



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105041387 B

(45)授权公告日 2018.06.08

(21)申请号 201510252292.2

(22)申请日 2015.02.17

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 105041387 A

(43)申请公布日 2015.11.11

(30)优先权数据

14/185161 2014.02.20 US

(73)专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 S·A·卡雷夫 M·R·皮尔萨尔

D·维尔纳

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公

司 72001

代理人 严志军 周心志

(51)Int.Cl.

F01D 5/12(2006.01)

F01D 11/08(2006.01)

(56)对比文件

US 2005129519 A1, 2005.06.16, 说明书第13-32段, 附图1-5.

US 2011243714 A1, 2011.10.06, 说明书第19-39段, 说明书附图1-4.

CN 1614199 A, 2005.05.11, 全文.

CN 101082286 A, 2007.12.05, 全文.

US 2005129519 A1, 2005.06.16, 说明书第13-32段, 附图1-5.

审查员 张磊洋

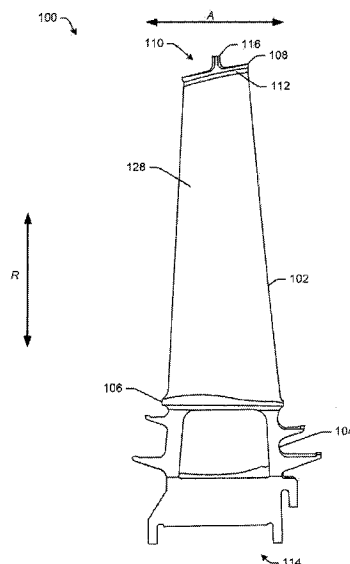
权利要求书2页 说明书8页 附图5页

(54)发明名称

涡轮叶片和用于平衡涡轮叶片的末梢围带的方法

(57)摘要

本发明涉及涡轮叶片和用于平衡涡轮叶片的末梢围带的方法。具体而言,本申请和所得的专利提供一种用于燃气涡轮发动机的涡轮叶片。涡轮叶片可包括翼型件、从翼型件径向向外定向的末梢围带,和从末梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从末梢围带的第一端延伸到第二端的密封轨。密封轨可包括在定位在第一端与第二端之间并且沿大体切向方向从翼型件偏移的位置处的最大轴向厚度。本申请和所得的专利还提供一种燃气涡轮发动机和一种用于平衡燃气涡轮发动机的涡轮叶片的末梢围带的方法。



1. 一种用于燃气涡轮发动机的涡轮叶片,所述涡轮叶片包括:
翼型件;
末梢围带,其从所述翼型件径向向外定位;和
密封轨,其从所述末梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从所述末梢围带的第一端延伸到第二端,其中,所述密封轨包括在定位在所述末梢围带的所述第一端与所述第二端之间且沿大体切向方向从所述翼型件的压力侧或吸力侧完全地偏移的位置处的最大轴向厚度。
2. 根据权利要求1所述的涡轮叶片,其特征在于,所述密封轨包括第一端和第二端,其中,最大轴向厚度位置定位在距所述密封轨的第一端的第一距离和距所述密封轨第二端的第二距离处,并且其中,所述第一距离不同于所述第二距离。
3. 根据权利要求2所述的涡轮叶片,其特征在于,所述密封轨包括在所述密封轨的第一端处的第一轴向厚度和在所述密封轨的第二端处的第二轴向厚度,并且其中,所述第一轴向厚度等于所述第二轴向厚度。
4. 根据权利要求2所述的涡轮叶片,其特征在于,所述密封轨包括在所述密封轨的第一端处的第一轴向厚度和在所述密封轨的第二端处的第二轴向厚度,并且其中,所述第一轴向厚度不同于所述第二轴向厚度。
5. 根据权利要求2所述的涡轮叶片,其特征在于,所述密封轨的轴向厚度从所述密封轨的第一端恒定地增大到所述最大轴向厚度位置,并且其中,所述密封轨的轴向厚度从所述密封轨的第二端恒定地增大到所述最大轴向厚度位置。
6. 根据权利要求2所述的涡轮叶片,其特征在于,所述密封轨包括定位在所述最大轴向厚度位置与所述密封轨的第一端和所述密封轨的第二端中的一者之间的具有恒定轴向厚度的一个或更多个区域。
7. 根据权利要求1所述的涡轮叶片,其特征在于,所述末梢围带的所述第一端为所述末梢围带的前端,并且所述末梢围带的所述第二端为所述末梢围带的后端,其中所述最大轴向厚度位置定位在所述末梢围带的所述第二端和所述翼型件之间并沿大体切向方向从所述翼型件的压力侧完全地偏移。
8. 根据权利要求1所述的涡轮叶片,其特征在于,所述末梢围带的所述第一端为所述末梢围带的前端,并且所述末梢围带的所述第二端为所述末梢围带的后端,其中所述最大轴向厚度位置定位在所述末梢围带的所述第一端和所述翼型件之间并沿大体切向方向从所述翼型件的吸力侧完全地偏移。
9. 根据权利要求1所述的涡轮叶片,其特征在于,所述末梢围带经由倒角区域连接到所述翼型件,并且其中,所述最大轴向厚度位置沿大体切向方向从所述倒角区域完全地偏移。
10. 根据权利要求1所述的涡轮叶片,其特征在于,所述末梢围带经由倒角区域连接到所述翼型件,并且其中,所述最大轴向厚度位置与所述倒角区域的一部分径向地对准。
11. 根据权利要求1所述的涡轮叶片,其特征在于,所述密封轨包括上游面和下游面,其中所述最大轴向厚度位置由所述上游面的第一径向延伸边缘和所述下游面的第二径向延伸边缘限定,并且其中所述第一径向延伸边缘和第二径向延伸边缘在大体切向方向上彼此对准。
12. 一种用于平衡燃气涡轮发动机的涡轮叶片的末梢围带的方法,所述方法包括:

提供密封轨,所述密封轨从所述末梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从所述末梢围带的第一端延伸到第二端;

使所述密封轨的轴向厚度变化,使得最大轴向厚度定位在所述末梢围带的所述第一端与所述第二端之间并且沿大体切向方向从所述涡轮叶片的翼型件的压力侧或吸力侧完全地偏移的位置处。

13. 根据权利要求12所述的方法,其特征在于,使所述密封轨的轴向厚度变化包括在所述翼型件附近使所述末梢围带平衡。

14. 根据权利要求12所述的方法,其特征在于,使所述密封轨的轴向厚度变化包括分配所述密封轨的质量以获得期望的频率裕度。

15. 一种燃气涡轮发动机,包括:

压缩机;

燃烧器,其与所述压缩机连通;和

涡轮,其与所述燃烧器连通,所述涡轮包括以周向阵列布置的多个涡轮叶片,所述涡轮叶片中的各个包括:

翼型件;

末梢围带,其从所述翼型件径向向外定位;和

密封轨,其从所述末梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从所述末梢围带的第一端延伸到第二端,其中,所述密封轨包括定位在所述末梢围带的所述第一端与所述第二端之间并且沿大体切向方向从所述翼型件的压力侧或吸力侧完全地偏移的位置处的最大轴向厚度。

16. 根据权利要求15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述密封轨包括第一端和第二端,其中,最大轴向厚度位置定位在距所述密封轨的第一端的第一距离和距所述密封轨的第二端的第二距离处,并且其中,所述第一距离不同于所述第二距离。

17. 根据权利要求16所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述密封轨的轴向厚度从所述密封轨的第一端恒定地增大到所述最大轴向厚度位置,并且其中,所述密封轨的轴向厚度从所述密封轨的第二端恒定地增大到所述最大轴向厚度位置。

18. 根据权利要求15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述末梢围带的所述第一端为所述末梢围带的前端,并且所述末梢围带的所述第二端为所述末梢围带的后端,其中所述最大轴向厚度位置定位在所述末梢围带的所述第二端和所述翼型件之间并沿大体切向方向从所述翼型件的压力侧完全地偏移。

19. 根据权利要求15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述末梢围带的所述第一端为所述末梢围带的前端,并且所述末梢围带的所述第二端为所述末梢围带的后端,其中所述最大轴向厚度位置定位在所述末梢围带的所述第一端和所述翼型件之间并沿大体切向方向从所述翼型件的吸力侧完全地偏移。

20. 根据权利要求15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述密封轨包括上游面和下游面,其中所述最大轴向厚度位置由所述上游面的第一径向延伸边缘和所述下游面的第二径向延伸边缘限定,并且其中所述第一径向延伸边缘和第二径向延伸边缘在大体切向方向上彼此对准。

涡轮叶片和用于平衡涡轮叶片的末梢围带的方法

技术领域

[0001] 本申请和所得的专利大体涉及燃气涡轮发动机,且更具体而言,涉及涡轮叶片和用于平衡燃气涡轮发动机的涡轮叶片的末梢围带的方法。

背景技术

[0002] 在燃气涡轮发动机中,热燃烧气体一般可从一个或多个燃烧器通过过渡件并且沿着涡轮的热气体路径流动。多个涡轮级通常可沿热气体路径串联地布置,以便燃烧气体流过第一级喷嘴和叶片,并且随后通过涡轮的更后级的喷嘴和叶片。以此方式,喷嘴可朝相应叶片引导燃烧气体,从而导致叶片旋转且驱动负载,例如发电机等。燃烧气体可由围绕叶片的固定周向围带容纳,其还可协助沿热气体路径引导燃烧气体。

[0003] 某些涡轮叶片可包括从其翼型件径向向外定位的末梢围带。在涡轮的操作期间,末梢围带可防止因振动应力引起的高周疲劳中的翼型件失效。然而,由于作用在末梢围带上的离心力,可在翼型件与末梢围带之间的倒角区域处引起应力。根据某些构造,涡轮叶片还可包括密封轨,该密封轨从末梢围带径向向外定位并且相对于涡轮的旋转中心轴线沿切向方向延伸。密封轨一般可径向延伸到在对应的固定周向围带中形成的凹槽中。以此方式,密封轨可控制或防止末梢围带和固定周向围带之间的燃烧气体泄漏。此外,密封轨可减少末梢围带的弯曲,然而密封轨的额外质量可增大倒角区域处的应力。

[0004] 根据一个公知的构造,密封轨可沿切向方向从末梢围带的第一端延伸到第二端,并且密封轨可具有沿切向方向恒定的轴向厚度。尽管这种构造可控制越过末梢围带的泄漏且可减少末梢围带的弯曲,但密封轨的附加质量,特别是在末梢围带的端部,可显著增大倒角区域处的应力。高操作温度下的增大的应力可导致末梢围带上的高蠕变速率,这可降低涡轮叶片的部件寿命。此外,升高温度下的该增大的应力可降低涡轮叶片的疲劳寿命。而且,此种密封轨构造可在实现涡轮叶片的末梢围带平衡和频率调谐方面提出难题,其还可降低涡轮叶片的部件寿命。

[0005] 因此需要一种具有改进的密封轨构造的涡轮叶片,该改进的密封轨构造用于实现涡轮叶片的末梢围带平衡和频率调谐。具体而言,这种密封轨构造可优化以实现适当的末梢围带平衡,同时还提供支撑末梢围带和维持期望频率裕度(frequency margin)所需要的密封轨质量。以此方式,这种密封轨构造可增大涡轮叶片的部件寿命,且因此可减少昂贵的维修和涡轮停机的发生。

发明内容

[0006] 本申请和所得的专利因而提供一种用于燃气涡轮发动机的涡轮叶片。涡轮叶片可包括翼型件、从翼型件径向向外定位的末梢围带、和从末梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从末梢围带的第一端延伸到第二端的密封轨。密封轨可包括在定位在第一端与第二端之间并且沿大体切向方向从翼型件偏移的位置处的最大轴向厚度。

[0007] 本申请和所得的专利提供一种用于平衡燃气涡轮发动机的涡轮叶片的末梢围带

的方法。该方法可包括以下步骤：提供密封轨，该密封轨从未梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从未梢围带的第一端延伸到第二端。该方法还可包括以下步骤：使密封轨的轴向厚度变化，使得最大轴向厚度定位在第一端与第二端之间并且沿大体切向方向从涡轮叶片的翼型件偏移的位置处。

[0008] 本申请和所得的专利还提供一种燃气涡轮发动机。燃气涡轮发动机可包括压缩机、与压缩机连通的燃烧器，和与燃烧器连通的涡轮。涡轮可包括以周向阵列布置的多个涡轮叶片。涡轮叶片中的各个可包括翼型件、从翼型件径向向外定位的末梢围带，和从未梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从未梢围带的第一端延伸到第二端的密封轨。密封轨可包括在定位在第一端与第二端之间并且沿大体切向方向从翼型件偏移的位置处的最大轴向厚度。

[0009] 技术方案1：一种用于燃气涡轮发动机的涡轮叶片，所述涡轮叶片包括：

[0010] 翼型件；

[0011] 末梢围带，其从所述翼型件径向向外定位；和

[0012] 密封轨，其从所述末梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从所述末梢围带的第一端延伸到第二端，其中，所述密封轨包括在定位在所述第一端与所述第二端之间且沿大体切向方向从所述翼型件偏移的位置处的最大轴向厚度。

[0013] 技术方案2：根据技术方案1所述的涡轮叶片，其特征在于，所述密封轨包括第一端和第二端，其中，该最大轴向厚度位置定位在距所述密封轨的第一端的第一距离和距所述密封轨第二端的第二距离处，并且其中，所述第一距离不同于所述第二距离。

[0014] 技术方案3：根据技术方案2所述的涡轮叶片，其特征在于，所述密封轨包括所述密封轨的第一端处的第一轴向厚度和所述密封轨的第二端处的第二轴向厚度，并且其中，所述第一轴向厚度等于所述第二轴向厚度。

[0015] 技术方案4：根据技术方案2所述的涡轮叶片，其特征在于，所述密封轨包括所述密封轨的第一端处的第一轴向厚度和所述密封轨的第二端处的第二轴向厚度，并且其中，所述第一轴向厚度不同于所述第二轴向厚度。

[0016] 技术方案5：根据技术方案2所述的涡轮叶片，其特征在于，所述密封轨的轴向厚度从所述密封轨的第一端变化地增大到所述最大轴向厚度位置，并且其中，所述密封轨的轴向厚度从所述密封轨的第二端变化地增大到所述最大轴向厚度位置。

[0017] 技术方案6：根据技术方案2所述的涡轮叶片，其特征在于，所述密封轨包括定位在所述最大轴向厚度位置与所述密封轨的第一端和所述密封轨的第二端中的一者之间的具有恒定轴向厚度的一个或更多个区域。

[0018] 技术方案7：根据技术方案1所述的涡轮叶片，其特征在于，所述最大轴向厚度位置在所述翼型件的压力侧附近偏移。

[0019] 技术方案8：根据技术方案1所述的涡轮叶片，其特征在于，所述最大轴向厚度位置在所述翼型件的吸力侧附近偏移。

[0020] 技术方案9：根据技术方案1所述的涡轮叶片，其特征在于，所述末梢围带经由倒角区域连接到所述翼型件，并且其中，所述最大轴向厚度位置沿大体切向方向从所述倒角区域偏移。

[0021] 技术方案10：根据技术方案1所述的涡轮叶片，其特征在于，所述末梢围带经由倒

角区域连接到所述翼型件,并且其中,所述最大轴向厚度位置与所述倒角区域的一部分径向地对准。

[0022] 技术方案11:根据技术方案1所述的涡轮叶片,其特征在于,所述密封轨包括上游面和下游面,并且其中,所述最大轴向厚度位置由所述上游面的第一径向延伸边缘和所述下游面的第二径向延伸边缘限定。

[0023] 技术方案12:一种用于平衡燃气涡轮发动机的涡轮叶片的末梢围带的方法,所述方法包括:

[0024] 提供密封轨,所述密封轨从所述末梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从所述末梢围带的第一端延伸到第二端;

[0025] 使所述密封轨的轴向厚度变化,使得最大轴向厚度定位在所述第一端与所述第二端之间并且沿大体切向方向从所述涡轮叶片的翼型件偏移的位置处。

[0026] 技术方案13:根据技术方案12所述的方法,其特征在于,使所述密封轨的轴向厚度变化包括在所述翼型件附近使所述末梢围带平衡

[0027] 技术方案14:根据技术方案12所述的方法,其特征在于,使所述密封轨的轴向厚度变化包括分配所述密封轨的质量以获得期望的频率裕度。

[0028] 技术方案15:一种燃气涡轮发动机,包括:

[0029] 压缩机;

[0030] 燃烧器,其与所述压缩机连通;和

[0031] 涡轮,其与所述燃烧器连通,所述涡轮包括以周向阵列布置的多个涡轮叶片,所述涡轮叶片中的各个包括:

[0032] 翼型件;

[0033] 末梢围带,其从所述翼型件径向向外定位;和

[0034] 密封轨,其从所述末梢围带径向向外定位并且沿大体切向方向从所述末梢围带的第一端延伸到第二端,其中,所述密封轨包括定位在所述第一端与所述第二端之间并且沿大体切向方向从所述翼型件偏移的位置处的最大轴向厚度。

[0035] 技术方案16:根据技术方案15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述密封轨包括第一端和第二端,其中,该最大轴向厚度位置定位在距所述密封轨的第一端的第一距离和距所述密封轨的第二端的第二距离处,并且其中,所述第一距离不同于所述第二距离。

[0036] 技术方案17:根据技术方案16所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述密封轨的轴向厚度从所述密封轨的第一端变化地增大到所述最大轴向厚度位置,并且其中,所述密封轨的轴向厚度从所述密封轨的第二端变化地增大到所述最大轴向厚度位置。

[0037] 技术方案18:根据技术方案15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述最大轴向厚度位置在所述翼型件的压力侧附近偏移。

[0038] 技术方案19:根据技术方案15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述最大轴向厚度位置在所述翼型件的吸力侧附近偏移。

[0039] 技术方案20:根据技术方案15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述密封轨包括上游面和下游面,并且其中,所述最大轴向厚度位置由所述上游面的第一径向延伸边缘和所述下游面的第二径向延伸边缘限定。

[0040] 当结合一些附图和所附权利要求时,对本领域技术人员基于阅读以下详细说明,

本申请和所得的专利的这些和其他特征和改进将会变得明显。

附图说明

[0041] 图1是包括压缩机、燃烧器和涡轮的燃气涡轮发动机的概略图。

[0042] 图2是可用于图1的燃气涡轮发动机中的涡轮的一部分的示意图,示出了多个涡轮级。

[0043] 图3是可用于图2的涡轮中的公知涡轮叶片的前平面视图,该涡轮叶片包括翼型件、末梢围带、和密封轨。

[0044] 图4是图3的涡轮叶片的一部分的顶平面视图,示出了末梢围带、密封轨、和翼型件(由隐线表示)。

[0045] 图5是如本文所述并且可用于图2的涡轮中的涡轮叶片的一个实施方式的前平面视图,该涡轮叶片包括翼型件、末梢围带、和密封轨。

[0046] 图6是图5的涡轮叶片的一部分的顶平面视图,示出了末梢围带、密封轨、和翼型件(由隐线表示)。

[0047] 附图标记

[0048]	燃气涡轮发动机	10
[0049]	压缩机	15
[0050]	空气流	20
[0051]	燃烧器	25
[0052]	燃料流	30
[0053]	燃烧气体流	35
[0054]	涡轮	40
[0055]	轴	45
[0056]	外部负载	50
[0057]	涡轮级	52
[0058]	热气体路径	54
[0059]	第一级	56
[0060]	第一级喷嘴	58
[0061]	第一级叶片	60
[0062]	第一级围带	62
[0063]	第二级	64
[0064]	第二级喷嘴	66
[0065]	第二级叶片	68
[0066]	第二级围带	70
[0067]	第三级	72
[0068]	第三级喷嘴	74
[0069]	第三级叶片	76
[0070]	第三级围带	78
[0071]	涡轮叶片	80

[0072]	翼型件	82
[0073]	柄	84
[0074]	平台	86
[0075]	末梢围带	88
[0076]	末梢端	90
[0077]	倒角区域	92
[0078]	根部端	94
[0079]	密封轨	96
[0080]	第一端	97
[0081]	第二端	98
[0082]	涡轮叶片	100
[0083]	翼型件	102
[0084]	柄	104
[0085]	平台	106
[0086]	末梢围带	108
[0087]	末梢端	110
[0088]	倒角区域	112
[0089]	根部端	114
[0090]	密封轨	116
[0091]	第一端	118
[0092]	第二端	120
[0093]	第一端	122
[0094]	第二端	124
[0095]	最大轴向厚度位置	126
[0096]	压力侧	128
[0097]	吸力侧	130
[0098]	上游面	132
[0099]	下游面	134
[0100]	第一径向延伸边缘	136
[0101]	第二径向延伸边缘	138。

具体实施方式

[0102] 现在参照附图,其中贯穿这些若干附图,相似的数字指相似的元件,图1示出本文中可使用的燃气涡轮发动机10的概略图。燃气涡轮发动机10可包括压缩机15。压缩机15压缩进入空气流20。压缩机15将压缩空气流20输送到燃烧器25。燃烧器25将压缩空气流20与加压燃料流30混合并且点燃混合物,以产生燃烧气体流35。尽管仅示出一个燃烧器25,但燃气涡轮发动机10可包括任何数量的燃烧器25。燃烧气体流35又输送到涡轮40。燃烧气体流35驱动涡轮40,以便产生机械功。在涡轮40中产生的机械功经由轴45驱动压缩机15和外部负载50,外部负载50例如发电机等。这里也可使用其他构造和其它部件。

[0103] 燃气涡轮发动机10可使用天然气、各种类型的合成气、和/或其他类型的燃料。燃气涡轮发动机10可为由General Electric Company of Schenectady, New York提供的多种不同燃气涡轮发动机的任一种,包括但不限于,例如7或9系列重型燃气涡轮发动机等。燃气涡轮发动机10可具有不同构造并且可使用其他类型的部件。在此还可使用其他类型的燃气涡轮发动机。这里也可一起使用多个燃气涡轮发动机、其他类型的涡轮、和其他类型的动力生成设备。尽管在本文中示出燃气涡轮发动机10,但本申请可适用于任何类型的涡轮机械,例如蒸汽涡轮发动机。

[0104] 图2表示涡轮40的一部分的示意图,涡轮40包括位于燃气涡轮发动机10的热气体路径54中的多个级52。第一级56可包括围绕涡轮40的中心轴线CA定位的多个周向地间隔的第一级喷嘴58和多个周向地间隔的第一级叶片60。第一级56还可包括周向地延伸并且围绕第一级叶片60的第一级围带62。第一级围带62可包括在环形布置中彼此相邻地定位的多个围带段。以相似的方式,第二级64可包括多个第二级喷嘴66、多个第二级叶片68,和围绕第二级叶片68的第二级围带70。此外,第三级72可包括多个第三级喷嘴74、多个第三级叶片76,和围绕第三级叶片76的第三级围带78。尽管涡轮40的一部分示为包括三个级52,但涡轮40可包括沿着涡轮40的中心轴线CA布置的任何数量的级52。

[0105] 图3和4表示可用于涡轮40的级52中的一个中的公知涡轮叶片80。例如,叶片80可用于涡轮40的第二级64或更后级中。一般来说,涡轮叶片80可包括翼型件82、柄84,和定位在翼型件82与柄84之间的平台86。如上所述,多个叶片80可以以轴向阵列布置在涡轮40的级52中。以此方式,各叶片80的翼型件82可相对于涡轮40的中心轴线CA径向地延伸,而各叶片80的平台86相对于涡轮40的中心轴线CA切向地延伸。

[0106] 如图所示,翼型件82可从平台86沿径向方向R向外延伸到围绕叶片80的末梢端90定位的末梢围带88。在一些实施方式中,末梢围带88可经由倒角区域92连接到翼型件82。柄84可从平台86径向向内延伸到叶片80的根部端94,使得平台86大体限定翼型件82与柄84之间的界面。如图所示,平台86可形成为以便在其操作期间大体平行于涡轮40的中心轴线CA地延伸。可形成柄84以限定根部结构,例如燕尾件,其构造为将叶片固连到涡轮40的涡轮盘。在涡轮40的操作期间,燃烧气体流35沿着热气体路径54并且在叶片80的平台86上方行进,平台86可与涡轮盘的外周一起大体形成热气体路径54的径向内边界。以相似的方式,叶片80的末梢围带88可大体形成热气体路径54的径向外边界。

[0107] 如图3和4所示,叶片80还可包括从围带88径向向外定位的密封轨96。在一些实施方式中,密封轨96可与末梢围带88一体地形成。如图所示,密封轨96可相对于涡轮40的中心轴线CA沿切向方向T延伸。具体而言,密封轨96可沿切向方向T从末梢围带88的第一端97延伸到末梢围带88的第二端98。如图所示,密封轨96可具有在轴向方向A上测得的轴向厚度AT,其沿着密封轨96的在切向方向T上测得的长度L恒定。如上所述,密封轨96大体可径向地延伸到在对应固定周向围带中形成的凹槽中。以此方式,密封轨96可控制或防止在涡轮40操作期间末梢围带88与固定周向围带之间的燃烧气体泄漏。此外,密封轨96可减少涡轮40操作期间末梢围带88的弯曲,然而密封轨96的额外质量可增大倒角区域92处的应力。

[0108] 图5和图6表示如本文所述的涡轮叶片100的一个实施方式。涡轮叶片100可用于涡轮40的级52中的一个中,并且大体上可以以与上述涡轮叶片80类似的方式构造,但结构和功能中的某些差别在下文中描述。例如,叶片100可用于涡轮40的第二级64或更后级中。如

图所示,叶片100可包括翼型件102、柄104,和布置在翼型件102与柄104之间的平台106。多个叶片100可以以周向阵列布置在涡轮40的级52内。以此方式,各叶片100的翼型件102可相对于涡轮40的中心轴线CA径向地延伸,而各叶片100的平台106相对于涡轮40的中心轴线CA切向地延伸。

[0109] 如图所示,翼型件102可沿径向方向R从平台106向外延伸到围绕叶片100的末梢端110定位的末梢围带108。在一些实施方式中,末梢围带108可经由倒角区域112连接到翼型件102。柄104可从平台106径向向内延伸到叶片100的根部端114,使得平台106大体限定翼型件102与柄104之间的界面。如图所示,平台106可形成为以便在其操作中大体平行于涡轮40的中心轴线CA地延伸。柄104可形成为限定根部结构,例如燕尾件,其构造为将叶片80固连到涡轮40的涡轮盘。在涡轮40的操作期间,燃烧气体流35沿着热气体路径54并且在叶片100的平台106上方行进,平台106与涡轮盘的外周一起形成热气体路径54的径向内边界。以相似的方式,叶片100的末梢围带108大体可形成热气体路径54的径向外边界。

[0110] 如图5和6所示,叶片100还可包括从末梢围带108径向向外定位的密封轨116。在一些实施方式中,密封轨116可与末梢围带108一体地形成。如图所示,密封轨116可相对于涡轮40的中心轴线CA沿切向方向T延伸。具体而言,密封轨116可沿切向方向T从末梢围带108的第一端118延伸到末梢围带88的第二端120。以此方式,密封轨116可具有在切向方向T上测得的长度L,其从密封轨116的第一端122延伸到密封轨116的第二端124。相对于密封轨116围绕涡轮的中心轴线CA的旋转方向,第一端122可是前端并且第二端124可是后端。如图所示,密封轨116可具有在轴向方向上A测得的轴向厚度,其沿着密封轨116的长度L变化。密封轨116可具有其第一端122处的第一轴向厚度 AT_1 和其第二端124处的第二轴向厚度 AT_2 。在一些实施方式中,第一轴向厚度 AT_1 可等于第二轴向厚度 AT_2 。在其他实施方式中,第一轴向厚度 AT_1 可大于第二轴向厚度 AT_2 。在再其他实施方式中,第一轴向厚度 AT_1 可小于第二轴向厚度 AT_2 。

[0111] 根据某些实施方式,密封轨116可具有预扭转构造,并且因此可相对于图6中所示的切向方向T以轻微扭转角度延伸。换言之,作为扭转角度的结果,密封轨116可相对于涡轮40的中心轴线CA沿大体切向方向延伸。

[0112] 如图6所示,密封轨116可在定位在密封轨116的第一端112与第二端124之间的位置处具有第三轴向厚度 AT_3 ,并且第三轴向厚度 AT_3 可大于第一轴向厚度 AT_1 和第二轴向厚度 AT_2 。具体而言,第三轴向厚度 AT_3 可在定位在第一端122与第二端124之间的最大轴向厚度位置126处构成密封轨116的最大轴向厚度 AT_{MAX} 。如图所示,最大轴向厚度位置126可定位在距第一端122的第一距离 D_1 和距第二端124的第二距离 D_2 处,其中,第一距离 D_1 不同于第二距离 D_2 。换言之,最大轴向厚度位置126可从密封轨116的长度L的中点偏移。在一些实施方式中,第一距离 D_1 可大于第二距离 D_2 。在一些实施方式中,第一距离 D_1 可小于第二距离 D_2 。

[0113] 根据某些实施方式,如图6所示,最大轴向厚度位置126可在切向方向T上从翼型件102(由隐线例示)偏移。具体而言,相对于翼型件102,最大轴向厚度位置126可具有在切向方向T上测得的切向偏移 T_0 。在一些实施方式中,最大轴向厚度位置126可在翼型件102的压力侧128附近偏移,如图所示。在一些实施方式中,最大轴向厚度位置126可在翼型件102的吸力侧130附近偏移。在一些实施方式中,最大轴向厚度位置126可与倒角区域112(由隐线例示)的一部分径向地对准。在其他实施方式中,最大轴向厚度位置126可在切向方向T上从

倒角区域112偏移。

[0114] 密封轨116的轴向厚度可从第一端122增大到最大轴向厚度位置126,并且还可从第二端126增大到最大轴向厚度位置126。在一些实施方式中,密封轨116的轴向厚度可从第一端122恒定地增大到最大轴向厚度位置126,并且还可从第二端124恒定地增大到最大轴向厚度位置126,如图所示。在其他实施方式中,密封轨116可包括定位在第一端122与最大轴向厚度位置126之间和/或第二端124与最大轴向厚度位置126之间的具有恒定轴向厚度的一个或更多个区域。在再其它实施方式中,密封轨116的轴向厚度可从第一端122变化地增大到最大轴向厚度位置126,并且还可从第二端124变化地增大到最大轴向厚度位置126,如图所示。

[0115] 密封轨116可包括上游面132和下游面134,它们各自从第一端122延伸到第二端124。根据某些实施方式,最大轴向厚度位置126可由上游面132的第一径向延伸边缘136和下游面134的第二径向延伸边缘138限定。在一些实施方式中,第一径向延伸边缘136和第二径向延伸边缘138可在切向方向T上彼此对准,如图所示。根据某些实施方式,最大轴向厚度位置126可由上游面132的第一平面表面和下游面134的第二平面表面限定。在一些实施方式中,第一平面表面和第二平面表面可在切向方向T上彼此对准。

[0116] 密封轨116的特定尺寸,包括长度L、第一轴向厚度 AT_1 、第二轴向厚度 AT_2 、最大轴向厚度 AT_{MAX} 、第一距离 D_1 、第二距离 D_2 、和切向偏移 T_0 ,可选择为最优地实现末梢围带108的适当平衡,同时还提供用于支撑末梢围带108且维持期望频率裕度所需的质量。由于沿着密封轨116的长度L的变化的轴向厚度,第一和第二端122、124附近的密封轨116的质量可选择为仅提供支撑末梢围带108和减少其附近的弯曲所需的量,在倒角区域112没有不必要的增加应力。同时,如通过第一距离 D_1 、第二距离 D_2 、和切向偏移 T_0 确定的最大轴向厚度 AT_{MAX} 和最大轴向厚度位置126可选择为实现末梢围带平衡并且提供叶片100的频率调谐所需的质量。因此,与具有恒定轴向厚度的密封轨96相比,密封轨116的构造可提供末梢围带平衡和频率调谐的改进优化。

[0117] 本文中所述的实施方式从而提供一种涡轮叶片,其具有改进的密封轨构造,以用于实现末梢围带平衡和涡轮叶片的频率调谐。如上所述,密封轨构造可优化以实现适当的末梢围带平衡,同时还提供用于支撑末梢围带和维持期望频率裕度所需的密封轨质量。以此方式,密封轨构造最终可增大涡轮叶片的部件寿命,因此可减少昂贵维修和涡轮停机的发生。

[0118] 应当明白的是,前文仅涉及本申请和所得的专利的某些实施方式。本领域技术人员可在不脱离如以下权利要求及其等同物限定的本发明整体精神和范围的情况下做出大量改变和修改。

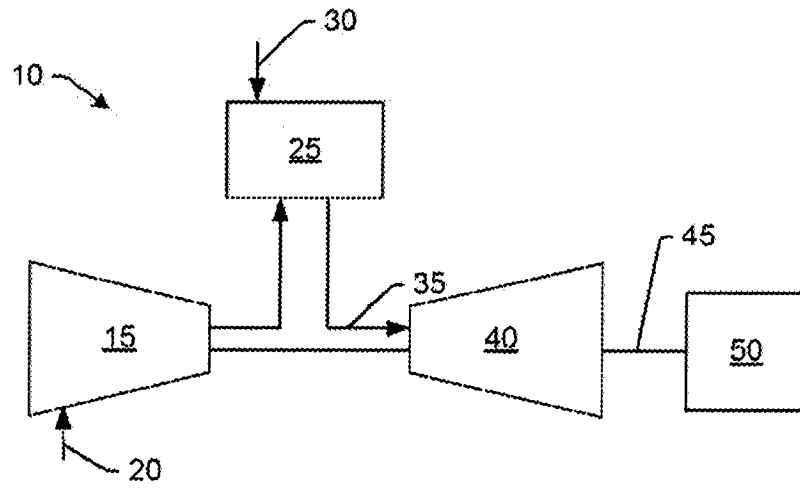


图1

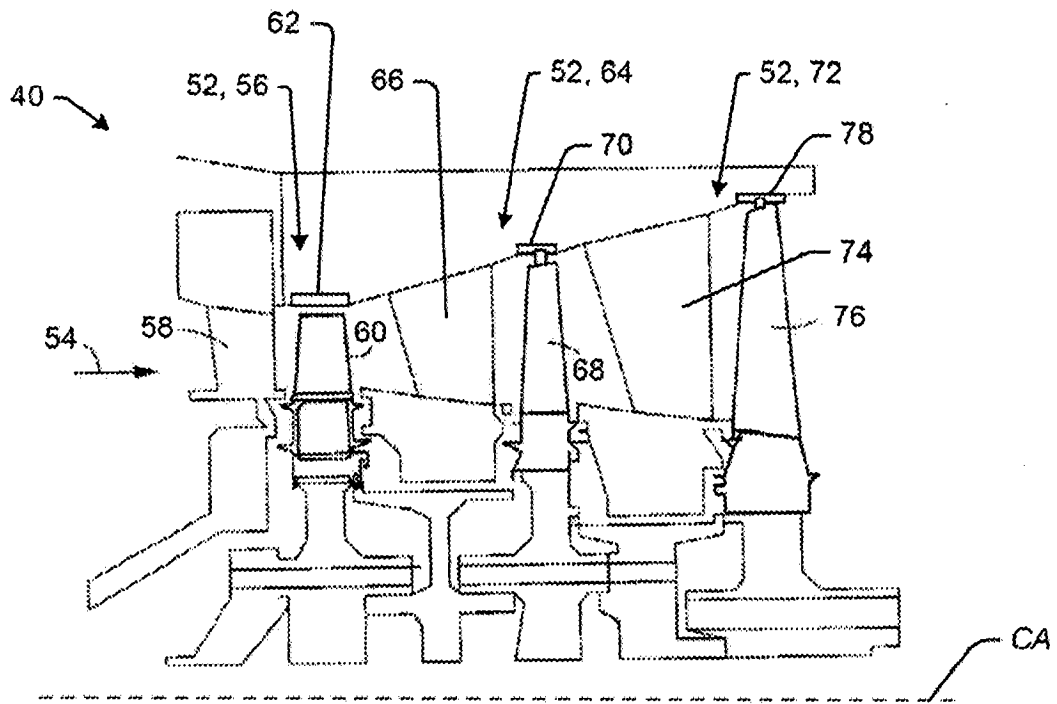


图2

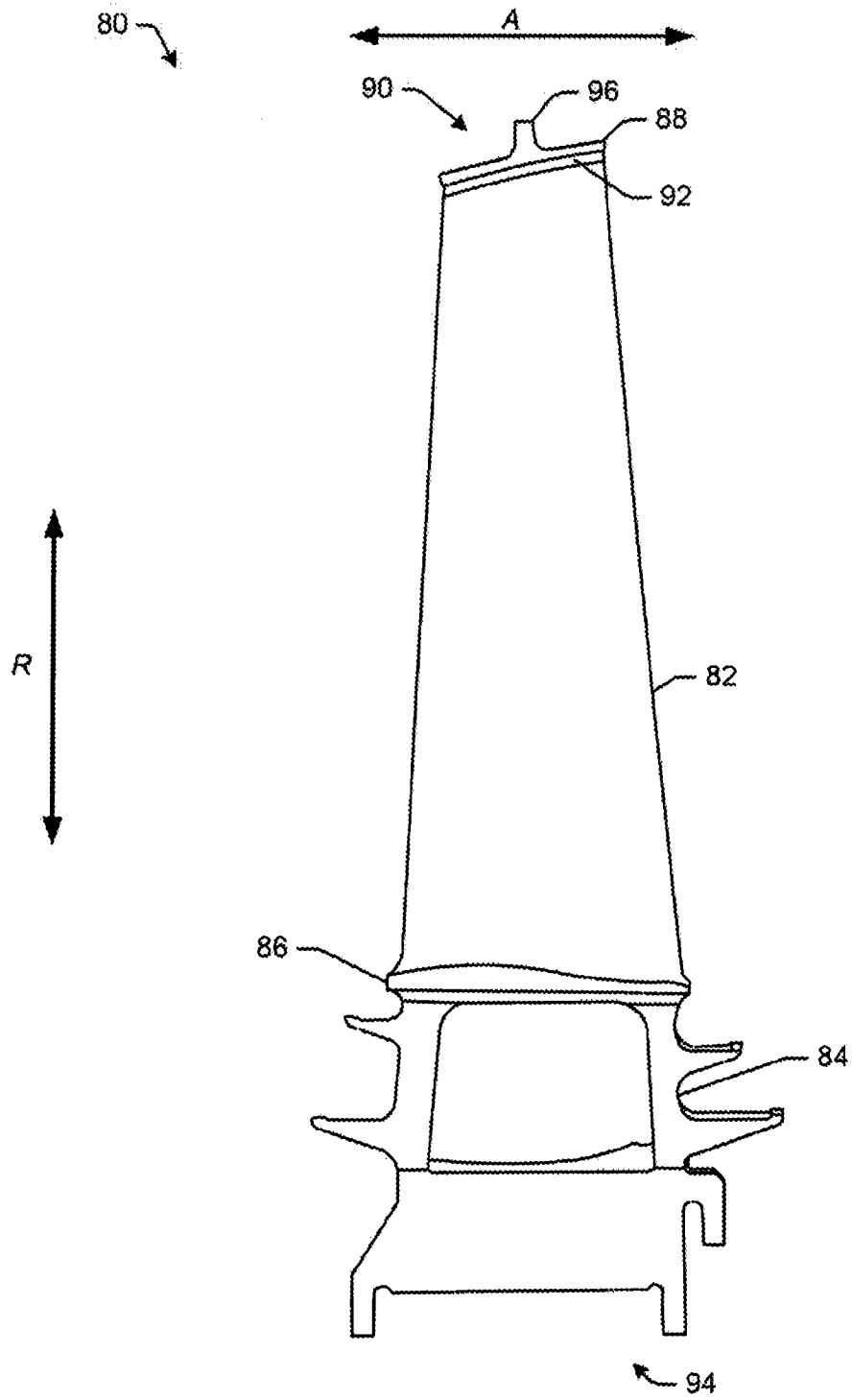


图3

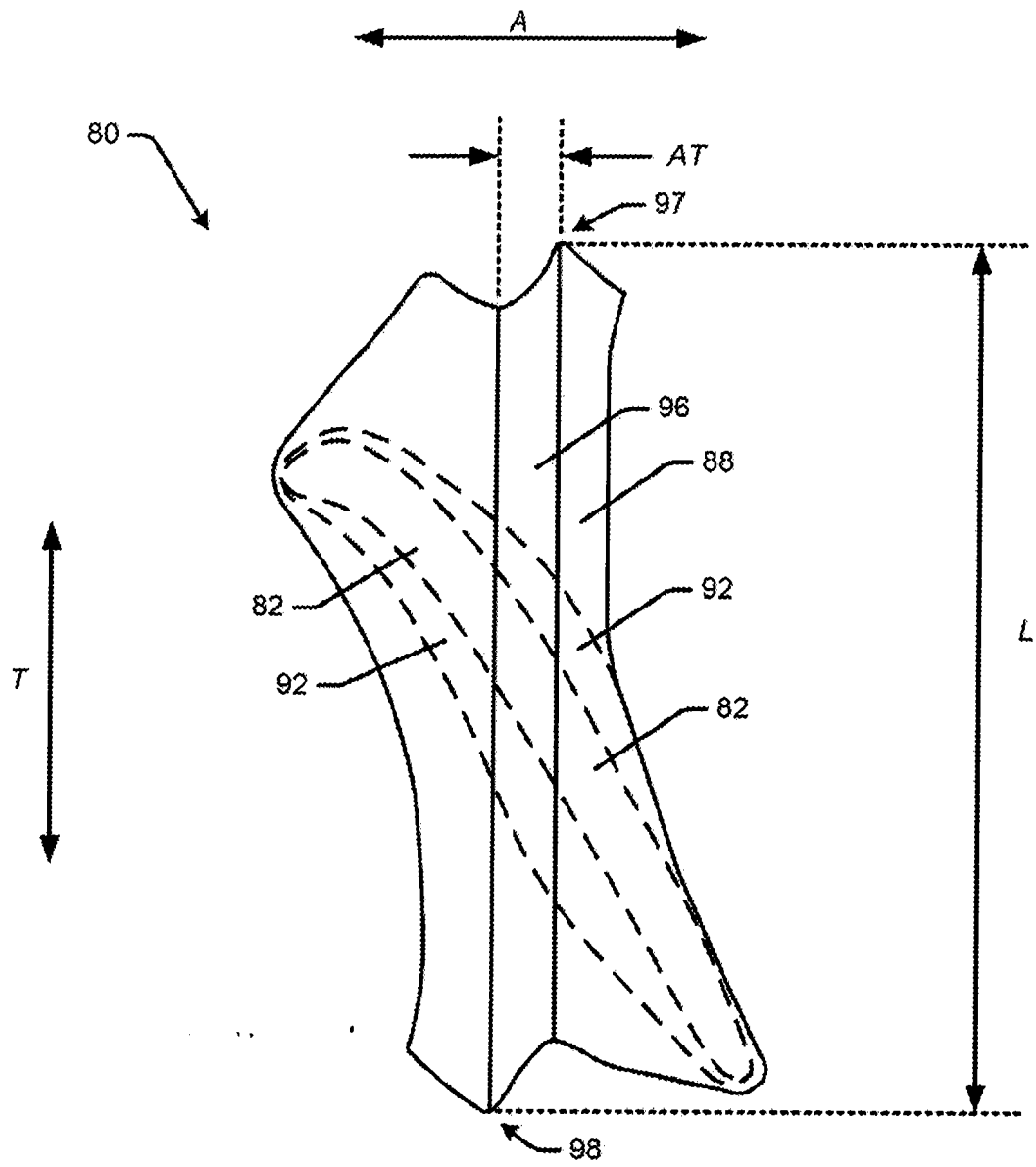


图4

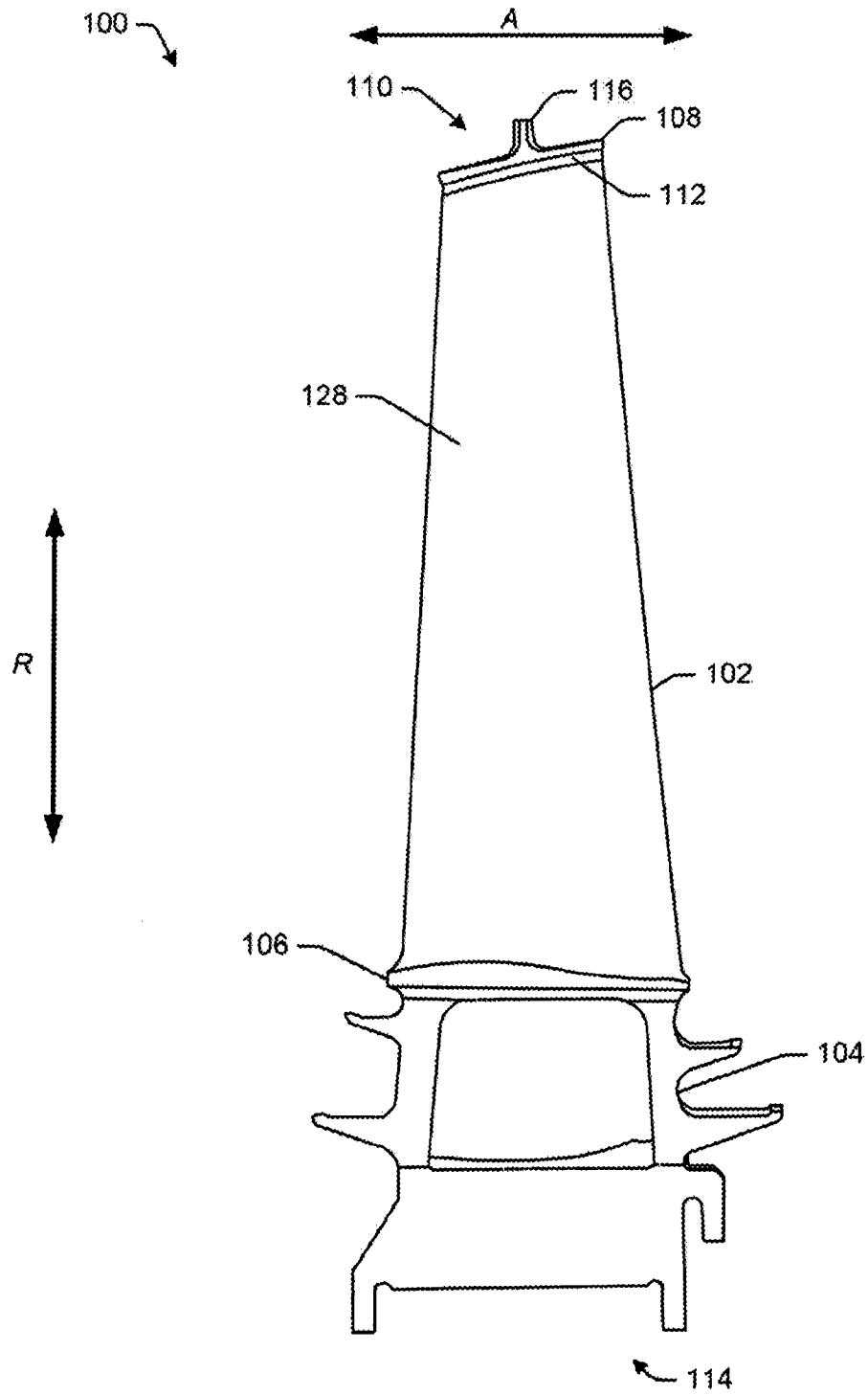


图5

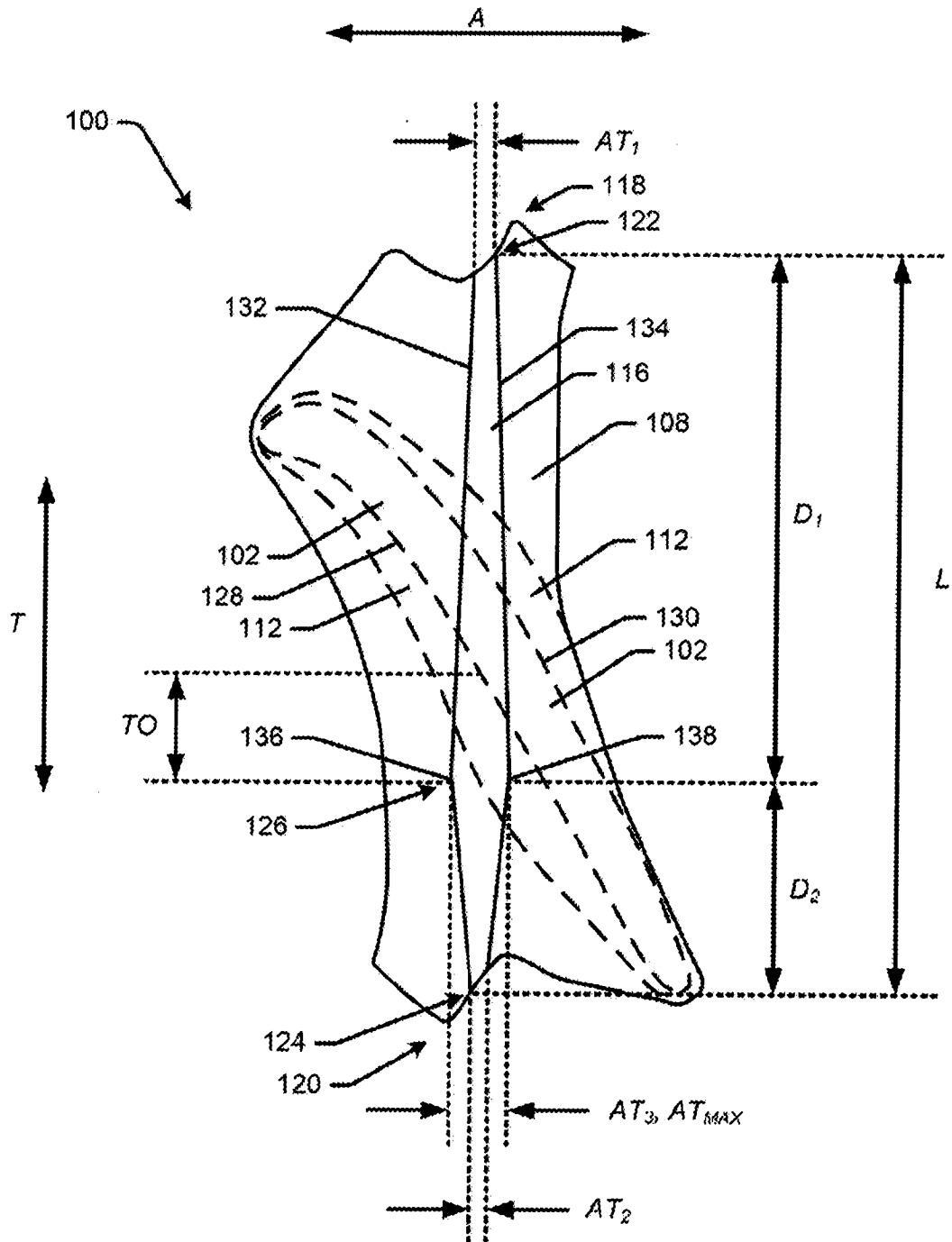


图6