

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

F01D 11/08 (2006.01)

F01D 11/18 (2006.01)

F01D 25/24 (2006.01)



[12] 发明专利申请公开说明书

[21] 申请号 200610002489.1

[43] 公开日 2006 年 8 月 2 日

[11] 公开号 CN 1811135A

[22] 申请日 2006.1.4

[21] 申请号 200610002489.1

[30] 优先权

[32] 2005.1.4 [33] US [31] 11/028815

[71] 申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

[72] 发明人 D·J·哈里斯

[74] 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

代理人 廖凌玲

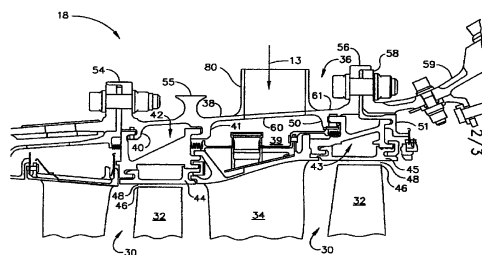
权利要求书 2 页 说明书 6 页 附图 3 页

[54] 发明名称

保护转子组件顶部间隙的方法和装置

[57] 摘要

公开了一种用来装配燃气涡轮发动机(10)的转子组件的方法。该发动机包括发动机壳体(36)、多个转子叶片(32)和至少一个涡轮罩组件(42、43)。该方法包括：把多个壳体段(38)沿着圆周方向安装在一起，以形成绕着该多个转子叶片和该至少一个涡轮罩组件的壳体，其中，每个壳体段包括至少两个安装法兰(54、55、56)和在它们之间所限定的通道(52、53)。该方法还包括把隔热涂层(90)涂敷到通道的内表面(60)和每个安装法兰的至少一部分上，从而有利于在航行工作期间保持多个转子叶片和该至少一个涡轮罩组件之间的轴对称运转顶部间隙(48)。隔热涂层还有利于在起飞工作期间控制轴对称运转顶部间隙，因此减小了废气温度和燃料消耗率。



1.一种燃气涡轮发动机(10)的转子组件,所述组件包括:

5 至少一个壳体段(38),该壳体段包括中间法兰(55)、后法兰(56)和在它们之间进行延伸的主体,所述主体包括在其内限定的至少一个通道(53);
 多个转子叶片(32);

 至少一个涡轮罩组件(42、43),它沿着所述多个转子叶片径向向外地连接,因此在所述多个转子叶片和所述至少一个涡轮罩组件之间限定轴对称运转
10 顶部间隙(48);及

 把隔热涂层(90)涂敷到所述至少一个通道中,所述涂层构造成有利于在发动机工作期间保持所述轴对称运转顶部间隙,因此减小了废气温度过调和燃料消耗率。

2.如权利要求1所述的转子组件,其特征在于,所述中间安装法兰和后安
15 装法兰(55、56)中的每一个包括底部(62、68)、唇部(64、70)和通道部分,所述隔热涂层(90)涂敷到每个所述通道部分的至少一部分中。

3.如权利要求1所述的转子组件,还包括设置包括后边缘(85)和前边缘(83)的进入管(80),其中所述管与所述壳体段通道(53)流动连通,每个所述中间边缘和前边缘的至少一部分具有所述隔热涂层(90)。

20 4.如权利要求1所述的转子组件,其特征在于,所述隔热涂层(90)连接到所述至少一个通道(53)中,并且构造成有利于所述壳体段(38)以与所述罩组件(42、43)的热膨胀率基本相同的热膨胀率进行热膨胀,因此在发动机(10)起飞和航行工作期间保持所述轴对称运转顶部间隙(48)。

5.如权利要求1所述的转子组件,其特征在于,所述隔热涂层(90)具有
25 大于0.035英寸的厚度。

6.如权利要求1所述的转子组件,其特征在于,所述隔热涂层(90)具有小于0.045英寸的厚度。

7.一种燃气涡轮发动机(10),该发动机包括:

 转子组件,该转子组件包括至少一个壳体段(38),该壳体段包括中间法
30 兰(55)、后法兰(56)和在它们之间进行延伸的主体,所述主体包括在其内

限定的至少一个通道(53)；

多个转子叶片(32)；

至少一个涡轮罩组件(42、43)，它沿着所述多个转子叶片径向向外地连接，因此在所述多个转子叶片和所述至少一个涡轮罩组件之间限定轴对称运转
5 顶部间隙(48)；及

涂敷到所述至少一个通道中的隔热涂层(90)，所述涂层构造成有利于在发动机起飞和航行工作期间保持轴对称运转顶部间隙。

8.如权利要求7所述的发动机(10)，其特征在于，所述中间和后安装法兰(55、56)都包括底部(62、68)、唇部(64、70)和通道部分，因此在发
10 动机工作期间，壳体段(38)有利于减小燃气涡轮发动机的废气温度过调。

9.如权利要求7所述的发动机(10)，还包括至少一个进入管(80)，该进入管连接到壳体段(38)上，因此该至少一个进入管连接成与设置在相应壳体段(38)内的通道(53)流动连通，该至少一个进入管包括后边缘(85)和前边缘(83)，其中每个后边缘和前边缘的至少一部分具有隔热涂层(90)。

15 10.如权利要求7所述的发动机(10)，其特征在于，所述隔热涂层(90)连接到通道(53)中，以有利于在发动机(10)起飞和航行工作期间使每个壳体段(38)的热膨胀率与该至少一个涡轮罩组件(42、43)的热膨胀率基本上匹配。

保持转子组件顶部间隙的方法和装置

5 技术领域

本发明总体上涉及一种燃气涡轮发动机，更加具体地说，涉及一种与燃气涡轮发动机一起使用的涡轮壳体。

至少一些公知的燃气涡轮发动机通常包括：连续流动的装置；高压压缩机，用于压缩流过发动机的空气；燃烧器，在该燃烧器中燃料与压缩空气相混合，
10 并且点燃以形成高能气体流；及高压涡轮（HPT）。高压压缩机、燃烧器和高压涡轮有时合起来称为核心发动机。这种燃气涡轮发动机还可以包括低压压缩机或者增压器，以把压缩空气供给到高压压缩机中。

至少一些公知的涡轮包括转子组件，该组件包括多排转子叶片。每个转子叶片从叶片平台径向向外地延伸到顶部。多个罩连接在一起以形成流动通道壳体，该流动通道壳体绕着转子组件基本上沿着圆周方向进行延伸，因此在每个
15 相应转子叶片顶部和 HPT 壳体之间限定顶部间隙。理想的是，顶部间隙设计成最小，同时它的尺寸大小仍足够大，从而在有效发动机工作状态的整个范围内有利于无摩擦发动机工作。

在工作期间，涡轮性能可能受到位于涡轮叶片顶部和 HPT 壳体之间的运转顶部间隙的影响。具体地说，当该间隙增大时，通过转子叶片顶部的泄漏量不利地限制了涡轮组件的性能。在稳定状态的起飞工作期间，保持密封的运转间隙，有利于减小废气温度（EGT）过调。而且，在航行工作期间保持这种间隙，有利于减小燃料消耗率（SFC）。

相应地，为了便于保持叶片顶部间隙，因此至少一些公知的 HPT 壳体设计企图借助控制壳体温度来使定子壳体的热膨胀率基本上与涡轮转子组件的热膨胀率相匹配。在一些情况下，通过被动元素（壳体厚度和热质量）和能动元素（例如把冷空气导入到壳体的外表面中）的结合可以实现 HPT 壳体的热匹配。限制 HPT 壳体的热响应有利于减小 EGT 过调（overshoot）和 SFC。

发明内容

30 在一个方面，提供了一种用来装配燃气涡轮发动机的转子组件的方法。该

转子组件包括多个转子叶片和至少一个涡轮罩组件。该方法包括：把多个壳体段安装在一起，以形成绕着该多个转子叶片和该至少一个涡轮罩组件的壳体。每个壳体段包括至少两个安装法兰和在它们之间进行延伸的通道。该方法还包括把隔热涂层涂敷到通道的内表面和每个安装法兰的至少一部分中，从而有利于在发动机工作期间保持在多个转子叶片和该至少一个涡轮罩组件之间所限定的轴对称运转顶部间隙，因此减小了废气温度过调和燃料消耗率。

在另一个方面中，提供了一种燃气涡轮发动机的转子组件。该转子组件包括至少一个壳体段，该壳体段包括中间法兰、后法兰和在它们之间进行延伸的主体。该主体包括在其内限定的至少一个通道。该转子组件还包括：多个转子叶片；至少一个涡轮罩组件，它沿着该多个转子叶片径向向外地连接，因此在多个转子叶片和该至少一个涡轮罩组件之间限定轴对称运转顶部间隙。把隔热涂层涂敷到所述至少一个通道中，所述涂层构造成有利于在发动机工作期间保持轴对称运转顶部间隙，因此减小了废气温度过调和燃料消耗率。

在另一个方面，提供了一种燃气涡轮发动机。该发动机包括转子组件，该转子组件包括至少一个壳体段，该壳体段包括中间法兰、后法兰和在它们之间进行延伸的主体。该主体包括在其内限定的至少一个通道。该转子组件还包括：多个转子叶片；及至少一个涡轮罩组件，它沿着该多个转子叶片径向向外地连接，因此在多个转子叶片和该至少一个涡轮罩组件之间限定轴对称运转顶部间隙。把隔热涂层涂敷到所述至少一个通道中，该涂层构造成有利于在发动机起飞和航行工作期间保持轴对称运转顶部间隙。

附图说明

图1是燃气涡轮发动机的示意图。

图2是图1所示的高压涡轮中一部分的示意图；

图3是图2所示的高压涡轮中一部分的放大横剖视图；

图4是图2所示的高压涡轮中一部分的放大横剖视图。

具体实施方式

图1是燃气涡轮发动机10的示意图，该发动机10包括低压压缩机12、高压压缩机14和燃烧器组件16。发动机10还包括高压涡轮（HPT）18和以串联的、轴向流动关系布置的低压涡轮20。压缩机12和涡轮20借助第一轴24来连接，而压缩机14和涡轮18借助第二轴26来连接。在一个实施例中，发

动机 10 是商业上从 General Electric Company, Cincinnati, Ohio 所能买到的 GE90 发动机。

在工作时, 空气从发动机 10 的上游侧 11 流过低压压缩机 12, 把压缩空气 13 从低压压缩机 12 供给到高压压缩机 14 中。然后把压缩空气 13 输送到燃烧器组件 16 中, 在那里, 它与燃料相混合并且点燃。把燃烧气体从燃烧器 16 中引导来驱动涡轮 18 和 20。

在示例性实施例中, 发动机 10 进行工作以驱动各种工作模式期间的飞机, 其中这些模式包括怠速、起飞、航行和降落。因此, 当发动机 10 在工作期间增大功率, 增大动力消耗或者减小功率, 减低动力消耗时, 发动机 10 工作在 10 第一和第二转子轴 24 和 26 的加速或者减速的过渡状态下。发动机 10 还工作在稳定状态的情况下, 例如在航行工作期间, 其中, 发动机 10 的功率基本上保持在中间的固定量上, 并且第一和第二转子轴 24 和 26 的速度保持相对恒定。

图 2 是高压涡轮 18 中一部分的示意图。图 3 是 HPT18 中一部分的放大横剖视图。图 4 是在图 3 那部分附近沿着圆周所截取的 HPT18 中一部分的放大横剖视图。HPT18 包括多个级 30, 每级包括一排涡轮叶片 32 和一排定子叶片 34。涡轮叶片 32 借助转子盘 (未示出) 来支撑, 这些转子盘连接到转子轴 26 上。HPT 壳体 36 绕着涡轮叶片 32 和定子叶片 34 沿着圆周方向进行延伸, 因此这些叶片 34 借助壳体 36 来支撑。

HPT 壳体 36 包括底部壳体段 38, 该底部壳体段 38 与定子叶片 34 相隔开, 20 这样在它们之间限定增压室 39。壳体段 38 包括前部安装钩 40 和中间安装钩 41。安装钩 40 和 41 限定前部罩通道 52。前部罩通道 52 内的前部罩组件 42 连接到安装钩 40 和 41 上。壳体段 38 还包括后安装钩 50, 该后安装钩 50 连接到附近下游罩组件 43 上。安装钩 41 和 50 限定壳体段 38 中的后罩通道 53, 这些在下面将更加详细地描述。每个罩组件 42 和 43 包括相应的罩 44 和 45, 该罩 44 和 25 45 沿着涡轮叶片顶部 46 径向向外地安装, 因此在罩 44 和 45 与涡轮叶片顶部 46 之间限定轴对称的顶部间隙 48。

壳体段 38 包括前部安装法兰 54、中间法兰 55 和后安装法兰 56, 该后安装法兰 56 用来把壳体段 38 基本上沿轴向地连接到发动机 10 内。前部安装钩 40 从前部安装法兰 54 径向向内地延伸, 中间安装钩 41 从中间法兰 55 径向向内地延伸, 及后安装钩 50 沿着后安装法兰 56 径向向内地延伸。辅助安装钩 51 30

连接在壳体段安装法兰 56 和从邻近壳体段 59 进行延伸的安装法兰 58 之间。因此，每个罩组件安装钩 50 和 51 定位在壳体段安装法兰上，具体地说，定位在安装法兰 56 和安装法兰 58 上。

壳体段 38 还包括外表面 61，该外表面在中间法兰 55 和安装法兰 56 之间进行延伸。在一个实施例中，发动机 10 包括间隙控制系统（未示出），该控制系统连接成与壳体段 38 流动连通，以有利于通过多个管（未示出）来冷却外表面 61。

后罩通道 53 在中间安装钩 41 和后安装钩 50 之间进行延伸，并由壳体段径向向内表面 60 来进一步限定。安装钩 41 包括：底部 62，该底部 62 从壳体段 38 径向向内地延伸；及唇部 64，它从底部 62 向上游延伸。底部 62 包括后表面 63，该后表面 63 延伸到唇部 64。底部 62 连接到内表面 60 上，因此限定精确的面向后接合部 66。

安装钩 50 包括：底部 68，它从壳体段 38 径向向内地延伸；及唇部 70，它从底部 68 向后地延伸。底部 68 包括延伸到唇部 70 中的前表面 69。底部 68 连接到内表面 60 上，因此形成了精确的面向前接合部 72。内表面 60 在接合部 66 和 72 之间进行延伸。

HPT18 还包括多个沿圆周方向隔开的空气进入管 80，这些管连接成与 HPT 壳体 36 流动连通。进入管 80 连接到位于安装钩 41 和 50 之间的、位于壳体段 38 上的 HPT 壳体 36 中。开口 84 延伸通过壳体段 38 和内表面 60 从而使增压室 39 能接受通过开口 84 从进入管 80 所排出的压缩空气 13。

在发动机 10 的工作期间，包括热发动机气体（该气体包括压缩机排出寄生物和泄漏物）在内的压缩空气 13 通过进入管 80 引导到增压室 39 中，并且在 HPT 壳体 36 内产生温度梯度，因此在稳定状态起飞和航行工作期间，这些温度梯度产生了径向轴对称增长和圆周扭曲，并且，由于 HPT 壳体 36 在中间安装钩 41 处支撑着罩组件 42 且在后安装钩 50 上支撑罩组件 43，因此可以增大运转顶部间隙 48。运转顶部间隙 48 的增大有利于减小 HPT18 的效率。控制轴对称的运转顶部间隙 48 有利于降低起飞工作期间的峰值废气温度（EGT），因此有利于限制 EGT 过调。此外，在航行工作期间，保持密封的运转顶部间隙 48，有利于减小燃料消耗率（SPC）。

如图 3 和 4 更加清楚地示出一样，在后罩通道 53 中涂敷隔热涂层（TBC）

90。在示例性实施例中，TBC90 从中间安装钩底部后表面 63 沿着壳体段内表面 60 延伸到后安装钩底部前表面 69 中。在另一个示例性实施例中，TBC90 从中间安装钩底部后表面 63 沿着壳体段内表面 60 延伸到进入管前边缘 83，并且从进入管后边缘 85 延伸到后安装钩底部前表面 69 中。

5 在一个实施例中，TBC90 是镍铬铝 (NiCrAl) 涂层，该涂层具有这样的标称成分范围：按照重量百分比，大约 4.5% 到大约 7.5% 的铝，大约 15.5% 到大约 20.5% 的铬，大约 3.0% 的锰，大约 1.0% 的铁，大约 0.3% 的碳，大约 2.0% 的硅，大约 3.5% 的其它元素，和大约 70.0% 的镍。NiCrAl 涂层只是示范而不是限制性的。在一个实施例中，涂层 90 的厚度为大约 0.035 英寸到大约 0.045
10 英寸之间，并且可以使用任何公知的热喷射技术把涂层 90 涂敷到后罩通道 53 中，其中这些公知的热喷射技术包括高速双氧水喷射 (HVOF)、空气等离子体喷射 (APS)、低压等离子体喷射 (LPPS)、电线弧喷射及燃烧金属丝或者粉末喷射，但不局限于此。在另一个实施例中，在 TBC90 之前，把粘结涂层 92 涂敷到后罩通道 53 上，因此涂层 92 的厚度为大约 0.004 英寸到大约 0.01 英寸
15 之间。

在工作期间，运转顶部间隙 48 可能会影响涡轮性能，照此，使运转顶部间隙 48 最佳化是理想的，同时防止叶片顶部 46 接触罩 44 和 45。为了有利于保持运转顶部间隙 48，理想的是使包括壳体段 38 在内的涡轮壳体 36 的热量增加与转子盘（未示出）和涡轮叶片 32 的热量增加基本上一致。由于 TBC90 被
20 涂敷到底部壳体段 38 上，因此位于罩组件 42 和 43 的安装钩 41 处的壳体段 38 的热量增加特性各自与前部和后部壳体安装法兰 54 和 56 的热量增加特性更加接近地匹配。同样地，在起飞工作期间，有利于轴对称的涡轮叶片顶部到罩运转顶部间隙便于得到控制，并且在航行工作期间便于保持。更加具体地说，借助把 TBC90 加入到壳体段 38 的内表面 60 中，有利于将 EGT 过调和 SFC 减小
25 到低于预定极限。

上述 TBC 提供了经济的涂层，该涂层可以用来方便地控制轴对称运转间隙，并且有利于配合壳体段的热量增加特性，以致可以保持涡轮叶片顶部到罩运转间隙，同时减小 EGT 过调。在起飞和航行工作期间，保持密封的轴对称运转顶部间隙可以减小峰值 EGT，因此增大了野外发动机 (fielded engine) 的
30 飞行时间，并且增加了新的和整修的发动机制造厂的方便 (readiness)。

在上面详细地描述了涡轮壳体组件、具体地说是壳体段的示例性实施例。每个壳体段不局限于这里所描述的具体实施例，而是可以独立地、与这里所描述的其它零件分开地使用每个零件。每个零件也可以与其它涡轮壳体组件结合使用。

- 5 尽管根据各种具体实施例来描述了本发明，但是本领域所属技术人员知道，可以通过落入各技术方案的精神实质和范围内的变形来实现本发明。

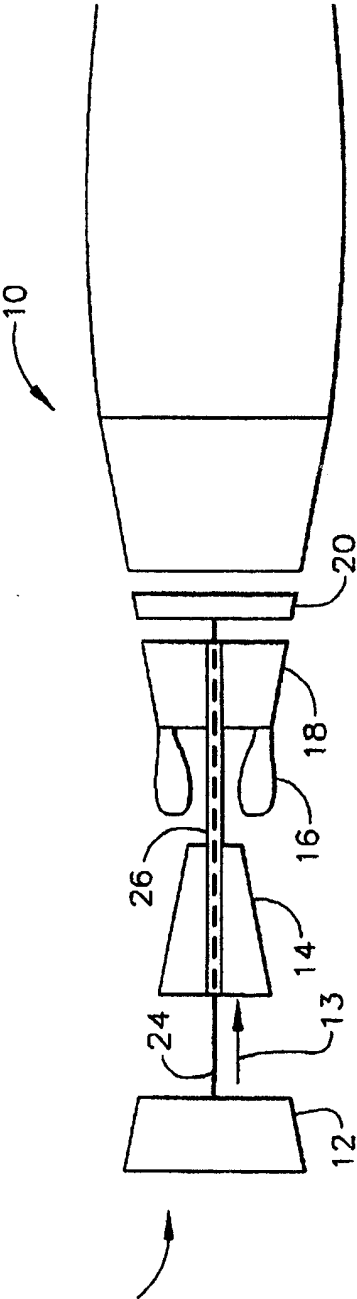


图 1

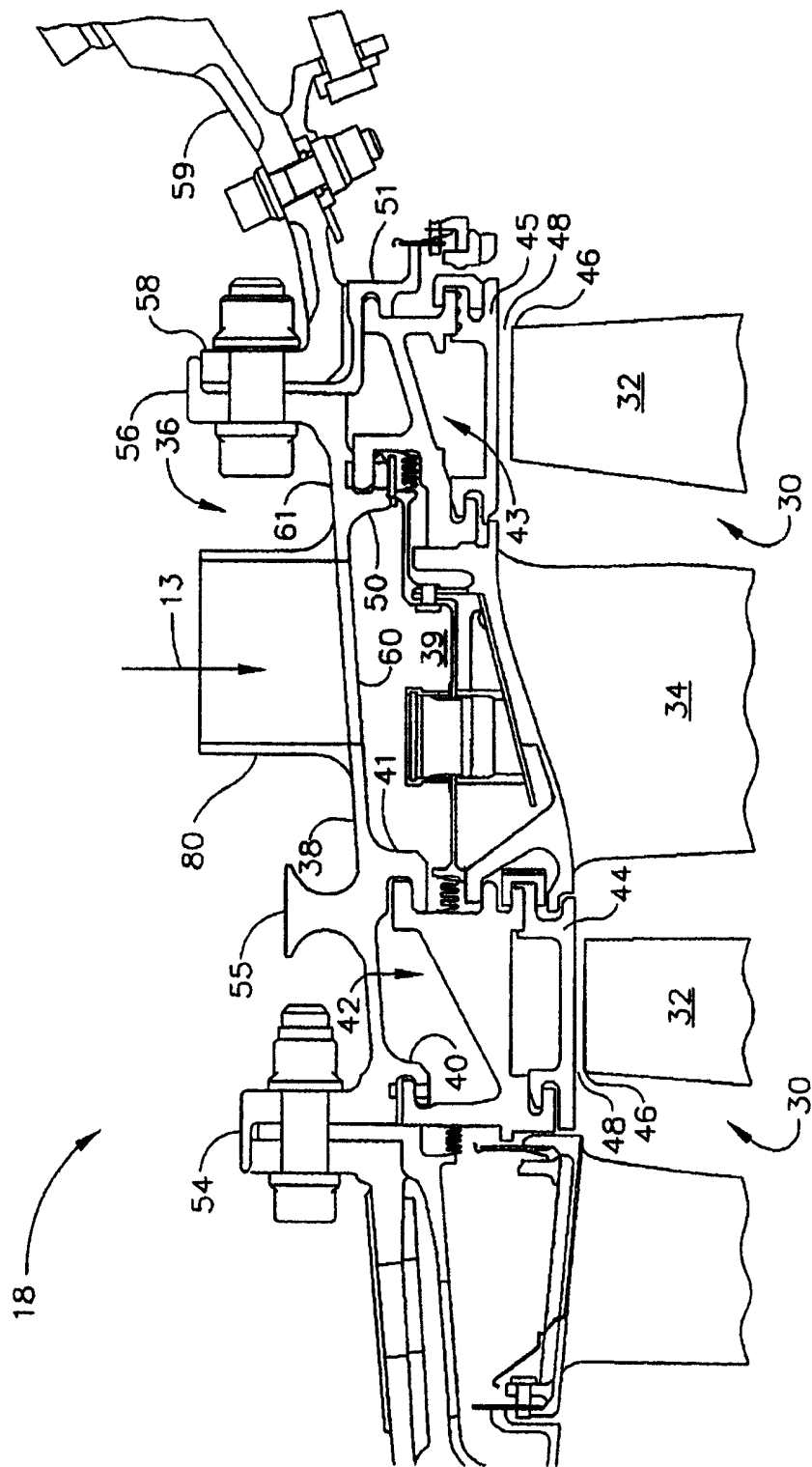


图 2

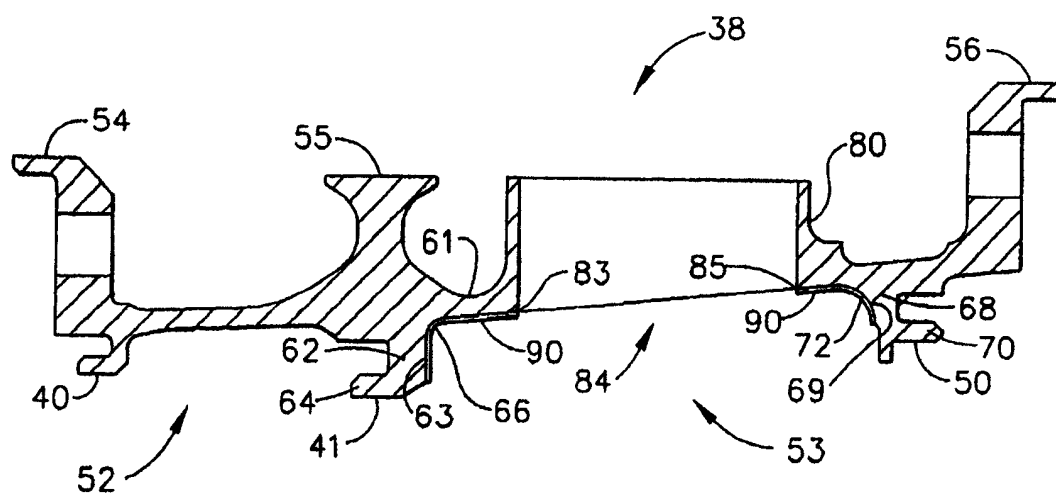


图 3

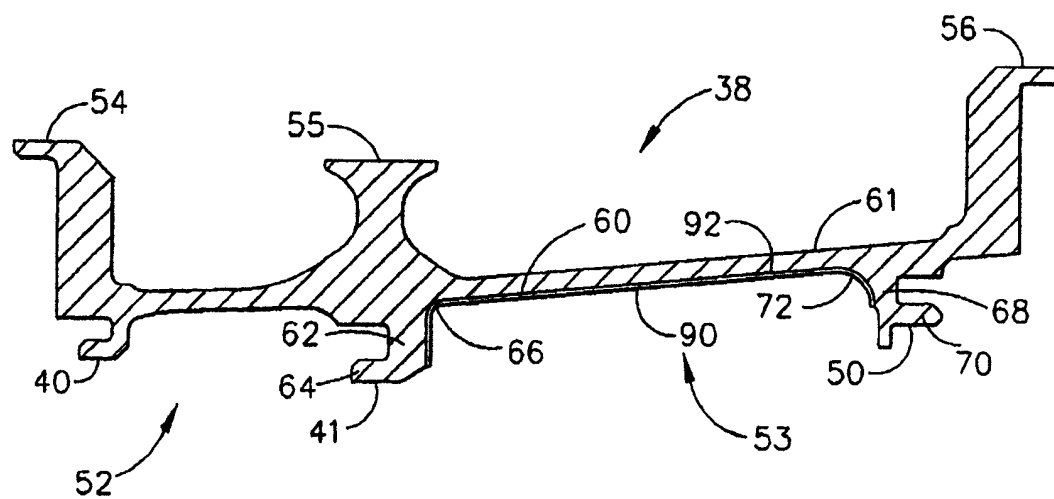


图 4