

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

F01D 5/18 (2006.01)

F01D 9/02 (2006.01)



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200410008238.5

[45] 授权公告日 2007年11月7日

[11] 授权公告号 CN 100347411C

[22] 申请日 2004.2.27

[21] 申请号 200410008238.5

[30] 优先权

[32] 2003.2.27 [33] US [31] 10/375585

[73] 专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

[72] 发明人 A·C·波维斯 R·E·小麦克雷

J·P·克拉克 J·J·彼得曼

R·A·弗雷德里克

E·E·吉布勒 B·D·凯斯

[56] 参考文献

US3807892A 1974.4.30

US5820336A 1998.10.13

US5634766A 1997.6.3

EP0392664A2 1990.10.27

EP1043479A2 2000.10.11

US4257734A 1981.3.24

US5253976A 1993.10.19

审查员 吴斐

[74] 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

代理人 章社杲

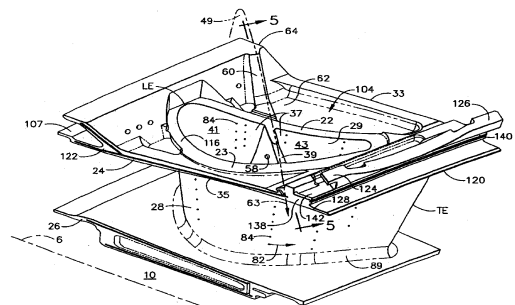
权利要求书4页 说明书11页 附图10页

[54] 发明名称

具有单岔开腔的中空叶片的燃气涡轮发动机
涡轮喷嘴弧段

[57] 摘要

一种涡轮喷嘴弧段(10)，包括在径向上的外带和内带部分(24, 26)之间径向延伸的单个中空翼型(28)。该翼型具有带压力面和吸力面(22, 23)的翼型壁(29)，压力面和吸力面在翼型的前、后缘(LE, TE)之间轴向延伸。翼型壁(29)围起了一个岔开的腔(37)，分叉肋(39)延伸穿过岔开腔(37)并在翼型壁(29)的压力面和吸力面(22, 23)之间延伸，从而将岔开腔(37)分成前、后腔(41, 43)。加强肋(60)从外带部分(24)的径向外表面(62)上并沿该表面径向向外延伸出来，并在轴向及周向上从外带部分(24)的压力面前角部(64)延伸到分叉肋(39)上。内带和外带部分(24, 26)、分叉肋(39)和加强肋(60)形成一体，并由整体的单件铸件形成。



1. 一种涡轮喷嘴弧段，包括：

在径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型，

所述翼型位于所述径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间，

所述翼型具有带压力面和吸力面的翼型壁，所述压力面和吸力面在所述翼型的前缘和后缘之间轴向延伸，

所述翼型壁围起了岔开的腔，和

延伸穿过所述岔开腔并在所述翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋，其将所述岔开腔分成前腔和后腔，

其特征在于，所述涡轮喷嘴弧段还包括与所述分叉肋轴向且周向地对齐的加强肋，其从所述外带部分的径向外表面上并沿所述外表面径向向外地延伸，并且在轴向及周向上从所述外带部分的压力面前角部延伸到所述分叉肋上。

2. 根据权利要求1所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述涡轮喷嘴弧段还包括多个穿过所述分叉肋的交叉孔。

3. 一种涡轮喷嘴弧段，包括：

在径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型，

所述翼型位于所述径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间，

所述翼型具有带压力面和吸力面的翼型壁，所述压力面和吸力面在所述翼型的前缘和后缘之间轴向延伸，

所述翼型壁围起了岔开的腔，和

延伸穿过所述岔开腔并在所述翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋，其将所述岔开腔分成前腔和后腔，

其特征在于，所述涡轮喷嘴弧段还包括与所述翼型上的合成气体载荷的方向对齐的加强肋，其从所述外带部分的径向外表面上并沿所述外表面径向向外地延伸，并且在轴向及周向上从所述外带部分的压力面前角部延伸到所述分叉肋上。

4. 一种涡轮喷嘴弧段，包括：

在径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型，

所述翼型位于所述径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间，

所述翼型具有带压力面和吸力面的翼型壁，所述压力面和吸力面在所述翼型的前缘和后缘之间轴向延伸，

所述翼型壁围起了岔开的腔，和

延伸穿过所述岔开腔并在所述翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋，其将所述岔开腔分成前腔和后腔，

其特征在于，所述涡轮喷嘴弧段还包括围绕着所述翼型和外带部分之间的连接处的翼型圆角，以及位于所述分叉肋与所述翼型的吸力面相交处的所述翼型圆角的扩大部分，

加强肋，其从所述外带部分的径向外表面上并沿所述外表面径向向外地延伸，并且在轴向及周向上从所述外带部分的压力面前角部延伸到所述分叉肋上。

5. 根据权利要求4所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述加强肋在轴向和周向上与所述分叉肋对齐。

6. 根据权利要求5所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述涡轮喷嘴弧段还包括多个穿过所述分叉肋的交叉孔。

7. 根据权利要求4所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述加强肋与所述翼型上的合成气体载荷的方向对齐。

8. 根据权利要求7所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述加强肋在轴向和周向上与所述分叉肋对齐。

9. 根据权利要求8所述的涡轮喷嘴弧段, 其特征在于, 所述涡轮喷嘴弧段还包括多个穿过所述分叉肋的交叉孔。

10. 一种涡轮喷嘴弧段, 包括:

在径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型,

所述翼型位于所述径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间,

所述翼型具有带压力面和吸力面的翼型壁, 所述压力面和吸力面在所述翼型的前缘和后缘之间轴向延伸,

所述翼型壁围起了岔开的腔, 和

延伸穿过所述岔开腔并在所述翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋, 其将所述岔开腔分成前腔和后腔,

其特征在于, 所述涡轮喷嘴弧段还包括加强肋, 其从所述外带部分的径向外表面上并沿所述外表面径向向外地延伸, 并且在轴向及周向上从所述外带部分的压力面前角部延伸到所述分叉肋上, 以及

所述中空翼型、外带部分和内带部分、分叉肋以及加强肋形成一体, 并由整体式的单件铸件制成。

11. 根据权利要求10所述的涡轮喷嘴弧段, 其特征在于, 所述涡轮喷嘴弧段还包括多个穿过所述分叉肋的交叉孔。

12. 根据权利要求11所述的涡轮喷嘴弧段, 其特征在于, 所述加强肋在轴向和周向上与所述分叉肋对齐。

13. 根据权利要求12所述的涡轮喷嘴弧段, 其特征在于, 所述加强肋与所述翼型上的合成气体载荷的方向对齐。

14. 根据权利要求13所述的涡轮喷嘴弧段, 其特征在于, 所述涡轮喷嘴弧段还包括围绕着所述翼型和所述外带部分之间连接处的翼型圆角, 以及位于所述分叉肋与所述翼型的吸力面相交处的所述翼型圆角的扩大部分。

15. 一种涡轮喷嘴弧段, 包括:

在径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型，

所述翼型位于所述径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间，

所述翼型具有带压力面和吸力面的翼型壁，所述压力面和吸力面在所述翼型的前缘和后缘之间轴向延伸，

所述翼型壁围起了岔开的腔，和

延伸穿过所述岔开腔并在所述翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋，其将所述岔开腔分成前腔和后腔，

其特征在于，所述涡轮喷嘴弧段还包括加强肋，其从所述外带部分的径向外表面上并沿所述外表面径向向外地延伸，并且在轴向及周向上从所述外带部分的压力面前角部延伸到所述分叉肋上，以及

所述加强肋和分叉肋相对于中心平面基本上居中，所述中心平面落在所述喷嘴弧段的所述外带部分的后端处的轮基之外。

16. 根据权利要求 15 所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述中空翼型、外带部分和内带部分、分叉肋以及加强肋形成一体，并由整体式的单件铸件制成。

17. 根据权利要求 16 所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述涡轮喷嘴弧段还包括多个穿过所述分叉肋的交叉孔。

18. 根据权利要求 17 所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述加强肋在轴向和周向上与所述分叉肋对齐。

19. 根据权利要求 18 所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述加强肋与所述翼型上的合成气体载荷的方向对齐。

20. 根据权利要求 19 所述的涡轮喷嘴弧段，其特征在于，所述涡轮喷嘴弧段还包括围绕着所述翼型和所述外带部分之间连接处的翼型圆角，以及位于所述分叉肋与所述翼型的吸力面相交处的所述翼型圆角的扩大部分。

具有单岔开腔的中空叶片的燃气涡轮发动机涡轮喷嘴弧段

技术领域

本发明涉及燃气涡轮发动机的涡轮喷嘴弧段，更具体地涉及包括具有用于容纳冷却空气分流板的空腔的中空叶片或翼型的这种喷嘴弧段。

背景技术

在典型的燃气涡轮发动机中，空气在压缩机中被压缩，在燃烧室中与燃料混合并点火，以产生热的燃气。燃气向下游流经具有一级或多级的高压涡轮(HPT)，这些级包括一个或多个 HPT 涡轮喷嘴以及多排 HPT 转子叶片。之后燃气流至通常包括有多级的低压涡轮(LPT)中，各级均带有各自的 LPT 涡轮喷嘴和 LPT 转子叶片。

HPT 涡轮喷嘴包括多个周向隔开的固定的中空涡轮叶片，其支撑在径向上的外带和内带之间。通常在各中空翼型中插入单室型冲击挡板。各挡板可通过位于喷嘴外带的径向外侧的单个短管(spoolie)来供给。

涡轮转子级包括多个周向隔开的转子叶片，其从转子轮盘中径向向外地延伸出来，该转子轮盘承受在工作期间所形成的扭矩。HPT 喷嘴通常形成于具有两个或多个中空叶片的弧形部分内，这些叶片在外带和内带的对应部分之间连接起来。各喷嘴弧段通常在其径向外端由螺栓接合于环形外壳上的法兰来支撑。各叶片具有设置在形成内带和外带的径向上的内、外带板之间的冷却的中空翼型。翼型、内带和外带部分、法兰部分以及进气管通常铸造在一起，使得各叶片为单个铸件。叶片沿着法兰部分、内带板和外带板的界面钎焊在一起，以形成喷嘴弧段。也可在单个叶片或喷嘴弧段中将两个或更

多的翼型铸在一起。

一些两级涡轮具有安装在外带上并从外带中悬伸出来的悬臂式第二级喷嘴。在第一和第二级转子轮盘之间几乎没有或没有用来将喷嘴弧段固定在内带上的通路。第二级喷嘴通常构造成具有多个翼型或叶片部段。双叶片的设计是非常普遍的设计，其被称为双联体(doublet)。双联体在降低叶片部段之间的分离线漏气方面提供了性能优势。然而，外带及固定结构的较长弦长会损害双联体的耐用性。较长的弦长导致了因带上的温度梯度所产生的弦向应力增加，并增大了翼型应力的非均匀性。叶片双联体的盒状结构也会在喷嘴弧段中导致不均匀的应力。双联体的后部叶片通受到明显更大的应力，这限制了喷嘴弧段的寿命。

在文献 US 5634766A 和 EP 0392664A2 中均公开了一种涡轮发动机的叶片组件。尽管具备有一定的优点，然而它们均无法解决上述技术问题。

非常希望具有一种能够以悬臂方式安装到外带上的涡轮喷嘴弧段。还希望具有一种能够避免因外带及固定结构的较长弦长而降低多叶片部段耐用性的涡轮喷嘴弧段。同样希望具有一种涡轮喷嘴弧段，其能避免因带上的温度梯度所产生的弦向应力增大，并能避免因多叶片部段的较长弦长而使翼型应力的不均匀性增大。另外还希望具有一种涡轮喷嘴弧段，其能避免在双联体或其它多叶片部段中的后部叶片上的应力增大，这种应力会限制喷嘴弧段的寿命。

发明内容

根据本发明的第一方面，提供了一种涡轮喷嘴弧段，包括：在径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型，该翼型位于径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间，并具有带压力面和吸力面的翼型壁，压力面和吸力面在翼型的前缘和后缘之间轴向延伸，并且翼型壁围起了岔开的

腔；延伸穿过岔开腔并在翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋，其将岔开腔分成前腔和后腔，其特征在于，该涡轮喷嘴弧段还包括与分叉肋轴向且周向地对齐的加强肋，其从外带部分的径向外表面上并沿外表面径向向外地延伸，并且在轴向及周向上从外带部分的压力面前角部延伸到分叉肋上。

根据本发明的第二方面，提供了一种涡轮喷嘴弧段，包括：在径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型，该翼型位于径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间，并具有带压力面和吸力面的翼型壁，压力面和吸力面在翼型的前缘和后缘之间轴向延伸，并且翼型壁围起了岔开的腔；延伸穿过岔开腔并在翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋，其将岔开腔分成前腔和后腔，其特征在于，该涡轮喷嘴弧段还包括与翼型上的合成气体载荷的方向对齐的加强肋，其从外带部分的径向外表面上并沿外表面径向向外地延伸，并且在轴向及周向上从外带部分的压力面前角部延伸到分叉肋上。

根据本发明的第三方面，提供了一种涡轮喷嘴弧段，包括：在径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型，该翼型位于径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间，并具有带压力面和吸力面的翼型壁，压力面和吸力面在翼型的前缘和后缘之间轴向延伸，并且翼型壁围起了岔开的腔；延伸穿过岔开腔并在翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋，其将岔开腔分成前腔和后腔，其特征在于，该涡轮喷嘴弧段还包括围绕着翼型和外带部分之间的连接处的翼型圆角，以及位于分叉肋与翼型的吸力面相交处的翼型圆角的扩大部分，该涡轮喷嘴弧段还包括加强肋，其从外带部分的径向外表面上并沿外表面径向向外地延伸，并且在轴向及周向上从外带部分的压力面前角部延伸到分叉肋上。

根据本发明的第四方面，提供了一种涡轮喷嘴弧段，包括：在

径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型，该翼型位于径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间，并具有带压力面和吸力面的翼型壁，压力面和吸力面在所述翼型的前缘和后缘之间轴向延伸，并且翼型壁围起了岔开的腔；延伸穿过岔开腔并在翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋，其将岔开腔分成前腔和后腔，其特征在于，该涡轮喷嘴弧段还包括加强肋，其从外带部分的径向外表面上并沿外表面径向向外地延伸，并且在轴向及周向上从外带部分的压力面前角部延伸到所述分叉肋上，并且中空翼型、外带部分和内带部分、分叉肋以及加强肋形成一体，并由整体式的单件铸件制成。

根据本发明的第五方面，提供了一种涡轮喷嘴弧段，包括：在径向上的外带部分和内带部分之间径向地延伸的单个中空翼型，该翼型位于径向上的外带部分和内带部分的周向隔开的压力面边缘和吸力面边缘之间，并具有带压力面和吸力面的翼型壁，压力面和吸力面在翼型的前缘和后缘之间轴向延伸，并且翼型壁围起了岔开的腔；延伸穿过岔开腔并在翼型壁的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋，其将岔开腔分成前腔和后腔，其特征在于，该涡轮喷嘴弧段还包括加强肋，其从外带部分的径向外表面上并沿外表面径向向外地延伸，并且在轴向及周向上从外带部分的压力面前角部延伸到分叉肋上，以及加强肋和分叉肋相对于中心平面基本上居中，该中心平面落在喷嘴弧段的外带部分的后端处的轮基之外。

涡轮喷嘴弧段包括在径向上的外带和内带部分之间径向延伸的单个中空翼型。该翼型具有带压力面和吸力面的翼型壁，压力面和吸力面在翼型的前、后缘之间轴向延伸。翼型壁围起了一个岔开的腔，分叉肋延伸穿过该岔开腔并在翼型壁的压力面和吸力面之间延伸，从而将岔开腔分成前、后腔。

涡轮喷嘴弧段的一个代表性实施例具有一个或多个穿过该分叉肋的交叉孔。加强肋从外带部分的径向外表面上并沿该表面径向向

外延伸出来，并在轴向及周向上从外带部分的压力面的前角部延伸到分叉肋上。加强肋在轴向及周向上与分叉肋对齐。加强肋可与翼型上的合成气体载荷的方向对齐。翼型圆角围绕着翼型和外带部分之间的连接处。翼型圆角的扩大部分位于翼型吸力面上的加强肋之下。内带和外带部分、分叉肋和加强肋是形成一体的，并由整体的单件铸件形成。

附图说明

在下述介绍中将结合附图来说明本发明的上述方面和其它特征，在图中：

图 1 是显示了燃气涡轮发动机的高压涡轮的第二级涡轮喷嘴的一部分的剖视图，该涡轮喷嘴具有叶片翼型，其具有由在翼型的压力面和吸力面之间延伸的分叉肋所分成的中空内部。

图 2 是图 1 所示的第二级涡轮喷嘴弧段的透视图。

图 3 是图 1 所示的第二级涡轮喷嘴弧段的截面图。

图 4 是图 2 所示翼型的径向向外看去的透视图。

图 5 是分叉肋和加强肋沿图 2 中线 5-5 的剖视图。

图 6 是设于图 2 和 3 所示中空叶片的岔开内部中的两室型冲击挡板的透视图。

图 7 是图 6 所示冲击挡板的分解透视图。

图 8 是图 1 所示第二级涡轮喷嘴的扇形区段的透视图。

图 9 是图 8 所示第二级涡轮喷嘴弧段的后支撑件的放大透视图。

图 10 是图 9 所示第二级涡轮喷嘴弧段中的一个喷嘴上的防转切向载荷止动件的放大透视图。

各幅图中的标号含义如下：2 高压涡轮；4 涡轮喷嘴；6 中心轴线；9 涡轮第二级转子叶片；10 涡轮喷嘴弧段；14 外壳；18 涡轮第一级转子叶片；21 向前的载荷面；22 压力面；23 吸力面；24 外带部分；26 内带部分；28 翼型；29 翼型壁；30 挡板；33 压力面

边缘; 35 吸力面边缘; 37 岔开腔; 39 分叉肋; 41 前腔; 43 后腔; 49 中心平面; 53 前室; 55 后室; 56 径向间隙; 57 轴向间隙; 58 孔; 60 加强肋; 62 外表面; 63 方向; 64 压力面前角部; 70 冲击孔; 73 前挡板壁; 75 后挡板壁; 76 疏距垫块; 77 第一护罩支撑件; 78 外表面; 79 护罩支撑件/第二护罩支撑件; 80 冷却空气; 82 用过的叶片冲击空气; 84 薄膜冷却孔; 86 通道; 89 径向内侧的翼型圆角; 90 第一扩大部分; 91 径向外侧的翼型圆角; 93 第二扩大部分; 97 第一护罩; 99 第二护罩; 100 内侧; 104 外侧; 105 增压室; 107 前挂钩; 108 罩盖; 109 密封板; 110 单个短管; 111 内端; 112 环形增压室; 113 前端板; 114 冷却空气入口; 115 后端板; 116 凸缘; 117 出口孔; 119 供给管; 120 轮基; 121 管端盖; 122 前端; 124 顺时针打开的挂钩/第二挂钩; 126 逆时针打开的挂钩/第三挂钩; 128 后端; 129 后法兰; 130 螺栓; 131 前入口孔; 132 相邻喷嘴; 133 后入口孔; 138 顺时针端; 140 逆时针端; 142 法兰平面; 144 载荷止动件; 150 向后的载荷面; 152 后侧; LE 前缘; TE 后缘。

具体实施方式

在图 1 中显示了飞行器燃气涡轮发动机的高压涡轮 2 的代表性第二级涡轮喷嘴 4。喷嘴 4 围绕着纵向或轴向中心轴线 6 来限定范围, 并且包括环形外壳 14, 多个喷嘴弧段 10 悬臂式地安装在外壳 14 上。喷嘴弧段 10 布置在紧邻上游的一排高压涡轮第一级转子叶片 18 和紧邻下游的一排涡轮第二级转子叶片 9 之间。第一护罩 97 和第二护罩 99 包围了第一级涡轮转子叶片 18 和第二级涡轮转子叶片 9, 并分别由第一护罩支撑件 77 和第二护罩支撑件 79 支撑, 这些支撑件从环形外壳 14 上径向向内地悬伸出来并与环形外壳 14 相连。喷嘴弧段 10 通过前挂钩 107 而钩在第一护罩支撑件 77 上, 并从第二护罩支撑件 79 上悬伸出来。

图 2 显示了包括有单个中空叶片翼型 28 的一个喷嘴弧段 10, 该翼型 28 在弧形的径向上的外带部分 24 和内带部分 26 之间径向地延伸并与之整体式相连。翼型 28 具有压力面 22 和吸力面 23, 并在前缘 LE 和后缘 TE 之间轴向地延伸。各喷嘴弧段 10 均只有一个翼型 28, 其位于周向隔开的径向上的外带部分 24 和内带部分 26 的压力面边缘 33 和吸力面边缘 35 之间。喷嘴弧段 10 显示为一个整体部件, 其由整体式的单个铸件制成。中空翼型 28 具有包围了由分叉肋 39 所形成的岔开腔 37 的翼型壁 29, 分叉肋 39 在压力面 22 和吸力面 23 之间延伸, 并将腔 37 分成轴向上的前腔 41 和后腔 43。

加强肋 60 从外带部分 24 的径向外表面 62 上径向向外地延伸出来, 并从外带部分 24 的压力面前角部 64 处轴向地和周向地延伸到分叉肋 39 上。加强肋 60 和分叉肋 39 处于翼型 28 上的合成气体载荷的方向 63 上, 并为喷嘴弧段 10 提供了显著的刚性。加强肋 60 在轴向和周向上与分叉肋 39 对齐。加强肋 60 和分叉肋 39 可视为基本上共面。这为喷嘴弧段 10 提供了刚性, 并降低了其挠度。加强肋 60 还为防止翼型破裂提供了额外的安全性。

前挂钩 107 从外带部分 24 上向前延伸出来。径向内侧的翼型圆角 89 围绕着翼型 28 和内带部分 26 之间的连接处。在图 4 和 5 中显示了围绕着翼型 28 和外带部分 24 之间的连接处的径向外侧的翼型圆角 91。该外侧翼型圆角 91 在前挂钩 107 之下具有第一扩大部分 90, 以便减小这个区域内的机械应力。外侧翼型圆角 91 在分叉肋 39 与翼型 28 的吸力面 23 相交处具有第二扩大部分 93, 以便减小这个区域内的机械应力。

沿翼型 28 向下延伸的分叉肋 39 提供了许多有益之处, 包括有助于防止翼型圆角周围的疲劳裂纹扩散到肋上, 因此翼型不会失效。这使得翼型壁 29 可以比传统的单腔设计更薄, 这是因为分叉肋 39 所提供的支撑增强, 使得沿着翼型 28 的压力面 22 的翼型壁 29 不容易膨胀。分叉肋 39 相对于翼型 28 的压力面 22 和吸力面 23 形成一

定的角度，以允许将冲击-冷却用分叉插入件或挡板装配到如图 2 和 3 所示的前腔 41 和后腔 43 中。

岔开腔 37 使得必须具有两个冲击-冷却用挡板。由于喷嘴弧段 10 的悬臂式设计，因此在第一级转子叶片 18 和第二级转子叶片 9 之间没有用于输送来自喷嘴弧段 10 的径向内侧 100 的冷却空气的通路。这样，这两个挡板都必须从喷嘴弧段的径向外侧 104 一侧来供给。这就存在着问题，因为在喷嘴外侧只存在有限的空间。如果从独立的短管处来供给，那么可以使用两个挡板，但是这种结构的装配较复杂，而且比使用单个短管来供给两个挡板具有更多的泄漏。

在图 3,6 和 7 中显示了设置在岔开腔 37 中的岔开的冲击挡板 30。岔开的冲击挡板 30 具有轴向上的前室 53 和后室 55，它们之间具有轴向延伸的轴向间隙 57，前室 53 和后室 55 分别设置在前腔 41 和后腔 43 中。岔开的冲击挡板 30 具有封闭在增压室罩盖 108 内的增压室 105，罩盖 108 显示为圆顶状，而增压室 105 设计成可通过单个冷却空气入口 114 从图 1 所示的喷嘴弧段 10 和环形外壳 14 之间的环形增压室 112 中接收冷却空气 80 至增压室 105 中。在冷却空气入口 114 中设有单个短管 110。

再次参考图 3,6 和 7，增压室罩盖 108 安装在密封板 109 上，前室 53 和后室 55 就安装在罩盖 108 上。冷却空气分别穿过密封板 109 中的前入口孔 131 和后入口孔 133，并可对冷却空气进行计量。冷却空气通过前入口孔 131 和后入口孔 133 而分别流到前室 53 和后室 55 中。前端板 113 和后端板 115 盖住了前室 53 和后室 55 的径向内端 111。前端板 113 具有出口孔 117，级间密封腔的供给管 119 穿过该孔而设置，供给管 119 又被管端盖 121 密封。或者，级间腔的供给管也可设置成从后端板的出口孔中穿过。

前室 53 和后室 55 分别容纳在前腔 41 和后腔 43 中，分叉肋 39 设置在前、后室之间的间隙 57 中。在第二级涡轮喷嘴 4 的装配过程中，可使前室 53 和后室 55 滑入到岔开的冲击挡板 30 的前腔 41 和

后腔 43 中。然后将岔开的冲击挡板 30 钎焊或焊接到喷嘴弧段 10 上的如图 2 和 3 所示的喷嘴弧段的凸缘 116 周围。岔开的冲击挡板 30 以及前腔 41 和后腔 43 之间的间隙 57 允许冲击挡板可跨在分叉肋 39 上。

进一步参见图 3,6 和 7, 分别穿过前室 53 和后室 55 的前挡板壁 73 和后挡板壁 75 的冲击孔 70 设计用于翼型壁 29 的冲击-冷却。前挡板壁 73 和后挡板壁 75 的外表面 78 上的疏距垫块 76 将岔开的冲击挡板 30 以及轴向上的前室 53 和后室 55 分别定位在岔开腔 37 以及前腔 41 和后腔 43 中, 从而为翼型壁 29 提供良好的冲击-冷却效果。用过的叶片冲击空气 82 通过图 2 和 8 所示的薄膜冷却孔 84 从翼型壁 29 中排出。

分叉肋 39 具有至少一个从中穿过的交叉孔 58, 然而在图 1 和 5 所示喷嘴弧段 10 的代表性实施例中具有许多个的交叉孔 58。这些交叉孔 58 允许大量的冷却空气 80 冲击到前缘 LE 上, 而后通过从分叉肋 39 中穿过并经由翼型 28 的后缘 TE 中的涡流通道 86 离开翼型 28 来提供额外的冷却, 如图 3 所示。分叉肋 39 中的交叉孔 58 允许大量的冷却空气 80 用来冷却翼型 28 的前缘 LE 和后缘 TE。处于岔开的冲击挡板 30 和分叉肋 39 之间的径向延伸的径向间隙 56 也允许冷却空气 80 从前腔 41 穿到后腔 43, 以便冷却翼型 28 的前缘 LE 和后缘 TE。在喷嘴弧段的一些实施例中, 这就使得可以不使用交叉孔 58。交叉孔 58 还能提高生产能力, 因为其允许使用单个铸芯。可采用石英棒来形成交叉孔 58 并为铸芯提供刚度。可在翼型 28 的周围涂覆热障涂层(TBC), 以便实现比多翼型叶片部段通常所具备的更佳覆盖率和更大的方便性。单个翼型叶片部段提供了在发动机中仅更换单个翼型的灵活性, 这例如在与会在翼型上引起热纹的燃料喷嘴有关的问题下是很有利的。这些热纹通常只会损坏一个翼型。

喷嘴弧段 10 通过外带部分 24 而从环形外壳 14 上悬伸出来。翼型 28 具有较高的扭转角, 其导致在合成气体载荷的方向 63 上的合

成气体载荷矢量落在外带部分 24 上的喷嘴弧段 10 的后端 128 处的轮基(wheelbase)120 之外, 如图 2 所示。轮基 120 通常是外带部分 24 上的喷嘴弧段 10 的后端 128 处的轴向向后的载荷面 150。加强肋 60 和分叉肋 39 显示为围绕着中心平面 49 而基本上居中, 该中心平面 49 落在轮基 120 之外。这会导致喷嘴弧段 10 趋向于绕垂直于中心轴线 6 的径向线旋转, 并使得单个翼型喷嘴弧段的安装和密封变得困难。进一步参考图 1 和 8, 喷嘴弧段 10 通过位于外带部分 24 的前端 122 处的前挂钩 107 以及顺时针和逆时针打开的第二挂钩 124 和第三挂钩 126 来定位, 第二挂钩 124 和第三挂钩 126 分别位于外带部分 24 的后端 128 处的顺时针端部 138 和逆时针端部 140 上。

参见图 8-10, 各喷嘴弧段 10 的第二挂钩 124 和第三挂钩 126 显示为外带部分 24 的后端 128 处的后法兰 129 的一部分。顺时针打开的第二挂钩 124 与从第二护罩支撑件 79 上轴向向前延伸出的螺栓 130 接合。喷嘴弧段 10 中的相邻那个喷嘴 132 的逆时针打开的第三挂钩 126 与位于后法兰 129 的顺时针端部 138 处的径向向外的法兰平面 142 相接合, 顺时针打开的第二挂钩 124 就位于该端部上。顺时针打开的第二挂钩 124 和逆时针打开的第三挂钩 126 以及螺栓 130 均为矩形。顺时针打开的第二挂钩 124 为 C 形, 逆时针打开的第三挂钩 126 为搭接钩, 其与后法兰 129 的顺时针端部 138 搭接, 从而靠在径向向外的法兰平面 142 上。

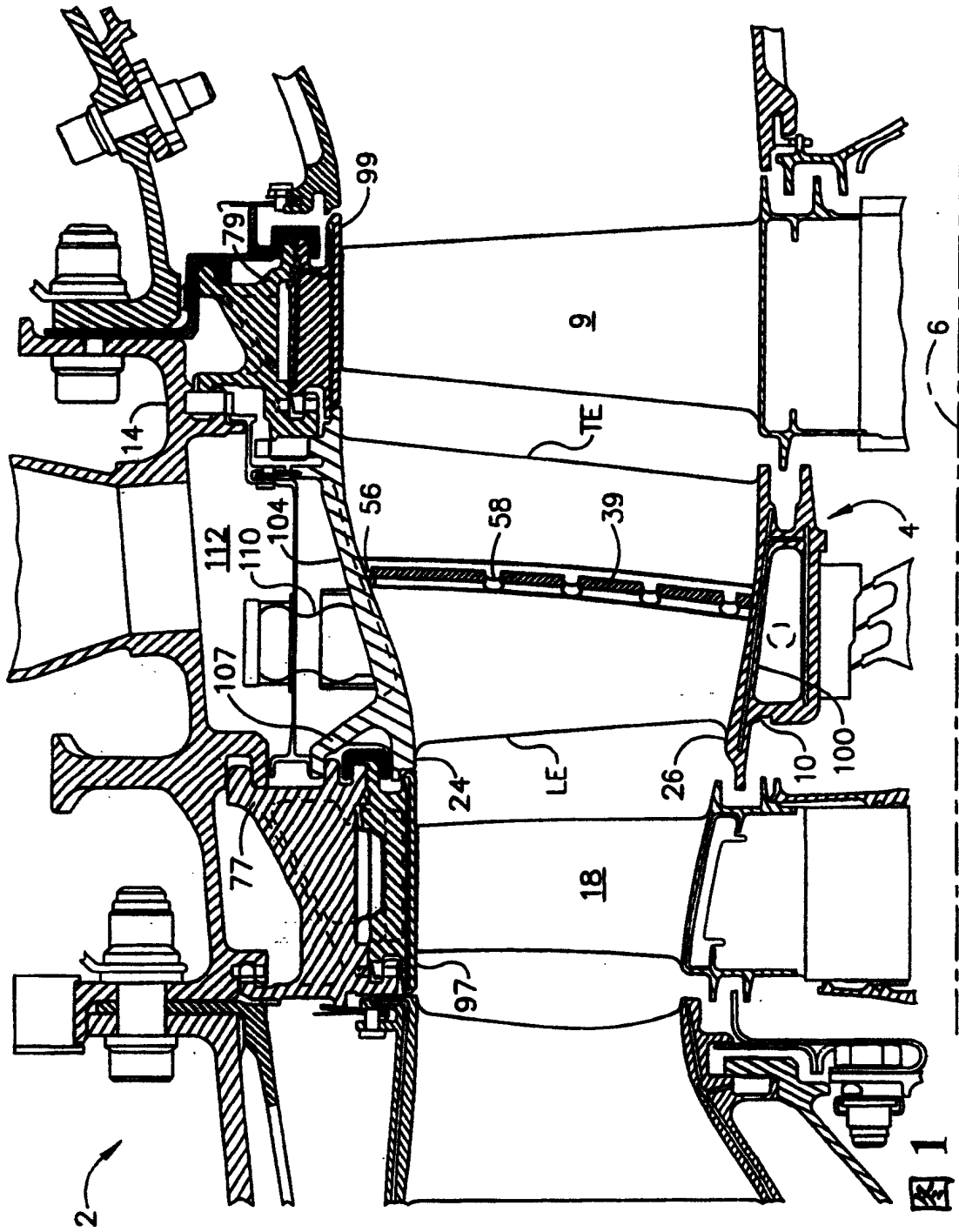
顺时针打开的第二挂钩 124 和逆时针打开的第三挂钩 126 相对于从前向后看的视图而顺时针和逆时针定位在喷嘴弧段上, 但如果合成气体载荷矢量和方向 63 相对于从前向后看的视图沿逆时针方向倾斜, 那么这些挂钩也可以是相对于从后向前看的视图而顺时针和逆时针定位在喷嘴弧段上。

通过载荷止动件 144 可至少部分地防止喷嘴弧段 10 围绕垂直于中心轴线 6 的径向线旋转, 载荷止动件 144 从外带部分 24 上径向向外延伸, 并与喷嘴弧段 10 中的相邻那个喷嘴 132 的逆时针打开的第

三挂钩 126 上的轴向向前的载荷面 21 相接合。载荷止动件 144 可以抵抗由离开后法兰 129 的后侧 152 上的轴向向后的载荷面 150 的轮基的气体载荷之和所引起的扭矩。这样，整个涡轮喷嘴组件就可保持平衡。涡轮喷嘴 4 被径向地装配，这就考虑到了这些特征构件的轴向重叠。载荷止动件 144 和向后的载荷面 150 可在同一机加工装置中精确地生产出来。这允许轴向载荷面用作喷嘴后端处的泄漏控制程度很高的气封。挂钩、螺栓和止动件也可在具有超过一个翼型的喷嘴弧段 10 上使用，尤其是如果合成气体载荷落在外带部分上的喷嘴弧段 10 的轮基之外时。

在上文中已经通过示例性方式介绍了本发明。应当理解，所使用的术语只是说明性而非限制性的。虽然在本文中已经介绍了被认为是本发明的优选和代表性的实施例，然而本领域的技术人员可从本文所授内容中明了本发明的其它修改，因此，在所附权利要求中希望保护属于本发明的精神实质和范围内所有的这些修改。

因此，希望由美国专利证书所保护的本发明由所附权利要求限定。



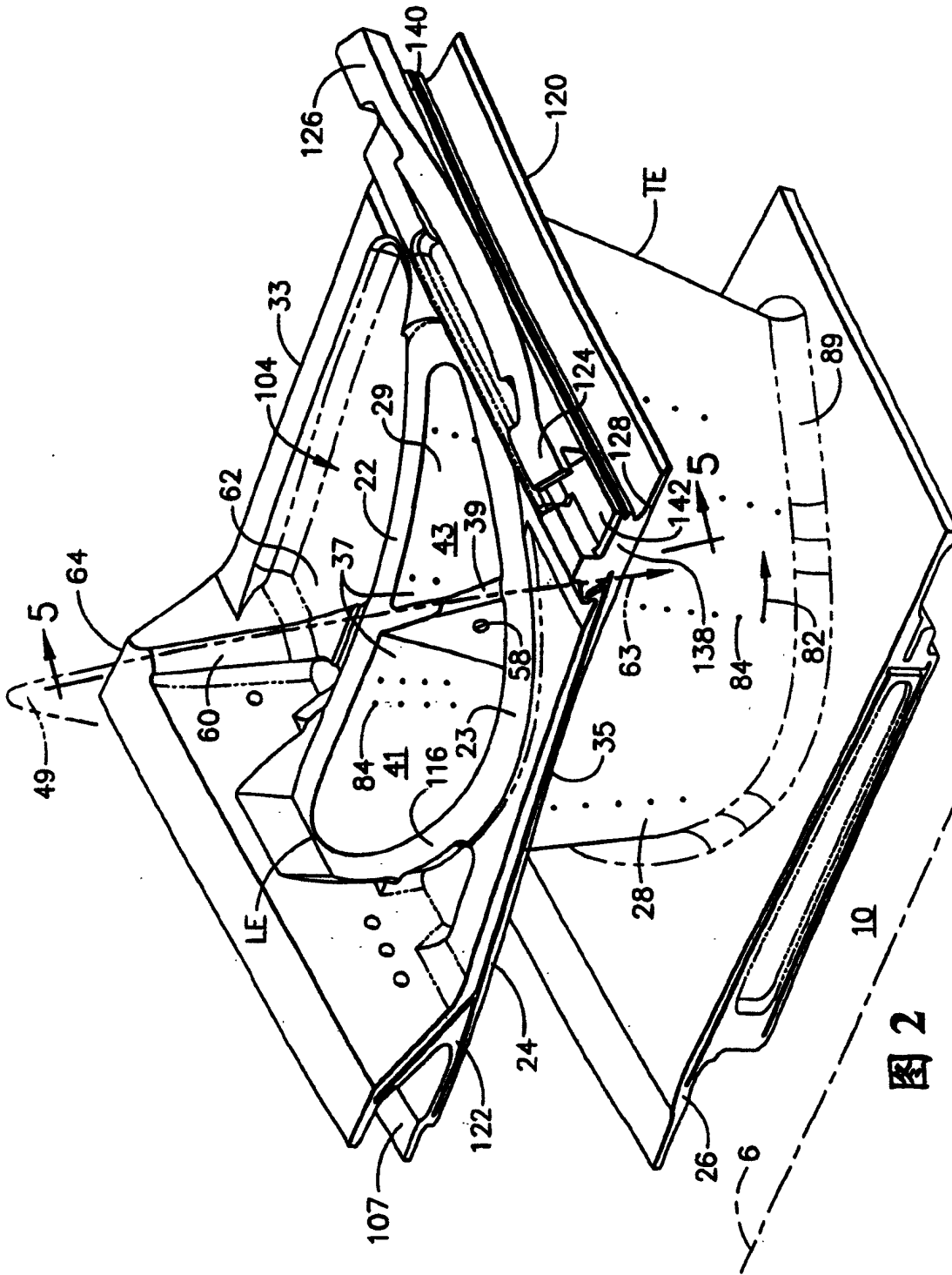


图 2

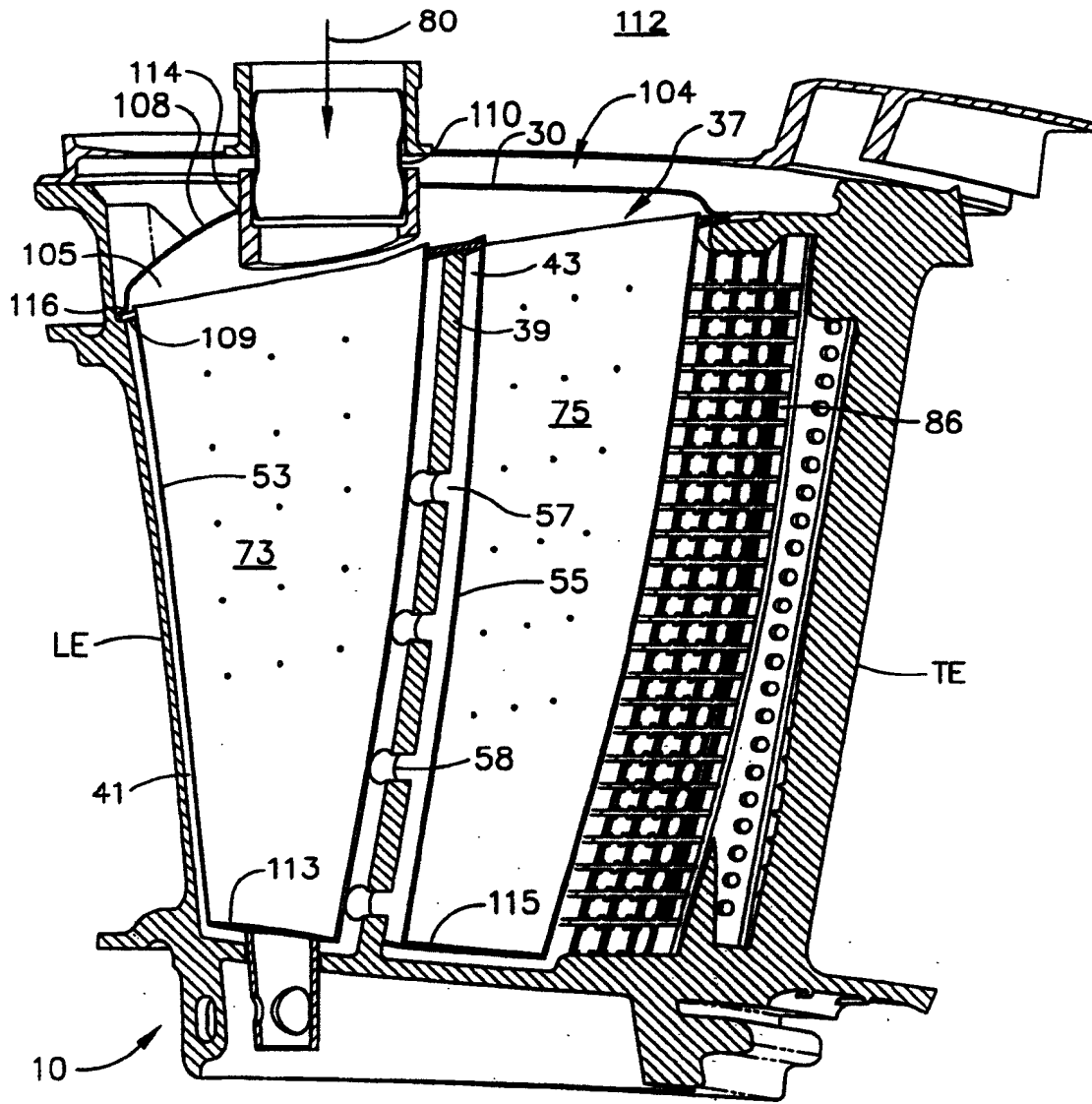


图 3

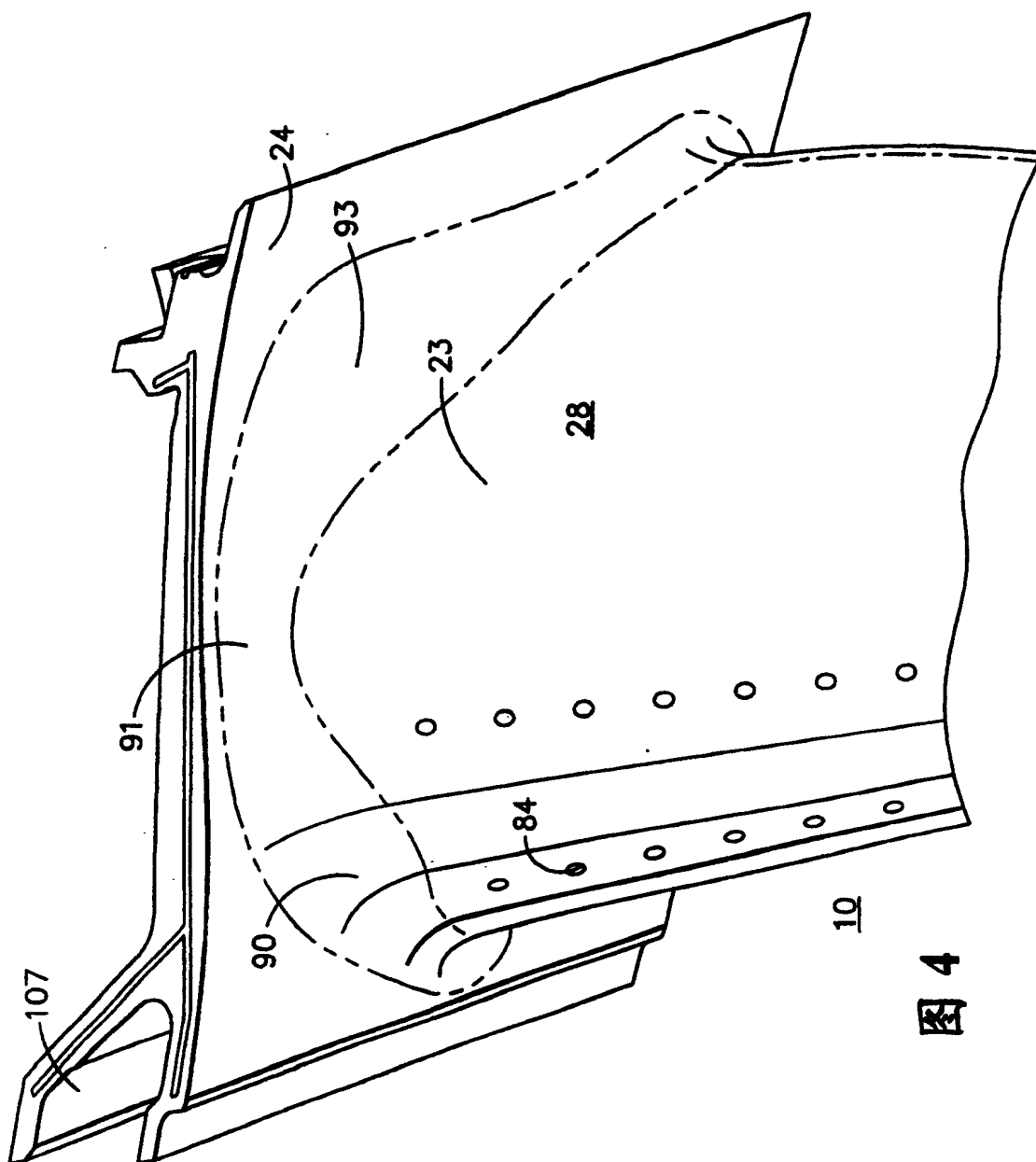


图 4

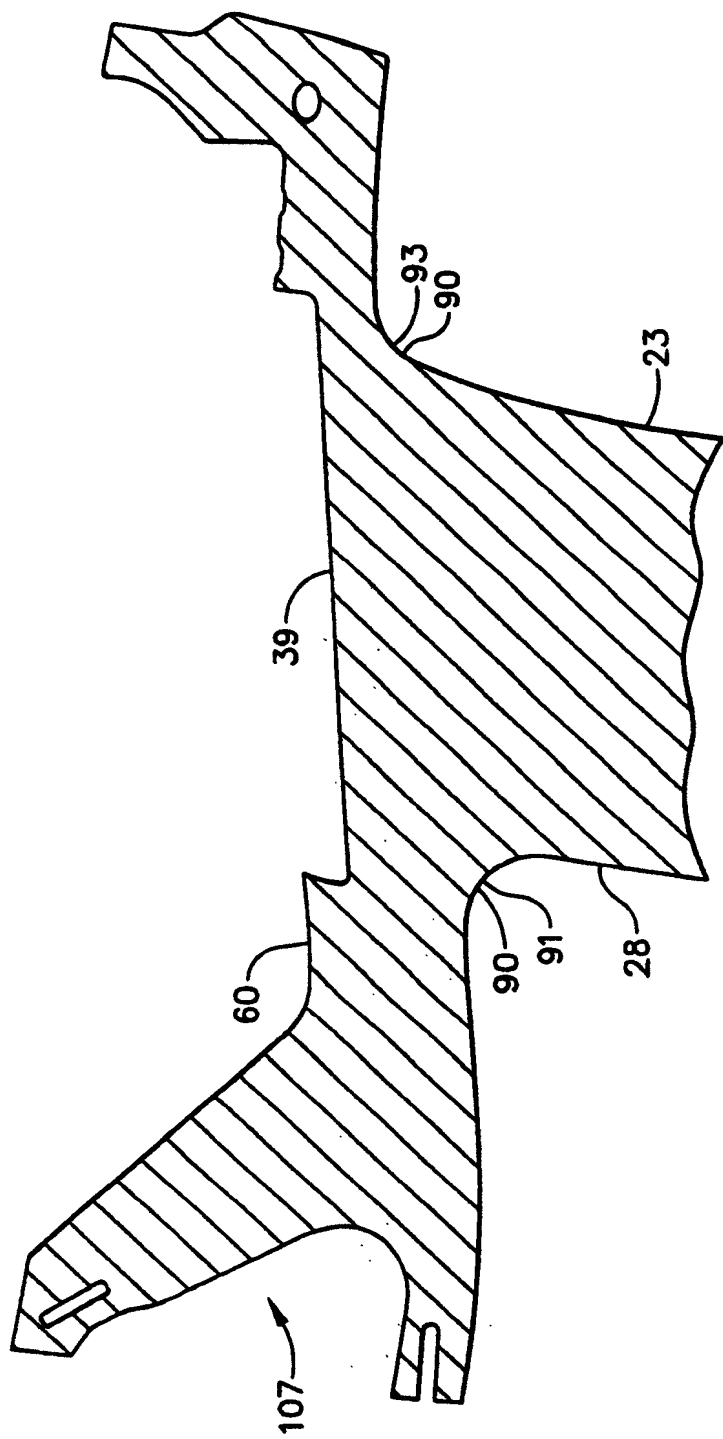


图 5

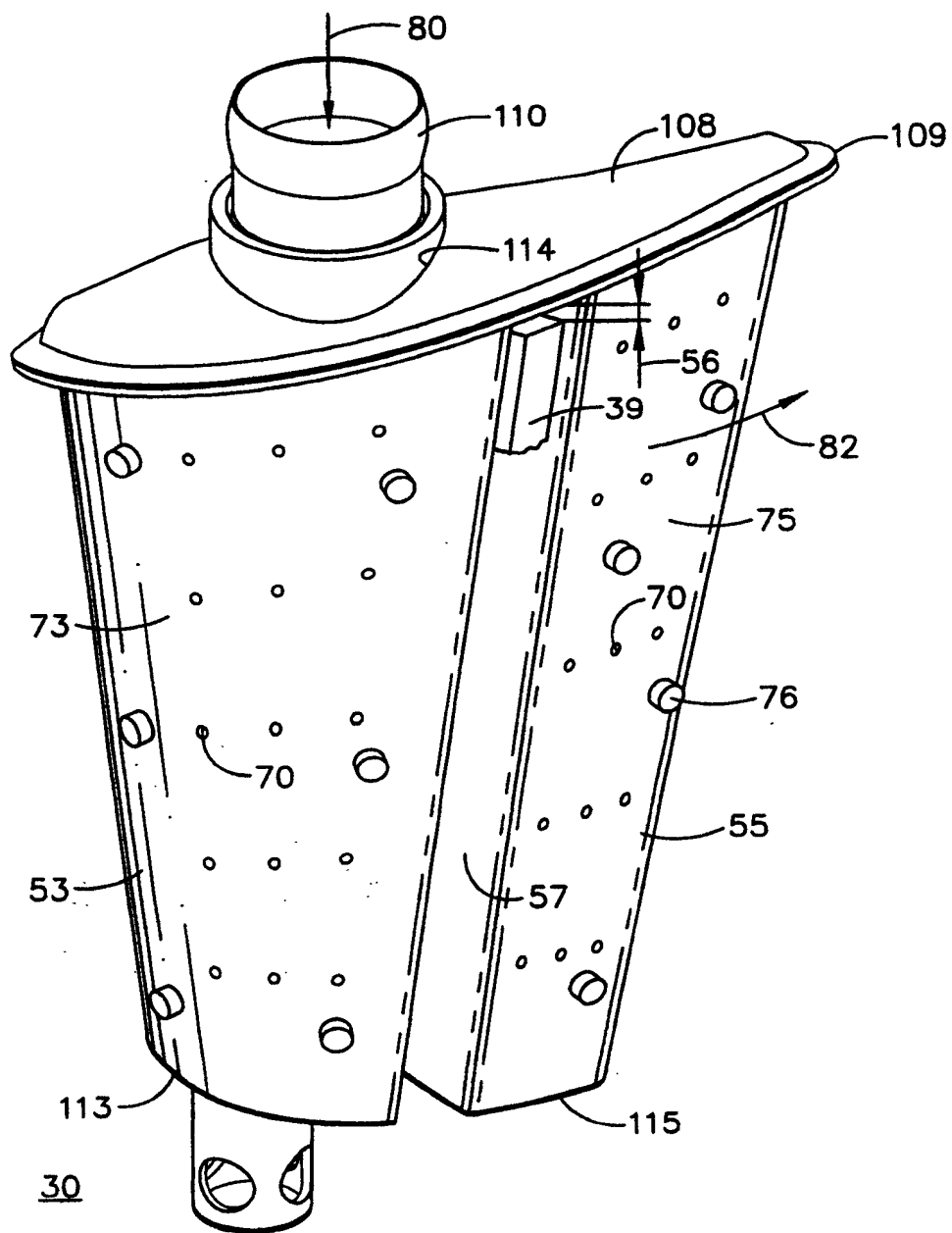


图 6

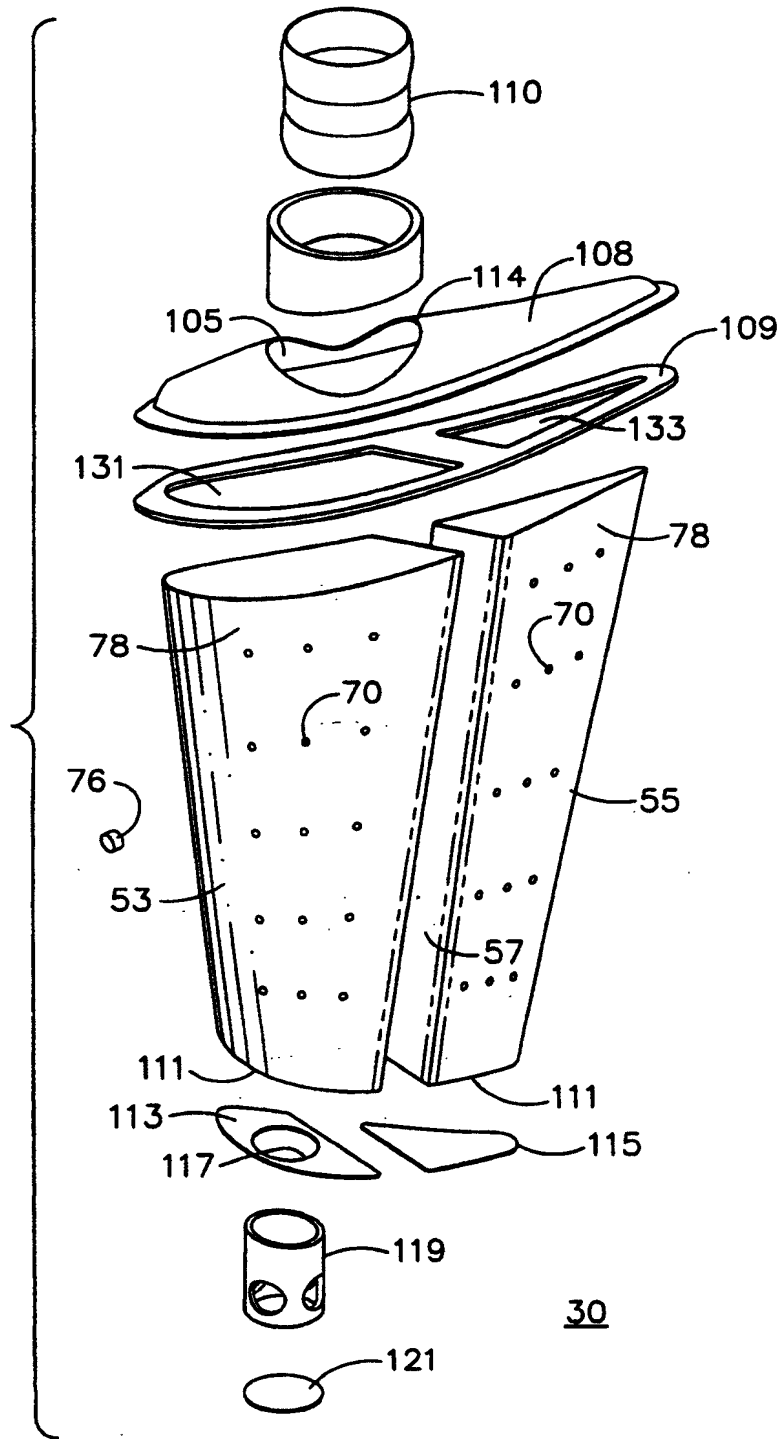


图 7

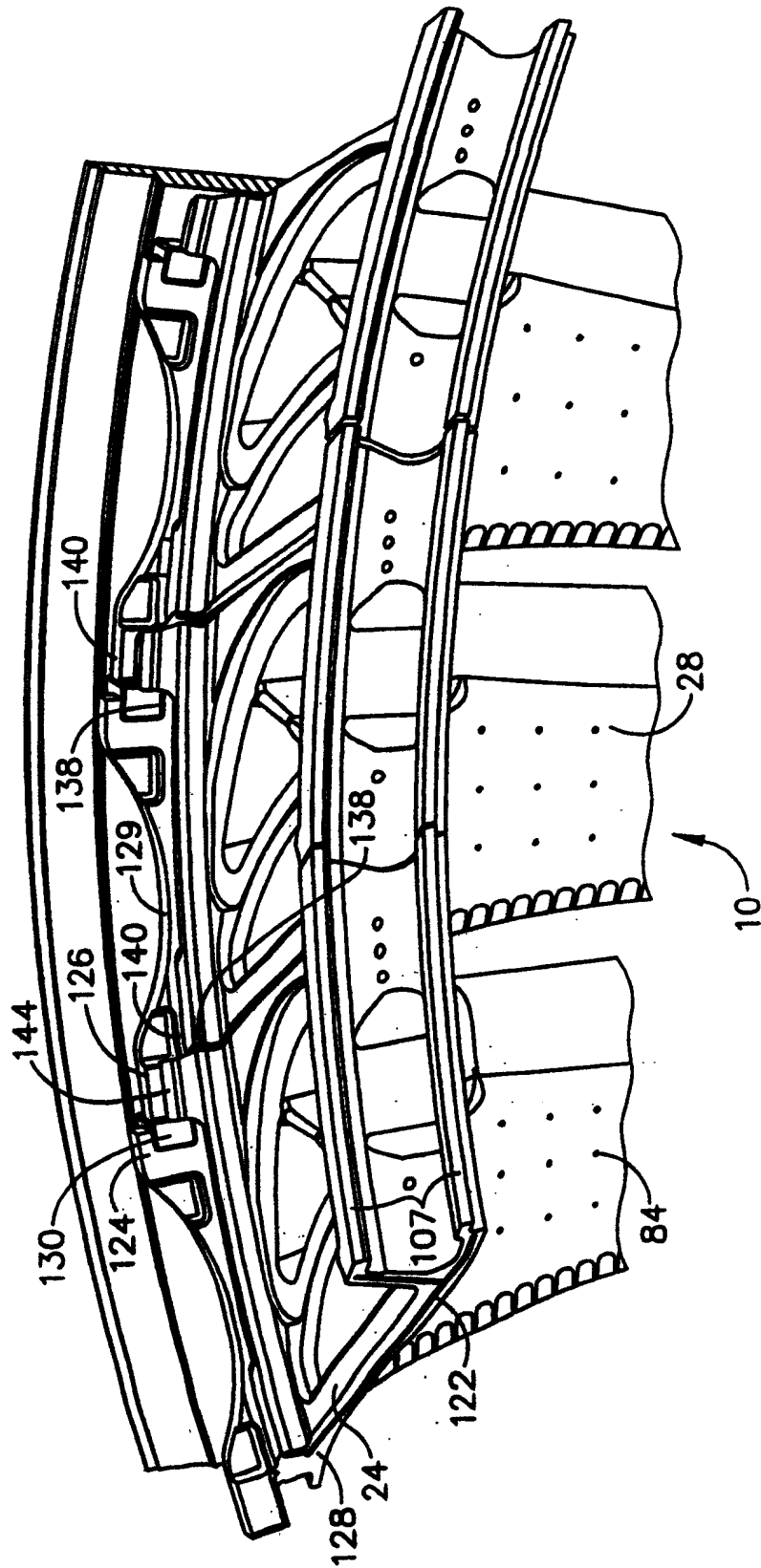


图 8

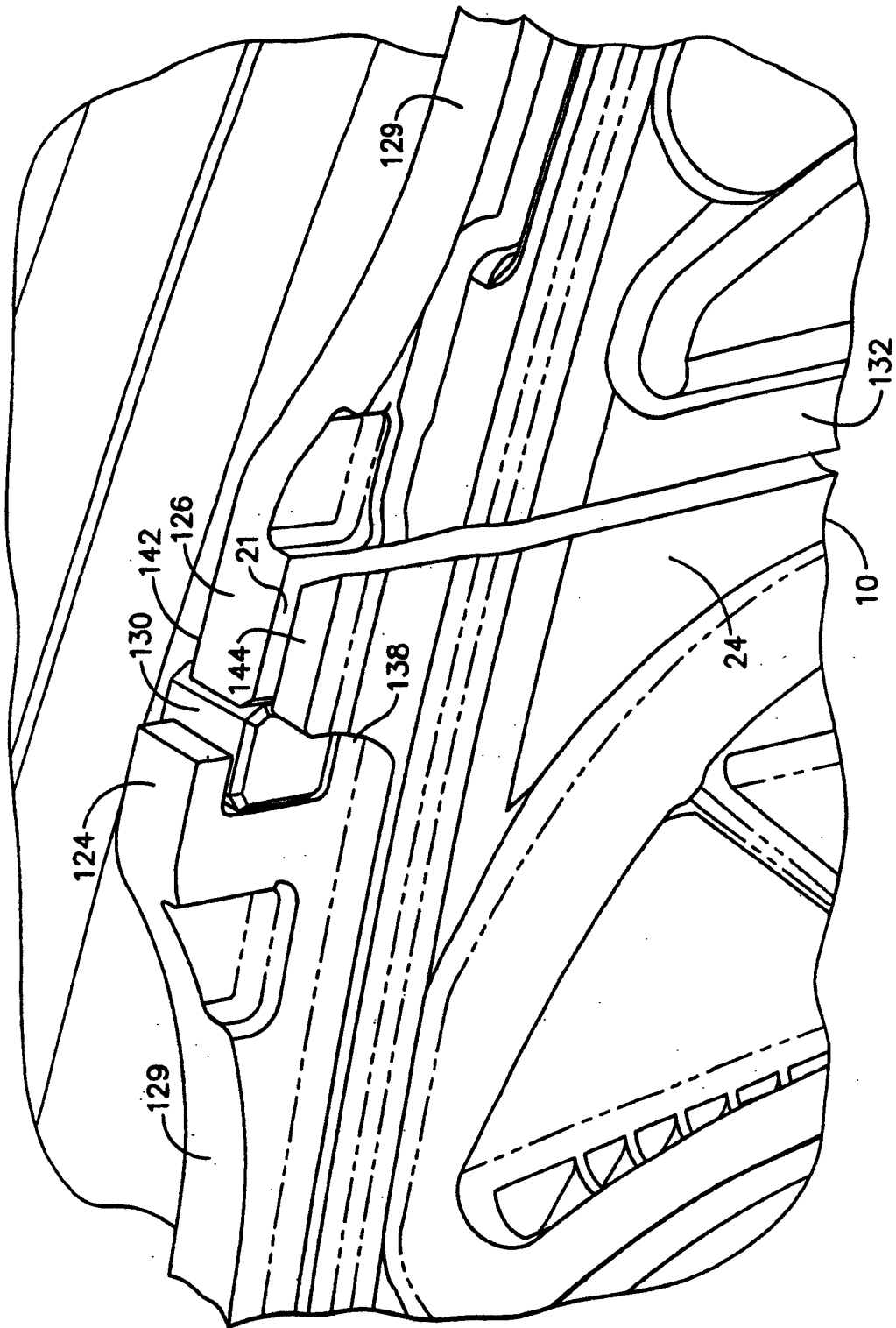


图 9

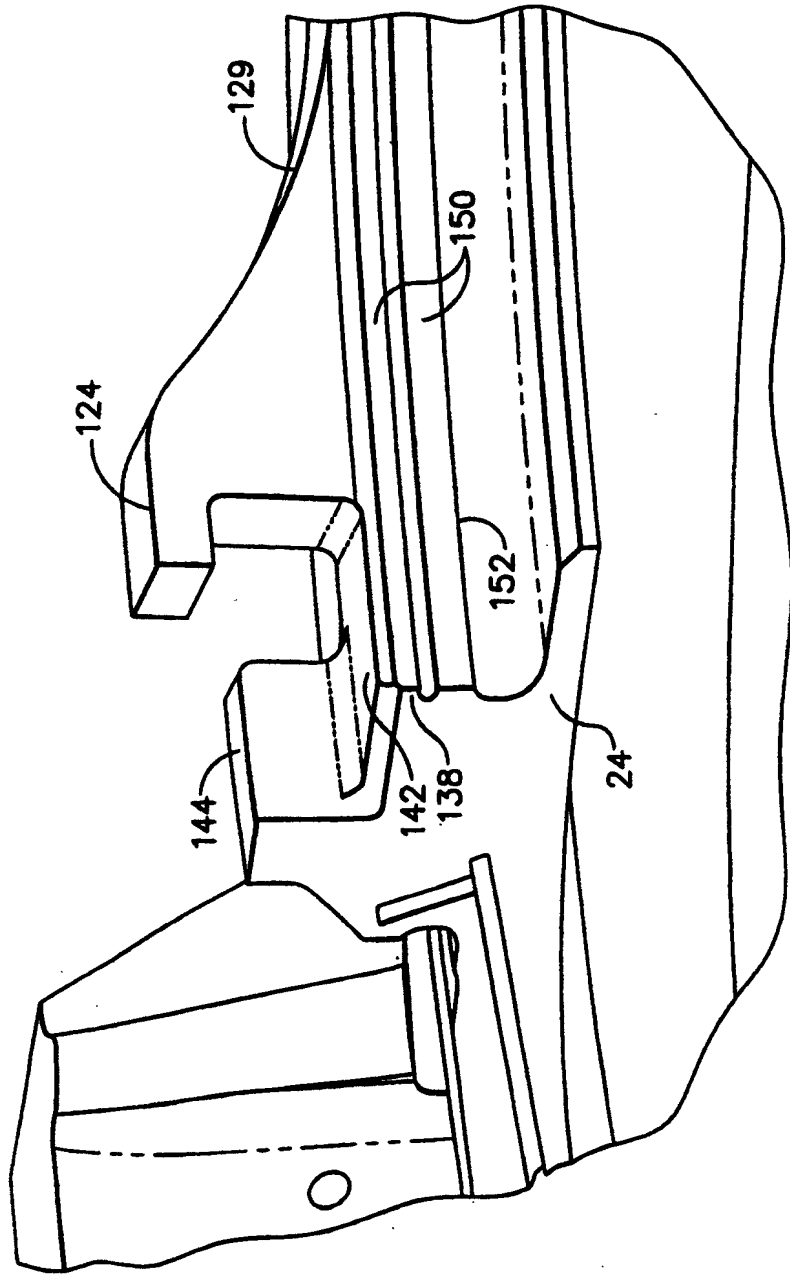


图 10