



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 110914157 B

(45) 授权公告日 2023. 06. 30

(21) 申请号 201880033851.2

(22) 申请日 2018.02.12

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 110914157 A

(43) 申请公布日 2020.03.24

(30) 优先权数据
62/484,965 2017.04.13 US
15/829,807 2017.12.01 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日
2019.11.22

(86) PCT国际申请的申请数据
PCT/US2018/017865 2018.02.12

(87) PCT国际申请的公布数据
W02018/190944 EN 2018.10.18

(73) 专利权人 诺思路·格鲁曼系统公司
地址 美国明尼苏达州

(72) 发明人 P·O·索伦森 M·A·米歇尔
W·A·洛伦斯 D·M·墨菲
J·R·布拉登 M·E·麦凯琴
M·福斯特

(74) 专利代理机构 中国贸促会专利商标事务所
有限公司 11038
专利代理师 莫戈

(51) Int.Cl.
B64G 1/64 (2006.01)
F42B 15/36 (2006.01)
B64G 1/10 (2006.01)
B64D 39/06 (2006.01)

审查员 李春洋

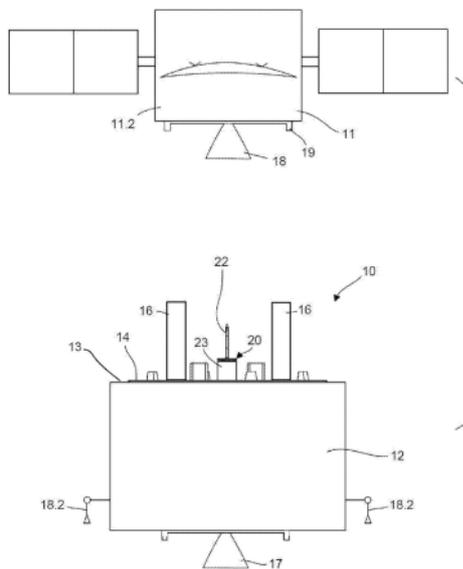
权利要求书2页 说明书12页 附图11页

(54) 发明名称

用于捕获客户飞行器的系统和相关方法

(57) 摘要

捕获组件和顺应性延伸组件可以用于插入航天器的液体发动机的喷嘴中。捕获组件可以包括诸如探头的用于插入喷嘴中的设备以及至少部分地包封在探头的前部部分中的组件。所述组件可以包括多个致动的指状件，用于在将探头插入喷嘴中时从探头向外展开。顺应性延伸组件可以至少部分地包封在连接到捕获组件的壳体中，用于实现探头的轴向运动。顺应性延伸组件可以促进探头相对于壳体在缩回位置和延伸位置之间轴向移动，在所述延伸位置中，探头向前延伸。



1. 一种用于捕获具有发动机的客户飞行器的系统,所述系统包括:
推进机构,用于在空间中操纵所述系统;
捕获机构,用于至少临时地将所述系统连结到所述客户飞行器,其中,所述捕获机构包括具有一个或多个可旋转元件的探头,所述一个或多个可旋转元件位于所述探头的远端,其中,所述探头的所述远端适于插入所述客户飞行器的腔中,并且与所述客户飞行器的限定所述腔的部分接合;
瓣状组件,用于与所述客户飞行器的另一部分接合;和
致动器,用于使所述一个或多个可旋转元件相对于所述瓣状组件移动,其中,所述致动器构造成使所述瓣状组件相对于所述一个或多个可旋转元件移动以便使所述瓣状组件与所述客户飞行器的所述另一部分接合,并且使所述一个或多个可旋转元件朝向或远离所述客户飞行器移动以便辅助所述系统与所述客户飞行器的对接和脱离对接。
2. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述捕获机构构造成插入由所述客户飞行器的所述发动机限定的所述腔中,并且所述一个或多个可旋转元件构造成与所述客户飞行器的所述发动机接合。
3. 根据权利要求1所述的系统,所述系统还包括承载所述捕获机构的动臂,所述动臂用于使所述捕获机构相对于所述客户飞行器移动。
4. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述瓣状组件包括一个或多个瓣状件,所述一个或多个瓣状件包括滚子。
5. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述系统还包括凸轮杆,用于使所述一个或多个可旋转元件移动,所述凸轮杆构造成独立于所述一个或多个可旋转元件移动。
6. 根据权利要求1至5中任一项所述的系统,其中,所述探头构造成以大于或等于每秒10毫米的速率被致动,以便最小化在捕获所述客户飞行器期间的摩擦量。
7. 根据权利要求1至5中任一项所述的系统,其中,所述探头包括至少两个弹簧加载的倒钩指状件,所述至少两个弹簧加载的倒钩指状件适于插入所述客户飞行器的所述腔中。
8. 根据权利要求1至5中任一项所述的系统,其中,所述瓣状组件包括平移接头滑动件,以使得瓣状组件能够以轴向方式朝向或远离探头的探头末端平移。
9. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述探头包括用于检测所述客户飞行器的所述发动机的喉部的一个或多个喉部检测器。
10. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述探头包括弹簧,以将所述一个或多个可旋转元件从探头末端向外偏压到展开位置,以便被动地束紧所述客户飞行器的所述发动机的喉部。
11. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述捕获机构包括减小由服务航天器施加在所述客户飞行器上的摩擦力的减摩元件。
12. 根据权利要求1至5中的任一项所述的系统,所述系统还包括用于承载所述捕获机构并且相对于所述客户飞行器可移动地定位所述捕获机构的组件,其中,所述组件的至少一部分是柔性的。
13. 根据权利要求12所述的系统,其中,所述组件足够柔性以通过减小由所述系统施加在所述客户飞行器上的法向力来减小摩擦。
14. 根据权利要求13所述的系统,其中,所述组件构造成通过减小由于在致动到所述发

动机中期间所述探头未对准而导致产生的法向力来减小摩擦。

15. 根据权利要求1至5中的任一项所述的系统,其中,所述捕获机构构造成与所述客户飞行器的液体远地点发动机中的所述腔对接。

16. 一种用于捕获客户飞行器的系统,所述系统包括:

推进机构,用于在空间中操纵所述系统;

捕获机构,用于至少临时地将所述系统连结到所述客户飞行器,其中,所述捕获机构包括具有束紧机构的探头,所述束紧机构包括用于与所述客户飞行器接合的一个或多个可旋转元件;和

凸轮杆,用于使所述一个或多个可旋转元件移动,所述凸轮杆构造成独立于所述一个或多个可旋转元件移动。

17. 根据权利要求16所述的系统,其中,所述束紧机构构造成接触所述客户飞行器的发动机的喉部的顶端的至少两个点。

18. 一种捕获客户飞行器的方法,所述方法包括:

利用推进机构将捕获系统操纵到所述客户飞行器;和

利用捕获机构将所述捕获系统连结到所述客户飞行器,包括:

将所述捕获机构的具有一个或多个可旋转元件的探头插入所述客户飞行器的腔中,并且通过利用致动器使所述一个或多个可旋转元件移动在所述腔中利用所述一个或多个可旋转元件接合所述客户飞行器,所述一个或多个可旋转元件位于所述探头的远端;和

利用所述致动器使一个或多个瓣状组件沿所述探头平移并朝向限定所述腔的所述客户飞行器的缩颈侧壁平移,并且利用所述一个或多个瓣状组件接合所述客户飞行器的所述侧壁,以进一步接合并固定所述客户飞行器。

19. 一种用于捕获客户飞行器的系统,所述系统包括:

推进机构,用于在空间中操纵所述系统;

捕获机构,用于至少临时地将所述系统连结到所述客户飞行器,其中,所述捕获机构包括具有束紧机构的探头,所述束紧机构包括用于与所述客户飞行器接合的一个或多个可旋转元件,所述一个或多个可旋转元件被偏压于展开位置;和

致动器,用于移动所述束紧机构的所述一个或多个可旋转元件,所述致动器构造成克服偏压力将所述一个或多个可旋转元件从所述展开位置移动到缩回位置,其中,所述致动器构造成提供运动以致动所述探头的部件的线性运动,以便致动所述捕获机构,其中,所述偏压力构造成使所述一个或多个可旋转元件返回到所述展开位置。

20. 根据权利要求19所述的系统,所述系统还包括与所述客户飞行器的另一部分接合的瓣状组件,所述瓣状组件沿所述探头的长度与所述捕获机构间隔开,所述致动器构造成使所述瓣状组件相对于所述捕获机构移动。

用于捕获客户飞行器的系统和相关方法

[0001] 优先权要求

[0002] 本申请要求2017年4月13日提交的题目为“具有对接和捕获组件的航天器”的美国临时专利申请序列号62/484,965的申请日的权益以及2017年12月1日提交的题目为“用于捕获客户飞行器的系统”的美国专利申请序列号15/829,807的申请日的权益,每一个申请的公开内容均通过引用整体并入本文。

技术领域

[0003] 本公开涉及用于航天器对接的系统、装置、组件、设备和方法,并且更具体地涉及一种捕获组件以及相关方法,所述捕获组件包括用于插入和捕获航天器的发动机的设备。

背景技术

[0004] 成千上万的航天器围绕地球轨道而行以执行各种功能,包括例如电信、GPS导航、天气预报和测绘。像所有机器一样,航天器定期需要维护以延长其运行寿命。维护可以包括例如部件维修、补充燃料、轨道提升、轨道保持、动量平衡或其他维护。为此,可以将维护航天器送入轨道使其与需要维护的客户航天器对接,在对接之后,对客户航天器进行延长寿命的维护。航天器对接通常涉及“合作”目标,其中,第一航天器附接到设计为与其对接的第二航天器。但是,各种航天器都没有专用的对接特征。这样的航天器通常将具有液体远地点发动机和发射载具分离环。这些航天器仍可从维护中受益,但由于缺乏专用的对接特征而增加了难度。如果不进行延长寿命的维护,这些航天器可能会失效,替换的费用通常非常昂贵且工期可能长达数年。

[0005] 与航天器对接的概念化方法包括复杂的机械工具。各种专利和出版物已经考虑了这样的方法,包括美国专利号3,508,723、4,219,171、4,391,423、4,588,150、4,664,344、4,898,348、5,005,786、5,040,749、5,094,410、5,299,764、5,364,046、5,372,340、5,490,075、5,511,748、5,735,488、5,803,407、5,806,802、6,017,000、6,299,107、6,330,987、6,484,973、6,523,784、6,742,745、6,843,446、6,945,500、6,969,030、7,070,151、7,104,505、7,207,525、7,216,833、7,216,834、7,240,879、7,293,743、7,370,834、7,438,264、7,461,818、7,484,690、7,513,459、7,513,460、7,575,199、7,588,213、7,611,096、7,611,097、7,624,950、7,815,149、7,823,837、7,828,249、7,857,261、7,861,974、7,861,975、7,992,824、8,006,937、8,006,938、8,016,242、8,056,864、8,074,935、8,181,911、8,196,870、8,205,838、8,240,613、8,245,370、8,333,347、8,412,391、8,448,904、8,899,527、9,108,747、9,302,793、9,321,175和9,399,295;美国专利申请公开号2004/0026571、2006/0145024、2006/0151671、2007/0228220、2009/0001221、2012/0112009、2012/0325972、2013/0103193、2015/0008290、2015/0314893、2016/0039543和2016/0039544;欧洲专利号EP 0541052、0741655B1、0741655B2和1654159;PCT公报号2005/110847、2005/118394、2014/024,199和2016/030890;日本专利号JPH01282098;航天器的自动交会对接(Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft),Fehse,Wigbert,剑桥大学出版社

(Cambridge University Press) (2003); 在轨维护任务: 航天器运行的挑战和解决方案 (On-Orbit Servicing Missions: Challenges and Solutions for Spacecraft Operations), Sellmaier F. 等人, SpaceOps 2010会议, AIAA 2010-2159 (2010); 和关于地球航天器的标准化抓取和补充燃料在轨维护 (Towards a standardized grasping and refueling on-orbit servicing for geo spacecraft), Medina, Alberto 等人, 宇航学报 (Acta Astronautica), 第134卷, 第1-10页 (2017); DEOS-对于处置故障卫星的德国机器人方法的飞行中技术演示 (DEOS-The In-Flight Technology Demonstration of German's Robotics Approach to Dispose Malfunctioned Satellites), Reintsema D. 等人, 以上引用文献中的每篇文献的公开内容均通过引用整体并入本文。但是, 机械复杂性增加了部件故障的可能性, 这可能导致在对接和维护过程中出现故障。因此, 需要用于对接至航天器的改进的捕获组件。

发明内容

[0006] 本公开的一些实施例针对一种服务航天器, 也称为任务扩展飞行器 (“MEV”), 其具有用于对接客户飞行器的液体发动机的捕获组件。在一些实施例中, MEV包括捕获组件, 所述捕获组件包括客户航天器抓取部分和顺应性延伸组件。抓取部分可包括用于插入液体远地点发动机的喷嘴的设备, 例如探头 (probe)。顺应性延伸组件可以提供探头的延伸和缩回。探头可在前部部分具有可展开的组件, 以与液体远地点发动机的燃烧室的内表面接合。

[0007] 本公开的一些实施例允许航天器 (例如, 服务商) 在客户端可能没有设计成与捕获组件对接但具有适合于连接至捕获组件的设计特征的情况下对接另一个航天器 (例如, 客户端), 所述设计特征包括例如发射载具分离环 (或4点固定架) 和液体远地点发动机。例如, 本公开的实施例可以用于对接至静止同步通信卫星或没有专门设计的对接硬件和/或对接辅助特征的各种其他航天器。

[0008] 一些实施例以相对简单的对接架构的形式提供益处, 所述对接架构具有用于改进的可靠性和安全性的顺应性, 即, 防止对航天器造成损坏。例如, 一些实施例可以通过利用两个马达进行对接处理来降低对接设备的机械复杂性。在该实施例中, 一个马达可用于探头的延伸和缩回, 而另一马达可用于指状件组件的致动, 从而减少了捕获组件中的故障点。一些实施例利用指状件组件设计, 所述指状件组件设计由马达主动驱动打开和关闭而非弹簧操作。在一些实施例中, 指状件组件可被弹簧组件驱动打开或关闭。

[0009] 指状件组件可包括布置在探头主体部分的前部部分的多个指状件。第一致动器可以有助于将所述多个指状件在未展开位置和展开位置之间配置, 在所述未展开位置中所述多个指状件定位成与所述探头对准, 在所述展开位置中所述多个指状件中的每个指状件绕枢转连接的后部部分旋转, 从而使向前末端相对于基本上圆柱形的侧壁向外延伸。在一个或多个实施例中, 捕获组件包括至少部分地包封在壳体中的延伸构件。延伸构件可以连接到后部部分并且协作地连接到用于探头的轴向运动的第二致动器。探头的轴向运动可以将捕获组件在缩回位置和延伸位置之间定位, 在所述缩回位置中探头定位成至少与壳体相邻, 在所述延伸位置中探头相对于壳体向前延伸。

[0010] 以上概述并非旨在描述本公开的每个示出的实施例或每种实施方式。

附图说明

[0011] 本申请中包括的附图并入说明书中并形成其一部分。附图示出了本公开的实施例并且与描述一起用于解释本公开的原理。附图仅是某些实施例的说明但并不限制本公开。

[0012] 图1是根据一个或多个实施例的服务航天器和客户卫星的侧视图。

[0013] 图2是根据一个或多个实施例的捕获组件的等距视图。

[0014] 图3是根据一个或多个实施例的捕获组件的局部剖视侧视图。

[0015] 图4是根据一个或多个实施例的捕获组件的局部剖视图。

[0016] 图5是根据一个或多个实施例的探头末端的俯视图。

[0017] 图6是根据一个或多个实施例的探头末端的侧视图。

[0018] 图7-9是根据一个或多个实施例的探头末端的侧视剖视图。

[0019] 图10和11是根据一个或多个实施例的客户飞行器发动机和探头组件的剖视图。

[0020] 图12是根据一个或多个实施例的捕获组件的透视局部剖视侧视图。

[0021] 图13是根据一个或多个实施例的顺应性延伸组件的透视图。

[0022] 图14和15是根据一个或多个实施例的顺应性延伸组件的透视图。

[0023] 尽管本公开可以进行各种修改和替代形式,但是其细节已经通过示例在附图中示出并且将被详细描述。然而,应当理解的是其意图不是将本公开限制为所描述的特定实施例。相反,意图是涵盖落入本公开范围内的所有修改、等效形式和替代形式。

具体实施方式

[0024] 如本文所用,指代给定参数的术语“基本上”在一定程度上是指并且包括本领域技术人员将理解给定参数、特性或条件在较小程度的差异下得到满足,例如在可接受的制造公差范围内的程度。例如,基本上得到满足的参数可以是至少约90%满足,至少约95%满足,或至少约99%满足。

[0025] 图1描绘了根据本公开的一个或多个实施例的本公开的侧视图,其中,服务航天器10可以被操作来接近、捕获、对接或服务于客户飞行器11。服务航天器10和客户飞行器11各个均可以是卫星或围绕天体轨道运行的其他航天器。服务航天器10可以是被设计成接近、捕获、与客户飞行器11对接以及脱离对接并为其服务的航天器。服务航天器10可以促进向客户飞行器11提供服务,所述服务包括轨道保持、轨道提升、动量平衡、姿态控制、重定位、离轨、补充燃料、维修或其他可能在轨提供的服务。服务航天器10可以被设计为向多于一个的客户飞行器11提供服务并且因此可以配备有这样的对接机构,所述对接机构允许服务航天器10与多个客户飞行器11对接和脱离对接,这包括客户飞行器11中的一个或多个所包括的发动机18的尺寸或形状与其他的客户飞行器11中的一个或多个的发动机的尺寸或形状不同的情况。服务航天器10通常包括航天器主体12、对接平台14、立柱16、主推进器17、万向推进器18.2和捕获组件20。

[0026] 客户飞行器11是可以由服务航天器10捕获的航天器。客户飞行器11可以处于低地球轨道、中地球轨道、地球同步轨道、超越地球同步轨道或围绕诸如地球的天体的另一轨道。客户飞行器11具有主体11.2、发动机18和分离环19。发动机18可以是用于航天器的任何类型的合适发动机。例如,在一些实施例中,发动机18是液体远地点发动机、固体燃料马达、RCS推进器或其他类型的发动机或马达。发动机18可以定位在客户飞行器11的天顶甲板

(zenith deck)上,在航天器绕地球轨道而行的情况下,所述天顶甲板是航天器的基本上与地球相对地(opposite)定位的甲板。

[0027] 服务航天器10的捕获组件20可以构造成在发动机18处捕获客户飞行器11并将客户飞行器11和服务航天器10拉到一起以对接。在对接时,支柱16可以抵靠客户飞行器11的分离环19,并且捕获组件20可以将相应的航天器保持在一起。

[0028] 图2描绘了根据某些实施例的服务航天器10的捕获组件20的等距视图。在某些实施例中,捕获组件20包括总线式(bus)支撑结构21,其为捕获组件20的部件提供支撑。捕获组件20包括探头组件22(也参见图1)。探头组件22可包括允许探头组件22的一部分延伸或缩回以促进服务航天器10与客户飞行器11对接的功能。当服务航天器10对接客户飞行器11时,探头组件22的一部分可插入发动机18中。在一些实施例中,捕获组件20还可包括顺应性延伸组件23(参见图1),其可包括矛状件(lance),所述矛状件包括顺应性动臂(boom)43(图13)和用于容纳顺应性动臂43的护套24。在操作期间,顺应性延伸组件23的动臂43可以在基本上背离服务航天器10的天底(nadir)甲板13(参见图1)的方向上延伸或在基本上朝向所述天底甲板的方向上缩回。将服务航天器10对接至客户飞行器11可以包括使动臂43从护套24基本上在朝向客户飞行器11的发动机18的方向上延伸。在一些实施例中,顺应性延伸组件23的动臂43可以从护套24延伸直到两米或更多。捕获组件20还可以包括用于在探头组件22和服务航天器10之间提供电连接的线束25。线束25可以被设置为螺旋线束,以利于动臂43的延伸或缩回。

[0029] 图3示出了根据一个实施例的探头组件22的透视局部剖视图。探头末端26位于探头组件22的远端。探头末端26可以具有位于其远端的一个或多个滚子、轮或其他减摩设备28。在各种实施例中,可以在探头末端26的远端设置一个、两个、三个、四个、五个或更多个滚子、轮或其他减摩设备28。减摩设备28可以是干膜润滑的并且可以具有大于或等于3的主轴比(spindle ratio)。探头末端26可以可移动地附接到探头组件22。在某些实施例中,探头组件22可包括动臂压缩弹簧31。在探头末端26与客户飞行器11的任何部分接触时动臂压缩弹簧31可帮助防止动臂43损坏。

[0030] 在一些实施例中,探头末端26可以包括一个或多个指状件27。在各个实施例中,探头末端26可以包括一个、两个、三个、四个或更多个指状件。指状件27可被弹簧或其他装置偏压到打开位置。指状件27可以具有顺应性,使得在服务航天器10与客户飞行器11对接或脱离对接时,施加在指状件27上的偏压力可以使指状件27在朝向探头末端26的方向上枢转。轮、滚子或其他减摩设备可以定位在一个或多个指状件27的端部处,以减小在服务航天器10与客户飞行器11对接或脱离对接时由指状件27施加的任何摩擦力。位于一个或多个指状件27处的轮、滚子或其他减摩设备可以是干膜润滑的并且可以具有大于或等于3的主轴比。

[0031] 探头组件22可以包括镗状(quillon)组件29。镗状组件29可以包括一个或多个滚子30。在各种实施例中,镗状组件29可以包括一个、两个、三个、四个或更多个滚子30。滚子30可以是干膜润滑的并且可以具有大于或等于3的主轴比。镗状组件29可以相对于探头组件22移动,以便于将服务航天器10对接至客户飞行器11。在一些实施例中,镗状组件29可以包括平移接头滑动件,从而允许镗状组件29以轴向方式朝向或远离探头末端26平移。在服务航天器10对接客户飞行器11时,滚子30可以以在对接期间限制服务航天器10相对于客户

飞行器11旋转的方式(例如,束紧或以其他方式固定客户飞行器11)接触客户飞行器11的发动机18的侧壁。探头组件22还可以包括致动器32。致动器32可以构造成提供运动以致动探头组件22的部件的线性运动。致动器32可以使探头末端26的内部部分朝向或远离客户飞行器11移动,这可辅助服务航天器10对接至客户飞行器11或与其脱离对接。致动器32可以使指状件27在朝向探头末端26的方向上缩回,以有助于使服务航天器10对接飞行器10或与其脱离对接。在某些实施例中,探头组件22可包括动臂张力指示器弹簧33或其他部件,其有助于在服务航天器10和客户飞行器11对接时提供服务航天器10和客户飞行器11之间的预加载张力或确定预加载张力的尺寸。

[0032] 以下讨论提供了根据图3所示的实施例的捕获组件20的部件可用于将服务航天器10对接至客户飞行器11的方式的示例概述。在服务航天器10接近客户飞行器11时,顺应性延伸组件23的动臂43可从护套24部分地延伸。在一些实施例中,在启动对接之前将瓣状件29缩回。当服务航天器10相对于客户飞行器11定位在允许动臂43将探头组件22的至少一部分延伸到发动机18中的距离内时,动臂43被延伸到发动机18的喷嘴中。动臂43的延伸速率可以实施为减少在捕获事件期间可能存在摩擦的时间量,所述延伸速率在一些实施例中可以大于或等于每秒15毫米。当指状件27接近发动机18的最窄部分(有时称为顶端或喉部39(参见图10和11))时,指状件27可朝向探头末端26缩回。当探头末端26穿过发动机18的顶端或喉部39时,弹簧或另一设备38可将指状件27(参见图9)从探头末端26向外偏压到展开位置(例如,以便接触、固定、束紧客户飞行器)。例如,指状件27(和/或瓣状件29)可以在展开位置被动地(例如,不使用机动致动器)延伸和/或固定。在一些实施例中,将探头末端26插入发动机18可以在服务航天器10和客户飞行器11之间产生小于或等于5毫米/秒的差速度。然后,动臂43可以朝向服务航天器10缩回,直到支柱16接触分离环19。在已经缩回瓣状件29的实施例中,瓣状件29可以延伸以允许瓣状件29和发动机18的侧部之间接触(例如,以便接触、固定、束紧客户飞行器)。动臂43继续朝向服务航天器10缩回,直到在服务航天器10和客户飞行器11之间存在足以触发动臂张力指示器弹簧33或其他开关或指示器的张力。

[0033] 以下讨论提供了捕获组件20的部件可用于服务航天器10与客户飞行器11脱离对接的方式的示例概述。顺应性延伸组件23的动臂43可在远离服务航天器10朝着客户飞行器10的方向上延伸直到服务航天器10和客户飞行器11之间的张力释放为止,如动臂张力指示器弹簧33或其他开关或指示器所指示的。在一些实施例中,可在脱离对接之前将瓣状件29缩回。动臂43延伸足够的量以允许指状件29在朝向探头末端26的方向上缩回的间隙,然后在朝向服务航天器10的方向上缩回。然后,服务航天器10可操纵远离客户飞行器11。在某些实施例中,可能有利的是,在动臂43缩回并且服务航天器10操纵远离客户飞行器11之前,动臂43进一步从服务航天器10朝向客户飞行器11延伸以在客户飞行器11上施加力以促进脱离对接。

[0034] 图4示出了根据另一实施例的探头组件22的透视局部剖视图。探头末端26位于探头组件22的远端。探头末端26可以包括一个或多个指状件27。探头末端26可以包括一个、两个、三个、四个或更多个指状件。指状件27可被弹簧或其他装置偏压到闭合位置。指状件27可以具有顺应性,使得在服务航天器10对接客户飞行器11或与其脱离对接时,施加在指状件27上的偏压力可以允许指状件27在朝向或远离探头末端26的方向上枢转。轮、滚子或其他减摩设备28可定位在一个或多个指状件27的端部处,以减小在服务航天器10对接客户飞

行器11或与客户飞行器脱离对接时由指状件27施加的任何摩擦力。可通过在浮动销上提供的一个或多个末端滚子来提供滚子28。定位在一个或多个指状件27的端部处的轮、滚子或其他减摩设备28可以是干膜润滑的并且可以具有大于或等于3的主轴比。探头末端26可以可移动地附接到探头组件22。在某些实施例中,探头组件22可以包括动臂压缩弹簧31。动臂压缩弹簧31可以帮助防止动臂43(参见图13)在探头末端26与客户飞行器11的任何部分接触时受到损坏。在某些实施例中,探头组件22还可包括一个或多个喉部检测器35。喉部检测器35可在其末端上配备有滚子、轮或其他减摩设备。喉部检测器35的轮、滚子或其他减摩设备可以是干膜润滑的并且可以具有大于或等于3的主轴比。喉部检测器35通过感测探头末端26在客户飞行器11的发动机18内的相对位置来辅助探头组件22。

[0035] 探头组件22可包括镗状组件29。镗状组件29可包括一个或多个滚子30。镗状组件29可包括一个、两个、三个、四个、五个、六个、七个、八个或更多个滚子30。滚子30可以是干膜润滑的并且具有大于或等于3的主轴比。镗状组件29可以相对于探头末端26移动,以便于服务航天器10对接以及预加载到客户飞行器11。在服务航天器10对接至客户飞行器11时,滚子30可以在对接期间限制服务航天器10相对于客户飞行器11旋转的方式接触客户飞行器11的发动机18的侧壁。探头组件22还可以包括致动器32。致动器32可以构造成提供运动以致动探头组件22的部件的线性运动。致动器32可以使探头末端26的内部部件朝向或远离客户飞行器11移动,这可以辅助服务航天器10对接客户飞行器10或与其脱离对接。致动器32可以使镗状组件29束紧发动机18的喉部39的顶端(参见图10和11)。致动器32可以使凸轮杆34(参见图11)相对于探头末端26平移,以将指状件27致动到展开位置或收起位置,以便于服务航天器10对接客户飞行器11或与其脱离对接。在某些实施例中,探头组件22可包括动臂张力指示器弹簧33或其他部件,其有助于在服务航天器10与客户飞行器11对接时提供服务航天器10与客户飞行器11之间的预加载张力或确定存在的预加载张力的大小。在一些实施例中,服务航天器10与客户飞行器11之间的预加载张力大于或等于15磅力(66.723324牛顿)。动臂压缩弹簧31可限制冲击载荷的峰值水平。

[0036] 图5-9描绘了根据一个实施例的探头末端26的俯视图、侧视图和剖视图。图5是探头末端26的俯视图,其示出了根据一个实施例的两个指状件27和四个滚子28。图6是探头末端26的侧视图,其示出了根据一个实施例的两个指状件27和滚子28。图6进一步描绘了指状件枢轴销37,所述指状件枢轴销提供了指状件27的枢转运动。图7是探头末端26的侧视剖视图,其示出了处于缩回位置的指状件27。指状件27可以设置有一个或多个张开滚子36。当凸轮杆34(参见图11)朝着探头末端26的远端延伸时,张开滚子36有助于指状件27以枢转运动展开。图8是探头末端26的侧视剖视图,其示出了处于展开位置的指状件27。指状件27可以设置有一个或多个张开滚子36。如图8所示,凸轮杆34可以朝着探头末端26的远端延伸,从而提供作用在张开滚子36上的力,以使得指状件27以枢转运动展开。图9是探头末端26的侧视剖视图,其示出了处于展开位置的指状件27。弹簧或其他设备38可用于将指状件27偏压非展开位置。在一些实施例中,每个指状件27均可以有一个、两个或更多个弹簧38。

[0037] 可以与关于图3描述的方式类似的方式完成根据图4至图9中描绘的探头组件22的对接,如图10和图11进一步所提供的信息。图10和11示出了在插入探头末端26时发动机18的剖视图。如图10所示,探头末端26已经插入穿过发动机18的喉部39,直到喉部检测器35感测到探头组件22被定位用于对接为止。如图11所示,凸轮杆34已经延伸以使指状件27展开

并接触喉部39。镗状组件29已经展开以利于在发动机18的喉部39的顶端上施加束紧负载。

[0038] 图12示出了根据另一实施例的探头组件22的透视局部剖视图。探头末端26位于探头组件22的远端。探头末端26可以包括一个或多个指状件27。探头末端26可以包括一个、两个、三个、四个或更多个指状件。指状件27可被弹簧或其他装置偏压到打开或关闭位置。指状件27可以具有顺应性,使得在将服务航天器10对接客户飞行器11或与其脱离对接时施加在指状件27上的偏压力可以允许指状件在朝向或远离探头末端26的方向上枢转。轮、滚子或其他减摩设备28可定位在一个或多个指状件27的端部处,以减小在服务航天器10对接客户飞行器11或与其脱离对接时由指状件27施加的任何摩擦力。定位在一个或多个指状件27的端部处的轮、滚子或其他减摩设备28可以是干膜润滑的并且可以具有大于或等于3的主轴比。探头末端26可以具有位于其远端的一个或多个滚子、轮或其他减摩设备28。可以在探头末端26的远端处设置一个、两个、三个、四个、五个或更多个滚子、轮或其他减摩设备28。轮、滚子或其他减摩设备28可以是干膜润滑的并且具有大于或等于3的主轴比。探头末端26可以可移动地附接到探头组件22。一些实施例可以在探头组件22中包括动臂压缩弹簧31。动臂压缩弹簧31可以帮助防止动臂43(参见图13)在探头末端26与客户飞行器11的任何部件接触时受到损坏。

[0039] 探头组件22可包括镗状组件29。镗状组件29可包括一个或多个滚子30。镗状组件29可包括一个、两个、三个、四个或更多个滚子30。滚子30可以是干膜润滑的并且可以具有大于或等于3的主轴比。镗状组件29可移动以束紧发动机18的喉部39的顶端(图10和11)。探头组件22还可以包括致动器32。致动器32可以构造成提供运动以致动探头组件22的部件的线性运动。致动器32可以使探头末端26的内部部件朝向或远离客户飞行器11移动,这可以帮助服务航天器10对接客户飞行器11或与其脱离对接。致动器32可以使镗状组件29束紧发动机18的喉部39的顶端。在某些实施例中,探头组件22可以包括动臂张力指示器弹簧33或其他部件,其有助于在服务航天器10和客户飞行器11对接时提供服务航天器10和客户飞行器11之间的预加载张力或确定存在的预加载张力的尺寸。对于本领域的技术人员显而易见的是,可以以与参照图3至图11描述的方式类似的方式完成根据图12中所示的探头组件22的对接。

[0040] 图13-15示出了根据一个实施例的矛状系统40形式的顺应性延伸组件23。矛状系统40可与捕获组件20结合使用,以促进将服务航天器10对接至客户飞行器11。矛状系统40可包括矛状件马达41、驱动系统42、护套24和动臂43。末端栓47设置在动臂43的远端,并在动臂43和探头组件22之间提供机械接口(参见图1和2)。可以使用驱动系统42接合矛状件马达41以可操作地控制动臂43从护套24延伸或动臂43缩回到护套中。驱动系统42在矛状件马达41和动臂43之间提供机械接口并且可以以牵引机驱动系统44的形式提供,所述牵引机驱动系统可以包括一个或多个齿轮45,所述一个或多个齿轮可以驱动一个或多个带销的引导滑轮46。动臂43可以设置有销孔48,其与在带销的引导滑轮46上的销相对应。在操作中,可以通过使矛状件马达41驱动驱动系统42的齿轮45来操作图13至图15所示的实施例。齿轮45由此驱动带销的引导滑轮46旋转,所述带销的引导滑轮的旋转通过带销的引导滑轮46和动臂43的销孔48之间的相互作用引起动臂43延伸或缩回。护套24容纳动臂43的未从服务航天器10的天底甲板13延伸的部分。在一些实施例中,动臂43可以被设计成基本上刚性以便于服务航天器10对接客户飞行器11。在一些实施例中,动臂43可被设计成基本上柔性,以通过

减小由探头组件22施加在客户飞行器11上的法向力来减小探头组件22和发动机18之间的摩擦促进服务航天器10对接至客户飞行器11。由于在对接期间探头组件22未对准,因此可能会存在这种法向力。动臂43的柔性可以在对接期间将服务航天器10和客户飞行器11之间的法向力减小到小于或等于0.25磅力(1.112055牛顿)。

[0041] 在一些实施例中,服务航天器10可以设置有控制器,所述控制器通信地连接至捕获组件20、顺应性延伸组件23或两者。控制器可以是经由无线电信号或其他合适的无线通信方法通信地连接到服务航天器10的基于地球的计算机系统。可替代地,控制器可以包括在服务航天器10中或者包括在第三航天器中,例如与服务航天器10通信的客户飞行器11。在其他实施例中,控制器功能可以通过基于地球、基于服务航天器或基于第三航天器的控制器的任何组合来实现。控制器可以是硬件和/或软件的组合,用于执行用于将服务航天器10对接至客户飞行器11的一组指令。硬件、软件、固件或前述的组合可以包括在控制器中并且可以配置成执行一组指令以控制服务航天器10。例如,控制器可以利用服务航天器10中的传感器来确定服务航天器10和客户飞行器11何时处于捕获组件20的对接范围内。控制器可以控制动臂43的延伸或缩回以及探头组件22的接合、脱离接合或操作。控制器可以确定探头组件22何时成功插入发动机18中,然后展开探头组件22的探头末端26的指状件27。控制器可以控制服务航天器10缩回动臂43,从而使指状件27与发动机18接合,进而捕获客户飞行器11。控制器可以控制服务航天器10以使动臂43延伸,从而使服务航天器10与客户飞行器11脱离对接。

[0042] 下面公开了其他示例实施例。

[0043] 实施例1:一种用于在空间中捕获客户飞行器的系统,所述客户飞行器具有发动机,所述系统包括:推进机构,用于在空间中操纵系统;捕获机构,用于至少暂时地将系统连接到客户飞行器,其中,捕获机构包括具有减摩元件的探头。

[0044] 实施例2:根据实施例1所述的系统,其中,所述捕获机构构造成插入由所述客户飞行器的发动机限定的腔中,并且一个或多个可旋转元件构造成与所述客户飞行器的发动机接合,或其中,捕获机构构造成与客户飞行器的发动机中的腔对接,所述发动机包括液体远地点发动机。

[0045] 实施例3:根据实施例1所述的系统,其中,所述减摩元件基本上位于所述探头的远端。

[0046] 实施例4:根据实施例3所述的系统,其中,所述减摩元件是在所述探头的远端处具有结构意义(significance)的第一项。

[0047] 实施例5:根据实施例1所述的系统,其中,所述减摩元件是一个或多个滚子。

[0048] 实施例6:根据实施例5所述的系统,其中,所述一个或多个滚子是干膜润滑的。

[0049] 实施例7:根据实施例5所述的系统,其中,所述一个或多个滚子具有大于或等于3的主轴比。

[0050] 实施例8:根据实施例1所述的系统,其中,所述探头包括位于所述探头的远端附近的一个或多个瓣状件。

[0051] 实施例9:根据实施例8所述的系统,其中,所述一个或多个瓣状件中的至少一个包括滚子。

[0052] 实施例10:根据实施例9所述的系统,其中,所述一个或多个瓣状件中的包括滚子

的所述至少一个是在所述探头的远端处具有结构意义的第一项或第二项。

[0053] 实施例11:根据实施例9所述的系统,其中,所述滚子是干膜润滑的。

[0054] 实施例12:根据实施例9所述的系统,其中,所述滚子具有大于或等于3的主轴比。

[0055] 实施例13:根据实施例1所述的系统,其中,所述探头被布置成被致动到所述发动机中。

[0056] 实施例14:根据实施例13所述的系统,其中,可以减少在捕获事件期间可能存在摩擦的时间量的速率来致动所述探头。

[0057] 实施例15:根据实施例14所述的系统,其中,所述速率大于或等于15毫米/秒。

[0058] 实施例16:根据实施例1所述的系统,其中,所述探头可以用于使用被动捕获技术来捕获所述客户飞行器。

[0059] 实施例17:根据实施例16所述的系统,其中,所述探头包括弹簧加载的倒钩指状件。

[0060] 实施例18:根据实施例17所述的系统,其中,所述探头包括至少两个弹簧加载的倒钩指状件。

[0061] 实施例19:根据实施例18所述的系统,其中,探头和弹簧加载的倒钩指状件被插入发动机中。

[0062] 实施例20:根据实施例19所述的系统,其中,将弹簧加载的倒钩指状件插入发动机中在系统与客户飞行器之间产生小于或等于5毫米/秒的差速度。

[0063] 实施例21:根据实施例1所述的系统,其中,所述探头被插入所述发动机中,并且其中,所述探头包括弹簧。

[0064] 实施例22:根据实施例21所述的系统,其中,所述弹簧用于检测所述发动机的喉部。

[0065] 实施例23:根据实施例21所述的系统,其中,所述弹簧用于被动地束紧喉部。

[0066] 实施例24:根据实施例21所述的系统,其中,所述弹簧用于使用一个或多个弹簧加载的瓣状件被动地束紧喉部。

[0067] 实施例25:根据实施例24所述的系统,其中,所述弹簧用于使所述倒钩指状件被动地返回。

[0068] 实施例26:根据实施例21所述的系统,其中,所述弹簧用于提供张力顺应性。

[0069] 实施例27:根据实施例26所述的系统,其中,提供张力顺应性的所述弹簧允许所述客户飞行器从第一速度加速到第二速度,而所述弹簧没有达到完全延伸或完全压缩。

[0070] 实施例28:根据实施例26所述的系统,其中,提供张力顺应性的所述弹簧提供了用于以大于或等于15磅力(66.723324N)的力将所述客户飞行器预加载到所述系统的机构。

[0071] 实施例29:根据实施例21所述的系统,其中,所述弹簧用于提供压缩顺应性。

[0072] 实施例30:根据实施例29所述的系统,其中,提供压缩顺应性的所述弹簧允许所述客户飞行器从第一速度加速到第二速度,而所述弹簧没有达到完全延伸或完全压缩。

[0073] 实施例31:根据实施例29所述的系统,其中,提供压缩顺应性的所述弹簧减小了服务航天器施加在客户飞行器上的摩擦。

[0074] 实施例32:一种用于在空间中捕获客户飞行器的系统,所述客户飞行器具有发动机,所述系统包括:推进机构,用于在空间中操纵系统;捕获机构,用于至少暂时地将系统连

结到客户飞行器;动臂,用于承载捕获机构并相对于客户飞行器可移动地定位捕获机构。

[0075] 实施例33:根据实施例32所述的系统,其中,所述动臂是柔性的。

[0076] 实施例34:根据实施例33所述的系统,其中,所述探头被布置成被致动到所述发动机中。

[0077] 实施例35:根据实施例34所述的系统,其中,所述动臂足够柔性以通过减小由所述系统施加在所述客户飞行器上的法向力来减小摩擦。

[0078] 实施例36:根据实施例35所述的系统,其中,由于在致动到所述发动机中期间所述探头的未对准引起施加在所述客户飞行器上的法向力。

[0079] 实施例37:根据实施例36所述的系统,其中,所述法向力减小至小于或等于0.25磅力(1.112055N)。

[0080] 实施例38:一种用于使用捕获机构在空间中捕获客户飞行器的方法,所述客户飞行器具有发动机,所述方法包括:将捕获机构操纵到发动机附近;在捕获机构上提供减摩元件,以在在捕获机构与发动机接触时减小捕获机构与发动机之间的摩擦;将捕获机构插入发动机中;致动所述捕获机构以将所述捕获机构可移除地连结到所述发动机。

[0081] 实施例39:根据实施例38所述的方法,其中,所述客户飞行器的发动机是液体远地点发动机。

[0082] 实施例40:根据实施例38所述的方法,其中,所提供的减摩元件基本上位于所述捕获机构的远端。

[0083] 实施例41:根据实施例40所述的方法,其中,所提供的减摩元件是在探头的远端处具有结构意义的第一项。

[0084] 实施例42:根据实施例38所述的方法,其中,所提供的减摩元件是一个或多个滚子。

[0085] 实施例43:根据实施例42所述的方法,其中,所述一个或多个滚子是干膜润滑的。

[0086] 实施例44:根据实施例42所述的方法,其中,所述一个或多个滚子具有大于或等于3的主轴比。

[0087] 实施例45:根据实施例38所述的方法,其中,所述捕获机构以减少在捕获事件期间可能存在摩擦的时间量的速率插入发动机中。

[0088] 实施例46:根据实施例45所述的方法,其中,所述速率大于或等于15毫米/秒。

[0089] 实施例47:根据实施例38所述的方法,其中,所述捕获机构使用弹簧加载的倒钩指状件将所述捕获机构可移除地连结到所述发动机。

[0090] 实施例48:根据实施例47所述的方法,其中,所述捕获机构包括至少两个弹簧加载的倒钩指状件。

[0091] 实施例49:根据实施例47所述的方法,其中,将捕获机构插入发动机中在所述方法与客户飞行器之间产生小于或等于5毫米/秒的差速度。

[0092] 实施例50:根据实施例38所述的方法,其中,所述方法还包括检测发动机的喉部。

[0093] 实施例51:根据实施例50所述的方法,其中,所述方法还包括利用弹簧检测发动机的喉部。

[0094] 实施例52:根据实施例51所述的方法,其中,所述方法还包括使用弹簧被动地束紧喉部。

[0095] 实施例53:根据实施例51所述的方法,其中,所述方法还包括使用弹簧利用一个或多个弹簧加载的镗状件被动地束紧喉部。

[0096] 实施例54:根据实施例51所述的方法,其中,所述方法还包括使用弹簧来提供张力顺应性。

[0097] 实施例55:根据实施例54所述的方法,其中,所述方法还包括使用提供张力顺应性的弹簧允许所述客户飞行器从第一速度加速到第二速度,而弹簧没有达到完全延伸或完全压缩。

[0098] 实施例56:根据实施例54所述的方法,其中,所述方法还包括提供用于使用提供张力顺应性的弹簧以大于或等于15磅力(66.723324N)将客户飞行器预载到捕获设备的机构。

[0099] 实施例57:根据实施例51所述的方法,其中,所述方法还包括使用弹簧来提供压缩顺应性。

[0100] 实施例58:根据实施例57所述的方法,其中,所述方法还包括使用提供压缩顺应性的弹簧允许所述客户飞行器从第一速度加速到第二速度,而弹簧没有达到完全延伸或完全压缩。

[0101] 实施例59:根据实施例57所述的方法,其中,所述方法还包括使用提供压缩顺应性的弹簧减小由服务航天器施加在客户飞行器上的摩擦。

[0102] 实施例60:一种用于使用承载捕获机构的动臂在空间中捕获客户飞行器的方法,所述客户飞行器具有发动机,所述方法包括:将捕获机构操纵到发动机附近;使用动臂使捕获机构相对于发动机移动;将捕获机构插入发动机中;致动所述捕获机构以将所述捕获机构可移除地连接到所述发动机。

[0103] 实施例61:根据实施例60所述的方法,其中,所述动臂是柔性的。

[0104] 实施例62:根据实施例61所述的方法,其中,所述动臂足够柔性以凭借所述方法通过减小施加在所述客户飞行器上的法向力来减小摩擦。

[0105] 实施例63:根据实施例62所述的方法,其中,由于在致动到发动机中期间探头的未对准引起施加在客户飞行器上的法向力。

[0106] 实施例64:根据实施例63所述的方法,其中,所述法向力减小至小于或等于0.25磅力(1.112055N)。

[0107] 实施例65:一种用于在空间中捕获客户飞行器的系统,所述客户飞行器具有发动机,所述系统包括:推进机构,用于在空间中操纵系统;捕获机构,用于至少暂时地将系统连接到客户飞行器,其中,捕获机构包括具有束紧能力的探头。

[0108] 实施例66:根据实施例65所述的系统,其中,所述客户飞行器的发动机是液体远地点发动机。

[0109] 实施例67:根据实施例65所述的系统,其中,束紧包括接触发动机的至少两个侧部。

[0110] 实施例68:根据实施例67所述的系统,其中,束紧包括接触所述发动机的喉部的顶端的至少两个侧部。

[0111] 实施例69:根据实施例68所述的系统,其中,所述束紧能力是被动的。

[0112] 实施例70:根据实施例69所述的系统,其中,所述束紧能力通过弹簧加载的滑动件来实现。

[0113] 实施例71:根据实施例68所述的系统,其中,束紧将客户飞行器绕顶端的运动限制在大约 ± 3 度之间。

[0114] 实施例72:一种用于使用捕获机构在空间中捕获客户飞行器的方法,所述客户飞行器具有发动机,所述方法包括:在空间中将捕获系统操纵到客户飞行器的发动机附近;使用具有束紧能力的探头将捕获机构连结到客户飞行器。

[0115] 实施例73:根据实施例72所述的方法,其中,所述客户飞行器的发动机是液体远地点发动机。

[0116] 实施例74:根据实施例72所述的方法,其中,通过具有束紧能力的探头将捕获机构连结到客户飞行器还包括接触发动机的至少两个侧部。

[0117] 实施例75:根据实施例74所述的方法,其中,使用具有束紧能力的探头将捕获机构连结到客户飞行器还包括接触发动机的喉部的顶端的至少两个侧部。

[0118] 实施例76:根据实施例75所述的方法,其中,所述束紧能力是被动的。

[0119] 实施例77:根据实施例76所述的方法,其中,所述束紧能力通过弹簧加载的滑动件来实现。

[0120] 实施例78:根据实施例75所述的方法,其中,束紧将客户飞行器绕顶端的运动限制在大约 ± 3 度之间。

[0121] 由于上述实施例仅是本公开实施例的示例,因此上文描述并在附图中示出的本公开实施例不限制本公开的范围。本公开由所附权利要求及其合法等效物定义。任何等效的实施例都处于本公开的范围。实际上,除了本文示出和描述的那些之外,从该描述中本公开的各种修改,例如所述元件的替代有用组合对于本领域中的普通技术人员将变得显而易见。这种修改和实施例也将处于所附权利要求和其法律等效物的范围内。选择本文使用的术语解释实施例的原理,关于市场中发现的技术的实际应用或技术改进或者使得本领域中的普通技术人员能够理解在此公开的实施例。

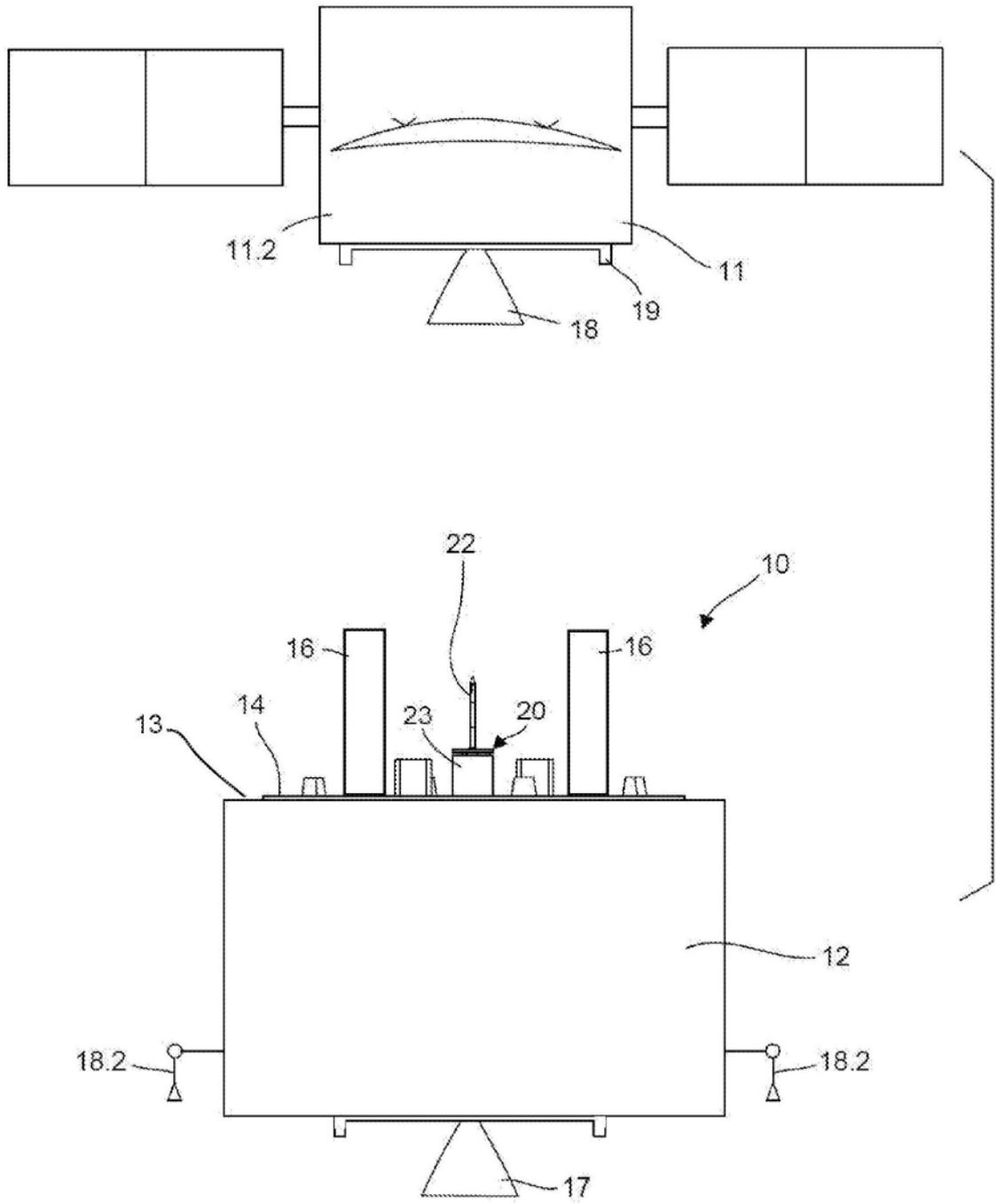


图1

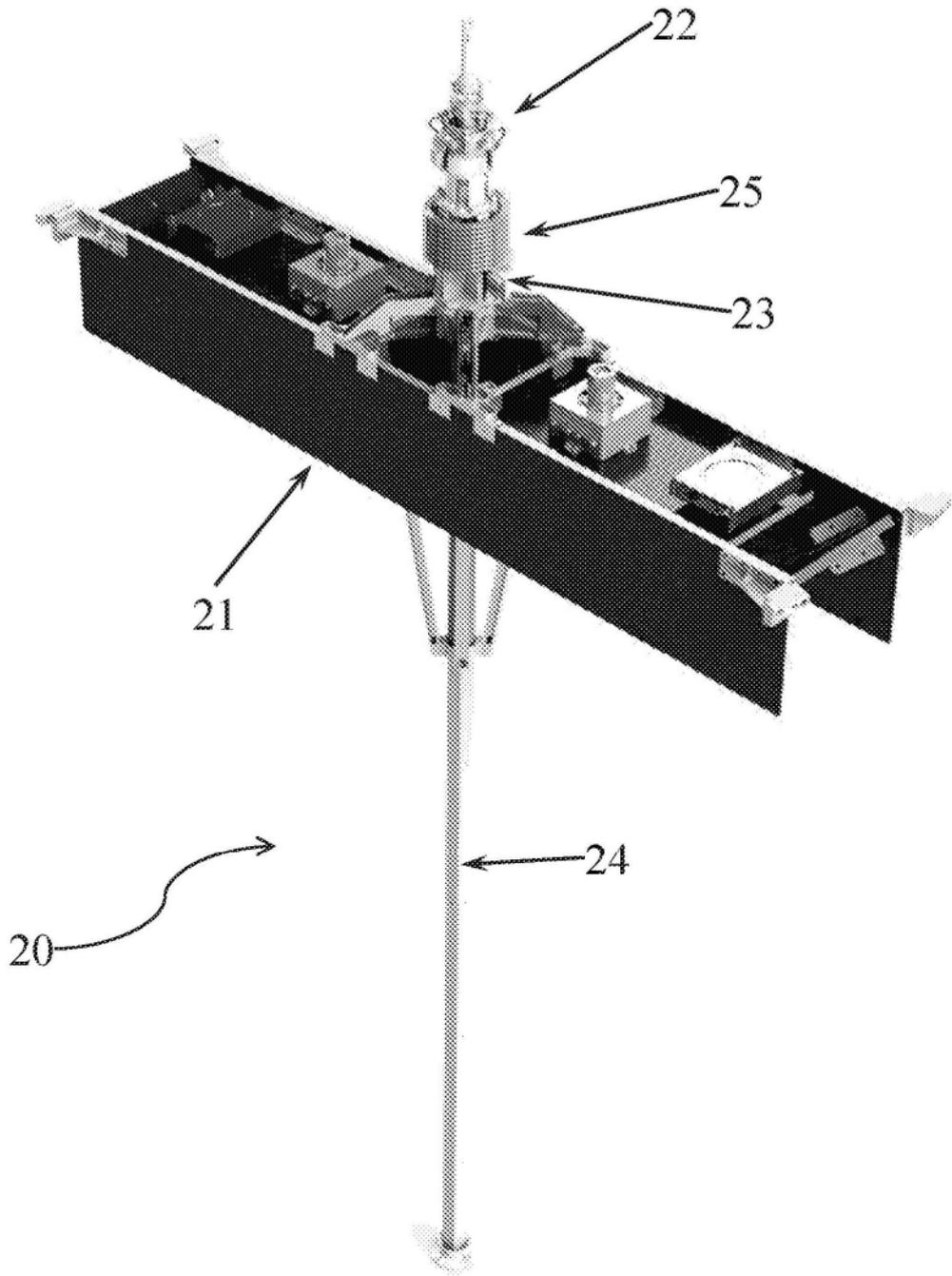


图2

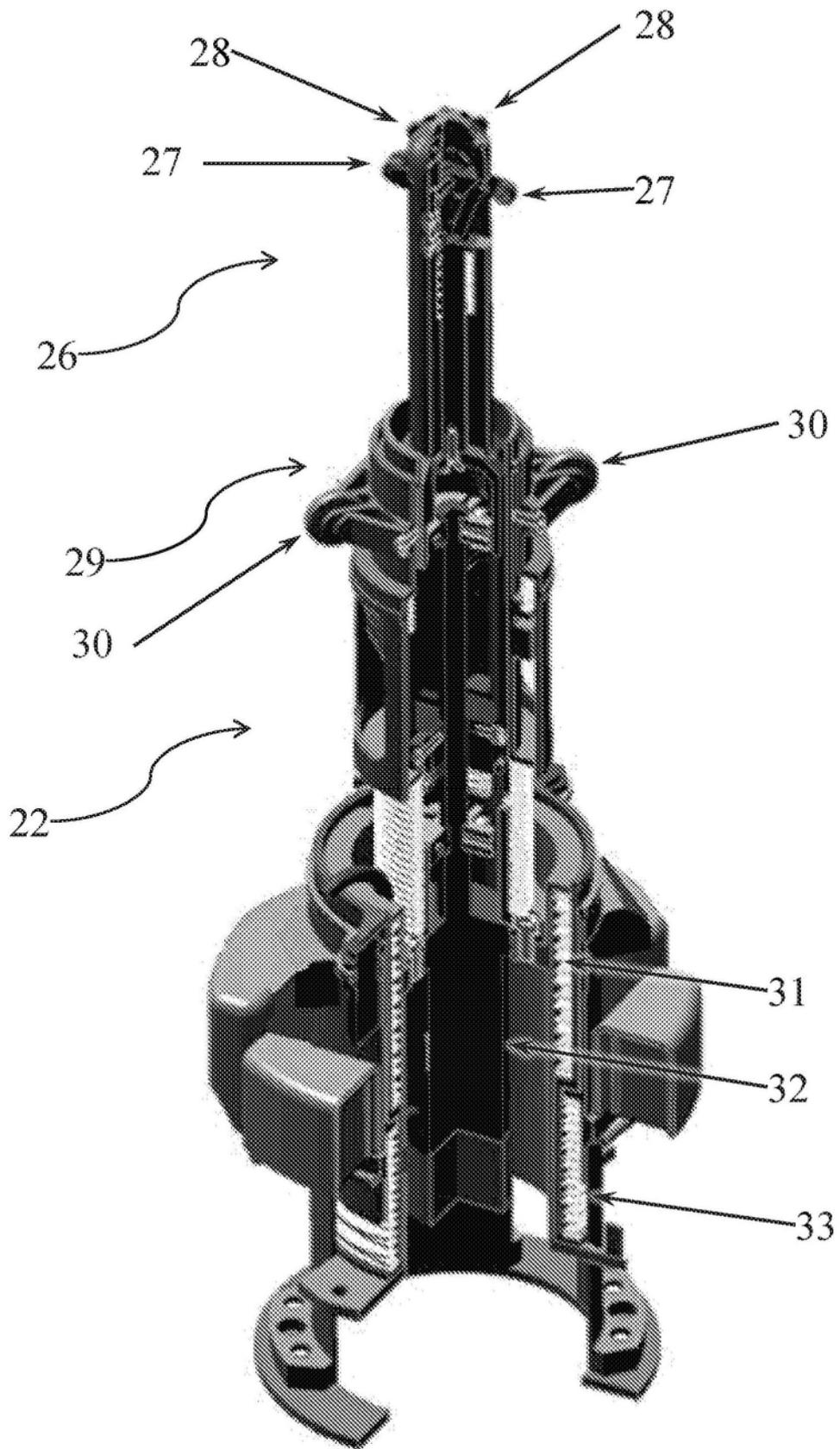


图3

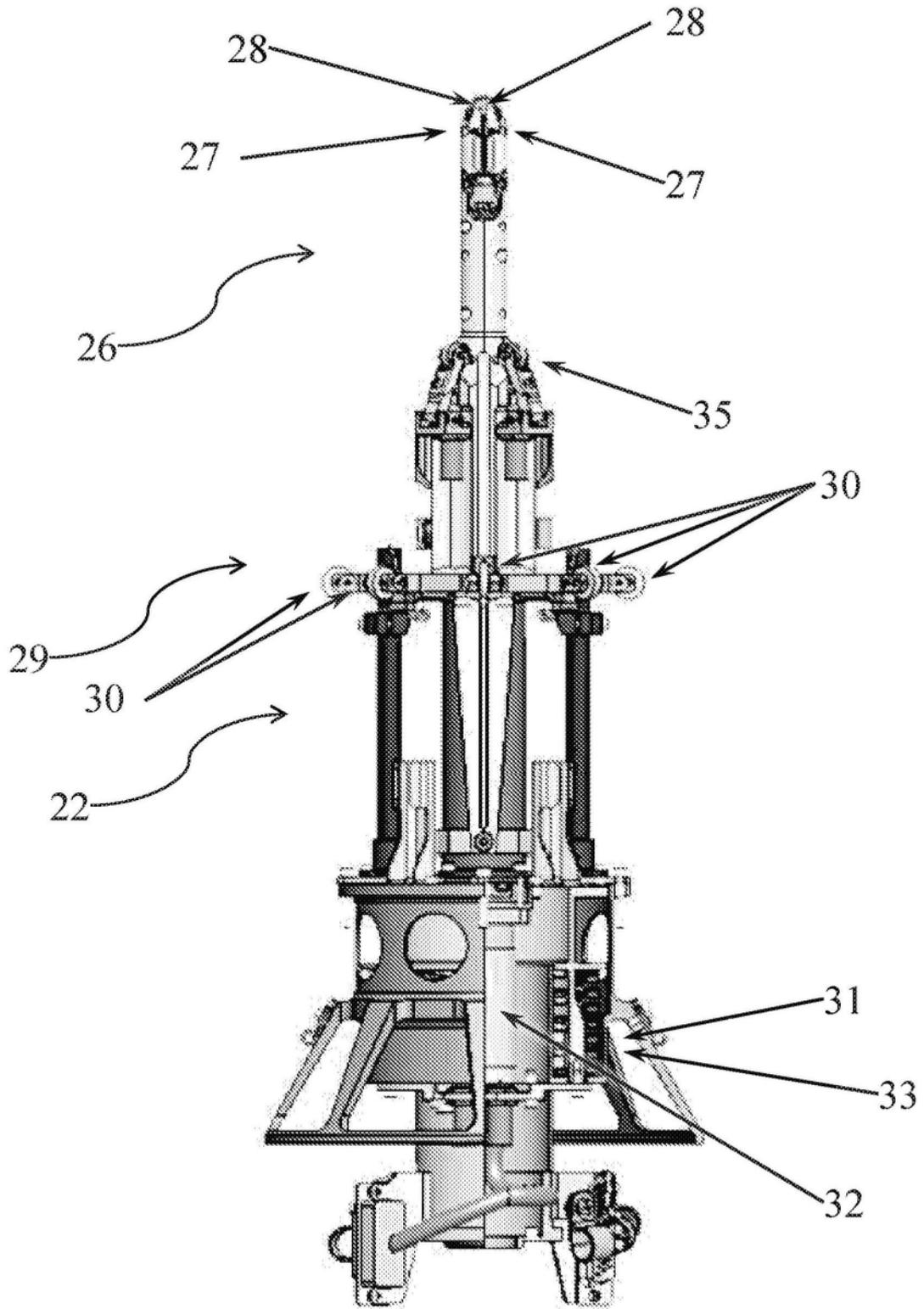


图4

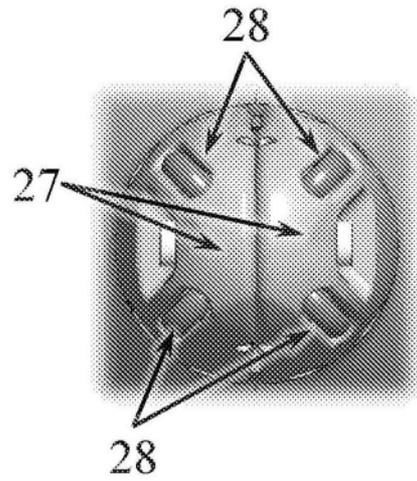


图5

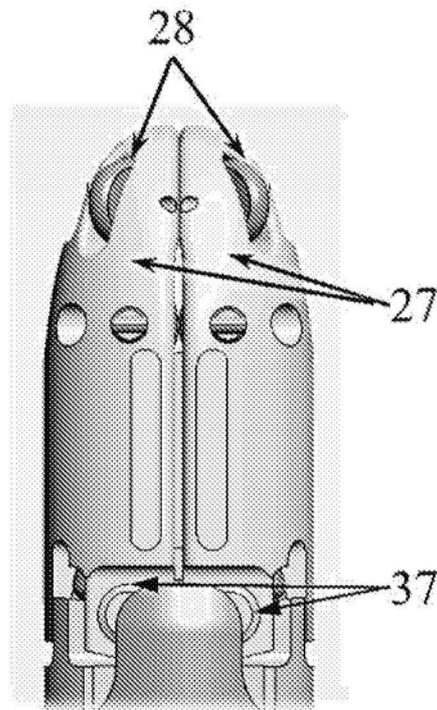


图6

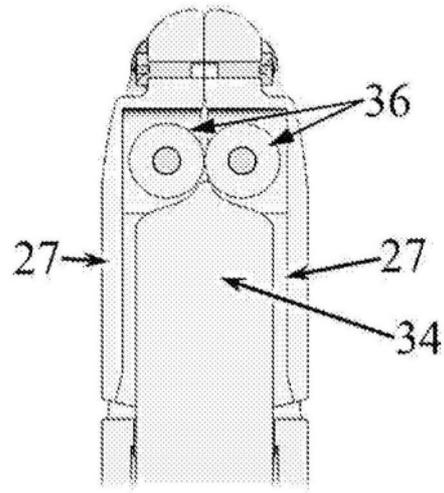


图7

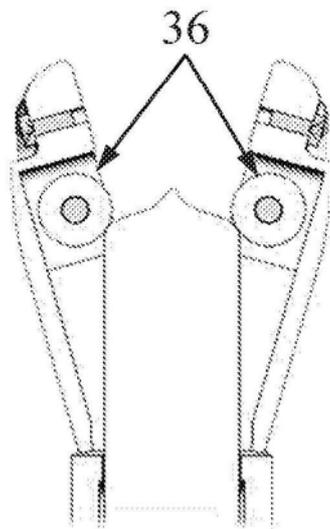


图8

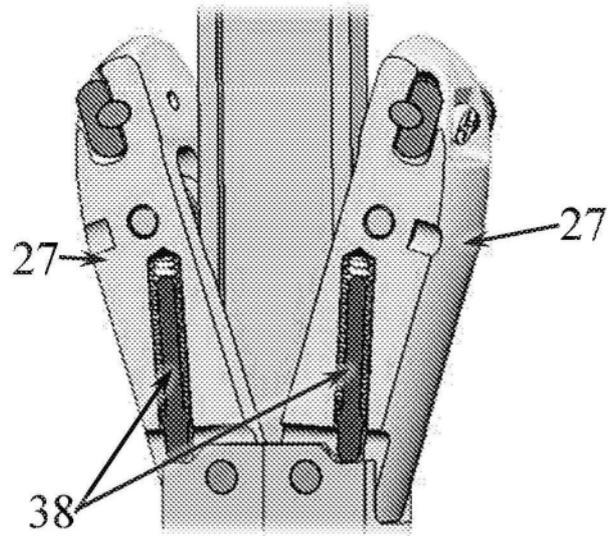


图9

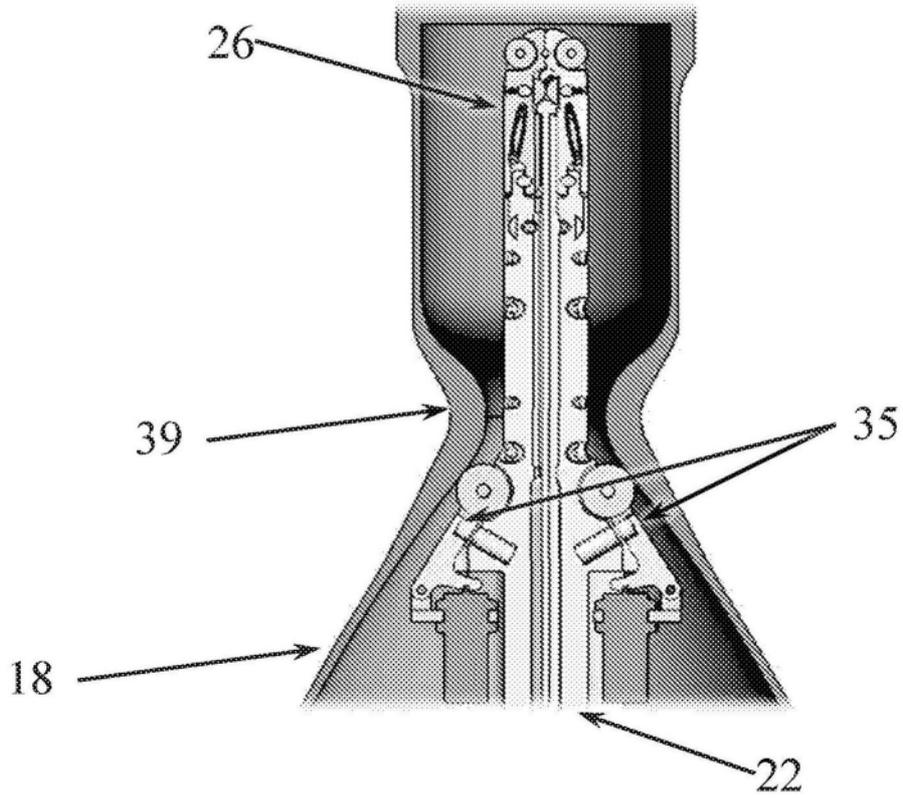


图10

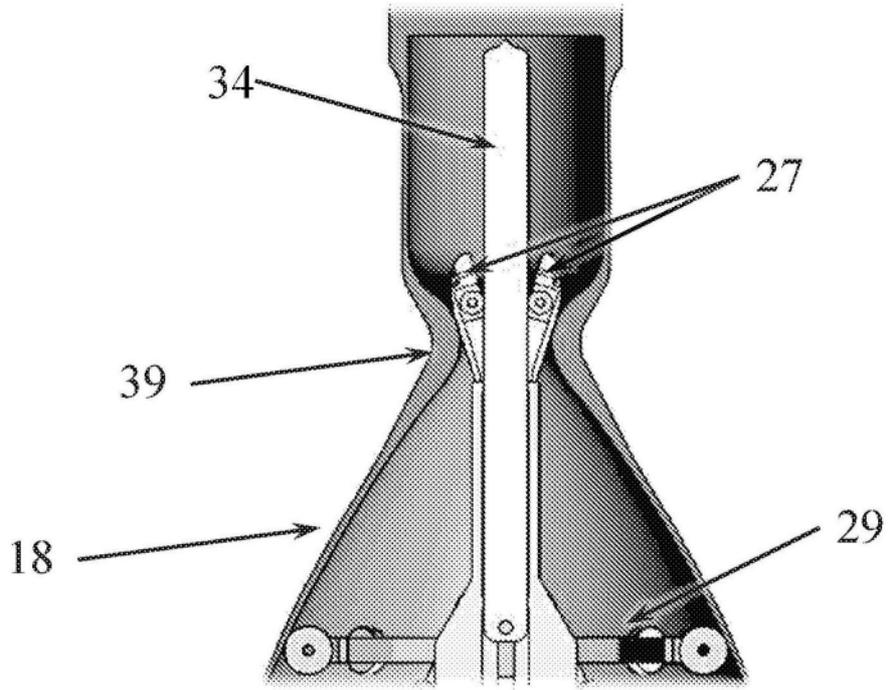


图11

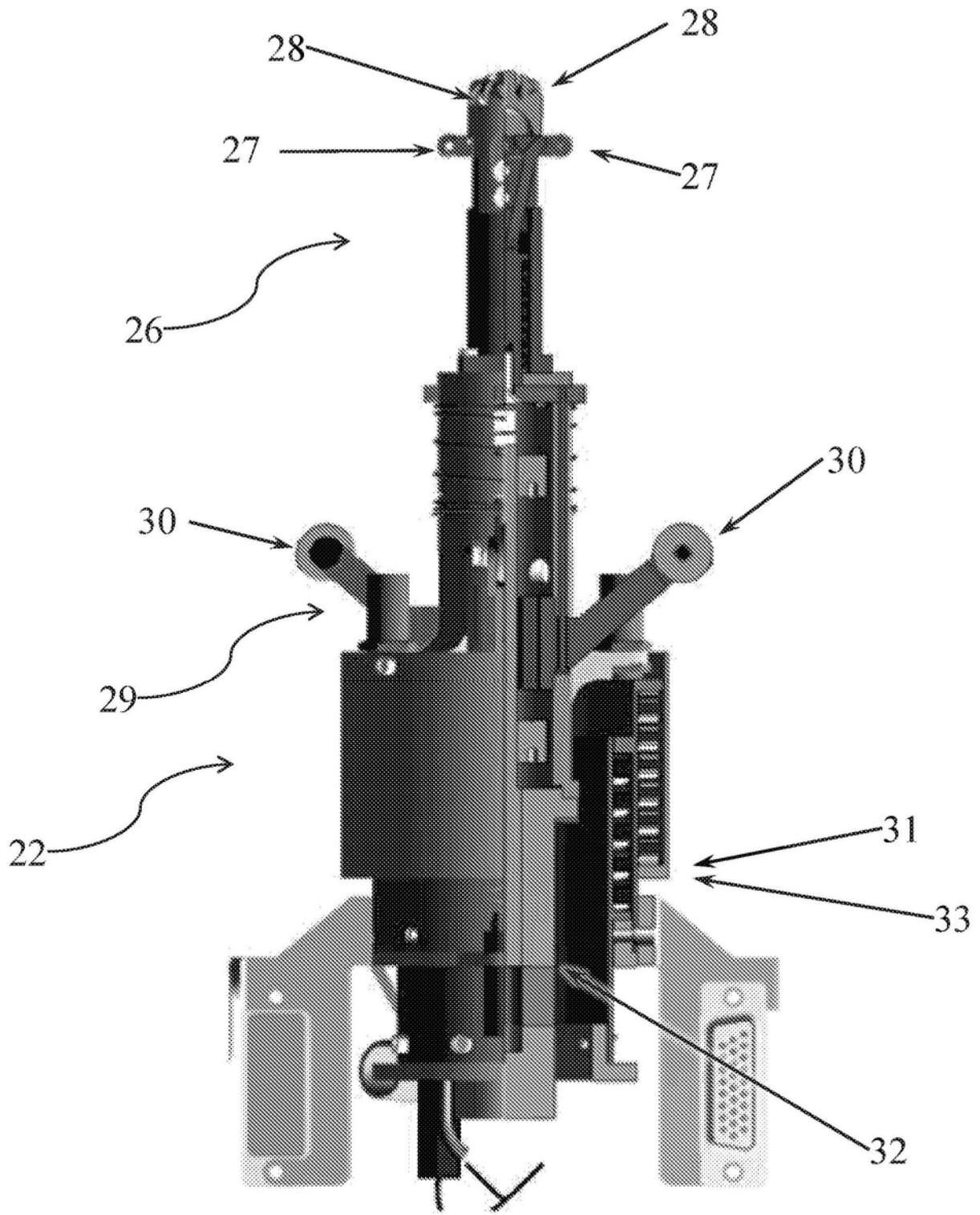


图12

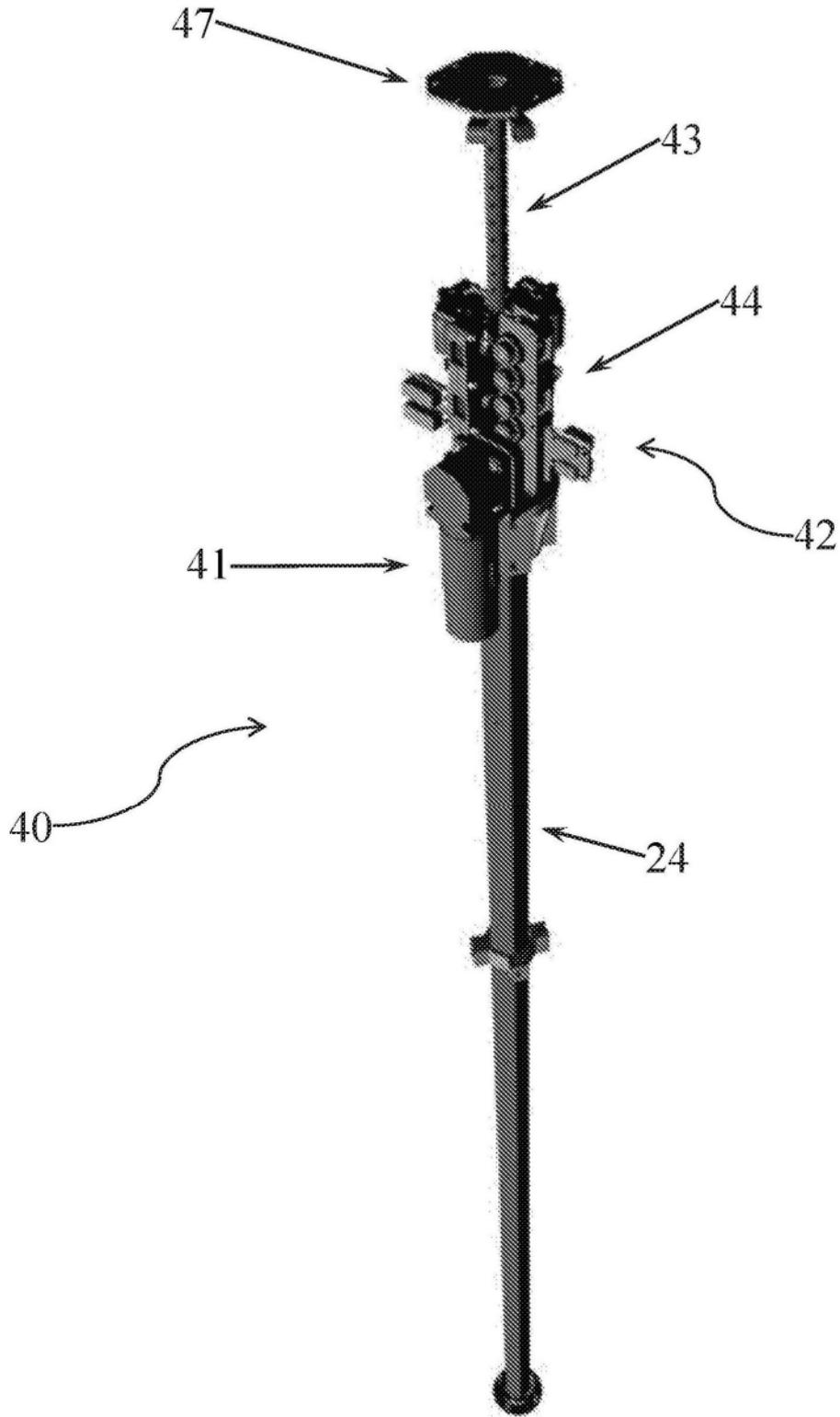


图13

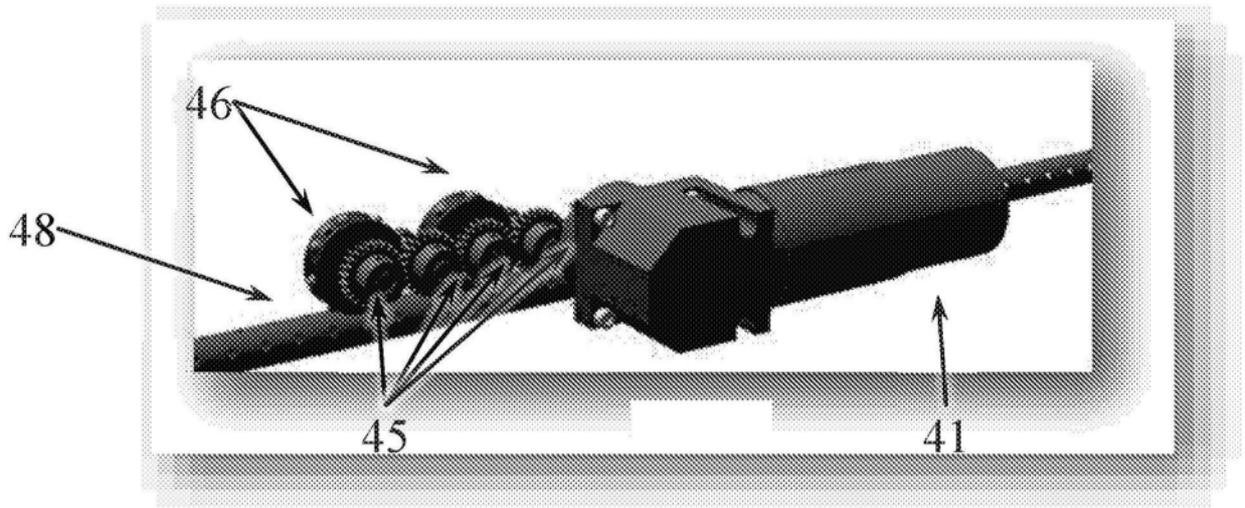


图14

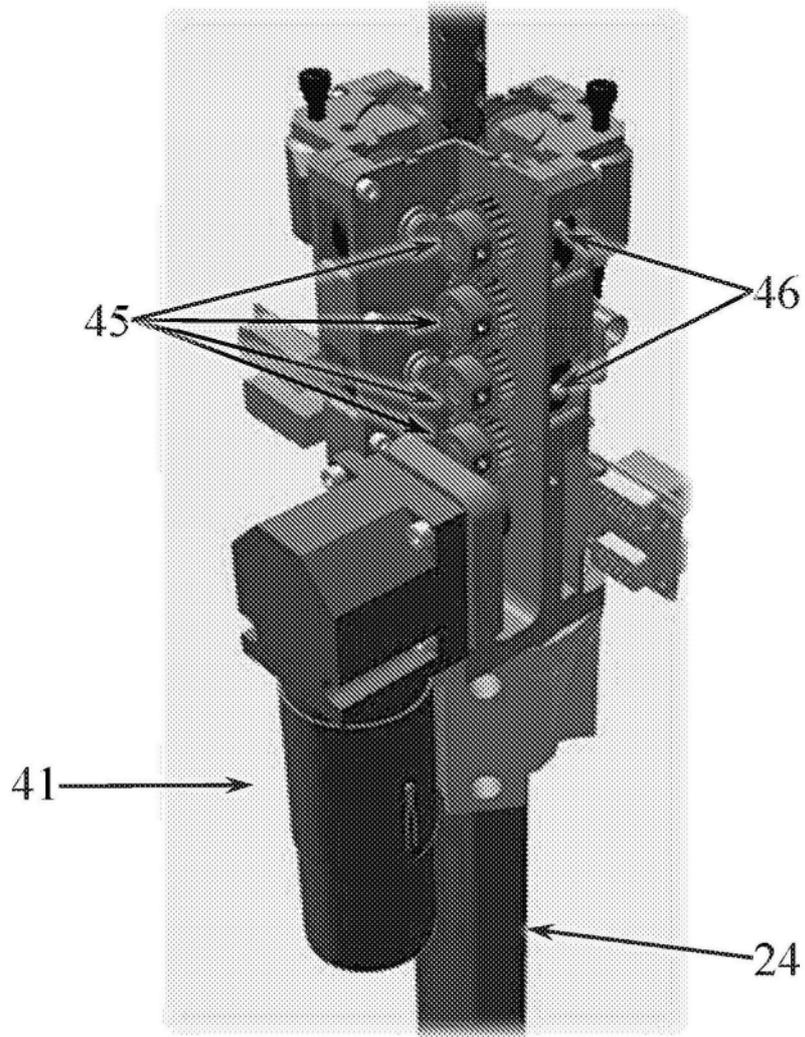


图15