



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 118564305 A

(43) 申请公布日 2024. 08. 30

(21) 申请号 202410775785.3

(22) 申请日 2024.06.17

(71) 申请人 中国航发北京航空材料研究院
地址 100095 北京市海淀区温泉镇环山村

(72) 发明人 刘燕峰 王乐天 邹齐 张代军
李军 陈祥宝

(74) 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227

专利代理师 李宏志

(51) Int. Cl.

F01D 9/04 (2006.01)

F01D 17/16 (2006.01)

F02K 3/06 (2006.01)

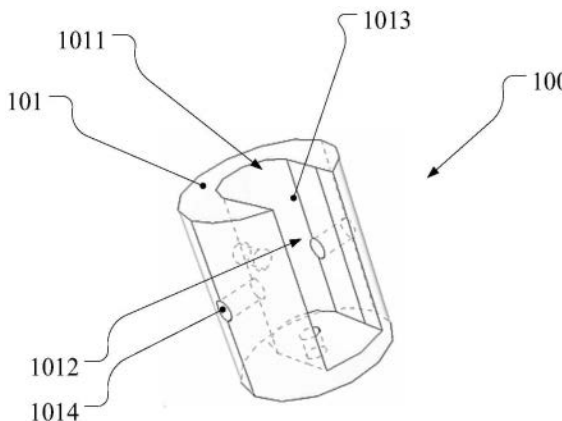
权利要求书1页 说明书7页 附图6页

(54) 发明名称

一种用于可调叶片的轴套、可调叶片及航空涡扇发动机

(57) 摘要

本发明公开了一种用于可调叶片的轴套、可调叶片及航空涡扇发动机,涉及航空涡扇发动机技术领域,包括轴套本体;轴套本体上开设有用于安装可调叶片的上轴径或下轴径的安装盲孔,安装盲孔包括至少一个开口,且开口与轴套本体的侧壁贯通设置,以形成用于插入可调叶片的上轴径或下轴径的安装槽。本发明提供的用于可调叶片的轴套,通过将轴套本体上的安装盲孔贯通至轴套本体的侧壁,从而可有效地增加可调叶片的上轴径或下轴径的宽度,进而在保证轴套尺寸不变的情况下,实现可调叶片的上轴径或下轴径宽度的最大化,提高了可调叶片轴径的强度和刚度等力学性能。



1. 一种用于可调叶片的轴套,其特征在于,包括:

轴套本体(101),所述轴套本体(101)上开设有用于安装所述可调叶片(200)的上轴径(2011)或下轴径(2012)的安装盲孔(1011),所述安装盲孔(1011)包括至少一个开口(1012),且所述开口(1012)与所述轴套本体(101)的侧壁贯通设置,以形成用于插入所述可调叶片(200)的上轴径(2011)或下轴径(2012)的安装槽(1013)。

2. 根据权利要求1所述的用于可调叶片的轴套,其特征在于,所述安装盲孔(1011)包括两个同轴设置的开口(1012),且两个所述开口(1012)分别与所述轴套本体(101)的侧壁贯通设置同轴设置,以形成所述安装槽(1013)。

3. 根据权利要求1所述的用于可调叶片的轴套,其特征在于,所述轴套本体(101)通过胶粘剂粘接于所述可调叶片(200)的上轴径(2011)或下轴径(2012)上。

4. 根据权利要求3所述的用于可调叶片的轴套,其特征在于,所述轴套本体(101)上设置有多个排液孔(1014),所述排液孔(1014)与所述安装盲孔(1011)连通,以使所述胶粘剂由所述排液孔(1014)流出。

5. 根据权利要求1所述的用于可调叶片的轴套,其特征在于,所述轴套本体(101)上设置有便于安装所述可调叶片(200)的限位环件(102)。

6. 根据权利要求5所述的用于可调叶片的轴套,其特征在于,所述限位环件(102)设置于用于安装在所述可调叶片(200)的上轴径(2011)的所述轴套本体(101)上。

7. 根据权利要求5所述的用于可调叶片的轴套,其特征在于,所述限位环件(102)与所述轴套本体(101)为一体式结构。

8. 根据权利要求1~7任一项所述的用于可调叶片的轴套,其特征在于,所述轴套本体(101)的材料为金属材料、耐磨性塑料材料或树脂基复合材料。

9. 一种可调叶片,其特征在于,包括:

轴径(201),所述轴径(201)包括用于与航空涡扇发动机的外环构件连接的上轴径(2011)和用于与航空涡扇发动机的内环构件连接的下轴径(2012),且所述轴径(201)的上轴径(2011)和下轴径(2012)分别套设有如权利要求1~8任一项所述的用于可调叶片的轴套(100);

导流片(202),所述导流片(202)包括至少一个叶片(2021),且所述叶片(2021)沿所述轴径(201)的长度方向设置于所述轴径(201)上。

10. 根据权利要求9所述的可调叶片,其特征在于,所述导流片(202)包括两个叶片(2021),且两个所述叶片(2021)相对设置于所述轴径(201)上。

11. 根据权利要求9所述的可调叶片,其特征在于,所述叶片(2021)与所述轴径(201)为一体式结构;和/或,

所述可调叶片(200)的材料为树脂基复合材料。

12. 一种航空涡扇发动机,其特征在于,包括如权利要求1~11任一项所述的可调叶片(200)。

一种用于可调叶片的轴套、可调叶片及航空涡扇发动机

技术领域

[0001] 本发明涉及航空涡扇发动机技术领域,更具体地说,涉及一种用于可调叶片的轴套、可调叶片及航空涡扇发动机。

背景技术

[0002] 航空涡扇发动机中通常设置有可调叶片,且可调叶片的上轴径插入发动机的外环构件中,下轴径插入发动机的内环构件中,通过发动机的调节装置驱动上轴径,使得可调叶片能够围绕轴径转动一定的角度,从而可实现扩压整流,为下一级转子叶片改变气流方向,同时可调整气流合适的气流进气角和攻角,改善流场和级间匹配,保证发动机工作稳定,避免喘振。

[0003] 传统的可调叶片一般通过在可调叶片的下轴径和上轴径上分别套设轴套,使得可调叶片通过轴套实现与发动机的内外环构件之间的连接。而可调叶片轴径的力学性能主要由可调叶片的上轴径和下轴径的宽度及厚度决定。但是,由于受到发动机的内外环构件上开孔的孔径的限制,使得轴套的尺寸受限,因此使得轴套上用于安装可调叶片的下轴径或上轴径的安装孔尺寸的扩大具有局限性,从而使得提升可调叶片轴径的力学性能的效果较差,可调叶片的使用安全性较低。

[0004] 因此,如何在保证轴套尺寸不变的同时,提高可调叶片轴径的力学性能,成为本领域技术人员亟待解决的技术问题。

发明内容

[0005] 有鉴于此,本发明的目的在于提供一种用于可调叶片的轴套,以在保证轴套尺寸不变的同时,提高可调叶片轴径的力学性能。

[0006] 本发明的另一目的在于提供一种具有上述轴套的可调叶片。

[0007] 本发明的另一目的在于提供一种具有上述可调叶片的航空涡扇发动机。

[0008] 为实现上述目的,本发明提供如下技术方案:

[0009] 一种用于可调叶片的轴套,包括:

[0010] 轴套本体,所述轴套本体上开设有用于安装所述可调叶片的上轴径或下轴径的安装盲孔,所述安装盲孔包括至少一个开口,且所述开口与所述轴套本体的侧壁贯通设置,以形成用于插入所述可调叶片的上轴径或下轴径的安装槽。

[0011] 可选地,在上述用于可调叶片的轴套中,所述安装盲孔包括两个同轴设置的开口,且两个所述开口分别与所述轴套本体的侧壁贯通设置同轴设置,以形成所述安装槽。

[0012] 可选地,在上述用于可调叶片的轴套中,所述轴套本体通过胶粘剂粘接于所述可调叶片的上轴径或下轴径上。

[0013] 可选地,在上述用于可调叶片的轴套中,所述轴套本体上设置有多个排液孔,所述排液孔与所述安装盲孔连通,以使所述胶粘剂由所述排液孔流出。

[0014] 可选地,在上述用于可调叶片的轴套中,所述轴套本体上设置有便于安装所述可

调叶片的限位环件。

[0015] 可选地,在上述用于可调叶片的轴套中,所述限位环件设置在用于安装于所述可调叶片的上轴径的所述轴套本体上。

[0016] 可选地,在上述用于可调叶片的轴套中,所述限位环件与所述轴套本体为一体式结构。

[0017] 可选地,在上述用于可调叶片的轴套中,所述轴套本体的材料为金属材料、耐磨性塑料材料或树脂基复合材料。

[0018] 一种可调叶片,包括:

[0019] 轴径,所述轴径包括用于与航空涡扇发动机的外环构件连接的上轴径和用于与航空涡扇发动机的内环构件连接的下轴径,且所述轴径的上轴径和下轴径分别套设有如上任一项所述的用于可调叶片的轴套;

[0020] 导流片,所述导流片包括至少一个叶片,且所述叶片沿所述轴径的长度方向设置于所述轴径上。

[0021] 可选地,在上述可调叶片中,所述导流片包括两个叶片,且两个所述叶片相对设置于所述轴径上。

[0022] 可选地,在上述可调叶片中,所述叶片与所述轴径为一体式结构;和/或,

[0023] 所述可调叶片材料为树脂基复合材料。

[0024] 一种航空涡扇发动机,包括如上任一项所述的可调叶片。

[0025] 本发明提供的用于可调叶片的轴套,通过在轴套本体上开设安装盲孔,且在安装盲孔上设置有开口,同时开口与轴套本体的侧壁贯通设置,以形成能使可调叶片的上轴径或下轴径插入的安装槽,从而可使得可调叶片的上轴径或下轴径的宽度增加至轴套本体的侧壁位置处,进而通过增加可调叶片的宽度,有效地提高了可调叶片轴径的力学性能。

[0026] 与现有技术相比,本发明提供的用于可调叶片的轴套,通过在轴套本体上的安装盲孔上设置开口,且开口与轴套本体的侧壁贯通设置,从而可有效地增加可调叶片的上轴径或下轴径的宽度。通过去除轴套上多余用于约束可调叶片的上轴径或下轴径的部分,充分利用航空涡扇发动机的内外环构件对轴套去除部分的可调叶片的上轴径和下轴径的约束,使得在保证轴套尺寸不变的情况下,实现了可调叶片的上轴径和下轴径宽度的最大化,进而提高了可调叶片轴径的强度和刚度等力学性能。

[0027] 上面已提及的技术特征、下面将要提及的技术特征以及单独地在附图中显示的技术特征可以任意地相互组合,只要被组合的技术特征不是相互矛盾的。所有的可行的特征组合都是在本文中明确地记载的技术内容。在同一个语句中包含的多个分特征之中的任一个分特征可以独立地被应用,而不必一定与其他分特征一起被应用。

附图说明

[0028] 为了更清楚地说明本申请实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单的介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本申请的实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据提供的附图获得其他的附图。

[0029] 图1为本发明实施例一提供的轴套的结构示意图一;

- [0030] 图2为本发明实施例一提供的轴套的结构示意图二；
- [0031] 图3为本发明实施例二提供的轴套的结构示意图一；
- [0032] 图4为本发明实施例二提供的轴套的结构示意图二；
- [0033] 图5为本发明实施例一提供的可调叶片的结构示意图；
- [0034] 图6为本发明实施例一提供的可调叶片与轴套的装配示意图；
- [0035] 图7为本发明实施例二提供的可调叶片的结构示意图；
- [0036] 图8为本发明实施例二提供的可调叶片与轴套的装配示意图；
- [0037] 图9为本发明实施例提供的航空涡扇发动机的结构示意图；
- [0038] 图10为本发明实施例提供的边缘转轴可调叶片弯扭性能的对比如。
- [0039] 其中,100为轴套,101为轴套本体,1011为安装盲孔,1012为开口,1013为安装槽,1014为排液孔,102为限位环件；
- [0040] 200为可调叶片,201为轴径,2011为上轴径,2012为下轴径,202为导流片,2021为叶片；
- [0041] 300为航空涡扇发动机,301为帽罩组件,302为进气机匣组件,3021为进气机匣支板,303为风扇组件,3031为一级转子叶片,3032为二级转子叶片,3033为风扇机匣支板,304为核心机,305为尾椎。

具体实施方式

[0042] 本发明的核心在于提供一种用于可调叶片的轴套,以在保证轴套尺寸不变的同时,提高可调叶片轴径的力学性能。

[0043] 本发明的另一核心在于提供一种具有上述轴套的可调叶片。

[0044] 本发明的另一核心在于提供一种具有上述可调叶片的航空涡扇发动机。

[0045] 下面将结合本申请实施例中的附图,对本申请实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本申请一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本申请中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本申请保护的范围。

[0046] 如图9所示,航空涡扇发动机300主要包括帽罩组件301、进气机匣组件302、风扇组件303、核心机304和尾椎305。具体地,进气机匣组件302包括进气机匣支板3021和可调叶片200;风扇组件303包括一级转子叶片3031、二级转子叶片3032和风扇机匣支板3033;核心机304包括压气机室、燃烧室和涡轮室组件。需要说明的是,图9仅仅为航空涡扇发动机的典型结构的示意图,还包含其他结构组件,并没有详细指出,在本发明中仅仅是为了指出可调叶片200在航空涡扇发动机300中所处的位置。

[0047] 其中,如图5和图7所示,可调叶片200通过围绕轴径201转动一定的角度,从而可实现扩压整流,为下一级转子叶片改变气流方向,同时可调整气流合适的气流进气角和攻角,改善流场和级间匹配,保证发动机工作稳定,避免喘振的目的。具体地,可调叶片200的轴径201包括上轴径2011和下轴径2012。安装时,将可调叶片200的上轴径2011插入航空涡扇发动机300的外环构件中,可调叶片200的下轴径2012插入航空涡扇发动机300的内环构件中,并通过设置于外环构件上的调节装置驱动上轴径2011,使得可调叶片200能够围绕轴径201转动一定的角度。

[0048] 传统的可调叶片200一般通过在可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012上分别套设轴套,使得可调叶片200通过轴套实现与航空涡扇发动机300的内外环构件之间的连接,以保证可调叶片200的轴径201具有稳定的力学性能。而可调叶片200轴径201的力学性能主要是由可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012的宽度及厚度决定。但是,由于受到航空涡扇发动机300的内外环构件上开孔的孔径的限制,使得轴套的尺寸受限,因此使得轴套上用于安装可调叶片200的上轴径2011或下轴径2012的安装孔尺寸的扩大具有局限性,从而使得提升可调叶片200轴径201的力学性能的效果较差,可调叶片200的使用安全性较低。

[0049] 为了在保证轴套尺寸不变的同时,提高可调叶片200轴径201的力学性能,如图1至图4所示,本发明实施例公开了一种用于可调叶片200的轴套100,包括轴套本体101。通过在轴套本体101上的安装盲孔1011上设置开口1012,且开口1012与轴套本体101的侧壁贯通设置,从而可有效地增加可调叶片200的上轴径2011或下轴径2012的宽度。通过去除轴套100上多余用于约束可调叶片200的上轴径2011或下轴径2012的部分,充分利用航空涡扇发动机300的内外环构件对轴套去除部分的可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012的约束,使得在保证轴套尺寸不变的情况下,实现了可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012宽度的最大化,进而提高了可调叶片200轴径201的强度和刚度等力学性能。

[0050] 下面将结合图1至图8所示,对本发明实施例公开的用于可调叶片200的轴套100进行具体地解释和说明。

[0051] 其中,如图1至图4所示,在轴套本体101上开设有安装盲孔1011,以使当可调叶片200的上轴径2011或下轴径2012安装轴套100时,可通过将可调叶片200的上轴径2011或下轴径2012插入轴套本体101上的安装盲孔1011内,并通过在安装盲孔1011内灌入胶粘剂,以将轴套100与可调叶片200的上轴径2011或下轴径2012粘接固定。

[0052] 需要说明的是,安装盲孔1011的横截面形状与可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012的横截面形状相匹配,在本实施例中,可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012的横截面形状为近似长方形形状,并且轴套本体101上的安装盲孔1011的横截面形状为与可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012的横截面形状相同的近似长方形形状,以保证可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012能够插入对应的轴套本体101的安装盲孔1011内,从而实现可调叶片200轴径201与轴套100之间的装配。

[0053] 同时,为了增大可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012的宽度,提高可调叶片200轴径201的强度和刚度等力学性能,如图1所示,在安装盲孔1011上至少设置有一个开口1012,且开口1012沿安装盲孔1011的横截面的长度方向贯通至轴套本体101的侧壁,从而在轴套本体101上形成轴套本体101的侧壁具有开口1012的安装槽1013。当可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012插入对应轴套本体101的安装槽1013时,可将可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012的宽度延伸至轴套本体101侧壁的开口1012位置处,并利用航空涡扇发动机300的内外环构件分别对轴套本体101侧壁开口1012位置处的可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012的约束,从而实现了增大可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012宽度的目的,提高了可调叶片200轴径201的强度和刚度等力学性能。

[0054] 当然,安装盲孔1011上设置的开口1012数量可采用但不限于一个。为了进一步提高可调叶片200轴径201的力学性能,如图3所示,安装盲孔1011上同轴设置有两个开口1012,且两个开口1012分别沿安装盲孔1011的横截面的长度方向贯通至开口1012对应侧的

轴套本体101的侧壁,从而在轴套本体101上形成沿轴套本体101的径向方向贯通的安装槽1013。当可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012插入对应轴套本体101的安装槽1013时,可将可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012的宽度延伸至安装槽1013两侧的开口1012位置处,从而实现了可调叶片200的上轴径2011和下轴径2012宽度的最大化,进一步提高了可调叶片200轴径201的强度和刚度等力学性能。

[0055] 进一步地,为了提高轴套100与可调叶片200之间的粘接性能,如图1至图4所示,在轴套本体101上设置有多个排液孔1014,且排液孔1014与安装盲孔1011连通,以使胶粘剂由排液孔1014流出,从而避免空气在胶层中夹杂,提高了粘接性能。具体地,安装槽1013的侧壁和底壁上的排液孔1014数量可以为一个、两个、三个或更多个。本领域相关技术人员可以理解的是,排液孔1014的数量越多,胶粘剂流出的越多,留在安装槽1013内的有效胶粘剂越少,且轴套100的强度越低;同理,排液孔1014的孔径越大,胶粘剂流出的越多,留在安装槽1013内的有效胶粘剂越少,且轴套100的强度越低。在本实施例中,优选地,在安装槽1013的侧壁和底壁上分别设置有一个排液孔1014,且排液孔1014的孔径采用1mm~2mm,以保证胶粘剂能够由排液孔1014顺利流出,避免空气在胶层中夹杂,且使得安装槽1013内留有较多的有效胶粘剂,提高了轴套100与可调叶片200之间的粘接性能。

[0056] 进一步地,如图2和图4所示,为了便于可调叶片200与轴套100之间的安装定位,防止可调叶片200安装时由轴套本体101上的开口1012位置发生偏移,在轴套本体101上设置有限位环件102。具体地,限位环件102套设于轴套本体101上安装槽1013的槽口端,从而可通过限位环件102对可调叶片200插入轴套本体101的安装槽1013时进行约束,避免了可调叶片200安装时由轴套本体101上的开口1012位置发生偏移的问题。其中,轴套本体101的材料可采用金属材料、耐磨性塑料材料或树脂基复合材料。并且,限位环件102可采用与轴套本体101一体式的结构设计,当然也可采用分体式结构设计。在本实施例中,优选地,轴套本体101采用金属材料,且限位环件102采用与轴套本体101一体式的结构设计,以提高轴套100整体的强度和刚度,从而保证可调叶片200与航空涡扇发动机300的内外环构件连接的稳定性,提高可调叶片的使用安全性。同时,仅将限位环件102设置在安装于可调叶片200的上轴径2011的轴套本体101上,以使限位环件102在起到安装定位的同时,可与航空涡扇发动机300的外环构件内的台阶孔配合,从而提高可调叶片200与航空涡扇发动机300的内外环构件的安装效率。而可调叶片200的下轴径2012可通过定位工装将轴套100与可调叶片200进行安装定位,当然,也可同时在可调叶片200的下轴径2012的轴套本体101上设置限位环件102,而无需采用定位工装,此时只需将航空涡扇发动机300的内环构件的安装孔设计为与限位环件102相配合的台阶孔即可,从而节约了安装成本,提高了可调叶片200的安装效率。

[0057] 如图5至图8所示,本发明实施例还公开了一种可调叶片200,包括轴径201和导流片202。

[0058] 其中,如图6和图8所示,轴径201包括与航空涡扇发动机的外环构件连接的上轴径2011和与航空涡扇发动机的内环构件连接的下轴径2012,且轴径201的上轴径2011和下轴径2012分别套设有轴套,该轴套为如上实施例所公开的用于可调叶片的轴套100,因此兼具上述用于可调叶片的轴套100的所有技术效果,本文在此不再赘述。

[0059] 同时,如图5所示,导流片202包括至少一个叶片2021,且叶片2021沿轴径201的长

度方向设置于轴径201上。为了提高可调叶片200的整体稳定性,在本实施例中,叶片201与轴径201采用一体式结构,且可调叶片200的材料采用树脂基复合材料,从而降低了可调叶片200的重量,同时提高了其振动疲劳性能和抗弯扭性能。当然,可调叶片200的材料也可采用其它材料,比如铝合金等金属材料或者塑料材料等。

[0060] 当然,导流片202的叶片201数量可以采用但不限于一个。当可调叶片200为边缘转轴可调叶片时,导流片202包括一个叶片201,且叶片201沿轴径201的长度方向设置于轴径201上,即叶片201的长边平行于轴径201的长度方向设置,如图5和图6所示。当可调叶片200为中间转轴可调叶片时,导流片202包括两个叶片201,且两个叶片201相对设置于轴径201上,即两个叶片201的长边平行于轴径201的长度方向设置,且两个叶片201共面,如图7和图8所示。需要说明的是,在本实施例中,当可调叶片200为中间转轴可调叶片时,如图8所示,优选地,采用沿轴套本体101的径向方向设置贯通安装槽1013的轴套100,以实现中间转轴可调叶片的轴径201宽度最大化,从而有效提高了中间转轴可调叶片的力学性能。

[0061] 进一步地,针对可调叶片上设置本发明实施例公开的轴套100后的力学性能进行了测试实验,并与可调叶片上设置传统的轴套的力学性能进行了对比分析,如图10所示,其中实线为本发明实施例公开的可调叶片的弯扭性能测试曲线,虚线为传统的可调叶片的弯扭性能测试曲线,由图中曲线对比结果可知,在可调叶片其它条件不变的条件下,本发明实施例公开的可调叶片的最大弯扭破坏载荷为2018N,而传统的可调叶片的最大弯扭破坏载荷为1738N。通过采用本发明实施例公开的轴套100后的可调叶片的最大弯扭破坏载荷增加了17.8%,并且本领域相关技术人员可以理解的是,在图10中的载荷-位移曲线中,曲线斜率越大,表明可调叶片的刚度越大,由图10可知,本发明实施例公开的可调叶片的弯扭性能测试曲线的斜率大于传统的可调叶片的弯扭性能测试曲线的斜率,因此本发明实施例公开的可调叶片的刚度大于传统的可调叶片的刚度,由此可知本发明实施例公开的可调叶片的力学性能相比于传统的可调叶片的力学性能而言,得到了显著提升。需要说明的是,上述力学性能测试实验仅是针对图3和图4所示的在轴套100上设置贯通式的安装槽1013的方式且用于边缘转轴可调叶片上进行的弯扭实验。对于采用图1和图2所示的轴套100用于边缘转轴可调叶片的弯扭实验,其测试结果与图10相似,即可调叶片的刚度大于传统的可调叶片的刚度,其可调叶片的力学性能相比于传统的可调叶片的力学性能而言,得到了较大的提升。同时,对于中间转轴可调叶片的力学性能测试结果与边缘转轴可调叶片的力学性能测试结果基本一致,本文在此不再赘述。

[0062] 如图9所示,本发明实施例还公开了一种航空涡扇发动机300,包括可调叶片,该可调叶片为如上实施例所公开的可调叶片200,因此兼具上述可调叶片200的所有技术效果,本文在此不再赘述。

[0063] 本发明的说明书和权利要求书及上述附图中的术语“第一”和“第二”等是用于区别不同的对象,而不是用于描述特定的顺序。此外术语“包括”和“具有”以及他们任何变形,意图在于覆盖不排他的包含。例如包含了一系列步骤或单元的过程、方法、系统、产品或设备没有设定于已列出的步骤或单元,而是可包括没有列出的步骤或单元。

[0064] 对所公开的实施例的上述说明,使本领域专业技术人员能够实现或使用本发明。对这些实施例的多种修改对本领域的专业技术人员来说将是显而易见的,本文中定义的一般原理可以在不脱离本发明的精神或范围的情况下,在其它实施例中实现。因此,本发明

将不会被限制于本文所示的这些实施例,而是要符合与本文所公开的原理和新颖特点相一致的最宽的范围。

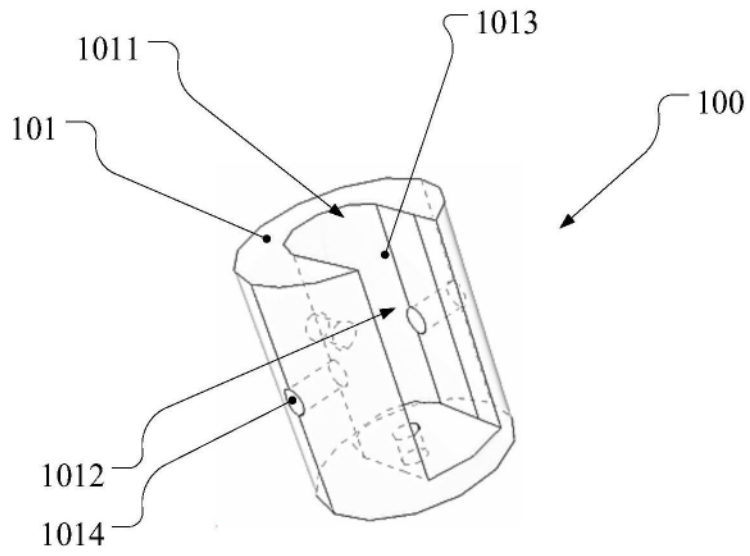


图1

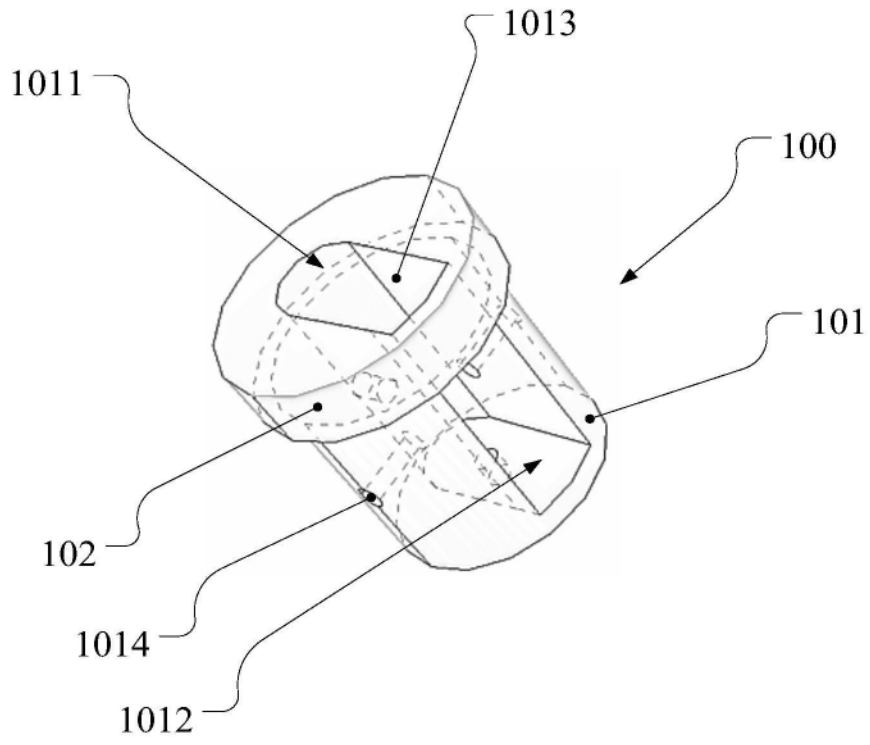


图2

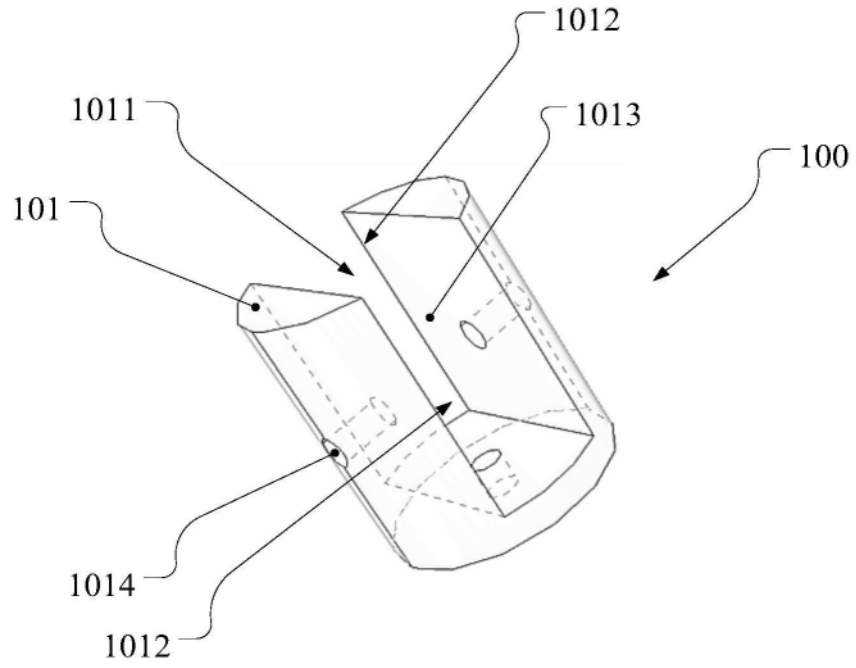


图3

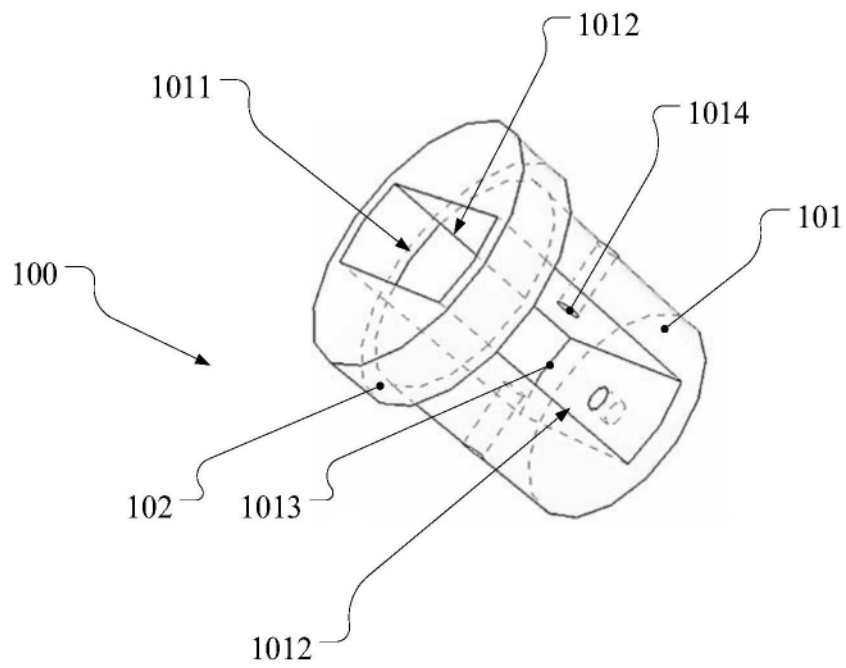


图4

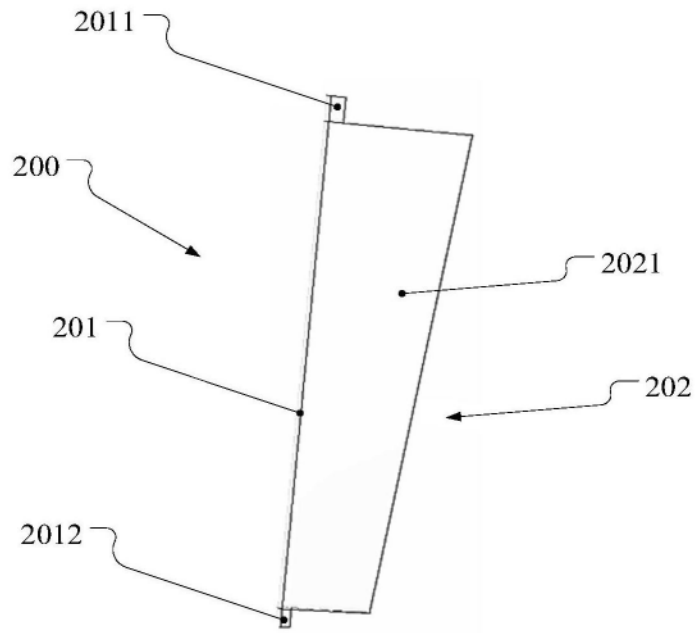


图5

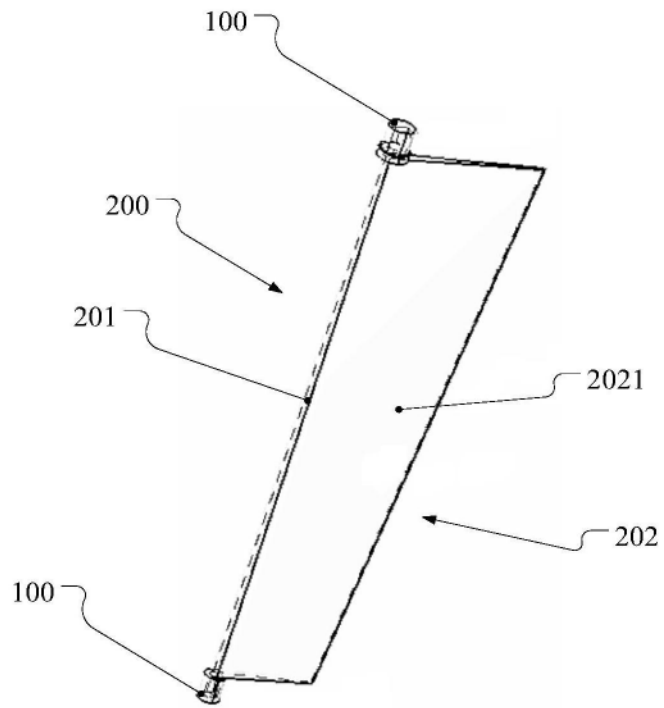


图6

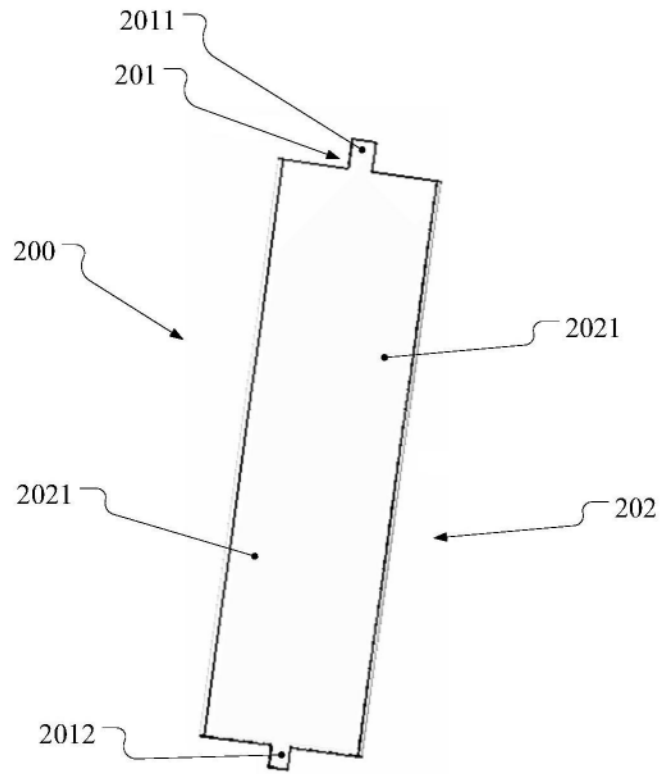


图7

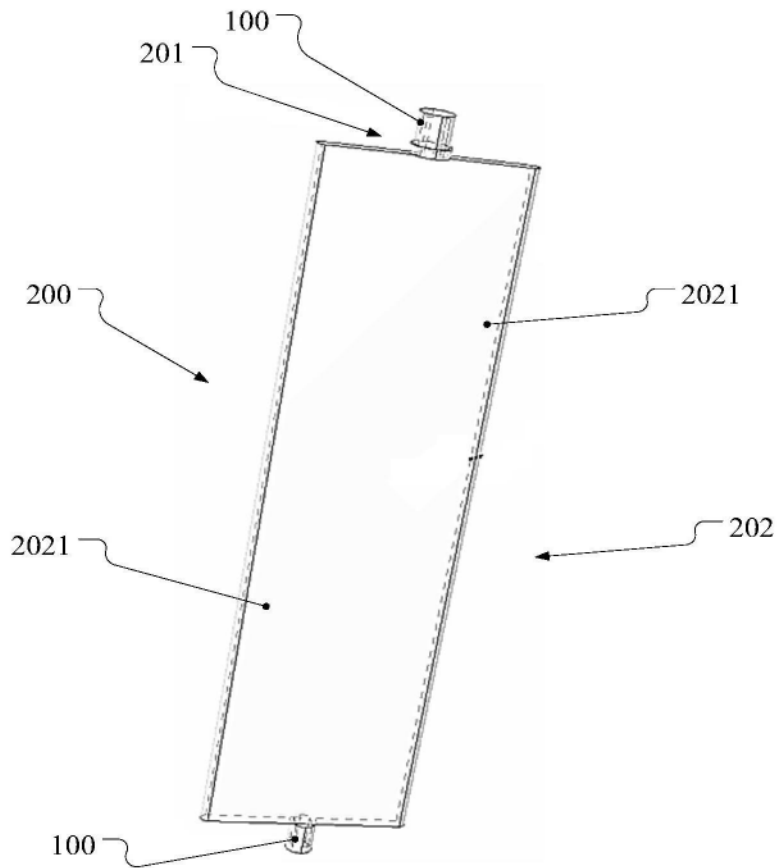


图8

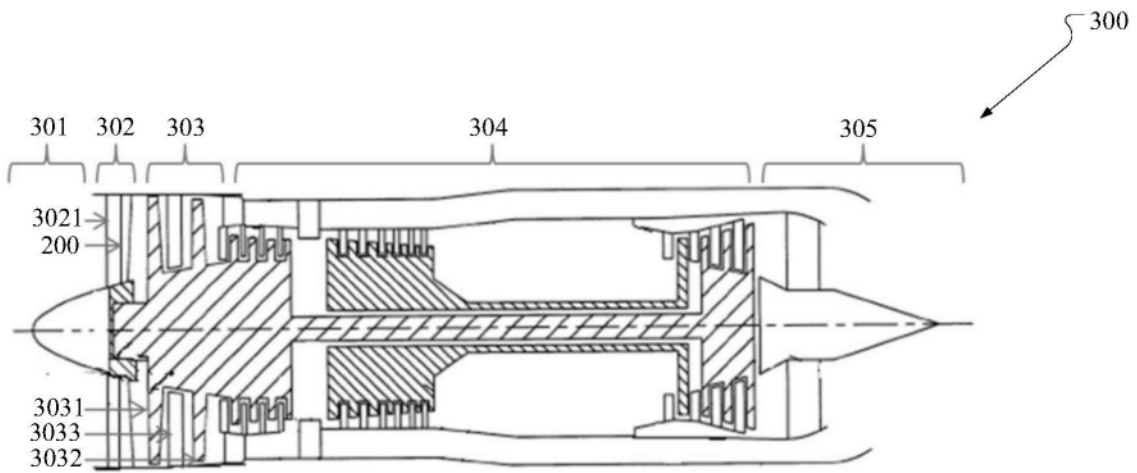


图9

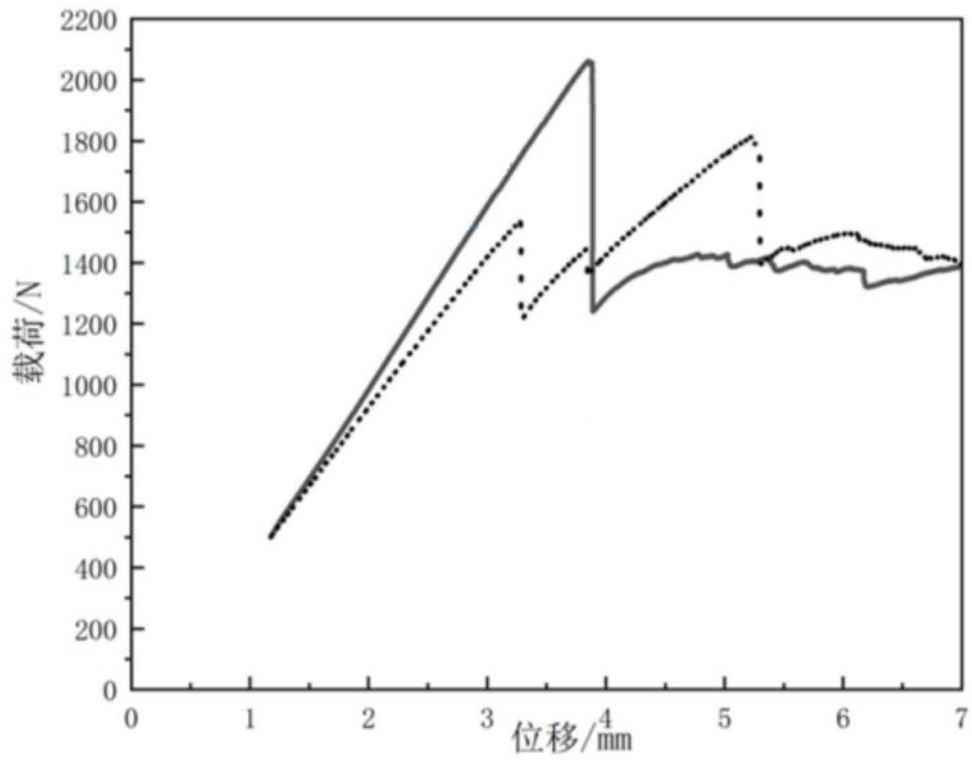


图10