

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.03.001

## 多面体网型空间抓捕机构的设计与分析

姚燕安<sup>1</sup> 张迪<sup>1</sup> 李晔卓<sup>1</sup> 李锐明<sup>2</sup>

(1. 北京交通大学机械与电子控制工程学院, 北京, 100044; 2. 北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 北京, 100083)

**摘要:** 提出一种面向空间服务需求的新型多面体网型空间抓捕机构, 以 3-RRS 并联机构为本体, 将其动平台用空间单闭环六杆机构 Bricard 机构替代, 通过 Bricard 网口的缩放运动和本体的包络变形对空间目标进行抓捕以及位置和姿态的调整。通过在 ADAMS 软件中进行仿真来验证其抓捕过程, 并以仿真所得关节受力情况为基础, 在 ANSYS 软件和 I-DEAS 软件中进行仿真分析, 对所提出的多面体网型空间抓捕机构进行强度分析与热平衡分析的工作, 确保其机械结构强度和对热环境的适应性能够满足实际使用的需求。理论分析和仿真试验结果表明: 该机构可满足空间目标抓捕任务的需求。

**关键词:** 抓捕机构; 空间机构; 强度分析; 热平衡分析

**中图分类号:** TP242      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2019)03-0263-09

## Design and Analysis of Polyhedral Net Space Capture Mechanism

YAO Yanan<sup>1</sup>, ZHANG Di<sup>1</sup>, LI Yezhuo<sup>1</sup>, LI Ruiming<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical, Electronic and Control Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing, 100044, China;  
2. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing, 100083, China)

**Abstract:** A novel polyhedral net space capture mechanism for space service is proposed in the paper. The capture mechanism consists of a 3-RRS parallel mechanism (a spatial mechanism with 3-DOF) as the main body and a Bricard linkage (a spatial single closed-loop six-bar mechanism with 1-DOF) as the moving platform. Through the folding motion of the Bricard linkage and the shrinking motion of the main body, the mechanism can capture the target in space and adjust its position and posture. The capture process is verified by the simulation in ADAMS. Based on the joint stress from the simulation, the strength analysis and thermal balance analysis of the proposed polyhedral net space capture mechanism are conducted in ANSYS and I-DEAS, which ensure the mechanical strength and thermal adaptability of the mechanism can meet the requirements of actual application. It is shown by the results of theoretical analysis and simulation experiment that the mechanism can meet the requirement of space target capture tasks.

**Key words:** capture mechanism; space mechanism; strength analysis; thermal balance analysis

在轨服务航天器领域中, 美国宇航局在 1984 年通过航天飞机对 Solar Maximum Mission 卫星进行了空间同步交会对接和维修, 首次实现在太空中在轨维修空间航天器<sup>[1]</sup>, 后续又开展了“凤凰”“轨道快车”和“Cone Xpress-OLEV”等在轨服务项

目<sup>[1-3]</sup>。空间抓捕技术是自主在轨服务领域的重要技术, 现有的机械臂式<sup>[2]</sup>抓捕方式的灵活性好但刚度较弱, “锥-杆”式<sup>[4]</sup>抓捕方式技术成熟但多目标适用性较差, 飞网式<sup>[5-6]</sup>抓捕方式通用性强但不能控制目标姿态, 因此适应多种目标的新型空间抓捕机

**收稿日期:** 2018-11-19; **修订日期:** 2019-02-23

**作者简介:** 姚燕安, 男, 教授, 博士生导师, 国家教育部新世纪优秀人才, 研究领域为机构与机器人学。

**通信作者:** 李晔卓, 男, 博士后, E-mail: 11121434@bjtu.edu.cn。

**引用格式:** 姚燕安, 张迪, 李晔卓, 等. 多面体网型空间抓捕机构的设计与分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(3): 263-271. YAO Yanan, ZHANG Di, LI Yezhuo, et al. Design and Analysis of Polyhedral Net Space Capture Mechanism [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(3): 263-271.

构的研究具有重要意义。

本文针对航天飞行器抓捕任务的需求,基于3-RRS并联操作机构,提出一种新型的面向在轨服务的多面体网型空间抓捕机构,可以搭载于服务飞行器上执行捕获对接任务,通过搭载卫星的自旋控制和抓捕机构的操作控制实现对具有一定自旋速度的目标星的抓捕。提出创新性的机械网式捕捉的方式,可折展变形重复使用,适应多种外形和尺寸的空间目标。

多面体网型空间抓捕机构的本体拟采用一种3-RRS并联机构来构造。并联机构相较于串联机械臂,具有刚度大、动态性能好以及承载能力强等诸多特性<sup>[7-8]</sup>。并联机构可应用于飞行模拟器、操作机械臂和机床等领域<sup>[9-11]</sup>,其中3-RSR等并联机构已广泛应用于执行机构的设计<sup>[12]</sup>。Dunlop和Jones<sup>[13-14]</sup>对并联操作机构的正运动学和逆运动学进行了分析,通过在并联机构中增加支撑,提出了一种2自由度的跟踪机构。Gregorio<sup>[15]</sup>拓展了并联操作机构在新型腕关节的结构设计中的应用。以并联机构为本体来设计空间抓捕机构,可利用并联操作机构刚度大、承载能力强的优势来满足航天在轨任务对于抓捕动作的需求。

在抓捕机构的构型和结构设计完成之后,进行运动学和动力学仿真分析,以验证机构构型和结构设计正确性以及抓捕运动时的动力性能,进行强度分析和检验以保证抓捕机构的稳定工作,进行热平衡分析以保证空间机构在轨运行时的热环境适应能力。

## 1 构型设计与抓捕策略

### 1.1 机构的构型设计

提出的多面体网型空间抓捕机构可搭载于空间服务飞行器上采用特殊的网式抓捕的方式实现与目标航天器间的对接。与目标飞行器交会后,多面体网型空间抓捕机构可先通过自身变形调整与目标航天器间的相对位置再进行网式抓捕动作。在抓捕完成后多面体网型空间抓捕机构还可以对目标航天器的位置与姿态进行调整,便于后续的操作。

如图1所示,多面体网型空间抓捕机构整体通过连接模块搭载于服务航天器上。这种基于3-RRS并联操作机构和Bricard缩放机构<sup>[16-18]</sup>的机理特性提出的多面体抓捕机构呈四面体网形。其中,3-RRS并联操作机构由3条支链组成,每个支链上依次安置了转动副(R副)、转动副和球副(S副),整体具有3个自由度,相较于3-RSR机构,在收缩时能够避免因S副距离过近而产生运动奇异的情况。多面体网型空间抓捕机构通过3条支链

的协同运动可实现Bricard缩放机构(即末端三角形)的姿态与位置控制。通过机构的收缩与展开运动执行与目标飞行器间的对接固连,同时可实现抓捕机构的折叠收缩以便减小卫星发射时的搭载空间与抓捕待机时的转动惯量。在进行抓捕动作时,并联机构通过3条支链调整初始姿态后进行变形抓捕,Bricard机构向内收缩配合收网,将目标锁定在机构内部,抓捕后还可对抓捕目标进行调姿操作。

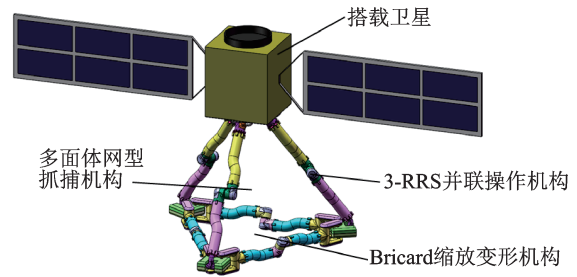


图1 多面体网型空间抓捕机构的总体方案

Fig.1 Overall design of polyhedral net space capture mechanism

对多面体网型空间抓捕机构的结构进行简化,得到结构简图如图2所示。Bricard缩放变形机构由6根杆和6个转动副构成,通过把Bricard机构的3个不相邻的转动副与3-RRS并联机构的3个S副相连接的方式把两者结合在一起,用Bricard机构充当3-RRS并联机构的动平台。3-RRS并联机构和Bricard机构的每个杆件的长度相同。

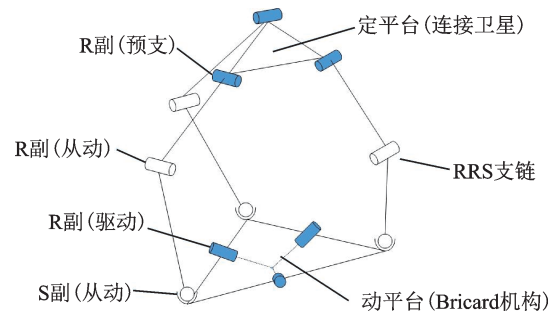


图2 抓捕机构的结构简图

Fig.2 Structure diagram of capture mechanism

### 1.2 自由度分析

当末端Bricard机构锁紧时,将3-RRS并联机构进行简化,得到机构简图如图3所示,则单个RRS支链的运动螺旋系为

$$\begin{cases} \mathcal{S}_1 = (010; 000) \\ \mathcal{S}_2 = (010; a0b) \\ \mathcal{S}_3 = (010; c0d) \\ \mathcal{S}_4 = (100; 0ef) \\ \mathcal{S}_5 = (001; gh0) \end{cases} \quad (1)$$

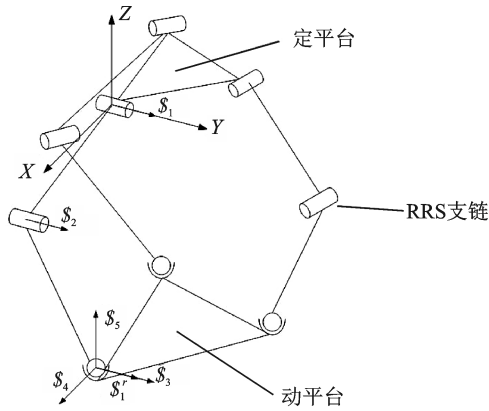


图 3 3-RRS 机构简图

Fig.3 Structure diagram of 3-RRS mechanism

反螺旋为

$$S_1^r = (0\ 1\ 0; -e\ 0\ -h) \quad (2)$$

$S_1^r$  为 Y 轴方向约束力, 3 条支链共提供 3 个共面约束力, 约束了 X 轴方向的移动、Y 轴方向的移动和 Z 轴方向的转动。动平台具有 2R1T 共 3 个自由度, 即 2 个转动自由度和 1 个移动自由度, 分别为 X 轴方向的转动、Y 轴方向的转动和 Z 轴方向的移动, 用以满足对目标执行抓捕动作时所需的位置和角度调整功能。

机构的自由度可由式(3)计算得到

$$M = d(n - g - 1) + \sum_{i=1}^g f_i + \nu - \zeta \quad (3)$$

式中:  $M$  为机构的自由度;  $d$  为机构的阶数, 本式中为 6;  $n$  为含机架在内的构件数;  $g$  为运动副的数目;  $F_i$  为第  $i$  个运动副的自由度;  $\nu$  为并联机构去除公共约束因素后的冗余约束的数目;  $\zeta$  为局部自由度。

计算可得 3-RRS 并联机构的自由度数为 3, 当动平台增加 1 个 Bricard 机构后, 由于与 3-RRS 并联机构之间解耦, 机构整体的自由度变为 4。如图 2 所示, 图中阴影转动副为配置的驱动电机, 3-RRS 并联机构在顶部的 3 个转动副布置 3 个驱动电机, 考虑到 Bricard 机构的运动对称性和收缩力矩的均匀分配, 给 Bricard 机构配置 3 个同步电机。

### 1.3 驱动检验

将驱动加在 RRS 支链靠近定平台的第 1 个 R 副上并锁住后支链的运动螺旋系退化为

$$\begin{cases} S_1 = (0\ 1\ 0; a\ 0\ b) \\ S_2 = (0\ 1\ 0; c\ 0\ d) \\ S_3 = (1\ 0\ 0; 0\ e\ f) \\ S_4 = (0\ 0\ 1; g\ h\ 0) \end{cases} \quad (4)$$

反螺旋系为

$$\begin{cases} S_1^r = (0\ 1\ 0; -e\ 0\ -h) \\ S_2^r = \left( \frac{d-b}{a-c}\ 0\ 1; -f\ \frac{bc-ad}{a-c}\ \frac{g(b-d)}{a-c} \right) \end{cases} \quad (5)$$

此刻动平台自由度数为 0, 满足驱动安放原理。即当顶部 3 个转动副驱动的角度确定时, 3-RRS 并联机构的外形姿态是确定且唯一的, 通过对顶部 3 个转动副的驱动电机进行控制可以保证机构的稳定运动, 不会产生不可控的运动。

### 1.4 抓捕功能分析

经对机构的运动分析可得机构在水平方向上姿态调整角度的空间范围约为  $35^\circ$ , 去除不稳定的边缘位置, 选取 85% 的区域为完全抓捕区域, 可得到如图 4 所示的机构, 可实现稳定抓捕的姿态调整空间, 角度为全周向  $30^\circ$ 。

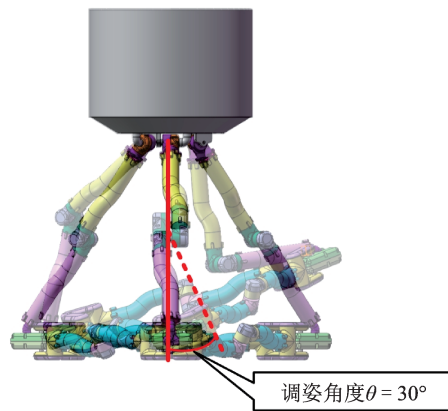


图 4 机构姿态调整空间

Fig.4 Space for posture adjustment of the mechanism

Bricard 机构形成六边形闭环的内切圆决定了抓捕机构的网口包围范围, 当 Bricard 机构展开至最大状态即正六边形时, 其内切圆半径最大且与杆长成正比, 为机构的完整包围范围, 如图 5 所示。该包围范围的边缘位置为不稳定的抓捕区域, 因此选取 85% 的区域为完全抓捕区域, 由机构整体包围的抓捕特性可保证目标在此范围内时即可实现机构对该目标的稳定抓捕。

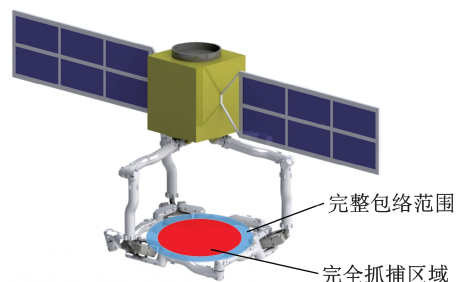


图 5 机构的抓捕范围

Fig.5 Capture range of mechanism

### 1.5 网式抓捕策略规划与仿真

多面体网型空间抓捕机构依靠其自身变形可实

现对不同外形和尺寸的太空目标的抓捕。所提出的新型网式抓捕方式,相较于传统的空间抓捕方式,可使空间服务卫星无需与目标精确地对准,实现对目标快速高效的抓捕。多面体网型空间抓捕机构对目标飞行器的包络可实现多点夹持控制,抓捕完成后通过调节RRS支链来调整服务飞行器与目标飞行器的相对位置,以便于对目标的后续操作。

在采用网式抓捕方式执行抓捕任务时,借助Bricard机构的翻折运动,先把空间目标向多面体机械网的内部推送,避免机构与目标接触碰撞将其推离抓捕区域;再利用Bricard机构的向内收缩封锁机械网口,避免目标外逃;同时,3条RRS支链收缩时Bricard机构的3组外支杆件配合收缩,亦可对目标提供一定的控制。

利用ADAMS软件对抓捕机构进行运动仿真分析,验证机构的网式抓捕运动,如图6所示,多面体网型空间抓捕机构在电机的驱动下经历了折叠、交会、展开和抓捕这一系列运动过程,证明机构可以完成预定的各项运动动作。图6(a)所示为抓捕机构折叠后进行巡航的状态,图6(a—b)所示为抓捕机构与目标交会的过程,图6(b—d)所示为抓捕机构展开的过程,图6(d—g)所示为抓捕机构对目标进行抓捕的过程,图6(h)所示为抓捕机构完成对目标的捕获后的状态。

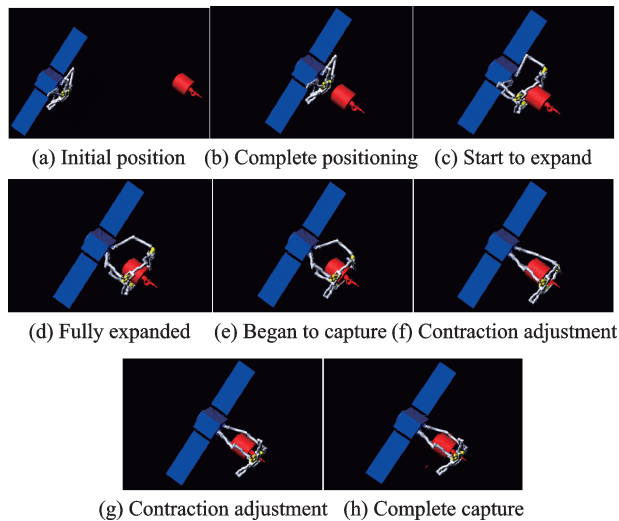


图6 网式抓捕过程仿真试验

Fig.6 Simulation test of net-type capture process

抓捕机构在整个仿真运动过程中,3-RRS并联机构顶部3个转动副布置的3个驱动电机和Bricard机构配置3个同步电机的驱动控制曲线如图7所示。通过对机构进行动力学仿真分析,可获得如图7所示的驱动关节受力曲线,驱动关节最大受力为6 000 N左右,在安全系数取1.3的情况下,驱动关节的最大受力不会超过8 000 N,以此作为接下

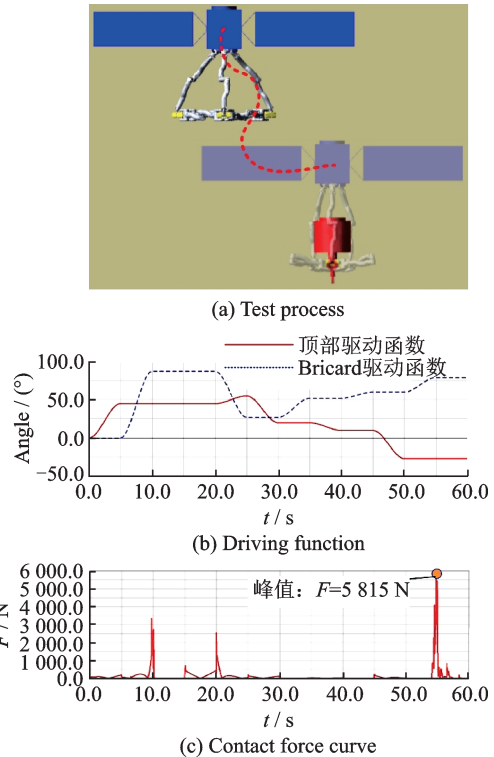


图7 网式抓捕仿真试验参数

Fig.7 Simulation test parameters of net-type capture

来的强度分析过程中机构受力情况的参考依据。

通过Adams仿真对机构进行动力学分析,可得驱动关节的驱动力矩曲线如图8所示。收缩和展开抓捕时所需驱动力矩峰值不高,试验中碰撞过程未设置缓冲,测得碰撞时负载力矩峰值较高但实际中可大大减小,现有工程条件可满足要求。

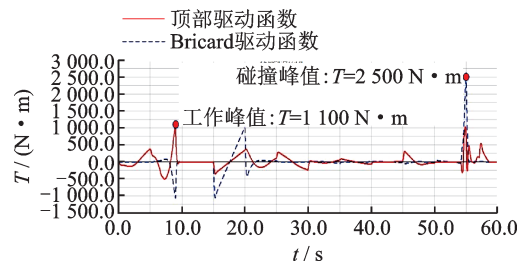


图8 驱动力矩曲线图

Fig.8 Driving torque curves

## 2 结构强度分析

在空间服务飞行器领域中,对机构进行结构强度分析具有重要的意义。空间服务飞行器的活动空间广,所要接触的材料和器材对于力的要求也很敏感,故对于结构强度分析的要求也很苛刻。以抓捕状态为研究对象,根据动力学仿真确定抓捕的工作要求,拟定机械臂闭合形成的包络面与抓捕对象接触点的作用力不超过8 000 N。

本文设计的多面体网型空间抓捕机构选用钛合金为材料,钛合金具备优秀的综合力学性能,可以通

过热处理进行强化,并且材料自身具备优异的低温韧性和抗腐蚀能力。抓捕机构筒状杆件的材料采用 TA8 钛合金,并将筒状杆件的壁厚设计为 4 mm。通过对独立的抓捕机构和包含运载卫星的整体分别进行强度分析实现对杆件的材料和壁厚的校核检验。

### 2.1 模型简化

通过抑制或删除对实际分析结果无显著影响的特征,从而减少模型特征数,达到降低网格单元总数和缩短分析时间的目的。在不对分析结果产生影响的前提下,对 Solidworks 所导出的几何模型进行如下简化:对影响不大的螺栓孔、铰接螺母、较为细小的附件以及安装平台等部分进行了省略,省略尺寸较小的倒角特征。

由于分析目标是一个拥有复杂曲面的装配体结构,需将装配体中的各部件分解出来,提取中面,便于网格的划分。分析过程考虑两种情况:单独的抓捕机构模型和将抓捕机构搭载在运载平台上的模型,划分网格结果如图 9 所示。

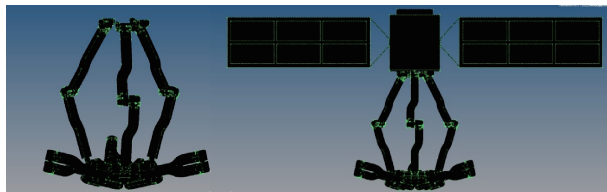


图 9 机构网格模型

Fig.9 Grid model of mechanism

### 2.2 约束和载荷模型

对于只分析机构的模型,在机构与搭载平台连接处(图 10 中白色区域所示)施加 6 个自由度的全约束。对于将机构和搭载的运载平台作为整体分析的模型,将搭载平台上的 3 个面视为固定面。

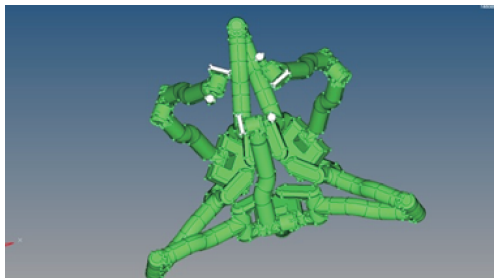


图 10 机构模型的约束条件

Fig.10 Constraint conditions of mechanism model

根据抓捕的工作要求,为提高结构的安全性,考虑极端情况,假定每个接触点的作用力为极限值 8 000 N。根据圣维南原理,如果只在接触点施加节点力,会造成局部应力集中,仿真效果失真,所以将载荷等效在 6 个区域各施加 60 000 Pa 均布载荷。

### 2.3 抓捕机构模型强度分析

对独立的机构模型进行分析,图 11 与图 12 显示机械结构的变形情况,在 6 个触点各施加 60 000 Pa 的情况下,整体变形量较大,最大位移量出现在机构连杆相互连接的部位。

通过图 13 可以看出结构整体的 Von Mises 应

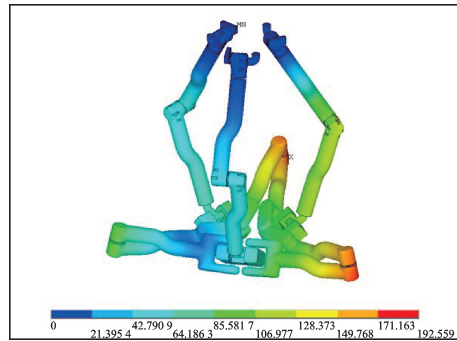


图 11 位移云图

Fig.11 Displacement nephogram

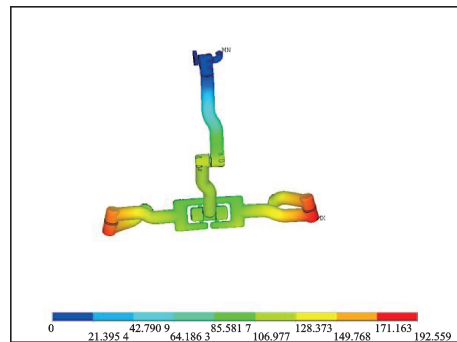
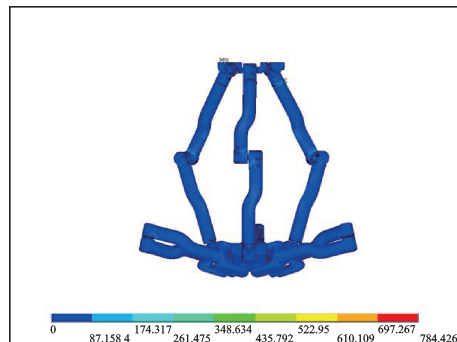
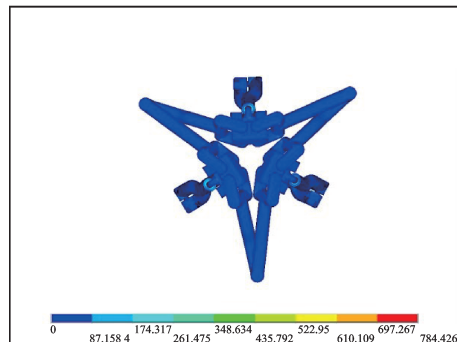


图 12 局部位移云图

Fig.12 Local displacement nephogram



(a) Frontal view



(b) Bottom view

图 13 整体应力云图

Fig.13 Whole stress nephogram

力分布较为均匀,且应力值较小,绝大多数区域的应力值小于100 MPa。在施加载荷的区域,应力值稍大于其余的地方,约为260 MPa,应力最大值为784.4 MPa。

最大应力出现在图14所示的机构与平台连接部位附近的杆上。臂杆上端6个自由度全约束,下端是施加载荷的位置,因此应力最大。

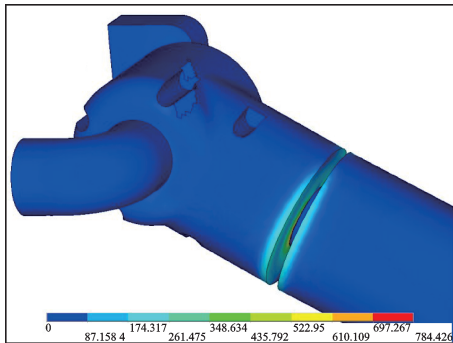


图14 应力最大位置

Fig.14 Maximum stress position

### 2.4 整体模型强度检验

对将机构和搭载平台作为整体的模型进行分析,图15是整体结构的变形情况,从图15中可以看出,搭载了卫星平台后的机械结构的整体变形较小,在6个触点各施加60 000 Pa的情况下,机械结构部分最大位移量为280.6 mm,出现在机构连杆相互连接的部位。

图16能够看出结构整体的 Von Mises 应力分

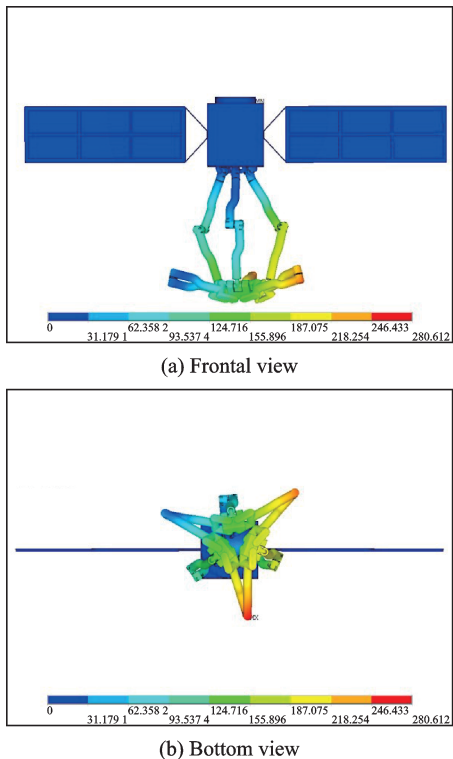


图15 整体位移云图

Fig.15 Whole displacement nephogram

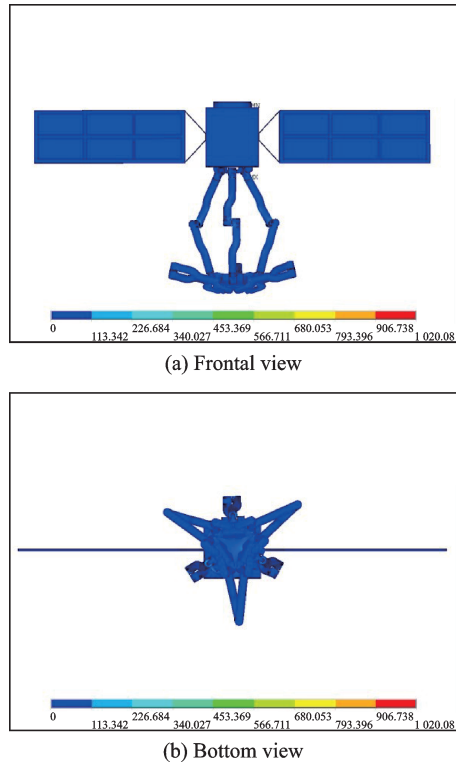


图16 整体应力云图

Fig.16 Whole stress nephogram

布较为均匀,而且应力值较小,绝大多数区域的应力值小于113 MPa,尤其是卫星平台,受力远小于100 MPa。在施加载荷的区域,应力值则稍稍大于其余的地方,约为226 MPa,应力最大值为1 020.08 MPa。

图17显示了1条机械臂的应力分布,可以看出机械臂的应力分布较为均匀,且应力值较小。最大应力出现在臂杆的端部,如图18所示,大小约为1 020.08 MPa。

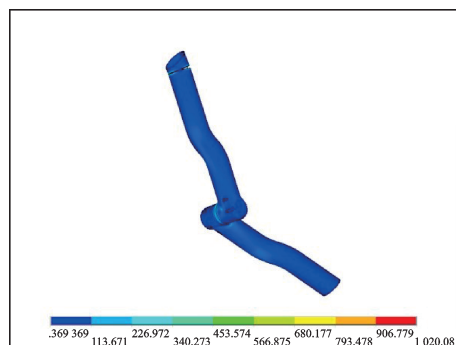


图17 局部应力云图

Fig.17 Local stress nephogram

在ANSYS仿真中,将机构模型的材料选择为钛合金TA8,线性弹性,各向同性,杨氏模量 $E=120$  GPa,泊松比 $\mu=0.33$ ,密度 $\rho=4\ 500$  kg/m<sup>3</sup>,其屈服强度为1 100 MPa,满足上述强度需求。通过抓捕策略优化,可将8 000 N预紧力分布在6个加

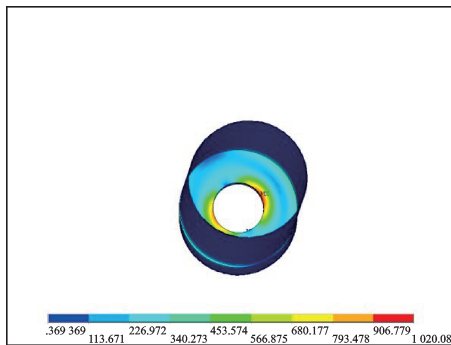


图 18 最大应力部位

Fig.18 Maximum stress position

持杆件上,最大屈服强度要求可进一步下降到 718 MPa,亦在钛合金 TA8 的强度限制内。因此,将杆件的材料选为钛合金 TA8,壁厚设计为 4 mm,可以满足该机械结构在工作情况下所需的强度条件。

### 3 热平衡分析

除了机构的结构强度,空间机构在轨运行时适应热环境的能力也是一个必须要被重视的问题。多面体空间抓捕机构安装在服务星的外部,长期处于热环境极差的太空中,为保证在这种环境下抓捕机构可以正常稳定地工作,设计的机械结构的工作温度需一直处于设计允许的范围<sup>[19-20]</sup>。因此需要对抓捕机构进行热分析工作,验证机构的热平衡可靠性。采用前面经过强度分析的几何模型进行热平衡仿真分析,材料选取钛合金 TA8,机构管壁厚为 4 mm,测试该几何模型的热平衡性能。

考虑到对真实的抓捕机构这样一个外形较为复杂同时运动也较为复杂的几何体进行数值模拟计算极其艰难,必须对抓捕机构进行适当地简化,以避免产生计算不收敛或者结果不正确的情况。采取的简化措施如下:(1)简化抓捕机构的外形结构,如倒圆角、关节连接部位等;(2)省略部分影响较小的零件,如销、螺栓等;(3)内部的轴承及定位组件在能考核轴承温度的前提下尽量简化来减少网格数量,简化后的抓捕机构模型如图 19 所示。

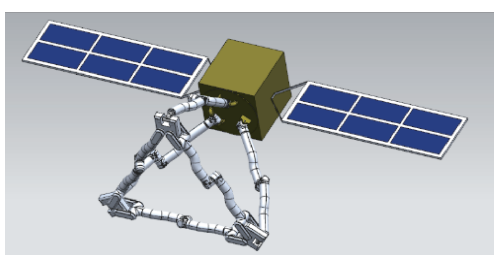


图 19 简化后结构

Fig.19 Simplified structure

将模型放入 I-DEAS 中得到如图 20 所示的网格模型,可以看出,机构的筒状杆件为机构热量传导的主体部分,其热传导性能将直接影响整个抓捕机构的温度分布。材料选取为钛合金 TA8,根据相关的材料属性,分析计算时,抓捕机构机械臂轴承的等效热导率均可近似地取 30 W/(m·K),表面发射率为 0.9,太阳吸收率为 0.6。

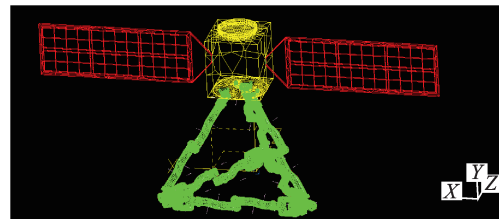


图 20 抓捕机构在 I-DEAS 中的网格模型图

Fig.20 Grid model diagram of the capture mechanism in I-DEAS

抓捕机构在太空中接受空间外热流的影响,机构的在轨瞬态分析是热平衡分析的重要内容<sup>[21]</sup>,故选取其中一根机械臂根据瞬态分析的部分轨道参数进行详细分析。为了提高分析的准确性,在 I-DEAS 中进行仿真模拟的过程中,令其绕地球两周来进行温度比较,并将其分别命名为工况 1、工况 2,针对两种工况进行瞬态分析。在在轨温度场分析的过程中,将轨道平均分为 12 个位置,绕地球一周 12 个位置得到抓捕机构的温度云图,得出工况 1 和工况 2 的温度状况。为了更准确地表示低温工况下机构的温度变化情况,将轨道分为 12 份,选取抓捕机构机械臂在轨稳定运行情况,得到机构在轨道 12 个测量位置的工况 1 和工况 2 温度变化曲线图,如图 21 所示。

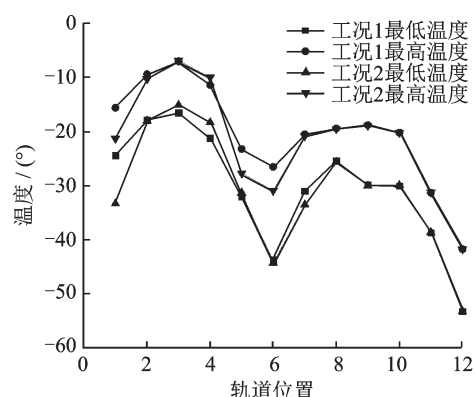


图 21 温度变化曲线

Fig.21 Temperature variation curves

在图 21 中不难看出,工况 1 与工况 2 的变化曲线几乎吻合,基本可以确定绕地球一周抓捕机构 3 条机械臂的温度状态的变化状态,最高温度达到  $-7^{\circ}\text{C}$ ,此时的最低温度是  $-15^{\circ}\text{C}$ ,最低温度达

到 $-53^{\circ}\text{C}$ ,此时的最高温度是 $-41.8^{\circ}\text{C}$ ,这些均在钛合金的温度可承受范围内。图22为在各位置下机械臂的温差情况,由图可知最大温差变化范围在 $3\sim 17^{\circ}\text{C}$ ,在钛合金TA8的可承受范围内,机械臂可以满足全年在轨运行的设计要求。

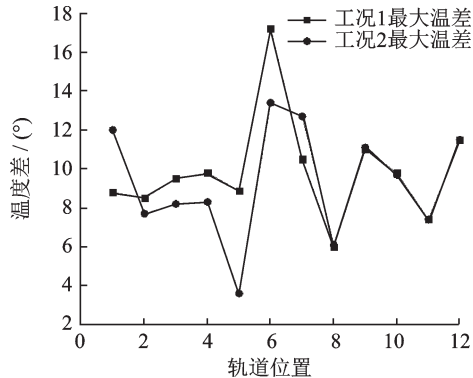


图22 最大温差变化情况

Fig.22 Variation of the maximum temperature difference

## 4 结 论

本文将空间连杆机构技术应用到空间捕获对接任务,提出了一种新型的多面体网型空间抓捕机构,可以执行诸如在轨捕获、辅助变轨和调姿等空间在轨服务任务。(1)提出的多面体网型空间抓捕机构由3-RRS机构和Bricard机构结合组成,3条RRS支链与Bricard闭环构成整体呈四面体的机械抓捕网,通过协同控制可以完成抓捕和调姿操作。机构本质上是一个复杂的多自由度空间连杆机构,采用新型的机械网式抓捕方式,可缩放变形适应多种外形和尺寸的空间目标。(2)对提出的新型多面体网型空间抓捕机构,针对机构的实际工作状态,分别进行了结构强度分析和热平衡分析,验证了机构的强度可靠性和对太空热环境的适应性,确保设计的多面体网型空间抓捕机构可以满足太空中实际工作环境的需求。

### 参考文献:

- [1] 崔乃刚,王平,郭继峰,等.空间在轨服务技术发展综述[J].宇航学报,2007,28(4): 805-811.  
CUI Naigang, WANG Ping, GUO Jifeng, et al. A review of on-orbit servicing[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4): 805-811.
- [2] 王晓海.空间在轨服务技术及发展现状与趋势[J].卫星与网络,2016(3): 70-76.  
WANG Xiaohai. Development and trend of space on-orbit servicing technology [J]. Satellite & Network, 2016(3): 70-76.
- [3] 林来兴.美国“轨道快车”计划中的自主空间交会技术[J].国际太空,2005(2): 23-27.  
LIN Laixing. The independent rendezvous and docking technology in the plan of "Orbital Express" in American[J]. Space International, 2005(2): 23-27.
- [4] 李强.新型类锥杆式对接机构的碰撞过程分析[D].长沙:国防科学技术大学,2009.  
LI Qiang. Collision analysis of a new quasi probe-cone docking mechanism[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.
- [5] 梁斌,杜晓东,李成,等.空间机器人非合作航天器在轨服务研究进展[J].机器人,2012,34(2): 242-256.  
LIANG Bin, DU Xiaodong, LI Cheng, et al. Advances in space robot on-orbit servicing for no-cooperative spacecraft[J]. Robot, 2012, 34(2): 242-256.
- [6] 王超,董正宏,尹航,等.空间目标在轨捕获技术研究综述[J].装备学院学报,2013,24(4): 63-66.  
WANG Chao, DONG Zhenghong, YIN Hang, et al. Research summarizing of on-orbit capture technology for space target [J]. Journal of Equipment Academy, 2013, 24(4): 63-66.
- [7] 房海蓉,陈江红.一种新型四自由度并联机构设计与分析[J].北京交通大学学报,2011,35(4): 134-137.  
FANG Hairong, CHEN Jianghong. Structure synthesis and analysis of a novel four-degree-of-freedom parallel manipulator [J]. Journal of Beijing Jiaotong University, 2011, 35(4): 134-137.
- [8] 曲海波,方跃法,郭盛.一种少自由度并联机器人雅克比分析的新方法[J].北京交通大学学报,2010,34(4): 136-140.  
QU Haibo, FANG Yuefa, GUO Sheng. A new method for Jacobian analysis of low-DOF parallel manipulators [J]. Journal of Beijing Jiaotong University, 2010, 34(4): 136-140.
- [9] 郭盛,方跃法.并联机器人机构综合方法比较研究[J].北京交通大学学报,2007,31(1): 41-45.  
GUO Sheng, FANG Yuefa. Comparative study on structural synthesis methods for parallel manipulators [J]. Journal of Beijing Jiaotong University, 2007, 31(1): 41-45.
- [10] 周昌春,方跃法,叶伟.6-RRS冗余驱动飞行模拟器运动学与工作空间分析[J].北京交通大学学报,2015,39(1): 112-117.  
ZHOU Changchun, FANG Yuefa, YE Wei. Flight simulator with 6-RRS redundant actuation spherical parallel manipulator [J]. Journal of Beijing Jiaotong University, 2015, 39(1): 112-117.
- [11] 李晔卓,田耀斌,姚燕安.双模式双三角锥滚动机构设计与运动分析[J].哈尔滨工业大学学报,2014,46(5): 73-80.  
LI Yezhuo, TIAN Yaobin, YAO Yanan. Locomotion analysis and design of a triangular bipyramid rolling mechanism with two modes [J]. Journal of Haierbin In-



- stitute of Technology, 2014, 46(5): 73-80.
- [12] HUI R, OUELLET A. Mechanisms for haptic feedback[C]//1995 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Nagoya, Japan:[s.n.], 1995: 2138-2143.
- [13] DUNLOP G R, JONES T P. Position analysis of a 3-DOF parallel manipulator [J]. Mechanism and Machine Theory, 1997, 32(8): 903-920.
- [14] DUNLOP G R, JONES T P. Position analysis of a two DOF parallel mechanism—The Canterbury tracker[J]. Mechanism and Machine Theory, 1999, 34(4): 599-614.
- [15] GREGORIO R. Kinematics of the 3-RSR wrist[J]. IEEE Transactions on Robotics: A publication of the IEEE Robotics and Automation Society, 2004, 20(4): 750-754.
- [16] FULLER R B. Tensile-integrity structures: United States, 3063521[P]. 1962-11-13.
- [17] HOBERMAN C. Transformation design [EB/OL]. (2014-05).<http://www.hoberman.com/index.html>.
- [18] 高健,吴洪涛.某一特殊普通面对称Bricard机构及其分析[J].应用科技,2011,38(1): 54-58.
- GAO Jian, WU Hongtao. One special type of the general plane-symmetric Bricard linkages and its analysis [J]. Applied Science and Technology, 2011, 38(1): 54-58.
- [19] 秦文波.空间实验室对接机构热控分析及试验研究[D].上海:上海交通大学,2010.
- QIN Wenbo. Thermal control analysis and test investigation of docking mechanism on the space laboratory [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2010.
- [20] 李鹏.航天器热网络理论及其在热控设计中的应用研究[D].上海:上海交通大学,2007.
- LI Peng. Study on thermal network theory and application in thermal control design of spacecraft[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2007.
- [21] 安敏杰,程惠尔,李鹏.空间对接机构太阳外热流的计算与分析[J].上海航天,2006(1): 22-26.
- AN Minjie, CHENG Huier, LI Peng. Computation and analysis of solar external heat flux in the docking mechanism[J]. Aerospace Shanghai, 2006(1): 22-26.

(编辑:刘彦东)