

[19] 中华人民共和国国家知识产权局



# [12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200580005291.2

[51] Int. Cl.

- B64G 1/66 (2006.01)
- B64G 1/22 (2006.01)
- B64D 47/00 (2006.01)
- H05K 5/02 (2006.01)
- H05K 7/14 (2006.01)
- B64G 1/10 (2006.01)

[43] 公开日 2007年2月28日

[11] 公开号 CN 1922075A

[22] 申请日 2005.2.15

[21] 申请号 200580005291.2

[30] 优先权

[32] 2004.2.19 [33] GB [31] 0403710.7

[32] 2004.2.19 [33] EP [31] 04250886.1

[86] 国际申请 PCT/GB2005/000522 2005.2.15

[87] 国际公布 WO2005/080198 英 2005.9.1

[85] 进入国家阶段日期 2006.8.18

[71] 申请人 EADS 航空有限公司

地址 英国赫特福德郡

[72] 发明人 A·G·拉塞尔

[74] 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专利商  
标事务所  
代理人 寇英杰

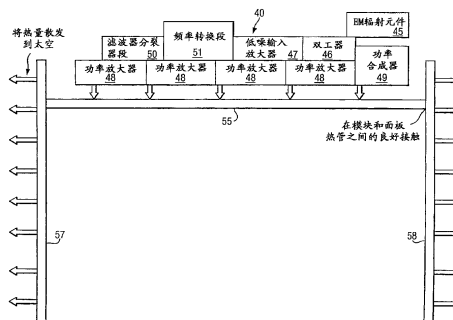
权利要求书 2 页 说明书 11 页 附图 10 页

[54] 发明名称

有效载荷模块

[57] 摘要

本发明公开了多个充分紧密包装的功能单元，它们相互连接以形成一非平面有效载荷模块组件(40)。优选的是，该有效载荷结构(40)紧密结合有几个零部件，具有较低的输出损耗，并且足够坚固以便在有或没有反射器的情况下支撑整个有效载荷。有效载荷模块结构用于基于太空的用途以及各种陆地用途。



1.相互连接以形成一非平面有效载荷模块的多个充分紧密包装的功能单元。

2.一种非平面有效载荷模块，它包括：

一支撑结构，用于支撑有效载荷设备；以及

一接收体积，用于接收有效载荷设备，所述体积由容纳预定的互连功能单元的充分紧密包装构造的要求所限定。

3.一种非平面有效载荷模块，它包括：

用于机械支撑多个互连功能单元的一支撑结构；

所述多个功能单元布置成提供占据了预定模块体积的充分紧密包装模块构造；

多个散热器，它们相对于支撑结构的位置设置在远处；以及

可操作用来限定在所述模块的一个或多个发热元件和所述多个散热器之间的热通道的装置，从而在使用中散发出的热量从所述一个或多个元件经由热通道传递给所述多个散热器。

4.如权利要求 1 或 2 或 3 所述的模块，它包括用于接收所述单元的多面管状体。

5.如权利要求 4 所述的模块，其中所述多面体具有一种不规则结构。

6.如权利要求 4 或 5 所述的模块，它包括用于将电子转换成光子或反之亦然的光源装置。

7.如权利要求 4 或 5 或 6 所述的模块，其中所述功能单元安装在多面体的多个内表面上的不同预定位置处，并且相关的光源位置与功能单元成邻接关系安装在多面体的相应外表面上的多个预定位置处。

8.如权利要求 4 或 5 或 6 所述的模块，其中所述功能单元安装在多面体的多个外表面上的不同预定位置处，并且相关的光源位置与功能单元成邻接关系安装在多面体的相应内表面上的多个预定位置处。

9.如权利要求 4 至 8 中任一项所述的模块，其中围绕着由多面体

限定的开口具有以八边形布置的八个功能单元。

10.如权利要求 1 或 2 或 3 所述的模块，还包括一架式安装底盘。

11.如权利要求 10 所述的模块，其中接收体积空间由底盘限定以容纳功能单元的线性阵列，每个单元在使用中可滑动地安装在底盘上。

12.如前面权利要求中任一项所述的模块，它包括温度补偿装置。

13.如权利要求 12 所述的模块，其中所述温度补偿装置包括多个用于收集由功能单元散发出的热量的热管以及响应于散热输出来调节在模块中的温度差的电路。

14.一种结合有如在前面权利要求任一项中所述的模块的飞船工具或卫星。

15.一种结合有如在权利要求 1 至 13 的任一项中所述的模块的供空中使用的通信系统。

16.一种结合有如在权利要求 1 至 13 的任一项中所述的模块的雷达通信系统。

17.一种结合有如在权利要求 1 至 13 的任一项中所述的模块的光学/准光学系统。

18.一种基本上如在这里参照这些附图的图 5 至 11 所述的模块。

19.一种自包含有效载荷模块，它具有外部能源装置并且用于将模块定位在所期望的位置中的外部定位装置。

## 有效载荷模块

### 技术领域

本发明涉及一种有效载荷模块。具体地说，本发明涉及一种可以用在太空用途中的非平面有效载荷模块。

### 背景技术

对于卫星有效载荷结构的标准当前构思在于将有效载荷设备布置在铝夹层板上。许多这种板构成所谓的通信模块(CM)的组件。通常通过将散热单元设置在(a)南北面对的散热板上以及(b)通过热管或泵送回路与南北面对散热器热连接的内部板(通常为地板)上的组合来解决散热。

已知的当前标准的缺点在于：

由基于平板的结构所提供的基本上 2-D 布局，这导致 rf 电线长度自然较长并且 rf 效率降低；

采用封装嵌入件来将设备安装在复合板上的制造和组装昂贵；

平板结构，它依赖于飞船结构或外部操纵框架以提供平面外刚度和整体结构完整性(导致更高的成本，因为服务模块(SM)/CM 相互作用，CM/SM 接口复杂性和/或复杂的 CM/SM 组件，总装测试试验(AIT))。

图 1 示意性地显示出通常如何使用标准飞船有效载荷来控制废热的产生。如所示一样，有效载荷 1 从其总线接收电能并且将所接收到的能量转变成电磁辐射的发射和接收。在能量转换过程期间由有效载荷 1 产生出废热。

图 2 示意性地显示出热量如何从在近赤道轨道运行普通飞船的南/北面对的散热器板 3 上的散热有效载荷设备 2 流出。如图所示，例如热量从两个散热有效载荷设备 2 传导至板 3 的表面，然后从该板 3 与太空相对的表面将热量散发出。该有效载荷设备机械安装在南/北面对

板上，它们是最冷的，在全年中看到了最小的太阳能照射。通常，这些板厚为 15 至 25mm。这些板由具有高强度质量比但是导热性较差的复合材料制成。地球自转相对于其围绕着太阳的轨道面的倾斜意味着南北面对板在夏季和冬季期间交替地接收到最大大约为  $60\text{W}/\text{m}^2$  的太阳照射。

图 3 为标准飞船板布置 10 的平面图，显示出典型的功能和在设备之间的互连。如在该图中只是以实施例的方式所示一样，有效载荷面板结构具有带有双工器 12 的散热元件 11，该双工器又与功率放大器 13、滤波器 14 和分裂器 15 以及功率合成器 16 的组合连接。这些设备主要产生出散热。要理解的是，散热器面积在使用没有得到完全利用，因为非散热设备占据了空间，并且在面板上的横向热流较差。还要指出的是，面板尺寸通常大于 2 平方米，这导致在散热元件 11 和功率放大器 13 之间的无效连接较长。

图 4 为另一个标准飞船面板布局 20 的示意图，显示出通常如何将正交热管嵌入在面板内。在该已知的布局中，与在图 2 布局中相比，改善了横越面板的热流，从而使得散热器面积能够由发热设备完全使用。通常，嵌入的管道的传热能力几乎好于所需能力的十倍。

#### 发明内容

本发明的目的在于克服或者至少明显降低一些与已知结构相关的上述问题。

本发明的主要目的在于提供一种牢固的三维有效载荷模块式结构，它能够在有或没有反射器的情况下有效支撑全部有效载荷。

本发明的另一个主要目的在于提供一种例如用于飞船的三维自容纳有效载荷模块，它能够作为单独整体组装和/或测试。

本发明的另一个主要目的在于提供一种紧凑而简单的有效载荷模块，它具有几个零部件、输出损耗较低、模块化较高并且散热效率较高。

在广义上，本发明基于提供一种非平面有效载荷模块结构的构思，该结构构成为支撑包括充分紧密包装的机械/热模块的整个有效载荷。

因此,根据本发明的第一方面,提供了相互连接以形成一非平面有效载荷模块的多个充分紧密包装的功能单元。

另外,根据本发明的第二方面,提供了一种非平面有效载荷模块,它包括:用于支撑有效载荷设备的一支撑结构;以及用于接收有效载荷设备的一接收空间,所述空间由容纳预定的互连功能单元的充分紧密包装构造的要求所限定。

另外,根据本发明的第三方面,提供了一种非平面有效载荷模块,它包括:用于机械支撑多个互连功能单元的一支撑结构;所述多个功能单元布置成提供占据了预定模块体积的充分紧密包装模块构造;多个散热器,它们相对于支撑结构的位置设置在远处;以及可操作用来限定在所述模块的一个或多个发热元件和所述多个散热器之间的热通道的装置,从而在使用中散发出的热量从所述一个或多个元件经由热通道传递给所述多个散热器。

根据将在后面详细说明书的本发明示例性实施方案,该非平面有效载荷模块由用于容纳组成功能单元的多面管状体构成。可选的是,该多面管状体具有不规则多边形结构,例如该多面管状体可以为八边形形状,它具有围绕着由主体限定的开口成不规则八边形布置的八个单元,并且具有适当的结构和设备安装件。要指出的是,该多面管状体原则上可以为任意合适形状和结构,它为(a)功能单元加上连接导线以及(b)充分的结构支撑提供了具有足够尺寸和数量的面。

优选的是,该有效载荷模块包括用于将电子转变成光子或反之亦然馈源装置。优选的是,在该模块由多面管状体构成时,这些功能单元安装在多面体的多个内表面上的不同预定位置处,并且相关的馈源位置与功能单元成最接近关系安装在多面体的相应外表面上的不同预定位置处。该布置的优点在于通过将功能单元与馈源紧密邻接地充分紧密包装进管状体从而降低了在输出导线(放大器到馈源)的损耗。可选的是,必要时,可以将功能单元安装在多面体的多个外表面上的不同预定位置处,并且可以将相关的馈源位置与功能单元成最接近关系地安装在多面体的相应内表面上的不同预定位置处。

根据将在下面详细描述的本发明另一个实施方案，该非平面有效载荷模块由架式安装底盘构成。一般来说，接收空间由底盘限定以容纳功能单元的线性阵列，每个单元在使用中可滑动地安装在底盘上。这使得能够提供紧凑的模块结构。

一般来说，该模块包括温度补偿装置例如热管和电路，它能够收集由功能单元散发出的热量并且可以响应于散发出的热量输出来调节模块中的温度差。

本发明还延伸至结合有上述模块的太空飞船/卫星。在应用于卫星时，本发明提出用于控制由卫星有效载荷产生出的废热的有效装置。

另外，本发明延伸至结合有上述模块的用于空中使用的通信系统。

另外，本发明延伸至结合有上述模块的雷达通信系统。

另外，本发明延伸至结合有上述模块的光学/准光学系统。

另外，本发明延伸至自包含有效载荷模块，它具有外部能源装置并且用于将模块定位在所期望的位置中的外部定位装置。

因此要理解的是，上述有效载荷模块构思在各个方面中提供了明确的优点，即：

一种有效载荷模块结构，它通过与馈源紧挨着将功能单元充分紧密包装在该结构中从而降低/减小了在输出导线(放大器到馈源)中的损耗-这意味着有效降低了有效载荷的低效率，并且它还能够用来降低放大器的尺寸以及功率升高和散热方面(在适用于例如飞船/卫星时)或者提高有效载荷的性能；

一种有效载荷模块结构，它提高了在平台 and 有效载荷之间并且在有效载荷类型之间的模块性；

一种有效载荷模块结构，它简化了有效载荷安装结构，降低了零部件数量，促进了标准化程度提高并且降低了整体定制成本；以及

一种有效载荷模块结构，它在应用于飞船时通过确保例如从北或南散热器完全散热从而能够有效/最优使用散热器区域。

还要理解的是，所提出的有效载荷模块构思在应用于飞船上时提供了(a)一种坚固尺寸紧凑的三维(而不是平面)结构，它能够支撑除了

反射器之外的全部有效载荷,(b)远程散热器和(c)热系统,它收集了来自有效载荷设备的散热,在组成模块结构单元之间保持了任意规定的温度差并且从这些单元将散发出的热量传送给散热器。要理解的是,这些散热器与模块单元分开并且可以包括远程南北面对散热器。使该模块的设备安装功能与散热器功能分开的特别优点在于,它能够明显提高模块性和散热器效率。尽管认识到使模块结构的设备安装功能与散热器功能分开具有使从模块的发热单元到散热器的热通道复杂化的作用,但是本发明人已经聪明地利用了这个优点。

一般来说,必要时,在飞船中实施上述类型的较小“附加”或试验有效载荷模块包装是一项简单的任务。该有效载荷模块然后用作自主的背负式类型的包装。

要理解的是,所提出的模块具有简化灵活并且在机械方面坚固的设计,并且很容易以合理的成本实施在各种基于太空的用途中。必要时,所提出的模块设计同样可以用于陆地通信用途中。

本发明的上面和其它特征在所附权利要求中具体给出并且在下面将参照这些附图进行说明。

#### 附图的简要说明

图1为标准飞船有效载荷的示意图,显示出如何使用它来控制废热的产生;

图2示意性地显示出在传统的轨道运行飞船上热量通常如何从有效载荷设备流向面板;

图3为标准飞船面板布局的示意性平面图,显示出典型功能和在设备之间的相互连接;

图4为另一个标准飞船面板布局的示意图,显示出通常如何将正交热管嵌入在面板内;

图5为装配以提供实施本发明的有效载荷模块的有效载荷设备的集合的示意图;

图6为根据本发明另一个实施方案的用于附加的多面管结构或试验有效负载模块的透视图;

图 7 为根据本发明另一个实施方案的具有功能单元的多面管有效载荷模块的顶部平面图；

图 8 为根据本发明另一个实施方案的 C 波段有效载荷模块的透视图；

图 9 为根据本发明另一个实施方案的应用于在典型飞船平台上的 C 波段和 Ku 波段有效载荷上的两个多面管有效载荷模块结构的分解透视图；

图 10(a)和 10(b)提供了应用于相同太空任务的两个有效载荷结构的示意性比较,图 10(a)显示出一般构造在典型飞船平台上的地球同步轨道移动(Geo-mobile)有效载荷,并且图 10(b)显示出根据本发明另一个实施方案的五个多面管有效载荷模块,这些都应用于与在图 10(a)中相同的平面;并且

图 11 为提供根据本发明另一个实施方案的有效载荷模块的架式安装有效载荷设备的组件的透视图。

#### 具体实施方式

在该说明书中,本领域普通技术人员将理解的是,术语“有效载荷模块”意味着或涵盖这样一种结构,在该结构中,有效载荷设备被紧密包装成一个、两个或多个机械/热包装件或模块。

还有,在该说明书中,术语“非平面”将用来限定所提出的有效载荷模块的维数,只要它用于指代三维(3-D)模块结构(而不是二维(2-D)平面模块结构)。

还有,在该说明书中术语“功能单元”将被理解为表示整个有效载荷设备或除了机械和热支撑部件之外的有效载荷设备的子集。在这方面,要理解的是,术语“有效载荷”指的是将由总线(通常为来自太阳能面板的飞船总线)产生出的电能转换成电磁辐射的发射和接收的设备集合。辐射可以包含由于长途通信的数据或者如在 RADAR/LIDAR 用途中一样直接用于测距。要理解的是,术语“有效载荷”也可以指代主要组织用来只是接收电磁辐射的设备的集合。

现在参照图 5,该图示意性地显示出体现了本发明的用于飞船的

优选有效载荷模块组件 40。在图 5 中通常表示为方框集合的该有效载荷模块组件 40 包括以 EM 辐射元件 45 形式的一紧密包装有效载荷元件集合、一双工器 46、一低噪输入放大器 47、多个功率放大器 48、一功率合成器 49、一滤波器分离器段 50 和一频率转换段 51。这种紧密包装模块布置 40 一般允许在各个有效载荷设备之间形成短距离有效连接。

如图 5 所示，该有效载荷模块组件 40 与热管 55 连接，这些热管又与飞船的北/南面对的散热器面板 57、58 连接。在该布置中，有效载荷模块组件 40 远离北/南面对散热器 57、58 设置。

在这样所述的紧密包装模块布置的操作中，要理解的是热量通过传导从模块的发热有效载荷设备传递给热管 55(如所示一样)，然后该热量通过热管 55 传递给散热器面板 57、58。如所示一样，热量然后由这些面板散发到太空中。要指出的是，如所示一样，所提出的在南北面对散热器面板之间的对称热连接能够有效地控制在夏季和冬季中的太阳能增益。

在本发明的这个实施方案中，要理解的是，不需要任何将有效载荷设备机械固定在散热器面板上，消除了结构载荷并且允许使用轻型面板。在所期望的情况下，可以将一组平行热管嵌入在面板中(未示出)。

图 6 显示出本发明的第二实施方案，其中在传统卫星 72 上配置有用于附加的规则多面管结构 70 或试验有效负载模块。在该实施方案中，有效载荷设备按照紧密包装方式(如前面针对图 5 实施方案所描述的一样)构造在多面管 70 内，按照与馈源塔(feed tower)类似的方式位于卫星上。在管 70 的内表面上，功能单元安装在沿着管长度排列的热管(未示出)上。可选的是，如果期望的话，这些功能单元可以在管(未示出)的外表面上安装在热管上，并且馈源(feed)可以安装在管(未示出)的内表面上。可选的是，必要时，功能单元可以在管(未示出)的外表面上安装在热管上，并且馈源可以安装在管(未示出)的内表面上。虽然在该实施方案中的多面结构显示出为规则六边形管 70，但是该管子

任选可以为不同形状和结构，它为功能单元加上连接导线以及足够的结构支撑提供具有足够尺寸和数量的面。例如，多面管可以代替为厚皮(通常为 4mm)碳纤维加强塑料(CFRP)规则或不规则八边形管(未示出)，并且结构设备安装件用穿过设备凸缘和管层压件进入到简单螺母中的螺栓来实现。

在这样所述的图 6 布置的操作中，要理解的是，可以使用纵向热管(未示出)来收集发出的热量并且确保在相同面上的单元之间的较小温差。要指出的是，用于总散热量的较小部分的远程散热器(未示出)可以为以下组合中的一个或多个：安装在多面管上的专用散热器；安装在卫星平台上的专用散热器或一段卫星 Y 壁散热器，与主卫星有效载荷共享。还要指出的是，所提出的从管安装热管将热量传递给远程散热器的方法可以采用以下方式实现：在热管和远程散热器之间的直接连接或者使用流体回路的间接连接。

图 7 显示出本发明另一个实施方案的顶部平面图，其中完全地球同步卫星有效载荷构成为提供多个多面管有效载荷模块 80。

每个多面管有效载荷模块 80 位于靠近其相关所需馈源位置 85 的合适位置处以便降低/减小 rf 导线损耗，从而有效地实现有效载荷至平台的模块化。如所示一样，将相关馈源 85 适当地构造到多面管 86 的多个外表面上。

这些功能单元在管的内表面上安装在沿着管长度排列的热管(未示出)上。可选的是，必要时，功能单元可以在管(未示出)的外表面上安装在热管上。

虽然在该实施方案中的多面结构显示出为规则八边形管 86，但是该管任选可以为不同的形状和结构，它们为(a)功能性单元加连接导线和为(b)适当的结构支撑提供足够尺寸和数量的面。举例来说，多面管也可以是厚皮层(4mm) CFRP 七边形管(未显示)，结构设备安装件用穿过设备凸缘和管层压件进入到简单螺母中的螺栓来实现。

在这样所述的图 7 布置的操作中，要理解的是，可以使用纵向热管(未示出)来收集散发出的热量并且确保在相同面上的单元之间的温

度差较小。用于近乎 100% 的有效载荷散发出的热量的最佳远程散热器(未示出)为沿着南北方向面对的专用固定或可展开散热器。可以使用在热管和远程散热器之间的直接连接或利用流体回路的间接连接来实现从管安装热管将热量传递给远程散热器的方法。要指出的是,更复杂昂贵的流体回流可以使得这些模块能够在更宽的范围或取向中构成,但是可以提出充分的结构,其中这些模块位于馈源高度处,在平台上方,并且如此取向,从而每个管的纵向轴线与卫星北/南轴线平行。该结构使得能够用简单的 L 形热管来实现热传递,并且热管的较长部分用螺栓固定在功能单元的边沿上(在管子内),并且该 L 形热管的另一个臂用螺栓直接固定在南和北散热器的一个或另一个上。

接下来参照图 8,该图以透视图显示出体现本发明的用于卫星的 C 波段有效载荷模块 90。该 C 波段有效载荷模块 90 包括在图 7 中所述的那种多面管结构 91、沿着南北方向面对的一对远程散热器 92 以及用于从多面管结构将热量传递给远程散热器的热管 95 的连接网络。如所示一样,在多面管结构 91 内的功能单元位于在平台上方的高度处,并且如此取向,从而管状结构的纵向轴线与卫星南/北轴线平行。还有如所示一样,这些热管为 L 形,并且热管的较长部分用螺栓固定在功能单元的边沿上(在多面管内),并且该 L 形热管的另一个臂用螺栓直接固定在南北面对的散热器 92 的一个或另一个上。这样,在有效载荷模块 90 的操作期间可以实现有效的热传递。还要理解的是,这些热管 95 在使用中用来收集散发出的热量,并且与控制电路(未示出)组合确保在相同面上的单元之间的温度差较小。在该图中要指出的是,为了清楚起见没有显示出所有面。

接下来参照图 9,该图以分解透视图显示出体现本发明的用于在典型平台 101 上的卫星的 C 波段和 Ku 波段有效载荷模块 100。在该实施方案中,如所示一样,C 波段和 Ku 波段有效载荷模块 100 每个都具有前面在图 7 中所述的那种多面管结构 102 的优点。如所示一样,存在两个单独多面管,并且每个多面管 102 在结构上由平台 101 支撑以便直接设置在南/北面对的散热器板 103 的一个或另一个顶部上。还

有如所示一样，相关的馈源一般紧挨着多面管 102 安装。为了完整性缘故，另外显示出供该结构使用的多个标准反射器 105。

图 10(a)和 10(b)提供了用于相同太空任务的两个有效载荷结构的直接示例性比较，图 10(a)显示出一般构造在典型平台 111 上的地球同步轨道移动有效载荷 110，并且图 10(b)显示出五个互连的前面在图 7 中所示的那种多面管 112(具有功能单元)可以作为有效载荷模块有效构造在与在图 10(a)中相同的平台 111 上。

如在图 10(a)的传统结构中所示一样，有效载荷分布在结构 110 的整个防火墙上。要指出的是，在该情况中馈源 115 安装在结构 110 的顶端处。

相反，在图 10(b)的实施方案的发明结构中所示一样，有效载荷以紧密包装形式有效分布在五个多面管 112 上，并且相关的馈源 115'紧挨着安装在上方。因此，因为在该结构中存在这种有效载荷设备(功能单元)的有效紧密包装，所以可以提供紧凑但兼顾的用于支撑整个有效载荷的三维有效载荷模块结构。要指出的是在这方面结构尺寸从图 10(a)的结构至图 10(b)的结构明显降低。为了这些附图的清楚，按比例还显示出一人。

图 11 以透视图显示出提供了根据本发明另一个实施方案的有效载荷模块 120 的架式安装有效载荷设备(所有都为标准尺寸)的组件。

如所示一样，具有底盘的架式安装模块 120 具有矩形箱形结构，塔形成为限定了用于容纳多个功能单元的体积空间。这些单元可以采取例如印刷电路板形式。因此在使用中，预计将两个或多个单元并排可滑动地安装到架式安装底盘上。该底盘由合适的材料(例如铝)形成。这样，必要时这些单元的线性阵列可以由模块 120 容纳。

还如所示一样，以两个馈电天线 125 形式的相关馈源在顶部直接安装在模块结构 120 上。其实际位置将取决于具体的天线几何形状。要理解的是，可以很容易提供具有用于调节在模块结构的组成部件之间的温度差的温度补偿装置的有效热传递机构，并且该图显示出实现这种的一种方式，更具体地说该图显示出如何可以将热管接口 126 设

置在模块 120 和散热器板 127 之间。

虽然已经这样参照各个优选实施方案对本发明进行了描述，但是要理解的是，这些实施方案在所有方面都是举例说明，并且在不脱离本发明的精神和范围的情况下可以有许多变型和变化。例如，虽然在图 7 所示的实施方案中，多面管具有规则八边形结构，但是该管子例如可以任选具有规则的不同多边形结构，或者圆形结构，或者椭圆形结构或者必要时为不同的扁形结构，只要存在具有足够尺寸和数量的面用于功能单元和充分的结构支撑。另外，虽然对于图 9 实施方案只是描述了两个单独多面管，但是必要时可以通过例如设置额外的多面管并且必要时通过对支撑结构进行相应的变化来改变所述布置。另外，虽然在图 10(b)的所述实施方案中存在五个连接的多面管，但是必要时可以很容易将该布置改变为容纳或多或少的相连的多面管。另外，虽然在图 11 所述的实施方案中，功能单元单独安装到架式安装底盘上，但是必要时同样可以将这些单元形成为有效载荷模块的整体组成部分。

还要理解的是，通过使两个或多个功能单元与非平面互连件邻接而形成的任意有效载荷结构都落入在本发明的范围内。

还要理解的是，本发明的有效载荷模块结构应用于各种基于太空的用途中以及在各种陆地用途中，例如用在雷达/空中通信系统中，以及用在光学/准光学系统中。

要理解的是，针对任一个实施方案所述的任意特征可以单独使用或者与所述的其它特征结合，并且还可以与任意其它实施方案的一个或多个特征接合使用，或者为任意其它实施方案的任意组合。

另外，在不脱离在所附权利要求中限定的本发明范围的情况下也可以采用上面没有描述的等同方案和变型。

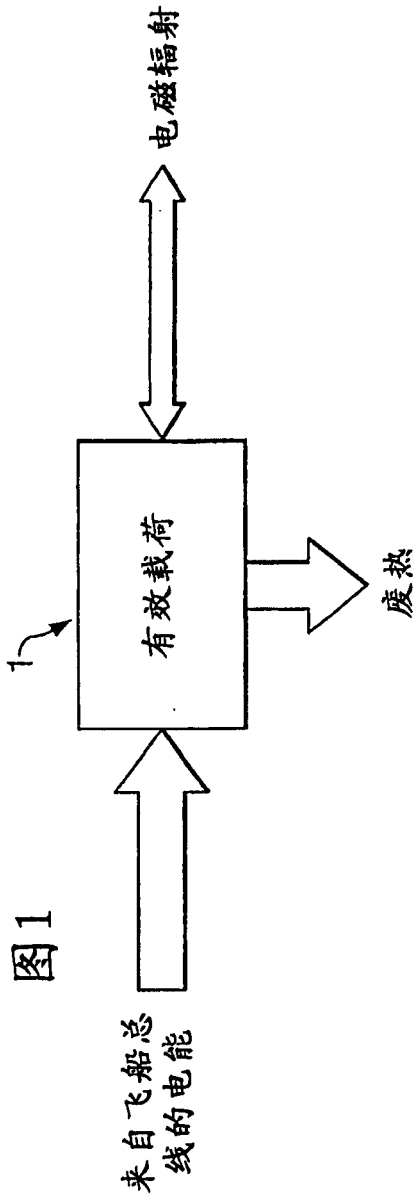


图1

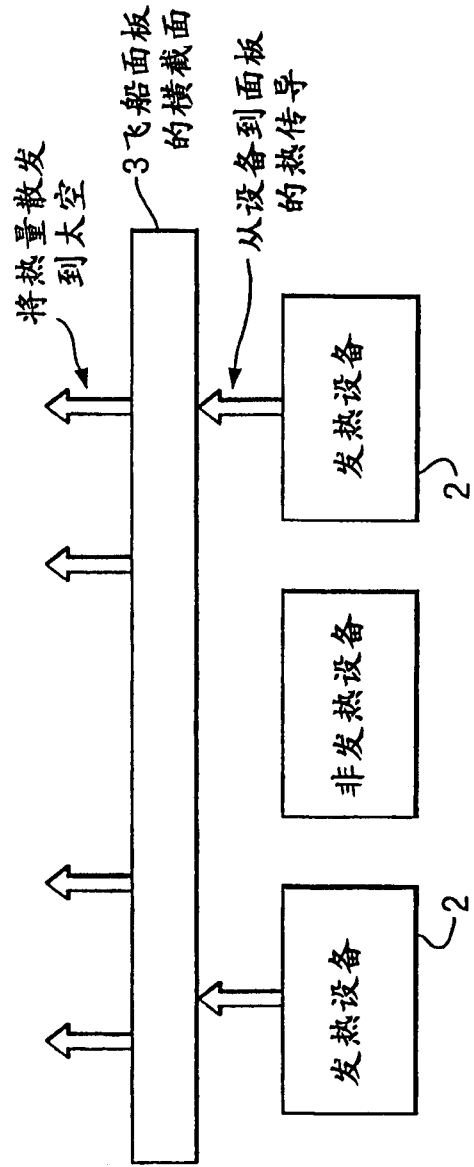


图2

图3

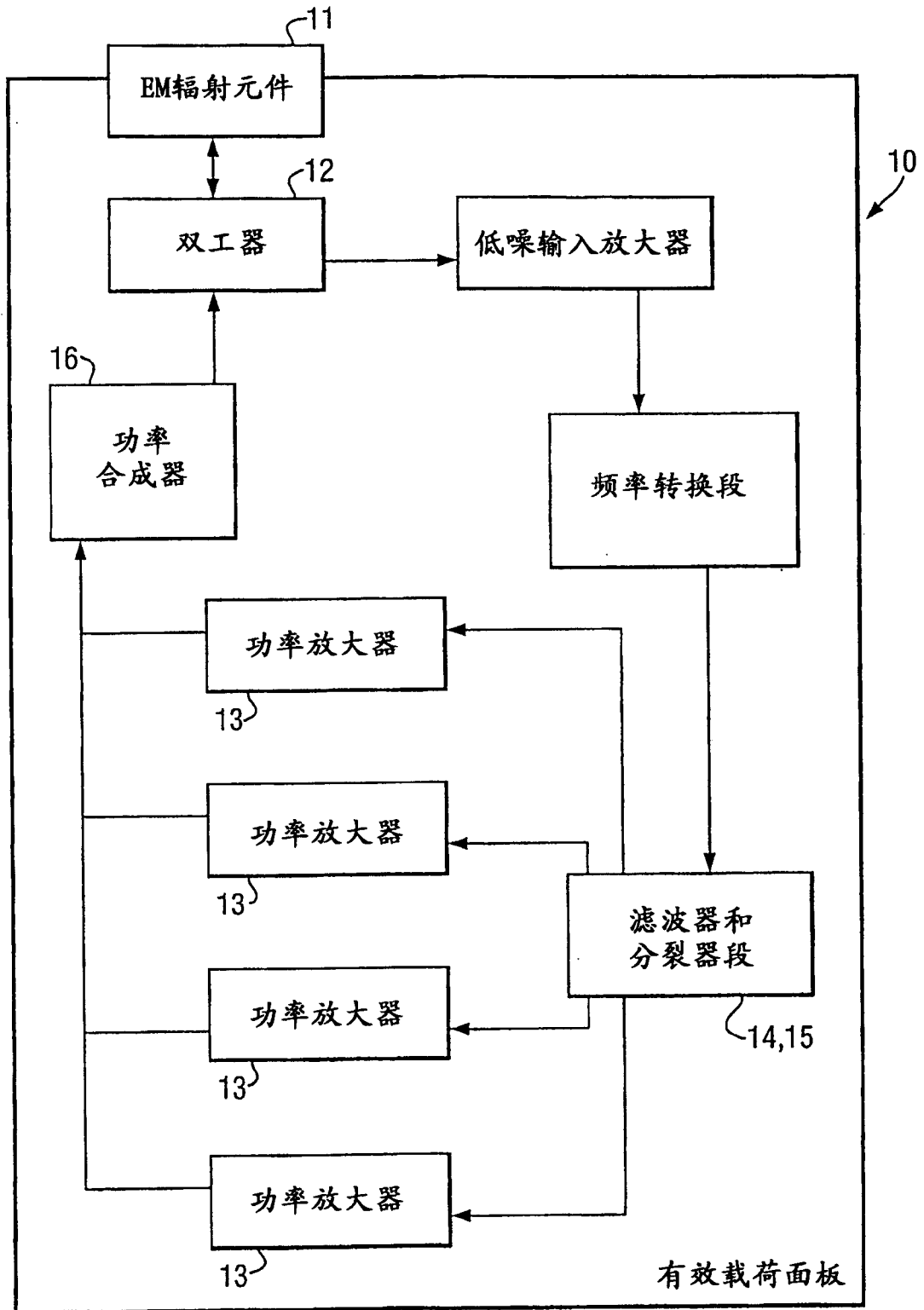


图4

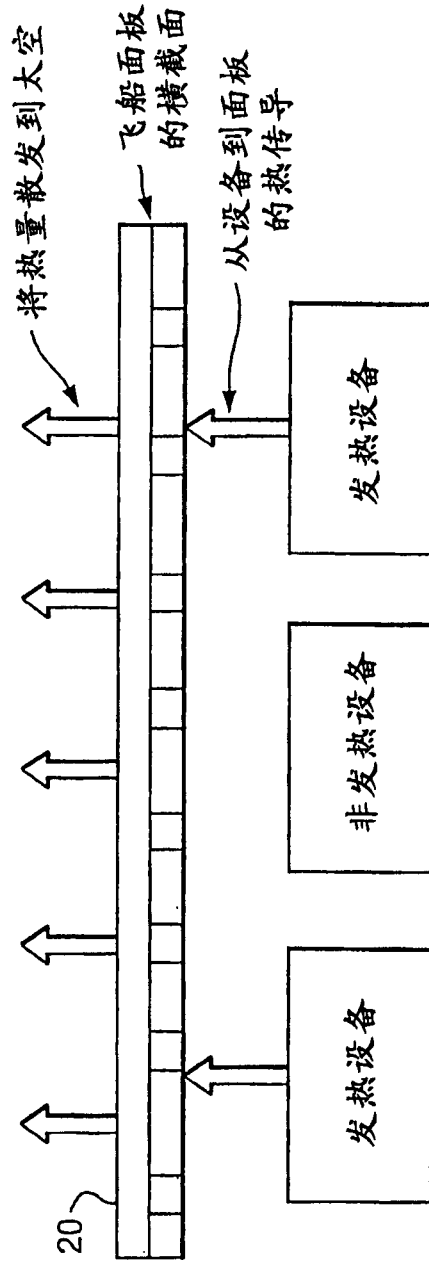




图6

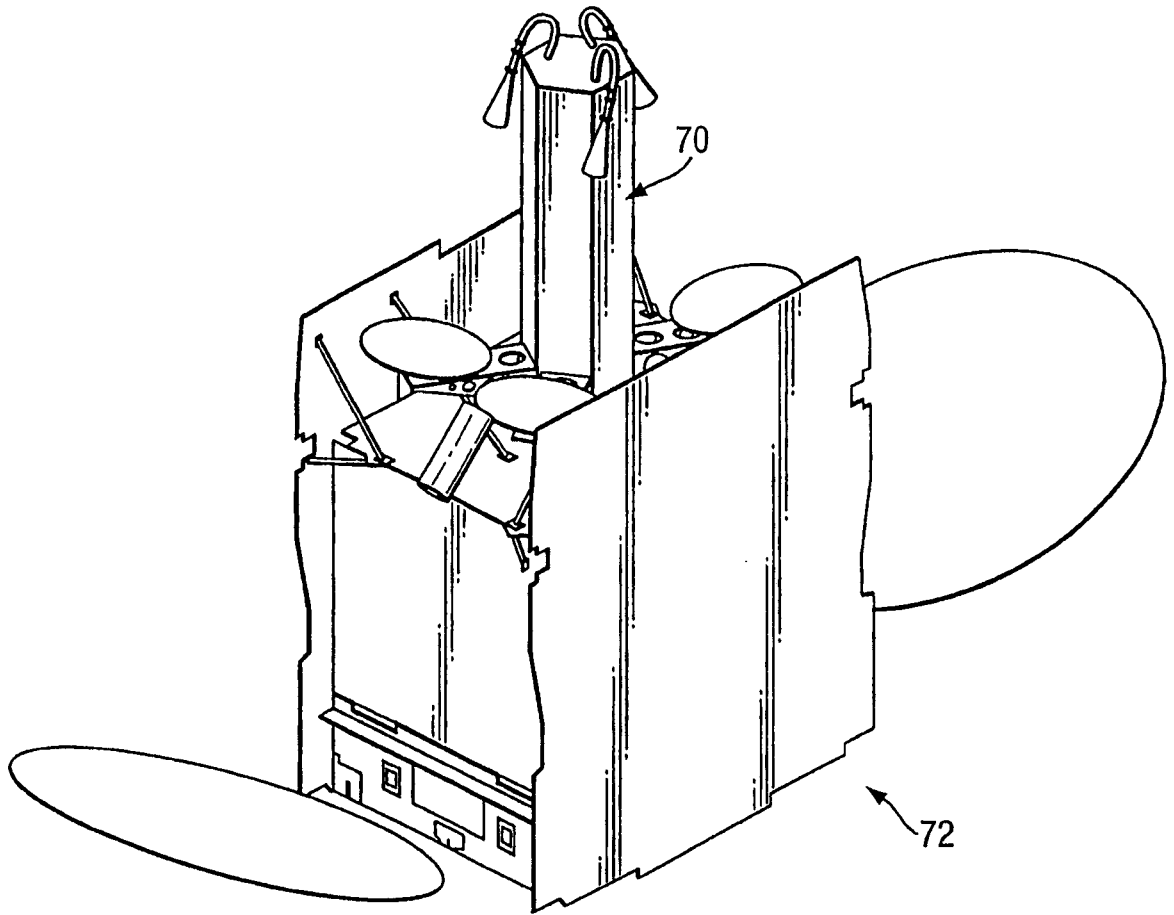


图7

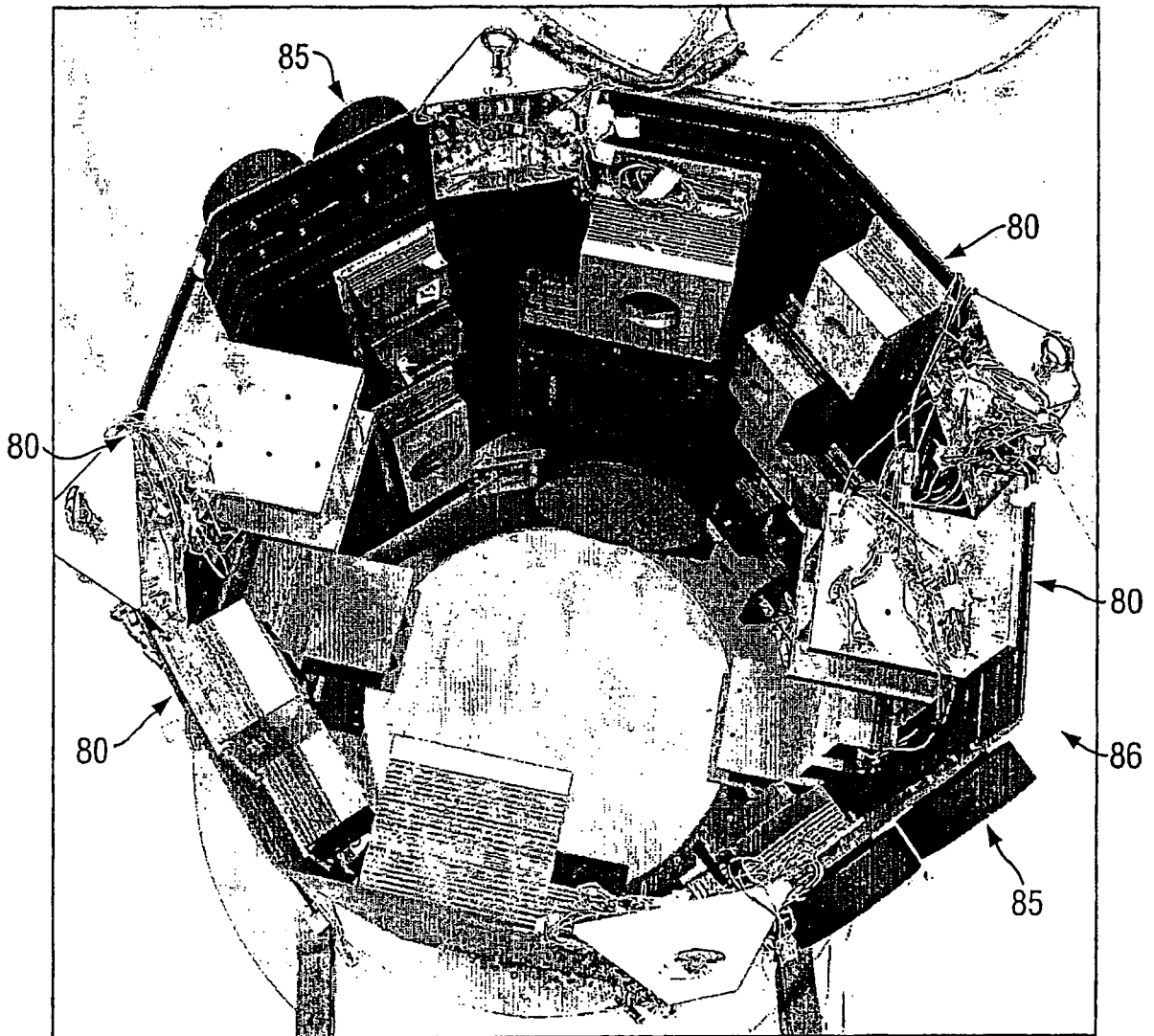
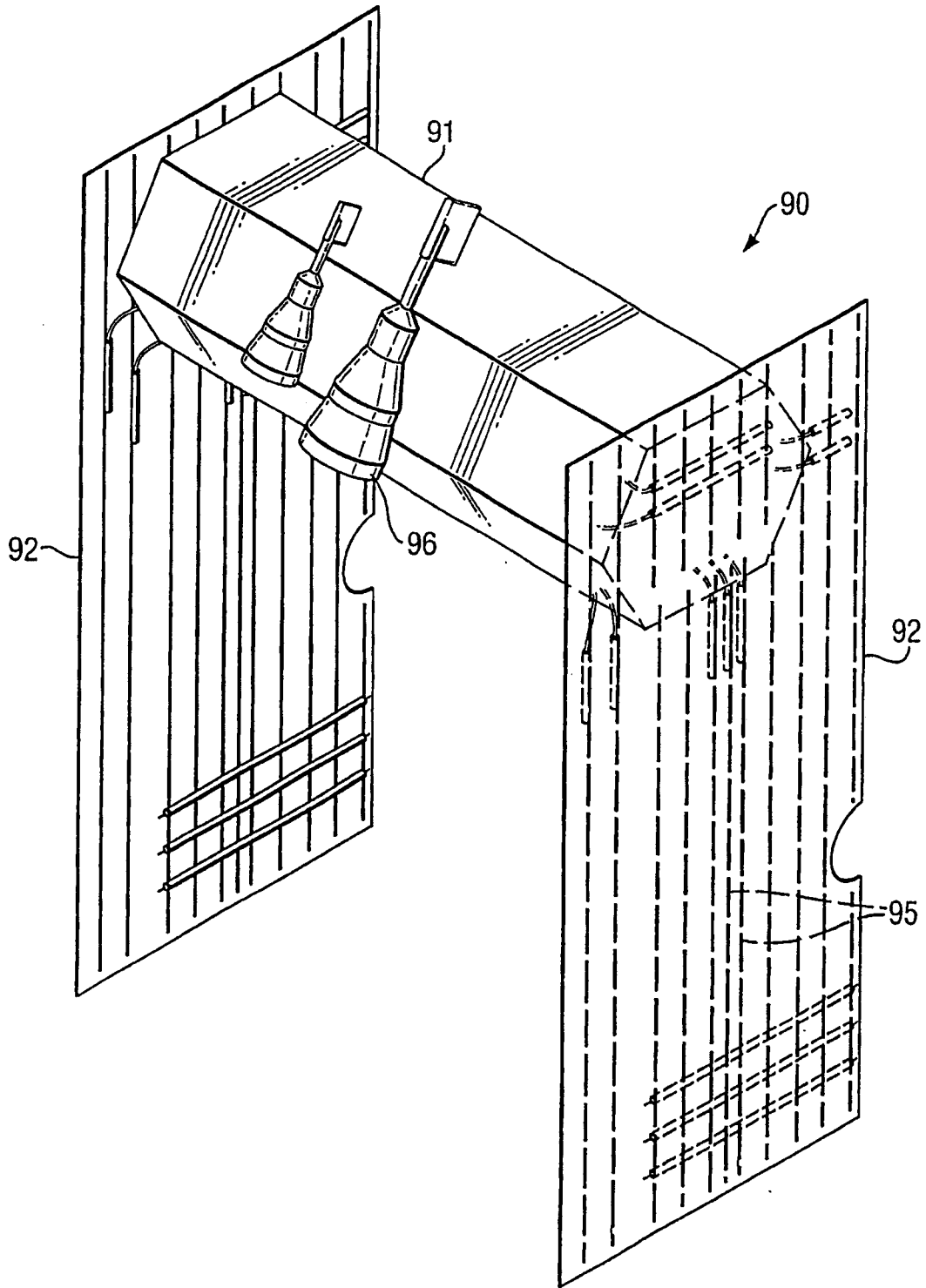


图 8



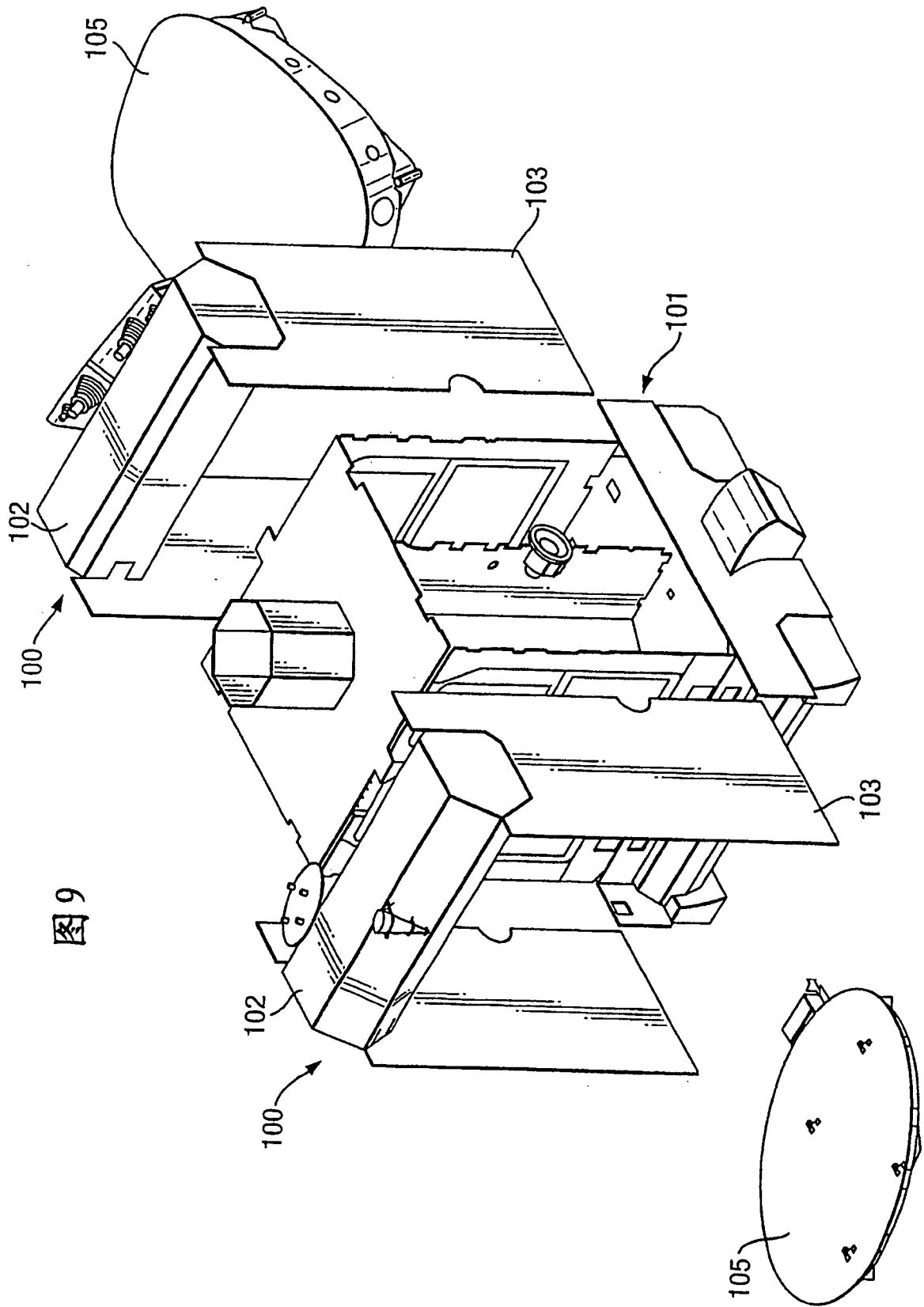


图9

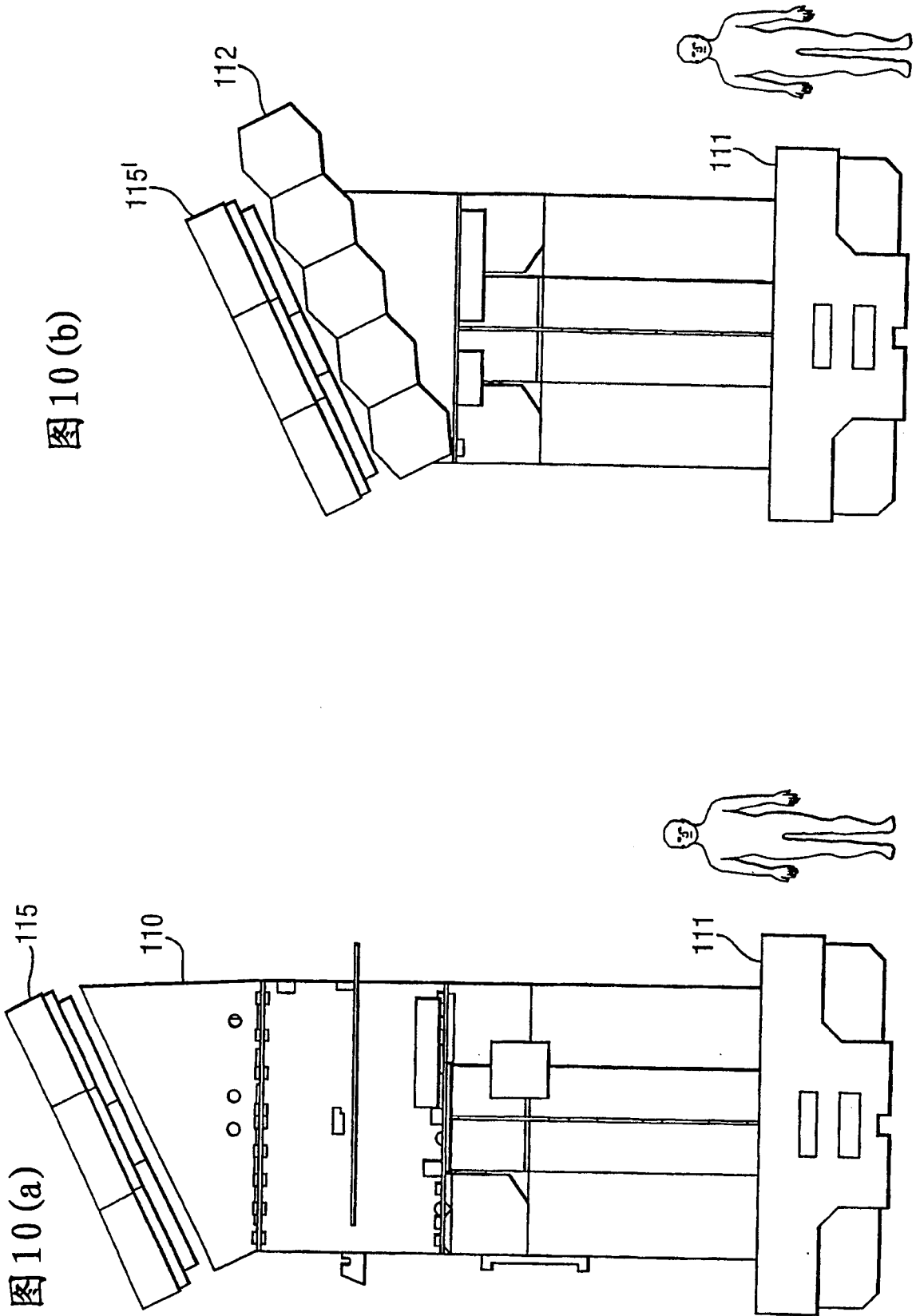


图 11

