



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103061831 A

(43) 申请公布日 2013. 04. 24

(21) 申请号 201210400869. 6

(22) 申请日 2012. 10. 19

(30) 优先权数据

13/277972 2011. 10. 20 US

(71) 申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72) 发明人 D. D. 南达 G. L. 塞登 C. A. 比勒

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司  
72001

代理人 肖日松 傅永霄

(51) Int. Cl.

F01D 25/30(2006. 01)

F01D 5/02(2006. 01)

F01D 5/14(2006. 01)

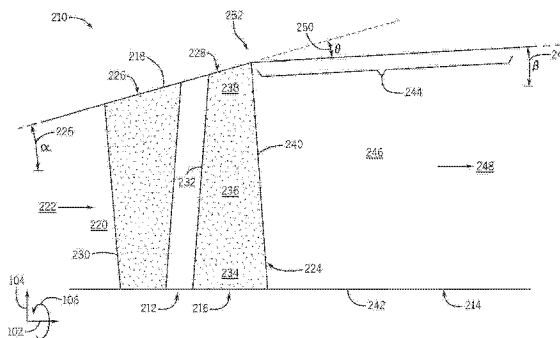
权利要求书2页 说明书6页 附图4页

(54) 发明名称

集成涡轮机的多个部分的系统和方法

(57) 摘要

本发明提供一种用于集成涡轮机的多个部分的系统和方法。在一个系统中, 涡轮机包括末级动叶部分, 所述末级动叶部分具有第一环形外壁, 所述第一环形外壁以第一平均角相对于所述涡轮机的中心线斜置。所述涡轮机还包括扩压器部分, 所述扩压器部分具有第二环形外壁, 所述第二环形外壁以第二平均角相对于所述涡轮机的所述中心线斜置, 以改善径向流动。所述第一平均角大于所述第二平均角。



1. 一种集成涡轮机的多个部分的系统,包括:  
涡轮机,所述涡轮机包括:  
末级动叶部分,所述末级动叶部分具有第一环形外壁,所述第一环形外壁以第一平均角相对于所述涡轮机的中心线斜置;以及  
扩压器部分,所述扩压器部分具有第二环形外壁,所述第二环形外壁以第二平均角相对于所述涡轮机的所述中心线斜置以改善径向流动,其中所述第一平均角大于所述第二平均角。
2. 根据权利要求1所述的集成涡轮机的多个部分的系统,其中所述第一平均角大约比所述第一平均角大2度到15度。
3. 根据权利要求2所述的集成涡轮机的多个部分的系统,其中所述第一平均角大约比所述第二平均角大6.75度。
4. 根据权利要求1所述的集成涡轮机的多个部分的系统,其中所述第一平均角约为17度到30度。
5. 根据权利要求4所述的集成涡轮机的多个部分的系统,其中所述第一平均角约为25度。
6. 根据权利要求1所述的集成涡轮机的多个部分的系统,其中所述第二平均角约为12度到20度。
7. 根据权利要求6所述的集成涡轮机的多个部分的系统,其中所述第二平均角约为19度。
8. 根据权利要求1所述的集成涡轮机的多个部分的系统,其中所述涡轮机为燃气涡轮机。
9. 根据权利要求1所述的集成涡轮机的多个部分的系统,其中所述涡轮机为蒸汽涡轮机。
10. 一种系统,包括:  
涡轮机,所述涡轮机具有从末级动叶外壁向扩压器部分外壁的外壁过渡段,其中所述末级动叶外壁以第一角度远离所述涡轮机的中心线斜置,所述扩压器部分外壁以第二角度远离所述涡轮机的所述中心线斜置,所述第一角度大于所述第二角度。
11. 根据权利要求10所述的系统,其中所述第一角度大约比所述第二角度大2度到15度。
12. 根据权利要求11所述的系统,其中所述第一角度大约比所述第二角度大6.75度。
13. 根据权利要求10所述的系统,其中所述第一角度约为17度到30度,且所述第二角度约为12度到20度。
14. 根据权利要求10所述的系统,其中所述第一角度约为22度,且所述第二角度约为17度。
15. 根据权利要求10所述的系统,其中所述外壁过渡段包括在所述末级动叶外壁与所述扩压器部分外壁之间的曲率过渡。
16. 根据权利要求10所述的系统,其中所述外壁过渡段包括在所述末级动叶外壁与所述扩压器部分外壁之间的多角过渡。
17. 一种集成涡轮机的多个部分的方法,包括:

提供涡轮机的末级动叶部分,所述末级动叶部分从所述末级动叶部分的第一轴向端向所述末级动叶部分的第二轴向端以大体恒定的第一角度相对于所述末级动叶部分的轴向中心线向外斜置;

提供所述涡轮机的扩压器部分,所述扩压器部分在所述扩压器部分的第一轴向端以第二角度相对于所述扩压器部分的轴向中心线向外斜置,其中所述第一角度大于所述第二角度;以及

将所述末级动叶部分的所述第二轴向端附接到所述扩压器部分的所述第一轴向端。

18. 根据权利要求 17 所述的集成涡轮机的多个部分的方法,包括提供所述末级动叶部分,所述末级动叶部分以所述大体恒定的第一角度向外斜置,所述第一角度大约比所述扩压器部分向外斜置的所述第二角度大 2 度到 15 度。

19. 根据权利要求 17 所述的集成涡轮机的多个部分的方法,包括提供以约 17 度到 30 度的所述大体恒定的第一角度向外斜置的所述末级动叶部分,以及提供以约 12 度到 20 度的所述第二角度向外斜置的所述扩压器部分。

20. 根据权利要求 17 所述的集成涡轮机的多个部分的方法,包括提供以约 22 度的所述大体恒定的第一角度向外斜置的所述末级动叶部分,以及提供以约 17 度的所述第二角度向外斜置的所述扩压器部分。

## 集成涡轮机的多个部分的系统和方法

### 技术领域

[0001] 本发明总体上涉及一种涡轮机,确切地说,涉及集成涡轮机系统的多个部分。

### 背景技术

[0002] 涡轮机系统可包括排气扩压器部分,所述排气扩压器部分在涡轮机部分的下游连接到所述涡轮机部分。此类涡轮机系统可以是燃气涡轮机系统或蒸汽涡轮机系统。具体而言,燃气涡轮机系统燃烧燃料与空气的混合物以产生热燃烧气体,从而驱动一个或多个涡轮机。具体而言,热燃烧气体驱动涡轮机叶片旋转,从而驱动轴旋转一个或多个负载,例如发电机等。排气扩压器部分从涡轮机接纳排气,并逐渐地减小排气的压力和速度。某些涡轮机系统包括针对最佳性能独立设计的涡轮机部分和扩压器部分。遗憾的是,当集成此类系统时,所组合的涡轮机部分和扩压器部分可能不以最佳方式运行。

### 发明内容

[0003] 下文概述了与最初提出权利要求的本发明的范围相符的某些实施例。这些实施例的目的并不在于限制本发明的范围,而仅在于概述本发明的可能形式。实际上,本发明可包括与下述实施例类似或不同的各种形式。

[0004] 在第一实施例中,一种系统具有涡轮机,所述涡轮机包括末级动叶部分,所述末级动叶部分具有第一环形外壁,所述第一环形外壁以第一平均角相对于涡轮机的中心线斜置。所述涡轮机还包括扩压器部分,所述扩压器部分具有第二环形外壁,所述第二环形外壁以第二平均角相对于涡轮机的中心线斜置,以增强径向旋转。所述第一平均角大于所述第二平均角。

[0005] 在第二实施例中,一种系统具有涡轮机,所述涡轮机具有从末级动叶外壁向扩压器部分外壁的外壁过渡段。所述扩压器部分外壁以第二角度远离涡轮机的中心线斜置,所述末级动叶外壁以大于所述第二角度的第一角度远离涡轮机的中心线斜置。

[0006] 在第三实施例中,一种方法包括提供涡轮机的末级动叶部分,该部分从末级动叶部分的第一轴向端向末级动叶部分的第二轴向端以大体恒定的第一角度相对于末级动叶部分的轴向中心线向外斜置。所述方法还包括提供所述涡轮机的扩压器部分,该部分在扩压器部分的第一轴向端处以第二角度相对于所述扩压器部分的轴向中心线向外斜置。所述第一角度大于所述第二角度。所述方法包括将末级动叶部分的第二轴向端附接到扩压器部分的第一轴向端。

### 附图说明

[0007] 在参考附图阅读以下详细说明后,将更好地理解本发明的这些和其他特征、方面和优点,在附图中,类似的符号代表所有附图中类似的部分,其中:

[0008] 图 1 图示了燃气涡轮机系统的实施例的截面侧视图;

[0009] 图 2 图示了集成在一起的末级动叶部分和扩压器部分的实施例的侧视图;

[0010] 图 3 是在各种运行条件下,可能发生于集成设计的涡轮机系统的实施例中的径向旋动量的曲线图;

[0011] 图 4 是图 2 所示扩压器部分的实施例;以及

[0012] 图 5 是在各种运行条件下,可能出现于集成设计的涡轮机系统中的效率的实施例的图表。

### 具体实施方式

[0013] 下文将介绍本发明的一项或多项具体实施例。为了简要介绍这些实施例,说明书中可能不会介绍实际实施方案的所有特征。应了解,在任意工程或设计项目中开发任意此类实际实施方案时,均应当做出与实施方案特定相关的各种决定,以实现开发人员的具体目标,例如,是否要遵守系统相关和业务相关约束,这些限制可能会因实施方案的不同而有所不同。此外,应了解,此类开发可能非常复杂耗时,但无论如何对受益于本发明的一般技术人员而言,此类开发仍是常规的设计、建造和制造操作。

[0014] 在介绍本发明各种实施例的元件时,“一”、“一个”、“该”和“所述”旨在表示有一个或多个元件。术语“包括”、“包含”以及“具有”旨在表示包括性含义,且表示除了所列元件外,可能还有其他元件。

[0015] 如下所述,涡轮机系统的某些实施例包括集成设计的末级动叶部分和扩压器部分。例如,所述末级动叶部分可具有相对于涡轮机的中心线斜置的外壁(例如,以第一平均角)。此外,所述扩压器部分可具有相对于涡轮机的中心线斜置的外壁(例如,以第二平均角)。末级动叶部分可与扩压器部分集成设计,以使斜置末级动叶部分的外壁的第一平均角大于斜置扩压器部分的外壁的第二平均角。例如,在某些实施例中,斜置末级动叶部分的外壁的第一平均角可以比斜置扩压器部分的外壁的第二平均角大约 2 度到 15 度。因此,至少部分归因于末级动叶部分的外壁的较大平均角,该集成设计的系统可以增大涡轮机系统的径向旋动(radial swirl,或称为“径向旋流”)和效率。

[0016] 现在转向附图,首先参见图 1,该图图示了燃气涡轮发动机 100 的实施例。燃气涡轮发动机 100 沿轴向 102 延伸。径向 104 表示从燃气涡轮发动机 100 的轴线向外延伸的方向。此外,周向 106 表示环绕燃气涡轮发动机 100 的轴线的旋转方向。燃气涡轮发动机 100 包括位于燃烧室部分 110 内的一个或多个燃料喷嘴 108。在某些实施例中,燃气涡轮发动机 100 可包括以环形(例如,周向 106)布置于燃烧室部分 110 内的多个燃烧室 120。此外,每个燃烧室 120 可包括多个燃料喷嘴 108,这些燃料喷嘴附接到环形(例如,周向 106)或其他布置中的每个燃烧室 120 的头端处或附近。

[0017] 空气从进气口部分 122 进入并由燃气涡轮发动机 100 的压缩机 124 压缩。来自压缩机 124 的压缩空气随后被引入燃烧室部分 110 中,在该部分中,压缩空气与燃料混合。压缩空气与燃料的混合物通常在燃烧室部分 110 内燃烧,以产生高温高压的燃烧气体,用于在燃气涡轮发动机 100 的涡轮机部分 130 内产生扭矩。如上所述,多个燃烧室 120 可以环状地(例如,周向 106)设置在燃气涡轮发动机 100 的燃烧室部分 110 内。每个燃烧室 120 包括将热燃烧气体从燃烧室 120 引向燃气涡轮发动机 100 的涡轮机部分 130 的过渡段 172。具体而言,每个过渡段 172 通常构成热气体通道,该热气体通道从燃烧室 120 到涡轮机部分 130 的喷嘴组件,包括在燃气涡轮发动机 100 的涡轮机部分 130 的第一级 174 内。

[0018] 如图所示, 涡轮机部分 130 包括三个分离的级或部分 174(即, 第一级或部分)、176(即, 第二级或部分) 和 178(即, 第三级或部分, 或末级涡轮机动叶部分)。尽管图示为包括三个级 174、176、178, 但应了解, 在其他实施例中, 涡轮机部分 130 可包括任意数目的级。每个级 174、176 和 178 包括连接到转子叶轮 182 的叶片 180, 所述转子叶轮以可旋转方式附接到轴 184。可了解到, 每个涡轮机叶片 180 可视作涡轮机动叶, 或动叶。每个级 174、176 和 178 还包括直接设在每组叶片 180 上游的喷嘴组件 186。喷嘴组件 186 将热燃烧气体引向叶片 180, 其中热燃烧气体向叶片 180 施加推动力以使叶片 180 旋转, 从而转动轴 184。因此, 叶片 180 和轴 184 沿周向 106 旋转。热燃烧气体流过每个级 174、176 和 178, 在每个级 174、176 和 178 内向叶片 180 施加推动力。随后, 热燃烧气体可以离开燃气涡轮机部分 130, 并进入燃气涡轮发动机 100 的排气扩压器部分 188 中。排气扩压器部分 188 减小来自燃气涡轮机部分 130 的排出燃烧气体的流体流的速度, 并且还增大排出燃烧气体的静压, 以增大燃气涡轮发动机 100 所做的功。如图所示, 排气扩压器部分 188 具有长度 190, 该长度是燃气涡轮发动机 100 的总长度 192 的一部分。

[0019] 在图示的实施例中, 涡轮机部分 130 的末级涡轮机动叶部分 178 包括间隙 194, 该间隙在多个末级涡轮机动叶叶片 195(例如, 燃气涡轮机部分 130 的末级叶片 180) 的端部与环绕多个末级涡轮机动叶叶片 195 设置的静止围带 196 之间。此外, 外壁 198 从静止围带 196 延伸。支柱 200 被图示为与外壁 198 邻接。支柱 200 用于支撑排气扩压器部分 188 的结构。末级涡轮机动叶部分 178 和排气扩压器部分 188 可以集成设计, 以增大燃气涡轮发动机 100 的径向旋转和效率。具体而言, 如下文详细所述, 末级涡轮机动叶部分 178 的外壁可以大于排气扩压器部分 188 的外壁的角度相对于燃气涡轮发动机 100 的中心线斜置, 以影响来自末级涡轮机动叶部分 178 和排气扩压器部分 188 的排出燃烧气体的旋转, 从而提高燃气涡轮发动机 100 的效率。

[0020] 图 2 图示了集成在一起的末级动叶部分和扩压器部分的实施例的侧视图。图 2 所示集成系统 210 包括涡轮机部分 212(例如, 图 1 所示燃气涡轮发动机 100 的燃气涡轮机部分 130) 和扩压器部分 214(例如, 图 1 所示的燃气涡轮发动机 100 的排气扩压器部分 188)。如上所述, 在某些实施例中, 涡轮机部分 212 和扩压器部分 214 可以是燃气涡轮发动机(例如, 图 1 所示的燃气涡轮发动机 100) 的一部分。但在其他实施例中, 涡轮机部分 212 和扩压器部分 214 可以是其他系统的一部分, 例如蒸汽涡轮发动机等。

[0021] 涡轮机部分 212 包括沿轴向 102 延伸且平行于涡轮机部分 212 的中心线的环形平台 216 以及环形外壳 218(例如, 包括环形外壁)。环形外壳 218 周向 106 环绕环形平台 216 以构成流体通道 220, 流体(例如, 图 1 的排出燃烧气体) 可以沿着流体通道 220 从上游涡轮机部分入口 222 流向下游涡轮机部分出口 224。如图所示, 环形外壳 218 相对于环形平台 216 斜置, 因此, 环形外壳 218 相对于涡轮机部分 212 中心线斜置。此外, 尽管环形外壳 218 图示为以一个角度延伸, 但环形外壳 218 延伸的角度可以不同, 且可包括具有不同角度的多个部分, 因此, 环形外壳 218 延伸的角度被量化为平均角  $\alpha$  225(例如, 根据每个角度延伸的长度进行加权得出的环形外壳 218 的不同角度的加权平均值)。例如, 在某些实施例中, 相对于环形平台 216, 环形外壳 218 的平均角  $\alpha$  225 可以是约 16 度到 30 度、17 度到 24 度, 或 19 度到 23 度。具体而言, 在某些实施例中, 相对于环形平台 216, 因而相对于环形平台 216 的中心线, 环形外壳 218 的平均角  $\alpha$  225 可以是约 16 度到 25 度。相对于流体沿流体

通道 220 的流动方向, 涡轮机部分 212 可以顺序地布置在多个部分上, 例如中间级部分 226 和末级部分 228。在每一级上, 涡轮机动叶阵列, 例如中间级涡轮机动叶 230 和末级涡轮机动叶 232, 环绕环形平台 216 周向 106 排列。

[0022] 在某些实施例中, 末级涡轮机动叶 232 包括: 轮毂 234, 该轮毂连接到环形平台 216 的径向外表面; 翼型部分 236, 该部分具有与流过流体通道 220 的流体相互作用的翼型, 且沿径向 104 从轮毂 234 延伸到尖端 238。尖端 238 设于翼型部分 236 的远端, 且邻近环形外壳 218 的内表面。末级涡轮机动叶 232 还包括沿轮毂 234 后侧的后缘 240, 翼型部分 236, 以及相对于流体沿流体通道 220 的流动方向的尖端 238。由于每一级的相应涡轮机动叶阵列中的每个涡轮机动叶均大体如上所述形成, 因此可因沿流体通道 220 流动的流体与涡轮机动叶相互作用而从每一级中的涡轮机动叶的旋转中获得机械能。

[0023] 扩压器部分 214 在中心表面 242, 即沿轴向 102 延伸且平行于扩压器部分 214 的中心线的表面, 与环形外壳 218 的下游扩压器表面 244 之间, 其中所述中心表面可以是环形扩压器中心体的向外表面。应了解, 涡轮机部分 212 的中心线和扩压器部分 214 的中心线可以是等效的, 以便连续的中心线延伸穿过涡轮机部分 212 和扩压器部分 214。应了解, 下游扩压器部分 244 可以相对于中心表面 242 斜置。此外, 尽管扩压器部分 244 图示为以一个角度延伸, 但扩压器部分 244 延伸的角度可以不同, 且可包括具有不同角度的多个部分, 因此扩压器部分 244 延伸的角度被量化成平均角  $\beta$  245 (例如, 根据每个角度延伸的长度进行加权得出的扩压器部分 244 的不同角度的加权平均值)。例如, 在某些实施例中, 相对于中心表面 242, 因而相对于中心表面 242 的中心线, 下游扩压器部分 244 的平均角  $\beta$  245 可以是约 11.50 度到 14.25 度、13.75 度到 20.00 度, 或 15.25 度到 17.50 度。具体而言, 在某些实施例中, 相对于中心表面 242, 下游部分 244 的平均角  $\beta$  245 可以是约 19 度。扩压器部分 214 流体连接到涡轮机部分 212, 且设于末级涡轮机动叶 232 的后缘 240 的下游。因此, 随着流体流过并通过末级涡轮机动叶 232 的后缘 240, 流体离开涡轮机部分 212, 并进入扩压器部分 214。在扩压器部分 214 内, 流体沿扩压器流动通道 246 流动, 由此调整流体流的条件, 以进一步在下游用于热回收蒸汽发生器 (HRSG) 248 等中。

[0024] 如图 2 所示, 环形外壳 218 的下游扩压器部分 244 的斜面可以相对于尖端 238 的斜面斜置, 尖端的斜面沿尖端 238 的径向 104 远端轴向 102 界定。斜置可能出现于末级涡轮机动叶 232 的后缘 240 处, 或至少在距末级涡轮机动叶 232 的后缘 240 约 0.5 个涡轮机动叶弦长 TL 内。例如, 末级涡轮机动叶 232 的弦长 TL 可以在尖端 238 处测量。

[0025] 倾斜的下游扩压器部分 244 形成相对于倾斜尖端 238 的平均角  $\theta$  250。在某些实施例中, 平均角  $\theta$  250 可以是约 2.00 度到 10.50 度、8.25 度到 15.75 度, 或 12.75 度到 20.25 度。具体而言, 在某些实施例中, 平均角  $\theta$  250 可以是约 6.75 度。可了解到, 平均角  $\theta$  250 是平均角  $\alpha$  225 与平均角  $\beta$  245 之间的差值, 因此, 相对于环形平台 216 的环形外壳 218 与环形外壳 218 的扩压器部分 244 之间的过渡可大致以平均角  $\theta$  250 而不同地斜置。此外, 如图 2 所示, 环形外壳 218 相对于环形平台 216 的平均角  $\alpha$  225 可以大于环形外壳 218 的下游扩压器部分 244 相对于中心表面 242 的平均角  $\beta$  245。此外, 相对于彼此, 环形平台 216 和中心表面 242 可以形成约零度的角度。应了解, 环形外壳 218 与扩压器部分 244 之间可设有外壁过渡部分 252。在该过渡部分中为从平均角  $\alpha$  225 向平均角  $\beta$  245 的外壁过渡段。可了解到, 此类过渡可以是单角步长过渡、曲率过渡和 / 或多角过渡到环形外壳 218 (例如,

末级动叶外壁)与扩压器部分 244(例如,扩压器部分外壁)之间的过渡。

[0026] 应了解,系统 210 可以是燃气轮机或蒸汽轮机的一部分。此外,此类系统的构造方法可以是:如上所述提供末级部分 228 和扩压器部分 214;以及将部分 228 和 214 附接在一起以形成集成设计的涡轮机系统。

[0027] 图 3 图示了在各种运行条件下,可能发生于集成设计的涡轮机系统(例如,图 2 所示系统 210)的实施例中的径向旋动 272 量的曲线图 270。径向旋动 272(轴 x)是相对于范围百分数 274(轴 y)的度数。范围百分数 274 表示在中心表面 242 与环形外壳 218 的下游扩压器部分 244 之间的径向 104 区域的百分数。在某些实施例中,在径向旋动 272 轴与范围百分数 274 轴相交处,范围百分数 274 可为约 0%。相反,在范围百分数 274 轴的反端,范围百分数 274 可为约 100%。

[0028] 第一曲线 276 示出了全速全负载(FSFL)条件(例如,100%负载)期间的径向旋动 272,而第二曲线 278 示出了在 80%负载条件期间的径向旋动 272。此外,第三曲线 280 示出了在 60%负载条件期间的径向旋动 272,且第四曲线 282 示出了在 40%负载条件期间的径向旋动 272。如图所示,曲线 276、278、280 和 282 各自遵循低范围百分数 274 对应于低径向旋动 272 的类似模式,因而,随着范围百分数 274 接近最大百分数,曲线 276、278、280 和 282 的径向旋动 272 大体增大。具体而言,曲线 276、278、280 和 282 向位置 284 会聚。在某些实施例中,位置 284 处的径向旋动 272 可以是约 14 度到 18 度、15 度到 17 度,或 16 度到 19 度。具体而言,在某些实施例中,位置 284 处的径向旋动 272 可以是约 16 度。可以了解到,末级涡轮机部分 228 和扩压器部分 214 经集成设计的涡轮机系统 210(例如,如上文参照图 2 所示系统 210 所述)中的径向旋动 272 可以大约比末级涡轮机部分 228 和扩压器部分 214 单独设计的涡轮机系统中的相应值大 20%到 40%、30%到 50%,或 25%到 35%。在某些实施例中,集成设计的系统 210 中的径向旋动 272 可以大约比单独设计的系统中的相应值大 33%。

[0029] 图 4 图示了图 2 所示扩压器部分 214 的实施例。如图所示,扩压器部分 214 具有长度 294。在某些实施例中,扩压器部分 214 的长度 294 可以是约 12 到 14m、13 到 15m,或 13 到 14m。具体而言,扩压器部分 214 的长度 294 可以是约 13.2m。通过集成设计末级涡轮机部分 228 和扩压器部分 214,扩压器部分 214 的长度 294 可以大约比单独设计系统中的类似扩压器部分 214 短 25 到 180cm、20 到 100cm,或 50 到 80cm。具体而言,扩压器部分 214 在集成设计的涡轮机系统 210 中可以比在单独设计系统中短约 30cm。这种长度的减小可对应于长度减小约 5%到 20%、10%到 30%,或 8%到 15%。具体而言,长度的减小可对应于长度减小约 10%。此外,扩压器部分 214 的长度 294 的减小可能将显著降低生产扩压器部分 214 的成本。

[0030] 图 5 图示了可能发生于集成设计的涡轮机系统 210 中的各种运行条件 302 可能如何影响效率 304 的图表 300。具体而言,在 FSFL 和约  $-30^{\circ}\text{C}$  下,效率可以用柱条 306 表示。此外,在 FSFL 和约  $-18^{\circ}\text{C}$  下,效率可以用柱条 308 表示。此外,在 FSFL 和 ISO 条件下(ISO 条件是由国际标准组织(International Organization of Standardization)定义的条件),效率可以用柱条 310 表示。在约 80%负载和 ISO 条件下,效率可以用柱条 312 表示。特别是在约 60%负载和 ISO 条件下,效率可以用柱条 314 表示。此外,在约 40%负载和 ISO 条件下,效率可以用柱条 316 表示。



[0031] 就整体而言,柱条 306、308、310、312、314 和 316 显示,涡轮机效率 304 在图示的运行条件 302 下保持相对稳定。换言之,对于不同的温度和负载,效率 304 保持在高位。尤其是在低温和低百分数的负载条件下,效率 304 维持在高位。在某些实施例中,柱条 306、308、310、312、314 和 316 的效率 304 可在从约 88%到 94%、90%到 95%,或 82%到 90%的范围内。可以了解到,图示的柱条 306、308、310、312、314 和 316 的效率 304 可以说明,集成设计的系统的效率可能大约比单独设计的系统高 1%到 20%、5%到 30%,或 10%到 18%。具体而言,在 FSFL 和约  $-30^{\circ}\text{C}$  下,用柱条 306 表示的效率可以大约比单独设计系统的效率高 1.5%。这种效率的提高可以使得与单独设计的系统相比,集成设计的系统中的功率输出可以增加约 5MW。

[0032] 如上所述,当与单独设计的部件相比时,涡轮机系统 212 的集成设计部件可能具有若干技术优势。具体而言,可以增大径向旋动 272。此外,可以减小扩压器部分 212 的长度 294,从而降低与制造扩压器部分 212 相关的成本。此外,涡轮机系统 212 的效率 304 可以在低温和低负载条件下维持在高位。

[0033] 本说明书使用了多个实例来揭示本发明,包括最佳模式,同时也让所属领域的任何技术人员能够实践本发明,包括制造并使用任何装置或系统,以及实施所涵盖的任何方法。本发明的保护范围由权利要求书界定,并可包括所属领域的一般技术人员想出的其他实例。如果其他此类实例的结构要素与权利要求书的字面意义相同,或如果此类实例包括的等效结构要素与权利要求书的字面意义无实质差别,则此类实例也属于权利要求书的范围。

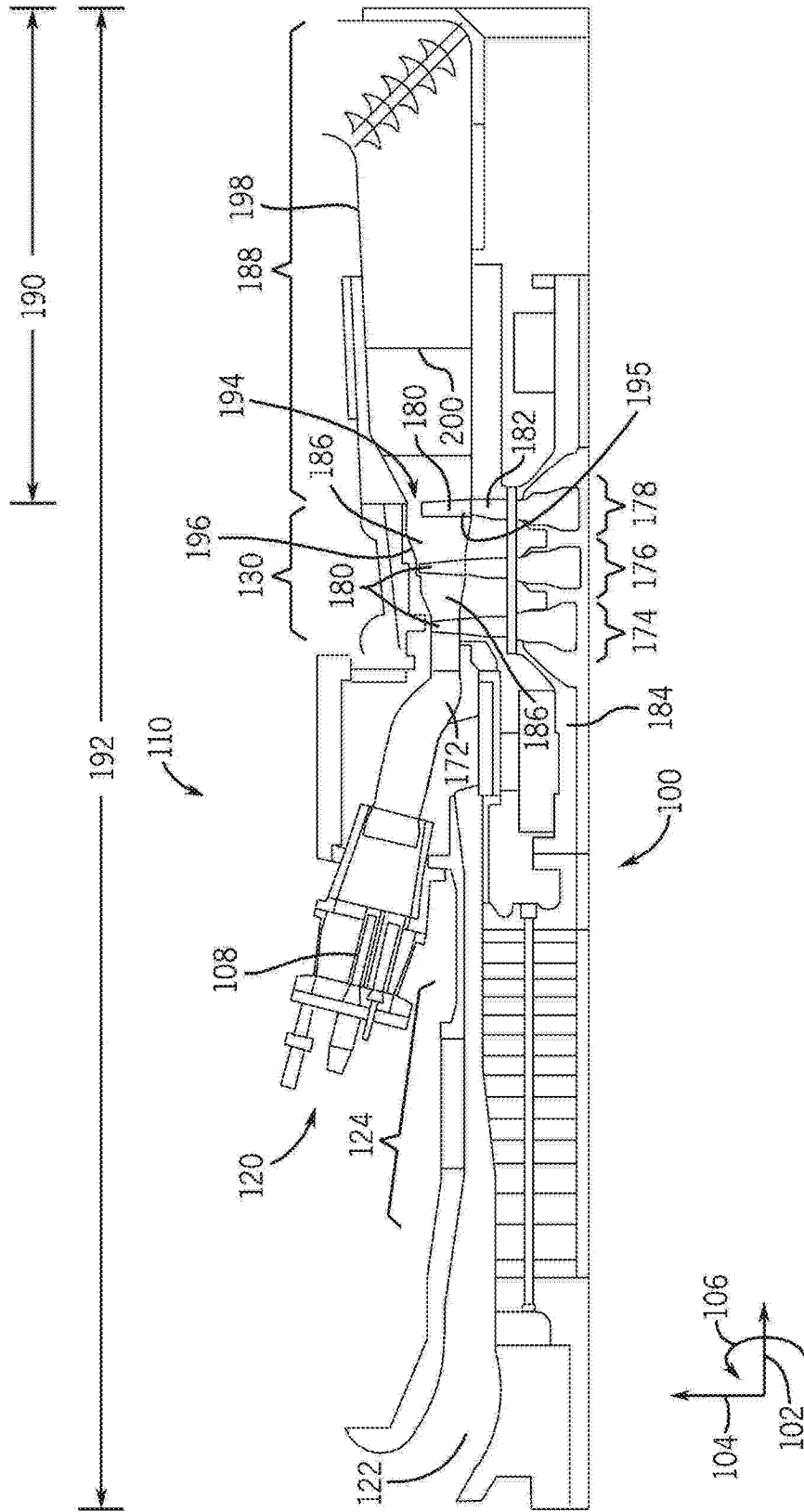


图 1

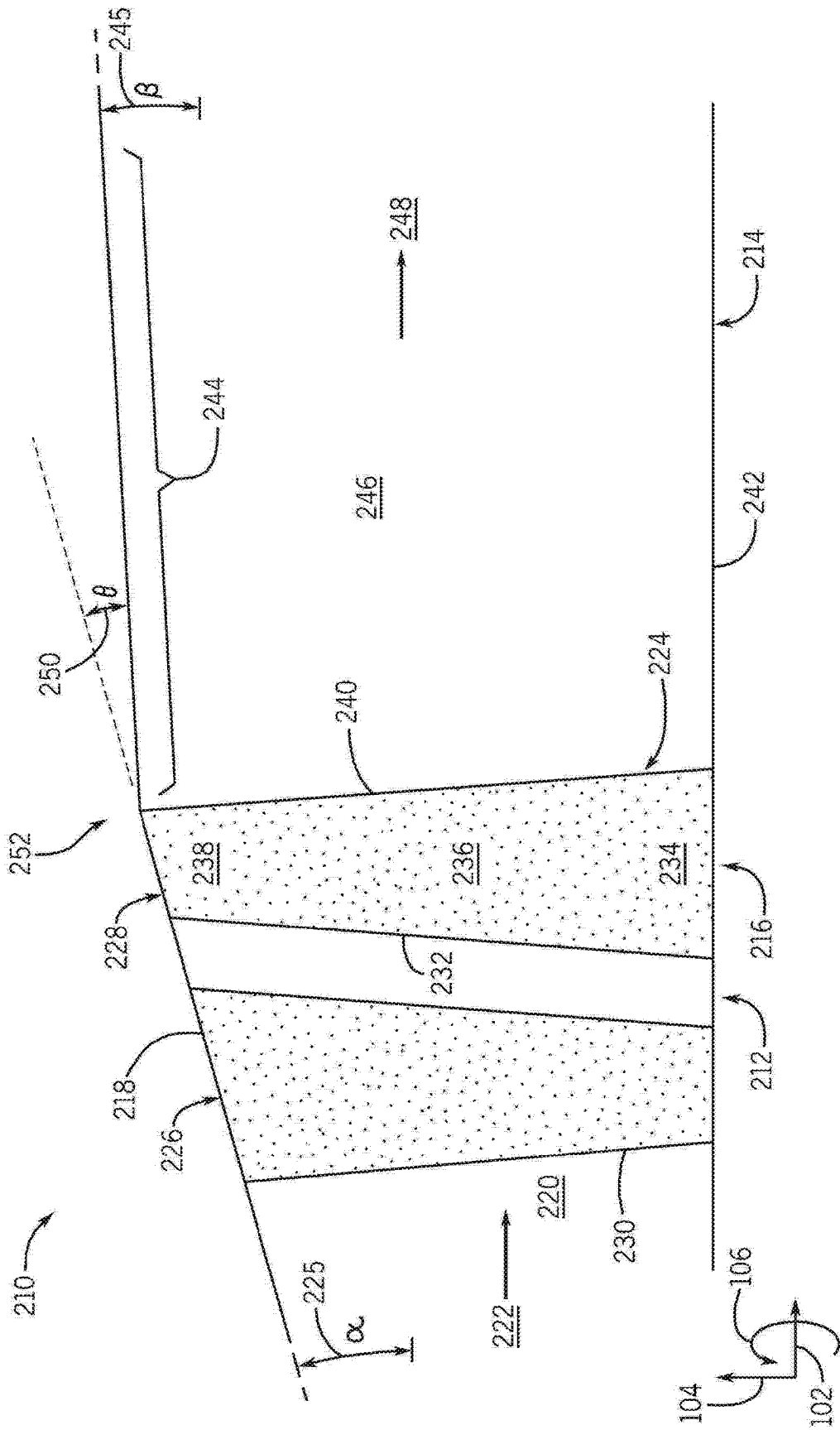


图 2

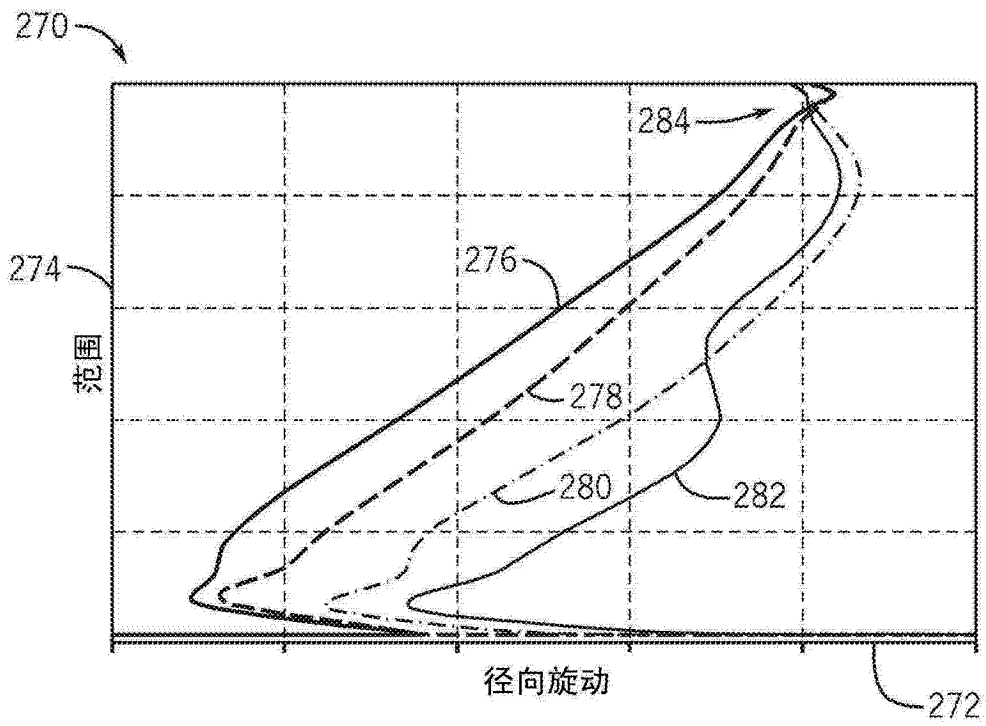


图 3

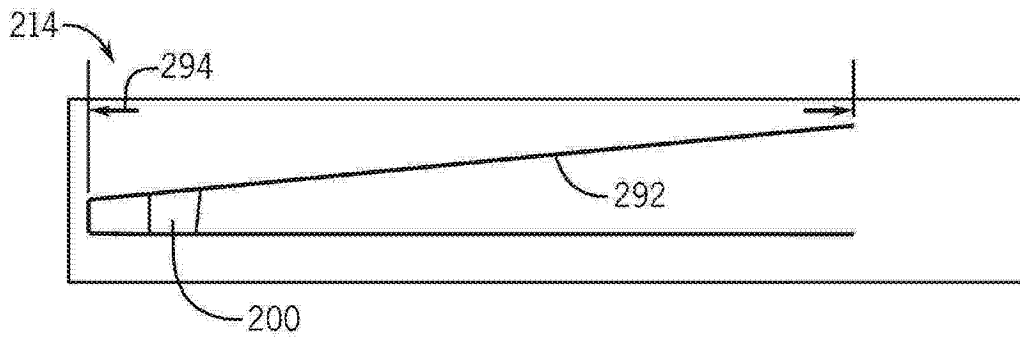


图 4

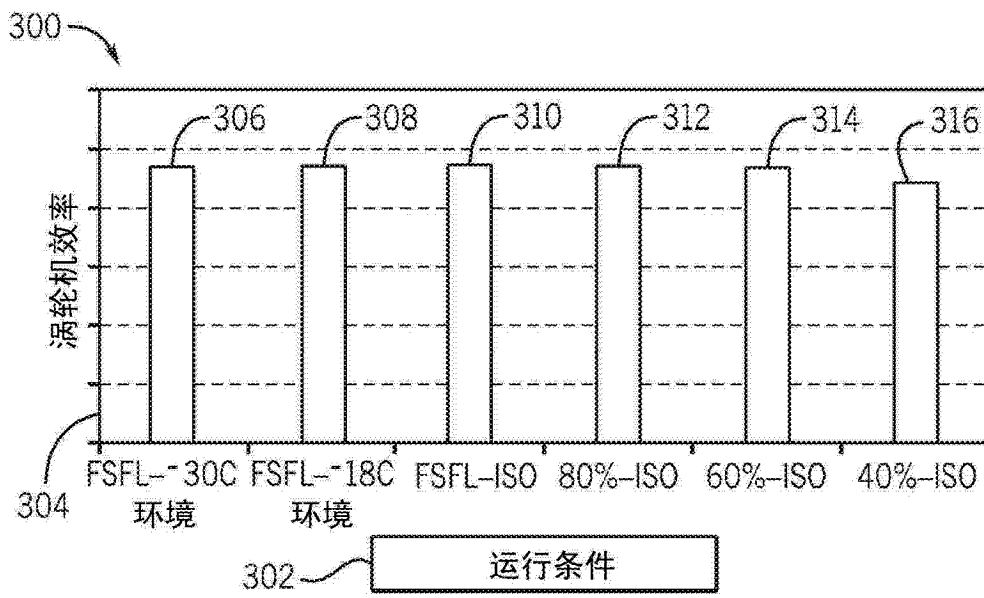


图 5