

上面级发射 MEO 轨道设计及运载能力优化研究

王传魁, 焉彬, 张利宾, 郑莉莉, 陈佳晔, 周文勇, 陈益

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 针对导航卫星中轨道 (MEO) 轨道提出一种上面级发射 MEO 轨道直接入轨设计方案, 建立轨道动力学方程和轨道迭代计算模型。为优化轨道设计, 将更多有效载荷送入轨道, 从分析影响轨道运载能力的因素出发, 应用成熟优化算法——自适应遗传算法, 建立上面级发射 MEO 轨道优化模型, 采用数值仿真方法验证设计结果和优化方法的有效性。结果表明发射轨道优化设计对运载能力有一定的提升效果, 实现了最优化设计。

关键词: 上面级; MEO 轨道; 直接入轨; 轨道优化

中图分类号: V412

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 06-0044-06

Research on the Design Method of Upper Stage Launching MEO Orbit and Capability Optimization

WANG Chuankui, YAN Bin, ZHANG Libin, ZHENG Lili, CHEN Jiaye, ZHOU Wenyong, CHEN Yi

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Based on the analysis of the MEO (Medium Earth Orbit) orbit for navigation satellites, a design method of MEO launching direct injection with upper stage is proposed, and orbital dynamic equation and iterative calculations model are built. For sending more payloads into orbit, the key factors that affect launching capability are analyzed, and the objective optimization model based on adaptive genetic algorithm is established for optimizing launching trajectory. A numerical simulation proves the validity of the design method and optimization method. The result shows that the optimization method is favorable for increasing launching capability.

Key words: Upper stage; MEO orbit; Directly injecting mode; Trajectory optimization

0 引言

运载火箭可以较容易地直接将卫星送入 LEO (Low Earth Orbit)、SSO (Sun-Synchronous Orbit) 等低地球轨道, 但对于高度在 10 000 km 以上的中高轨道, 受运载火箭末级多起启动能力的限制, 一般无法采用直接入轨的方式进行发射。以往进行中高轨道卫星发射时, 一般采用间接入轨的方式, 由卫星在远地点开展一次或数次变轨

机动进入最终轨道。上面级的出现进一步提升中高轨道卫星的发射能力, 可以将卫星直接送入中地球轨道 (Medium Earth Orbit, MEO) 和地球静止轨道等中高轨道^[1]。

中地球轨道 MEO 主要用于导航卫星星座轨道, 例如美国的 GPS 导航星座、俄罗斯的 GLO-NASS 导航星座、欧洲的 Galileo 导航星座和我国的北斗导航星座等。为避开地球辐射带, 增大覆盖范围, 减少卫星数量, MEO 轨道一般选择高度

收稿日期: 2020-07-07; 修订日期: 2020-08-17

基金项目: 航天系统部专用技术 (30506050301)

作者简介: 王传魁 (1985-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭上面级轨道设计。

E-mail: chuankui.w@163.com

位于 20 000~24 000 km、轨道倾角在 55°~65° 的圆轨道^[2]。

我国设计的导航星座中,工作在 MEO 轨道的导航卫星不少于 24 颗^[3],其工作轨道高度约为 21 500 km,轨道倾角为 55°。为加快全球卫星导航系统的建设,尽快提供导航服务,我国导航卫星组网阶段, MEO 卫星均采用上面级以一箭双星直接入轨的方式进行发射,上面级可以将卫星送入约 22 000 km 高度的组网调相轨道,卫星分离后自主调相至各自的工作相位,以便尽快完成星座部署任务。为提升发射轨道运载能力,将更多的导航卫星有效载荷送入 MEO 轨道,需要开展发射轨道运载能力优化研究,这对加快北斗卫星导航系统工程组网进程、高效完成北斗卫星导航系统工程组网建设具有重要意义^[4]。

酆苏丹等^[5]以区域目标覆盖性能为优化指标,采用多目标进化 NSGA-II 算法对较低的 MEO 轨道进行优化,得到 5 颗 MEO 椭圆轨道卫星星座方案。蒙波等^[6]以导航星座性能 PDOP 和简化计算的卫星生产成本为目标,采用多目标 PSO 优化算法对导航星座轨道面个数、卫星总数量、星座轨道相位因子以及轨道倾角等参数进行了优化。赵双等^[7]以导航星座失效为背景,提出发射快速相应卫星进行星座重构的方法,并以重构后星座对目标区域的平均 GDOP 值和相应时间为目标,采用多目标进化 NSGA-II 算法对卫星数量、发射点位置以及卫星入轨半长轴、轨道倾角和升交点赤经进行了优化。

以上研究均针对导航组网星座卫星轨道进行了优化,实现了星座优化的效果,但尚未开展对运载火箭或上面级发射导航卫星 MEO 轨道设计及优化方法研究。本文从上面级两次变轨直接入轨发射 MEO 轨道设计方法为切入点,建立轨道动力学模型和迭代计算模型,分析影响发射轨道运载能力的可变因素,应用自适应遗传算法进行优化,以期获得发射轨道优化和运载能力提升。

1 轨道设计方法

1.1 发射轨道方案概述

上面级直接入轨发射中高轨道卫星一般采用两次变轨方案,上面级卫星组合体与基础级火箭分离后进入停泊轨道,上面级在停泊轨道完成姿态稳定等动作后主发动机点进行第一次变轨,通

过上面级主发动机工作,加速抬高停泊轨道远地点高度使得组合体进入 MEO 转移轨道(简称 MTO 轨道)。第二次变轨在 MTO 轨道远地点进行,目的是抬高轨道近地点以圆化轨道,并修正轨道倾角,最终将卫星送入目标轨道,变轨示意图如图 1 所示。

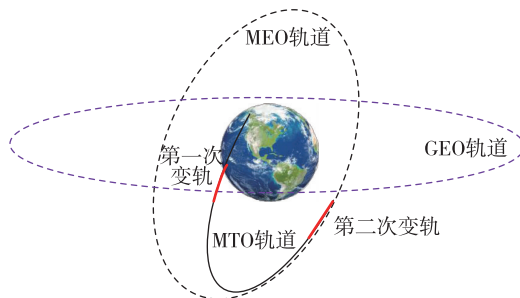


图 1 飞行轨道示意图

Fig. 1 Schematic figure of orbit

1.2 动力学方程

建立在惯性坐标系下的上面级轨道动力学方程可写为如下微分方程的形式

$$\begin{cases} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{cases} = \begin{cases} v_x \\ v_y \\ v_z \end{cases} \\ \begin{cases} \dot{v}_x \\ \dot{v}_y \\ \dot{v}_z \end{cases} = \begin{cases} \frac{F_x}{m} \\ \frac{F_y}{m} \\ \frac{F_z}{m} \end{cases} \quad (1)$$

式中, x, y, z 为上面级位置矢量在地心赤道惯性坐标系下的分量, v_x, v_y, v_z 为上面级速度矢量在惯性系下的分量, F_x, F_y, F_z 为上面级所受合外力 F 在惯性系下的分量。上面级所受合外力 F

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_T + \mathbf{F}_E + \mathbf{F}_A \quad (2)$$

式中, \mathbf{F}_T 为上面级主发动机推力, \mathbf{F}_E 为卫星受到的地球引力, \mathbf{F}_A 为高空大气阻力。

1.3 变轨段推力方向设计

结合笔者前期研究成果及方法^[8],变轨段推力方向主要为上面级体系相对轨道系的俯仰角 φ 、偏航角 ψ 、滚动角 γ 的设计,因上面级变轨发动机一般安装于本体 X 轴向,滚动角对推力方向不产生影响,为简化计算 γ 按照 0° 进行计算。因此,变轨段推力方向主要为相对轨道系俯仰角 φ 和偏航角

ψ 的设计。为使得变轨发动机尽可能沿速度方向加速, 提供最大加速效果, 将轨道系俯仰角 φ 和偏航角 ψ 按照 0° 进行设计, 考虑到轨道机动还需要修正轨道偏心率 and 倾角倾角, 附加俯仰和偏航小幅修正量 $\delta\varphi$ 和 $\delta\psi$ 。

1.4 轨道迭代计算

轨道设计采用调整第一次变轨主发动机工作时间 t_1 、第二次变轨主发动机点火时刻 t_2 、第二次变轨主发动机工作时长 t_3 、轨道系俯仰角修正量 $\delta\varphi$ 、轨道系偏航角修正量 $\delta\psi$ 来最终满足卫星轨道参数, 计算上面级第一次变轨后轨道远地点高度 Ha_1 , 卫星分离后的弹道倾角 Oa 、轨道半长轴 a 、偏心率 e 、轨道倾角 i , 采用牛顿迭代算法进行求解, 迭代关系式为

$$\begin{cases} t_{1(n+1)} = t_{1(n)} - \frac{Ha_1(t_{1(n)})}{Ha'_1(t_{1(n)})} \\ t_{2(n+1)} = t_{2(n)} - \frac{Oa(t_{2(n)})}{Oa'(t_{2(n)})} \\ t_{3(n+1)} = t_{3(n)} - \frac{a(t_{3(n)})}{a'(t_{3(n)})} \\ \delta\varphi_{(n+1)} = \delta\varphi_{(n)} - \frac{e(\delta\varphi_{(n)})}{e'(\delta\varphi_{(n)})} \\ \delta\psi_{(n+1)} = \delta\psi_{(n)} - \frac{i(\delta\psi_{(n)})}{i'(\delta\psi_{(n)})} \end{cases} \quad (3)$$

判断上面级第一次变轨轨道远地点高度和卫星入轨参数是否满足如下条件

$$\begin{cases} |Ha_1 - Ha_{1T}| \leq Ha_{1eps} \\ |Oa| \leq 0.0001 \\ |a - a_T| \leq a_{eps} \\ e \leq 1 \times 10^{-7} \\ |i - i_T| \leq i_{eps} \end{cases} \quad (4)$$

上面级第一次变轨后轨道参数主要为轨道远地点高度: Ha_1 为当前轨道计算 MTO 轨道远地点高度, Ha_{1T} 为上面级第一次变轨结束后的轨道远地点高度目标值 (针对中高轨发射任务, 一般取值比卫星要求轨道高度高约 150 km), Ha_{1eps} 为迭代控制精度 (一般取 0.01 m)。

卫星入轨参数包括: 入轨点当地弹道倾角 Oa 、轨道半长轴 a 、轨道偏心率 e 、轨道倾角 i 。 Oa 为当前轨道计算卫星入轨当地弹道倾角; a 当前轨道计算时刻卫星入轨轨道半长轴值, a_T 为卫星要求发射轨道半长轴值, a_{eps} 为卫星发射轨道半长轴控制精度 (一般取 0.01 m); e 为当前轨道计算卫星入轨轨道偏心率; i 当前轨道计算时刻卫星

入轨轨道倾角, i_T 为卫星发射轨道的轨道倾角值, i_{eps} 为卫星发射轨道倾角控制精度 (一般取 1×10^{-5})。其中, Ha_1 为 t_1 的函数, Oa 为 t_2 的函数, a 为 t_3 的函数, e 为 $\delta\varphi$ 的函数, i 为 $\delta\psi$ 的函数。

2 轨道优化策略分析

2.1 轨道接力能量分配优化

运载火箭三子级采用氢氧低温发动机, 相对于上面级来说其优点是比冲高、推力大, 适合快速为航天器轨道提速。但因三子级规模较大, 将其和上面级组合体一起送入更高的轨道需要更多的燃料。上面级采用常规液体发动机, 相对于火箭三子级其比冲稍低、推力较小, 但三子级分离后其规模变小, 变轨灵活性提升。因此, 上面级与基础级火箭交接轨道条件, 特别是过渡轨道远地点高度存在最优解。

2.2 机动段推力方向优化

卫星等航天器一般采用固定姿态推力惯性定向的方式进行变轨段推力方向设计, 运载末级火箭一般采用沿飞行轨道速度方向或者线性化飞程序角的方式进行轨道机动。上面级第一次变轨也可以采用沿速度方向加速, 但上面级携带的燃料主要用于第二次变轨, 为优化上面级第二次推力方向, 避免产生不利方向速度增量增加燃料消耗, 上面级第二次变轨段俯仰角采用二次曲线拟合的方式进行优化调整, 因基础级火箭直接将上面级组合体送入倾角 55° 倾角的停泊轨道, 用来修正卫星入轨轨道倾角的偏航角数值为小量, 优化空间不大。因此, 采用优化第二次变轨俯仰角二次曲线中间点的时间和角度值进行优化。

2.3 MTO 轨道远地点高度优化

为最大程度地拟合霍曼变轨, 上面级第二次变轨段飞行高度也会影响燃料的消耗, 上面级采用在 MTO 轨道远地点附近进行第二次轨道机动的方案, 因此 MTO 轨道远地点高度, 即对应第一次变轨结束后的远地点高度, 也需要进行优化。

3 优化方法及模型

3.1 优化算法选择

遗传算法是一种借鉴生物界自然选择和遗传机制发展起来的随机搜索优化算法, 基于适者生存的原则, 通过模拟自然进化在种群内的优胜劣

汰实现对最优解的搜索^[9]。遗传算法提供了一种求解复杂系统优化问题的通用框架,它不依赖于问题的具体领域,广泛应用于多种学科领域。

基于遗传算法的全局搜索能力,本文将遗传算法应用于上面级发射 MEO 轨道优化设计,建立目标函数与遗传算法适应度函数的关系,在全局范围内搜索发射轨道优化变量参数的最优解。在影响轨道设计结果参数变量范围内,随机产生初始种群开始最优解迭代搜索,对种群中的个体进行适应度计算,以最大适应度为标准,更新最优适应度和最优染色体,通过选择、交叉和变异等遗传操作生成下一代种群,进行当前种群的个体适应度计算。重复上述步骤,直至找到最优解为止。关于遗传算法的详细操作流程已有研究较多^[10],这里不再赘述。

3.2 轨道优化模型

本文的优化目标选为上面级与卫星组合体进入 MEO 轨道的质量最大,因最优化问题一般求最小值,所以采用固定质量常数对入轨质量做差,其优化数学模型可以表示为

$$\min J = M_C - M \quad (5)$$

式中, $M_C > 0$ 为质量常数,一般取 5 000 kg; $M > 0$ 为上面级和卫星组合体进入 MEO 轨道后的剩余质量。

根据前文分析,优化变量分别为:运载火箭发射上面级进入停泊轨道远地点高度 Ha_0 、上面级第一次变轨目标轨道远地点高度 Ha_1 、上面级第二次变轨段主发动机工作推力方向二次曲线拟合点时间 T_{mid} 及对应的俯仰角 $\bar{\omega}_{mid}$ 。使用遗传算法在各变量的取值范围内搜索最优值,在指定的进化代数内,各变量收敛后即可认为找到最优解。

4 仿真算例分析

4.1 仿真计算初始条件

根据我国长征三号乙运载火箭改进型^[11],标准地球同步转移轨道运载能力估算 MTO 轨道运载能力范围。因此,假设仿真计算采用的火箭上面级主要原始参数如表 1 所示。初始仿真计算假定按照基础级火箭将上面级送入远地点高度为 20 000 km 的停泊轨道,停泊轨道主要轨道参数如表 2 所示,其中近地点幅角和升交点赤经这两项轨道参数的理论取值对 MEO 轨道运载能力不产生影响,可以随机选取,不再列出。

表 1 上面级主要性能参数

Tab. 1 Main characteristics of upper stage

主要参数	数值
起飞质量/kg	5 650
发动机推力/N	6 600
发动机比冲/(m/s)	3 200

表 2 上面级主要初始轨道参数

Tab. 2 Main initial orbit parameters of upper stage

轨道参数	数值
近点高度/km	200
远点高度/km	20 000
倾角/(°)	55
真近点角/(°)	0

4.2 仿真计算结果

根据 4.1 拟定的初始参数条件,按照 1.4 节轨道迭代计算方法,一般设定上面级第一次变轨远地点高度目标值为 22 150 km,卫星入轨半长轴为 28 378.14 km,开展上面级发射 MEO 轨道迭代计算,计算结果主要参数如表 3 所示。结果显示,上面级携带卫星组合体最终进入 22 000 km 高度、55°轨道倾角的圆轨道,计算入轨剩余质量为 M_0 ,优化后入轨质量结果采用适应度值进行计算,即适应度值等于优化计算后入轨质量除以 M_0 。

表 3 上面级卫星组合体进入 MEO 轨道后主要轨道参数

Tab. 3 Main orbit parameters of upper stage and satellite after MEO injection

轨道参数	数值
轨道半长轴/km	28 378.14
轨道偏心率	1×10^{-7}
倾角/(°)	55.0

4.3 遗传算法优化结果

设置优化计算种群规模为 60,最大进化代数为 50,交叉率 0.8,变异率 0.1。参考上述初始计算结果,设定上面级组合体初始停泊轨道远地点高度 Ha_0 的取值范围 18 000~21 000 km,并对应估算 CZ-3B 运载火箭运载能力范围 5 800~5 575 kg,在 Ha_0 的取值范围内,假设火箭运载能力小范围内符合线性化规律;设定上面级第一次变轨目标轨道远地点高度 Ha_1 的取值范围 22 000~22 200 km;设定上面级第二次变轨段主发动机工

作推力方向二次曲线拟合点时间 T_{mid} 的取值范围 200~450 s, 对应点的俯仰角 $\bar{\omega}_{mid}$ 取值范围

$-10^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 。遗传进化 50 代后各变量参数变化如图 2 所示, 目标适应度变化情况如图 3 所示。

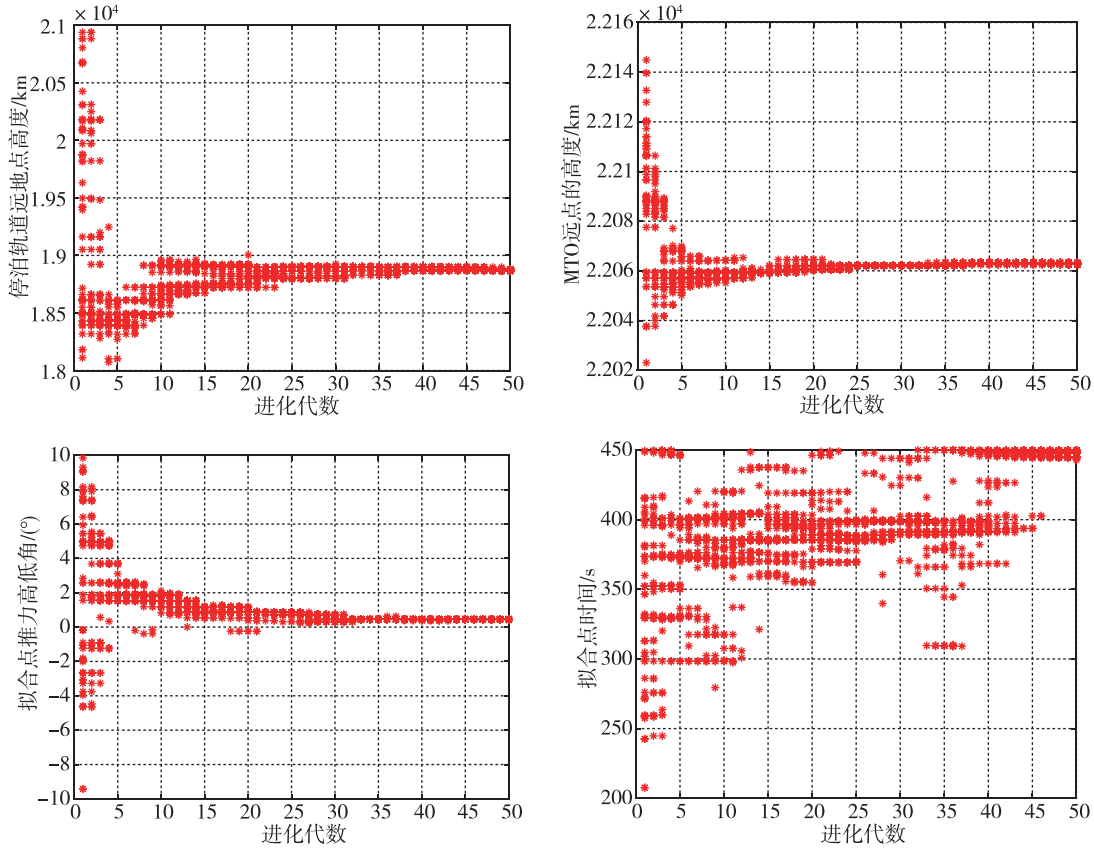


图 2 进化 50 代后种群参数变化示意图

Fig. 2 Schematic of population variable parameters after fifty generations of evolution

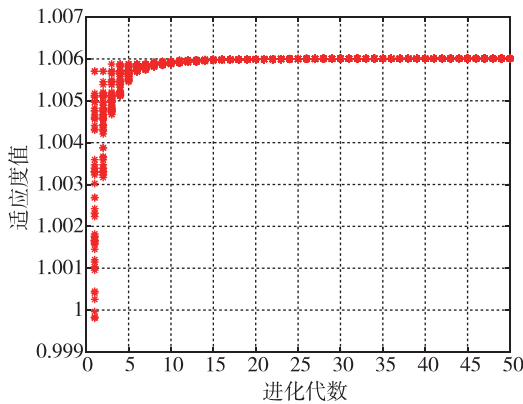


图 3 进化 50 代后种群优化目标适应度值分布图

Fig. 3 Distribution of population objectives fitness value after fifty generations of evolution

由图 2、图 3 可见, 经过遗传算法进化计算, 在 15 代以后适应度值收敛至最大值约 1.006; 经过约 38 代, 上级组合体初始停泊轨道远地点高度 H_{a_0} 收敛于 18 880 km 附近; 经过约 25 代, 上级第一次变轨目标轨道远地点高度 H_{a_1} 基本收敛于 22 063 km 附近; 经过约 32 代, 上级第二次变轨段轨道系下俯仰角二次曲线拟合点俯仰角 $\bar{\omega}_{mid}$ 基本收敛于 0.4° 附近; 上级第二次变轨段轨道系下俯仰角二次曲线拟合点时间 T_{mid} 收敛性差, 因整个变轨段 $\bar{\omega}_{mid}$ 基本接近于 0, T_{mid} 的取值对结果影响较小。因此, 经遗传算法优化后, 运载能力提升约 6%。取进化 50 代后的最优解, 上级第二次变轨段轨道系下俯仰角和偏航角对比曲线如图 4 和图

5 所示。可以看出,优化后俯仰角变化为曲线形式并且数值更接近于 0,推力方向与飞行轨道方向基本一致;优化前后偏航角差别较小,均约为 -0.017° 的小量。

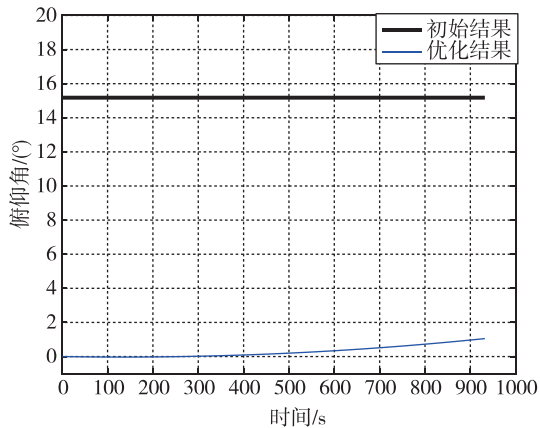


图 4 优化前后上面级变轨段俯仰角变化曲线对比图
Fig. 4 Comparison of pitch angle curves of upper stage maneuver phase before and after optimization

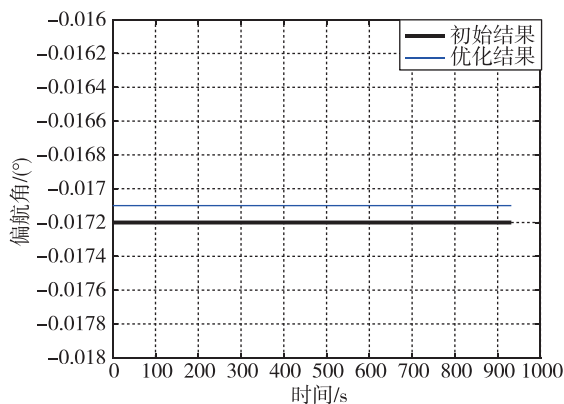


图 5 优化前后轨道系下偏航角变化曲线对比图
Fig. 5 Comparison of yaw angle curves of upper stage maneuver phase before and after optimization

5 结论

针对采用火箭上面级直接入轨发射导航卫星 MEO 轨道任务研究需求,建立轨道动力学和变轨迭代计算模型,分析轨道优化的可能因素,采用自适应遗传算法对发射轨道进行优化,最后采用

数值仿真对本文所采用的轨道设计和优化方法进行验证。结果显示,上面级直接入轨发射 MEO 轨道设计方法正确,能够准确将卫星送入目标轨道;轨道优化方法有效,能够小幅提升运载能力,实现优化设计的目的。本文为基于轨道与优化方法的理论分析,工程实际中还需要考虑基础级三子级承载变化引起的结构加强增重、载荷支架质量变化等因素对运载能力的影响。

参考文献

- [1] 王传魁,郑莉莉,解永锋,等.上面级适应初始大偏差轨道在线规划策略研究[J].宇航总体技术,2017,1(2):12-19.
- [2] 周静,杨慧,王俐云.中高轨道卫星离轨参数研究[J].航天器工程,2013,22(2):11-16.
- [3] 王洋,刘莹莹,黄河,等.MEO 卫星相对相位自主保持策略[J].飞行力学,2014,32(4):338-341.
- [4] Drake J H. GPS constellation transition to three planes and drifting ground tracks[C].Proceeding of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation,2003.
- [5] 酆苏丹,朱江,李广侠.基于多目标进化算法的 MEO 区域通信星座优化设计[J].上海航天,2005(5):42-46.
- [6] 蒙波,伊成俊,韩潮.基于多目标粒子群算法的导航星座优化设计[J].航空学报,2009,30(7):1284-1291.
- [7] 赵双,张雅声,戴桦宇.基于快速响应的导航星座重构构型设计[J].空间控制技术与应用,2018,44(4):26-33.
- [8] 王传魁,周文勇,陈益,等.基于转动矩阵法的火箭上面级机动程序角设计[J].导弹与航天运载技术,2016(2):8-12.
- [9] 高爽,张若愚.基于自适应遗传算法的 MEMS 加速度计快速标定方法[J].北京航空航天大学学报,2019,45(10):1982-1989.
- [10] 冯智莉,易国洪,李普山,等.并行化遗传算法研究综述[J].计算机应用与软件,2018,35(11):1-7.
- [11] Cen Z, Gao R F, Shen L. LM-3A series launch vehicle users manual issue 2011[M].China Great Wall Industry Corporation(CGWIC),2011:3-4.

引用格式:王传魁,焉彬,张利宾,等.上面级发射 MEO 轨道设计及运载能力优化研究[J].宇航总体技术,2020,4(6):44-49.

Citation: Wang C K, Yan B, Zhang L B, et al. Research on the design method of upper stage launching MEO orbit and capability optimization [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(6): 44-49.