



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 109681327 A

(43)申请公布日 2019.04.26

(21)申请号 201811538285.9

(22)申请日 2018.12.16

(71)申请人 中国航发沈阳发动机研究所
地址 110015 辽宁省沈阳市沈河区万莲路1号

(72)发明人 邵珠蕾 杨治中 段文龙 王继业 刘公博

(74)专利代理机构 北京航信高科知识产权代理
事务所(普通合伙) 11526
代理人 高原

(51)Int.Cl.
F02C 7/04(2006.01)

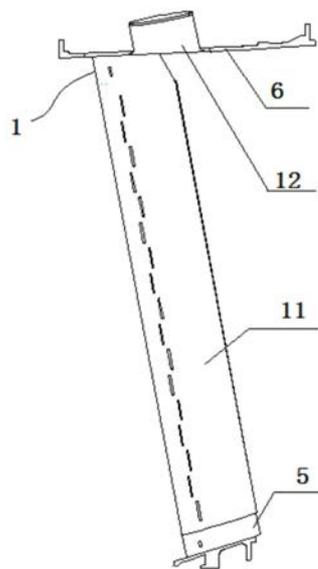
权利要求书1页 说明书3页 附图3页

(54)发明名称

一种进气机匣

(57)摘要

本申请公开了一种进气机匣,包括:由第一固定支板和第二固定支板焊接而成的固定支板,第一固定支板与第二固定支板的结构以过整流叶片长度方向中心线的平面为对称面左右对称,第一固定支板和第二固定支板均包括一体成型的整流叶片部和支板头部;长条形的防冰孔,贯穿开设在所述整流叶片表面;内环前段,焊接设置在固定支板的远离支板头的一端;机匣壳体,与支板头焊接。本申请的进气机匣,可消除超塑成型固定支板表面鼓包、防冰孔裂纹、焊接三角区问题;另外,由于固定支板和支板头采取一体化设计,取消了两者的之间的氩弧焊焊缝,因而从根本上消除了此处的焊缝裂纹问题。



1. 一种进气机匣,其特征在于,包括:

固定支板(1),所述固定支板(1)包括整流叶片(11)和支板头(12),所述固定支板(1)由第一固定支板(21)和第二固定支板(22)焊接而成,所述第一固定支板(21)与第二固定支板(22)的结构以过所述整流叶片(11)长度方向中心线的平面为对称面左右对称,所述第一固定支板(21)和第二固定支板(22)均包括一体成型的整流叶片部(31)和支板头部(32),其中,两个所述整流叶片部(31)构成所述整流叶片(11),两个所述支板头部(32)构成所述支板头(12);

长条形的防冰孔(4),所述防冰孔(4)贯穿开设在所述整流叶片(11)表面;

内环前段(5),所述内环前段(5)焊接设置在所述固定支板(1)的远离所述支板头(12)的一端;

机匣壳体(6),所述机匣壳体(6)与所述支板头(12)焊接。

2. 根据权利要求1所述的进气机匣,其特征在于,在所述整流叶片(11)内腔中的防冰孔(4)的边缘具有倒圆角。

3. 根据权利要求1所述的进气机匣,其特征在于,所述第一固定支板(21)和第二固定支板(22)采用钛合金锻件机加成型。

4. 根据权利要求1所述的进气机匣,其特征在于,所述固定支板(1)由第一固定支板(21)和第二固定支板(22)通过扩散焊焊接而成。

5. 根据权利要求1所述的进气机匣,其特征在于,所述内环前段(5)采用钛合金锻件机加成型。

6. 根据权利要求5所述的进气机匣,其特征在于,所述内环前段(5)与所述固定支板(1)通过高能电子束焊接固定。

一种进气机匣

技术领域

[0001] 本申请属于航空发动机结构设计领域,特别涉及一种进气机匣。

背景技术

[0002] 小涵道比航空发动机的进气机匣位于发动机的最前端,由整流罩组合件、进气机匣装配组合件等组成,机匣内部装配轴承,承受低压转子前支点载荷和振动载荷等,是发动机主承力框架之一。为防止发动机前端部件在低温环境下结冰,进气机匣还需具备防冰功能。

[0003] 进气机匣常用的结构有装配结构和焊接结构,其中焊接式进气机匣结构简单、不需要采用紧固件连接,降低装配难度,整体重量较小,加工效率也较高。焊接式进气机匣由环形锻件机匣、固定支板和内环前段焊接后形成进气机匣主体。环形锻件机匣设计为薄壁结构,前后各带安装边,前安装边与进气前段连接,以实现与飞机转接;后安装边与风扇机匣连接。机匣上设计有2道加强筋,加强筋上焊接盖板形成防冰集气腔。

[0004] 针对进气机匣内部轴承的进、回油,通气和引线的需求,同时保证防冰热空气的流通,固定支板一般设计为空心支板。

[0005] 目前在产品结构、制造加工水平方面比较成熟的进气机匣焊接组件,其固定支板由整流叶片组件和支板头通过氩弧焊焊接而成,其中空心整流叶片组件由四层钛合金板材采用超塑成形/扩散连接方法加工,支板头采用铸造工艺。内环前段同样采用铸造工艺,固定支板与内环前段通过氩弧焊焊接,支板头与机匣壳体采用电子束焊接。另外,为实现固定支板表面防冰,在固定支板表面开有长条形防冰孔。

[0006] 首先,采用四层钛合金板材,通过超塑成形/扩散连接工艺加工的空心整流叶片组件,由于成型工艺限制,存在焊合率差、层与层之间存在三角区等焊接问题,且通过现有的无损检测方法,无法对焊接缺陷进行有效排查,导致在三角区部位、叶片后端面等部位会出现鼓包和裂纹等问题。

[0007] 其次,目前整流叶片上的防冰孔采用电加工,由于结构及成型工艺限制,去除电加工表面重熔层时需要手工抛修,受操作人员技术水平和稳定性限制,重熔层会出现厚度不均的现象,而重熔层厚度超标会带来裂纹隐患。同时,受成型工艺限制,无法对支板内腔的防冰孔边缘进行倒圆,在孔边存在应力集中现象。在以上两种因素影响下,固定支板在多种载荷作用下,容易在防冰孔尖边处产生裂纹。

[0008] 第三,进气机匣内环前段和外环支板头均采用铸件,受目前国内铸造水平的限制,铸件的几何尺寸和形位公差精度经常无法满足组件装配、焊接要求。叶型错移偏摆、叶型厚度超差、壁板壁厚超差会导致焊后错位严重、焊接一致性差、焊接变形及残余应力大,随后的缺陷补焊进一步增大了焊接变形和残余应力水平。同时铸件组织疏松、砂眼等缺陷降低了整个机匣的承载能力,在叠加了较高的残余应力作用下,在固定支板上、下端氩弧焊焊缝及支板头转接圆角处容易产生裂纹。

[0009] 因此,希望有一种技术方案来克服或至少减轻现有技术的至少一个上述缺陷。

发明内容

[0010] 为了解决上述技术问题至少之一,本申请提供了一种进气机匣。

[0011] 本申请公开了一种进气机匣,包括:

[0012] 固定支板,所述固定支板包括整流叶片和支板头,所述固定支板由第一固定支板和第二固定支板焊接而成,所述第一固定支板与第二固定支板的结构以过所述整流叶片长度方向中心线的平面为对称面左右对称,所述第一固定支板和第二固定支板均包括一体成型的整流叶片部和支板头部,其中,两个所述整流叶片部构成所述整流叶片,两个所述支板头部构成所述支板头;

[0013] 长条形的防冰孔,所述防冰孔贯穿开设在所述整流叶片表面;

[0014] 内环前段,所述内环前段焊接设置在所述固定支板的远离所述支板头的一端;

[0015] 机匣壳体,所述机匣壳体与所述支板头焊接。

[0016] 根据本申请的至少一个实施方式,在所述整流叶片内腔中的防冰孔的边缘具有倒圆角。

[0017] 根据本申请的至少一个实施方式,所述第一固定支板和第二固定支板采用钛合金锻件机加成型。

[0018] 根据本申请的至少一个实施方式,所述固定支板由第一固定支板和第二固定支板通过扩散焊焊接而成。

[0019] 根据本申请的至少一个实施方式,所述内环前段采用钛合金锻件机加成型。

[0020] 根据本申请的至少一个实施方式,所述内环前段与所述固定支板通过高能电子束焊接固定。

[0021] 本申请至少存在以下有益技术效果:

[0022] 本申请的进气机匣,可消除超塑成型固定支板表面鼓包、防冰孔裂纹、焊接三角区问题;另外,由于固定支板和支板头采取一体化设计,取消了两两者之间的氩弧焊焊缝,因而从根本上消除了此处的焊缝裂纹问题。

附图说明

[0023] 图1是本申请进气机匣的结构示意图;

[0024] 图2是本申请进气机匣中第一固定支板的结构示意图;

[0025] 图3是本申请进气机匣中第二固定支板的结构示意图;

[0026] 图4是图2中B向示意图;

[0027] 图5是图2中D-D剖视图;

[0028] 图6是图2中B1-B1剖视图。

具体实施方式

[0029] 为使本申请实施的目的、技术方案和优点更加清楚,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更加详细的描述。在附图中,自始至终相同或类似的标号表示相同或类似的元件或具有相同或类似功能的元件。所描述的实施例是本申请一部分实施例,而不是全部的实施例。下面通过参考附图描述的实施例是示例性的,旨在用于解释本申请,而不能理解为对本申请的限制。基于本申请中的实施例,本领域普通技术人

员在没有作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畴。下面结合附图对本申请的实施例进行详细说明。

[0030] 在本申请的描述中,需要理解的是,术语“中心”、“纵向”、“横向”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本申请和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本申请保护范围的限制。

[0031] 下面结合附图1至图6对本申请的进气机匣做进一步详细说明。

[0032] 本申请公开了一种进气机匣,可以包括固定支板1、防冰孔4、内环前段5以及机匣壳体6。

[0033] 固定支板1包括整流叶片11和支板头12;进一步,固定支板1由第一固定支板21和第二固定支板22焊接而成,第一固定支板21与第二固定支板22的结构以过整流叶片11长度方向中心线的平面为对称面左右对称;其中,第一固定支板21和第二固定支板22均包括一体成型的整流叶片部31和支板头部32,当第一固定支板21和第二固定支板22按照预定方式焊接成型时,两个整流叶片部31构成整流叶片11,两个支板头部32构成支板头12。

[0034] 本实施例在,进一步优选第一固定支板21和第二固定支板22采用钛合金锻件机加成型;且第一固定支板21和第二固定支板22通过扩散焊焊接成固定支板1。

[0035] 防冰孔4呈长条形,贯穿开设在整流叶片11表面。本实施例中,优选在整流叶片11内腔中的防冰孔4的边缘具有倒圆角。

[0036] 内环前段5焊接设置在固定支板1的远离支板头12的一端。同样,本实施例中,优选内环前段5采用钛合金锻件机加成型;且内环前段5与固定支板1通过高能电子束焊接固定。

[0037] 进一步地,机匣壳体6与支板头12焊接。

[0038] 综上所述,本发明设计了一种全新的固定支板结构,将整流叶片设计为盆、背两侧对开支板形式(即第一固定支板21和第二固定支板22),且每侧均带支板头部32;采用钛合金锻件通过数控铣加工完成,然后将盆、背两侧支板通过扩散焊焊接为一体。

[0039] 由于盆、背两侧对开支板均采用数控铣加工,因此可对支板内腔的防冰孔4边缘进行倒圆设计,这样可避免防冰孔4因尖边应力集中带来的裂纹隐患;支板头与固定支板设计为一体,采用锻件机加成型,避免了铸造支板头带来的组织缺陷等铸造工艺带来的问题,取消了两者的之间的氩弧焊焊缝,避免焊接变形和焊缝处的材料疲劳性能降低,同时可消除支板内腔氩弧焊焊瘤过大造成的油管装配困难问题。

[0040] 另外,本申请采用锻件通过机加成型内环前段5,可保证其上叶翘位置度、型面公差、叶型厚度、表面质量等结构要素满足设计要求。且内环前段5与固定支板1采用高能电子束焊接,进而保证固定支板1与内环前段5焊接稳定性,可以有效降低固定支板与内环前段的裂纹概率,减少未焊透等焊接缺陷,同时改善机匣流路变形大、焊接内应力高的问题。相对于氩弧焊,电子束焊可以减小焊接变形,减小焊缝宽度,同时焊缝强度有所提高,可改善进气机匣整体的承力功能。

[0041] 以上所述,仅为本申请的具体实施方式,但本申请的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本申请揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本申请的保护范围之内。因此,本申请的保护范围应以所述权利要求的保护范围为准。

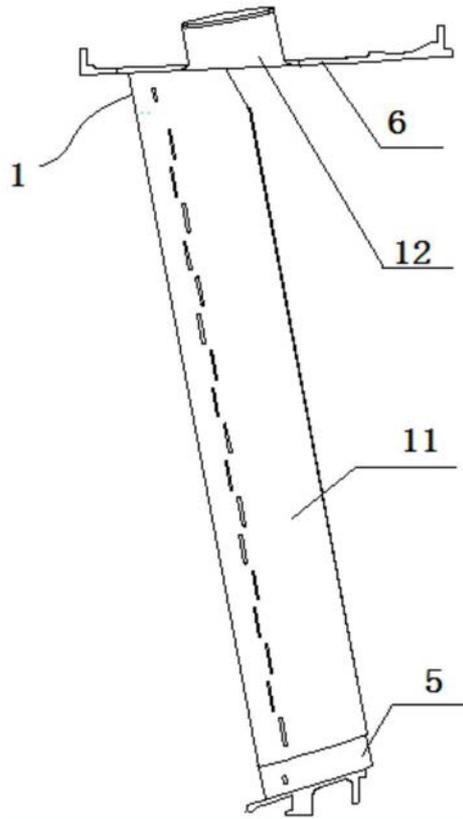


图1

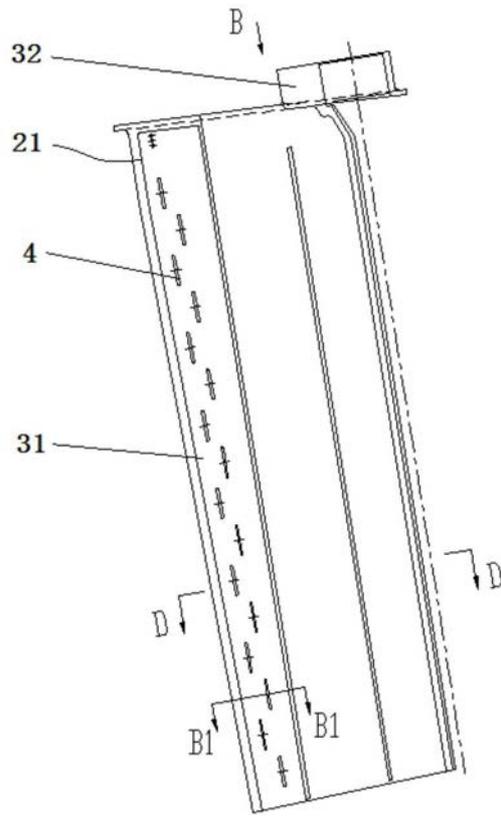


图2

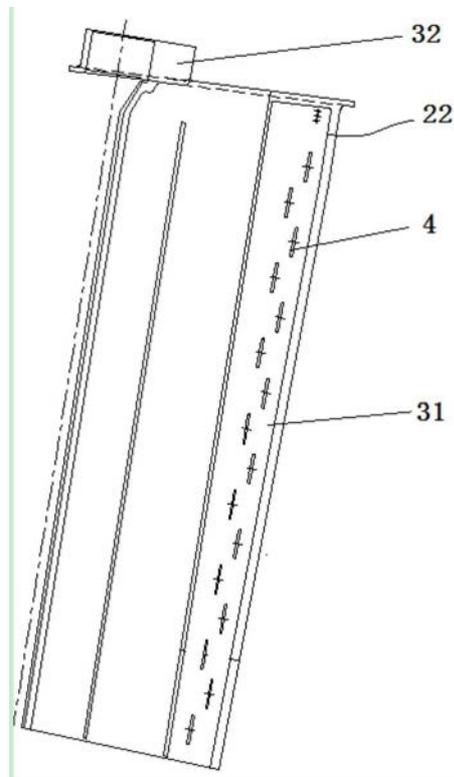


图3

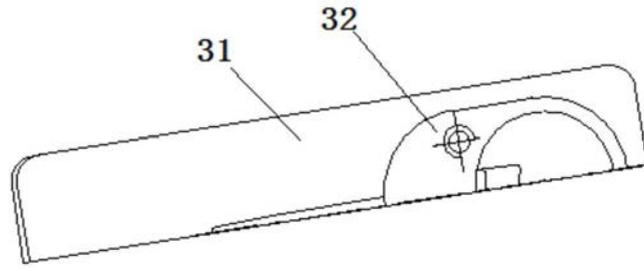


图4



图5

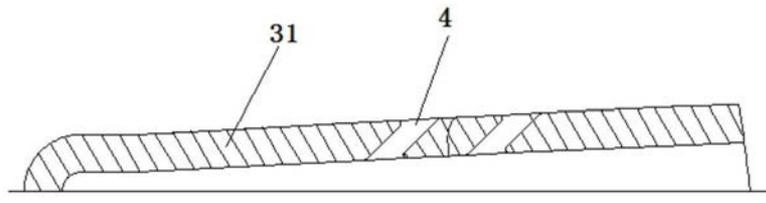


图6