



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104081249 A

(43) 申请公布日 2014. 10. 01

(21) 申请号 201380007501. 6

代理人 王景刚

(22) 申请日 2013. 01. 24

(51) Int. Cl.

(30) 优先权数据

G02B 23/24 (2006. 01)

13/362, 365 2012. 01. 31 US

13/362, 308 2012. 01. 31 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2014. 07. 31

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2013/022929 2013. 01. 24

(87) PCT国际申请的公布数据

W02013/116079 EN 2013. 08. 08

(71) 申请人 西门子能量股份有限公司

地址 美国佛罗里达州

(72) 发明人 E. 巴雷恩 V. 乔纳拉贾达

(74) 专利代理机构 北京市柳沈律师事务所
11105

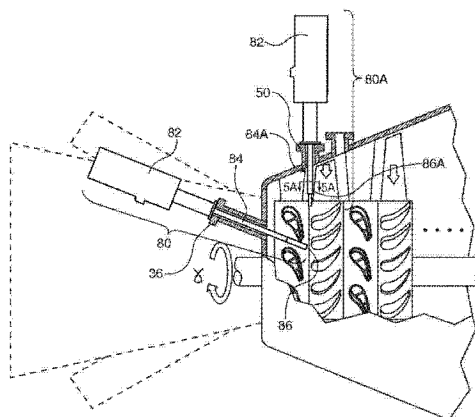
权利要求书2页 说明书8页 附图16页

(54) 发明名称

包括非球面透镜的涡轮机在线检测的系统和方法

(57) 摘要

本发明涉及在线运行发电涡轮机的非破坏性内部检测的光学相机系统,发电涡轮机包括燃气轮机燃烧室和涡轮机段,处于超过600°C (1112° F) 范围的高工作温度并且包括燃烧气体污染物。检测系统包括一个或多个能够承受高于600°C连续工作温度的非球面透镜。非球面透镜单独地或与球面透镜组合来建立更宽的视场,并且比仅包括球面透镜的透镜卡口需要更少的组合透镜。并入在检测系统中的冷却系统有利于连续运行,并得以抑制透镜外表面燃烧气体的结垢。



1. 一种检测装置,包括:
具有观察端口的壳体;和
安装在所述壳体内的非球面透镜,所述非球面透镜由能够在高于 1112 华氏度 (600 摄氏度) 的温度下连续运行的材料构成。
2. 根据权利要求 1 所述的装置,其中,所述非球面透镜安装在所述壳体内、处于所述观察端口近端。
3. 根据权利要求 1 所述的装置,其中,透镜材料从以下群组中选择,所述群组由熔融石英、熔融硅石、蓝宝石、尖晶石和氮氧化铝 (AlON) 构成。
4. 根据权利要求 1 所述的装置,其中,所述非球面透镜建立的视场大于 34 度。
5. 根据权利要求 1 所述的装置,其中,所述非球面透镜建立的视场至少为 50 度。
6. 根据权利要求 1 所述的装置,其中,所述非球面透镜位于所述壳体内、处于所述观察端口近端,并且进一步包括球面透镜,所述球面透镜安装在所述壳体内与所述非球面透镜对准。
7. 根据权利要求 6 所述的装置,包括多个非球面透镜,至少一个非球面透镜由从熔融石英、熔融硅石和蓝宝石组成的群组中选择材料构成。
8. 根据权利要求 1 所述的装置,进一步包括:
由所述壳体限定、处于所述观察端口近端的冷却端口;以及
联接到所述冷却端口的加压气体源,用于排出所述观察端口近端的加压气体。
9. 一种相机检测系统,包括:
具有观察端口的壳体;
安装在所述壳体内、处于所述观察端口近端的非球面透镜,所述非球面透镜由能够在高于 1112 华氏度 (600 摄氏度) 的温度下连续运行的材料构成;
球面透镜,所述球面透镜安装在所述壳体内与所述非球面透镜对准;
相应透镜结合着在所述壳体内传输感兴趣对象的图像,所述感兴趣对象定向在由透镜建立的视场内;
联接到所述壳体的相机,用于产生通过透镜传输的图像。
10. 根据权利要求 9 所述的系统,其中,所述非球面透镜的材料从以下群组中选择,所述群组由熔融石英、熔融硅石、蓝宝石、尖晶石和氮氧化铝 (AlON) 构成。
11. 根据权利要求 9 所述的系统,其中,所述视场大于 34 度。
12. 根据权利要求 9 所述的系统,其中,所述视场至少为 50 度。
13. 根据权利要求 9 所述的系统,包括多个非球面透镜,至少一个非球面透镜由从熔融石英、熔融硅石组成的群组中选择材料构成。
14. 根据权利要求 9 所述的系统,进一步包括:
由所述壳体限定、处于所述观察端口近端的冷却端口;以及
联接到所述冷却端口的加压气体源,用于排出所述观察端口近端的加压气体。
15. 根据权利要求 9 所述的系统,进一步包括具有检测端口的燃气轮机,其中在燃气轮机运行之前将所述壳体观察端口插入在所述检测端口中,并且所述系统在涡轮机运行期间生成燃气轮机内的感兴趣区域的图像。
16. 一种用于视觉检测运行的燃气轮机内的感兴趣区域的方法,包括:

提供相机检测系统,其具有:

带有观察端口的壳体;

安装在所述壳体内、处于所述观察端口近端的非球面透镜,所述非球面透镜由能够在高于 1112 华氏度 (600 摄氏度) 的温度下连续运行的材料构成;

球面透镜,所述球面透镜安装在所述壳体内并与所述非球面透镜对准;

相应透镜结合着在所述壳体内传输感兴趣对象的图像,所述感兴趣对象定向在由透镜建立的视场内;以及

联接到所述壳体的相机,用于产生通过透镜传输的图像;

将相机检测系统壳体观察端口插入到燃气轮机的检测端口中;并且

在涡轮机运行期间产生燃气轮机内的感兴趣区域的图像。

17. 根据权利要求 16 所述的方法,其中:

所述非球面透镜安装在所述光学检测相机壳体内、处于所述观察端口近端;

所述壳体具有冷却端口,所述冷却端口由所述观察端口近端的壳体限定;

加压气体源联接到所述冷却端口;并且

所述方法进一步包括在燃气轮机运行期间排出所述观察端口近端的加压气体。

18. 根据权利要求 16 所述的方法,其中,所述非球面透镜的材料从以下群组中选择,所述群组由熔融石英、熔融硅石、蓝宝石、尖晶石和氮氧化铝 (AlON) 构成。

19. 根据权利要求 16 所述的方法,视场大于 34 度。

20. 根据权利要求 16 所述的方法,其中,所述透镜建立的视场至少为 50 度。

包括非球面透镜的涡轮机在线检测的系统和方法

[0001] 相关申请的交叉引用

[0002] 本申请要求同时提交的且指定序列号为 13/362,365 的、案卷号为 No. 2011P12815US 的、题为“包括温度和振动补偿透镜卡口的涡轮机在线检测的系统和方法 (SYSTEM AND METHOD FOR ONLINE INSPECTION OF TURBINES INCLUDING TEMPERATURE AND VIBRATION COMPENSATING LENS MOUNT)”的共同未决的美国实用新型专利申请的优先权,其通过引用并入本文中。

技术领域

[0003] 本发明涉及在线 (online) 运行发电涡轮机的非破坏性内部检测的光学相机系统,发电涡轮机包括燃气轮机燃烧室和涡轮机段,工作温度在超过 600°C (1112° F) 的范围内并且包括燃烧气体污染物。

背景技术

[0004] 通过将高温光学系统与高速相机成像相结合,红外线或可见光光谱在线相机系统在其运行于电厂中期间监控发电燃气轮机、蒸汽轮机、发电机或其相关设备的关键内部发动机部件。光学系统的设计需要选择和结合透镜、光学材料和相关的透镜安装结构,以便提供最佳的图像质量,同时使设备在恶劣的工作环境中存活。例如,燃气轮机燃烧室和涡轮机段包含损害和污染透镜表面的高温燃烧气体。

[0005] 图 1A 和图 1B 示意性地示出了已知的燃气轮机 30,其具有压缩机段 32、多个周向燃烧室 34 和使旋转轴 40 从中穿过的涡轮机段 38。涡轮机段 38 包括固定的排 1 轮叶 42,以及可旋转地联接到轴 40 的排 1 叶片 44。涡轮机段 38 包括连续交替排的固定轮叶和旋转叶片,比如排 2 轮叶 46 和排 2 叶片 48。涡轮机 30 包括多个检测端口 36、50 和 52,以方便检测到内部部件。

[0006] 如图 1A 所示,相机检测系统 55 被联接到检测端口 36 并包括光学管壳体 56,光学管壳体 56 具有观察端口 57,观察端口 57 建立与壳体中心轴线对准的大约 30 度的视场。相机 58 捕获由光学管壳体 56 中的透镜传输的图像。相机检测系统 55 用于检测涡轮机 30 内的、视场中可见的感兴趣区域,例如排 1 轮叶 42 的前缘。类似地,相机检测系统 55' 被联接到检测端口 50 并包括光学管壳体 56',光学管壳体 56' 具有观察端口 57',观察端口 57' 建立与壳体中心轴线法向(即,横向或侧视)对准的大约 30 度的视场。相机 58 捕获由光学管壳体 56' 中的透镜传输的图像。相机检测系统 55、55' 用于检测涡轮机 30 内的、视场中可见的感兴趣区域。然而,如图 1B 所示,透过观察端口 57' 的已知相机视场只有 30-34 度,因此无法捕获涡轮机叶片 44 前缘的整个宽度。

[0007] 用于在在线涡轮机运行期间内部涡轮机部件的实时红外或可见光光谱成像的当前光学设计有若干限制,这限制了视场、最高工作温度、图像质量和系统操作周期。为了达到所希望的图像质量,常规的光学系统需要使用至少一种温度极限低于 550°C (1022° F) 的光学材料。此外,常规设计使用复杂的紧密间隔的球面透镜组,涉及两个或更多个元件用

以校正光学像差 (optical aberrations)。

[0008] 用于相机成像系统的常规光学管设计遭受视场、图像质量和透镜卡口 (lens mount) 系统复杂性之中的设计权衡之苦。更大的希望视场需要更大量的透镜, 带有更紧密的透镜间的间距。反之, 透镜的透光率随透镜数量的增加而降低。相比于对在环境室温检测应用中使用的相机检测系统的影响, 这些设计权衡对在高温检测应用中、比如在在线燃气轮机中使用的光学系统的性能和寿命有着显著直接的负面影响。更具体地, 为了校正光学像差, 常规的光学设计与具有凸面和凹面的不同玻璃材料相结合而采用球面透镜。虽然能够产生卓越的图像质量, 但常规的光学设计当在恶劣的涡轮机环境中使用时带来了一些挑战。需要选择具有具体但不同的光学、热学和机械结构性能的多种光学材料: 最接近于热操作环境的至少一种材料应该具有大约 600°C (1112° F) 的熔融温度。少数光学材料可以承受如此高的温度而没有显著损失光学性能。为了校正上述的光学像差, 多个球面透镜是必需的。先前已知的高温检测系统光学管设计使用了多达六个不同的透镜, 以产生足够的图像质量。针对涡轮机内更宽广的感兴趣检测区域的所希望视场的增加还需要额外的透镜。在实践中, 已知的高温检测系统光学管的范围 / 视场是 34° 或更少。

[0009] 随着光学管内透镜数量的增加, 透镜卡口的机械设计和操作限制以及系统有效运行寿命变得更有挑战性。例如, 随着卡口中透镜数量的增加, 在高温度检测应用中更难以保持透镜对准, 并且有效使用寿命相应受损。

[0010] 在需要维护和修理之前, 用于未冷却地在线监控燃气轮机的“热段 (hot sections)”的当前成像系统在操作性上受限于最多约 200-300 小时。已经观察到, 成像系统的故障由各种光学元件的渐进磨损或破损所造成, 所述光学元件要承受燃气轮机的热和振动。虽然这几百小时的维护时间对短时间的发动机性能确认可以足够的, 但长期的运行越来越需要在其整个运行生命周期期间在工业上连续地在线监控内部涡轮机部件。燃气轮机旨在定期维修周期之间连续地运行。在定期维修周期之前, 相机检测系统的机械 - 光学部件在燃气轮机运行期间不能从被监控的燃气轮机中除去。燃气轮机的典型维修检测周期预计为 4000 小时每次, 通常主要检测为 8000 小时每次。因此, 对于连续在线检测监控系统关键是在有机会进行检测和维修之前保持不解体运行满 4000 小时。迄今为止, 增加成像系统使用寿命的各种尝试已导致从几十小时边际改善至几百小时。

[0011] 因此, 在本领域中需要一种用于电力系统涡轮机等的高温环境检测系统, 其可以在高于 600°C (1112° F)、优选高达 1000°C (1832° F) 的温度环境下承受连续操作。另外需要这样一种具有增加视场的系统。还需要这样一种系统, 它减少了系统中所使用的个别透镜的数量, 以减少设计和操作复杂性。另外存在的需要是提高光学传输效率, 同时保持和优选地提高图像质量。在本领域另一整体需要是增加高温检测系统运行使用寿命, 使其与定期涡轮机维修维护周期一致: 希望是 4000 小时。

发明内容

[0012] 因此, 共同地或个别地, 本发明的潜在目的是形成一种用于电力系统涡轮机等的高温环境检测系统, 其可以: 承受高于 600°C (1112° F) 和优选高达 1000°C (1832° F) 的温度环境下的连续运行; 增加视场; 减少系统中所使用个别透镜的数目, 以降低设计和操作复杂性; 提高光学传输效率; 保持、可优选地提高图像质量, 并增加系统运行使用寿命。

[0013] 这些和其它目的通过一种检测装置按照本发明的实施方式来实现,所述检测装置具备:具有观察端口的壳体;和安装在所述壳体内的非球面透镜,所述非球面透镜由能够在高于 600°C (1112° F) 的温度下连续运行的材料构成。

[0014] 本发明的实施方式还涉及相机检测系统,其具备:具有观察端口的壳体;和安装在所述壳体内、处于所述观察端口近端的非球面透镜,所述非球面透镜由能够在高于 600°C (1112° F) 的温度下连续运行的材料构成。本实施方式还具备球面透镜,所述球面透镜安装在所述壳体内的后面并与所述非球面透镜对准。相应透镜结合着在所述壳体内传输感兴趣对象的图像,所述感兴趣对象定向在由透镜建立的视场内。相机联接到所述壳体,用于产生通过透镜传输的图像。

[0015] 本发明还涉及一种方法,用于视觉检测运行的燃气轮机内的感兴趣区域。所述方法具备以下步骤:提供相机检测系统,其具有带观察端口的壳体。在所提供的系统中,由能够在高于 600°C (1112° F) 的温度下连续运行的材料构成的非球面透镜安装在壳体内观察端口的近端。球面透镜安装在壳体内的后面并与非球面透镜对准。相应透镜结合着在壳体内传输感兴趣对象的图像,所述感兴趣对象定向在由透镜建立的视场内。在所提供的系统中,相机联接到壳体,用于产生通过透镜传输的图像。所述方法的下一步骤包括:将相机检测系统壳体观察端口插入到燃气轮机的检测端口中。接着,所述方法涉及:在涡轮机运行期间产生燃气轮机内的感兴趣区域的图像。

[0016] 在本发明的一些实施方式中,透镜材料从以下群组中选择,所述群组由熔融石英 (fused quartz)、熔融硅石 (fused silica)、蓝宝石、尖晶石和氮氧化铝 (aluminum oxynitride, AlON) 构成。在一些实施方式中,非球面透镜建立的视场大于 34 度,而在其它实施方式中,至少为 50 度。在一些实施方式中,所述装置进一步具备由所述壳体限定、处于所述观察端口近端的冷却端口,以及联接到所述冷却端口的加压气体源,用于排出所述观察端口近端的加压气体。

[0017] 共同地或个别地,本发明的目的和特征可由本领域技术人员以任何组合或子组合加以应用。

附图说明

[0018] 可以通过与附图结合来考虑以下详细描述而容易地理解本发明的教导,其中:

[0019] 图 1A 是用已知相机检测系统检测的燃气轮机的示意性正视图;

[0020] 图 1B 是沿着图 1 的 1B-1B 截取的示意性平面图;

[0021] 图 2A 是已知球面透镜的示意性正视图;

[0022] 图 2B 是本发明非球面透镜的示意性正视图;

[0023] 图 3A 是包括球面透镜堆的已知相机透镜系统的示意性正视图,用于形成位于透镜视场 (FOV) 内的感兴趣对象的图像;

[0024] 图 3B 是包括本发明非球面透镜的本发明相机透镜系统的示意性正视图;

[0025] 图 4 是已知透镜卡口的部分横截面示意性视图;

[0026] 图 5 是用本发明相机检测系统检测的燃气轮机的示意性正视图;

[0027] 图 5A 是沿着图 5 的 5A-5A 截取的示意性平面图;

[0028] 图 6 是本发明实施方式的光学管壳体的示意性横截面图,其中图像平行于管中心

轴线进行拍摄；

[0029] 图 7 是本发明的图 6 光学管壳体实施方式中的透镜卡口的示意性横截面图；

[0030] 图 8 是本发明的图 7 透镜卡口中的轴向压缩弹簧的透视图；

[0031] 图 9 是本发明的图 7 透镜卡口中的安装环的透视图；

[0032] 图 10 是本发明的图 6 光学管壳体实施方式中的另一透镜卡口的示意性横截面图；

[0033] 图 11 是本发明另一实施方式的光学管壳体的示意性横截面图，其中图像垂直于管中心轴线进行拍摄；

[0034] 图 12 是本发明的图 11 光学管壳体实施方式的透镜卡口的示意性横截面图；

[0035] 图 13 是本发明的图 12 透镜卡口中的安装环另一实施方式的径向横截面图；

[0036] 图 14 是本发明的图 11 光学管壳体实施方式中的另一透镜卡口的示意性横截面图；

[0037] 图 15 是本发明的又一透镜卡口实施方式的示意性横截面图；

[0038] 图 16 是包括冷却系统的本发明检测系统的示意性横截面正视图；

[0039] 图 17 是图 16 冷却系统的详细示意性横截面正视图；

[0040] 图 18 是联接到燃气轮机检测端口的本发明检测系统的示意性正视透视图；

[0041] 图 19 是本发明检测系统的检测相机聚焦调整机构的示意性正视透视图；以及

[0042] 图 20 是本发明检测系统的框图，包括相机检测系统及相关电子 / 机电控制系统部件。

[0043] 为了便于理解，在可能的情况下已经使用相同的附图标记，以指定各附图所共用的相同元件。

具体实施方式

[0044] 在考虑了下面的描述之后，本领域技术人员将清楚地认识到，本发明的教导可以容易地利用于在线运行发电涡轮机的非破坏性内部检测的光学相机系统，发电涡轮机包括燃气轮机燃烧室和涡轮机段，其处于超过 600°C (1112°F) 范围的高工作温度并且包括燃烧气体污染物。检测系统包括一个或多个能够承受高于 600°C 的连续工作温度的非球面透镜。非球面透镜单独地或与球面透镜组合地建立更宽的视场，并且需要比仅包括球面透镜的透镜卡口更少的组合透镜。包括在检测系统中的冷却系统有利于连续操作，并抑制燃烧气体对透镜外表面的结垢。

[0045] 非球面透镜光学系统

[0046] 为了改进“热”检测成像系统的机械 - 光学性能并减少机械组装复杂性，非球面透镜元件 -- 可优选地由熔融硅石材料构成 -- 用以取代至少一些已知的常规球面透镜元件。熔融硅石是耐高温的光学材料。透镜表面轮廓可以通过采用已知的单点金刚石车削制造技术来制造。蓝宝石是另一种潜在的高温应用透镜材料。

[0047] 如图 2A 所示，具有球面表面 62 的已知透镜 60 完全由其恒定的半径确定，而非球面表面需要已知的多参数方程来描述它的形状。具有非球面表面 66 的透镜 64 的光学优点示于图 2B 中，其中光的光线会聚到单个点。在球面透镜 60 的情况下，如图 2A，光的光线会形成模糊，这会降低图像质量。在已知的唯有球面透镜的阵列中，例如图 3A 中所示，六个球

面透镜 60-60E 需要锐化模糊的图像。与此相反,非球面透镜 64A 与球面透镜 60' 结合足以产生足够清晰的图像。具有包括非球面透镜的透镜阵列的成像检测相机系统增加了系统运行寿命。透镜的总数量减少了,反过来导致机械组装复杂性的降低。更少的部件发生故障和 / 或错位积极地影响检测系统的使用寿命。由于更少连续透镜材料层之间的衰减会更小,透镜数量的减少有利地归因于透光度的增加。熔融硅石和蓝宝石的非球面透镜材料将在 1000℃ 的连续工作温度和 1200℃ 的短期间歇工作温度下进行操作。检测系统视场可以增大到 50 度,同时保持可接受的机械组装复杂度水平。具有球面透镜的已知系统受限于 34 度或更小的视场。

[0048] 已知透镜卡口的限制性

[0049] 相比于图 4 所示的典型的已知检测系统刚性透镜卡口构造,本发明系统的一些实施方式还设有温度和振动补偿透镜卡口。在这种示例性已知透镜卡口中,间隔开的球面透镜 60F-60H 通过一系列隔开的刚性成形凸缘 72、刚性间隔环 74、76 和挡圈 78 被保持在卡口筒管 (mount barrel) 70 中。由于筒管、挡圈和非金属透镜的不同热膨胀率,透镜经受外部变形应力,使它们容易受到应力开裂和 / 或错位。

[0050] 检测系统概述

[0051] 图 5 是用本发明相机检测系统检测的操作性在线燃气轮机 30 的示意性正视图。特别地,第一排轮叶 42 的前缘正由检测系统 80 实时检测,同时检测系统 80A 检测第一排涡轮机叶片 44 的前缘。虽然图中示出了在规范检测位置同时使用两个检测系统,但检测系统的数量及其位置可以依用户的判断而变化。两个相应的检测系统各具有相机外壳 82,相机外壳 82 光学地联接到光学管壳体 84、84A (具有多个由透镜卡口保持在其中的透镜),其传输透过观察端口 86、86A 建立的视场内的图像。燃气轮机检测系统 80 中的观察端口 86 定向在光学管壳体 84 的远侧尖端,以便其视场与壳体的中心轴线对准。观察端口 86A 横向地定向在光学管壳体 84A 的圆周侧,以便其视场垂直于它的壳体中心轴线以一角度对准。如图 5 所示,检测系统观察端口 86A 产生涡轮机叶片 44 前缘的图像。相比于示于图 1A 和 1B 的 34° 或更小视场 (FOV) 的现有技术已知相机检测系统 55', 图 5A 示意性地描绘了 50° 或更大视场 (FOV) 的优点。相比具有 34° 或更小视角的已知检测系统,更大的 50° 以上 FOV 角度允许检测更大部分的感兴趣区域 (在此为示例性涡轮机叶片 44 前缘)。

[0052] 光学管壳体和透镜卡口

[0053] 图 6-15 示出了光学管实施方式 84、84A,以及本发明的透镜和透镜卡口的示例性实施方式。参照图 6,光学管壳体 84 具有定向在其远侧尖端上的观察端口 86。远侧透镜卡口 90 和中间透镜卡口 92 保持在金属光学管壳体 84 内,反过来保持不同的透镜构造。如图 7-9 所示,远侧尖端透镜卡口 90 具有以管状构造构成的金属透镜卡口筒管 100,其具有整体透镜保持凸缘 102 和包围并捕获非球面透镜 106 的内周 104。虽然透镜卡口 100 完全包围透镜 106,但依本领域技术人员的判断,它可构造成仅包围透镜的一部分。

[0054] 非球面透镜 106 具有抵接着保持凸缘 102 的前表面 108,和后表面 110。周缘 112 限定了透镜 106 的径向边界。抵接透镜 106 的保持凸缘 102 局部轮廓与前表面 108 的局部轮廓相匹配,以使压力关于透镜圆周对称。球面透镜 116 与非球面透镜 106 处于间隔开的关系且对准,并具有前表面 118、后表面 120 和周缘 122。透镜 106 和 116 之间的对准和间隔由环形 / 管状的金属第一安装环 114 (图 10) 建立;其前表面 114A 局部轮廓符合非球面

透镜后表面 110 局部轮廓,其后表面 114B 轮廓符合球面透镜前表面 118 轮廓。第二管状金属安装环 124 具有前表面,该前表面具有的轮廓与球面透镜后表面 120 的局部轮廓相匹配。

[0055] 将每个透镜 106、116 圆周地捕获在卡口筒管 100 的内周 104 内,并沿轴向通过相应的匹配,抵接透镜表面和安装环的轮廓,得以保持用于图像质量的希望的透镜对准,不管涡轮机中的操作温度变化和振动。压缩弹簧 126 (图 10) 是偏压元件,其在透镜 106、116 的前表面和后表面上施加恒定的轴向力,不管涡轮机运行期间温度和振动的变化。以这种方式,透镜 106、116、保持环 114、124 和透镜卡口筒管 100 能够体验到不同的轴向膨胀率 / 收缩率,同时所有这些相应部件中保持相对恒定的轴向偏压力。压缩弹簧 124 由电火花加工通过切割实心不锈钢管而形成。其它轮廓弹簧偏压元件可代替压缩弹簧 124。压缩弹簧 124 一端 128 抵接着第二保持环 124,而另一端 130 抵接着捕获在壳体 100 内的弹簧保持环 132。可替代地,压缩弹簧 124 可通过焊接等永久地附接至壳体内周上,以代替弹簧保持环 132,如果需要用以减少远侧透镜卡口 90 的轴向长度。远侧透镜卡口 90 还具有远侧透镜卡口观察端口 134,它与光学管壳体 84 观察端口 86 对准。

[0056] 如图 10 所示,中间透镜卡口 92 具有单一的非球面透镜 106',非球面透镜 106' 圆周地捕获在透镜卡口筒管 100' 内,并由第一安装环 114' 与偏压元件压缩弹簧 126' 一起又与弹簧保持环 132' 一起沿轴向保持。

[0057] 横向或侧视光学管 84A 实施方式示于图 11 中。横向观察由棱镜 150 实现,棱镜 150 光学地弯曲光谱频率波 (例如,红外或可见光谱),以与具有非球面透镜 106A 的远侧透镜卡口 90A (图 12) 对准,又与具有非球面透镜 106A' 的中间透镜卡口 92A (图 14) 对准。

[0058] 示例性的远侧透镜卡口 90A 示于图 12 中,并包括透镜卡口筒管 152,透镜前安装保持器 154 结合至透镜卡口筒管 152。保持器 154 抵接在非球面透镜 106A 上;抵接表面轮廓对应于透镜前表面或第一表面局部轮廓。柔性透镜安装环 156 也具有对应于透镜 106A 第二表面或后表面的表面轮廓,并由于压缩弹簧轴向偏压元件 164 和弹簧保持环 166 施加的轴向偏置压力而沿轴向抵接在透镜上。如图 13 所示,柔性透镜安装环 156 具有轮缘 158 和背离轮缘 158 沿轴向突出的多个悬臂指状物 160。指状物 160 具有远侧接触表面 162,远侧接触表面 162 具有的轮廓对应于抵接的透镜 106A 的局部轮廓。柔性透镜安装环在抵接的透镜 106A 上添加了附加的偏置力,并且可以补偿在透镜卡口筒管 152 中的局部弯曲。可替代地,实体保持环,比如在相应图 7 和 10 中所示的透镜卡口 90、92 的那些保持环,可以代替透镜卡口 90A 或其它示例性实施方式卡口中的柔性透镜安装环 156。

[0059] 在中间透镜卡口 92A 中,如图 14 所示,透镜卡口筒管 152A 圆周地捕获透镜 106A',并将透镜沿轴向保持在相对的柔性透镜安装环 156A 和 156A' 之间。与相对的柔性安装环 156A 和 156A' 结合,压缩弹簧 164A 在透镜 106A' 上施加轴向偏置力。弹簧保持环 166A 将弹簧 164A 保持在透镜卡口筒管 152A 内。

[0060] 图 15 示出了两个串联的非球面透镜 106B 和球面透镜 116B 的示例性实施方式,分别由柔性安装环对 156B、156B' 和 156B''、156B''' 保持。透镜 106B 和 116B 由间隔套 (spacer bushing) 168 分离,并且在圆周上由相应的弹性环形套 167、167A 约束,弹性环形套 167、167A 设置在透镜周缘和透镜卡口筒管 152B 之间。压缩弹簧 164B (在此示出为螺旋线弹簧) 与每个环对 156B、156B' 和 156B''、156B''' 上偏置的柔性悬臂指状物结合,来维持透镜 106B 和 116B 上的偏置轴向压力,以便在透镜卡口 164B 或光学管 84A 结构内补偿热和振动引起

的变形。金属弹性环形套 167 提供额外的减震和透镜 106B、116B 的弯曲补偿。压缩弹簧 164B 由带螺纹的弹簧保持环 166B 保持在壳体 152B 内。

[0061] 光学管冷却和透镜清洁

[0062] 本发明的检测系统可另外采用冷却系统,冷却系统在光学管壳体的外圆周周围喷射加压气体,并引导加压气体进入定向在光学管观察端口近端的冷却端口。加压气体源可以是来自涡轮机压缩机段分流的压缩空气,或是任何外部加压空气或在发电厂内可利用的其它气体源。

[0063] 参考图 16 和图 17,光学管壳体 84 被插入到燃气轮机的检测端口中。加压空气源 172 是来自燃气轮机排出腔的主冷却空气,燃气轮机排出腔具有约 450°C (842° F) 的温度,低于 600°C (1112° F) 或更高的涡轮机段内的环境温度。主冷却空气 G_1 具有比涡轮机段气体路径 G_6 内的压力更高的相对压力。冷却空气 G_1 流经冷却端口 169,并沿着光学管壳体 84 的外圆周轴向向下流动。在光学管壳体 84 内形成的冷却端口 170 将冷却空气流引导到非球面透镜 106C 及其柔性透镜安装环 156C 的近端和前方,随后它离开观察端口 86,如气体流动路径 G_3 所示。冷却空气流 G_3 具有比涡轮机段内的燃烧气体路径 G_6 更高的压力和更低的温度。其结果是,冷却气体路径 G_1-G_3 将热量从光学管壳体 84、观察端口 86 和非球面透镜 106C 传送出去,并且是与较高温度燃烧气体 G_6 的隔热保温层。冷却气体 G_3 的隔离层在非球面透镜 106C 前面还维持着相对“干净”的无污染气体层,使得透镜较不易于收集弄脏污染膜 (smudging contamination film),防止燃烧气体中的污染物。

[0064] 检测系统电子器件及操作

[0065] 联接到光学管壳体的相机成像系统 58 硬件部件示于图 18 和图 19 中。光学管和相机成像系统 58 由密封检测端口的已知构造的端口凸缘安装环 180 联接到涡轮机检测端口 36、50、52。已知的成像相机 182 安装在相机对焦驱动器 184 上,相机对焦驱动器 184 具有能够沿着焦距 X 方向箭头平移相机的已知的伺服电机 / 位置编码器 186。

[0066] 参考图 20,图像控制系统 190 给相机对焦驱动电机 186 以及相机 182 供电,部分地基于由电机 186 编码器提供的对焦驱动位置信息而造成驱动电机的启动、停止和反转,触发相机 182 拍摄图像,并从相机接收图像进行进一步的处理和存储。图像控制系统 190 包括已知的控制器 194,其执行存储在存储器 196 中的程序指令。控制器 194 经由双向数据通路(例如,电缆和 / 或执行以太网通信协议的数据总线)与主机控制器 200 通信。示例性的主机控制器 200 是具有处理器 202 的个人计算机(PC),处理器 202 执行在存储器 204 中可访问的编程指令。已知的人机界面(HMI) 206 与 PC 通信,以实现人为指挥、控制和监控。PC 也可经由已知的无线通信协议如蓝牙协议与其它 HMI 设备进行通信,比如平板计算机 208。图像控制系统可包括数据存储设备,用于存储、处理和存档从相机 182 接收到的图像。

[0067] 在启动待检测的燃气轮机之前,通过在其中插入光学管 84、84A 并且将端口凸缘安装环 180 固定至检测端口,一个或多个相机检测系统 80、80A 分别联接到相应的期望涡轮机检测端口 36、50、52。加压的冷却气体源 172 在光学管壳体 84、84A 周围以及观察端口 86、86A 近端喷射冷却气体。如前面所讨论的,冷却气体源 172 可从涡轮机压缩机段获得。相机 182 响应于从图像控制系统 190 接收的触发命令而捕获燃气轮机内部部件内的感兴趣区域的图像,并将所捕获的图像传送至图像控制系统,以进行后续处理和存档。

[0068] 检测系统的优点总结

[0069] 在本发明的相机检测系统中使用非球面透镜元件至少提供以下优点：

[0070] 1. 增加系统运行使用寿命：所使用透镜的数量减少，这导致透镜卡口机械组装复杂性的降低，从而对系统的寿命有直接影响。

[0071] 2. 改进信号：透镜的减少降低了整体衰减，从而导致整个系统光传输至相机的增加。

[0072] 3. 更高温度可操作性：使用熔融硅石或蓝宝石，或透明陶瓷，诸如尖晶石和氮氧化铝 (AlON)，以形成非球面透镜和球面透镜，允许在 1000℃ 的较高操作温度下连续运行，以及 1200℃ 的短期运行。这是优于较久远的已知设计的 400℃ 的改进。

[0073] 4. 视场更大：视场可以在保持可接受的机械组装复杂性水平和图像质量的同时有所增加。本发明实现了 50° 的视场。已知系统具有 34° 或更小的视场。

[0074] 虽然在本文中已经示出并详细描述了结合本发明教导的各种实施方式，但本领域技术人员可以容易地设计出仍结合这些教导的许多其它变化的实施方式。

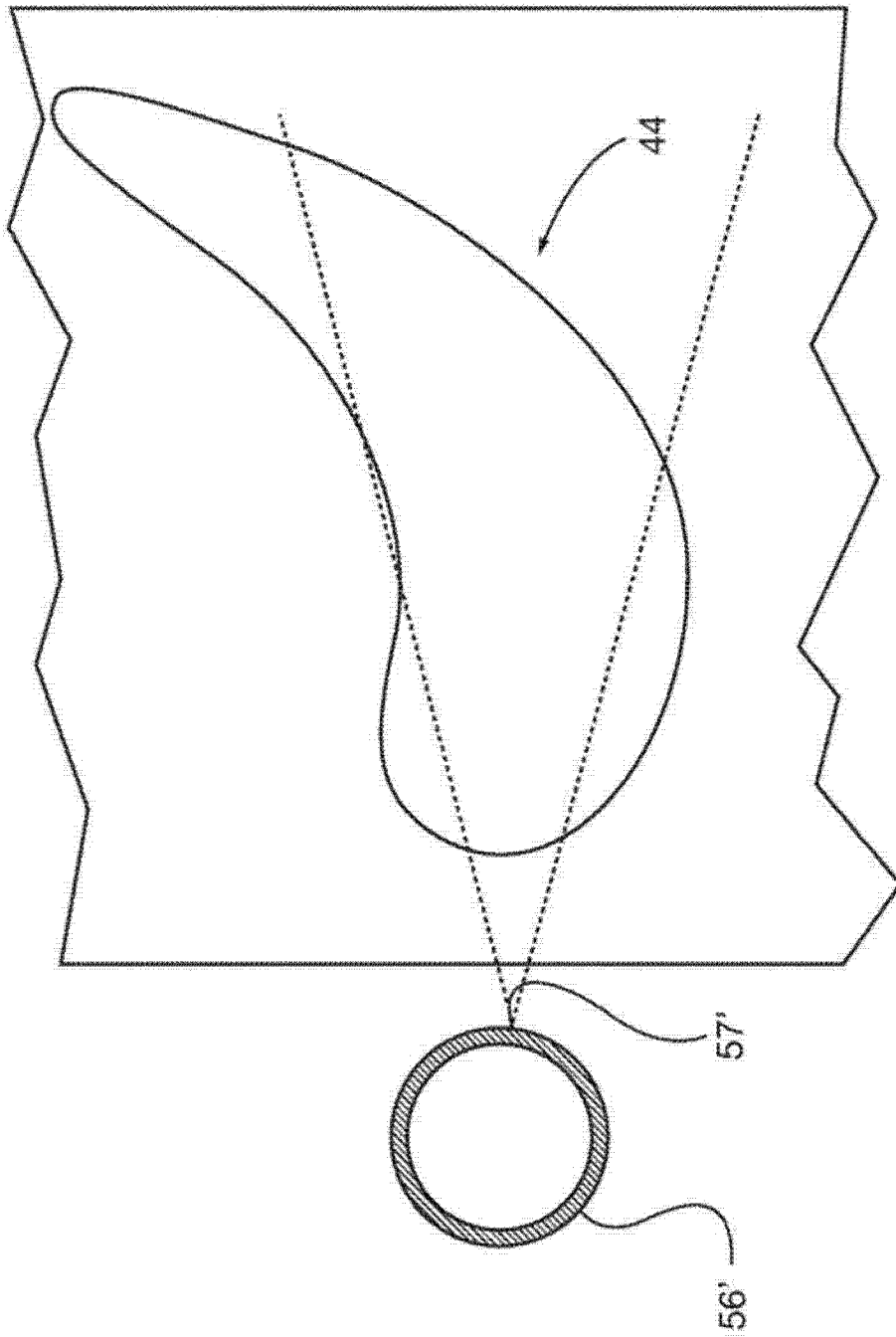
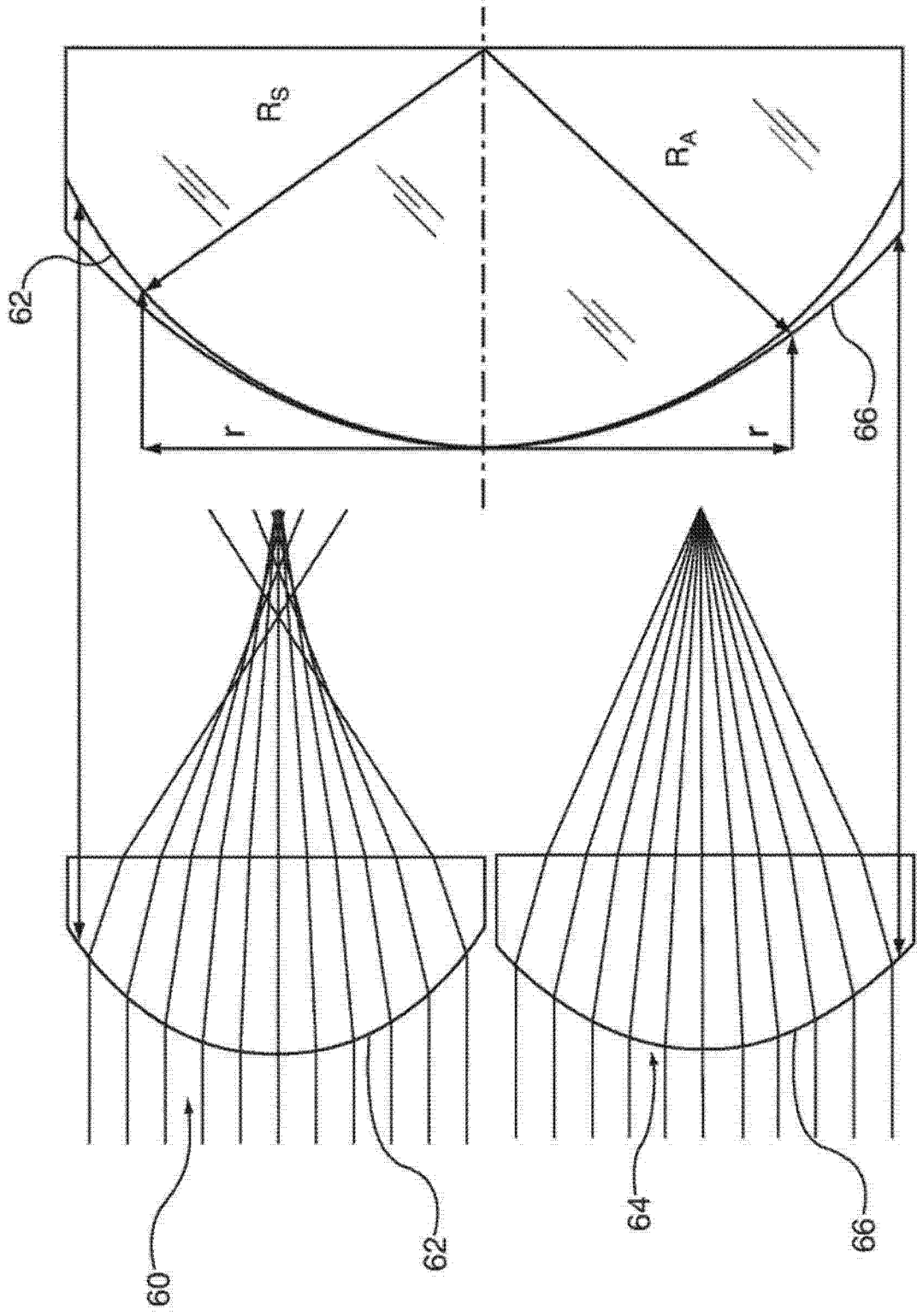
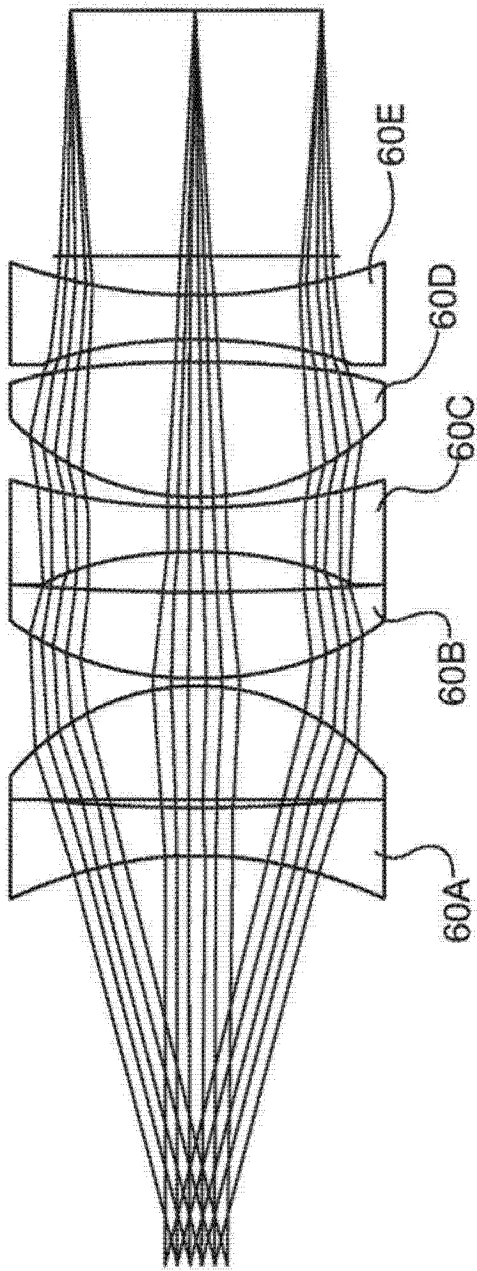


图 1B



现有技术
图 2A

图 2B



现有技术

图 3A

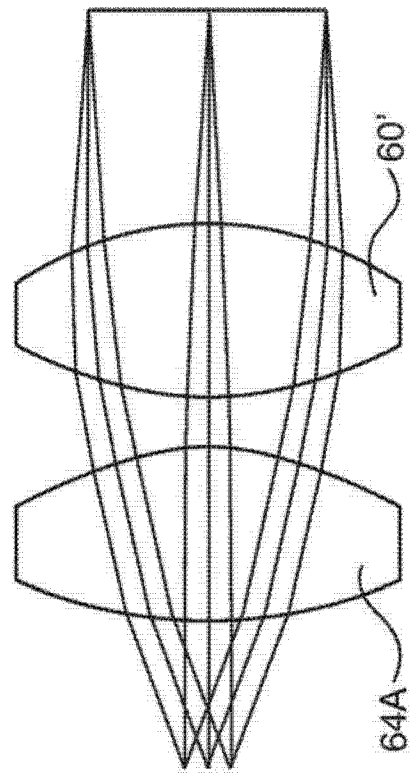
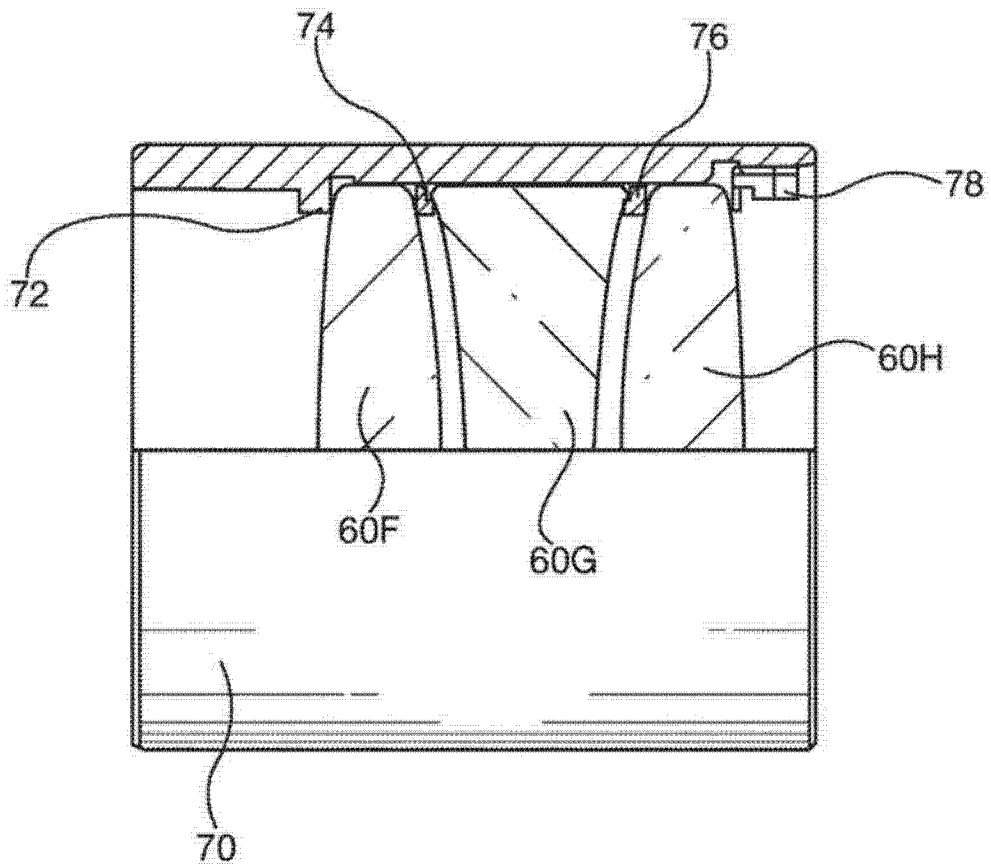


图 3B



现有技术

图 4

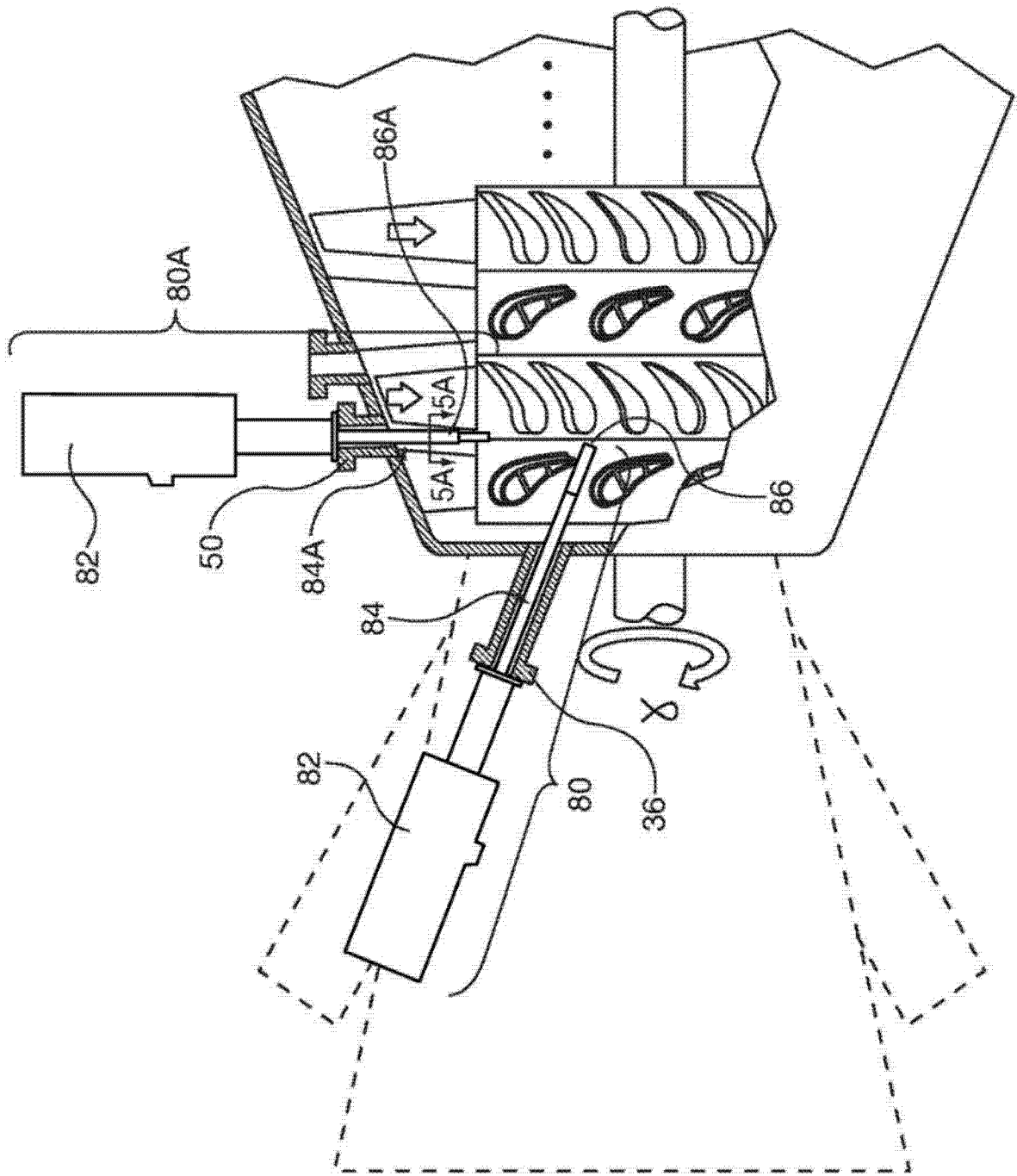


图 5

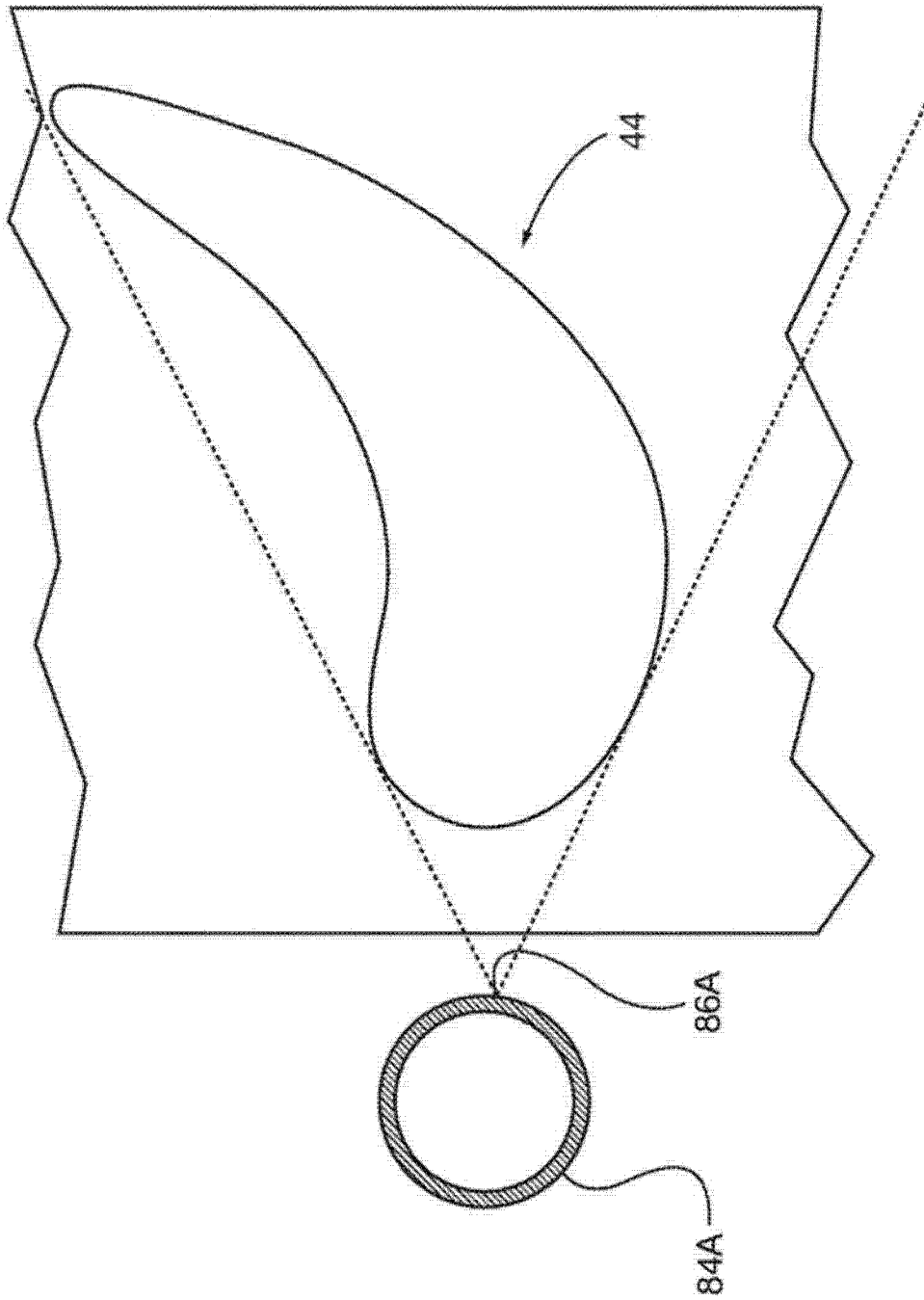


图 5A

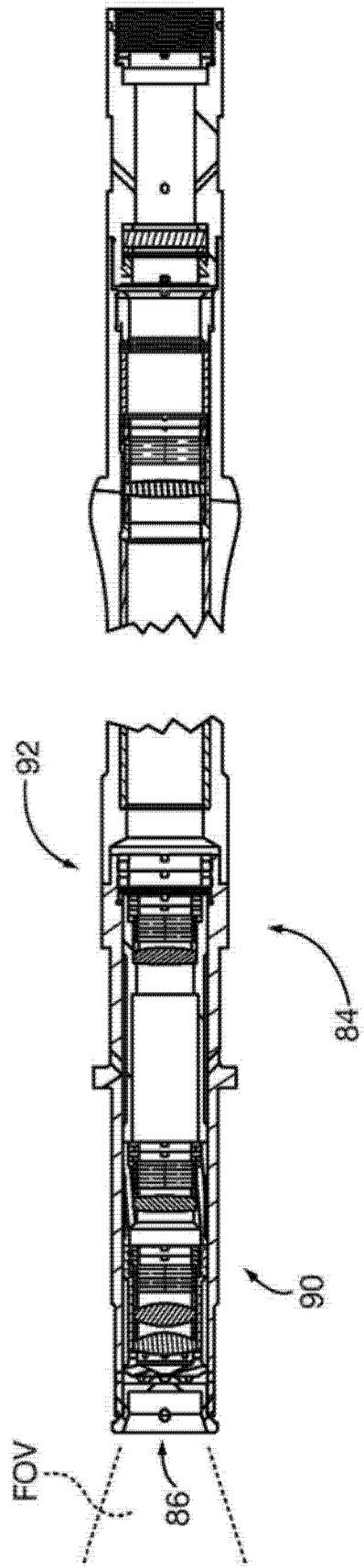


图 6

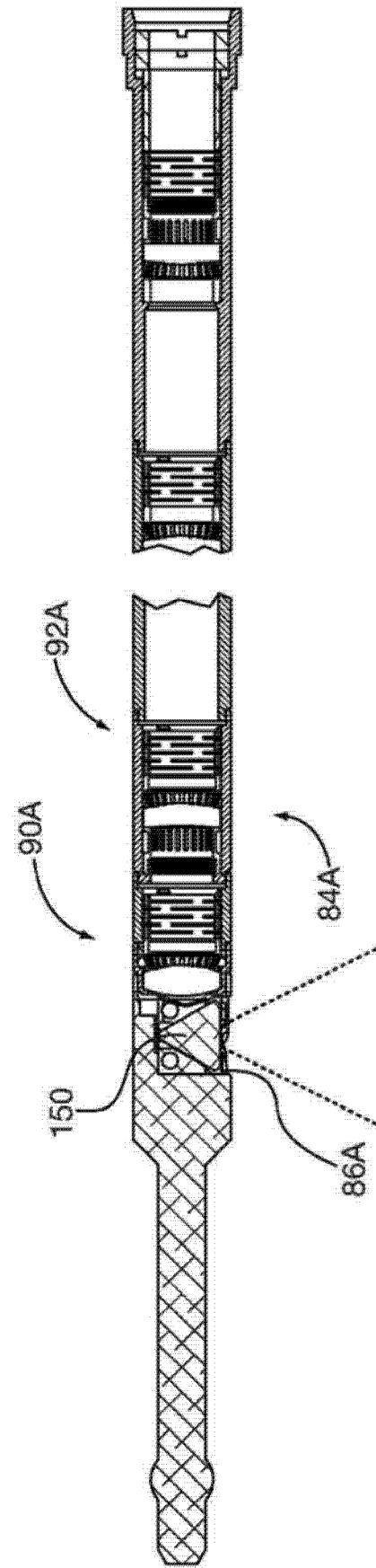


图 11

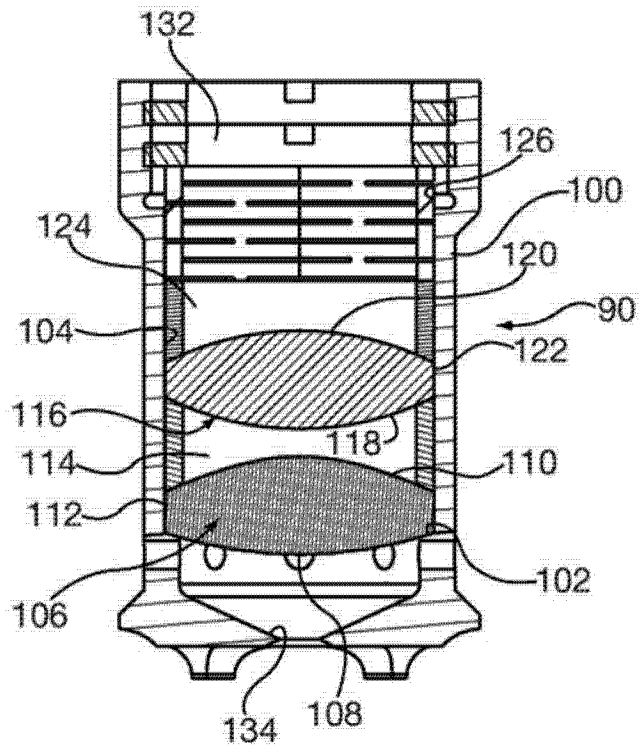


图 7

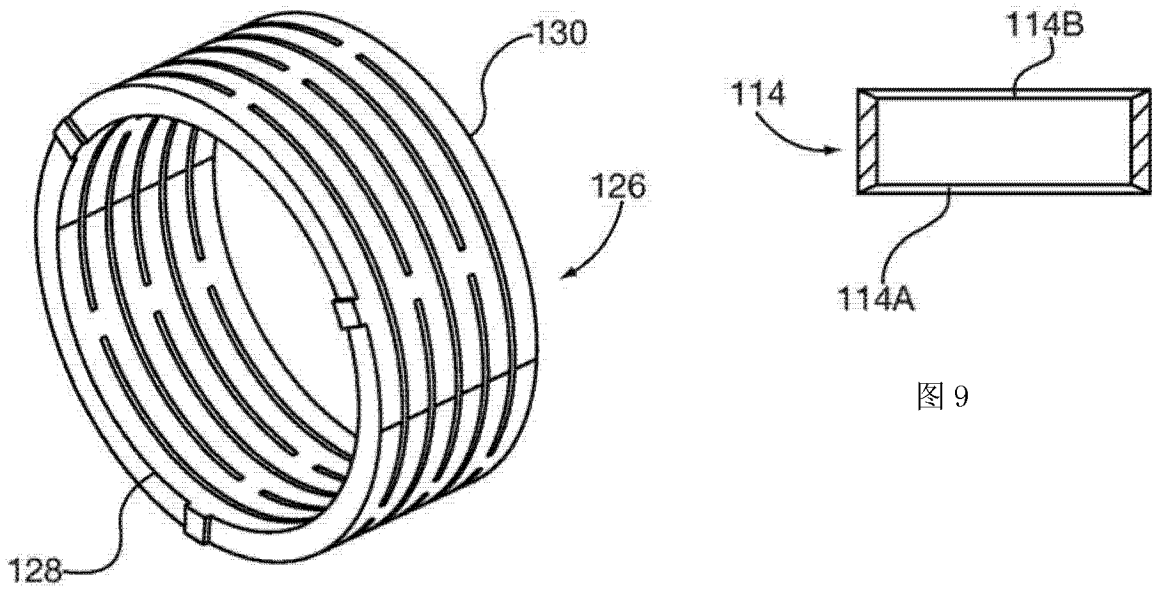


图 9

图 8

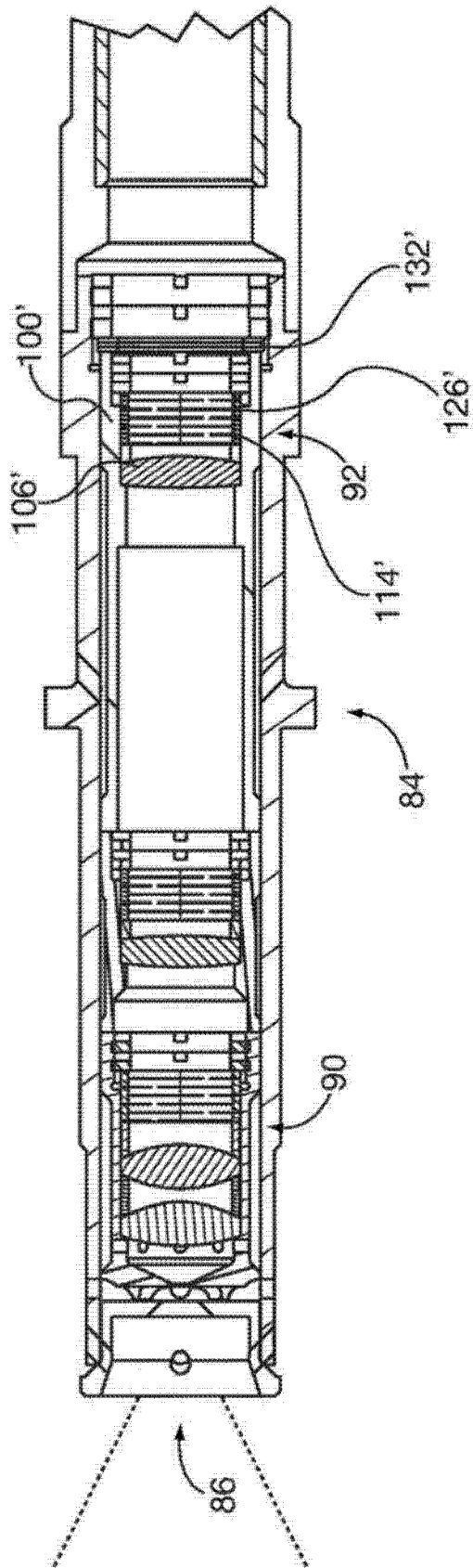


图 10

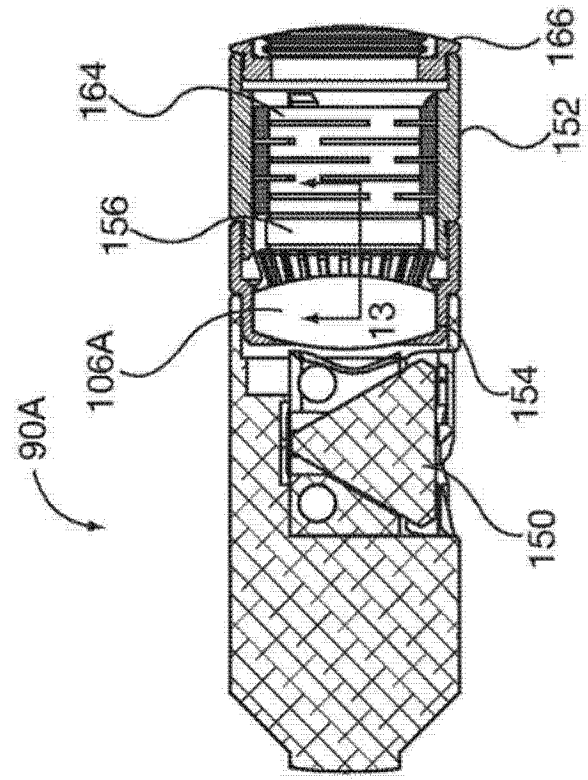


图 12

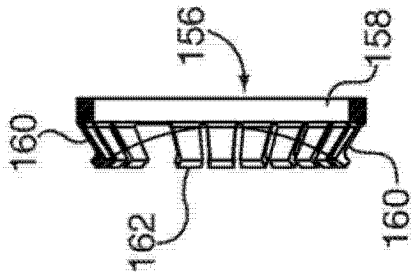


图 13

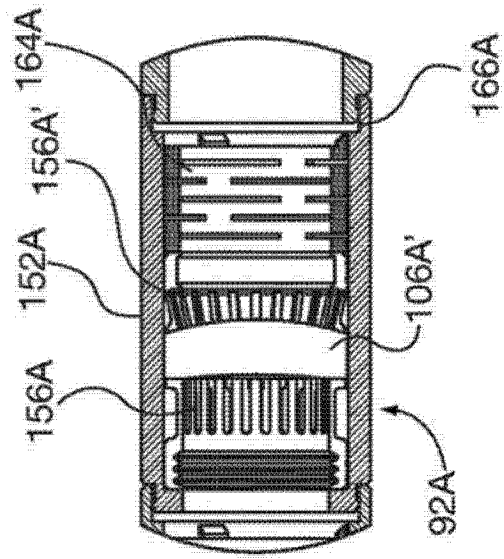


图 14

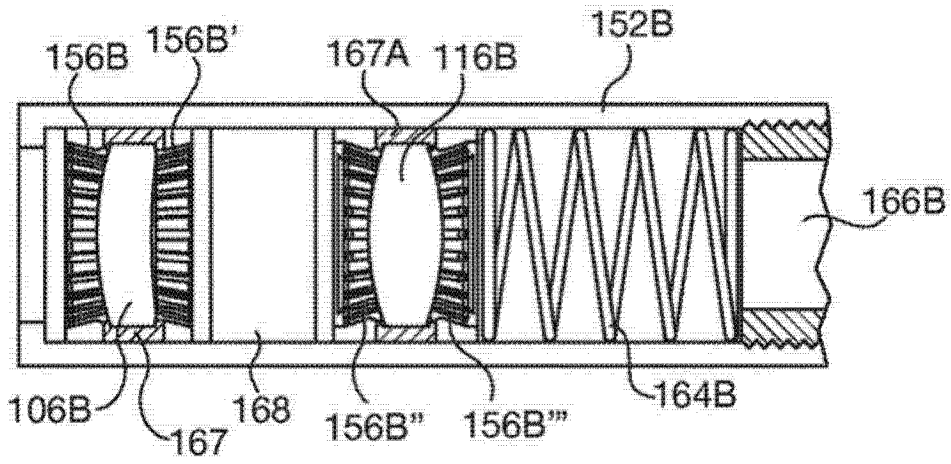


图 15

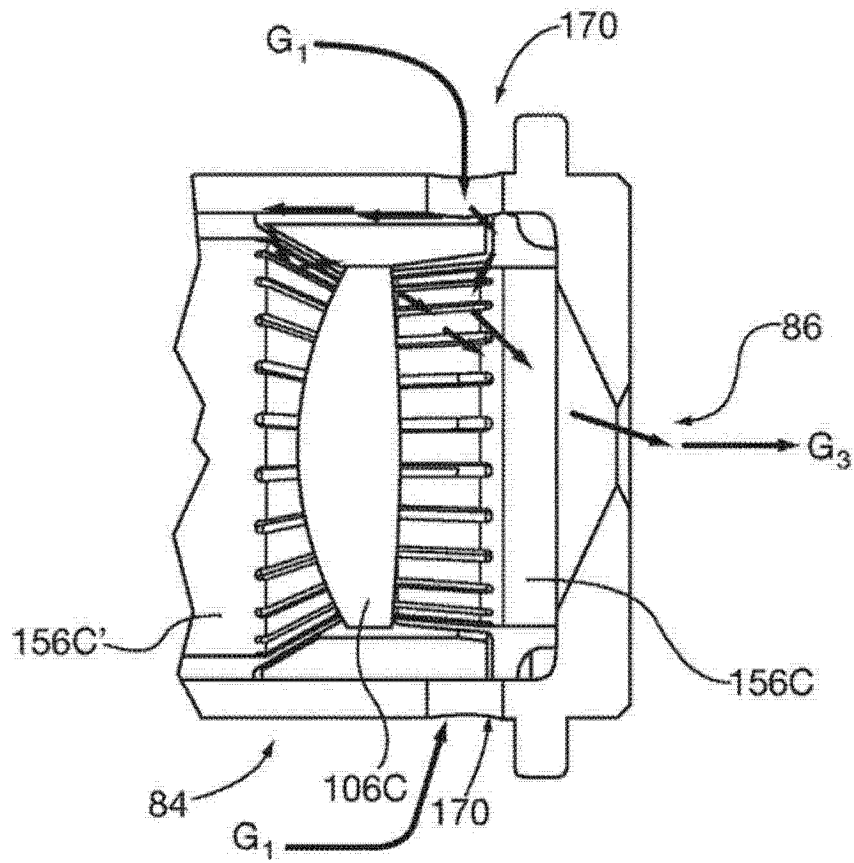


图 17

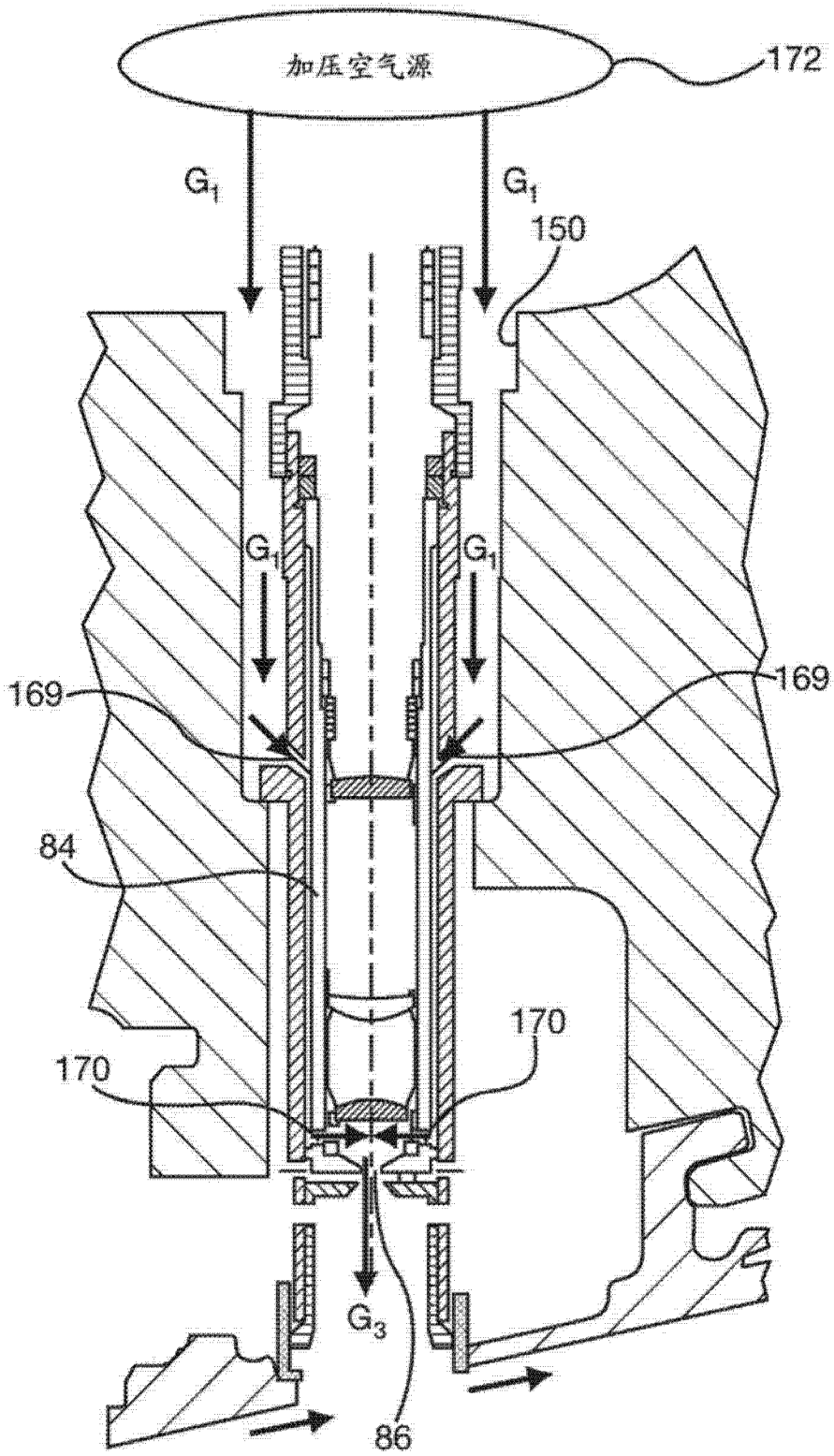


图 16

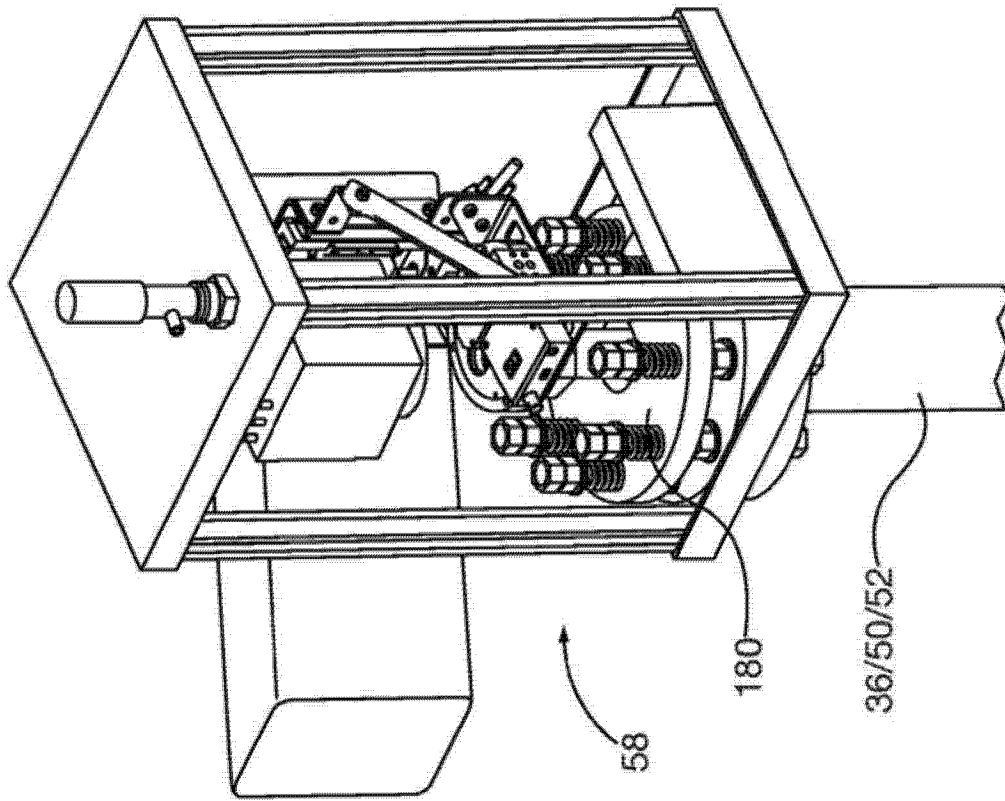


图 18

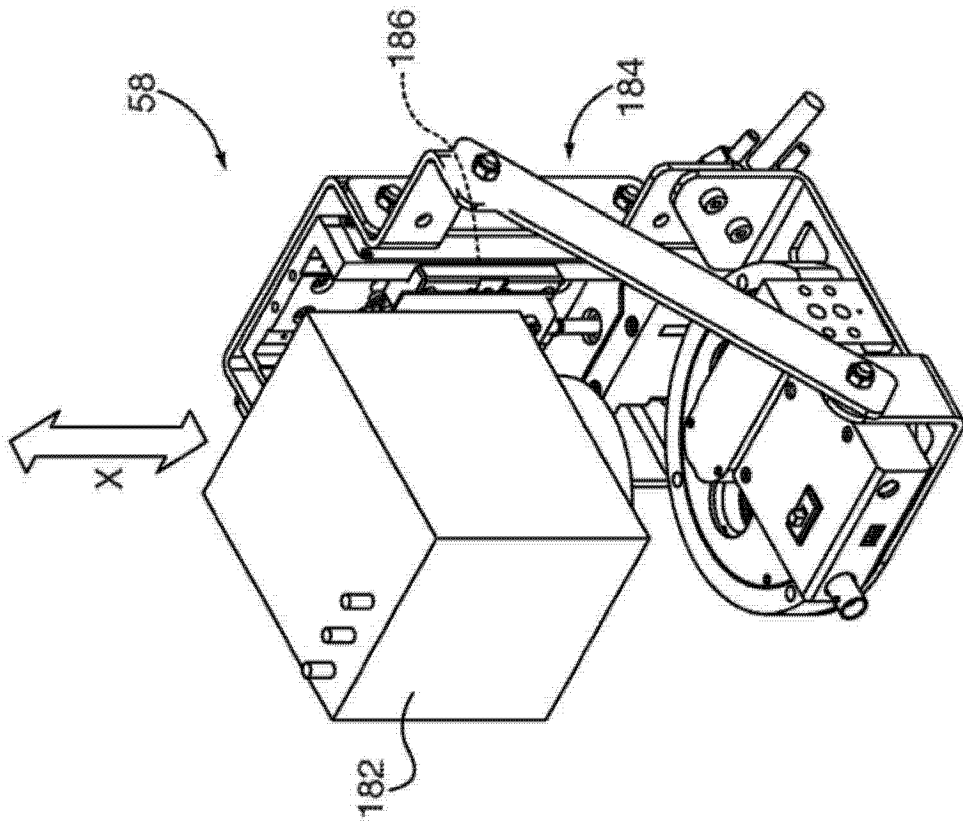


图 19

