



1. 一种铸造方法，包括：  
制作涡轮叶片（10）的3-D数字模型（26）；  
5 利用所述数字模型通过立体光刻法制造所述叶片的合成模型（28），其中激光束（34）引导到3-D空间对所述数字模型的边界上的材料进行局部固化；  
在所述合成模型（28）内铸造出芯部（42）；  
将所述合成模型（28）从铸造芯部（42）上取下；  
10 围绕所述芯部（42）铸造出实际涡轮叶片（10）；和  
从所述实际叶片（10）内部取出所述芯部（42）。  
2. 根据权利要求1所述的方法，其特征在于，所述方法还包括：  
在铸造出所述芯部（42）后围绕所述合成模型（28）形成外壳；  
从所述芯部（42）周围和所述外壳（46）的内侧取出所述合成模  
15 型（28）；  
围绕所述芯部（42）和在所述外壳（46）内铸造所述实际叶片（10）；  
和  
从所述铸造的实际叶片周围取下所述外壳（46）和从所述叶片内  
取出所述芯部（42）。  
20 3. 根据权利要求2所述的方法，其特征在于，所述方法还包括：  
在铸造所述芯部（42）前对所述合成模型（28）进行支承；和  
注射芯部材料（44）到受到支承的所述合成模型（28），铸造出  
所述芯部（42）。  
4. 根据权利要求3所述的方法，其特征在于，所述方法还包括沿  
25 合成模型外表面基本上完全支承所述合成模型（28）。  
5. 根据权利要求4所述的方法，其特征在于，所述方法还包括用  
涂层材料（48）涂复所述合成模型（28），在其周围形成外壳（46）。  
6. 根据权利要求5所述的方法，其特征在于，所述芯部材料（44）

是注入所述合成模型(28)的陶瓷浆; 和

所述外壳材料(48)是涂复所述合成模型(28)的陶瓷浆。

5 7. 根据权利要求6所述的方法, 其特征在于, 所述合成模型(28)通过一对互补的支承件(38)进行支承, 所述支承件沿纵向的分模面(46)围绕所述合成模型(28)。

8. 根据权利要求7所述的方法, 其特征在于, 所述合成模型(28)包括外表面, 其具有第一尺寸误差; 和

10 所述支承件(38)包括内表面(50), 与所述模型两侧的外表面互补, 所述内表面(50)具有第二尺寸误差, 其大于所述第一尺寸误差。

9. 根据权利要求8所述的方法, 其特征在于, 所述合成模型(28)包括中空的翼片(12), 其具有沿跨度延伸的主通道, 沿一个所述主通道的双层壁(20), 具有与附近的主通道流体连通的第二通道(22);

15 所述芯部材料(42)注入所述主通道(18), 然后进入所述第二通道(22), 形成整体的芯部。

10. 用权利要求9所述方法铸造出的涡轮叶片(10)。

## 合成模型铸造

5 技术领域

本发明总体上涉及制造工艺，具体地涉及铸造方法。

背景技术

10 溶模铸造工艺或失蜡铸造法可用于形成适当材料，比如金属，的复杂三维（3-D）部件。示例性铸件是燃气轮发动机的普通涡轮转子叶片。

涡轮叶片包括翼片，其根部整体连接到叶片平台，平台下面整体连接到带有多个突起的支承鸠尾榫。翼片是中空的，包括一个或多个从叶片鸠尾榫内开始的径向通道，通道沿叶片跨度延伸，鸠尾榫具有一个或多个入口，可接受发动机工作时的带压力的冷却空气。

15 翼片中可具有不同形式的复杂的冷却回路，以适应冷却翼片的相对的压力和吸入侧的不同部分，其位于前缘和尾缘之间和从位于平台的根部到径向最外端。

20 复杂的冷却回路包括翼片内沿前缘的专用通道，用于提供内部冲击冷却。沿翼片的薄尾缘的专用通道提供了特定的冷却。多道的曲折通道可设置在翼片的前缘和后缘之间的中部。翼片的三个冷却回路具有对应的延伸通过叶片的鸠尾榫的入口，可单独接受带压力的冷却空气。

25 翼片内的冷却通道可包括局部结构特征，如短湍流肋或销，以增加翼片的加热侧壁和内部冷却空气之间的热传递。分开翼片径向通道的分隔件或桥接件可包括小旁路孔，比如一般的冲击冷却孔，其延伸通过翼片的前桥接件，以便在操作期间冲击冷却前缘的内侧。

这样的涡轮叶片一般用高强度超合金金属材料通过传统的铸造工艺制造。在普通的溶模铸造工艺或失蜡铸造法中，首先制造精确

的陶瓷芯部，其符合涡轮叶片内要求的复杂冷却通道。同时制造出精密的模具或模子，形成涡轮叶片精确的3-D外表面，其包括翼片、平台和整体形成的鸠尾榫。

5 陶瓷芯部安装在两个半片模具内，模具内具有空间或空腔，形成叶片最终的金属部分。蜡注射到装配好的模具中并充满空腔，围绕封闭其中的陶瓷芯部。然后分开两个半片模具，从模制的蜡上取下模具。模制的蜡具有所要叶片的精确形状，然后用陶瓷材料涂复，形成围绕的陶瓷外壳。

10 使蜡熔化并从外壳中取出，在陶瓷外壳和内部陶瓷芯部之间留下相应的空腔或空间。然后将熔化的金属倒入外壳，充满其中的空腔，再次包围外壳中的陶瓷芯部。

使熔化的金属冷却和固化，然后将外部外壳和内部芯部适当地取出，留下所要的金属涡轮叶片，其中形成有内部冷却通道。

15 然后对铸造出的涡轮叶片进行后续加工工序，比如根据需要钻出数排通过翼片侧壁的薄膜冷却孔，提供内部通道中的冷却空气的出口，当燃气涡轮发动机操作时冷却空气在翼片外表面形成保护性冷却空气膜或薄层。

20 燃气涡轮发动机通常通过增加热燃烧气体的温度来提高效率，热燃烧空气在发动机操作期间产生，涡轮叶片从热燃烧空气吸收能量。涡轮叶片用超合金金属形成，如镍基超合金，因为超合金具有高温强度，可增加涡轮叶片的耐用性和使用寿命。

翼片内的复杂冷却回路有助于保护叶片免于涡轮发动机操作时被热燃烧空气损坏，提高叶片所要求的长寿命。

25 涡轮叶片内的冷却回路变得越来越复杂，难以适应使用的一定压力的冷却空气和使得其冷却效率最大化。操作期间从压缩机输出用于冷却涡轮叶片的冷却空气不用于燃烧过程，因此降低了发动机的整体效率。

改进涡轮翼片冷却的最新进展包括根据需要引入双层壁，以增

强翼片的局部冷却。典型的翼片包括主通道，如专用的前缘和后缘通道；和多道曲折通道，提供了翼片的主要冷却。这些通道通常形成于翼片的压力和吸入薄侧壁之间，其中薄壁厚度大约为 40 到 50 密尔。

5 引入的翼片双壁结构中，薄内壁设置在翼片的主侧壁和主通道之间，形成较窄的辅助或第二通道。第二壁可包括冲击冷却孔，以连通主流体通道的冲击冷却空气到主侧壁的内表面。

引入双壁结构和窄的第二流体通道使得用于涡轮叶片普通溶模铸造的已经够复杂的陶瓷芯部更加复杂。因为陶瓷芯部要完全符合翼片的各种内部空腔，代表了各种冷却通道和内部结构特征，所以  
10 当冷却回路的复杂性增加，芯部相应地变得复杂。

翼片的各个径向通道要求陶瓷芯部设有相应的径向突出部，而且在铸造过程中突出部必须适当地连接或支承于两片模具的内侧。由于陶瓷芯部的突出部比较薄，如对于第二通道，其强度相应地降  
15 低，导致了操作中可发生脆性断裂的芯部生产的有效产量的下降。

由于陶瓷芯部是单独制造，然后再安装到两片模具内部，其相对定位有相应的安装误差。翼片的壁比较薄，陶瓷芯部的结构特征也很小和精密，因此，半片模具内的陶瓷芯部的相对位置会出现安  
装误差，影响到翼片薄壁内的复杂冷却回路的最后尺寸和相对位置。

20 因此，希望提供一种具有复杂内部空腔的 3-D 部件的改进的铸造方法。

### 发明内容

25 本发明提出一种铸造方法，部件的合成模型用其 3-D 数字模型形成。然后从合成模型中铸造出芯部。其后将合成模型从铸造出的芯部取下。铸造芯部用于铸造实际部件。再将芯部从实际部件的内部取出，该实际部件精确地符合原来的合成模型。

### 附图说明

图 1 是形成中空涡轮叶片的 3-D 数字模型和对应的合成模型的示例性方法的示意图；

图 2 是沿图 1 的剖面 2-2 的实际部件和合成模型的翼片部分的径向截面图；

5 图 3 是被两个支承件包围的图 1 所述合成模型的等角视图；

图 4 是图 3 所示的合成模型的部分剖开的正视图，合成模型被两个支承件包围，注入陶瓷材料充满合成模型的内部空腔；

图 5 是图 4 所述的合成模型在取下两个支承件和进行周围陶瓷外壳的涂复工艺后的示意图；

10 图 6 是图 5 所示周围带有外壳的合成模型的示意图，其中为了在外壳和芯部之间铸造实际叶片已经取下合成模型，其后将外壳和芯部取下以释放铸造的实际部件。

#### Docket GE 134822 零件表

	10	部件 (涡轮叶片)
15	12	翼片
	14	平台
	16	固定鸠尾榫
	18	主通道
	20	双壁
20	22	第二通道
	24	数字计算机
	26	数字模型
	28	合成模型
	30	SLA 加工
25	32	激光器
	34	激光束
	36	SLA 材料
	38	支承件

	40	纵向分模面
	42	陶瓷芯部
	44	芯部材料
	46	模制壳体
5	48	涂复材料
	50	内表面

### 具体实施方式

图 1 显示了进行铸造复制的部件 10。部件可具有任何适当的铸造结构，部件是示例性实施例的燃气涡轮发动机的涡轮叶片。

示例性的涡轮叶片 10 包括翼片 12，具有通常凹进的压力侧和相对的通常为凸出的吸入侧，在相对的前缘和后缘之间以弦状延伸，并在根部和外端之间的径向跨度间延伸。

翼片在其根部整体连接到平台 14，根部形成了热燃烧气体的内边界，发动机操作时热燃烧空气通过翼片。带有多个突部的固定鸠尾榫 16 整体形成于平台的下面，用以固定叶片到对应的鸠尾榫槽中，鸠尾榫槽位于涡轮转盘（未显示）的周边。

图 1 显示的涡轮叶片具有复杂的 3-D 结构和要求的外形，以用于燃气涡轮发动机。如图 2 的截面图所示，翼片是中空的，包括适当的内部冷却回路，具有多个径向主通道 18。主通道在相对的翼片的薄侧壁之间形成，在整个跨度上延伸，位于延伸通过平台和鸠尾榫的入口内，发动机操作时接受带压力的冷却空气。

图 2 显示的示例性实施例中，翼片的一部分设置了沿压力侧和吸入侧的双壁 20，其中形成了比较薄或窄的第二通道 22，通道沿翼片的径向跨度延伸。双壁结构包括主压力侧壁或吸入侧壁，其与作为主通道 18 边界的薄平行内壁结合。内壁紧密地靠近外壁，其间形成狭窄的第二通道 22，内壁包括成排的冲击冷却孔，通道之间流体连通，操作时向外壁的内表面提供冲击冷却。

如上所述，传统的溶模铸造要求制造陶瓷芯部，其对应于图 2 显示的几个通道。主通道 18 的尺寸比较大，产生比较结实的陶瓷突出部。

但是，第二通道 22 比较窄，导致比较薄的陶瓷突出部，因此强度弱于主突出部。图 2 显示的多个主通道和示例性的两个第二通道的复杂性要求特殊制造多件的陶瓷芯部和其多个突出部，这些件后来要适当地连接到一起，以用于传统的溶模铸造。

下面介绍改进的铸造方法，该方法可容易和精确地形成如图 2 所示的多个通道，包括窄的第二通道 22，所要求的陶瓷芯部，无关其结构和相对尺寸。

更具体地，图 1 显示的涡轮叶片 10 可以任何传统方式设计和形成，包括在传统的数字计算机 24 使用适当的程序化软件进行计算机辅助设计 CAD。现在工业部门对于高度复杂的部件，如涡轮叶片，通常采用 3-D 定义或模型，用三维坐标表示部件的整个结构，包括其外表面和内表面。

因此，图 1 所显示的涡轮叶片 10 可以用 3-D 数字模型 26 来表示，数字模型包括精确定义的其整个外表面，包括翼片 12，平台 14 和鸠尾榫 16，以及用各个通道 18，22 表示的内表面，如图 2 所示。

在普通的操作中，涡轮叶片 10 的 3-D 模型 26 用于形成普通的陶瓷芯部和互补的外部模具（未显示），用于溶模铸造。但是，如上所述，翼片内引入双壁结构和窄的第二通道 22 增加了叶片进行传统溶模铸造的复杂性和成本，同时还由于形成第二通道 22 所要求的薄陶瓷突出部的脆性，减少了产量。

在改进的铸造工艺和方法中，形成的涡轮叶片 10 的 3-D 模型 26 用于形成中空叶片 10 的 3-D 合成模型 28。

例如，图 1 示意性地显示了形成合成模型 28 的立体光刻装置（SLA）或设备 30，合成模型可完全相同地符合进行制造的实际或真正的涡轮叶片 10。SLA 装置 30 具有传统的结构，一般包括设置在

机器人臂端部的激光器 32，其可通过装置的数字控制器适当地控制和定位于 3-D 空间，数字控制器具有数字化程序，可控制其各种功能。

5 适当的立体光刻材料 36，如液体树脂，容纳于容器中，从激光器 32 发出的激光束 34 对容器中的树脂进行局部固化，以建立或形成合成模型 28。合成模型支承于容器中适当的固定件上，激光束根据储存在装置 30 中的 3-D 模型 26 精确地引导到模型的整个结构上，一层一层地形成模型。

10 实际涡轮叶片 20 的相同数字模型 26 用于 SLA 装置 30 形成基本相同的合成模型 28，结果是两个叶片互相基本一致，只是材料成分不同。图 1 显示的实际叶片 10 用适当的超合金金属形成，用于普通的燃气涡轮发动机，而叶片的合成模型 28 用适当的 SLA 材料 36 形成，通过激光器 32 固化成固体形式。

15 图 2 显示了图 1 显示的实际叶片 10 以及图 1 显示的合成模型叶片 28 的相同的径向截面图，叶片 10 用超合金金属形成，叶片 28 用合成 SLA 材料形成。

20 图 1 所示的合成模型 28 由固体的 SLA 材料形成，包括整个叶片的精确外部结构和表面，并包括精确的内部冷却回路，回路包括主通道和第二通道 18，22，如图 2 所示。合成模型 28 的精确位置可根据需要而变化，以便以适当的精度重现实际叶片的各种结构特征。

25 更精确的合成模型 28 要求数字模型 26 有更多的数据点，这方面只是受到控制 SLA 装置 30 的模型的实际应用的限制。各个合成模型 28 应当尽可能快地形成，以提高整个铸造过程的生产率，各个燃气涡轮发动机以及实际生产运行的多种发动机要求生产相当多的涡轮叶片。

图 3 显示了 SLA 装置制作出的 3-D 合成模型 28。由于 SLA 材料 30 是低强度的非金属材料，没有金属那样高的强度，最好对合成模型进行支承或包围，围绕其外表面提供支承结构。

例如，合成模型 28 可受到一对互补的支承件 38 的支承，其沿纵向分模面 40 包围合成模型，如图 4 所示。两个支承件 38 最好基本上完全地沿模型外表面包围合成模型 28，除了后面铸造工艺要用到的小入口或出口。

5       两个支承件 38 围绕合成模型用螺栓或卡接件适当地连接到一起，然后在中空的合成模型内铸造出陶瓷芯部 42，以形成原来设置的各个空腔。

      芯部可通过压力下注入适当芯部材料 44 到支承的合成模型 28 中进行铸造，注射成型的芯部然后通过干燥和加热进行适当的固化。

10       图 5 示意性地显示了芯部 42 形成后从合成模型 28 取下两个支承件。如上所述，两个支承件提供了对较薄弱的合成模型 28 的结构支承，使得形成内部芯部的注射过程中，薄弱的 SLA 材料不会变形或突起，使得所要求的尺寸变形。

      但是在可选择的实施例中，硬化或固化的 SLA 材料具有的足够强度，可抵抗芯部材料的注入压力，在该实施例中不必设置支承件。

      如图 5 所示，当铸造出内部芯部 42 后，模型的外表面不受支承件阻挡地暴露在外，可围绕合成模型 28 形成模制外壳。

      例如，图 5 所示的合成模型 28 可浸入容纳涂层材料 48 的容器中进行多层的模型涂复，固化后形成后来的外壳 46。整个合成模型 20 28 可一层一层地涂复，直到外壳 46 具有足够的厚度。

      在图 5 所示的优选实施例中，芯部材料 44 是适合注射到合成模型 28 形成陶瓷芯部 42 的陶瓷浆。外壳材料 48 也是陶瓷浆，用于涂复合成模型 28 以形成单个结构的周围外壳 46。用于芯部 42 和外壳 46 的陶瓷材料然后通过干燥和加热进行适当的固化，使陶瓷材料固 25 化在适当位置。

      图 6 示意性地显示了通过熔化、燃烧、溶解或其他任何适当方式将特定形式的形成合成模型的 SLA 材料取出，合成模型 28 可适当地从陶瓷芯部 42 周围和从周围的陶瓷外壳 46 内侧取出。可通过在

包围的模型 28 的底部设置接近孔可方便地实现，孔对准陶瓷芯部的相应的入口突出部。

5 当如图 6 所示从外壳 46 取出合成模型后，其中留出相应的空腔，围绕外壳内的陶瓷芯部 42。该空腔对应于由形成实际叶片 10 的金属部分的精确形状。

因此，实际叶片 10 在取出模型蜡后可方便地通过与传统的溶模铸造相同的工艺步骤围绕芯部 42 在外壳 46 内铸造出。例如，可通过位于外壳 46 的鸠尾榫端的进入孔注入熔化的金属，利用重力充填外壳 46 内的空腔，外壳适当地设置成位于颠倒的位置。外壳 46 的顶端可设置适当的出口孔，以便当熔化的材料充填空腔时从外壳排出空气。

10 然后使熔化的金属在陶瓷外壳 46 内围绕陶瓷芯部 42 冷却和固化，形成实际的叶片 10。外壳 46 然后通过打碎或溶解脆性的陶瓷材料从铸造的叶片 10 周围适当地取出。因此，陶瓷芯部 42 可通过传统的方式，如化学浸出，从铸造的叶片 10 适当地取出。通过这种方式，从包围的外壳 46 释放铸造叶片 10，取出芯部 42 形成内部冷却回路。

15 这样铸造出的叶片然后进行铸造后处理，如在侧壁上钻出成排的薄膜冷却孔。

20 使用图 4 所示的合成模型 28 的特别优点是，互相连接的主通道 18 和第二通道 22 可在固化后通过注入陶瓷材料 44 进行充填，形成整体的或单一的陶瓷芯部 42。整个合成模型 28 内的所有空腔可用陶瓷材料充满，形成精确的最终芯部，其精确地位于合成模型 28 内。

25 因此，如图 6 所示，从周围的陶瓷外壳 46 内取出合成模型 28 后，围绕芯部形成的空腔精确地代表最终金属涡轮叶片结构的实际或真正形式。在外壳 46 内注入熔化材料可相同地复制前面容纳其中的合成模型，实际叶片可用希望的最终材料形成，而合成模型可包括不同的 SLA 材料。

因此，图 6 显示的最终实际涡轮叶片 10 精确地复制了合成模型 28，以及图 1 显示的原始数字模型 26，误差未超出原始数字模型的误差。图 6 显示的涡轮叶片 10 的外部结构包括翼片 12，平台 14 和整体形成的鸠尾榫 16，精确重现了数字模型。此外，铸造的涡轮叶片 10 内的内部冷却回路也精确地重现了数字模型表示的对应回路。

由于陶瓷芯部 42 本身在合成模型 28 中模制，其相对位置通过固化 SLA 材料精确地保持。此外，合成模型 28 的外部结构在包围的外壳 46 内精确的模制。通过这种方式，陶瓷芯部 42 精确地定位于陶瓷外壳 46 内，可精确地复制最后铸造叶片的内表面和外表面之间的对应壁厚。

注意到图 6 显示的实际叶片 10 利用陶瓷外壳 46 内的陶瓷芯部 42 进行铸造，无需传统的通常用于失蜡铸造法的模具。图 3 显示了使用的可选择的支承件 38，其进行了特别设计以支承或支持较薄弱的合成模型 28，支承件通常具有常规的模具形式，但不具有模具的功能。

更具体地，传统的模具必须用适当的高强度的金属和精确的机械加工形成，以形成与进行铸造的叶片互补的外表面。在失蜡铸造法中在中间步骤期间重复使用传统的模具，其中蜡注入芯部和模具之间，精确地形成等同于最后部件或叶片的蜡型。

对比之下，图 3 显示的预形成的合成模型 28 精确地显示实际叶片的最后形状，误差在图 1 显示的数字模型 26 的制造误差的范围内。在本发明的铸造工艺中不使用蜡，因此不需要蜡模所用的传统模具。

图 3 显示的合成模型 28 包括外表面，具有符合空气动力学的翼片部分，其连接到支承于整体形成的鸠尾榫的平台内边界。合成模型的外表面具有第一尺寸误差，处于图 1 显示的数字模型 26 的希望精度范围内。一般地，合成模型 28 和后来的实际叶片 10 的外部尺寸具有特定的制造误差，数密尔或更小，叶片的翼片部分在尺寸、结构和平滑表面上具有很高的精度。

但是，由于图 3 显示的支承件 38 只是在陶瓷材料压力下注入期间提供对合成模型的支承，不要求具有较高的制造精度，以及较高的成本。图 3 显示的两个互补的支承件 38 具有相应的内表面 50，其与相对的合成模型 28 的对应外表面互补。

5 分模面 40 可方便地沿着翼面的上弯线从前缘和后缘向外发展。通过这种方式，一个支承件设置成适合翼面的凹进压力侧和平台及鸠尾榫的相应侧，另一个支承件设置成适合翼面的凸出吸入侧和平台及鸠尾榫的相应侧。

10 两个支承件 38 可用适当的金属形成，以提供足够的强度，内部表面 50 可加工成具有第二尺寸误差，其可基本上大于合成模型 28 的第一尺寸误差。不要求支承件的内表面 50 与合成模型 28 的相应外表面一致地配合，而是只要大概地配合这些表面，以便在芯部铸造过程中能够限制其变形。

15 通过这种方式，支承件可用比传统的金属模具材料便宜的材料形成，可具有较低的加工精度，以便极大地降低成本，因此，降低了铸造实际叶片的成本。

如上所述，可根据合成模型 28 的强度、模型的形式和结构以及希望的芯部，和铸造芯部的注射压力来选择是否使用支承件 38。

20 图 1 显示了形成合成模型 28 的示例性的 SLA 工艺。其他的可精确地形成合成模型的传统工艺也可以使用，其中内部空腔和外表面都精确地复制出，以便用于上面介绍的铸造工艺。

由于其复杂性，铸造的涡轮叶片形式只是特殊的示例，其优点在于可以较低的成本提高叶片铸造精度。其他形式的部件也可以进行铸造，精确地复制外部结构和表面以及希望的内部空腔或表面。

25 尽管已经介绍了本发明的优选和示例性的实施例，很明显，所述领域的技术人员根据所介绍的本发明内容可以对本发明进行其他改进。因此，这些改进未脱离所附权利要求，所有的改进都属于本发明的真实精神和范围内。

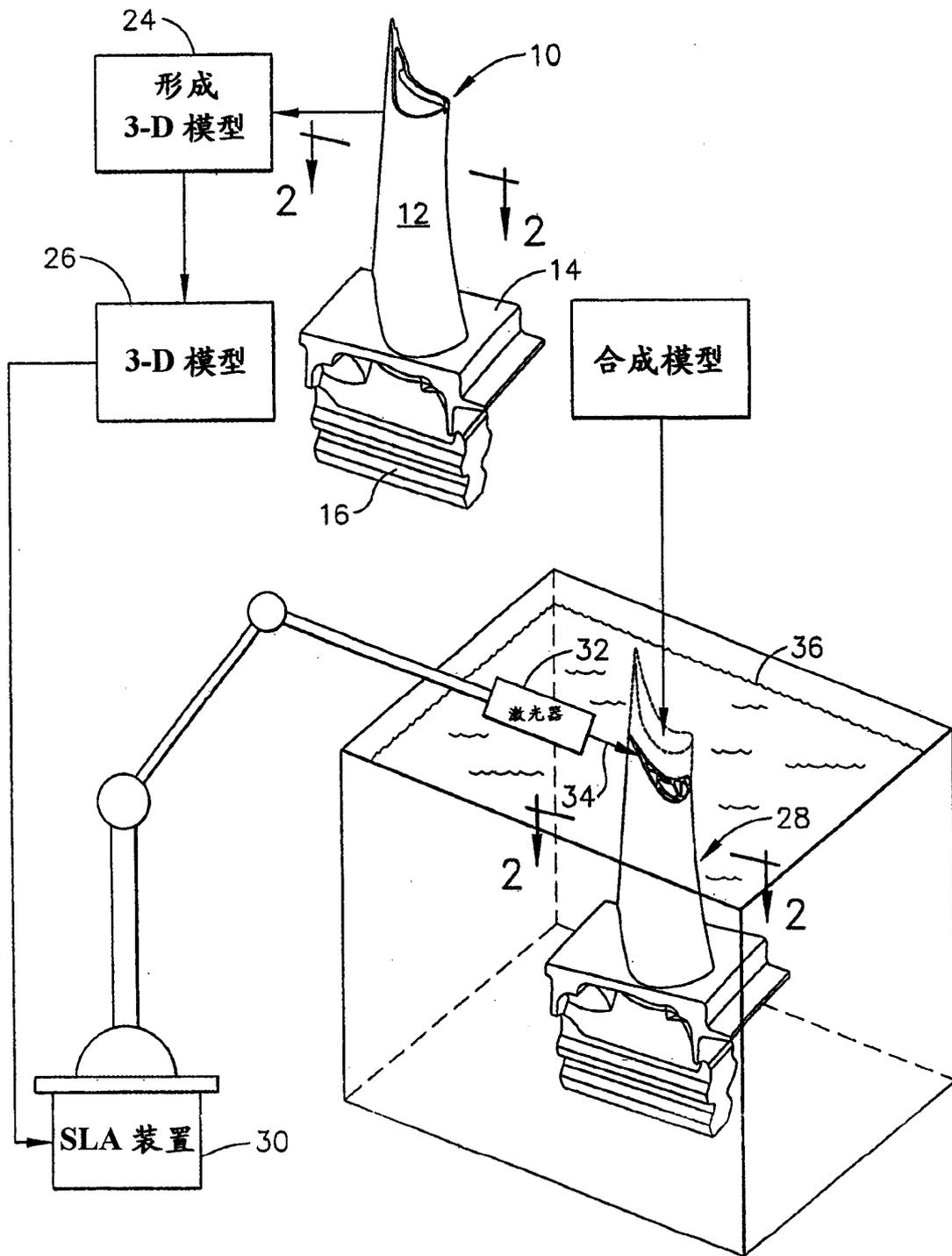


图 1

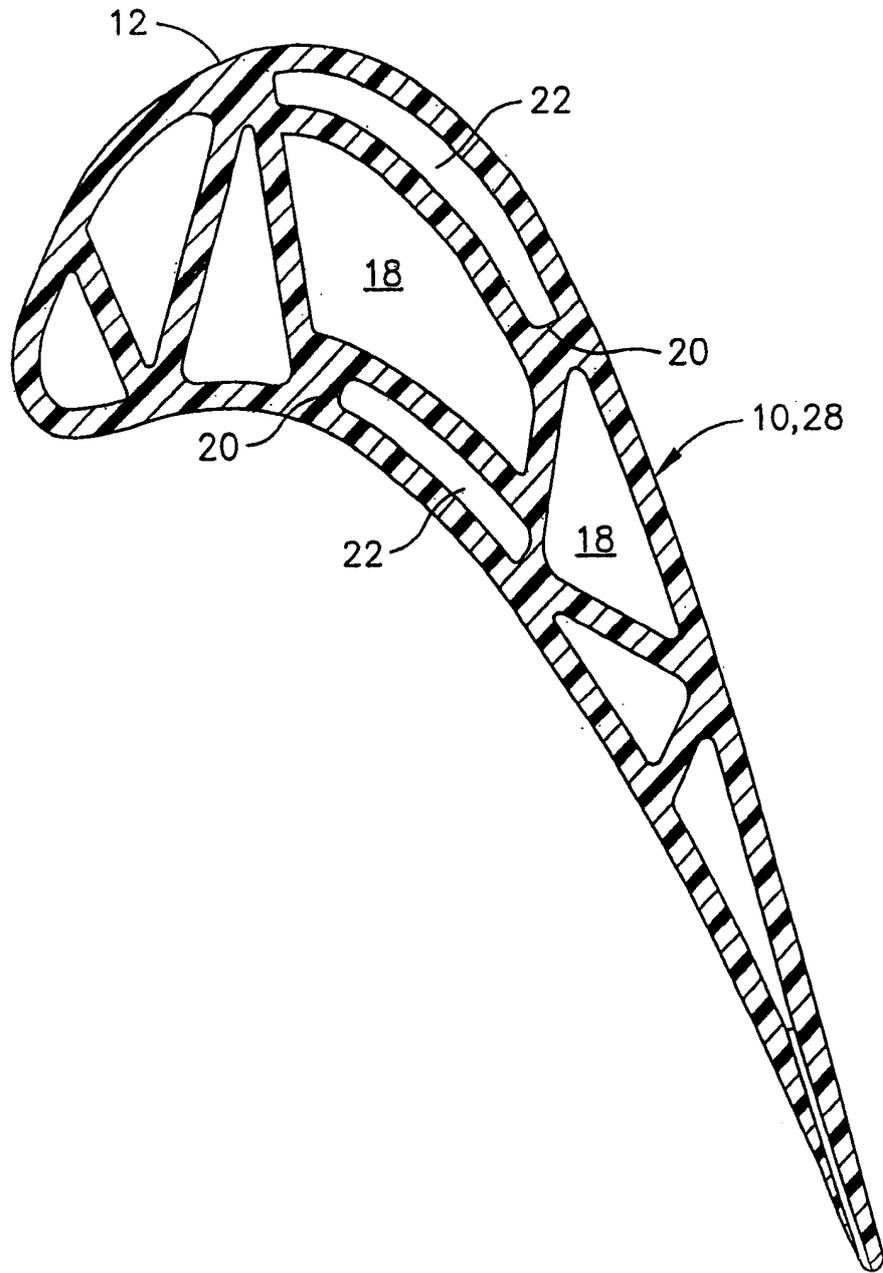


图 2

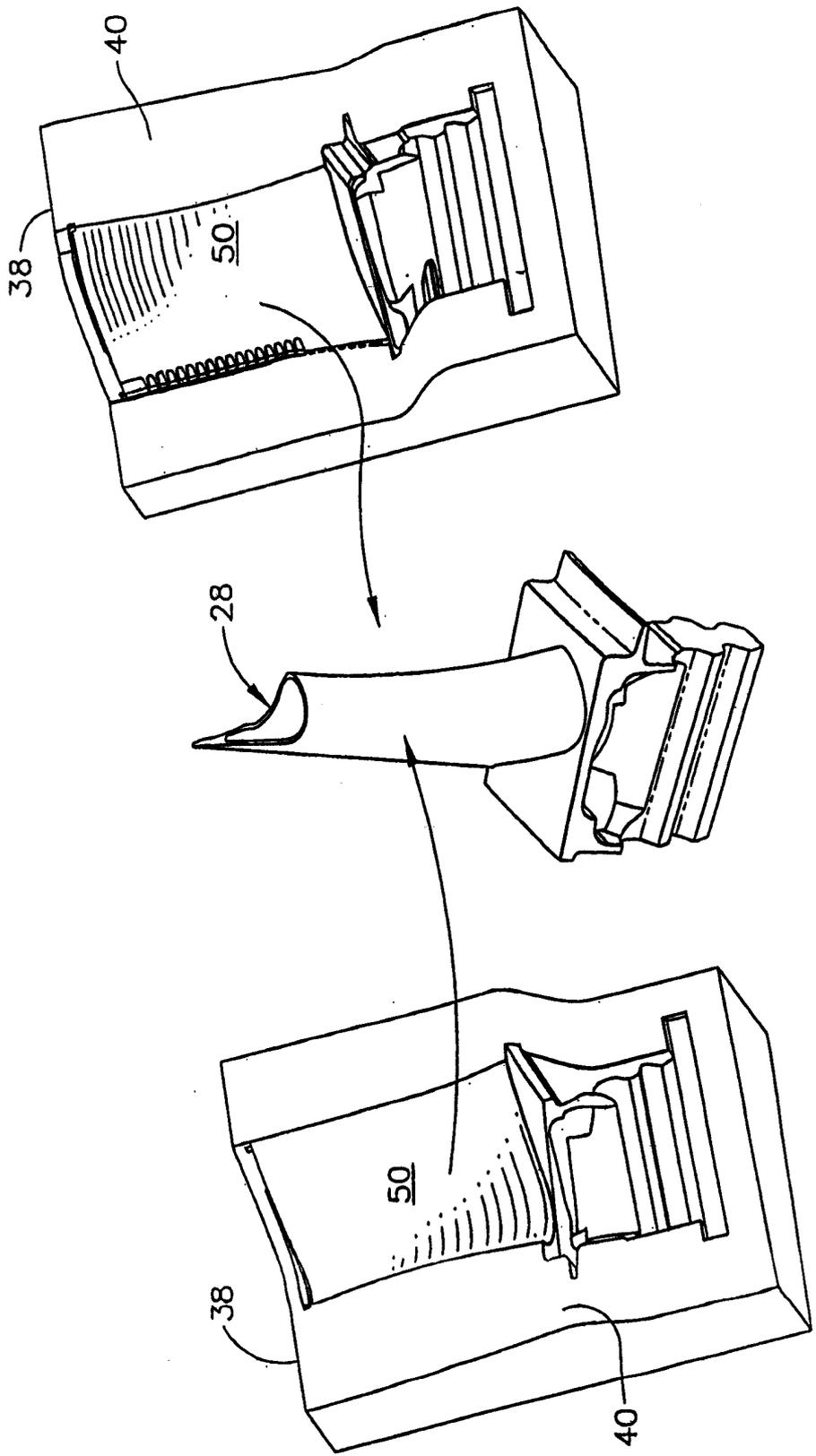


图 3

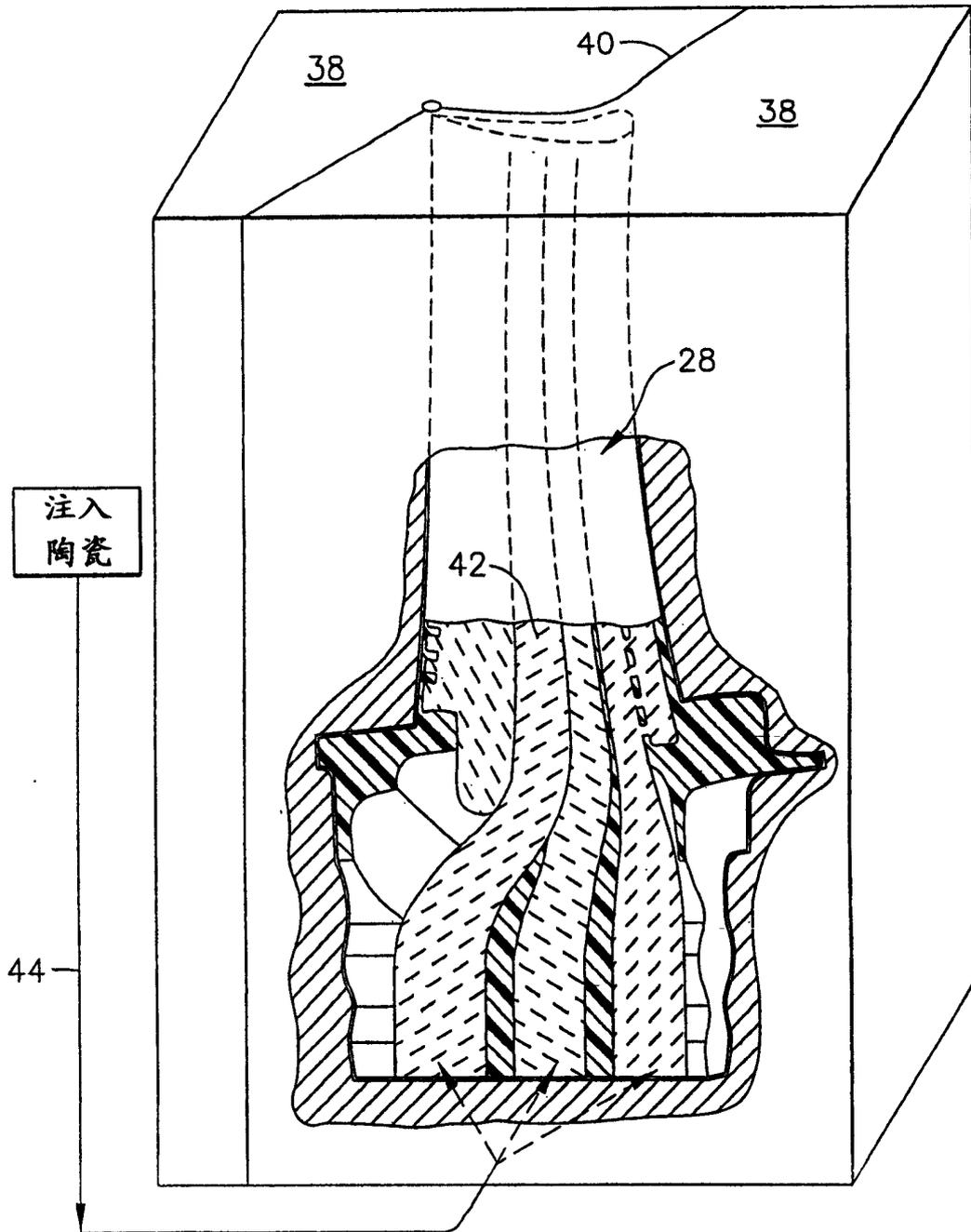
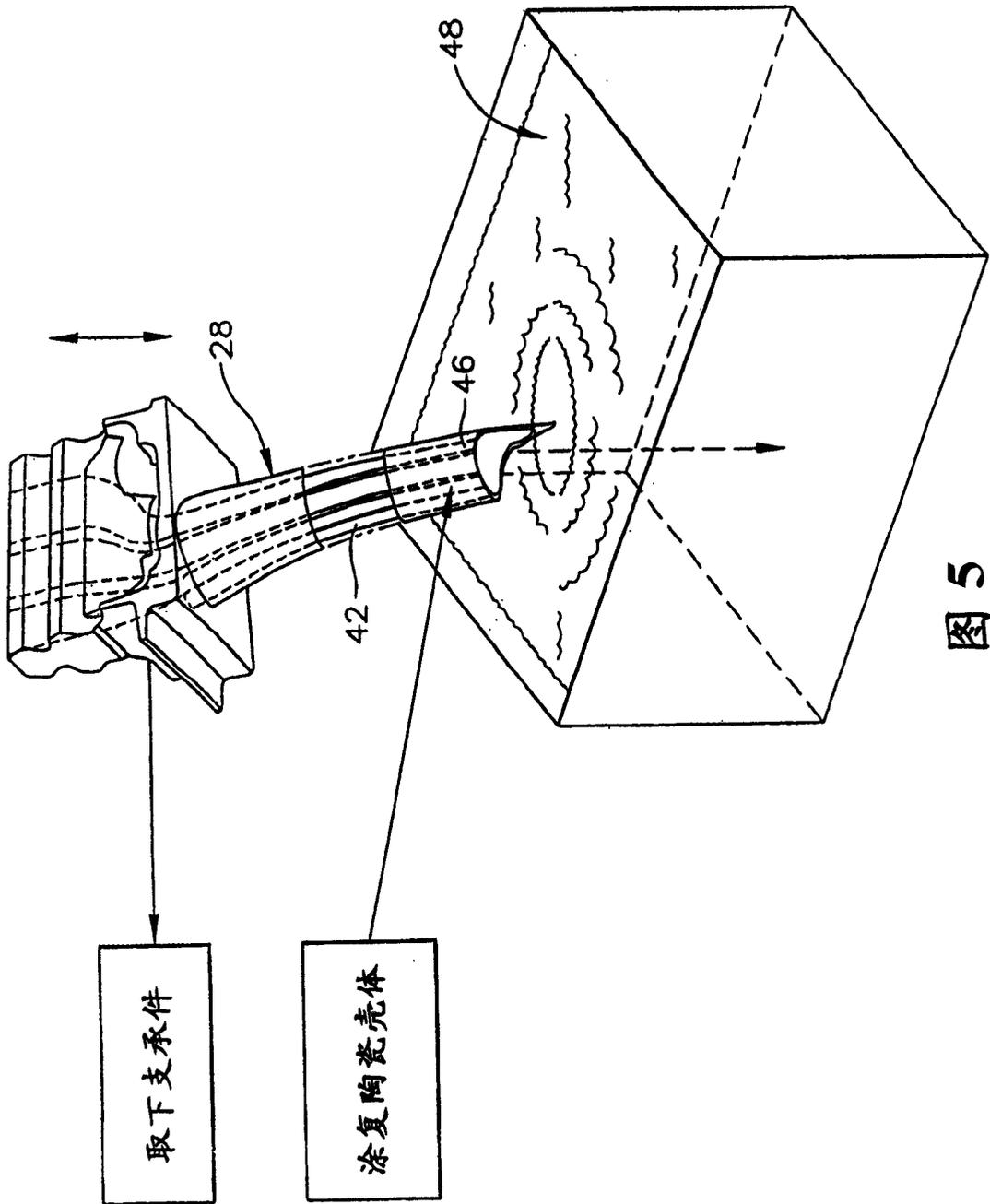


图 4



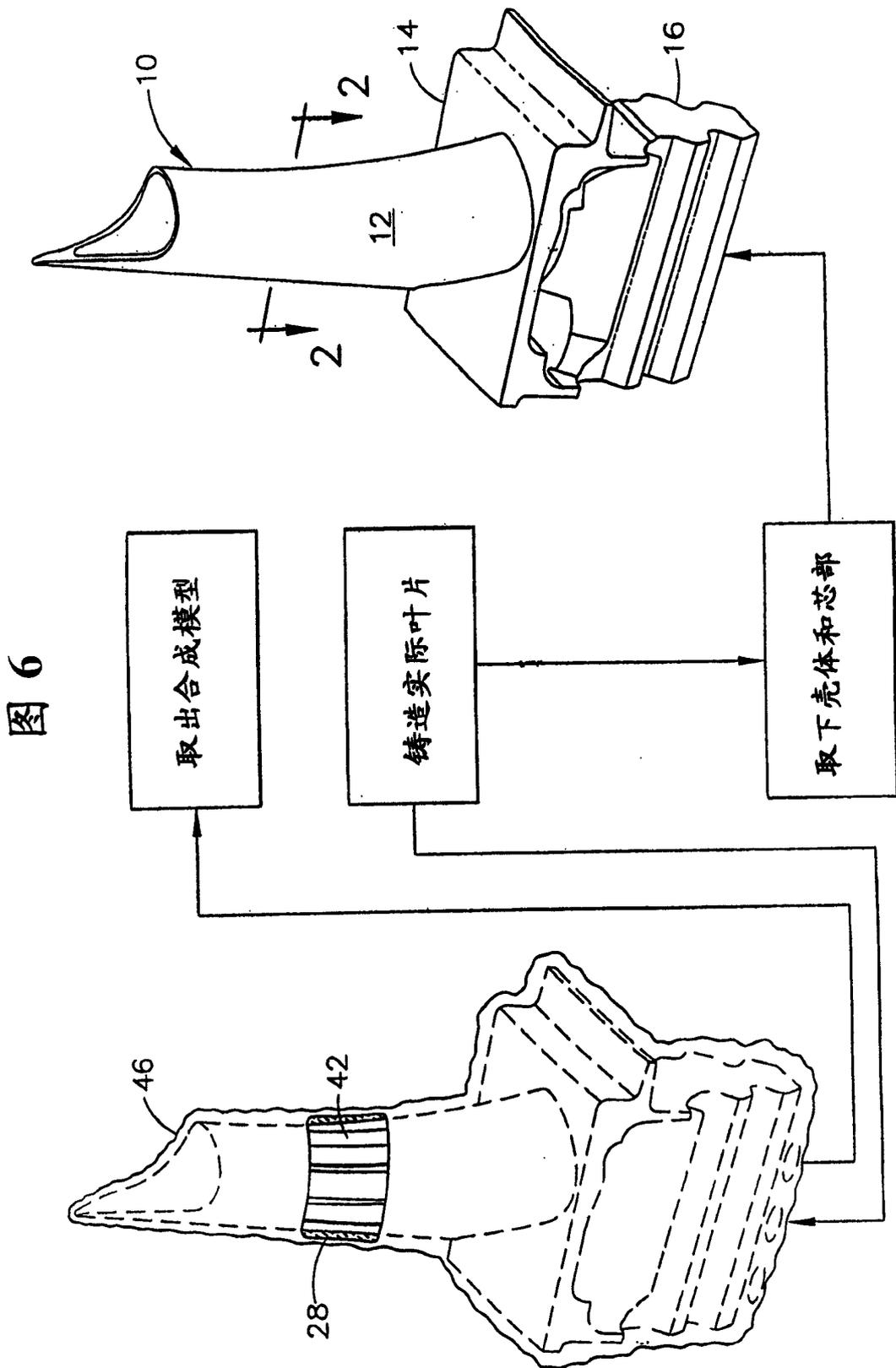


图 6