

[12] 发明专利说明书

[21] ZL 专利号 97115330.2

[45] 授权公告日 2002 年 10 月 16 日

[11] 授权公告号 CN 1092589C

[22] 申请日 1997.8.4 [21] 申请号 97115330.2

[30] 优先权

[32] 1996.8.5 [33] US [31] 693863

[73] 专利权人 波音公司

地址 美国西雅图

[72] 发明人 詹姆斯·O·卡帕

哈里·W·杜尔斯奇

[56] 参考文献

CNA1118741 1996. 3. 20 B32B27/04

USA4397434 1983. 8. 9 B64G1/50

USA4682744 1987. 7. 28 B64G1/10

USA5474262 1995. 12. 12 B64G1/22

审查员 严勇刚

[74] 专利代理机构 北京市柳沈律师事务所

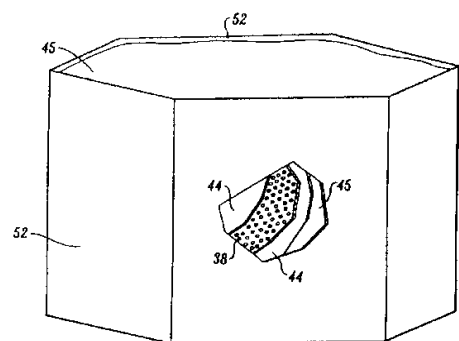
代理人 李晓舒

权利要求书 2 页 说明书 7 页 附图 7 页

[54] 发明名称 空间飞行器整体框架

[57] 摘要

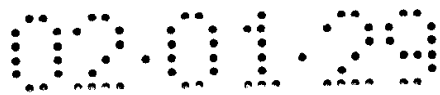
空间飞行器的整体框架(12),通过在夹芯(38)上覆盖纤维复合材料板(40,42)制成。夹芯最好由铝制造,具有蜂窝截面。该框架形成供有效载荷、空间飞行器设备和喷推装置安装的结构。通过改变夹芯的密度或壁厚,可以将框架局部加强,以便抵抗集中载荷或局部载荷。复合材料板中的纤维板取向可以变化以加强框架的适当部位。





权 利 要 求 书

1. 一种空间飞行器框架，该框架包括：
 - 一夹芯，该夹芯由一整体板制成并被成形为该空间飞行器外壳的形状；
 - 5 一在聚合物基料中包括纤维的第一复合材料层，它连续地盖住夹芯内侧以形成一体、无缝结构；
 - 一在聚合物基料中包括纤维的第二复合材料层，它连续地盖住夹芯外侧以形成一体、无缝的结构。
2. 根据权利要求 2 所述的空间飞行器框架，其中，该夹芯包括一蜂窝
10 结构。
3. 根据权利要求 2 所述的空间飞行器框架，其中，该夹芯包括一形成
为框架形状的整体铝板。
4. 根据权利要求 1 所述的空间飞行器框架，其中，该夹芯包括一形成
为框架形状的整体铝板。
- 15 5. 根据权利要求 1 所述的空间飞行器框架，其中，第一和第二复合材
料层在聚合物基料中包含氰酸盐酯。
6. 根据权利要求 5 所述的空间飞行器框架，其中，第一和第二复合材
料层中的纤维包含高模量石墨。
7. 根据权利要求 6 所述的空间飞行器框架，其中，纤维占第一和第二
20 复合材料层的体积百分比约为 53 - 55 %。
8. 根据权利要求 6 所述的空间飞行器框架，其中，纤维体积约占 55 %。
9. 根据权利要求 1 所述的空间飞行器框架，其中，第一和第二复合材
料层中的纤维包含高模量石墨。
10. 根据权利要求 9 所述的空间飞行器框架，其中，纤维占第一和第二
25 复合材料层的体积百分比约为 53 - 55 %。
11. 根据权利要求 10 所述的空间飞行器框架，其中，纤维体积约占 55
%。
12. 根据权利要求 1 所述的空间飞行器框架，其中，第一和第二复合材
料层在聚合物基料中包含环氧树脂。
- 30 13. 根据权利要求 1 所述的空间飞行器框架，其中，夹芯包括局部区域
加厚的壁，以便支撑较大的载荷。



14. 根据权利要求 1 所述的飞行器框架，其中，夹芯包括一蜂窝结构，该蜂窝结构在特定区域密度较大，从而该密度较大部位可承受较大载荷。

15. 一种形成如权利要求 1 所述的空间飞行器框架的方法，该方法包括以下步骤：

5 设置一心架，该心架具有基本和框架内壁的形状和尺寸一致的外部轮廓；

在心架外部轮廓上铺设作为第一复合材料层的第一预浸渍板，该板是由在聚合物基料中包含纤维的第一复合材料形成；

在第一预浸渍板外部加上一整体板制成的夹芯；

10 在夹芯外部铺设作为第二复合材料层的第二预浸渍板，该板是由在聚合物基料中包含纤维的第二复合材料形成；

在一高压罐中将第一和第二预浸渍板固化；

将心架去除。

15 16. 根据权利要求 15 所述的方法，还包括以下步骤：在装上心架之前用真空将第一预浸渍板压实，在固化步骤之前借助真空将第二预浸渍板压实。

17. 根据权利要求 15 所述的方法，其中，第一和第二预浸渍板是在同一步骤中固化。

20 18. 根据权利要求 15 所述的方法，还包括以下步骤：在固化之前在第二预浸渍板外面敷设一薄板，且当固化时将该薄板维持在该预浸渍板上。

19. 根据权利要求 15 所述的方法，其中，在心架外部轮廓上铺设由在聚合物基料中包含纤维的复合材料形成的第一预浸渍板时还包括以下步骤：将由在聚合物基料中包含纤维的复合材料形成的若干层第一预浸渍板铺设在心架上。

25 20. 根据权利要求 19 所述的方法，还包括以下步骤：在铺设下一层第一预浸渍板或夹芯之前，用真空将每一层第一预浸渍板压实。

21. 根据权利要求 19 所述的方法，其中，在夹芯外侧铺设由在聚合物基料中包含纤维的复合材料形成的第二预浸渍板时还包括如下步骤：将由在聚合物基料中包含纤维的复合材料形成的若干层预浸渍板铺设在夹芯外侧。

30 22. 根据权利要求 21 所述的方法，还包括如下步骤：在铺设下一层第二预浸渍板或夹芯之前，用真空将每一层第二预浸渍板压实。

说明书

空间飞行器整体框架

本发明涉及结构，更具体地说，涉及空间飞行器的结构。

人造卫星和小型空间飞行器一般具有框架（也称为 bus），其上装载有效载荷，空间飞行器设备和喷推装置，框架一般包括一系列连接的平板，并由多个复杂的配件，纵向桁条和横向拉杆支撑。该平板一般连接成六角形、八角形或其他对称形状。框架、顶部舱板和底部舱板组成空间飞行器结构的外壳。

当发射时，空间飞行器框架一般要受许多力的作用，这一般是声振（vibroacoustic）和振动载荷综合作用的结果。为适应这些发射环境条件，最好将各部件或框架构件之间的接头数量减至最少。以往因为结构上和力学支撑上的要求，去消或减少接头数目是困难的。例如，因为框架板必须承受挤压和剪切载荷，它们常由加强肋板支撑，以防止弯曲。刚性肋板是由螺栓、焊接或其他公知方法固定到板上。金属纵向桁条和横向拉杆也是用机械方法固定到板上。其结果是接头很多。在确定空间飞行器的结构的“效率”时，接头数目是要考虑的一个因素。在空间飞行器的结构动力学分析时，一般采用 20%—25% 的拆分因数来分析空间飞行器的各固有频率，故连接效率低。

空间飞行器制造者寻求将框架的重量减至最低，以将大部分空间飞行器的重量可分配给有效载荷。除重量轻之外，框架应可以导热，更具体说来，因为很多产生热的电气部件和空间飞行器设备直接安装到框架上，框架主体起着散热片的作用，以使这些部件散发热量，否则必须由某种其它方式散热，这会增加重量，为了满足导热要求，现有技术的空间飞行器框架的主要构件由铝制成。铝具有较高导热系数，重量较轻。但尽管它们是铝制结构的，但因为有很多组件、配件、加强构件，现有技术的空间飞行器框架常常庞大、笨重且难于使用。

一些空间飞行器制造者企图通过用纤维复合材料件代替铝制框架构件来解决重量和体积大的问题。业已发现，使用复合材料的框架并不令人满意，因为如用铝制结构一样，采用的部件很多。而且，由于各个部件的纤维方向不一致，导热性降低。

因此，需要一种效果更好易于生产的空间飞行器框架。最好，该框架重

量轻，且比现有结构的空间飞行器框架包含的部件少，而且应是导热的。

本发明通过提供一空间飞行器整体框架解决了上述许多问题。该空间飞行器框架是由纤维复合材料薄板覆盖一个夹芯而成。该夹芯最好是由铝制成，截面呈蜂窝状。该框架具有装载有效载荷、空间飞行器设备和喷推装置的结构。通过改变夹芯密度或壁厚，框架在局部可得到加强，以便抵抗集中载荷或局部载荷。因此，根据本发明构成的空间飞行器框架比现有技术具有若干优点，包括：部件数目减少；因为部件接头较少更易于组装以及有效载荷运载能力较大；重量较轻。

特别说明的是，本发明提供一种空间飞行器框架，它具有呈空间飞行器外壳形状的夹芯；在聚合物基料中包含纤维的并盖住夹芯内侧的第一复合材料层；在聚合物基料中包含纤维的并盖住夹芯外侧的第二复合材料层。夹芯为蜂窝状结构，是由依框架形状成形的一整体铝板制成。而且，第一和第二复合材料层是基本连续的，即它们不含接缝。

在一示范性实施例中，第一和第二复合材料层的聚合物基料中具有氰酸盐酯。另一个实施例中用环氧树脂为基料。最好第一和第二复合材料层纤维中包含大约是第一和第二复合材料层体积的 53 - 55 % 的高模量石墨。夹芯可以具有局部加厚的壁以支撑较高载荷，或者，在特定区域具有较密的蜂窝状结构。

本发明还提供一制造框架的方法，框架形成一内壁和一外壁，该方法包括如下步骤：设置一心架，其外部轮廓基本上是框架内壁的形状和大小；将由聚合物基料中包括纤维的复合材料形成的第一预浸渍板铺设到心架外部轮廓上；将夹芯装到第一预浸渍薄板上；将由聚合物基料中包含纤维的复合材料制成的第二预浸渍板装到夹芯外部；在高压罐(autoclave)中固化第一和第二预浸渍板；除去心架。

实施这些步骤的示范性方法包括：在装上夹芯之前借助真空使第一浸渍板压实(compacting)，并且在固化步骤之前用真空使第二预浸渍板压实，对于第一和第二预浸渍板还可以铺设附加敷层，并且，最好这些敷层每一层都分别压实。

通过以下结合附图进行的详细说明，本发明上述方面和许多伴随的优点会更易于理解，其中：

图 1 是具有本发明框架的人造卫星透视图；

图 2 是图 1 所示卫星框架的分解透视图，还示出了相关部件；

图 3 是图 2 框架的夹芯和面板的详细剖视图；

图 4 是制造本发明六侧面框架的铝制心架的局部剖开后的侧向透视图，在示出的部分组装状态的框架中，第一预浸渍板、柔性覆盖板和玻璃纤维通
5 气管装到心架外表面，准备好进行真空压实；

图 5 是图 4 的铝制心架的侧向透视图，显示框架组装的进一步状态，并示出了在纯真空袋中组装，对铝制心架上的第一预浸渍板层进行真空填实的情况；

图 6 是图 4 铝制心架侧向透视图，示出框架组装的更进一步状态，并显
10 示出铝制夹芯被置于组成框架内侧面板上的预浸渍板上；

图 7 是图 4 铝制心架的局部剖开的侧向透视图，示出框架组装的进一步的状态，并示出置于组成外面板的预浸渍板、铝制夹芯和组成内面板的预浸渍板上的一薄板。

现参看附图，所有附图中相同数字表示相同部件。图 1 示出一空间飞行
15 器，具体说为人造卫星 10，它包括实施本发明的框架 12，卫星 10 包括典型的附件和导航设备，如雷达天线 14、太阳能电池板 16、可操纵高增益天线 18 和有关推进装置(未示出，但在该技术领域是熟知的)。图中所示的卫星 10 用于近地空间探测，并且包括若干光谱仪 20 和其他用于采集科学数据并发送回地球的设备。卫星 10 的一侧包括一用于卫星最低点定向(nadir pointing)的
20 低增益天线 22 以将光谱仪 20 对准。虽然卫星 10 是用于空间探测，但本发明框架 12 可用于几种不同的空间飞行器结构中，包括：有源中继卫星、外层空间探测卫星、无源卫星或反射器(reflector)卫星，但并不局限于此。

图 1 和 2 所示的框架有一八角形截面。顶部舱板和底部舱板 24 和 26 的形状与框架轮廓一致，分别安装在框架的顶部和底部。八个角片 28 可以沿顶
25 部舱板 24 的八个侧面延伸，角片 28 和舱板 24 和 26 是用常规方式安装在框架 12 上，如粘合或其他紧固件。顶部舱板 24、底部舱板 26 和框架 12 构成卫星 10 的外部结构。在框架 12 上设置多个安装开口 32 用于放置设备，这将在下面详述。

八角形框架 12 限定了在八个角部 36(图 2)处连接在一起的八个壁 34。
30 由图 3 可看出，壁 34 包括夹在内面板 40 和外面板 42 之间的蜂窝夹芯 38。在本发明的示范性实施例中，夹芯 38 的蜂窝结构包括一包围各壁 34 和角部

36 的整体板。整体板的端部在一个壁的中心处接合。下面将详述，每个面板 40、42 粘结到蜂窝结构上，以便成为一整体无缝结构。蜂窝夹芯 38 可以形成任何传统的空间飞行器形状，包括圆柱形、方形、六角形、八角形等，框架也是如此。

5 最好蜂窝夹芯 38 是一柔性铝板。虽然该示范性实施例用的是截面为蜂窝状的铝板，但夹芯也可由其它的板形成，只要它们结构完整，重量轻且具有良好的全厚度导热性能即可。另外，除铝以外具有这种性能的其他金属和非金属材料也可用于形成夹芯 38。

10 面板 40、42 是由数层预浸渍板 44 形成。预浸渍板 44 最好包括准各向同性复合叠层，并用聚合物基料渗透。通过在准各向同性结构中加入纤维，使面板 40、42 在平行于面板的各方向具有基本一致的平面热传导性能，使热载荷可在面板的平面方向有效地分布。

15 聚合物基料最好是氰酸盐酯，例如由 Bryte Technologies 公司生产的品牌为 Bryte EX1515 的氰酸盐酯。选择氰酸盐酯，是因为与环氧树脂和其他树脂相比具有较小的除气性、水份解吸附作用和微小崩裂，从而当沿轨道运行时，减少了光学和传感器污染及尺寸变化的可能性。Bryte EX1515 氰酸盐酯在低温方式下(250° F)固化，在高温方式下产生的残余应力低。如果需要可在 450° F 以下二次固化。象大多数氰酸盐酯一样，Bryte EX1515 具有与环氧树脂相似的预浸渍粘性和最小的粘度。但 Bryte EX1515 氰酸盐酯具有足够大的导电性，排除了在绕轨道运行时电荷积聚的可能性。另外，环氧树脂或其他树脂也可用做聚合物基料。Hercules 生产的品牌为 Hercules 8551 的强化环氧树脂是可采用的环氧树脂的一个实例。

25 预浸渍板 44 的纤维最好是高模量的石墨纤维，比如 Amoco Oil 公司生产的品牌为 Amoco P100S 的高模量石墨纤维。之所以选高模量纤维是因为框架 12 的结构一般对刚度的要求苛刻的，并且由高模量纤维制成的面板 40、42 具有与铝等同的平面导热性(在准各向同性敷层中)，能够被动地控制热量。

30 预浸渍板 44 中的纤维量可以改变，以使纤维和基料混合体的机械和热性能达到最好。大量纤维使刚度增大，且使单位磅的预浸渍板 44 形成的面板 40、42 具有较好的导热性。业已发现，纤维量太大会造成结构上的空隙。用于形成框架 12 预浸渍板的纤维的最佳体积含量是 55%。在 53% - 55% 之间效果也是很好的。

在形成框架 12 时，最好设法使预浸渍板 44 中的空隙和纤维断裂最小。为了防止这些现象发生，已开发出一种独特的形成框架 12 的方法。

5 制作一铝制心架 45 作为制造框架 12 的附设件。铝制心架 45 的尺寸是这样的，当心架处在预浸渍板 44 的固化温度时，心架的外表面应比要形成的内面板 40 最终内部尺寸稍微小些。下面将详述这个尺寸的重要性。选择铝是因为它具有优良的热膨胀性，这使得在面板 42、44 固化后，可以从框架 12 中将冷却的心架 45 取出。显然，本领域的技术人员可以用和本发明目的相适应的其他金属或非金属制造该心架。

10 在形成框架的过程中，首先是在铝制心架 45 外表面上制成内面板 40。为了在固化后容易取出框架，在铝制心架 45 上加上分型剂(release agents)(未示出，但在该技术领域是公知的)。然后，在铝制心架 45 上人工铺上预浸渍板 44。在压实后，在预浸渍板 44 的外面施加穿孔的氟化乙丙烯(FEP)，再加柔性覆盖板 46(图 4)。FEP 使薄柔性覆盖板 46 均匀地从预浸渍板 44 拉开而不会使预浸渍板与铝制心架分离。玻璃纤维通气管 48 装在柔性覆盖板 46 外面，并且将整个结构用真空袋包起来，其中包括铝制心架 45(图 5)。然后将袋 50 抽成真空使铝制心架 45 外部的预浸渍板 44 压实。

20 整体的硅橡胶覆盖板是一种符合柔性覆盖层 46 要求的产品实例。包裹铝制心架 45、预浸渍板 44 和 FEP 时调整其长度使之大约有 3 - 6 英寸的重叠。整体柔性覆盖板 46 防止在压实时预浸渍板 44 中发生褶皱。由于在预浸渍板中避免了褶皱，可使纤维的断裂降到最低程度。

在第一预浸渍板 44 压实后，在压实层的外面加另一层预浸渍板。这一层预浸渍板 44 也用手工包裹，然后与第一预浸渍板一样，外加 FEP、柔性覆盖板 46、玻璃纤维通气管 48 和真空袋 50，将该预浸渍板压实。可以附加几层预浸渍板 44 形成内面板 40，使之达到希望的厚度。所需预浸渍板 44 25 的层数取决于所希望的框架 12 的结构强度和刚度。已经知道内外面板均铺设六层预浸渍板可形成满意的结构。为了在固化中达到低空隙度，预浸渍板 44 的每一层应分别铺设，并在真空状态下至少压实 10 分钟。

30 铺设期望层数预浸渍板 44 而形成内面板 40 后，沿预浸渍板 44 的最外层的外面装上蜂窝夹芯 38。将蜂窝夹芯 38 弯曲并沿铝制心架 45 的周围成形，直至其相对两端相遇形成接缝 51(图 6)。最好接缝 51 的位置靠近其中一壁 34 的中心部。由于将接缝 51 置于该位置，面板 40、42 可以给该缝最大支撑，

并且框架的整个表面能支撑设备。

蜂窝夹芯 38 就位后，将另一预浸渍板 44 铺设到蜂窝夹芯的外面，开始形成框架 12 的外面板 42。与内面板 40 的形成一样，将预浸渍板 44 贴上并压实。

5 在内面板 40 和蜂窝夹芯 38 之间以及外面板 42 和蜂窝夹芯之间涂上粘结剂薄膜层(0.005")。该粘结剂可确保面板 40，42 与蜂窝夹芯 38 之间良好的粘结。用这种方式施加粘结剂薄膜是本领域熟知的技术。

在最后一层预浸渍板 44 被压实后，将真空袋 50，玻璃纤维通气管 48 和整体柔性覆盖板取下，沿外预浸渍板 44(图 7)铺设薄板 52。薄板 52 最好
10 是铝抛光板。最好，薄板 52 的结构可以完全盖住最外层的预浸渍板 44，并在邻接的边缘重叠。然后，铝制心架 45 与蜂窝夹芯 38，形成内外面板 40，42 的预浸渍板 44 和薄板 52，一起被置于高压罐中，在 35psi 压力下，将预浸渍板 44 固化。虽然对于相似的复合材料高压罐通常的压力为 85 - 100psi，但本发明应用较低的压力，已经发现这样做可使蜂窝夹芯 38/面板 40，42
15 的界面上纤维撕裂最少。最好，内面板和外面板 40，42 同时固化并同时粘结，即，在一个步骤中，两个面板都固化并与蜂窝夹芯粘结。将薄复合材料面板于 35psi 压力下固化时，薄板 52 可使皱纹减小到最低程度。

将预浸渍板 44 在适于聚合物基料的时间和温度下固化。本领域的技术人员会根据该基料确定合适的固化时间和温度，而对于上述的氰酸盐酯基料，
20 在 250° 下进行三小时的固化可达到满意结果。

固化后，将框架 12 和铝制心架 45 由高压罐取出进行冷却。因为铝和聚合物基料/纤维复合材料之间热膨胀有很大差别，铝制心架在固化后收缩到某一尺寸，使框架 12 容易取出。

蜂窝夹芯 38 不必有一致的横截面。实际上，蜂窝可在希望的部位较密
25 实，以承担较大剪切和挤压载荷。另外，夹芯的壁厚在高应力区域可增加。还可以改变面板 40，42 叠层的取向或增加附加层，在某些部位增加框架 12 的强度。

一旦预浸渍板 44 被固化，形成完整的面板 40，42，在希望的位置上
30 可以切出安装口，以便在卫星上安装各附件。框架上的安装口在结构上不需要有盖，以便容易触及设备内部组件。在发射之前，安装口 32 用多层绝缘层盖上(未示出，是公知的技术)。在未进入发射场地前把接合面连接元件(未示

出,是周知的技术)安装在顶部和底部舱板 24, 26 上。然后以常规方式将舱板固定到框架 12 上,例如用螺栓或粘结方法。

5 框架 12 提供了许多现有技术的空间飞行器框架不具备的优点。一般来说,常规空间飞行器结构的框架具有多个用许多复杂的配件、纵向桁条和横向拉杆连接的平板。平板一般由加强肋加强以防止剪切和压缩弯曲。相比之下,本发明的卫星框架 12 是一个无接头或无缝的整体结构。应用蜂窝夹芯 38 以在内外面板 40, 42 的聚合物基料中加纤维,为在侧面板上直接安装空间飞行器设备提供了充分理想的结构,而不必再采取二次加强措施。

10 已对本发明优选实施例做了说明和图示,但可以明白,在不偏离本发明的精神前提下,在所附权利要求范围内可以进行种种变化。

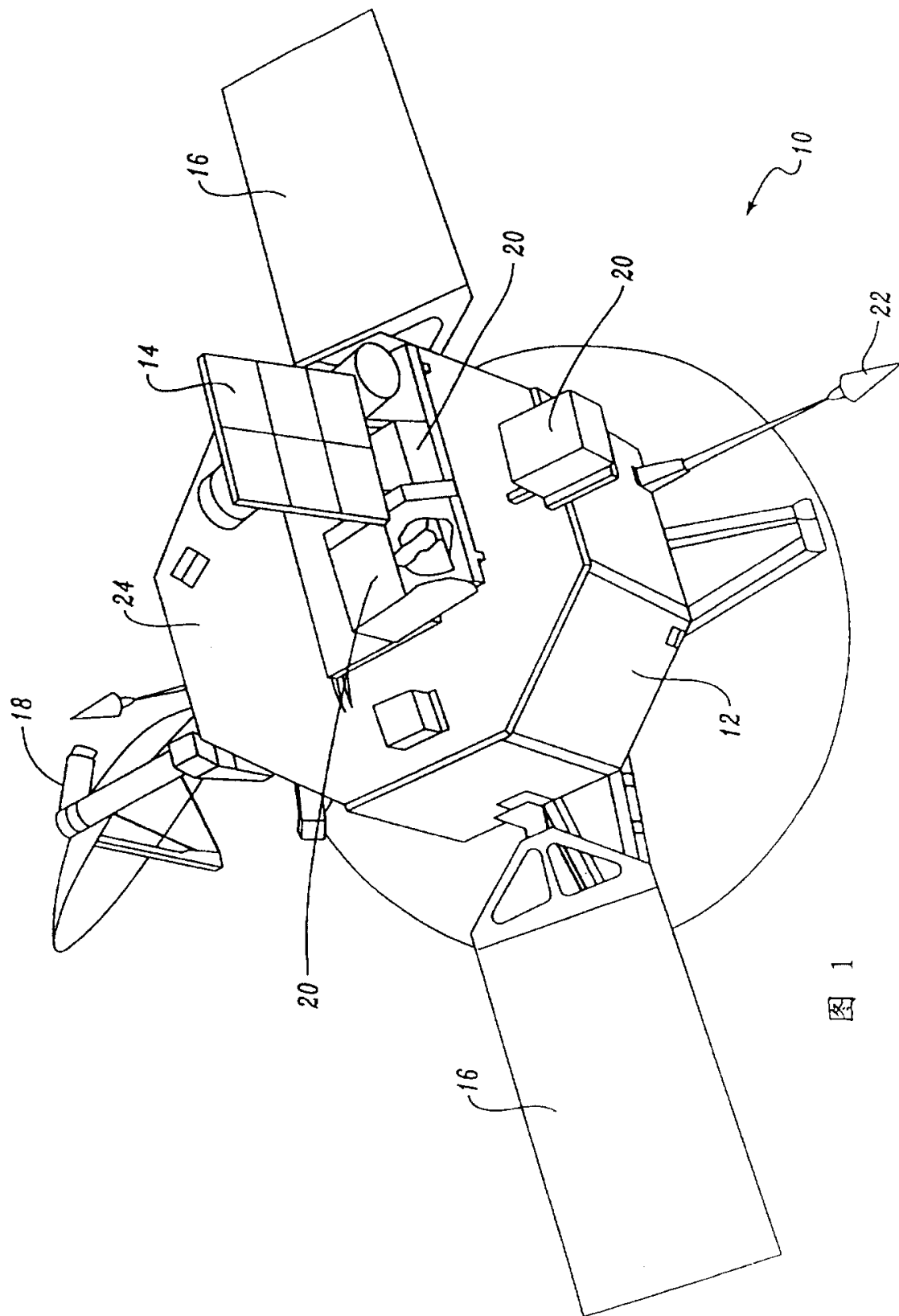


图 1

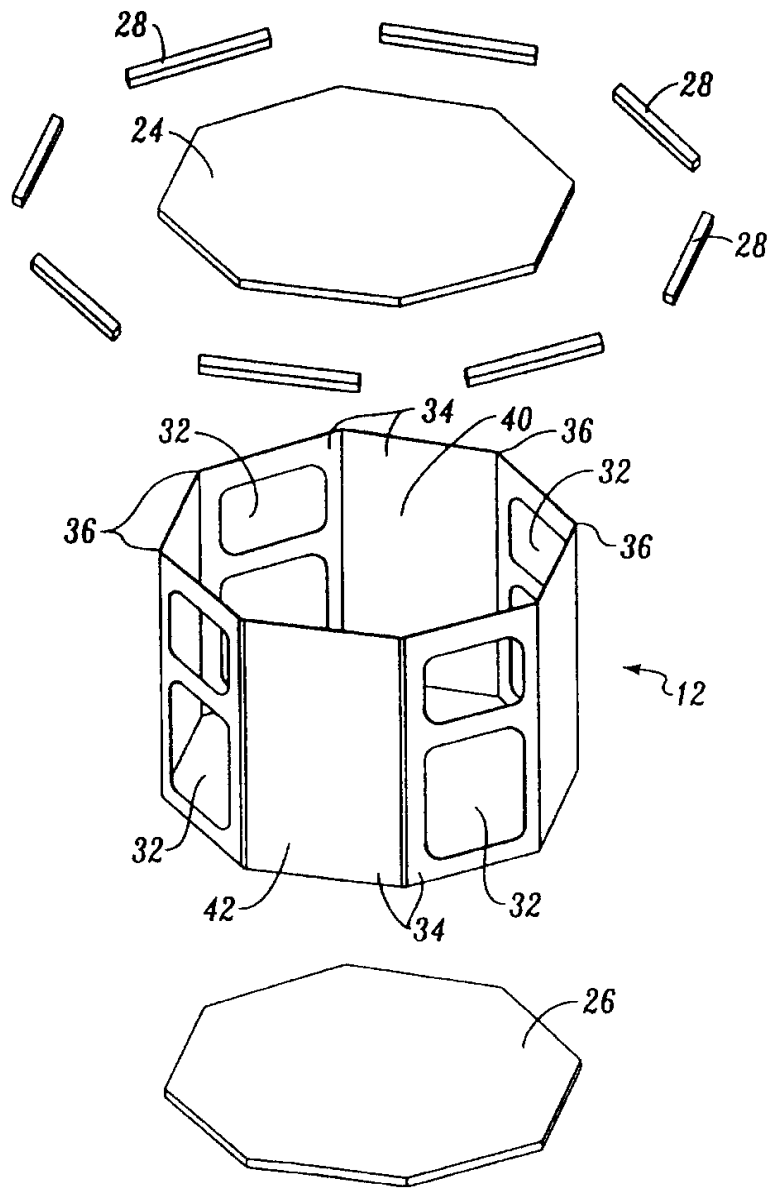


图 2

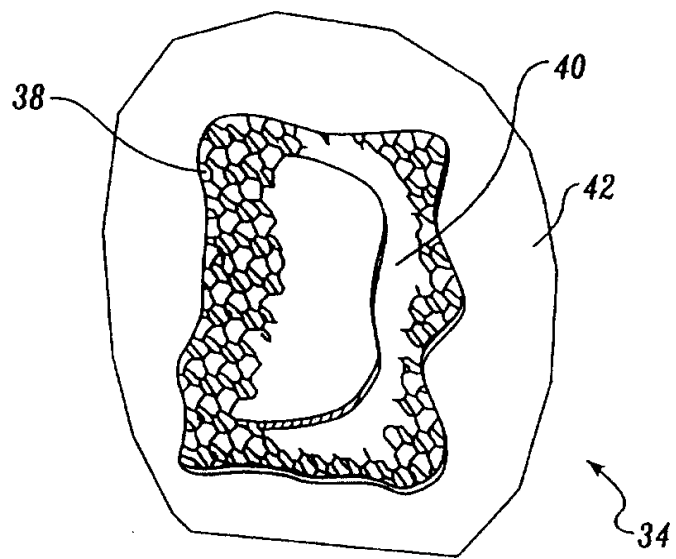


图 3

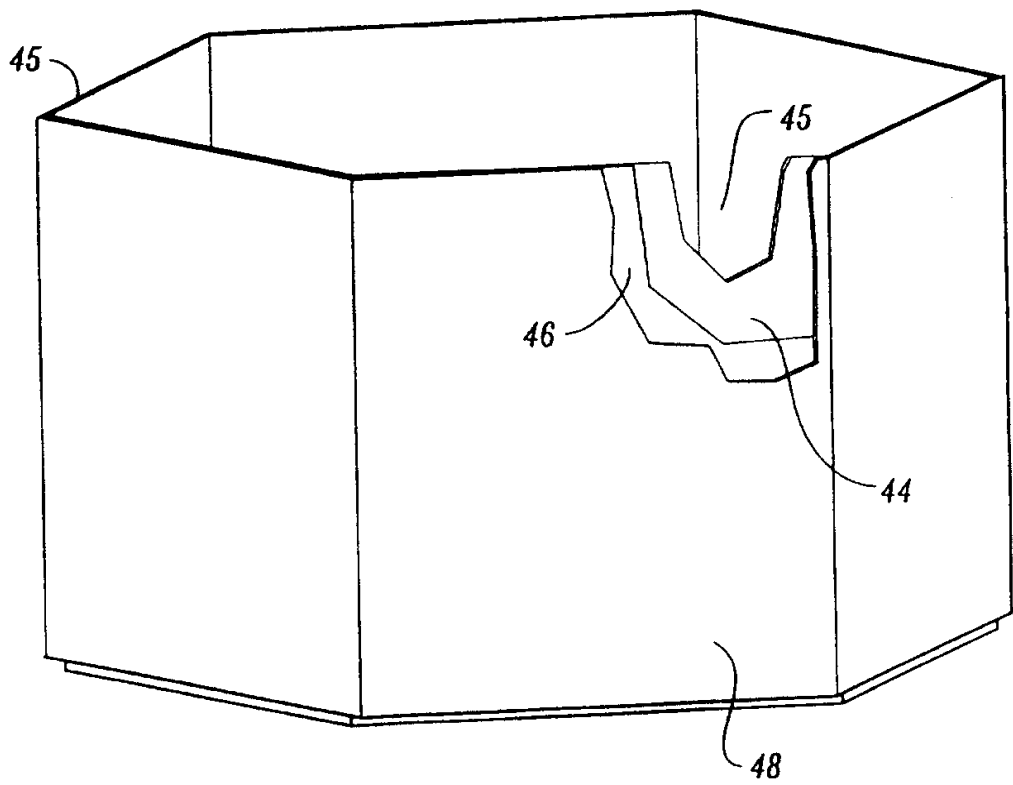


图 4

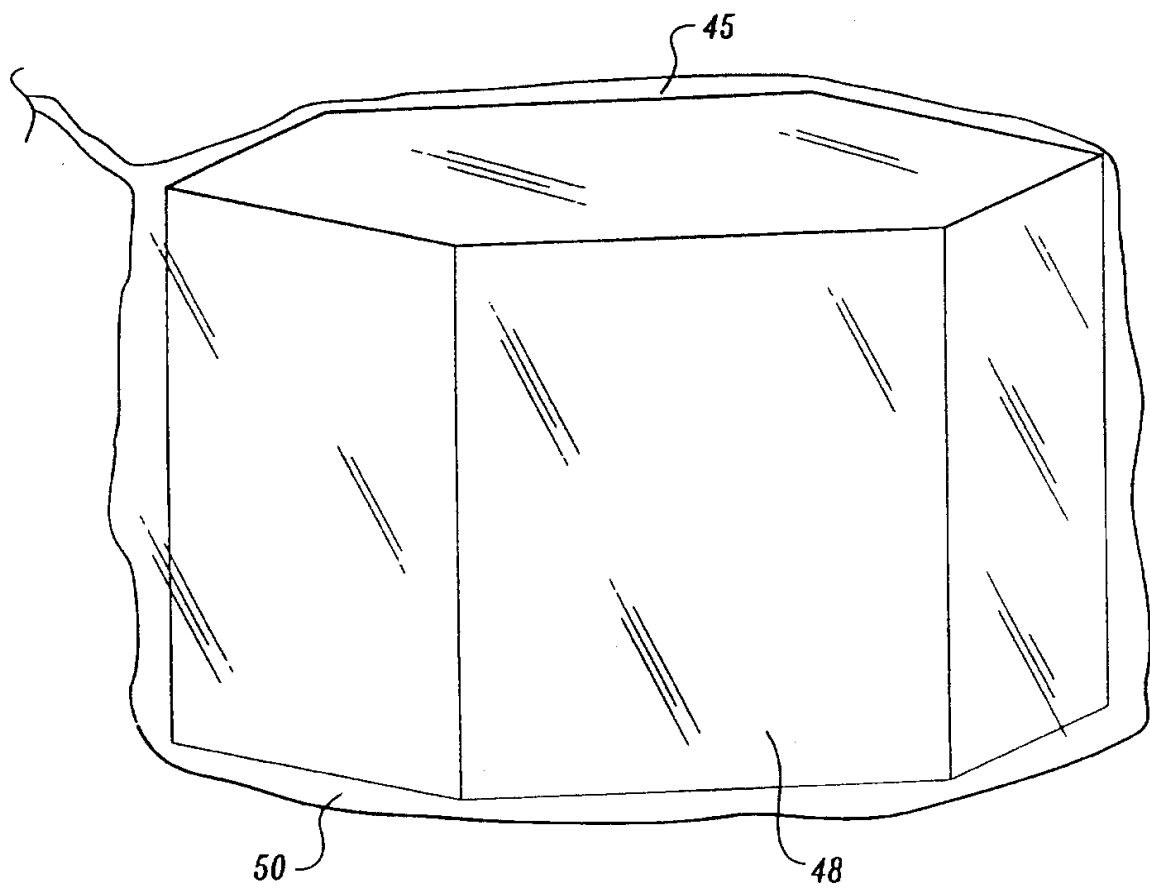


图 5

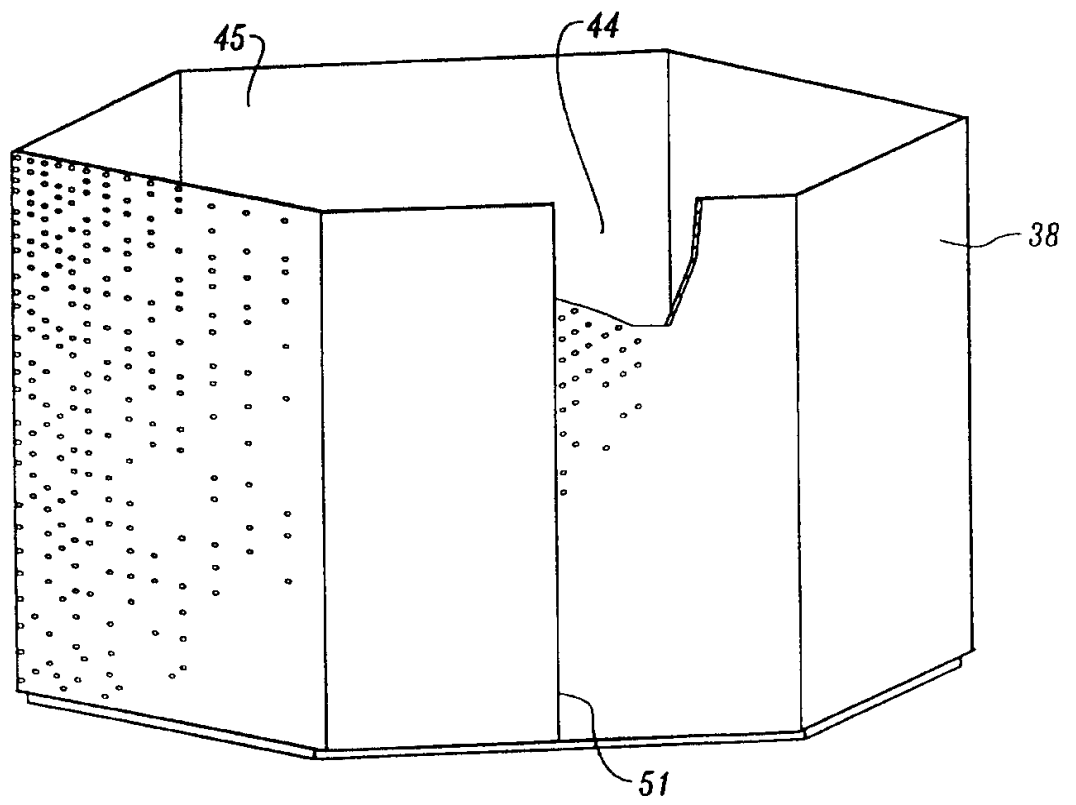


图 6

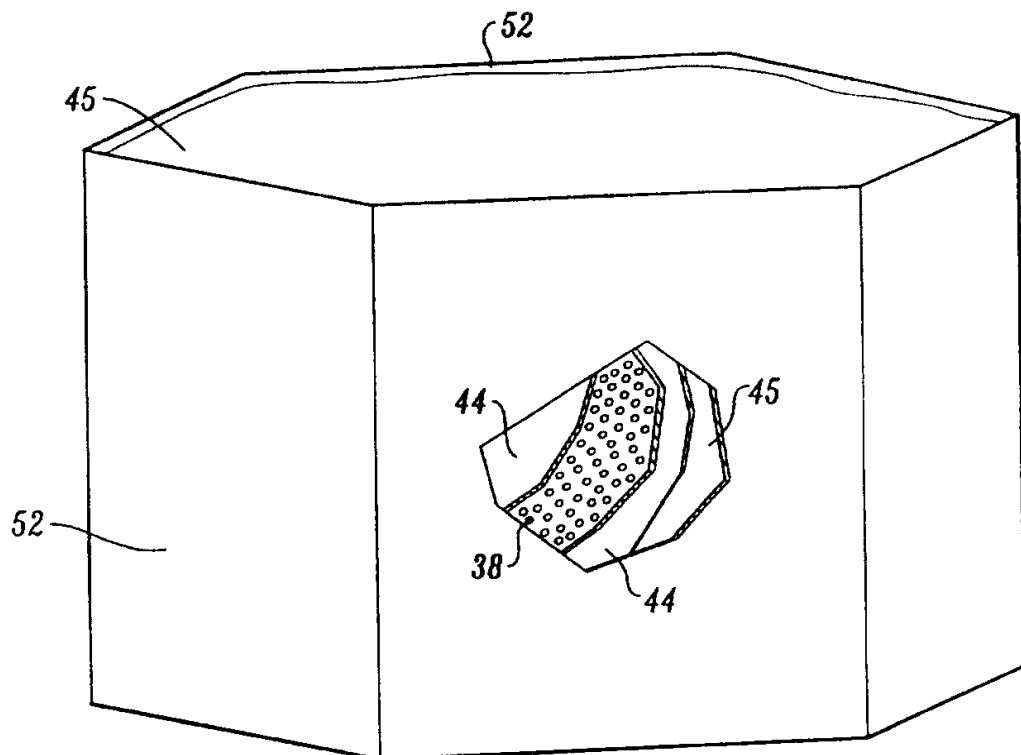


图 7