



多任务约束的空间站长时间轨道任务规划

林鲲鹏, 罗亚中*, 张进, 唐国金

国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073

* E-mail: luoyz@nudt.edu.cn

收稿日期: 2012-09-17; 接受日期: 2013-01-08

国家自然科学基金(批准号: 11222215)和全国优秀博士学位论文作者专项资金(批准号: 201171)资助项目

摘要 对空间站长时间轨道任务规划问题, 综合考虑飞船访问对空间站轨道方案的影响, 以及目标调相、飞船返回调整、对地观测瞄准等任务之间的相互影响, 建立统一规划模型, 提出两层优化方法进行求解. 上层优化问题以访问飞船的发射时间为设计变量, 考虑站上资源补给、航天员轮换需求及交会对接发射窗口等约束条件, 采用遗传算法求解. 下层优化问题以各个轨道任务的机动时间与冲量为设计变量, 推导了考虑 J_2 摄动的相位角调整解析公式, 并以此为基础构造了高效迭代求解策略. 仿真结果表明: 建立的空间站长时间轨道任务规划模型是有效的, 提出的两层优化方法可以获得满足飞船访问、目标调相、返回调整、对地观测等多个任务约束的推进剂优化解.

关键词
空间站
轨道任务
目标调相
飞船返回
对地观测
 J_2 摄动

空间站设计寿命长达数年、数十年, 站上载荷试验、轨道机动、航天员驻留等运营活动的开展需要货运飞船和载人飞船的频繁访问以完成资源补给和航天员轮换^[1, 2]. 轨道机动任务作为空间站任务规划的重要内容, 主要包括补偿高度衰减的轨道维持、作为目标飞行器在飞船对接前的调相机动、对接完成后空间站与飞船组合体的抬升机动、组合体末期载人飞船返回着陆场的调整机动、实现对地观测的星下点轨迹瞄准机动等. 空间站不同的轨道机动任务之间存在相互影响、约束的关系; 访问飞船的发射时间将直接影响空间站的调相方案和组合体的抬升方案、通过影响组合体飞行而间接影响飞船的返回调整方案.

我国空间站预计在 2020 年前后建造完成^[3], 在空间站工程的方案论证阶段, 将长时间内的载人飞船与货运飞船访问、多个空间站轨道任务进行统一规划, 在满足站上运营任务约束的基础上, 得到总推进

剂最优的空间站轨道机动方案, 可为我国空间站工程轨道设计问题提供有效的解决途径. 多任务约束的空间站长时间轨道任务规划是个系统庞大、规划内容多样、约束复杂、求解难度大的非线性规划问题.

Winters^[4]和 Sergeevsky^[5]研究了空间站的轨道维持策略与交会轨道选择策略. Liu 和 Chen^[6]分析了不同大气模型和太阳活动高低年对空间站轨道寿命、轨道维持推进剂消耗的影响. Lin 等人^[7]研究了空间站长期轨道方案设计的动态规划求解方法. Zhang 等人^[8]建立了目标调相混合整数非线性规划模型并提出解析迭代快速求解策略. Miranda 和 Azarewicz^[9]研究了通过轨道面内和面外的速度增量对指定时刻的星下点进行控制, 实现星下点轨迹回归性保持. Vtipil 和 Newman^[10]研究了考虑半长轴、轨道倾角、回归圈数等参数相互约束关系的回归轨道设计方法. Luo 等人^[11]基于多圈 Lambert 算法针对调相交综合变轨设

计了两层优化策略. 张进等人^[12]针对近地轨道长时间多星交会任务, 提出了两层优化求解方法.

从公开报道的文献来看, 国内外已有研究多是针对单个轨道任务规划问题, 缺乏从综合不同轨道任务相互影响的角度, 对长时间内的多个空间站轨道任务规划问题进行统一规划. 本文充分吸收现代优化算法在飞行任务规划研究的应用成果, 提出两层优化框架: 上层优化以访问飞船的发射时间为设计变量, 满足站上运营任务安排和交会对接发射窗口约束, 采用具有强大全局优化搜索能力的遗传算法进行求解; 下层优化以各个轨道任务的机动时间与冲量为设计变量, 求解单个轨道任务规划问题, 满足各个轨道任务的终端条件约束. 推导考虑 J_2 摄动的相位角调整解析公式, 并设计了解析公式与数值积分相结合的迭代求解方法, 用于快速求解下层目标调相和对地观测瞄准规划问题; 下层飞船返回调整规划问题采用拟牛顿法求解.

1 空间站长时间轨道任务规划模型

1.1 任务描述

空间站在长期飞行过程中的主要轨道任务如图 1 所示. 在飞船访问之前, 空间站作为目标飞行器进行调相机动, 以满足追踪入轨点进入目标轨道平面时目标轨道高度、偏心率及纬度幅角等要求. 目标调相对增加追踪发射窗口、标准化追踪交会机动过程、合理配置交会过程中有限的测控资源具有重要意义.

载人飞船对接结束、返回地面之前的组合飞行期间, 由于载人飞行的安全性要求, 为了保证载人飞船

良好的返回条件, 需要进行轨道调整, 使得飞船的星下点轨迹在返回圈经过着陆场, 同时保持轨道回归性以具有周期性返回的机会. 由于飞船携带推进剂有限, 组合体飞行末期返回调整机动由空间站执行.

空间站的主要用途之一是通过站上观测设备进行对地观测和资源勘探. 为了实现在特定时刻对特定地区的观测, 需要在观测任务之前执行轨道机动, 使得空间站星下点轨迹瞄准观测目标区域.

空间站在长期飞行过程中, 需要适时地进行轨道维持以补充大气阻力造成的轨道衰减; 对接后的轨道抬升主要是减少用于轨道维持所需的推进剂消耗.

空间站的目标调相、返回调整、观测瞄准、轨道维持与抬升等任务, 主要是通过施加轨道面内的机动冲量, 对半长轴、偏心率和纬度幅角等要素进行调整. 一定时间内的多次面内机动, 将引起半长轴等轨道要素增加或减少的系列变化, 使得不同轨道任务之间存在着相互影响的关系: 目标调相、返回调整、观测瞄准、轨道维持与抬升等任务的机动方案, 应充分考虑相邻任务对轨道高度的不同约束需求, 避免单次机动冲量过大导致过多的降轨或升轨变化, 需要额外机动进行高度调整而浪费推进剂; 轨道机动会引起偏心率的改变, 应综合考虑相邻轨道任务的机动方案安排, 保持空间站飞行于近圆轨道. 另一方面, 访问飞船的发射时间将直接影响空间站的调相方案和组合体的抬升方案、通过影响组合体飞行而间接影响飞船的返回调整方案.

因此, 综合考虑不同轨道任务相互影响, 开展多任务约束的长时间空间站轨道任务规划研究, 将可优化轨道机动的总推进剂消耗.

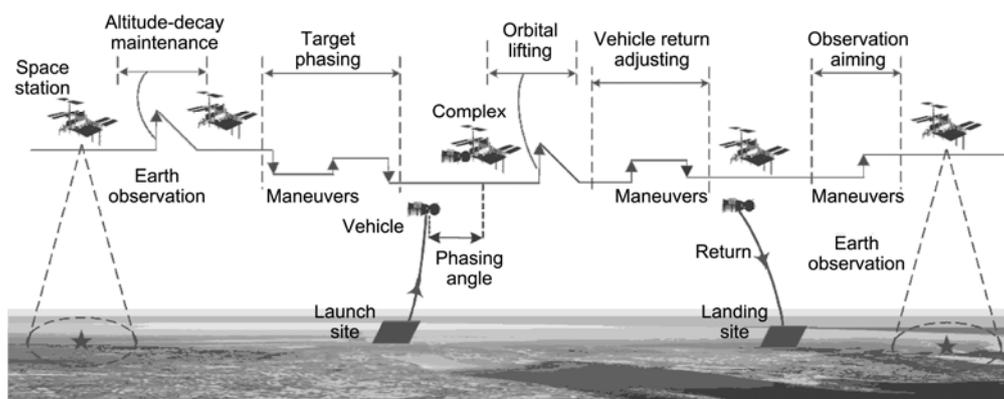


图 1 空间站轨道任务示意图

1.2 设计变量

设计变量包括访问飞船的发射时间, 每个轨道任务对应的机动冲量和机动时间.

$$\mathbf{X} = (t_{M.V.}(i); t_{C.V.}(j); \Delta v_{\text{phasing}}(k), t_{\text{phasing}}(k); \Delta v_{\text{view}}(l), t_{\text{view}}(l); \Delta v_{\text{return}}(m), t_{\text{return}}(m))^T, \quad (1)$$

$$(i = 1, 2, \dots, n_{M.V.}; j = 1, 2, \dots, n_{C.V.}; k = 1, 2, \dots, n_{\text{phasing}}; l = 1, 2, \dots, n_{\text{view}}; m = 1, 2, \dots, n_{\text{return}}),$$

其中 $t_{M.V.}(i)$, $t_{C.V.}(j)$ 为第 i 次载人飞船和第 j 次货运飞船的发射时间, $n_{M.V.}$, $n_{C.V.}$ 为载人飞船和货运飞船的发射总数, $\Delta v_{\text{phasing}}(k)$, $t_{\text{phasing}}(k)$ 和 n_{phasing} 为目标调相的第 k 次机动冲量、时间和机动总次数, $\Delta v_{\text{view}}(l)$, $t_{\text{view}}(l)$ 和 n_{view} 为观测瞄准的第 l 次机动冲量、时间和机动总次数, $\Delta v_{\text{return}}(m)$, $t_{\text{return}}(m)$ 和 n_{return} 为返回调整的第 m 次机动冲量、时间和机动总次数.

由于调相机动、观测瞄准、返回调整等任务的机动冲量同样可以实现对轨道高度的调整, 从减少轨道机动次数的角度考虑, 对于长时间的空间站轨道任务规划模型, 可以不用将轨道维持与抬升任务的机动冲量作为设计变量.

1.3 目标函数

目标函数为总速度增量最小:

$$\min f(\mathbf{X}) = \sum_{k=1}^{n_{\text{phasing}}} |\Delta v_{\text{Phasing}}(k)| + \sum_{l=1}^{n_{\text{view}}} |\Delta v_{\text{View}}(l)| + \sum_{m=1}^{n_{\text{return}}} |\Delta v_{\text{Return}}(m)|. \quad (2)$$

1.4 约束条件

为了保证航天员的生理与心理健康, 需要载人飞船定期访问完成航天员驻留轮换; 空间站运营活动的开展将消耗站上储备的推进剂、生活用品、维护维修备件、试验器材等资源, 需要货运飞船进行定期补给. 因此, 载人飞船与货运飞船的发射时间首先要满足航天员驻留轮换周期和资源补给时间的要求:

$$t_{M.V.}(i+1) - t_{M.V.}(i) \leq p_{\text{crew}}, \quad i = 1, 2, \dots, n_{M.V.}, \quad (3)$$

$$t_{C.V.}(j) \leq t_{\text{resource}}^{\min}(j), \quad i = 1, 2, \dots, n_{C.V.}, \quad (4)$$

其中 p_{crew} 表示航天员轮换周期, $t_{\text{resource}}^{\min}(j)$ 表示最迟的站上资源补给时间, 二者均由具体的空间站运营任务安排决定.

载人飞船与货运飞船的发射时间还要满足交会

对接发射窗口约束:

$$t_{M.V.}(i) \in \Phi_{M.V.}(i), \quad i = 1, 2, \dots, n_{M.V.}, \quad (5)$$

$$t_{C.V.}(j) \in \Phi_{C.V.}(j), \quad j = 1, 2, \dots, n_{C.V.}, \quad (6)$$

其中 $\Phi_{M.V.}(i) = [t_{\text{star}}(i), t_{\text{final}}(i)]$ 表示第 i 次载人飞船的发射窗口, $\Phi_{C.V.}(j) = [t_{\text{star}}(j), t_{\text{final}}(j)]$ 表示第 j 次货运飞船的发射窗口.

对于目标调相, 在调相任务终端时刻 t_f , 要求空间站轨道平均纬度幅角 $\bar{u}(t_f)$ 、平均半长轴 $\bar{a}(t_f)$ 和平均偏心率 $\bar{e}(t_f)$ 满足交会对接相位角、轨道高度和近圆轨道的要求:

$$\bar{u}(t_f) = \bar{u}_f^{\text{aim}}, \quad (7)$$

$$\bar{a}(t_f) = \bar{a}_f^{\text{aim}}, \quad (8)$$

$$\bar{e}(t_f) = \bar{e}_f^{\text{aim}}, \quad (9)$$

其中 \bar{u}_f^{aim} , \bar{a}_f^{aim} 和 \bar{e}_f^{aim} 分别表示终端瞄准的纬度幅角、半长轴和偏心率的目标值.

将飞船发射进入空间站轨道平面时刻作为调相任务的终端时刻 t_f , “空间站与飞船轨道共面”要求该时刻空间站轨道的升交点地理经度 $\lambda(t_f)$ 与飞船入轨点的升交点地理经度 λ_{c0} 相等:

$$\lambda(t_f) = \lambda_{c0}. \quad (10)$$

对于观测瞄准, 在执行观测任务的时刻, 要求空间站在地面观测目标正上空, 即该时刻对应的空间站的地心经纬度等于观测目标的地心经纬度:

$$\delta_{S.S.} = \delta_{\text{zone}}, \quad (11)$$

$$\varphi_{S.S.} = \varphi_{\text{zone}}, \quad (12)$$

其中 $\delta_{S.S.}$ 和 $\varphi_{S.S.}$ 表示空间站的地心经度和地心纬度, δ_{zone} 和 φ_{zone} 表示观测目标的地心经度和地心纬度. 地心经纬度与轨道要素存在如下关系^[13]:

$$\begin{cases} u = \arcsin(\sin \varphi / \sin i), & \text{升段,} \\ u = \pi - \arcsin(\sin \varphi / \sin i), & \text{降段,} \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} \Omega - \alpha_{\text{GMST}} = \lambda = \delta - \arctan(\cos i \tan u), & \text{升段,} \\ \Omega - \alpha_{\text{GMST}} = \lambda = \delta - \arctan(\cos i \tan u) - \pi, & \text{降段,} \end{cases} \quad (14)$$

其中 u 为纬度幅角, i 为轨道倾角, Ω 为升交点赤经, α_{GMST} 为格林尼治平恒星时, λ 为升交点地理经度. 因此, 空间站对地观测瞄准的地心经纬度约束可以转化为观测时刻对应的轨道要素约束.

$$u_{\text{view}} = u_{\text{view}}^{\text{aim}}, \quad (15)$$

$$\lambda_{\text{view}} = \lambda_{\text{view}}^{\text{aim}}, \quad (16)$$

其中 u_{view} 和 λ_{view} 表示观测时刻对应的空间站纬度幅角和升交点地理经度, $u_{\text{view}}^{\text{aim}}$ 和 $\lambda_{\text{view}}^{\text{aim}}$ 表示观测目标的地心经纬度转化得到的纬度幅角和升交点地理经度.

对于载人飞船返回调整, 由于载人飞行的安全性要求, 为了保证载人飞船良好的返回条件, 在飞船到达返回圈升交点的时刻, 要求满足轨道回归性要求(轨道倾角固定的情况下主要为轨道高度要求)和返回圈星下点轨迹经过着陆场的要求.

$$u_{\text{return}} = 0, \quad (17)$$

$$\bar{a}_{\text{return}} = \bar{a}_{\text{return}}^{\text{aim}}, \quad (18)$$

$$\lambda_{\text{return}} = \lambda_{\text{return}}^{\text{aim}}, \quad (19)$$

其中(17)式表示飞船到达返回圈升交点的约束, λ_{return} 表示返回圈升交点地理经度, $\lambda_{\text{return}}^{\text{aim}}$ 表示返回着陆场的升交点地理经度目标值, 由着陆场的地理经纬度和空间站飞行轨道倾角决定^[13].

2 两层优化方法

针对空间站长时间轨道任务规划问题设计变量多、约束复杂等特点, 本文提出两层优化框架, 对复杂的规划问题进行分层求解.

2.1 上层优化

以载人飞船、货运飞船的发射时间为设计变量

$$\mathbf{X}_{\text{up}} = (t_{\text{M.V.}}(i); t_{\text{C.V.}}(j))^T, \quad (20)$$

$(i = 1, 2, \dots, n_{\text{M.V.}}; j = 1, 2, \dots, n_{\text{C.V.}}),$

目标函数为

$$\min f(\mathbf{X}_{\text{up}}) = f_{\text{phasing}}^*(\mathbf{X}_{\text{low}}^1) + f_{\text{view}}^*(\mathbf{X}_{\text{low}}^2) + f_{\text{return}}^*(\mathbf{X}_{\text{low}}^3), \quad (21)$$

其中 $f_{\text{phasing}}^*(\mathbf{X}_{\text{low}}^1)$, $f_{\text{view}}^*(\mathbf{X}_{\text{low}}^2)$ 和 $f_{\text{return}}^*(\mathbf{X}_{\text{low}}^3)$ 分别为目标调相、对地观测瞄准和返回调整机动的总速度增量, 由下层优化获得.

约束条件为每次载人飞船和货运飞船发射时间的空间站运营任务要求和交会对接发射窗口要求, 包括(3)~(6)式.

运营任务约束由具体的空间站运营任务安排决定. 交会对接发射窗口约束主要包括轨道阳光角约束、共面约束和相位角约束等, 可以采用逐次剔除约束不满足时刻的方法进行求解^[14, 15].

上层问题优化, 主要是在满足空间站运营任务安排和交会对接发射窗口约束所得到的允许发射时间集合上, 搜索优化的飞船发射时间, 通过将飞船发射时间传递给下层问题、下层目标函数值反馈给上层问题的循环计算, 使得长时间内多个空间站轨道机动的总推进剂消耗最优. 遗传算法具有强大的全局最优搜索能力, 善于搜索复杂问题和非线性问题^[16]. 本文采用遗传算法对上层问题进行求解. 上层问题的优化流程如图2所示.

2.2 下层优化

下层优化包含3个子问题: 目标调相规划、对地观测瞄准规划和返回调整规划. 将(10), (16)和(19)式分别作为目标调相规划、对地观测瞄准规划和飞船返回调整规划问题的轨道积分终止条件, 计算中轨道积分终端升交点地理经度等于目标值的要求将自动满足, 不作为规划的约束条件. 因此, 目标调相、对地观测瞄准和返回调整分别为包含三个、一个和两个约束条件的规划问题, 分别至少需要三次、一次和两次的轨道机动调整来满足终端约束条件.

单次目标调相规划问题的设计变量为

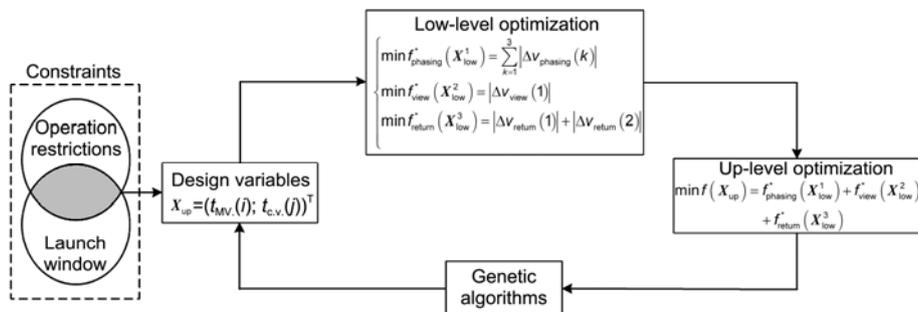


图2 上层优化流程

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_{\text{low}}^1 &= (\Delta v_{\text{phasing}}(1), \Delta v_{\text{phasing}}(2), \Delta v_{\text{phasing}}(3), \\ & t_{\text{phasing}}(1), t_{\text{phasing}}(2), t_{\text{phasing}}(3))^T, \end{aligned} \quad (22)$$

目标函数为

$$\min f_{\text{phasing}}^*(\mathbf{X}_{\text{low}}^1) = \sum_{k=1}^3 |\Delta v_{\text{phasing}}(k)|, \quad (23)$$

约束条件包括(7)~(9)式.

单次对地观测瞄准规划问题的设计变量为

$$\mathbf{X}_{\text{low}}^2 = (\Delta v_{\text{view}}(1), t_{\text{view}}(1))^T, \quad (24)$$

目标函数为

$$\min f_{\text{view}}^*(\mathbf{X}_{\text{low}}^2) = |\Delta v_{\text{view}}(1)|, \quad (25)$$

约束条件包括(15)式.

单次返回调整规划问题的设计变量为

$$\mathbf{X}_{\text{low}}^3 = (\Delta v_{\text{return}}(1), \Delta v_{\text{return}}(2), t_{\text{return}}(1), t_{\text{return}}(2))^T, \quad (26)$$

目标函数为

$$\min f_{\text{return}}^*(\mathbf{X}_{\text{low}}^3) = |\Delta v_{\text{return}}(1)| + |\Delta v_{\text{return}}(2)|, \quad (27)$$

约束条件包括(17)与(18)式.

下层优化 3 个子问题均为包含多个等式约束的复杂规划问题, 如果调用优化算法求解, 有时难以得到满足约束条件的优化解. 另一方面, 3 个子问题都是工程实际问题, 对于问题的求解应该首先保证满足终端约束条件, 以满足工程实用性要求. 因此, 本文对下层问题的求解主要是基于迭代的思想、以获得满足工程约束条件的可行解为目标, 下层问题的优化通过上层优化载人飞船发射时间和货运飞船发射时间来实现.

3 下层求解策略

由于受到测控等工程条件的约束, 轨道机动时间通常由变轨方案直接给定, 不作为迭代变量. 下层规划问题的求解只将机动冲量作为迭代变量. 因此, 单个目标调相、对地观测瞄准和飞船返回调整规划分别为包含 3 个设计变量与 3 个约束条件、一个设计变量与一个约束条件、两个设计变量与两个约束条件的规划问题.

3.1 轨道动力学模型

根据高斯摄动方程^[8, 13], 切向机动 Δv_t 对近圆轨道半长轴的影响约为

$$\Delta a \approx \frac{2}{n} \Delta v_t, \quad (28)$$

对平均角速度影响为

$$\Delta n = -\frac{3n}{2a} \Delta a \approx -\frac{3\Delta v_t}{a}, \quad (29)$$

则经过 Δt 时间的累积, 轨道机动通过改变半长轴对相位角的直接影响为

$$\Delta \theta = \Delta n \Delta t \approx -\frac{3\Delta v_t}{a} \Delta t, \quad (30)$$

轨道机动 $\Delta N = \Delta t / T$ 圈后引起的相位角变化约为

$$\Delta \theta \approx -\frac{3\Delta v_t}{a} \Delta N T = -\frac{6\pi \Delta N}{v} \Delta v_t, \quad (31)$$

其中 $v = \sqrt{\mu/a}$, $T = 2\pi/n$.

航天器升交点赤经 Ω 与升交点地理经度 λ 之间约相差格林尼治平恒星时角 α_{GMST} ^[13]

$$\Omega = \lambda + \alpha_{\text{GMST}}. \quad (32)$$

升交点赤经在惯性空间描述, 其漂移来自轨道摄动. 升交点地理经度在地固坐标系描述, 会随着地球的旋转变化的. 因此空间站升交点赤经的漂移, 将影响飞船入轨点进入目标轨道平面的时刻, 进而影响共面时刻两个航天器的纬度幅角差.

考虑地球非球形摄动 J_2 项的长期影响, 近圆轨道升交点赤经的漂移率约为

$$\dot{\Omega} = -\frac{3J_2 a_e^2}{2} \sqrt{\mu} \cos i a^{-7/2}, \quad (33)$$

其中 a_e 为地球平均半径, i 为轨道倾角.

升交点赤经在 Δt 时间内漂移约

$$\Delta \Omega = \dot{\Omega} \Delta t = -\frac{3J_2 a_e^2}{2} \sqrt{\mu} \cos i a^{-7/2} \Delta t. \quad (34)$$

切向轨道机动对升交点赤经漂移的影响为

$$\delta(\Delta \Omega) = (\delta \dot{\Omega}) \Delta t = -\frac{7}{2} \dot{\Omega} \frac{\Delta a}{a} \Delta t = -7 \Delta \Omega \frac{\Delta v_t}{na}. \quad (35)$$

轨道机动通过升交点赤经漂移量的改变引起共面时刻的变化为

$$\delta t = \frac{\delta(\alpha_{\text{GMST}})}{\omega_e} = \frac{\delta(\Delta \Omega)}{\omega_e}, \quad (36)$$

其中 ω_e 为地球平均角速度.

经过 ΔN 圈的传播, 轨道机动通过升交点赤经漂移对相位角的间接影响约为

$$\Delta \theta' = n \delta t = n \frac{\delta(\Delta \Omega)}{\omega_e} = \frac{21 \Delta N \pi J_2 a_e^2 \cos i}{\omega_e a^3} \Delta v_t. \quad (37)$$

因此, 考虑半长轴改变和升交点赤经漂移, 调整 $\delta\theta$ 的终端相位角偏差, 需要施加的冲量为

$$\Delta v_t = \frac{\delta\theta}{\left(\frac{6\pi\Delta N}{v} - \frac{21\Delta N\pi J_2 a_e^2 \cos i}{\omega_e a^3} \right)}. \quad (38)$$

根据高斯摄动方程, 调整 δa 的半长轴偏差, 需要施加的冲量为

$$\begin{cases} \Delta v_t = -\frac{n}{2}\sqrt{\frac{1-e}{1+e}}\delta a, & \text{近地点施加,} \\ \Delta v_t = -\frac{n}{2}\sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\delta a, & \text{远地点施加.} \end{cases} \quad (39)$$

调整 δe 的偏心率偏差, 需要施加的冲量为

$$\begin{cases} \Delta v_t = -\frac{na}{2\sqrt{1-e^2}}\delta e, & \text{近地点施加,} \\ \Delta v_t = \frac{na}{2\sqrt{1-e^2}}\delta e, & \text{远地点施加.} \end{cases} \quad (40)$$

3.2 目标调相规划

目标调相 3 次机动方案安排如下.

- 1) 距调相终端约 ΔN_1 圈(约 15 天)进行切向机动 $\Delta v_{\text{phasing}}(1)$, 调整相位角, 冲量大小由(38)式计算;
- 2) 距调相终端约 ΔN_2 圈(约 1 天)进行切向机动

$\Delta v_{\text{phasing}}(2)$, 调整轨道半长轴, 冲量大小由(39)式计算;

- 3) 距调相终端约 ΔN_3 圈(小于 1 天)进行切向机动 $\Delta v_{\text{phasing}}(3)$, 圆化轨道, 冲量大小由(40)式计算.

根据上面的分析, 空间站调相规划问题为含等式约束(7)~(9)式的非线性规划问题, 从轨道的角度来讲, 又是轨道长时间两点边值问题. 由于任务时间长达 10 多天, 积分一次轨道所需时间较长, 一般的非线性规划算法由于需要多次计算目标函数, 将导致计算量偏大. 本文对于目标调相 3 次机动冲量的优化求解, 采用解析公式与数值积分相结合的迭代方法, 将上述冲量计算公式与摄动轨道积分相结合, 可以快速获得摄动条件下满足终端条件的机动参数, 求解流程如图 3 所示.

3.3 对地观测瞄准规划

根据 1.4 节和 2.2 节对约束条件的处理方法, 对地观测瞄准任务可以转化为调整观测时刻对应的纬度幅角. 对地观测瞄准任务为含等式约束(15)式的非线性规划问题, 通过一次机动进行瞄准, 机动方案安排为如下.

距观测时刻约 $\Delta N'$ 圈(约 30 天)进行切向机动 $\Delta v_{\text{view}}(1)$, 调整相位角, 冲量大小由(38)式计算.

本文对于观测瞄准机动冲量的优化求解, 采取

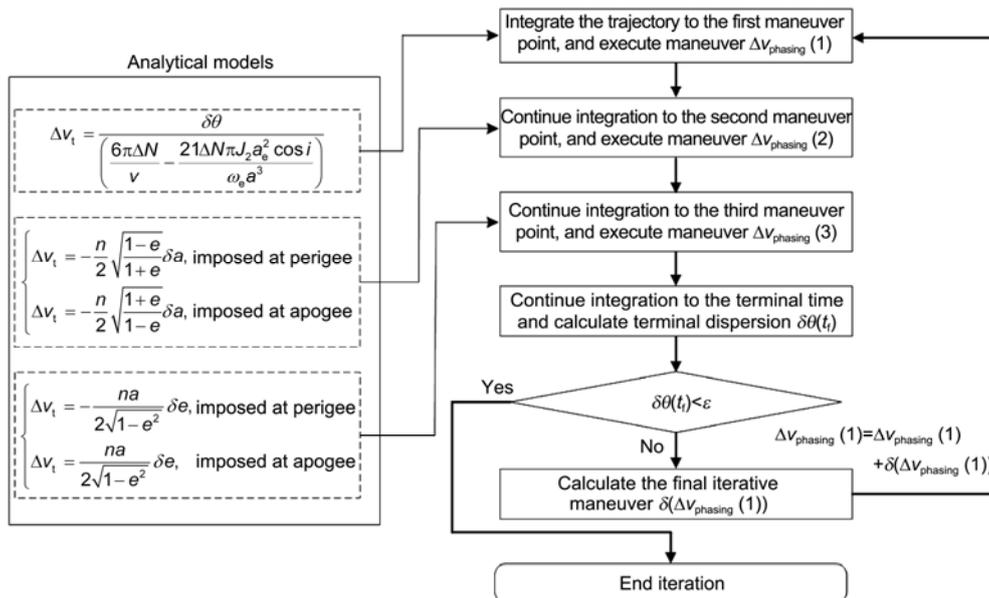


图 3 目标调相规划流程

与目标调相规划一致的解析公式与数值积分相结合的快速迭代方法, 求解流程与图 3 类似。

3.4 飞船返回调整规划

飞船返回调整两次机动方案安排如下。

1) 距调相终端约 $\Delta N_1''$ 圈(约 10 天)进行切向机动 $\Delta v_{\text{return}}(1)$, 调整相位角, 冲量大小由(38)式计算;

2) 距调相终端约 $\Delta N_2''$ 圈(约 1 天)进行切向机动 $\Delta v_{\text{return}}(2)$, 调整轨道半长轴, 冲量大小由(39)式计算。

飞船返回调整规划为包含两个等式约束(17)与(18)式、两个设计变量的非线性规划问题。当变轨任务规划问题的设计变量等于等式约束个数时, 规划问题本质为非线性方程组的求解问题。

本文对于飞船返回调整规划两次机动冲量的优化求解, 采用拟牛顿法。拟牛顿法是对牛顿迭代法的改进算法, 具有高精度、快速稳定收敛的特点, 是求解中小型非线性方程组最常用的方法之一, 也是工程实际中应用较多的方法。

4 算例分析

4.1 问题配置

假定我国空间站于 2020 年建造完成^[3], 安排航天员长期在轨驻留, 以开展空间站平台照料与维护、载荷试验实施等站上活动。设定航天员的轮换周期为 5 个月; 站上储备的推进剂、生活用品、维护维修备件、试验器材等资源, 足够 7 个月的消耗需求。

空间站轨道任务包括如下。

1) 空间站在 2020 年 2 月 10 日 12:00~13:00 时间段, 对北京进行观测。北京地理经纬度为(116°, 40°), 在轨道倾角 $i=42.39^\circ$ 时, 对应的纬度幅角为 $u_{\text{view}}^{\text{aim}} = 71.71^\circ$ 、升交点地理经度为 $\lambda_{\text{view}}^{\text{aim}} = 50.11^\circ$ 。

2) 载人飞船在 2020 年 5 月 31 日之前访问空间站, 完成航天员轮换; 空间站在载人飞船发射入轨前 15 天进行目标调相。

3) 载人飞船与空间站对接后, 组合飞行 15 天, 完成两组航天员的任务交接。

4) 货运飞船在 2020 年 7 月 31 日之前访问空间站, 完成资源补给; 空间站在货运飞船发射入轨前 15 天进行目标调相。

5) 载人飞船和货运飞船的对接轨道均为两天回

归轨道(轨道高度约为 344 km), 载人飞船与空间站组合飞行于两天回归轨道上。

在初始时刻 1 Jan 2020 0:00:00, 空间站飞行于 3 天回归轨道附近, 瞬时轨道根数为(半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近拱点角和真近点角): (6769.079 km, 0.000288, 42.39°, 144.06°, 79.1°, 42.06°)^T。轨道积分考虑地球非球形摄动及大气阻力摄动, 引力场为 8×8 阶次的 JGM3 模型(Joint Gravity Model 3)^[17], 大气模型为 NRLMSISE-00 模型^[18], F10.7 通量 150, 地磁指数 $k_p=3.156$ 。轨道计算涉及的常数取为 $a_e=6371.137$ km, $J_2=1.0826261 \times 10^{-3}$, $\mu=3.986004418 \times 10^{14}$ m³/s²。

空间站与飞船的特征参数如表 1 所示。遗传算法参数如表 2 所示。空间站轨道任务的机动方案设置如表 3 所示, 表中的作用圈数分别从单个轨道任务的开始时刻起算。

4.2 确定飞船发射时间约束

考虑轨道阳光角约束为 $|\beta| \leq 40^\circ$, 目标轨道高度和轨道倾角分别为 344 km 和 42.39°。采用文献 [14] 和[15]介绍的交会对接发射窗口求解方法, 得到载人飞船和货运飞船在 2020 年 2 月 10 日至 2021 年 1 月 1 日的发射窗口分别如图 4 和 5 所示。

综合考虑 4.1 节给出的站上航天员轮换和资源补给约束, 得到载人飞船和货运飞船的发射时间约束:

$$t_{\text{M.V.}}(1) \in [23 \text{ May } 2020 \text{ } 0:00:00, 31 \text{ May } 2020 \text{ } 0:00:00]. \quad (41)$$

表 1 空间站与飞船的特征参数

	Space station	Manned vehicle	Cargo vehicle
Mass (kg)	200000	10000	20000
Drag area (m ²)	800	20	50
Engine's specific thrust (N/s)	3000	2990	2990
Drag coefficient	2.2	2.2	2.2

表 2 遗传算法参数

Item	Value
Population size	100
Maximum number of generations	100
Tournament selection scale	2
Probability of crossover	0.98
Probability of mutation	0.1

表3 空间站轨道任务的机动设置

Orbital missions	First maneuver		Second maneuver		Third maneuver	
	Execution position	Revolution number	Execution position	Revolution number	Execution position	Revolution number
1 Earth observation aiming	200° (argument of latitude)	100	—	—	—	—
2 Target phasing for manned vehicle	perigee	20	perigee	155	apogee	195
3 Return adjusting for manned vehicle	perigee	15	apogee	100	—	—
4 Target phasing for cargo vehicle	apogee	20	apogee	155	apogee	195

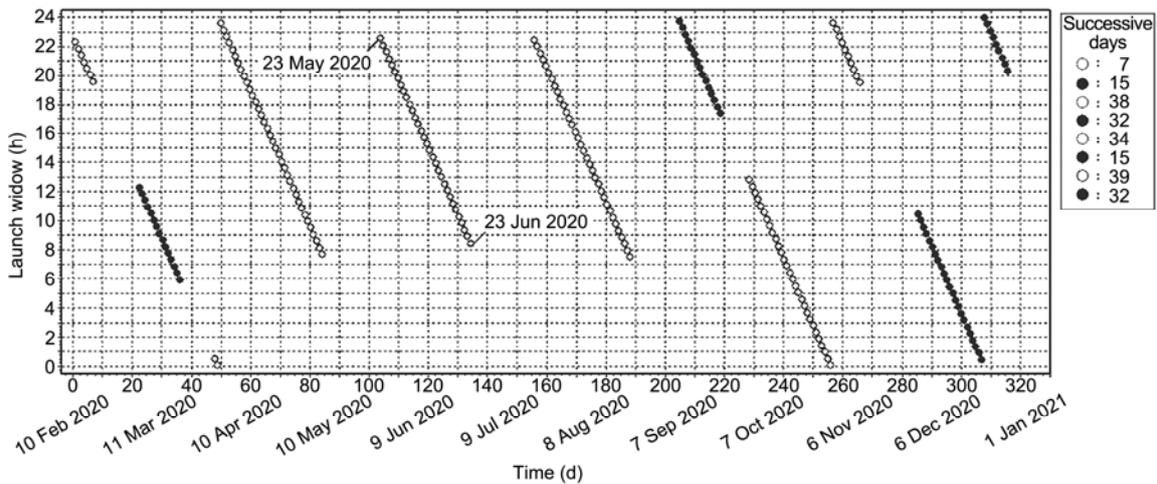


图4 载人飞船交会对接发射窗口

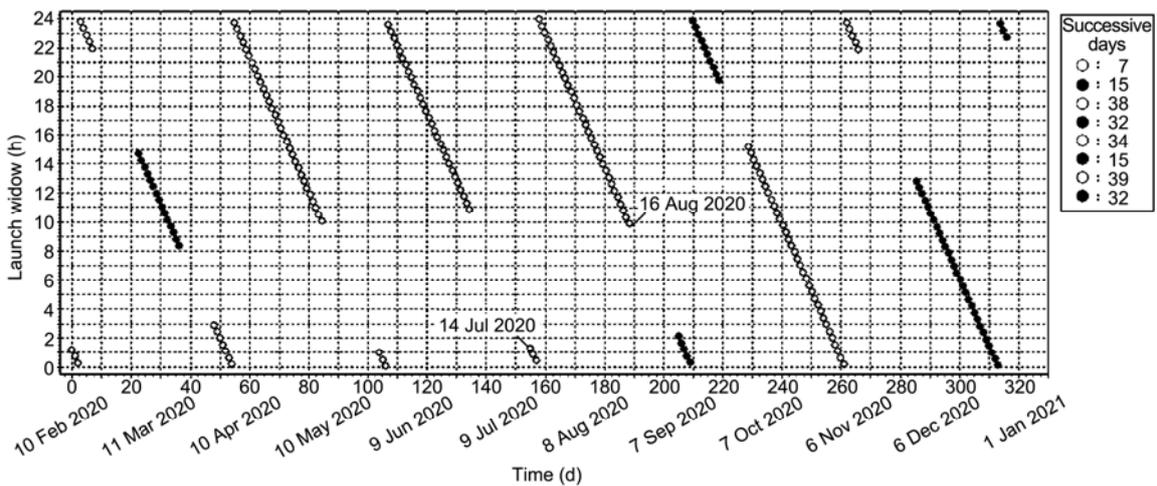


图5 货运飞船交会对接发射窗口

$$t_{C.V.}(1) \in [14 \text{ Jul } 2020 \text{ 0:00:00}, 31 \text{ Jul } 2020 \text{ 0:00:00}]. \quad (42)$$

4.3 推进剂最优解

根据 4.1 节给出的条件和 4.2 节得到的飞船访问

时间约束, 对问题进行优化求解, 获得的载人飞船访问时间为 28 May 2020 11:21:23.32、货运飞船访问时间为 20 Jul 2020 02:43:51.71, 总速度增量和总推进剂消耗分别为 24.121 m/s, 1617.962 kg, 各次轨道任务的轨道机动过程如表 4 所示。

组图 6~9 给出了各次轨道任务相应的轨道半长轴变化过程. 由组图 6~9 可看出, 对长时间内的多个轨道任务进行综合规划, 可以充分考虑相邻任务对轨道高度的不同约束需求, 避免单次轨道机动导致过多的降轨或升轨变化, 从而有效地节省推进剂消耗。

表 4 推进剂最优解轨道机动过程

Orbital missions	First maneuver	Second maneuver	Third maneuver
Earth observation aiming	1.159	-	-
Target phasing for manned vehicle	-6.118	-5.957	-0.767
Return adjusting for manned vehicle	2.801	1.047	-
Target phasing for cargo vehicle	0.953	3.509	1.810

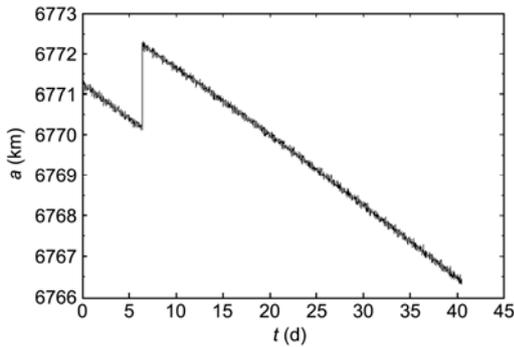


图 6 对地观测任务过程的半长轴变化

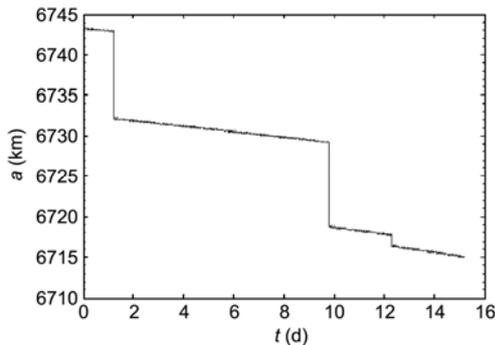


图 7 目标调相任务过程的半长轴变化(载人飞船访问)

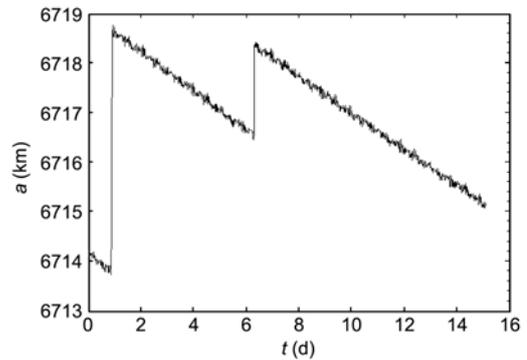


图 8 返回调整任务过程的半长轴变化(载人飞船返回)

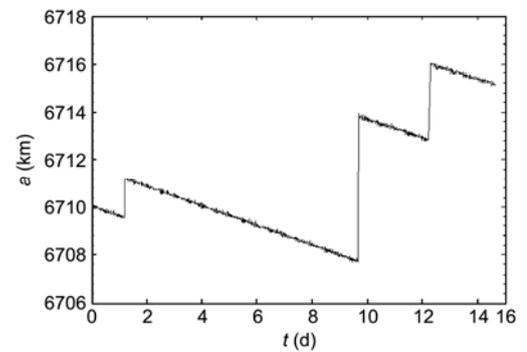


图 9 目标调相任务过程的半长轴变化(货运飞船访问)

4.4 精度验证

根据表 4 的变轨数据, 采用拟平根数法对各次轨道任务中空间站的轨道进行绝对轨道预报^[19]. 表 5 给出了单个轨道任务终端时刻的状态. 从表 5 可以看出, 各个轨道任务的终端状态与瞄准目标的状态相差很小. 图 10 给出了在观测任务时间段空间站的过境情况, 过北京的时刻为 UTCG 10 Feb 2020 12:47:13.71, 满足观测任务要求。

从表 5 及图 10 可以看出, 各轨道任务的终端状态与目标瞄准状态吻合良好, 说明本文提出的单个轨道任务的求解策略是有效的, 可以得到满足终端约束的满意解。

5 结论

本文构建了多任务约束的空间站长时间轨道任务的非线性规划模型, 提出了两层优化方法进行求解; 推导了考虑 J_2 摄动的相位角调整解析公式, 并以

表5 空间站单个轨道任务的终端状态

Orbital missions	$\lambda (^{\circ})$		$u (^{\circ})$		$a (m)$		e	
	Aimed value	Terminal value	Aimed value	Terminal value	Aimed value	Terminal value	Aimed value	Terminal value
1 Earth observation aiming	50.11	50.11	71.71	71.71	—	—	—	—
2 Target phasing for manned vehicle	200.0	200.0	180.0	179.74	6715137.0	6715103.5	0.0005	0.0003
3 Return adjusting for manned vehicle	34.02	34.02	0.0	0.0005	6715137.0	6715137.02	—	—
4 Target phasing for cargo vehicle	200.0	200.0	180.0	179.76	6715137.0	6715123.2	0.0005	0.0001

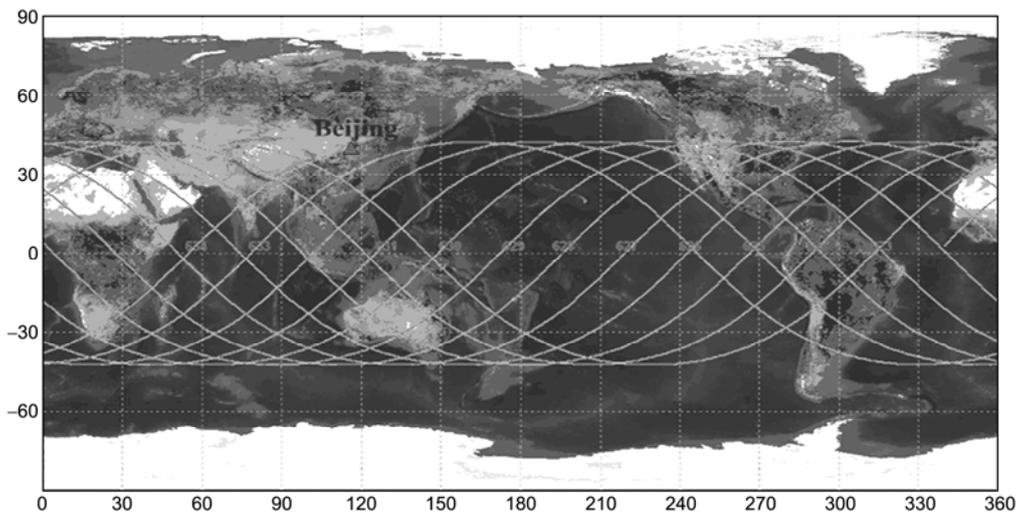


图10 对地观测任务规划结果

之为基础提出下层目标调相、对地观测等规划问题的快速求解策略。仿真结果表明建立的多任务约束的空间站长时间轨道任务非线性规划模型是有效的,

提出的两层优化方法可以获得满足约束的优化解。本文的研究可为考虑工程实际约束的空间站复杂轨道设计问题提供有效的解决途径。

参考文献

- 1 Popov A. Mission planning on the international space station program, concepts and systems. In: IEEE AC Paper 1439. MT: Big Sky, 2003. 7: 3427-3434
- 2 Messerschmid E, Bertrand R. Space Stations Systems and Utilization. Germany: Verlag Berlin Heidelberg, 1999. 205-237
- 3 王永志. 实施我国载人空间站工程推动载人航天事业科学发展. 载人航天, 2011, 17: 1-4
- 4 Winters B A. Space station orbital decay analysis. In: the 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey, CA: AIAA 93-1804, 1993. 28-30
- 5 Sergeevsky A B. Planetary mission departures from space station orbit. In: the 27th Aerospace Sciences Meeting. Reno: AIAA 89-0345, 1989. 9-12
- 6 Liu Y Y, Chen Z. An analysis of the influence of various atmospheric models on the drift and lifetime of a space station. Acta Astronaut, 1995, 35: 99-105
- 7 Lin K P, Luo Y Z, Tang G J, et al. Space station orbital mission design using dynamic programming. In: 61th International Astronautical Congress. Prague: IAC-10-B6.1.6, 2010
- 8 Zhang J, Wang X, Ma X B, et al. Spacecraft long-duration phasing maneuver optimization using hybrid approach. Acta Astronaut, 2012, 72:

132-142

- 9 Miranda M A, Azarewicz P. Maintaining a ± 1 km repeating ground-track orbit for the National Polar-orbiting Operational Environmental Satellite System (NPOESS). In: AIAA Space 2007 Conference & Exposition, Long Beach, California: AIAA 2007-6102, 2007
- 10 Vtipil S D, Newman B. Determining an earth observation repeat-ground-track orbit for an optimization methodology. *J Spacecraft Rockets*, 2012, 49: 157-164
- 11 Luo Y Z, Tang G J, Lei Y J, et al. Optimization of multiple-impulse multiple-revolution rendezvous phasing maneuvers. *J Guid Control Dyn*, 2007, 30: 946-952
- 12 张进, 罗亚中, 唐国金. 近地轨道长时间多星交会任务混合规划. *中国科学: 技术科学*, 2012, 42: 342-351
- 13 郝晓宁, 王威, 高玉东. 近地航天器轨道基础. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003
- 14 唐国金, 罗亚中, 张进. 空间交会对接任务规划. 北京: 科学出版社, 2008
- 15 李海阳, 彭祺攀, 周英, 等. 航天器交会对接发射窗口分析. *宇航学报*, 2009, 30: 1861-1865
- 16 Goldberg D E. *Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning*. MA: Addison Wesley Longman, 1989
- 17 Tapley B D, Watkins M M. The joint gravity model 3. *J Geophys Res*, 1996, 101: 28029-28050
- 18 Picone M, Hedin A E, Drob D. NRLMSISE-00 model 2008, <http://modelweb.gsfc.nasa.gov/atmos/nrlmsise00.html>
- 19 刘林. 航天器轨道理论. 北京: 国防工业出版社, 2000