</sup> 二进制编码在求解多

变量高精度问题时编码复杂, 算法适应性差; ° 适应度函数对算法性能影响较大, 对于实际的非线性约束问题适应度函数难于选择; » 算法随机性过强, 缺乏相应的下降指导原则, 算法的收敛速度慢和收敛精度差。针对上述问题, 为了将GA成功地应用到轨道优化设计中, 设计了如下改进遗传算法(Improved GA, IGA)。

编码方式是实数编码, 适应度函数选择了一种具有自适应性和鲁棒性的适应度函数<sup>[2]</sup>, 采用算术交叉算子和基于最优保留策略的比例选择算子。在实数编码时, 变异算子的作用不再像二进制编码时仅仅为了保持群体的多样性。这时, 它已成为一个主要的搜索算子。为提高GA对复杂问题的优化性能, 设计了多变异操作来扩展算法的搜索结构; 同时引入一个带有确定性搜索方向的变异算子用于提高算法效率。所采用的4种实数编码变异操作如下: ¹ 非均匀变异; ° 均匀变异; » 附加扰动, 即  $x_c = x + D$  D是在搜索空间上随机产生的扰动向量; ¼ 确定性随机方向变异: 设被选中变异的个体的染色体为  $X_k$ , 随机产生一个扰动方向  $p_k$ , 整个变异操作的过程是以  $X_k$  为起点, 沿方向  $p_k$  采用一维搜索寻求最优点作为新的染色体。

上述4种变异算子的使用有不同的策略, 各个变异算子的变异概率可以相同, 也可以是不同的变量; 可以等概率随机选择, 也可以在进化的不同时期交替使用。

(2) 混合遗传算法 轨迹优化问题参数化后的问题是一个非常复杂的非线性优化问题, 经典的非线性优化算法如拟牛顿法、Powell法求解时初始点敏感问题比较突出: 不良的初始点导致收敛失败或者是收敛到局部极值点。事实上对连续优化问题求解而言, 如果能获得一个好的初始点, 经典的优化算法一般均可以获得满意解。

GA具有大范围随机搜索的优点, 文献[5, 6]的研究表明在进行轨道优化设计时, GA是一种良好的初始点预估技术, 它们均是采用了GA和序列二次规划算法相结合的串行混合优化策略。Powell算法作为非常有代表性的直接优化算法, 算法迭代过程无须优化问题的梯度信息, 相对于序列二次规划算法具有更广泛的适应性。本文结合考虑GA和Powell算法的特性, 设计实现了串行混合遗传算法(Hybrid GA, HGA)。HGA利用GA的全局搜索性为Powell产生好的初始点, Powell寻优的结果作为最终结果。

## 4 算例分析

这里选择一个二级SSO运载火箭作为算例。运载火箭的总体参数已由工程设计部门给定, 该火箭二子级具有二次启动能力。典型轨道参数是: SSO轨道为700km的圆轨道, 转移轨道选择为远地点高度  $h_a = 700\text{km}$ , 近地点高度  $h_p = 200\text{km}$ , 转移轨道为近地点入轨。  $N_1 = 5$ ,  $N_2 = 6$ , 轨迹优化的控制变量共有16个。GA的基本参数是: 群体规模100; 进化总代数300; 交叉概率0.190; 变异概率0.110。简单遗传算法(Simple GA, SGA): 单独的非均匀变异; IGA: 等概率随机选择4种变异运算; HGA: SGA进化50代后中止, 开始Powell求解。

本文分别采用分解优化策略和一体化优化策略作了大量数值计算, 结果表明: 对于一体化优化策略, 即便是混合遗传算法也仅有不足20%的收敛概率, 而分解优化策略则有100%的收敛概率。其主要原因一方面分解优化降低了优化问题维数; 同时转移轨道参数的设置是依据空间最优变轨理论, 降低了最优发射轨道搜索的难度。

下面给出不同算法求解转移轨道上升段优化设计问题的详细结果对比。通过不同策略的大量数值试验, 该问题在满足入轨误差的前提下的(理论轨道入轨条件:  $H_{k1} = 200\text{km}$ ,  $V_{k1} = 719299\text{km/s}$ ,  $H_i = 0$ )的近似最优解是  $t_{s1} = 287 \sim 289\text{s}$ 。

表1是不同算法的数值试验结果统计; 表2给出了在相同的目标函数评价次数下SGA、IGA和HGA的最好进化个体; 图2是3种算法收敛历史的对比。

表1 不同算法的结果统计

Table 1 Statistical results of different algorithms

	收敛概率 / %	平均目标函数值	平均目标函数采样次数
Powell	20	288.3	1345
SGA	0	-	-
IGA	100	288.4	24531
HGA	100	287.5	5542

由表1、表2和图2知: ¹ 经典的算法求解该问题时初始点敏感性问题比较突出, Powell的收敛概率仅为20%; ° SGA无法完成该问题的求解, 本文的IGA和HGA均可以稳定地获得全局最优解, 其在复杂轨迹优化中有良好的应用价值。同时, 也应该看到, Powell虽然收敛可靠性较差,

表2 三种 GAs 进化历史中的最好个体

Table 2 Best individuals of three GAs during evolution

目标函数		5000	10000	20000	30000
评价次数					
SGA	$H_{kl}$	207.3	197.4	198.8	198.1
	$V_{kl}$	7.7623	7.7794	7.8050	7.8070
	$(kl)$	0.4740	0.6082	0.0187	0.1914
	$t_{st}$	284.8	284.3	284.9	284.9
IGA	$H_{kl}$	198.2	199.7	200.4	199.9
	$V_{kl}$	7.9145	7.9203	7.9346	7.9297
	$(kl)$	2.1458	1.2113	0.1187	0.0470
	$t_{st}$	287.3	287.5	288.3	288.2
HGA	$H_{kl}$	207.3	199.9*		
	$V_{kl}$	7.7623	7.9298		
	$(kl)$	0.4740	0.0010		
	$t_{st}$	284.8	287.9		

注: (\*) 当 GA 中止后, Powell 只需要不足 500 次的目标函数评价即可获得该解。

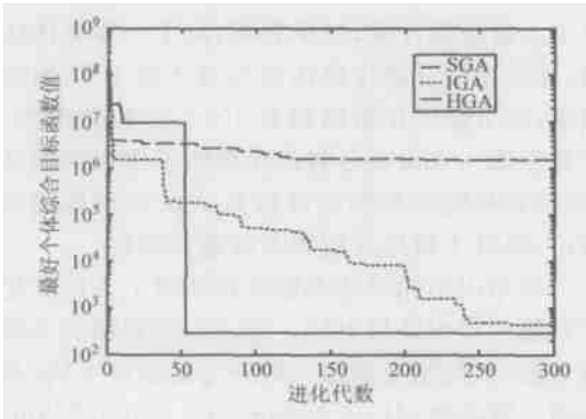


图2 3种 GAs 收敛过程对比

Fig12 Comparison of convergence histories of three GAs

但是其在初始点配置良好的情形下其收敛速度远远高于 IGA。而融合 GA 和 Powell 优势的 HGA 在全局解和计算效率方面均优于 IGA。研究表明,混合策略是提高 GA 解决轨道优化问题性能的更为有效的途径。

## 5 结论

(1) 分解优化策略保证了 SSO 发射轨道优化设计问题的可靠全局求解, 优于一体化优化策略;

(2) 基于多变异操作的改进遗传算法和串行混合遗传算法均可以求解复杂的轨道优化问题, 但串行混合遗传算法性能更优。

## 参考文献

- [1] 龙乐豪. 总体设计(上册)[M]. 北京: 宇航出版社, 1989.  
(Long L H. System design (first part) [M]. Beijing: Astrodynamics Press, 1989.)
- [2] 罗亚中. 系列化运载火箭总体优化设计技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2003.  
(Luo Y Z. System optimization design technology for series of launch vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2003.)
- [3] Todd J B. Decomposition approach to solving the all2up trajectory optimization problem[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992, 15(3): 707- 716.
- [4] Craig A P, June C. Trajectory optimization for a missile using a multitier approach[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 653- 662.
- [5] Gareth W H, Colin R M. Solar sail hybrid trajectory optimization for nonKeplerian orbit transfers[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamic, 2002, 25(3): 602- 604.
- [6] Timothy C, Robert H B, Wallace F. Interplanetary flyby mission optimization using a hybrid global2local search method[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(4): 468- 474.

作者简介:



罗亚中(1979- ) 男, 河南鲁山人, 博士研究生, 主要从事进化计算、运载火箭总体优化设计技术研究、交会对接飞行任务规划; 电话: (0731) 4576316; E-mail: yzluo@schu.com。

唐国金(1963- ) 男, 湖南澧县人, 教授, 博导, 研究方向为航天器系统建模与仿真、结构完整性分析。

(责任编辑: 刘振国)