•可展开结构及其在航天工程中的应用•

DOI:10.12454/j.jsuese.202500481

本刊网刊

在轨组装天线模块单元变形调节策略

王思成,马小飞*,张大羽,叶永博

(中国空间技术研究院 西安分院,陕西 西安 710100)

摘　要:在轨组装是部署大口径空间天线的可行方法。针对在轨组装大口径空间天线因模块化装配导致的误差累积问题(如装配间隙引发的型面偏离与模块干涉风险),提出一种模块单元变形调节策略,以抑制误差传递、保障装配精度与系统性能。首先,建立考虑装配间隙的抛物面天线模型的方法:采用平面投影法生成模块节点坐标,结合间隙转化模型迭代计算各圈层模块的空间位置;设计模块三点周向对接方式及由内向外的单向装配序列,形成6条误差传递链。其次,进行在轨组装天线装配误差分析:引入误差链与误差球概念,基于指数乘积法构建六自由度装配误差模型,以装配中心为基准,随机生成位移与旋转误差,模拟误差沿链式路径的传递过程;以61个可展开模块组装天线为研究对象,量化分析装配间隙(100～300 mm)和最大允许位移误差(10～40 mm)对累积误差的影响。最后,为抑制误差累积效应,提出具备变形调节能力的模块单元构型及调节方案:通过释放节点自由度并在反射面布置作动器,实现单面至6面分级调节;依据接触面数量与干涉情况,制定分场景调节方案,动态调整模块边长与角度。结果表明:装配误差沿误差链累积增大,且与装配间隙尺寸及最大允许位移误差成正比;通过简化可变形调节模块结构,验证了模块设计与调节方案的有效性。

关键词:在轨组装天线;模块变形调节策略;装配误差分析;可变形模块;模块变形调节方案

中图分类号:V11　　**文献标志码:**A　　**文章编号:**2096-3246(2026)03-0024-11

航天技术的快速发展推动人类对太空的深度探索与利用,对大型空间望远镜、太阳能电站及超大型空间天线等装备的需求日益增长。其中,大型空间天线在通信卫星、对地观测和微波遥感等领域具有重要战略价值。随着对天线带宽、扫描范围等性能指标要求的提升,天线的口径持续增大[1–2]。受火箭推力、整流罩包络和结构设计复杂度等因素的限制,仅依靠可展开结构难以部署极大型空间天线,目前的可行方法是利用在轨组装技术进行部署。

在轨组装通过将结构模块、功能模块等基本单元发射进入轨道并在轨组装构建成大型空间系统[3–5],可应用于空间站[6–8]、空间望远镜[9–11]、极大型空间天线[12–14]、空间太阳能电站[15]、深空探测中转站[16]以及月球/火星基地等地外基地[17]。空间在轨组装天线需利用多个单元模块进行装配。Mitsugi 等[18]提出一种模块化可展开网状天线的模块单元设计方案,可以通过改变电缆长度来修正反射器畸变。Sugimoto 等[19]提出一种可展开网状天线模块化组成及展开方法,用于构造孔径为 10～15 m 的天线。Tsunoda[20]和 Tian[21]等设计了一种轻型可展开结构,模块结构为六棱柱金字塔形结构,通过多个模块构造大型可展开网状反射器,桁架模块上的连接点近似在球面上,以实现抛物面的拟合。Ma 等[22]提出由六角棱柱和五角棱柱模块组成的可展开天线结构。Rouvinet 等[23]提出了一种具有几何可扩展性的抛物面天线可展开六角形棱镜模块。当前,国内外在轨组装天线技术的研究成果偏重方案论证与理论分析,离在轨工程化实施距离较大、成熟度较低。针对在轨组装,目前已经有很多对模块单元的构型、自由度和动力学等方面的研究,对四棱锥和六边形等构型及动力学的研究已相当完善[24–25]。在轨组装望远镜和组装天线领域的设计方案多选择六边形构型。

收稿日期:2025 – 06 – 25　　**修回日期:**2025 – 10 – 12　　**网络出版日期:**2025 – 11 – 14

基金项目:国家自然科学基金项目(12494564)

作者简介:王思成(2001—),男,硕士生. 研究方向:航空宇航科学与技术;空间结构设计与仿真分析. E-mail:623549261@qq.com

* **通信作者:**马小飞,研究员,E-mail:maxf041600@sina.com

模块化天线装配过程中不可避免会出现装配误差，随着模块单元数量的增加，误差会不断传递并增大，这会导致天线模块位置偏离理想的抛物面，甚至无法完成装配。针对空间在轨组装天线的装配误差分析，李欢笑等[26]提出了一种考虑模块间隙的节点设计方法，利用指数乘积法建立了装配误差的解析模型，并引入了误差球的概念。Harada 等[27]提出了一种空间在轨组装天线模块化单元的设计方法，该方法能够高精度模拟平面、球面、旋转抛物面及抛物柱面等多种天线构型，有助于减小装配误差。Egron 等[28]针对连接点和固定点的连接误差，提出了误差估计方法并应用于空间在轨组装天线，研究发现当模块从固定侧进行一维连接时，误差随模块数量的增加而增大。

现有研究对装配过程中误差累积的影响关注不足，且缺乏针对模块单元的主动调节策略。NASA 的詹姆斯·韦伯空间望远镜（JWST）通过在子镜背部安装作动器来调节子镜的位姿和镜面曲率[29]，但在轨组装天线模块单元背部为网面结构，无法采用背部调节方式。董航佳[30]为了降低装配误差、提高天线的型面精度，提出一种模块的调节方法和算法：在两个匹配面之间连接 3 个作动器，且作动器的两边均装有球副，将其看作一个并联机构，将两个装配面分别看作并联机构的静平台和动平台；通过数值仿真验证了算法的正确性和有效性，但该研究主要针对模块单元间的调节，而非模块单元自主变形调节。

本文对在轨组装天线模块单元的变形调节策略进行研究，内容主要包括：建立考虑装配间隙的在轨组装天线模块节点生成方法和装配误差模型；进行装配误差模拟与分析；根据此设计可自主变形调节的模块单元，提出变形调节方案研究并进行仿真验证。

1　考虑装配间隙的在轨组装天线建模

在轨组装天线通过多个可展开模块组成，模块单元之间通过机械或磁吸等方式连接，由于对接机构的存在，在组装过程中模块单元之间不可避免地存在装配间隙。天线装配误差主要表现为装配间隙和模块单元姿态的变化，建立考虑装配间隙的天线型面及模块单元节点生成方法是进行误差分析的基础。图 1 为在轨组装抛物面天线[31]，图 2 为组装天线模块。

在轨组装天线的实际型面是一个抛物面，采用平面投影法进行建模。本文研究的组装天线由 61 个可展开模块单元组成，模块单元的总体构型为正六边形结构，由上下两个正六边形组成，包含 12 个节点。为简化分析流程，选择模块单元的上表面作为分析对象，当上表面确定，模块单元整体结构的位置即可确定。组装天线平面投影如图 3 所示（为方便演示，模块单元间装配间隙大于实际值）。

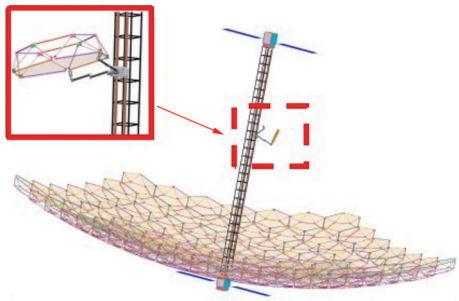


图 1　在轨组装抛物面天线[31]

Fig. 1　On-orbit assembly of parabolic antenna[31]

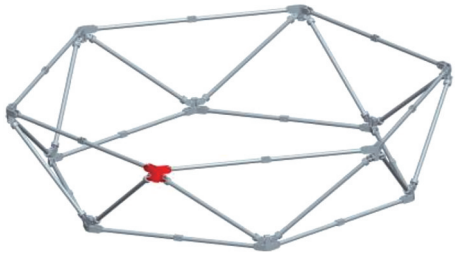


图 2　组装天线模块

Fig. 2　Module of on-orbit assembled antenna

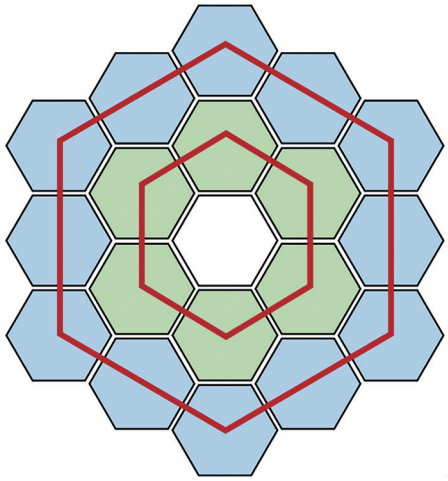


图 3　组装天线平面投影

Fig. 3　Projection view of the assembled antenna

以模块几何中心定位模块的位置，如图 3 中红色六边形所示。每一圈模块的中心均分布在一个正六边形上，该六边形定义为“位置六边形”，用于表征模块圈层分布。通过定比分点公式求解每个模块单元节点在投影平面的位置坐标。

组装天线的局部平面投影如图 4 所示，图 4 中，D 为投影平面上模块单元直径，d 为模块间装配间隙。位置六边形半径 R 计算公式为：

$$R=n\sqrt{3}D+nd \tag{1}$$

式中，n 为组装天线圈数。

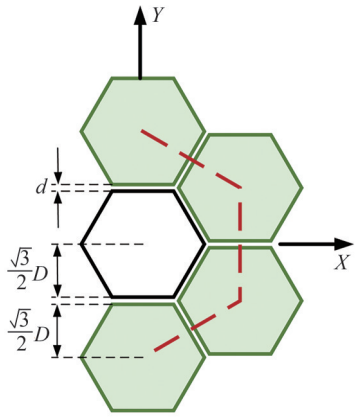


图4 组装天线的局部平面投影

Fig. 4 Local plane projection of the assembled antenna

求解得到投影平面上的模块单元节点坐标后，将坐标投影至抛物面，可得到模块单元节点的实际位置坐标。同时，需要建立投影平面与抛物面之间的装配间隙转化模型，投影坐标关系如图5所示。图5中，X、O、Z为坐标，F为抛物面天线的焦距。x、z为方程的坐标，x_1为圆心坐标，x_2为箭头所指的点坐标，d_1为圆心半径，z_1、z_2为箭头所指点坐标。可得到抛物面在ZOX平面的投影表达式为$Z=\dfrac{X^2}{4F}$。

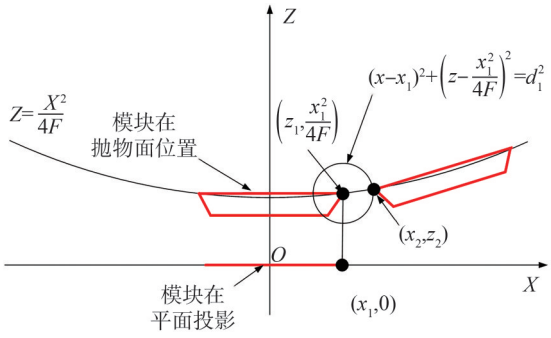


图5 投影坐标关系

Fig. 5 Projection coordinate relationship

理想抛物面表达式为：

$$Z=\frac{X^2+Y^2}{4F} \tag{2}$$

将投影得到的模块单元节点映射至抛物面后，以该节点为圆心，装配间隙为半径，在抛物面上建立圆方程为：

$$(x-x_1)^2+\left(z-\frac{x_1^2}{4F}\right)^2=d_1^2 \tag{3}$$

方程与抛物面远端交点即为下一圈模块单元的节点，将该节点投影至平面得到下一圈模块单元在投影平面的坐标及装配间隙d，将d代入式(1)，可得到下一圈模块单元的位置六边形半径。

通过平面投影法建立考虑装配间隙的组装天线模型，过程如下：

1)初始化，确定抛物面与中心模块参数，将中心模块单元投影至抛物面。

2)迭代计算，计算当前圈层模块在投影平面上的装配间隙，求解六边形，生成投影平面模块节点坐标，映射至抛物面获取空间坐标。

3)输出所有模块节点在抛物面上的坐标。

图6为该方法生成的考虑装配间隙的理想抛物面组装天线型面。

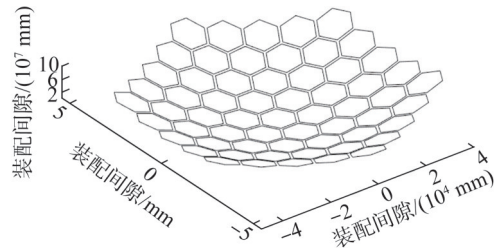


图6 理想抛物面组装天线型面

Fig. 6 Ideal profile of parabolic assembled antenna

2 在轨组装天线装配误差分析方法

2.1 对接方式与装配序列

模块对接演示如图7所示，模块单元采用周向三点对接的方式，单模块在组装时仅启用一个对接面。

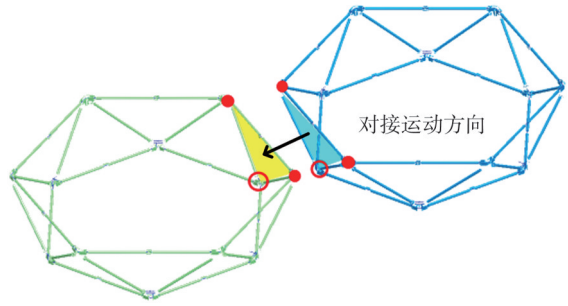


图7 模块对接演示

Fig. 7 Demonstration of module assembly

基于上述对接方式，采用由内向外逐圈对接的装配序列，如图8所示。由于每个模块在对接时仅启用一个对接面，故装配误差仅沿对接面进行单向传递。图9中，6条不同颜色的误差传递链如图9(a)所示，单个误差传递链如图9(b)所示。

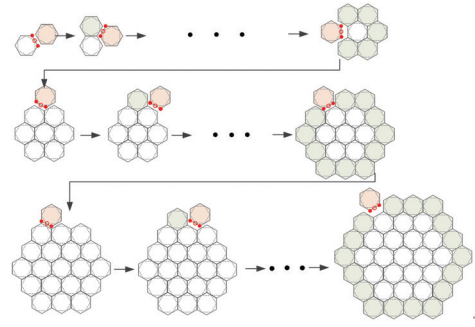
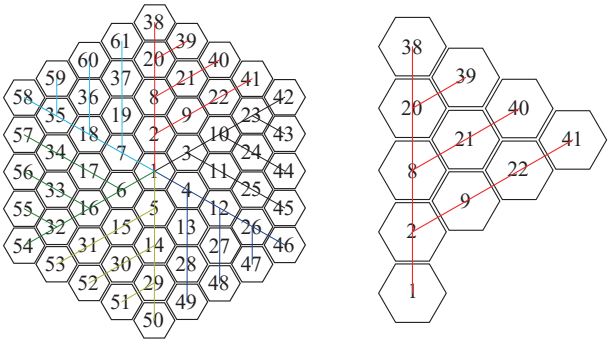


图8 装配序列

Fig. 8 Assembly sequence



(a) 误差传递链　　(b) 单个误差传递链

图 9　模块编号及误差链

Fig. 9　Module number and error chain

2.2　误差模型建立方法

装配误差模拟的基本思路是将模块间两个对接面的中心作为虚拟装配中心，在装配中心生成随机的装配误差，利用指数乘积法[30]进行误差传递的计算。

在第 1 节中已经得到理想情况下组装天线每一个模块单元的节点坐标，模块单元的几何中心表示为：

$$\boldsymbol{M}_{ci}=\frac{1}{4}(\boldsymbol{M}_i^3+\boldsymbol{M}_i^6)+\frac{1}{4}(\boldsymbol{M}_i^7+\boldsymbol{M}_i^{10})+[0\quad 0\quad h]^{\mathrm{T}} \tag{4}$$

式中，$\boldsymbol{M}_{ci}$ 为模块单元几何中心坐标，$\boldsymbol{M}_i^3$、$\boldsymbol{M}_i^6$、$\boldsymbol{M}_i^7$ 和 $\boldsymbol{M}_i^{10}$ 分别为模块单元 i 在节点 3、6、7 和 10 的坐标，h 为模块单元的高度。模块单元的节点编号如图 10 所示。

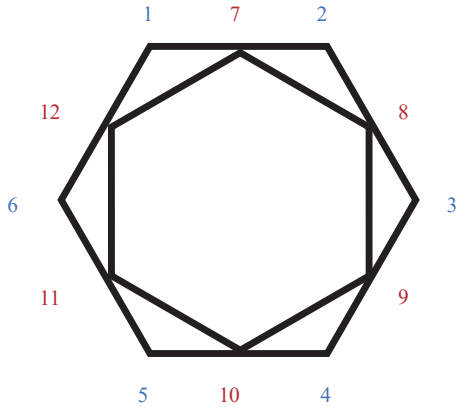


图 10　模块单元节点编号

Fig. 10　Module unit node number

对接面几何中心的坐标为：

$$\boldsymbol{M}_{Ai}^k=\frac{1}{2}(\boldsymbol{M}_i^n+\boldsymbol{M}_i^{n+1})+\left[0\quad 0\quad \frac{h}{2}\right]^{\mathrm{T}} \tag{5}$$

式中：A 为每个装配中心点，$\boldsymbol{M}_{Ai}^k$ 为模块单元第 k 个对接面的几何中心，由于一个模块单元最多有 6 个对接面，所以 k 的取值范围为 1～6；n 为模块单元节点的标号，取值范围为 1～12；$\boldsymbol{M}_i^n$ 为模块单元 i 第 n 个节点标号；$\boldsymbol{M}_i^{n+1}$ 为模块单元 i 第 n+1 个节点标号。

当模块单元 i 与 j 进行对接时，定义装配中心为两个对接面几何中心连线的中点，则装配中心的坐标计算公式为：

$$\boldsymbol{A}_{ij}^k=\frac{1}{2}(\boldsymbol{M}_{Ai}^k+\boldsymbol{M}_{Aj}^k) \tag{6}$$

式中，$\boldsymbol{A}_{ij}^k$ 为装配中心的坐标，$\boldsymbol{M}_{Aj}^k$ 为正在对接的对接面的几何中心。

组装天线的模块单元可视为刚体，各节点之间的相对位置关系确定，所以通过计算模块单元中心点相对理想位置的偏差，即可得到其他节点的位置偏差。建立装配误差传递模型如图 11 所示。图 11 中，$\boldsymbol{X}_{ei}$、$\boldsymbol{Y}_{ei}$ 和 $\boldsymbol{Z}_{ei}$ 为已装配中心，$\boldsymbol{M}_{ci}$、$\boldsymbol{M}_{cj}$ 和 $\boldsymbol{M}_{cj+1}$ 为误差链上由内向外依次排列的模块单元几何中心，$\boldsymbol{M}_{Aj}^{k+1}$ 和 $\boldsymbol{M}_{Aj+1}^{k+1}$ 为误差链上由内向外依次排列的对接面几何中心。

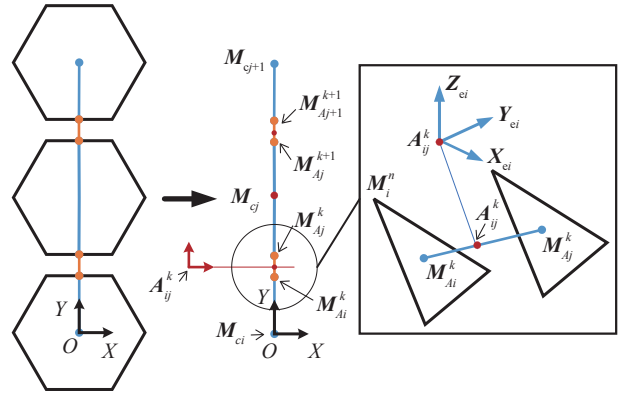


图 11　误差传递模型

Fig. 11　Error propagation model

为准确描述装配误差，需要将其设置为六自由度的变量，本文利用指数乘积理论进行误差传递链进行计算[31]。

在装配中心处建立虚拟坐标系，将 X 轴 $\boldsymbol{X}_{ei}$ 和 Y 轴 $\boldsymbol{Y}_{ei}$ 的方向定义为 $\dfrac{\boldsymbol{M}_i^n-\boldsymbol{M}_i^{n+1}}{\left|\boldsymbol{M}_i^n-\boldsymbol{M}_i^{n+1}\right|}$ 和 $\dfrac{\boldsymbol{M}_{Ai}^k-\boldsymbol{M}_{Aj}^k}{\left|\boldsymbol{M}_{Ai}^k-\boldsymbol{M}_{Aj}^k\right|}$，$Z$ 轴 $\boldsymbol{Z}_{ei}$ 的方向定义为 $\dfrac{\boldsymbol{X}_{ei}\times\boldsymbol{Y}_{ei}}{\left|\boldsymbol{X}_{ei}\times\boldsymbol{Y}_{ei}\right|}$。

误差旋量的主部 $\boldsymbol{s}$ 为 (X_{ei}, Y_{ei}, Z_{ei})，根据旋量理论，旋量副部 $\boldsymbol{s}_0$ 表达式为：

$$\boldsymbol{s}_0=\boldsymbol{s}\boldsymbol{q} \tag{7}$$

式中，$\boldsymbol{q}$ 为理想装配中心的坐标。

定义 4×4 矩阵 $\hat{\boldsymbol{\xi}}$ 表达式为：

$$\hat{\boldsymbol{\xi}}=\begin{bmatrix}\hat{\boldsymbol{s}} & \boldsymbol{s}_0\\ 0 & 0\end{bmatrix} \tag{8}$$

式中，$\hat{\boldsymbol{s}}$ 为向量 $\boldsymbol{s}$ 生成的反对称矩阵。

定义绕虚拟坐标轴中任意坐标轴的旋转角度为 θ，则指数积 $\mathrm{e}^{\hat{\xi}\theta}$ 可以表达为：

$$\mathbf{e}^{\hat{\xi}\theta}=\begin{bmatrix}\mathbf{e}^{\hat{s}\theta} & (\boldsymbol{I}-\mathbf{e}^{\hat{s}\theta})(\boldsymbol{s}_0\times\boldsymbol{s})+\boldsymbol{s}\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_0\theta\\ 0 & 0\end{bmatrix} \tag{9}$$

式中，$\boldsymbol{I}$为单位矩阵。

定义位移误差为沿着虚拟坐标系任意坐标轴的移动，表示为d'，则指数积$\mathrm{e}^{\hat{\xi}d'}$表达式为：

$$\mathbf{e}^{\hat{\xi}d'}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{s}d'\\ 0 & 1\end{bmatrix} \tag{10}$$

模块单元在对接过程中同时存在转动和移动两种误差。为完整建立误差模型，利用误差球[31]描述装配中的随机误差。选取理想装配中心为误差球球心，将所允许的移动装配误差的最大值作为误差球的半径。在误差球表面随机选取两点，其中：一点作为实际装配中心的位置，实际装配中心与理想装配中心间的向量即为移动装配误差的方向向量；另一点与装配中心间的向量作为转动误差的转动轴。误差球如图 12 所示。图 12 中，$(x_{Aijk},y_{Aijk},z_{Aijk})$为装配中心的坐标。在球面随机选取一点$\boldsymbol{q}_1(x_{r1},y_{r1},z_{r1})$，$x_{r1}$、$y_{r1}$、$z_{r1}$为$q_1$的坐标，在球面随机选取另一点$\boldsymbol{q}_2(x_{r2},y_{r2},z_{r2})$，$x_{r2}$、$y_{r2}$、$z_{r2}$为$q_2$的坐标。

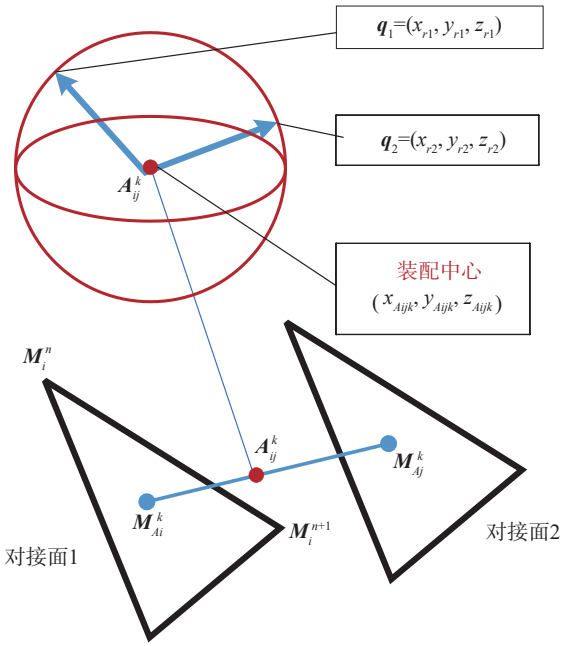


图 12 误差球

Fig. 12 Error ball

误差球的表达式为：

$$(x-x_{Aijk})^2+(y-y_{Aijk})^2+(z-z_{Aijk})^2=d_{\mathrm{MAX}}^2 \tag{11}$$

式中，d_{MAX}^2为允许的最大移动装配误差，则移动装配误差的方向向量s_1的值为：

$$s_1=\frac{(x_{r1}-x_{Aijk},y_{r1}-y_{Aijk},z_{r1}-z_{Aijk})}{\left|(x_{r1}-x_{Aijk},y_{r1}-y_{Aijk},z_{r1}-z_{Aijk})\right|} \tag{12}$$

位移误差的数值取$\lambda\left|(x_{r1}-x_{Aijk},y_{r1}-y_{Aijk},z_{r1}-z_{Aijk})\right|$，$\lambda$为0～1的随机数(均匀分布随机采样)。

根据旋量理论，副部表达式为$s_1\boldsymbol{q}_1$。

同理，则旋转装配误差的方向向量s_2的值为：

$$s_2=\frac{(x_{r2}-x_{Aijk},y_{r2}-y_{Aijk},z_{r2}-z_{Aijk})}{\left|(x_{r2}-x_{Aijk},y_{r2}-y_{Aijk},z_{r2}-z_{Aijk})\right|} \tag{13}$$

副部表达式为$s_2\boldsymbol{q}_2$。在允许的最大旋转误差范围内随机选取一个角度θ'(均匀分布随机采样)作为旋转误差角度。θ_1'为第 1 个任意旋转误差角度，θ_n'为第n任意旋转误差角度。

最终得到同时考虑移动和旋转装配误差的指数积表达式：

$$\boldsymbol{g}_{\mathrm{ab}}(\theta',d')=\mathbf{e}^{\hat{\xi}_{\mathrm{a1}}\theta_1'}\mathbf{e}^{\hat{\xi}_{\mathrm{a2}}\theta_2'}\cdots\mathbf{e}^{\hat{\xi}_{an}\theta_n'}\boldsymbol{g}_{\mathrm{ab}}(0) \tag{14}$$

式中，$\boldsymbol{g}_{\mathrm{ab}}(0)$为模块单元的理想位置，$\boldsymbol{g}_{\mathrm{ab}}(\theta',d')$为考虑装配误差之后模块单元的位置，$\hat{\boldsymbol{\xi}}_{\mathrm{a}}$为理想坐标的矩阵，$\hat{\boldsymbol{\xi}}_{\mathrm{a1}}$到$\hat{\boldsymbol{\xi}}_{an}$为各理想坐标分量矩阵。

装配误差分析流程如图 13 所示。

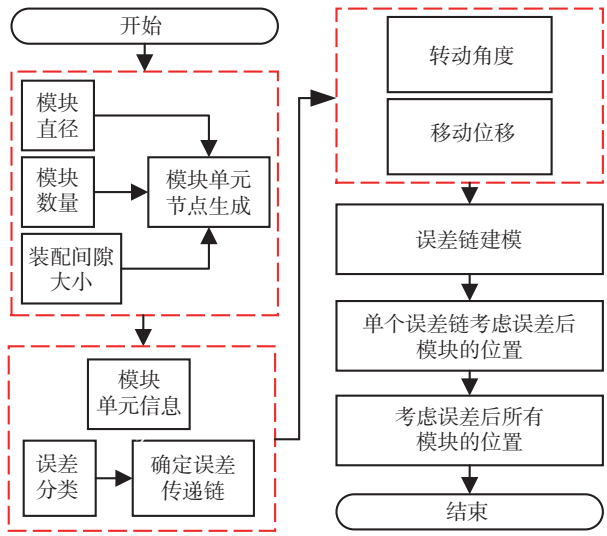


图 13 装配误差分析流程

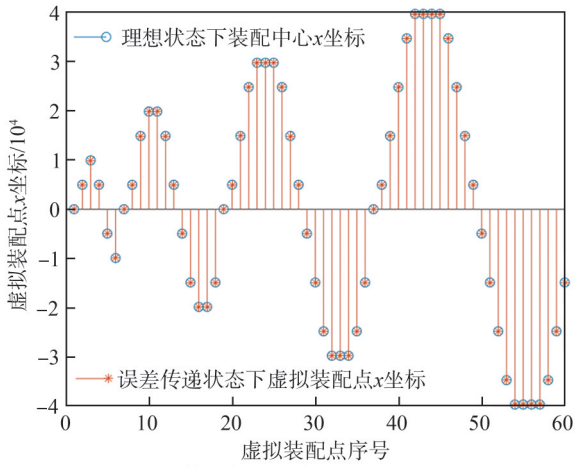
Fig. 13 Assembly error analysis flow

2.3 误差模型结果分析

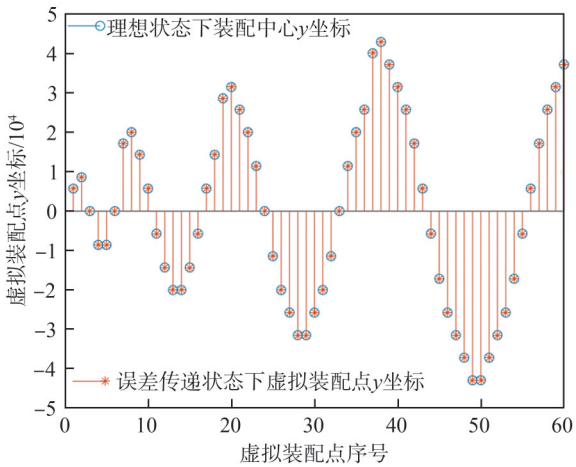
2.3.1 整体误差

组装天线由 61 个可展开模块单元组成。在不同装配间隙、最大允许位移误差和旋转误差下，考虑工程实际中对接机构的尺寸，设置不同的装配间隙进行组装误差分析。生成了考虑误差时组装天线的整体型面、装配中心的实际坐标和理想坐标针状图。

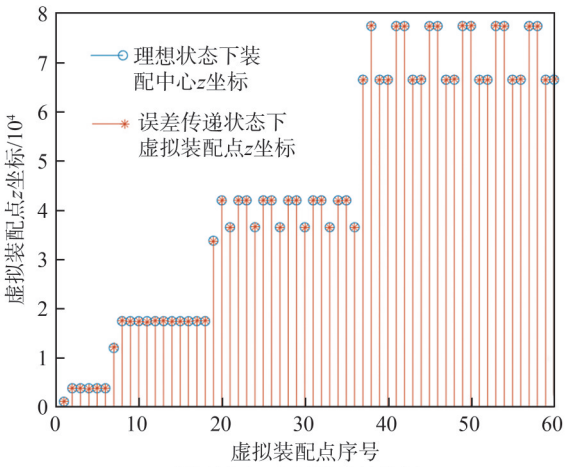
图 14 为装配间隙为 200 mm，最大位移误差允许值为装配间隙的10%，最大旋转误差允许值为 1% 时的模块中心和装配中心坐标的误差针状图。根据误差模拟结果，模块装配中心的最大位移误差为 16.99 mm。



(a) 装配中心x坐标误差针状图



(b) 装配中心y坐标误差针状图



(c) 装配中心z坐标误差针状图

图 14　装配误差模拟结果

Fig. 14　Assembly error simulation results

2.3.2　单条误差链误差

对单条误差链进行误差模拟分析。单条误差链包含4条分支，根据每一条分支的装配中心误差模拟结果绘制出4条分支线，如图15所示。由此分析可知，装配误差沿装配误差链传递并累积增大，由于积累效应，随着模块圈层增加，装配误差增大的速度越来越快。

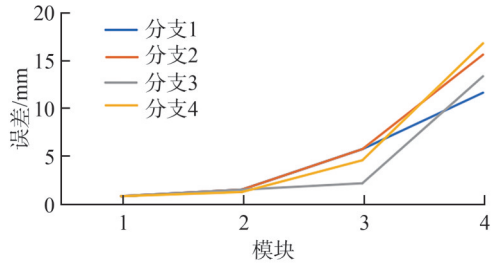


图 15　单条误差链模拟

Fig. 15　Single error chain simulation

2.3.3　不同装配间隙和最大位移误差允许值下误差

装配间隙分别为150、200和250 mm时，不同装配间隙下的误差模拟结果如图16所示。装配间隙为200 mm，最大位移误差允许值分别为10、20和40 mm时模块的装配误差模拟结果如图17所示。

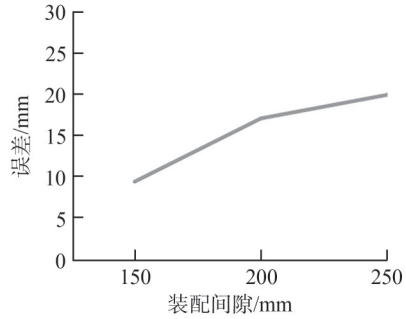


图 16　不同装配间隙下误差模拟

Fig. 16　Error simulation under different assembly clearances

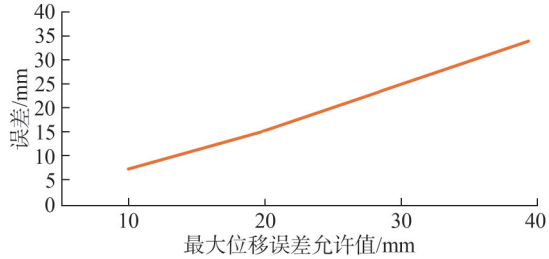


图 17　200 mm间隙不同最大位移误差允许值下误差模拟

Fig. 17　Error simulation under different maximum displacement error allowable values for 200 mm gap

由图16分析可知，装配误差大小与模块间的装配间隙成正比，相关系数0.993 4，可近似认为装配误差与装配间隙线性相关。在实际工程中，可优化对接机构的设计，通过减小装配间隙以减小装配误差。

由图17分析可知，装配误差与最大位移误差允许值成正比，相关系数0.998 3，可近似认为装配误差与最大位移误差允许值线性相关。在实际工程中，可以通过控制装配时的对接容差大小来减小装配误差。

分析以上结果，得到以下结论：

1）装配误差沿误差链逐渐累积，与模块的圈数成正比；

2）装配误差与装配间隙大小成正比；

3)装配误差与最大位移误差允许值的大小成正比。

在实际组装过程中,模块的对接机构拥有一定的容差,但是随着装配误差的累积增大,该容差可能无法消除装配误差带来的影响,甚至模块之间在装配时可能发生干涉。此时需要模块具有变形调节能力,以适应装配误差带来的影响。

3 模块变形调节方案设计

3.1 模块构型设计

六边形桁架模块机构如图18所示,由同步铰链、四轴铰链、同步杆和连接上下四轴铰链的副杆组成。模块展开时,通过上下同步铰链的驱动扭簧或卷簧驱动上下同步杆向相反方向运动,同时带动副杆绕四轴铰链转动。

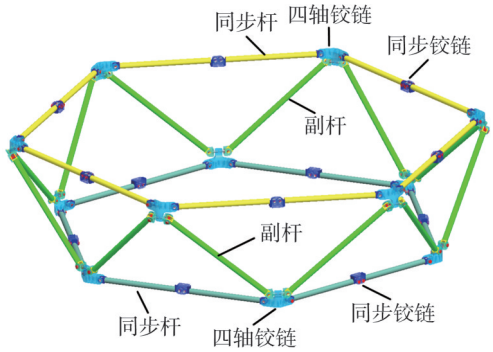


图18 六边形桁架模块机构

Fig. 18 Hexagonal truss module structure

六边形模块的形状由各边边长及内角的度数决定。通过调节边长和内角度数,可以得到目标形状的六边形。对于一个六边形模块单元,单面调节时可不释放自由度,通过桁架结构间隙实现。其他情况需解除节点的自由度,自由度释放策略为:2、3、4、6面可调模块,分别释放3、4、5、6个节点的自由度,如图19所示。

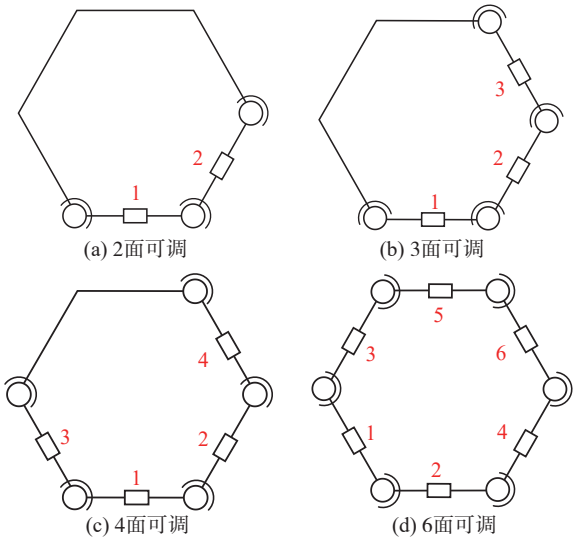


图19 变形可调模块

Fig. 19 Deformable module

据此提出一种可调模块设计方案:

1)在解除自由度的关节处设置球副;

2)在可调面上布置作动器,通过作动器调节杆长;

3)副杆需设计为可变长度的连杆机构。

据此,提出一种6面可调的六边形模块,机构简图如图20所示。

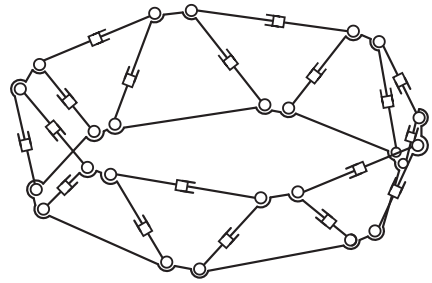


图20 六边可调模块机构

Fig. 20 Hexagonal adjustable module mechanism

实际在轨组装过程中,模块采用对接面三点对接的方式。模块变形对组装过程的影响主要来源于反射面(上表面),为减小结构设计和调节控制难度,仅在反射面布置作动器,只对反射面的形状进行主动调节。此时模块的构型如图21所示。

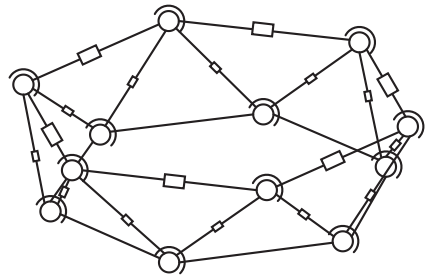


图21 六边可调模块机构简化

Fig. 21 Simplified hexagonal adjustable module mechanism

3.2 模块变形调节方案

根据装配模块对接时与其他模块接触面的数量,可对其进行分类如图22所示。

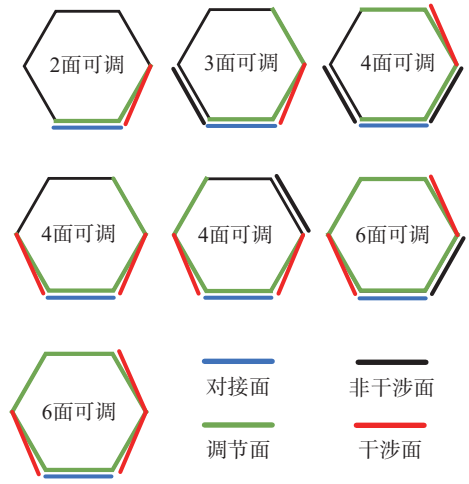


图22 变形可调模块分类

Fig. 22 Classification of deformable adjustable modules

根据六边形模块的特点及上述分类，提出以下几点变形调节的原则：

1）为了确保模块能够实现对接，每个模块的对接面必须可调；

2）与周围模块发生干涉的接触面必须可调；

3）两个不相邻的可调面在调节时，调节面之间的节点必须解除自由度，即不相邻可调面之间的面也必须可调。

据此制定调节方案如表 1 所示。

表 1　调节方案

Tab. 1　Adjustment schemes

装配场景	可调面数	调节目标
无干涉/单接触面	1	仅对接面形状
单干涉面+双接触面	2	对接面+另一接触面
单干涉面+3 接触面	3	3 面变形调节
双干涉面+3 接触面	5	4 面变形调节
3 干涉面	6	整体变形调节

通过误差分析，提取与周围接触面发生干涉的模块单元。确定模块单元变形调节的目标形态。根据目标形态，设定模块单元边长的调节量。变形调节的流程如图 23 所示。

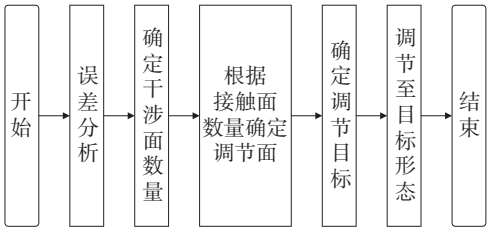


图 23　变形调节流程

Fig. 23　Deformation adjustment flow

根据调节方案及流程对变形调节步骤分解：

第 1 步，测量装配误差，确定模块变形调节的目标；

第 2 步，通过变形调节使两个对接面匹配，该步骤是变形调节的核心；

第 3 步，调节其他可调面使模块形状适应组装位置。

3.3　调节方案验证

3.3.1　2 面可调模块

2 面可调平面模块变形调节示意图如图 24 所示。

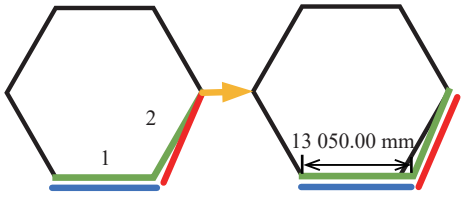


图 24　2 面可调模块变形调节示意图

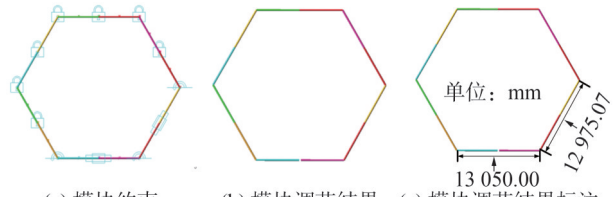
Fig. 24　Schematic diagram of adjustment of two-sided adjustable module

根据图 24 的调节目标，则可调面移动副工作距离如表 2 所示，仿真结果如图 25 所示。

表 2　可调面移动副工作距离（2 面）

Tab. 2　Adjustable surface moving pair working distance (two sides)

可调面编号	作动距离/mm	作动方向
1	50.00	拉伸
2	24.93	收缩



(a) 模块约束　(b) 模块调节结果　(c) 模块调节结果标注

图 25　2 面可调模块仿真结果

Fig. 25　Simulation results of two-sided adjustable module

3.3.2　3 面可调模块

3 面可调平面模块变形调节示意图如图 26 所示。

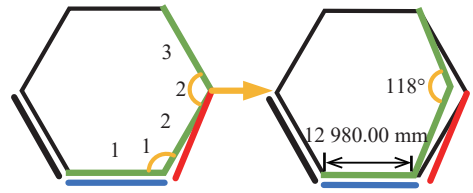


图 26　3 面可调模块变形调节示意图

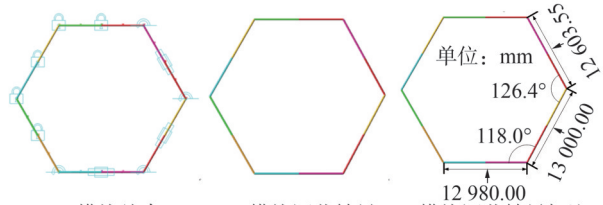
Fig. 26　Schematic diagram of adjustment of three-sided adjustable module

根据图 26 的调节目标，得到可调面移动副工作距离如表 3 所示，仿真结果如图 27 所示。

表 3　可调面移动副工作距离（3 面）

Tab. 3　Adjustable surface moving pair working distance (three sides)

可调面编号	作动距离/mm	作动方向
1	20.00	收缩
2	0	不变
3	396.45	收缩



(a) 模块约束　(b) 模块调节结果　(c) 模块调节结果标注

图 27　3 面可调模块仿真结果

Fig. 27　Simulation results of three-sided adjustable module

3.3.3　4 面可调模块

4 面可调平面模块变形调节示意图如图 28 所示。

根据图 28 的调节目标，得到可调面移动副工作距离如表 4 所示，仿真结果如图 29 所示。

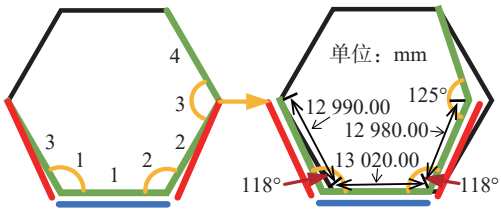


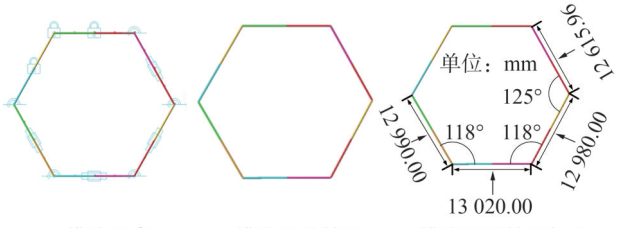
图 28 4面可调模块变形调节

Fig. 28 Schematic diagram of adjustment of four-sided adjustable module

表4 可调面移动副工作距离(4面)

Tab. 4 Adjustable surface moving pair working distance (four sides)

可调面编号	作动距离/mm	作动方向
1	20.000	拉伸
2	20.000	收缩
3	10.000	收缩
4	384.039	收缩



(a) 模块约束 (b) 模块调节结果 (c) 模块调节结果标注

图 29 4面可调模块仿真结果

Fig. 29 Simulation results of four-sided adjustable module

4 结 论

本文面向模块化在轨组装天线，提出一种考虑组装间隙的模块天线节点生成方法和组装误差分析方法。针对组装误差，提出一种能够通过变形调节适应组装误差的模块单元构型并制定变形调节方案，通过简化模型验证了方案有效性。主要结论如下：

1)装配误差沿误差链累积并放大，与装配间隙尺寸及最大允许位移误差成正相关。

2)误差累积增大将超越对接机构容差极限，且可能导致模块间干涉风险。

3)提出了一种可变形调节模块单元构型，明确了不同装配场景下可调面的数量(单面至6面)及对应的调节方案。

4)基于简化模型，验证了可变形模块设计与调节策略的可行性。

本文在误差分析研究中采用的模块单元构型与实际工程相同，但是变形调节部分的研究聚焦于平面六边形模块，与实际工程的立体六边形模块相比有一定差距。在此基础上，下一步可对实际工程中的立体六边形可展开模块进行自由度分析与设计，提出如下研究思路：首先，分析模块的自由度，研究不同调节面需求下模块单元节点的自由度如何释放；然后，通过仿真验证释放自由度后实现模块单元的变形调节能力；最后，根据变形调节需求，对可变形调节模块的机构进行重新设计，在工程上实现模块单元的可变形调节。

参考文献：

[1] Wu Zhigang,Jiang Jianping,Wu Shunan,et al.Research progress in dynamics and control of space assembly for aerospace structures[J].Advances in Mechanics,2024,54(2),344–390.[吴志刚,蒋建平,邬树楠,等.航天结构空间组装动力学与控制研究进展[J].力学进展,2024,54(2):344–390.]

[2] Ma Xiaofei,Li Yang,Xiao Yong,et al.Research status and prospect of large deployable antenna reflectors[J]. Space Electronic Technology,2018,15(2):16–26.[马小飞,李洋,肖勇,等.大型空间可展开天线反射器研究现状与展望[J].空间电子技术,2018,15(2):16–26.]

[3] Oegerle W R,Purves L R,Budinoff J G,et al.Concept for a large scalable space telescope:In-space assembly[C]// Space Telescopes and Instrumentation I:Optical,Infrared, and Millimeter.Bellingham:SPIE,2006,6265:755–766.

[4] Datashvili L,Endler S,Wei B,et al.Study of mechanical architectures of large deployable space antenna apertures:From design to tests[J].CEAS Space Journal,2013,5(3):169–184.

[5] Valinia A,Moe R,Seery B D,et al.ISS-based development of elements and operations for robotic assembly of a space solar power collector[C]//Annual International Space Station Research and Development Conference. Greenbelt: GSFC, 2013:GSFC-E-DAA-TN9751.

[6] Wang Mingming,Luo Jianjun,Yuan Jianping,et al.Review of space on-orbit assembly technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2021,42(1):47–61.[王明明,罗建军,袁建平,等.空间在轨装配技术综述[J].航空学报,2021,42(1):47–61.]

[7] Lillie C F.On-orbit assembly and servicing of future space observatories[C]//Space Telescopes and Instrumentation I: Optical, Infrared, and Millimeter. Bellingham:SPIE,2006,6265: 767–778.

[8] Chen Ti,Liao Dengliang,Liu Shujie,et al.Review on dynamics and control of on-orbit assembly for spacecraft swarms[J]. Journal of Vibration Engineering,2025,38(12): 2847–2864.[陈提,廖灯亮,刘树杰,等.航天器集群在轨组装动力学与控制研究综述[J].振动工程学报,2025,38(12):2847–2864.]

[9] Zhao Liangliang,Jiang Wei,Zhao Yunpeng,et al.Design of primary mirror interface for on-orbit assembly of space telescopes[J].Manned Spaceflight,2024,30(6):753–762.[赵亮亮,姜伟,赵云鹏,等.面向空间望远镜在轨组装的主镜

接口设计[J]. 载人航天,2024,30(6):753–762.]

[10] Nair M H,Rai M C,Poozhiyil M,et al.Robotic technologies for in-orbit assembly of a large aperture space telescope:A review[J].Advances in Space Research,2024, 74(10): 5118–5141.

[11] Oegerle W R,Purves L R,Budinoff J G,et al.Concept for a large scalable space telescope:In-space assembly[J]. Space Telescopes and Instrumentation Ⅰ:Optical,Infrared, and Millimeter,2006:62652C.

[12] Datashvili L,Endler S,Wei B,et al.Study of mechanical architectures of large deployable space antenna apertures: From design to tests[J].CEAS Space Journal,2013,5(3): 169–184.

[13] Lymer J.On-orbit servicing,assembly,and manufacturing 1 (OSAM-1) robotic operations[R].Washington,D.C:NASA, 2021.

[14] Qin Li,Fang Guangqiang,Guo Junkang,et al.Research on surface accuracy modeling and regulation algorithm of modular antenna for on-orbit assembly[J]. Aerospace Manufacturing Technology,2024,6:1–9.[秦礼,房光强,郭俊康,等.面向在轨组装的模组天线型面精度建模与调控算法研究[J].航天制造技术,2024,6:1–9.]

[15] Zou Yongliao.Moon:A transit station for space exploration and the best place for scientific research[J].Friend of Science Amateurs,2004(3):42.[邹永廖.月球:太空探测的中转站最佳科学研究场所[J].科学之友,2004(3):42.]

[16] Kelley B N,Cooper J R,Puig–Navarro J,et al.Designing a software architecture for the precision assembly of space structures[C]//AIAA Scitech 2022 Forum.Reston: AIAA, 2022:2077.

[17] Mitsugi J,Yasaka T.Deployable modular mesh antenna and its surface adjustment[J].International Journal of Space Structures,1993,8(1/2):53–61.

[18] Mitsugi J,Watanabe M,Meguro A,et al.Module composition and deployment method on deployable modular-mesh antenna structures[J].Acta Astronautica,1996,39(7): 497–505.

[19] Sugimoto T,Tsunoda H,Hariu K I,et al.Structural design and deployment test methods for a large deployable mesh reflector[C]//Proceedings of the 38th Structures,Structural Dynamics,and Materials Conference.Reston:AIAA,1997: AIAA–1997–1148.

[20] Tsunoda H,Hariu K I,Kawakami Y,et al.Deployment test methods for a large deployable mesh reflector[J].Journal of Spacecraft and Rockets,1997,34(6):811–816.

[21] Tian Dake.Design and experimental research on truss structure for modular space deployable antenna[D].Harbin:Harbin Institute of Technology,2011.[田大可.模块化空间可展开天线支撑桁架设计与实验研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011.]

[22] Ma Xiaofei,Li Yang,Li Tuanjie,et al.Design and analysis of a novel deployable hexagonal prism module for parabolic cylinder antenna[J].Mechanical Sciences,2021,12(1):9–18.

[23] Rouvinet J,Ummel A,Cosandier F,et al.PULSAR:Development of a mirror tile prototype for future large telescopes robotically assembled in space[C]//Proceedings of the Advances in Optical and Mechanical Technologies for Telescopes and Instrumentation IV.Bellingham:SPIE,2020:272.

[24] Gralla E L,De Weck O.On-orbit assembly strategies for human space exploration[C]//56 th International Astronautical Congress.Paris:IAF,2005:123–130.

[25] Li H,Lyu S,Ma X,et al.Topology design of modular unit and cable network of on-orbit modular-assembled antenna[J].International Journal of Aerospace Engineering,2024,2024(1): 6385683.

[26] Li Huanxiao,Lv Shengnan,Ma Xiaofei,et al.Design method for modular units of space antennas assembled on-orbit[J]. Journal of Mechanical Engineering,2024,60(13):345–353.[李欢笑,吕胜男,马小飞,等.在轨组装空间天线模块化单元设计方法[J].机械工程学报,2024,60(13):345–353.]

[27] Harada S,Shimizu M,Mitsugi J.A shape error estimating method for connecting the modular antenna reflector[C]// Proceedings of the 17th AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit. Reston: AIAA,1998:AIAA–1998–1226.

[28] Egron S,Soummer R,Michau V,et al.James Webb Space Telescope optical simulation testbed Ⅳ:Linear control alignment of the primary segmented mirror and the secondary mirror[C]//Proceedings of the UV/Optical/IR Space Telescopes and Instruments:Innovative Technologies and Concepts Ⅷ.Bellingham:SPIE,2017:37.

[29] Hu Haiyan,Tian Qiang,Wen Hao,et al.Dynamics and control of on-orbit assembly of ultra-large space structures[J]. Advances in Mechanics,2025,55(1):1–29.[胡海岩,田强,文浩,等.极大空间结构在轨组装的动力学与控制[J].力学进展,2025,55(1):1–29.]

[30] Dong Hangjia. Analysis of assembly errors and performance control study of space modular antennas on-orbit assembly[D].Xi'an:Xidian University,2023.[董航佳.空间模块化天线在轨装配误差分析及性能调控研究[D].西安:西安电子科技大学,2023.]

[31] Fu Guoqiang,Fu Jianzhong,Shen Hongyao,et al.Product-of-exponential formulas for precision enhancement of five-axis machine tools *via* geometric error modeling and compensation[J].The International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2015,81(1):289–305.

Deformation Adjustment Strategy for Module of On-orbit Assembled Antenna

WANG Sicheng, *MA Xiaofei*[*], *ZHANG Dayu*, *YE Yongbo*

(Xi'an Institute of Space Radio Technology, China Academy of Space Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract:

Objective On-orbit assembly represents a promising approach for constructing large-aperture space antennas, which are essential for advanced communication, Earth observation, and deep space exploration. However, the modular assembly process inherently introduces cumulative errors, such as surface deviations and potential module interference, due to assembly gaps and alignment inaccuracies. These errors can compromise overall surface accuracy and assembly feasibility. This study aims to develop a deformation adjustment strategy for module units to suppress error propagation, mitigate interference risks, and ensure high assembly precision and system performance.

Methods A comprehensive modeling and analysis framework was established. First, a parabolic antenna model incorporating assembly gaps was developed. Using a planar projection method, nodal coordinates of the module units were generated. A gap conversion model was iteratively applied to determine the spatial positions of modules in each concentric ring. A three-point circumferential docking mechanism and a unidirectional assembly sequence (from the center outward) were designed, resulting in six distinct error propagation chains. Second, an assembly error analysis was conducted based on the concepts of error chains and error balls. A six-degree-of-freedom error model was constructed using the product-of-exponential (POE) method. Random displacement and rotational errors were generated at virtual assembly centers, simulating error propagation along the chains. A 61-module antenna was analyzed to quantify the effects of assembly gap size (100～300 mm) and maximum allowable displacement error (10～40 mm) on cumulative error. Finally, a deformable module configuration was proposed to counteract error accumulation. By releasing nodal degrees of freedom and integrating actuators on the reflective surface, the module could achieve graded adjustment capabilities, from single-face to six-face deformation. A scenario-based adjustment scheme was formulated, dynamically modifying module edge lengths and angles according to the number of contact faces and interference conditions. The feasibility of the design and adjustment strategy was validated through simulations using simplified planar models of the deformable modules.

Results and Discussions The error analysis revealed that assembly errors accumulate progressively along the error chains, with a positive correlation with both assembly gap size and maximum allowable displacement error. For instance, with a 200 mm assembly gap and a 10% maximum displacement error allowance, the maximum displacement error at the assembly center reached 16.99 mm. Error accumulation accelerated with increasing module ring numbers, highlighting the risk of exceeding docking mechanism tolerances and causing module interference. Simulation results for deformable modules under various adjustment scenarios (two-, three-, four-, and six-sided adjustments) demonstrated effective shape adaptation to target configurations. Actuator stroke distances and directions were successfully determined for each case. For example, in the two-sided adjustment scenario, one face extended by 50 mm while the other contracted by 24.93 mm, achieving the desired interface matching. The simulations confirmed that the proposed module design and adjustment logic can effectively compensate for misalignments and prevent interference.

Conclusions This study presents a systematic approach to modeling, analyzing, and mitigating assembly errors in modular on-orbit assembled antennas. The key conclusions are: 1) Assembly errors accumulate along error chains and are proportional to assembly gap size and maximum allowable displacement error. 2) A deformable module unit configuration capable of one- to six-sided adjustments effectively counteracts error-induced misalignments and interference. 3) A scenario-based adjustment scheme enables dynamic module reshaping according to contact and interference conditions. 4) Simplified model simulations verify the feasibility of both the deformable module design and the adjustment strategy. The proposed strategy offers a viable solution for managing error accumulation in large-scale in-space antenna assembly, enhancing both assembly feasibility and operational performance. Future work will focus on detailed freedom analysis and mechanical redesign of deployable hexagonal modules to realize the proposed deformation capabilities in engineering practice.

Key words: on-orbit assembled antenna; module deformation adjustment strategy; assembly error analysis; deformable module; module deformation adjustment scheme

（编辑　周　璇）

引用格式: Wang Sicheng,Ma Xiaofei,Zhang Dayu,et al.Deformation adjustment strategy for module of on-orbit assembled antenna[J].Advanced Engineering Sciences,2026,58(3):24–34.[王思成,马小飞,张大羽,等.在轨组装天线模块单元变形调节策略[J].工程科学与技术,2026,58(3):24–34.]