

空间相机次镜调整机构的性能评价及参数优化

刘宇哲,张新宇,张 群,杨 勇,彭慧莲,杨自鹏

(北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

摘要: 针对空间相机次镜调整机构的复杂设计约束要求, 提出一组评价调整机构运行效率的指标体系, 并基于这组指标评价体系, 优化得到一组综合约束下效率性能较高的机构尺寸参数。通过建立机构的运动学模型、运动误差模型、静力学模型和动力学模型, 针对运载过程和在轨运行期间的约束要求, 提出了空间利用效率指标、误差传递效率指标、质量受力效率指标和运动能耗效率指标, 基于四个效率性能评价指标, 利用性能图谱法, 分别得到了四个效率指标的性能图谱, 并进一步优化得到了一组效率性能全面的机构尺寸参数 $(a, b, l)=(197\text{ mm}, 643\text{ mm}, 1\ 260\text{ mm})$, 研究成果为后续该机构的空间工程应用奠定了良好的理论基础。

关键词: 空间科学; 次镜调整机构; 性能图谱法; 性能评价

中图分类号: TH743 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.1214004

Performance evaluation and parameters optimization of space telescope secondary mirror adjusting mechanism

Liu Yuzhe, Zhang Xinyu, Zhang Qun, Yang Yong, Peng Huilian, Yang Zipeng

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

Abstract: For meeting the requirement of complicated design restrictions, a set of performance indices was proposed, which was used to evaluate the efficiency of a space telescope secondary mirror adjusting mechanism. Based on these indices, a set of dimension parameters with high efficiency was obtained. By establishing the kinematic model, error model, statics model, dynamic model and analyzing the characters of these models, the Workspace Efficiency Index (WEI), Error Efficiency Index (EEI), Force Efficiency Index (FEI) and Energy Efficiency Index (EnEI) were proposed. The performance atlases method was used to investigate these indices. Four performance atlases of these indices were presented. Furthermore, a set of dimension parameters $((a, b, l)=(197\text{ mm}, 643\text{ mm}, 1\ 260\text{ mm}))$ with high efficiency was obtained by optimizing these indices. The research result is helpful for engineering applications of this mechanism.

Key words: space science; secondary mirror adjusting mechanism; performance atlases method; performance evaluation

收稿日期: 2019-08-11; 修订日期: 2019-09-21

基金项目: 国家自然科学基金(51225503, 51575307)

作者简介: 刘宇哲(1990-), 男, 工程师, 博士, 主要从事航天器结构和机构总体设计方面的研究。Email: 869369479@qq.com

0 引言

随着我国在空间科学应用和空间探测活动的持续发展,空间飞行器上携带的空间相机越来越多^[1]。空间相机主次镜的相对位姿变化对于相机成像质量起着至关重要的作用,而其中次镜调整是目前常用的主动光学手段,且次镜调整机构多选取具有六个运动自由度的 Stewart 平台^[2-4]。

Stewart 并联机构自 20 世纪 60 年代被开发出来后,在各行各业得到了广泛地应用,众多学者针对各自面向的问题内容进行了相应的性能评价和优化研究。安其昌等^[5]对三镜轴系机构利用极大似然估计法对机构的位置参数进行辨识并优化;赵宏超等^[6]对三镜系统中的 Stewart 平台,利用 Matlab 优化工具箱对支腿轴向力和刚度进行优化;佟志忠等^[7]采用粒子群算法对 Stewart 平台的各向动态同性性能进行优化;王瀚等^[8]将改进布谷鸟算法应用在空间相机次镜 Stewart 型调整机构的标定优化问题中;Shao 等^[9]利用性能图谱法对 Stewart 机构的工作空间和速度矩阵条件数性能进行了优化;Yao 等^[10]利用区间分析法优化了我国 FAST (Five-hundred-meter Aperture Spherical Telescope) 系统中 Stewart 平台的位置精度;Xie 等^[11-12]采用基于遗传算法和神经网络的人工智能方法对 Stewart 机构的刚度和灵巧度进行了优化。

然而,目前的研究内容大部分都主要集中在两个方面的研究:一是突出针对某一项性能进行研究和优化,使得该项性能达到极致;二是针对多项性能,采用权重分配的方式进行综合评价和优化。在工业应用中,这两种研究方法都存在与实际脱离的情况:针对某一项性能的优化研究会导致其他性能被抑制,从而使得该机构的综合性能欠佳,无法实用;而采用权重分配方式的多目标性能优化研究则没有考虑实际工况中的约束条件限制,导致在实际操作中出现问题。因此有必要开展与工业应用紧密结合的性能评价与优化技术研究,不仅需要考察多项性能,还要在实际约束条件下进行性能评价和优化。

在实际工业应用中,为了保证在发射过程和轨道运行时机构的最优性能,基于 Stewart 平台的次镜调整机构必须同时考虑两类四型约束:即运载约束

(安装空间和结构质量的限制)和在轨约束(运动误差和运行能耗的要求),同时还要在约束条件下尽可能解决约束限制与提高机构性能之间的矛盾。例如,安装空间的限制与机构运动工作空间需求的矛盾,关节制造误差与终端运动精度需求的矛盾,结构用料限制与较大过载支撑受力的矛盾,以及空间有限能源供给与机构运动能耗的矛盾。文中的优化设计就是需要在约束限制与机构性能之间寻求平衡,而这种平衡的评价文中称之为效率,只有在各种约束与性能平衡都达到效率较高的时候,才能不因“木桶短板效应”而无法发挥机构的能力。因此,在优化设计 Stewart 并联机构的时候,需首先系统性地建立一套完整的效率评价体系,在分析并研究各指标的意义和变化趋势后,再开展基于这组指标体系的尺寸参数优化,从而最终获得效率性能全面且较高的构型尺寸参数。

文中针对运载约束和在轨约束的两类四型约束,通过分析机构数值模型,提出空间利用效率指标、误差传递效率指标、质量受力效率指标和运动能耗效率指标,构建了一套完整的效率评价体系,并基于该评价体系,采用性能图谱法,研究了四个指标与尺寸参数之间的变化规律和趋势,进而优化得到了在评价体系约束下的机构尺寸参数。

1 机构建模

Stewart 并联机构的形式众多,文中研究的空间次镜调整机构采用 6-SPS 型 Stewart 并联机构实现空间任务的运动需求。6-SPS 型 Stewart 并联机构指的是由六个 SPS 型支链,以及动平台和静平台所组成的运动机构,其中核心部件是 SPS 支链,由一个移动副(P副,Prismatic joint)和两个球副(S副,Spherical joint)组成。

1.1 运动学建模

为了建立 Stewart 并联机构运动学模型,此节建立相应的运动坐标系并给出运动学表达式。如图 1 所示,动坐标系 $N-UVW$ 固定在动平台 $A_1A_2A_3A_4A_5A_6$ 上,静坐标系 $O-XYZ$ 固定在静平台 $B_1B_2B_3B_4B_5B_6$ 的中心。动平台上的球副 $A_1A_2A_3A_4A_5A_6$ 两两为一组,组与组之间间隔 120° 。静平台上的球副 $B_1B_2B_3B_4B_5B_6$

的角度布局形式与动平台 $A_1A_2A_3A_4A_5A_6$ 的角度布局形式类似, 但动平台上的球副与静平台上的球副间隔为 60° 。

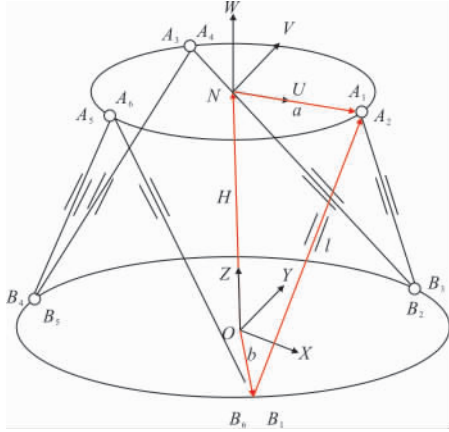


图 1 Stewart 并联机构运动学模型

Fig.1 Kinematic model of Stewart parallel mechanism

基于矢量环建模方法, 针对机构的每一条支链建立相应的封闭矢量环方程, 则得到 Stewart 并联机构运动学模型:

$$H+R_RPY \cdot R_i \cdot a_i=R_{6i+1} \cdot b_i+l_i \quad i=1, \dots, 6 \quad (1)$$

式中: a_i 、 b_i 分别为 NA_i 和 OB_i ; H 代表动平台中心的位置矢量; l_i 代表被动杆件的位置矢量; R_i 和 R_{6i+1} 分别代表球副 A_i 和 B_i 的旋转矩阵; 动平台旋转矩阵 R_RPY 中采用 RPY 角。

1.2 运动误差建模

对运动学模型进行一阶摄动, 可得运动学误差模型:

$$\begin{aligned} &(\omega_i)^T \cdot \Delta H+(R_RPY \cdot R_i \cdot a_i \times \omega_i)^T \cdot \Delta \alpha= \\ &\left((R_{6i+1})^T \cdot \omega_i\right) \cdot \Delta b_i+\left(\omega_i\right)^T \cdot \Delta l_i- \\ &\left((R_RPY \cdot R_i)^T \cdot \omega_i\right)^T \cdot \Delta a_i \end{aligned} \quad (2)$$

式中: ΔH 代表动平台中心的位置误差矢量; $\Delta \alpha$ 代表动平台的姿态误差矢量; Δa_i 、 Δb_i 和 Δl_i 分别代表 a_i 、 b_i 和 l_i 的位置误差矢量; E 为三阶单位矩阵; ω_i 代表移动副的单位姿态矢量。

则机构的运动学误差模型矩阵式为:

$$J_{\text{error}}=J_{\text{terminal}}^{-1} \cdot J_{\text{joint}} \quad (3)$$

误差传递矩阵建立了关节误差参数与终端误差参数的关系。由于每条支链上定义了 Δa_i 、 Δb_i 和 Δl_i

的三个矢量, 九个参数的误差项, 则整个机构上六条支链, 建立了 54 个误差参数。

1.3 静力学建模

文中在建立静力学模型时, 假设运动平台质心的输出力为 F_f 、输出力矩为 F_m , 各支链的受力为 f_i 。各支链上的移动关节所产生的力可看作是支链的内力, 由于支链是 S-S 结构, 可将单根支链均看作二力杆, 关节力的方向与 ω_i 的方向一致。因此, 运动平台的力和力矩平衡方程:

$$\sum_{i=1}^6 f_i \cdot \omega_i=F_f \quad (4)$$

$$\sum_{i=1}^6 (R_RPY \cdot a_i) \times f_i=F_m \quad (5)$$

在给定终端操作力的情况下, 可以求取支链受力, 矩阵形式为:

$$\begin{bmatrix} F_f \\ F_m \end{bmatrix}=J_{\text{force}} \cdot J_{\text{joint}} \quad (6)$$

1.4 动力学建模

图 2 是动力学模型受力示意图。此节动力学建模中, 参数符号正上方标记一点的参数表达对应符号参数的一阶导数; 参数符号正上方标记两点的参数表达对应符号参数的二阶导数。参数符号左上方标记的符号代表该参数在对应坐标系中的表达。

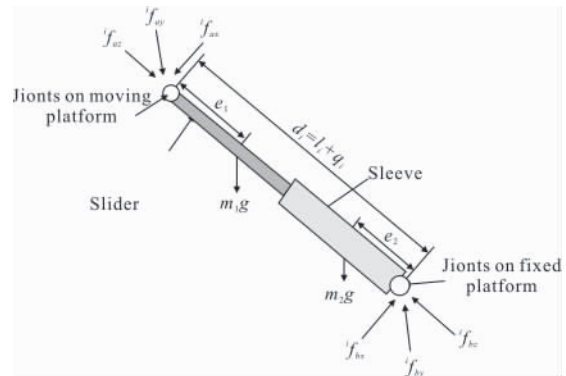


图 2 支链受力

Fig.2 Force of each limb

对动平台中心列写力和力矩平衡方程:

$$\sum_{i=1}^6 f_{ai}+m_H g=m_H \cdot \dot{v}_H \quad (7)$$

$$\sum_{i=1}^6 a_i \times f_{ai}=I \dot{\omega}_H \quad (8)$$

式中： m_H 为终端动平台的质量； I 为终端动平台的转动惯量；上标表示对应物理量在对应坐标系下的表示。

进一步对滑杆受力列写平衡方程，则可得各支链上的驱动力 τ_i ：

$$\tau_i = f_{aiz}^i + m_1^i g + m_1^i \dot{v}_{ilz} \quad (9)$$

2 效率性能评价指标

与以往学者对 Stewart 并联机构的优化研究不同的是，文中通过分析该机构在火箭发射和在轨期间的应用背景特点，有针对性地提出了评价机构运行效率的性能指标。

2.1 空间利用效率指标

机构的基本性能在于其运动范围，对应到机构本身的功能特性为运动工作空间。但是对于在轨运行的机构，不仅仅需要关注其绝对的运动工作空间，同时还需要考虑空间飞行器上狭小的安装和运行环境，因此需要同时评价机构的运动工作空间和机构本身的安装空间。为了同时评价两种空间的特性，文中提出采用最大有效工作空间与机构本身的安装空间之比作为评价指标，称之为空间利用效率指标 (WEI)。该指标数值越大，表示空间的利用效率越高，机构效率性能越好。

由于对称的 Stewart 并联机构的工作空间一般呈立方体锥形，因此文中将最大工作空间定义为机构的工作空间中最大的立方体锥形体积，其求取步骤是首先遍历获得机构的工作空间，然后以工作空间的正中心为原点，将 $X-Y$ 平面获取的四边形作底面， Z 向的高度差作为立方体的高，辅以立方体锥形的体积公式即可获得最大有效工作空间。

文中以终端位置空间为例进行说明，假设位置工作空间立方体锥形的底面积为 S_{x-y} ，进而可以求取有效工作空间的体积为：

$$W_workspace_e = \frac{2}{3} S_{x-y} (f_{\max}(z_1 \cdots z_n)) \quad (10)$$

式中： f_{\max} 函数表达寻找最大值元素。

机构本身的安装空间 $W_install$ 定义为机构在初始状态下围成的圆柱形体积。由于机构的下端静平台圆半径 b 一般比上端动平台圆半径 a 大 (机构

的稳态静力学特性较好)，因此选择将下端静平台圆半径 b 与上下端高 h 所形成的圆柱体作为安装空间，其安装空间的体积为：

$$W_install = \pi b^2 h \quad (11)$$

因此工作空间能效评价指标为：

$$WEI = \frac{W_workspace_e}{W_install} \quad (12)$$

2.2 误差传递效率指标

评价次镜调整机构的一个重要特性在于其运动精度，也即反映了机构的运动误差大小。若考虑通过给定关节误差参数来观测终端运动误差，可能会带来由于人为设定的关节误差参数不合适 (如对单个误差灵敏度较大的关节误差赋值较大，则会产生极大的终端运动误差)，导致不能真实反映机构本身误差传递特性。因此，文中通过分析误差传递矩阵中对应的误差传递矢量，将关节误差矢量对终端误差矢量的影响效率作为评价机构的误差传递性能的指标 (EEI)。该指标值越大，则表示关节误差将会以更大的系数传递到终端误差，机构运动精度性能越差。

由于每一个关节误差参数都会对终端六个自由度的运动产生误差影响，同时可以认为所有的误差参数都是独立存在的，也就是误差参数之间不会产生相互的影响，因此可以将误差传递矩阵 J_{error} 进行局部划分为 j_{m-na} 、 j_{m-nb} 和 j_{m-nl} ，分别表示关节误差矢量 Δa 、 Δb 和 Δl 对终端输出的第 m 个误差元素的误差传递矢量。为了后续表达方便，文中将这三种误差传递矢量统一表达为 $j_{m-n-joint}$ 。虽然关节误差矢量之间是相互独立的，但是关节误差矢量中的元素并不是独立的，例如球副中的球铰运动误差基本是限制在一个球形中的。文中为了评价单一关节误差矢量对终端误差影响，需要将矢量 $j_{m-n-joint}$ 统一看待。因此，文中提出将 $j_{m-n-joint}$ 的模作为评价第 n 个支链上的关节误差矢量 $joint$ 对终端输出第 m 个误差元素的传递效率：

$$\lambda_{EEI} = \text{norm}(j_{m-n-joint}) \quad (13)$$

遍历误差传递矩阵 J_{error} 中所有的 λ_{EEI} ，取其中最大值作为误差传递效率评价指标：

$$EEI = f_{\max}(\lambda_{EEI}) \quad m \in [1, 6] \quad n \in [1, 6] \quad (14)$$

2.3 质量受力效率指标

在火箭发射阶段，机构会在初始状态下承受较

大的过载,而使用较少的结构材料满足承载需求,是机构受力效率性能的主要体现,因此文中提出将支链过载受力最大值与机构整体质量之比作为质量受力效率指标(FEI)。该指标值越大表示单位结构材料下能够承受的受力越高,因此该指标值越大机构的质量受力效率性能越好。由于 SPS 型的 Stewart 并联机构的驱动装置安装在移动副的支链 $A_i B_i$ 上,相对来说驱动装置对受力会更加敏感且易受损坏,因此文中主要分析支链 $A_i B_i$ 的过载受力情况。

在随火箭发射阶段,机构的终端载荷质量为 M ,质心承受 G_1 的横向(X 和 Y 向)过载和 G_2 的纵向(Z 向)过载,质心与动平台平面的垂直距离为 r ,横向过载产生的剪力还会在动平台中心位置产生相应弯矩,因此机构的终端平台将同时承受静力和弯矩。由于火箭在发射过程中,横向过载所产生的弯矩方向可能沿着动平台平面上任意一个方向,因此需要考察终端在任意受力方向工况下,各支链的受力情况。将终端受力和弯矩写为随受载方向 α_f 的函数 $F_f(\alpha_f)$ 和 $F_m(\alpha_f)$ 。

为确定各支链上的最恶劣受力工况(即驱动受力极大),文中采用将受力方向 α_f 遍历 $0^\circ \sim 360^\circ$,取各支链杆件中的最大受力数值作为该机构过载受力评价:

$$F_{\max} = f_{\max}(F_{\text{joint}}(\alpha_f)) = f_{\max} \left(J_{\text{force}}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} F_f(\alpha_f) \\ F_m(\alpha_f) \end{bmatrix} \right) \quad \alpha_f \in [0^\circ, 360^\circ] \quad (15)$$

机构的质量近似可以认为是由静平台圆盘、动平台圆盘和柱状杆件的质量组成的,因此机构的总质量可以写为随尺寸参数变化的函数:

$$M = \rho(\pi a^2 u + \pi b^2 u + \pi r_l^2 l) \quad (16)$$

式中: ρ 表示材料的质量; u 表示动、静平台的厚度; r_l 表示连接杆的柱体半径。

为统一量纲,文中采用地面重力作为质量代替参数,则可以得到支链过载受力最大值与机构整体重力之比的质量受力效率指标:

$$FEI = \frac{F_{\max}}{Mg} \quad (17)$$

2.4 运动能耗效率指标

由于空间飞行器在轨运行期间,众多仪器设备

都需要消耗能源,同时能源供给受限于太阳能帆板的受光面积,因此机构的能耗性能决定了其是否能够适应长期的在轨运行要求。机构的能耗性能受众多因素影响,但机构的主要能耗来自于驱动器的驱动能耗,进一步可以认为是驱动移动副所需要的能量。而同时,机构真正能够释放出去的能量是终端运动消耗的能量,因此为了评价机构的能量转化效率,文中提出基于终端能耗与驱动端能耗之比的运动能耗效率指标(EnEI)来评价机构在轨运行能耗效率。该指标越大表示在驱动端能耗一定的情况下,终端能够转化的能量越高,所以该指标值越大运动能耗效率越高。

驱动器的能耗主要由移动副移动的距离和驱动力决定,同时基于动力学模型可知,驱动力 τ 受终端位姿(H, Φ),终端运动速度(v_H, ω_H)和终端运动加速度($\dot{v}_H, \dot{\omega}_H$)影响,单位驱动副位移下,机构的驱动能耗可以表达为:

$$dE = \tau(H, \Phi, v_H, \omega_H, \dot{v}_H, \dot{\omega}_H) ds \quad (18)$$

将机构在指定运动轨迹下,匀速运动的能耗作为驱动端的能耗:

$$E = \int_s \tau(H, \Phi, v_H, \omega_H) ds \quad (19)$$

式中: E 为终端运动速度保持为(v_H, ω_H)时,在行径完整个 s 运动轨迹后,机构驱动端所需要消耗的能量。进一步地,终端运动能耗为:

$$E_H = \int_T \frac{1}{2} v_H^T M v_H dt + \int_T \frac{1}{2} \omega_H^T I \omega_H dt + \int_{H_n} M g dh_H \quad (20)$$

因此,运动能耗效率指标为:

$$EnEI = \frac{E_H}{E} \quad (21)$$

3 优化方法

性能图谱法是将三个杆件尺寸映射为两个数据的组合形式来进行优化,该方法可以消除机构尺寸的物理性质,不仅能够在有限的设计空间中遍历所有的尺寸组合形式,同时还能直观地获取最优解。文中优化的尺寸包括动平台半径 a 、静平台半径 b 和被动杆件长度 l ,性能图谱法的详细建模方法可参见参考文献[9],给出机构的几何约束条件:

$$d_3 \geq d_2 - d_1 \quad (22)$$

$$d_2 \geq d_1 \quad (23)$$

$$d_3^2 - (d_1^2 + d_2^2 - 2d_1 d_2 \cos 60^\circ) \geq 0 \quad (24)$$

式中： d_1 、 d_2 和 d_3 代表 a 、 b 和 l 的等效长度。

将空间优化域进行投影，则三个参数可以由两个参数表达为：

$$t = d_3 \quad (25)$$

$$s = \frac{2d_2}{\sqrt{3}} + \frac{d_3}{\sqrt{3}} \quad (26)$$

给出文中如图 3 所示的优化设计区域。

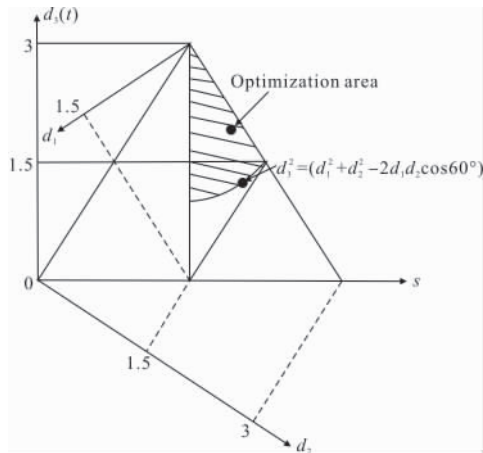


图 3 优化设计区域

Fig.3 Optimization design area

设计空间中的每一组无量纲的数据 (s, t) 都唯一对应着一组尺寸参数 (a, b, l) 。后续将性能评价指标与每一组 (s, t) 对应的数值求解出来，就可以绘制出基于性能指标的图谱。

4 性能仿真与优化

此节首先给出基于评价指标 WEI、EEI、FEI 和 EnEI 各自的性能图谱，再给出指定性能指标要求下的综合性能谱图，并基于此图谱完成机构的综合尺寸优化。在此节优化仿真中，每组尺寸参数的总尺寸 $D=700$ mm，文中机构运动终端初始位置为 $[0, 0, \sqrt{l^2 - (a^2 + b^2 - 2abc\cos 60^\circ)}]$ ，终端初始姿态为 $[0, 0, 0]$ 。

4.1 基于指标 WEI 的机构性能图谱

将终端姿态设定为初始姿态，即零位姿态，终端位置工作空间进行遍历和筛选。终端位置工作空间 x 轴向遍历的范围为 $[-80$ mm, 80 mm]， y 轴向遍历的范围为 $[-80$ mm, 80 mm]， z 轴向在零位位置处的

遍历范围为 $[-80$ mm, 80 mm]。动平台上的球副转角的限制 $[\alpha_{\min}, \alpha_{\max}] = [-30^\circ, 30^\circ]$ ，静平台上球副转角的限制 $[\beta_{\min}, \beta_{\max}] = [-30^\circ, 30^\circ]$ ，移动副驱动范围的限制 $[q_{\min}, q_{\max}] = [-30$ mm, 30 mm]，根据该约束可以得到如图 4 所示的基于空间利用效率指标 WEI 的性能图谱。由仿真可知，WEI 指标值基本分布于 0.001~0.9 之间，且其基本按照一定的单调梯度分布。WEI 的值越大代表空间利用效率越高，所以越靠近黄色区域，机构的效率性能越好。

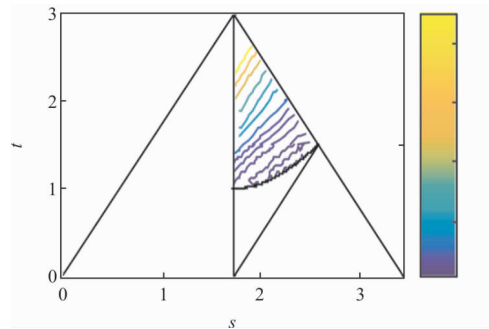


图 4 基于空间利用效率评价指标的性能图谱

Fig.4 Performance atlas based on the WEI index

4.2 基于指标 EEI 的机构性能图谱

将终端位置和姿态均设定为初始姿态，即零位位置和姿态，对每一组尺寸参数 (s, t) (即对应的 (a, b, l)) 求取对应的 EEI，绘制如图 5 所示的性能图谱。由计算可知，EEI 指标值基本分布于 0.37~3 之间，且其基本按照一定的单调梯度分布。EEI 的值越大代表关节误差将以更大的系数传递到终端，所以越靠近黄色区域，机构的效率性能越差。但是，结合图中局部放大的图例可以看到，在接近 $d_3^2 = (d_1^2 + d_2^2 - 2d_1 d_2 \cos 60^\circ)$ 的优化边界时，出现了极小

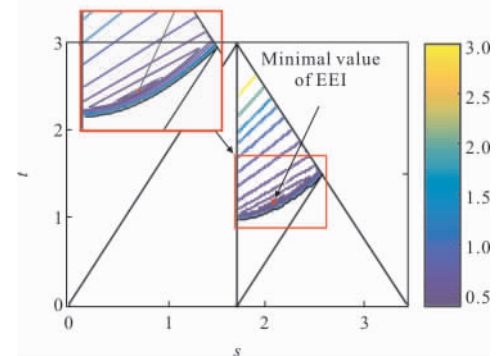


图 5 基于误差传递效率评价指标的性能图谱

Fig.5 Performance atlas based on the EEI index

值,还可见部分 EEI 指标值在极小值周围分布一圈,且从极小值向优化边界 $d_3^2=(d_1^2+d_2^2-2d_1d_2\cos60^\circ)$ 曲线单调递增。

4.3 基于指标 FEI 的机构性能图谱

文中假设在随基础级火箭飞行阶段,载荷质量为 200 kg,质心与动平台平面的垂直距离为 1.0 m,横向过载为 1.5 g,纵向过载为 7.5 g,计算得到终端受力和力矩矢量为 $[F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z]=[2\ 943\ \text{N}\ 2\ 943\ \text{N}\ 14\ 715\ \text{N}\ -2\ 943\ \text{N}\cdot\text{m}\ 2\ 943\ \text{N}\cdot\text{m}\ 0\ \text{N}\cdot\text{m}]$ 。对每一组尺寸参数 (s, t) (即对应的 (a, b, l)) 求取对应的 FEI, 绘制如图 6 所示的性能图谱。由计算可知, FEI 指标值基本分布于 21.5~140 之间, 每一个等值的 FEI 指标值呈现一种半圆形外扩的形式。FEI 的值越大代表单位质量下能够承受的力越大, 所以越靠近黄色区域, 机构的受力效率越高。

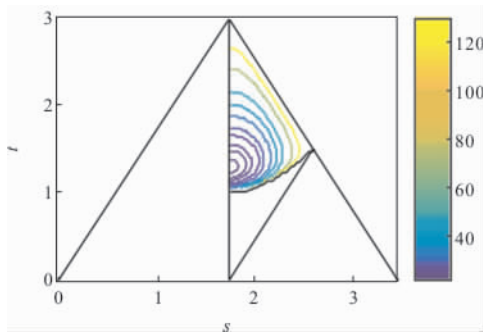


图 6 基于质量受力效率评价指标的性能图谱
Fig.6 Performance atlas based on the FEI index

4.4 基于指标 EnEI 的机构性能图谱

画圆运动是机构运动能耗评价中一种典型的评价轨迹,在该运动轨迹下,机构的六个支链都能得到完整的驱动检验,因此文中选择该轨迹作为能耗效率评价的运动轨迹。画圆轨迹是保持姿态为零姿态的情况下,驱动机构的终端画出一个平面圆的轨迹,其终端位置运动 $H=[r_E \cos\xi, r_E \sin\xi, z_0]$, r_E 表示画圆运动的半径,取值为 50 mm; ξ 的取值范围为 $[0^\circ, 360^\circ]$; z_0 表示终端初始位置下的 Z 轴坐标值。

基于画圆运动轨迹,对每一组尺寸参数 (s, t) 求取对应的 EnEI, 绘制如图 7 所示的性能图谱。由计算可知, EnEI 指标值基本分布于 0.001~0.79 之间, 且其基本按照一定的单调梯度分布。EnEI 的值越大代表更多比率的能量能够转化到终端使用, 所以越

靠近黄色区域,机构的能耗效率性能越好。

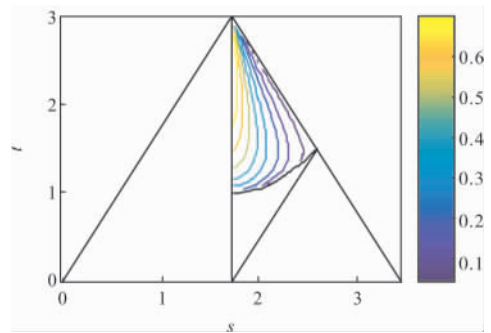


图 7 基于运动能耗效率评价指标的性能图谱
Fig.7 Performance atlas based on the EnEI index

4.5 综合效率性能优化

本节以假设的设计约束和性能要求, 来示例说明文中方法在实际工程中的应用。例如, 设计约束为: 机构的安装空间 $0.25\ \text{m}^3$, 关节制造误差 1 mm, 机构质量 20 kg 和机构输入能耗 100 W; 同时要求机构性能为: 终端运动空间大于 $0.003\ \text{m}^3$, 终端运动误差小于 1.7 mm, 各支链受力大于 6 000 N 和终端输出有效功率大于 20 W, 则可以得到指标要求值 $\text{WEI}>0.012, \text{EEI}<1.7, \text{FEI}>30$ 和 $\text{EnEI}>0.2$, 则可以获得如图 8 所示的优化设计域。在围成的优化设计区域中, 有无限组尺寸参数 (s, t) 可以选取, 一般选择中心位点即可。但是如果对于某一方面指标要求较高, 则可以通过观察图谱选择靠近某一指标的位点。例如, 若认为机构的运动误差需要优先保证, 则可以将 (s, t) 位点往 $\text{EEI}=1.7$ 曲线的反向 $\text{WEI}=0.012$ 曲线靠近, 这时空间利用效率性能会变差, 即牺牲 WEI 指标性能来满足 EEI 指标需求。在考虑平衡各方面综合约束下, 文中认为 $(s, t)=(2.1, 1.8)$ 是该优化设计区域的中间位点, 选择该组尺寸参数,

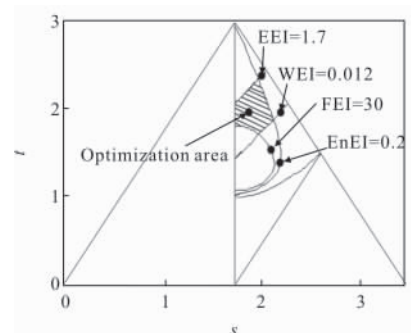


图 8 综合效率性能的优化设计区域
Fig.8 Optimized design area for overall efficiency performance

其对应的 $(a, b, l)=(197 \text{ mm}, 643 \text{ mm}, 1\ 260 \text{ mm})$ 。

5 结 论

(1) 建立了效率性能评价指标体系。提出了空间利用效率指标、误差传递效率指标、质量受力效率指标和运动能耗效率指标, 构建了较为完整的机构效率评价体系。该指标体系不仅包含了实际工业应用中的安装空间、结构用料、关节误差和能源供给的约束, 也反映了机构的工作空间、支撑受力、终端精度和运动能耗的多目标性能要求。

(2) 研究了各指标变化趋势。通过性能图普法分析可知, WEI 指标值分布于 0.001~0.9 之间, 基本按照单调梯度分布; EEI 指标值分布于 0.37~3 之间, 大部分优化区域按照单调梯度分布, 但是在接近优化边界时, 出现了极小值, 且从极小值向优化边界单调递增。FEI 指标值分布于 21.5~140 之间, 其等值曲线呈现一种半圆形外扩的形式; EnEI 指标值分布于 0.001~0.79 之间, 基本按照单调梯度分布。

(3) 优化了基于效率性能评价体系的尺寸参数。给定评价体系边界: $WEI > 0.012$, $EEI < 1.7$, $FEI > 30$ 和 $EnEI > 0.2$, 优化选取 $(s, t)=(2.1, 1.8)$ 作为文中优化结果, 该组尺寸参数对应的机构尺寸为 $(a, b, l)=(197 \text{ mm}, 643 \text{ mm}, 1\ 260 \text{ mm})$ 。该组尺寸参数能够较好的同时满足四个指标性能, 具备较高的效率性能。

参 考 文 献:

- [1] Wu Ji. Space science planning and its demand for space transportation system [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2018, 2(2): 17-21. (in Chinese)
- [2] Zhang Jingxu, An Qichang, Li Jianfeng, et al. Third mirror Stewart platform of TMT based on mechanism condition number[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(4): 890-896. (in Chinese)
- [3] Xie Yuting. Design and accuracy analysis of two dimensional intergratedadjusting mechanism for the focal plane in wide camera [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2016. (in Chinese)
- [4] Han Chunyang, Xu Zhenbang, Wu Qingwen, et al. Optimization design and error distribution for secondary mirror adjusting mechanism of large optical payload [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 24 (5): 1093-1103. (in Chinese)
- [5] An Qichang, Zhang Jingxu, Sun Jingwei. TMT third-mirror shafting system alignment based on maximum likelihood estimation [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(11): 3002-3007. (in Chinese)
- [6] Zhao Hongchao, Zhang Jingxu, Yu Xiaobo, et al. Design and optimization of Stewart platform in TMT tertiary mirror system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(12): 3336-3341. (in Chinese)
- [7] Tong Zhizhong, Jiang Hongzhou, He Jingfeng, et al. Optimal design of generalized Stewart parallel manipulator based precise tracking-pointing platform with dynamic isotropy [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(5): 1019-1025. (in Chinese)
- [8] Wang Han, Cao Xiaotao, Zhao Weiguo, et al. Improved cuckoo calibration method of space telescope secondary mirror adjusting mechanism [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(5): 0518002. (in Chinese)
- [9] Shao Z, Tang X, Wang L, et al. Atlas based kinematic optimum design of the Stewart parallel manipulator [J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 28 (1): 20-28.
- [10] Yao R, Zhu W, Huang P. Accuracy analysis of Stewart platform based on interval analysis method [J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 26 (1): 29-34.
- [11] Xie Wenliang, Shen Zhengxiang, Yu Jun, et al. Design and mechanical experiment analysis of support structure for X-ray focusing telescope [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(4): 0418002. (in Chinese)
- [12] Gao Z, Zhang D, Ge Y. Design optimization of a spatial six degree-of-freedom parallel manipulator based on artificial intelligence approaches [J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2010, 26 (2): 180-189.