

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局

(43) 国际公布日
2017 年 10 月 5 日 (05.10.2017)



(10) 国际公布号
WO 2017/166846 A1

(51) 国际专利分类号:
F01D 21/00 (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2016/108342

(22) 国际申请日: 2016 年 12 月 2 日 (02.12.2016)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
201610183546.4 2016 年 3 月 28 日 (28.03.2016) CN

(71) 申请人: 中国航发商用航空发动机有限责任公司
(AECC COMMERCIAL AIRCRAFT ENGINE CO., LTD.) [CN/CN]; 中国上海市闵行区莲花南路 3998 号, Shanghai 200241 (CN)。

(72) 发明人: 柴象海 (CHAI, Xianghai); 中国上海市闵行区莲花南路 3998 号, Shanghai 200241 (CN)。 韦勇 (WEI, Yong); 中国上海市闵行区莲花南路 3998 号, Shanghai 200241 (CN)。 王少辉 (WANG, Shaohui); 中国上海市闵行区莲花南路 3998 号, Shanghai 200241 (CN)。 宋会英 (SONG, Huiying); 中国上海市闵行区莲花南路 3998 号, Shanghai 200241 (CN)。

侯亮 (HOU, Liang); 中国上海市闵行区莲花南路 3998 号, Shanghai 200241 (CN)。

(74) 代理人: 上海专利商标事务所有限公司 (SHANGHAI PATENT & TRADEMARK LAW OFFICE, LLC); 中国上海市桂平路 435 号, Shanghai 200233 (CN)。

(81) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE,

[见续页]

(54) Title: AERO-ENGINE AND FUSING METHOD THEREOF UNDER FAN BLADE OUT LOAD

(54) 发明名称: 航空发动机及其风扇叶片飞脱载荷下熔断方法

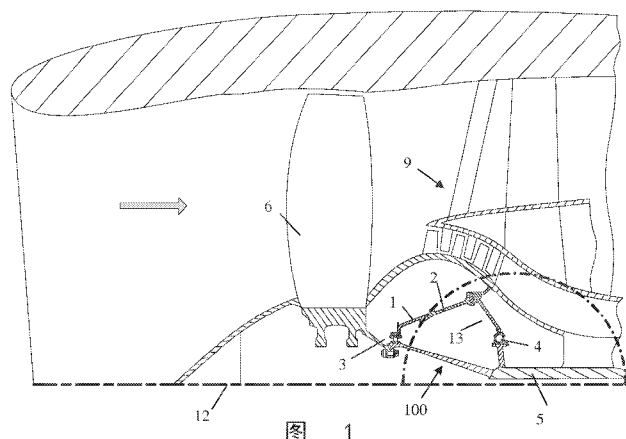


图 1

(57) Abstract: An fusing structure and method of an aero-engine under a fan blade out load, wherein the aero-engine comprises a fan rotor (100), a stator part intermediate case (9), a first bearing (3) and a second bearing (4) supporting the fan rotor (100), a first support cone arm supporting the first bearing (3) on the stator part intermediate case (9), and a second support arm (13) supporting the second bearing (4) on the stator part intermediate case (9); the first support cone arm being of a thin-wall annular structure and comprising an upper cone arm (2) and a lower cone arm (1), the upper cone arm (2) has an upper junction surface (21), and the lower cone arm (1) has a lower junction surface (11); one of the upper junction surface (21) and the lower junction surface (11) is a concave spherical surface while the other one being a convex spherical surface; the upper junction surface (21) and the lower junction surface (11) are complementary and welded into a fusing structure with strength being lower than that of a parent material, the spherical surface center of the fusing structure being located at the axis (12) of the fan rotor (100).

(57) 摘要:

[见续页]



WO 2017/166846 A1



IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO,
RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI,
CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD,
TG)。

本国际公布:

— 包括国际检索报告(条约第 21 条(3))。

一种航空发动机风扇叶片飞脱载荷下熔断结构和方法，其中航空发动机包括风扇转子（100）、静子件中介机匣（9）、支撑风扇转子（100）的第一轴承（3）和第二轴承（4）、将第一轴承（3）支撑在静子件中介机匣（9）上的第一支撑锥臂以及将第二轴承（4）支撑在静子件中介机匣（9）上的第二支撑臂（13），第一支撑锥臂为薄壁环形结构，包括上锥臂（2）和下锥臂（1），上锥臂（2）具有上结合面（21），下锥臂（1）具有下结合面（11），上结合面（21）和下结合面（11）中的一方为凹球面，另一方为凸球面，上结合面（21）和下结合面（11）彼此互补并焊接成强度小于母体材料强度的熔断结构，熔断结构的球面中心位于风扇转子（100）的轴心（12）。

航空发动机及其风扇叶片飞脱载荷下熔断方法

技术领域

本发明涉及航空发动机，尤其涉及航空发动机的轴承支承结构的熔断结构和熔断方法。

背景技术

航空发动机可能会受到飞鸟等外物撞击，导致一片或更多的风扇叶片断裂或脱落，即FBO（Fan Blade Off）。FBO事件发生后，风扇的重心会偏离低压转子的中心线。然而，由于轴承的限制，风扇仍绕低压转子的中心线转动。风扇绕偏离其重心的轴转动会激励低压转子系统产生一个或多个振荡模态，从而产生不平衡载荷。对于当前商用飞机上常用的大涵道比涡扇发动机，其风扇叶片半径长、质量大，FBO事件会导致风扇的重心线与发动机的中心线不对中，引起巨大的不平衡载荷。由于轴承沿径向约束风扇转子，故FBO不平衡载荷主要通过轴承及其支撑结构传递到中介机匣上，并进一步传递到安装节甚至飞机上。

发明内容

本发明的目的在于提供一种航空发动机及其风扇叶片飞脱载荷下熔断方法，以保证在FBO载荷下发动机结构的安全性。

一种航空发动机，包括风扇转子、静子件中介机匣、支撑所述风扇转子的第一轴承和第二轴承、将所述第一轴承支撑在所述静子件中介机匣上的第一支撑锥臂以及将所述第二轴承支撑在所述静子件中介机匣上的第二支撑壁，所述第一支撑锥臂为薄壁环形结构，包括上锥臂和下锥臂，所述上锥臂具有上结合面，所述下锥臂具有下结合面，所述上结合面和所述下结合面中的一方为凹球面，另一方为凸球面，所述上结合面和所述下结合面彼此互补并焊接成强度小于母体材料强度的熔断结构，所述熔断结构的球面中心位于所述风扇转子的轴心。

在一实施例中，所述上锥臂在上结合面的径向外侧设置有限位凸台，所述限位凸台用于所述熔断结构失效时限制所述下锥臂的位移。

在一实施例中，所述凹球面和所述凸球面通过扩散连接工艺焊接。

一种航空发动机的风扇叶片飞脱载荷下熔断方法，所述航空发动机包括风扇转子、静子件中介机匣、支撑所述风扇转子的第一轴承和第二轴承、将所述第一轴承支撑在所述静子件中介机匣上的第一支撑锥臂以及将所述第二轴承支撑在所述静子件中介机匣上的第二支撑壁，所述方法将呈薄壁环形结构的所述第一支撑锥臂在预定的熔断处将所述第一支撑锥臂分离为上锥臂和下锥臂，并且将所述上锥臂和所述下锥臂设置在同一个圆锥面上，然后将所述上锥臂的上结合面和所述下锥臂的下结合面焊接，所述上结合面和所述下结合面中的一方为凹球面，另一方为凸球面，所述上结合面和所述下结合面彼此互补并焊接成强度小于母体材料强度的熔断结构，所述熔断结构的球面中心位于所述风扇转子的轴心。

在一实施例中，所述方法还在所述上结合面的径向外侧设置限位凸台，利用所述限位凸台在所述熔断结构失效时限制所述下锥臂的位移。

在一实施例中，利用扩散连接工艺焊接所述凹球面和所述凸球面。

在一实施例中，根据风扇叶片飞脱载荷在所述第一支撑锥臂处产生的载荷，通过调整所述熔断结构的结构参数来控制风扇叶片飞脱载荷发生后所述熔断配合面之间的滑移量。

在一实施例中，所述结构参数包括熔断配合面的面积、球面半径、球面圆弧角度和/或限位凸台的位置。

本发明的有益效果包括：

1. 由于熔断结构为上、下锥臂之间的球面连接结构，在FBO发生时，第一支撑锥壁可以在剪切力、拉伸力、复杂载荷工况下失效，而且径向载荷和弯曲载荷削弱大小及比例可通过球面半径、球面圆弧角度等结构参数设计调整，具有更高的结构设计灵活性；

2. 采用第一支撑锥壁一处失效结构设计，可达到第一轴承的支撑首要熔断和第二轴承的支撑次要熔断所能实现的功能，既保证了FBO载荷下发动机结构安全性，又能够使结构设计尽可能简化，提高设计可靠性。

附图说明

本发明的上述的以及其他的特征、性质和优势将通过下面结合附图和实施例的描述而变得更加明显，其中：

图1为本发明一实施例中发动机前端结构的示意图；

图2为本发明一实施例第一支撑锥臂熔断结构失效前的示意图；

图3为本发明一实施例第一支撑锥臂熔断结构失效后的示意图。

具体实施方式

下面结合具体实施例和附图对本发明作进一步说明，在以下的描述中阐述了更多的细节以便于充分理解本发明，但是本发明显然能够以多种不同于此描述的其它方式来实施，本领域技术人员可以在不违背本发明内涵的情况下根据实际应用情况作类似推广、演绎，因此不应以此具体实施例的内容限制本发明的保护范围。

需要注意的是，附图均仅作为示例，其并非是按照等比例的条件绘制的，并且不应该以此作为对本发明实际要求的保护范围构成限制。

如图1和图2所示，航空发动机包括风扇转子100、静子件中介机匣9、支撑风扇转子100的第一轴承3和第二轴承4、将第一轴承3支撑在静子件中介机匣9上的第一支撑锥臂以及将第二轴承4支撑在静子件中介机匣9上的第二支撑壁13。第一支撑锥臂为薄壁环形结构，包括上锥臂2和下锥臂1，上锥臂2具有上结合面21，下锥臂1具有下结合面11，上结合面21和下结合面11中的一方为凹球面，另一方为凸球面，上结合面21和下结合面11彼此互补并焊接成强度小于母体材料强度的熔断结构，熔断结构的球面中心位于风扇转子100的轴心12。第一轴承3在行业内也称1#轴承，第二轴承4在行业内也称2#轴承。

风扇转子100包括风扇轴5和风扇叶片6，其载荷通过第一轴承3和第二轴承4传递到第一支撑锥臂、第二支撑锥臂13，再传递到静子件中介机匣9。如图3所示，在FBO发生之后，熔断结构失效上、下结合面21、11之间相对滑动。

上锥臂2在上结合面21的径向外侧设置有限位凸台22，限位凸台22用于熔断结构失效时限制下锥臂1的位移。在另一实施例中，限位凸台可以设置在下锥臂1上，用来限制熔断结构失效时限制上锥臂2的位移。

上结合面21和下结合面11之间的焊接可通过但不限于扩散连接工艺进行，无论何种加工工艺，保证二者间连接面强度低于母体材料强度，并可以通过工艺参数控制，得到不同的焊缝失效门槛值，以确保在FBO发生时，第一支撑锥臂在预

期的工况下失效。FBO发生后，球面连接而成的熔断结构失效，上结合面21、下结合面11之间，即两个球面连接面在FBO载荷下产生滑移，减小径向载荷和弯曲载荷，并使风扇轴5或者说低压转轴接近其新的重心所在线，同时由于球面连接界面的限位作用，可继续保持第一轴承3沿轴向对风扇轴5的约束作用。此外，根据FBO载荷在第一支撑锥壁处产生的剪切力、拉伸力等载荷，可以调整熔断结构的球面连接面的面积、球面半径、球面圆弧角度、限位凸台位置等参数，控制FBO发生后，扩散连接界面之间滑移量，使风扇轴5不会产生径向瞬时大变形，导致转子发生径向振荡变形，损坏轴承部件的密封圈，使部件的润滑和冷却油泄漏，进而导致轴承在转动过程中发生过热和卡死现象的发生。

扩散连接指相互接触的材料表面，在高温和压力的作用下，在接触表面相互靠近，局部发生塑性变形，原子间相互扩散，在界面形成新的扩散层，从而形成可靠的联接接头。扩散联接大致分三个阶段。第一阶段为物理接触，发生变形并形成交界面。第二阶段为局部化学反应。原子间相互作用，形成金属键、离子键、共价键，并伴随晶界的迁移和孔洞的减少。第三阶段为接触部分形成接合层。该层向体积方向发展，最终形成可靠的连接接头。在本发明的一实施例中，首先根据第一支撑锥壁的熔断结构的设计结构，通过机加工得到上锥壁2和下锥壁1，然后将上、下锥壁2、1放进带有加热系统的压机内，加热升温至设计温度，向压机内充入一定压力惰性气体，然后保温保压使二者之间的球面配合面扩散连接。

传统熔断设计方案之一是采用第一轴承支撑失效，释放第一轴承的径向刚度能够使低压转轴绕着接近于其新的重心所在线的轴转动，在不增加发动机重量和体积的情况下，减小FBO不平衡载荷。然而，释放第一轴承的径向约束会使转子发生径向振荡变形，容易损坏轴承部件的密封圈，使部件的润滑和冷却油泄漏，这容易导致轴承在转动过程中发生过热和卡死现象，导致发动机不能正常转动。

传统熔断设计方案之二是包含第一轴承的支撑首要熔断和第二轴承的支撑次要熔断，能够解决仅采用第一轴承支撑失效所产生的问题，但其将导致第一轴承和第二轴承的支撑结构复杂。而且，要求第二轴承的支撑不能完全熔断，否则会使高低压转子产生碰磨，并使风车转动阶段振动增大，但由于加工和装配误差等原因，首要熔断结构破损后，存在载荷重新分配的不确定性，导致次要熔断门槛

值计算困难，可能导致结构失效不符合预期。

前述实施例中的第一支撑锥壁的上、下结合面21、11之间的球面连接界面，可以使第一支撑锥臂具有一定的自修复功能，可以使FBO峰值冲击载荷过后，风扇轴12的轴心向发动机的中心线回归，减少风扇转子的不平衡载荷和振动幅值。

前述实施例在FBO发生时，第一支撑锥壁可以在剪切力、拉伸力、复杂载荷工况下失效，而且径向载荷和弯曲载荷削弱大小及比例可通过球面半径、球面圆弧角度等结构参数设计调整，具有更高的结构设计灵活性。

并且采用第一支撑锥壁一处失效结构设计，可达到第一轴承的支撑结构首要熔断和第二轴承的支撑次要熔断所能实现的功能，既保证了FBO载荷下发动机结构安全性，又能够使结构设计尽可能简化，提高设计可靠性。

本发明虽然以较佳实施例公开如上，但其并不是用来限定本发明，任何本领域技术人员在不脱离本发明的精神和范围内，都可以做出可能的变动和修改。因此，凡是未脱离本发明技术方案的内容，依据本发明的技术实质对以上实施例所作的任何修改、等同变化及修饰，均落入本发明权利要求所界定的保护范围之内。

权利要求

1. 航空发动机，包括风扇转子、静子件中介机匣、支撑所述风扇转子的第一轴承和第二轴承、将所述第一轴承支撑在所述静子件中介机匣上的第一支撑锥臂以及将所述第二轴承支撑在所述静子件中介机匣上的第二支撑壁，其特征在于，所述第一支撑锥臂为薄壁环形结构，包括上锥臂和下锥臂，所述上锥臂具有上结合面，所述下锥臂具有下结合面，所述上结合面和所述下结合面中的一方为凹球面，另一方为凸球面，所述上结合面和所述下结合面彼此互补并焊接成强度小于母体材料强度的熔断结构，所述熔断结构的球面中心位于所述风扇转子的轴心。

2. 如权利要求1所述的航空发动机，其特征在于，所述上锥臂在上结合面的径向外侧设置有限位凸台，所述限位凸台用于所述熔断结构失效时限制所述下锥臂的位移。

3. 如权利要求1所述的航空发动机，其特征在于，所述凹球面和所述凸球面通过扩散连接工艺焊接。

4. 航空发动机的风扇叶片飞脱载荷下熔断方法，所述航空发动机包括风扇转子、静子件中介机匣、支撑所述风扇转子的第一轴承和第二轴承、将所述第一轴承支撑在所述静子件中介机匣上的第一支撑锥臂以及将所述第二轴承支撑在所述静子件中介机匣上的第二支撑壁，其特征在于

所述方法将呈薄壁环形结构的所述第一支撑锥臂在预定的熔断处将所述第一支撑锥臂分离为上锥臂和下锥臂，并且将所述上锥臂和所述下锥臂设置在同一个圆锥面上，然后将所述上锥臂的上结合面和所述下锥臂的下结合面焊接，所述上结合面和所述下结合面中的一方为凹球面，另一方为凸球面，所述上结合面和所述下结合面彼此互补并焊接成强度小于母体材料强度的熔断结构，所述熔断结构的球面中心位于所述风扇转子的轴心。

5. 如权利要求4所述的熔断方法，其特征在于，所述方法还在所述上结合面的径向外侧设置限位凸台，利用所述限位凸台在所述熔断结构失效时限制所述下锥臂的位移。

6. 如权利要求4所述的熔断方法，其特征在于，利用扩散连接工艺焊接所述凹球面和所述凸球面。

7. 如权利要求5所述的熔断方法，其特征在于，根据风扇叶片飞脱载荷在所述第一支撑锥臂处产生的载荷，通过调整所述熔断结构的结构参数来控制风扇叶片飞脱载荷发生后所述熔断配合面之间的滑移量。

8. 如权利要求7所述的熔断方法，其特征在于，所述结构参数包括熔断配合面的面积、球面半径、球面圆弧角度和/或限位凸台的位置。

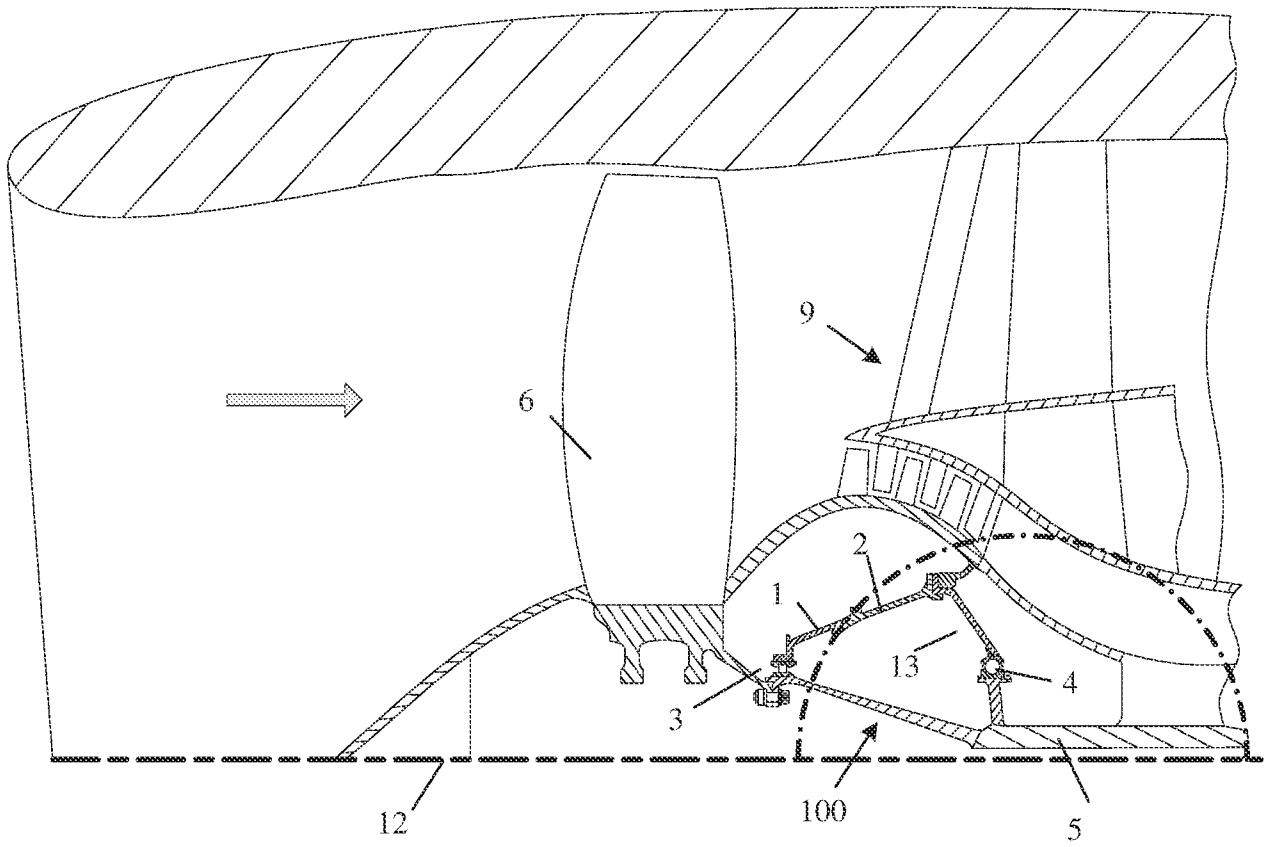


图 1

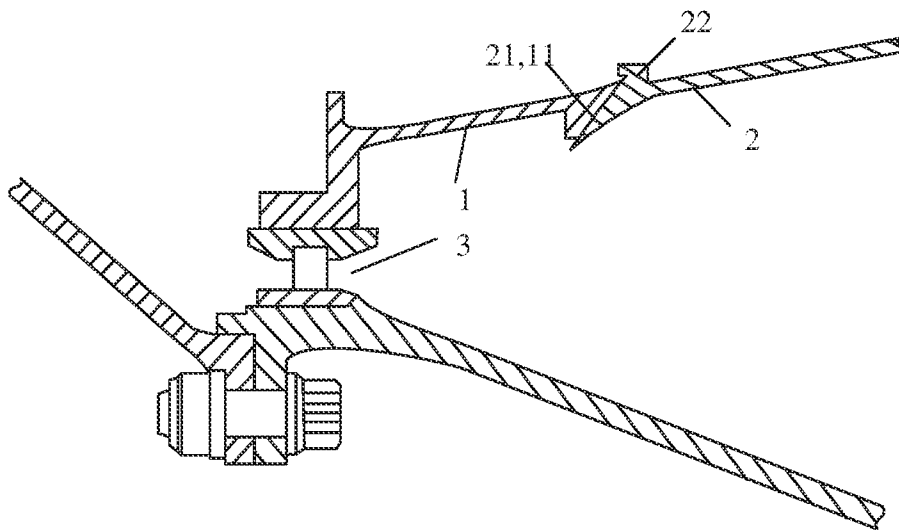


图 2

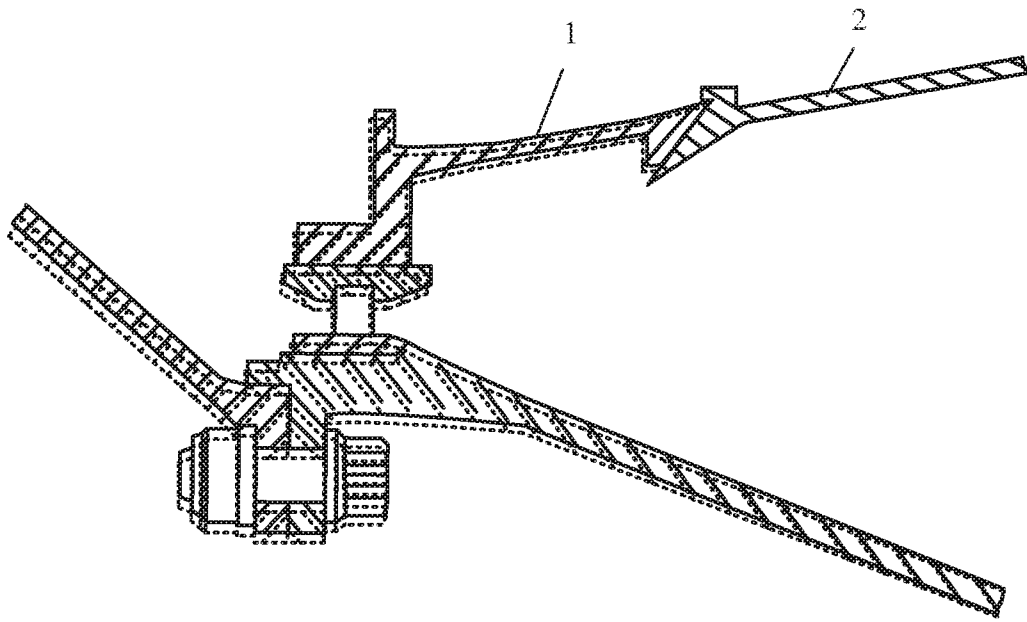


图 3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2016/108342

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F01D 21/00 (2006.01) i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F01D 21/-; F02C 7/-; F01D 5/-

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNKI, CNPAT, WPI, EPODOC: aero-engine, fuse, break, aircraft, engine, fan, turbofan, FBO, blade, load, safety, imbalance, fail, failure, vibration, fusible, ball, sphere

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 103775212 A (AECC COMMERCIAL AIRCRAFT ENGINE CO., LTD.), 07 May 2014 (07.05.2014), description, paragraphs [0030]-[0040], and figures 1-4	1-8
A	CA 2861291 A1 (PRATT & WHITNEY CANADA CORP.), 23 June 2015 (23.06.2015), the whole document	1-8
A	WO 2015/080797 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORP.), 04 June 2015 (04.06.2015), the whole document	1-8
A	US 2005/0232755 A1 (SNECMA MOTEURS), 20 October 2005 (20.10.2005), the whole document	1-8
A	US 6783319 B2 (GENERAL ELECTRIC CO.), 31 August 2004 (31.08.2004), the whole document	1-8

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	
“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date	“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	“&” document member of the same patent family
“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	

Date of the actual completion of the international search 03 February 2017 (03.02.2017)	Date of mailing of the international search report 17 February 2017 (17.02.2017)
Name and mailing address of the ISA/CN: State Intellectual Property Office of the P. R. China No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing 100088, China Facsimile No.: (86-10) 62019451	Authorized officer ZHU, Tao Telephone No.: (86-10) 61648171

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2016/108342

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
CN 103775212 A	07 May 2014	None	
CA 2861291 A1	23 June 2015	US 2015176431 A1	25 June 2015
WO 2015/080797 A1	04 June 2015	None	
US 2005/0232755 A1	20 October 2005	ES 2274505T T3	16 May 2007
		DE 602005000185 D1	30 November 2006
		FR 2869073 A1	21 October 2005
		JP 2005299661 A	27 October 2005
		CA 2500986 A1	14 October 2005
		RU 2368791 C2	27 September 2009
		EP 1593816 A1	09 November 2005
US 6783319 B2	31 August 2004	None	

A. 主题的分类 F01D 21/00 (2006.01) i 按照国际专利分类 (IPC) 或者同时按照国家分类和 IPC 两种分类		
B. 检索领域 检索的最低限度文献 (标明分类系统和分类号) F01D 21/-; F02C 7/-; F01D 5/- 包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献 在国际检索时查阅的电子数据库 (数据库的名称, 和使用的检索词 (如使用)) CNKI, CNPAT, WPI, EPDOC: 航空发动机, 风扇, 叶片, 载荷, 熔, 断, 安全, 失效, 振动, 震动, 球, aircraft, engine, fan, turbofan, FBO, blade, load, safety, imbalance, fail, failure, vibration, fusible, ball, sphere		
C. 相关文件		
类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求
A	CN 103775212 A (中航商用航空发动机有限责任公司) 2014年 5月 7日 (2014 - 05 - 07) 说明书第[0030]-[0040]段、图1-4	1-8
A	CA 2861291 A1 (PRATT & WHITNEY CANADA CORP.) 2015年 6月 23日 (2015 - 06 - 23) 全文	1-8
A	WO 2015/080797 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORP.) 2015年 6月 4日 (2015 - 06 - 04) 全文	1-8
A	US 2005/0232755 A1 (SNECMA MOTEURS) 2005年 10月 20日 (2005 - 10 - 20) 全文	1-8
A	US 6783319 B2 (GENERAL ELECTRIC CO.) 2004年 8月 31日 (2004 - 08 - 31) 全文	1-8
☐ 其余文件在C栏的续页中列出。 ☒ 见同族专利附件。		
* 引用文件的具体类型: “A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 “E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 “L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的) “O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 “P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件 “T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 “X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 “Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 “&” 同族专利的文件		
国际检索实际完成的日期 2017年 2月 3日		国际检索报告邮寄日期 2017年 2月 17日
ISA/CN的名称和邮寄地址 中华人民共和国国家知识产权局 (ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088 传真号 (86-10) 62019451		受权官员 朱涛 电话号码 (86-10) 61648171

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2016/108342

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利		公布日 (年/月/日)
CN	103775212	A	2014年 5月 7日	无		
CA	2861291	A1	2015年 6月 23日	US	2015176431	A1 2015年 6月 25日
WO	2015/080797	A1	2015年 6月 4日	无		
US	2005/0232755	A1	2005年 10月 20日	ES	2274505T	T3 2007年 5月 16日
				DE	602005000185	D1 2006年 11月 30日
				FR	2869073	A1 2005年 10月 21日
				JP	2005299661	A 2005年 10月 27日
				CA	2500986	A1 2005年 10月 14日
				RU	2368791	C2 2009年 9月 27日
				EP	1593816	A1 2005年 11月 9日
US	6783319	B2	2004年 8月 31日	无		

表 PCT/ISA/210 (同族专利附件) (2009年7月)