



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112974004 B

(45) 授权公告日 2022. 08. 09

(21) 申请号 202110181631.8

CA 2167719 A1, 1995.02.02

(22) 申请日 2021.02.09

CN 104646205 A, 2015.05.27

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 102133562 A, 2011.07.27

申请公布号 CN 112974004 A

CN 102865256 A, 2013.01.09

CN 105569595 A, 2016.05.11

(43) 申请公布日 2021.06.18

高传昌等. 低压大流量自激式脉冲射流喷嘴装置性能参数试验研究.《华北水利水电学院学报》.2010, (第02期),

(73) 专利权人 华东理工大学

地址 200237 上海市徐汇区梅陇路130号

专利权人 中国航空制造技术研究院

任正义等. 管路增压器腔室流场分析.《机电产品开发与创新》.2008, (第04期),

(72) 发明人 张显程 张平 韩晓宁 涂善东
李志强

汪朝晖等. 自激振荡式天然气管道增输器设计及数值计算.《机械设计与研究》.2016, (第06期),

(74) 专利代理机构 上海智信专利代理有限公司
31002

专利代理师 邓琪 熊俊杰

曾尚春等. 自激振荡脉冲对流换热的实验研究.《工业加热》.2003, (第02期),

(51) Int. Cl.

B05B 1/34 (2006.01)

刘恩孝. 低压自激脉冲空化射流喷嘴内部流场研究.《中国优秀博硕士学位论文全文数据库(硕士)工程科技I辑》.2013, (第11期), 第18-89页.

(56) 对比文件

CN 111270060 A, 2020.06.12

US 2001038039 A1, 2001.11.08

审查员 俞琪菲

权利要求书1页 说明书3页 附图3页

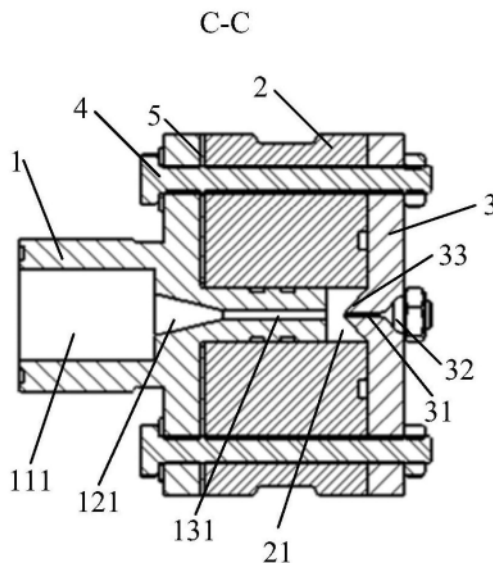
(54) 发明名称

一种用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴

(57) 摘要

本发明涉及一种用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,包括:入射结构,具有沿轴向依次连通的入射口、入射腔和一级喉管;出射结构,具有沿轴向依次连通的二级喉管和出射口;套筒,位于所述入射结构和所述出射结构之间,具有自激振荡腔,所述自激振荡腔分别与所述一级喉管和所述二级喉管连通。本发明的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,通过设置入射腔和一级喉管以及自激振荡腔和二级喉管的双极振荡和双极收缩腔,可以有效提升水射流空化效果,进而提高表层残余压应力,延长疲劳寿命。

CN 112974004 B



1. 一种用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,其特征在于,包括:
入射结构,具有沿轴向依次连通的入射口、入射腔和一级喉管;
出射结构,具有沿轴向依次连通的二级喉管和出射口;
套筒,位于入射结构和出射结构之间,具有自激振荡腔,所述自激振荡腔分别与所述一级喉管和所述二级喉管连通;
所述一级喉管与所述二级喉管沿轴向长度比为8:1,所述出射口为半球形。
2. 根据权利要求1所述的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,其特征在于,所述入射腔为直径渐缩的喇叭状。
3. 根据权利要求1所述的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,其特征在于,所述一级喉管和所述二级喉管均为细长圆柱形。
4. 根据权利要求1所述的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,其特征在于,所述入射结构沿轴向依次包括入口段、入射段和喉管段,所述入射口位于所述入口段,所述入射腔位于所述入射段,所述一级喉管位于所述喉管段。
5. 根据权利要求4所述的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,其特征在于,所述套筒套设在所述喉管段外侧且紧贴所述入射段。
6. 根据权利要求5所述的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,其特征在于,所述套筒与所述入射段之间设有垫片。
7. 根据权利要求4所述的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,其特征在于,所述入射段、所述套筒和所述出射结构通过螺栓紧固连接。
8. 根据权利要求1所述的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,其特征在于,所述出射结构靠近所述套筒的一端上具有圆锥形凸起。

一种用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴

技术领域

[0001] 本发明涉及空化射流强化领域,更具体地涉及一种用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴。

背景技术

[0002] 在液体内部,空泡形成、发展和溃灭的过程称为空化现象。液体中一般含有人眼看不到的微小气泡,当液体流经低压区时,微小气泡迅速膨胀,然后在该处形成微小空泡,在低压区空化的液体挟带着大量气泡流向高压区形成两相流运动。空泡在液体中随主流运动,当周围液体压力增大时空泡体积将缩小,进而导致空泡发生溃灭,溃灭过程非常短暂,仅在微秒之间,但会产生局部的高温高压点,同时伴随产生能量巨大的冲击波和微射流,微射流的速度大于1500m/s,在这种环境下会形成“热点”,进而对材料表面造成空蚀。随着对空化现象的进一步认识和空化理论的发展,人们发现空化也并不完全是有害的,在化学工程、医药工程、海洋军事等领域有很高的应用价值。

[0003] 空化水射流因具有效率高、环保,容易操作等优点而被广泛应用于很多场合,像材料切割与粉碎,石油矿井开采,水中有机污染物降解等行业,并产生了很高的经济价值,淹没水射流空化强化材料性能也是空化现象的成功应用之一。时至今日,空化水射流逐渐被用来改变材料的表面性能。利用高速水射流强化材料表面性能,关键是使材料表面在再结晶温度以下发生塑性变形,从而在其表层引入残余应力并获得理想的组织结构。因为表面残余应力可以增加其表面硬度,所以可以有效控制疲劳裂纹源的萌生和裂纹的扩展,达到提高材料疲劳寿命的目的。

[0004] 射流的空化通常通过射流喷嘴来实现,高压水等液体进入喷嘴,产生空化,然后由喷嘴喷射出,从而对材料表面进行强化。现有的射流喷嘴多为扇形和角形结构,其空化效果较差。

发明内容

[0005] 本发明的目的在于提供一种用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,以提高射流空化率,从而提升射流强化效果。

[0006] 本发明提供一种用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,包括:

[0007] 入射结构,具有沿轴向依次连通的入射口、入射腔和一级喉管;

[0008] 出射结构,具有沿轴向依次连通的二级喉管和出射口;

[0009] 套筒,位于入射结构和出射结构之间,具有自激振荡腔,所述自激振荡腔分别与所述一级喉管和所述二级喉管连通。

[0010] 进一步地,所述入射腔为直径渐缩的喇叭状。

[0011] 进一步地,所述一级喉管和所述二级喉管均为细长圆柱形。

[0012] 进一步地,所述一级喉管与所述二级喉管沿轴向长度比为8:1。

[0013] 进一步地,所述入射结构沿轴向依次包括入口段、入射段和喉管段,所述入射口位

于所述入口段,所述入射腔位于所述入射段,所述一级喉管位于所述喉管段。

[0014] 进一步地,所述套筒套设在所述喉管段外侧且紧贴所述入射段。

[0015] 进一步地,所述套筒与所述入射段之间设有垫片。

[0016] 进一步地,所述入射段、所述套筒和所述出射结构通过螺栓紧固连接。

[0017] 进一步地,所述出射结构靠近所述套筒的一端上具有圆锥形凸起。

[0018] 进一步地,所述出射口为半球形。

[0019] 本发明的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,通过设置入射腔和一级喉管以及自激振荡腔和二级喉管的双极振荡和双极收缩腔,可以有效提升水射流空化效果,进而提高表层残余压应力,延长疲劳寿命。

附图说明

[0020] 图1为本发明实施例提供的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴的侧视图;

[0021] 图2为图1的C-C剖视图;

[0022] 图3为本发明实施例提供的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴的入射结构的示意图;

[0023] 图4为图3的半剖视图;

[0024] 图5A和图5B分别示出了本发明和对照组的不同实验方案的残余应力分布图。

具体实施方式

[0025] 下面结合附图,给出本发明的较佳实施例,并予以详细描述。

[0026] 如图1和图2所示,本发明实施例提供一种用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,包括沿轴向依次相连的入射结构1、套筒2和出射结构3,其中,入射结构1具有沿轴向依次连通的入射口111、入射腔121和一级喉管131,套筒2具有自激振荡腔21,其具有V型壁面,射流至该V型壁面时会产生涡旋振动,从而实现自激振荡,出射结构3具有沿轴向依次连通的二级喉管31和出射口32,自激振荡腔21分别与一级喉管131和二级喉管31连通,这样入射口111、入射腔121、一级喉管131、自激振荡腔21、二级喉管31和出射口32就形成了一个沿轴向依次连通的系统,高压水从入射口111进入该射流喷嘴中,依次经过入射腔121、一级喉管131、自激振荡腔21、二级喉管31和出射口32,并在其中实现空化后从出射口32向待加工件表面喷射出,实现对待加工件的射流强化,提高其表层残余应力,从而提高其疲劳寿命。

[0027] 入射腔121为谐振腔,其可为直径渐缩的喇叭状,且其入口处的直径小于入射口111的直径,入射口111中的高压水经过直径越来越小的入射腔121,并从直径较小的那一端离开入射腔121,这样可以产生谐振,从而提高空化率。

[0028] 一级喉管131和二级喉管31均为细长圆柱形,入射腔121和自激振荡腔21的直径均远大于一级喉管131和二级喉管31的直径,这样可以形成入射腔121至一级喉管131以及自激振荡腔21至二级喉管31的两个收缩结构,二级喉管的收缩可以加速射流介质的溶气率,使水射流的空化效率更高。

[0029] 优选地,一级喉管131和二级喉管31沿轴向的长度比为8:1,这样可以提升入射腔121和自激振荡腔的振荡作用,从而提高空化率。

[0030] 出射口32可以为半球形结构,这样可以减少射流强化影响区面积,从而提高强化效果。

[0031] 如图3和图4所示,入射结构1沿轴向依次包括入口段11、入射段12和喉管段13,入射段12为圆盘状结构,其直径远大于入口段11和喉管段13的直径。入射口111、入射腔121和一级喉管131分别开设在入口段11、入射段12和喉管段13上。

[0032] 套筒2套设在喉管段13的外侧,且套筒2的一端紧贴入射段12,出射结构3则紧贴套筒2的另一端,入射段12、套筒2和出射结构3通过螺栓4紧固连接在一起,从而形成用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴的整体结构。

[0033] 入射段12与套筒2之间可设置垫片5以实现密封,同样的,套筒2和出射结构3之间也可以设置类似装置。

[0034] 出射结构3靠近套筒2的一端上设有圆锥形凸起33,该圆锥形凸起33与喉管段13之间的空间即为自激振荡腔21,该圆锥形凸起33可以改变射流介质在自激振荡腔21内的流动状态,提升自激振荡效果。

[0035] 本发明实施例提供的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,通过设置入射腔121和一级喉管131以及自激振荡腔21和二级喉管31的双极振荡和双极收缩腔,可以有效提升水射流空化效果,进而提高表层残余压应力,延长疲劳寿命。

[0036] 本实施例以2219铝合金为研究对象,采用本发明的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴,制定基于不同射流参数的水射流强化实验方案,如表1所示,射流角度分别为 0° 、 10° 和 20° ,每一个射流角度下,再分别进行射流压力为25MPa、50MPa和75MPa的实验。为了证明本发明的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴的有益效果,选择角形喷嘴进行射流强化的结果作为对照组,每一个方案中,对照组的射流参数均与本发明相同。

[0037] 表1水射流强化实验方案

No.	射流角度 $^{\circ}$	射流压力 MPa
1	0	25、50、75
2	10	25、50、75
3	20	25、50、75

[0039] 图5A和图5B分别示出了本发明和对照组的实验方案的残余应力分布,从图中可以看出,在相同的水射流参数下,本发明的残余压应力和残余压应力层深都大于对照组。例如,射流角度为 20° ,射流压力为50MPa时,本发明的残余压应力约为-180MPa,对照组的残余压应力约为-110MPa,本发明约为对照组的1.6倍,说明本发明的用于航空部件受限部位表面强化的射流喷嘴的强化效果更好。

[0040] 以上所述的,仅为本发明的较佳实施例,并非用以限定本发明的范围,本发明的上述实施例还可以做出各种变化。即凡是依据本发明申请的权利要求书及说明书内容所作的简单、等效变化与修饰,皆落入本发明专利的权利要求保护范围。本发明未详尽描述的均为常规技术内容。

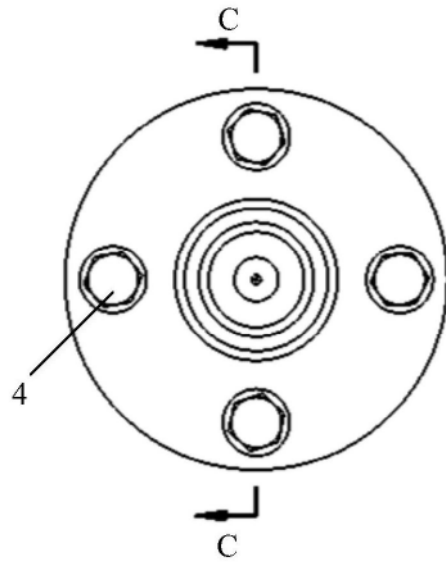


图1

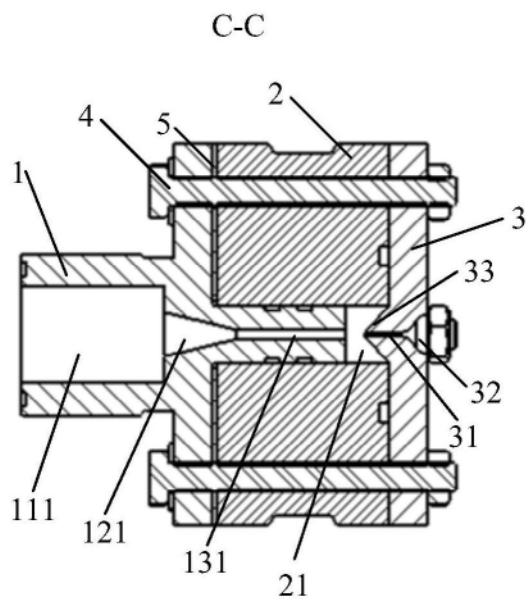


图2

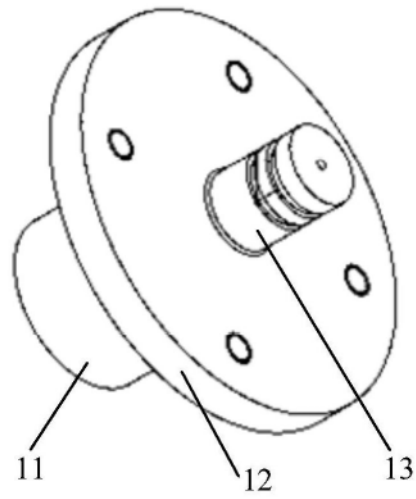


图3

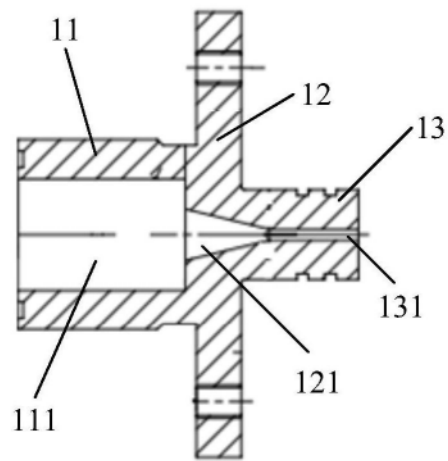


图4

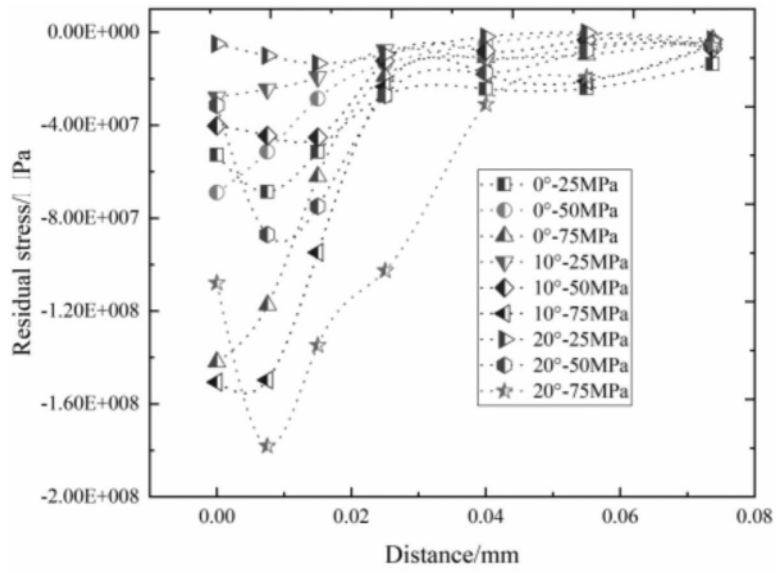


图5A

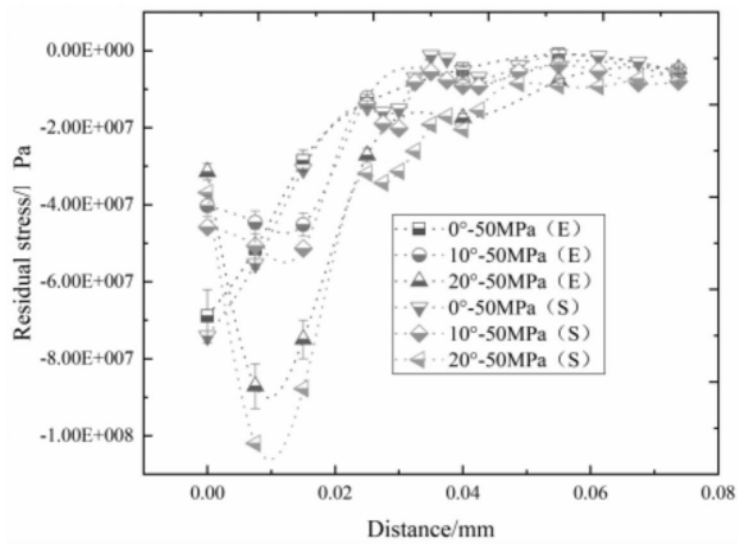


图5B