

(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

(10) 国际公布号

W O 2013/091299 A 1

(43) 国际公布日
2013 年 6 月 27 日 (27.06.2013)

W I P O | P C T

- (51) 国际分类号 :
5 64F 7/(92 (2006.01))
- (21) 国际申请号 : PCT/CN20 12/07 1299
- (22) 国际申请日 : 2012 年 2 月 19 日 (19.02.2012)
- (25) 申报语言 : 中文
- (26) 公布语言 : 中文
- (30) 优先权 :
201 11043 1078.5 201 1 年 12 月 20 日 (20.12.201 1) CN
- (71) 申请人 (对除美国外的所有指定国): 广东复兴食品机械有限公司 (GUANGDONG FUXING FOOD MACHINERY CO., LTD.) [CN/CN]; 中国广东省潮州市潮安县庵埠镇郭陇工业区, Guangdong 515638 (CN)。
- (72) 发明人 : 及
- (75) 发明人/申请人 (仅对美国): 郭绍浩 (GUO, Shaohao) [CN/CN]; 中国广东省潮州市潮安县庵埠镇郭陇工业区, Guangdong 515638 (CN)。郭小弟 (GUO, Xiaodi) [CN/CN]; 中国广东省潮州市潮安县庵埠镇郭陇工业区, Guangdong 515638 (CN)。那锐勋 (SHAO, Ruixun) [CN/CN]; 中国广东省潮州市潮安县庵埠镇郭陇工业区, Guangdong 515638 (CN)。
- (74) 代理人 : 广州广信知识产权代理有限公司 (GUANGZHOU GUANGXIN INTELLECTUAL PROPERTY AGENCY CO., LTD.); 中国广东省广州市越秀区先烈中路 100 号生物科技大厦 9 楼 915-917 室, Guangdong 510070 (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, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, 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, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 喊亚 AM, AZ,

[见续页]

(54) Title: CARRIER-BASED AIRCRAFT SAFE TOUCH-DOWN AND HIGH EFFICIENCY ENERGY RECOVERY APPARATUS

(54) 发明名称 : 一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置

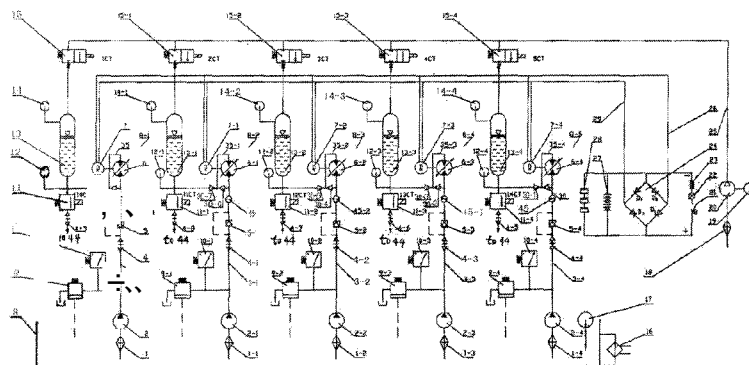


图1 / FIG. 1

(57) Abstract: Disclosed is a carrier-based aircraft safe touch-down and high efficiency energy recovery apparatus, comprising a resistance pad assembly, an oil extrusion assembly, an oil return assembly, an oil supplement assembly, an oil circulation control assembly, and an electro-hydraulic conversion assembly. Oil is extruded from the resistance pad assembly via the oil extrusion assembly and delivered to the electro-hydraulic conversion assembly. The output of the electro-hydraulic conversion assembly is connected to the input of the oil return assembly, forming an oil circulation loop. The output of the oil supplement assembly is also connected to the oil return assembly. The oil circulation control assembly controls the speed of oil circulation. The electro-hydraulic conversion assembly converts the mechanical energy of the oil pressure into electrical energy. The apparatus has a reasonable structure, touch-down is safe, energy recovery is highly efficient, and the braking process is reliable and safe.

(57) 摘要 : 一种舰载机安全着舰及能量高效回收装置, 包括阻力垫组件、挤油组件、回油组件、补油组件、油循环控制组件及液电转换组件, 从阻力垫组件经挤油组件挤出的油送到液电转换组件, 液电转换组件的输出与回油组件的输入相连, 形成一个油路循环, 补油组件的输出也与回油组件相连, 油循环控制组件控制油循环的速度, 液电转换组件把油压机械能转换成电能, 所述装置结构合理, 着舰安全, 能量回收高效, 制动过程可靠、安全。



BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, 本国际公布 :

BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR,
HU, IE, 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, ML, MR, NE, SN, TD,
TG)。

- 包括国际检索报告(条约第 21 条(3))。

一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置

技术领域

本发明涉及一种装置，特别是一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置。

背景技术

航母的目的和任务是作为舰载机快速升降平台。我国建造新一代航母可搭载 60~70 架舰载机，其中 48 架多用途战斗机、4 架空中预警机、4 架空中加油机、6~8 架反潜机。最好的间隔是每 50 秒一架飞机到达下滑道上。舰载机在甲板上的降落是一个充满了各种危险的过程，过前、过后、或靠左、靠右 都会造成冲出甲板或与舰上其他飞机相撞的危险，浪高、浪低、甲板的横摇幅度过大，也会使舰载机机轮触及甲板时产生倾覆、飘飞。着舰初速过大有时飞机在甲板尽头还有余速会掉入海中机毁人亡。二战中的舰载机每降落 50 次就有可能发生一次事故。

一般来说，舰载机的降落速度越低越好，由物理学知：着舰能量 $EK = \frac{1}{2}mv^2 + mgh$ (第一项是着舰前 3---12 海里的平飞初速度 v 和机降时的飞机质量 m 所具有的动能；第二项是飞至甲板上空飞机平行甲板前端 4 米以上高度 h 及机降时飞机的质量 m 加所具有的势能) 由公式可见着舰速度 v 和机降时的重量 $G(m=G/g)$ 越小越好。但过低会使飞机偏离着舰轨道发生事故。主要原因是受飞机性能的限制，飞机不能充分利用飞行指令来实现下滑过程中轨迹控制，在下滑过程中飞机依靠尾翼不断进行小范围偏转来调整下滑轨迹但由于气动舵面存在着“滞后效应”速度低时不能产生足够的操纵力。

战后舰载机为了照顾主要战术性能、飞行速度不断增加，这也意味着其降落时的飞行轨迹控制性越好，着舰轨迹越精确。战后第一代舰载机的着舰时速普遍为 150km/h (约 81 节)、第二代为 220km/h (约 119 节)、第三代战机则在 240km/h 左右 (约 130 节)，现在战机都在 250km/h (约 135 节) 的速度范围进行下滑着舰动作。为了防止着舰时进场初速大，高度低，而撞上降落甲板的起始端，舰载机的机轮触及甲板的位置大都在离舰船起始端 70 多米处，以便为降落提供更多的“容错距离”，舰载机的机种和重量 G 也不断增加。

这种情况会存在如下的问题：

1、着舰动能增大，目前舰载机“摔撞式”着舰、命中甲板时，会对舰产生极大的冲击、也会增加起落架下沉速度，起落架设计标准是 4.5m/s 的下沉速度，舰载机要求起落架能承受 6m/s 的下沉速度，无疑增加起落架结构重量和航母排水量。

2、着舰速度增大，降落区甲板不断加长。舰载机降落安全性与航母降落区的长度有很大的关系；二战中美国大型航母把通常直通甲板三分之二作为降落区，长度在 200 米上下，(剩下的作为弹射起飞区)，美国在二战“埃塞克斯”级航母基础上改装，降落区长度成为 146 米，一直使用到 20 世纪 70 年代，后来设计的核动力航母都有较大幅度的增加，如美国现役最大核动力航母“尼米兹”号，航母甲板长 320 米左右，降落区长度增加到 256 米，最大宽度 76 米。中国改造的“瓦良格”航母，舰长 304 米、飞行甲板长 300 米、宽 70 米。排水吨位也由初期英国造的“巨人”级航母排水量 1.5

万吨、发展到 6-8 万吨。

3、着舰机种增多、重量增大、二战时航母仅搭载战斗机、轰炸机，没有“巨无霸”的空中预警机、加油机等支援飞机。现代战机约 20 吨、加油机 30 吨、预警机重达 40 吨。为了提高低速时降落飞机的操纵性，二战中的螺旋桨舰载机在着舰前通常要抛弃没有用完的炸弹或鱼雷，在后来的朝鲜战争和越南战争中，美军也规定舰载机着舰前要把没有用完的炸弹扔到海里去，除非是舰上弹药非常紧张。现在由于舰载机挂载了高价值精确制导弹药，情况已有所变化。

4、阻拦索是舰载机助降系统关键部份，钢丝质的阻拦索设在航母降落区，阻拦索宽 40 米两端端部分别与阻尼器（带节流的活塞式油缸）固定，平时放倒在甲板上，飞机着舰时，由弓型弹簧支起，高度约为 30 至 50 厘米，舰载机尾部设有尾钩，起飞后收于飞机尾锥内，准备着舰时放下尾钩，飞机着舰尾钩挂住阻拦索，带动阻尼器，促使飞机减速并停止。飞机停机后，尾钩与阻拦索脱钩，阻尼器带动阻拦索回复原来位置，准备接收下一架飞机降落。二战时的航母都采用了较多的阻拦索，通常超过 8 条，“埃塞克斯”级最多使用过 16 条，以提高着舰钩挂上阻拦索的概率；而二战后由于喷气机的上舰，航母上阻拦索很快就减少到 5 条，美国战后建造的航母基本上都只采用了 4 条阻拦索，现役的“尼米兹”级航母则减少到了 3 条。中国从乌克兰购入 4 条，在改装的“瓦良格”航母装了 1 条。

5、飞机下降时尾钩常常不能居中挂住钢丝质的阻拦索。使钢丝两端阻尼器均匀受力，机轮阻力因不对称而发生偏离着舰轨迹或侧倾，特别是不能根据降落速度和机体重量的自动调节阻尼器的阻力，变被动阻力为主动阻力，更不用说平稳着舰、回收动能。

6、由于舰载机降落时、着舰速度非常大，航母的飞行甲板长度远不能满足飞机降落的滑跑距离要求，实际舰载飞机降落时还要利用阻力伞装置，以增强减速作用，并且在甲板三分之二处设置阻拦网，作为最后一道“防线”。例如飞机以 130 节速度着舰时，舰载机的机轮触及甲板的位置离舰船起始端 70 多米处，假设制动加速度为 -5m/s^2 ，经过 3s 阻力伞打开 3s 末的位移为 157.5 米，3 秒末的速度是 45m/s 到飞机停止时、又滑行了 80.5 米，加上机轮触及跑道时离甲板跑道起始端“容错距离”70 米，合计：308 米，再加上阻拦制动结束后飞机离开降落区的回旋半径总长度必定超过了航母总长度。要么根据导引员指令复飞；要么就葬身大海，“完成革命”。

7、阻拦截停的阻拦索强度低，以物理强度的极限，钢丝质的阻拦索、要求着舰时速小于 130 节，而现在舰载机着舰时水平速度一般都在 135 节，降低阻拦索安全系数，带来装置隐患。必须研发轻质高强度碳纤维合成材料。

8、至今，阻拦装置只是一个被动的能量转换装置、（玩的是“拔萝卜”的儿戏！），其技术含量不高、早期的阻拦钩直接安装在机体尾部的受力纵梁上。在着舰机挂住阻拦索时，机体会受到很大的冲击，甚至出现降落时后机尾因阻拦过载太大被拉断的情况。后来的舰载机在机体和着舰钩之间增加了弹簧或液压形式的减振器才降低这方面事故，但事故仍未杜绝。

9、由于着舰动能很大，阻拦索两端的阻尼器（油缸），经阀门节流拦阻、压力差 $P(\text{kg/cm}^2)$ 很高、飞机着舰滑行的速度 $V(\text{km/h})$ 又很大，经溢流阀回油缸的流量

$Q(L/nim)$ 也很大, 活塞伸长时损失阻拦功率 $N=PQ/6 \quad 12 \quad \eta \quad (Kw)$ 瞬间 $A t (h)$ 全部转化为油的热量 $H (kcal/h)$ 高达上万千卡, 使液压系统温升上万千卡、油温远远超过 $100C^{\circ}$, 给装置带来很大的破坏。这也是美国航母设置多根阻拦索原因之一。

10、为了使阻拦的制动作用均衡地作用到飞机上, 同时又使阻拦有较大的偏航 " 容错能力", 现在航线使用的阻拦索绷紧宽度大都在 40 米以上, 由于要考虑现有阻拦索不均衡制动引起的飞机滑行偏差, 整个降落区的宽度就更大, 这就造成了降落区面积占航母总甲板面积一半以上的情况。目前阻拦装置功能重复、结构复杂, 安全性差、效费比高, 重量和体积也稍显偏大, 更为要命的是这种制动装置极不均衡。而且着舰能量完全得不到合理回收利用。

11、美国和俄罗斯航母上的制动装置制动距离普遍在 100 米上下, 按舰载机着舰速度计算平均过载不应超过 $3g$, 但这种装置 (阻拦索加阻尼器) 的最大制动过载往往超过 $4.5g$ 以致舰载机不得不采用较大的过载值作为 " 保险" 使机体付出了过多的结构增重代价。

上个世纪 70 年代美国海军借助登月技术发展出称为: " 全天候电子助降系统" 的舰载甲板升沉 1.5 米的恶劣海况下着舰精度可以到纵向正负 13 米、横向误差 3 米的范围内。但依靠昂贵的仪表优势并不大, 加之战时有电磁静默的需要, 降落安全性的提高并不比人工结合光学导引更多, 更精确。因为飞机本身性能所限; 另一方面是因为降落时航母和飞机都在运动, 海上又缺乏地标, 导致所需飞行数据采集不全面、且精确度不够。着舰失败不仅指发生严重事故或没有挂上阻拦索, 而且还包括下滑轨迹不准确引起的重飞。从某种意义上讲, 重飞和复飞也是事故, 因为再次降落增加了事故率。

到上个世纪 80 年代, 飞机矢量推力技术有了长足的进步, 降落距离可以缩短 40% 到 60%, 这是因为矢量推力技术可以充分发挥飞机本身的潜力。所有飞机都有一个对应飞行重量的最低平飞速度, 中国的歼十最低平飞速度也可以低至 160 千米 / 时, (约 86.4 节) 美国 F-15 可以低到 122 千米 / 时 (约 66 节), F-16 则为 135 千米 / 时, (约 73 节)。现代标准战斗机在余油和半挂载的情况下, 根据机翼产生的升力, 其降落进场的速度可以降低到 180 千米 / 时以下, (约 97 节) 只是在这样的速度下尾翼的操纵效率大幅度降低, 满足不了着舰时保持正确下滑轨迹的要求, 而且弄不好就会进入失速状态, 因此现代战机都在 250 千米 / 时 (约 135 节) 的速度范围进行下滑着舰动作, 按美国海军估计, 矢量推力使着舰动能降低 3.8% 。

矢量推力的操纵效果与飞行速度无关。矢量推力能在较短时间内提供很大的操纵力矩, 响应速度比气动舵面灵敏得多, 2003 年 4 月 29 日, 美国海军利用 X-31A 试验机成功进行了自动控制系统的操纵下以 24 度大迎角状态着陆 (极限迎角 70 度), 就在机尾部离地面只有 600 毫米的瞬间, 能够提供精度达 15 毫米的信标测量系统、就会自动发出操纵指令, 也就是说让飞机迅速低头, 使机尾抬高, 在机头即将接地时让机尾的离甲板高度大于机轮, 成一种 " 雀降" 方式, 可以在下滑精度、降落速度两方面达到配合, 着舰精度可以从以前的纵向正负 13 米提高到正负 2-3 米的程度, 横向精度则可达到 0.5 米以下的水平, 就 5 毫米的测量精度而言, 适当调整左右副翼的偏转角度就可以让左右机轮同时触及甲板, 未来的舰载机不会再出现因机轮没有同时触及甲板而产生弹跳现象了。从发展的眼光看, 利用矢量推力技术还能使着舰动能进一步降低,

达到 50% 甚至更高,舰载机的降落速度,完全有可能降低到 130 千米/时(约 70 节) 20 年前的法国 "幻影 2000" 就可以经时速 75 千米(约 40.5 节)的水平飞行动作,还可以减少起落架所承受的下沉速度,采用矢量推力技术 1、可使舰载机着舰能量大幅度降低、并降低着舰时的冲击能量, 2、能提高舰载机的下滑精度, 3、减少起落架所承受的下沉速度, 4、还能大幅度扩大舰载机 "着舰通道" 减少舰载机的降落时间,(等于减少了返程的 7% 的油量贮备,增加 10% 以上行程,扩大战机作战半径。

目前舰载攻击机、空中预警机和其它支援飞机不能或还未能全部采用矢量推力技术,从工程角度看,没有采用矢量推力技术的舰载机除了着舰能量不容易降低外,着舰精度大幅度提高与能使着舰安全产生质的变化。

当然,光有了矢量操纵技术还不行,还采用了以下三项新技术来完成全自动降落:一是能提供飞行速度、高度、温度和飞行姿态等重要信息的大气数据系统;二是先进的高精度信标着陆系统,这种系统可以使舰载机在降落时与母舰之间的定位精度达到 15 毫米。三是研发新型的阻拦装置。

发明内容

本发明的目的在于提供一种结构合理,着舰安全,能量可高效回收,重量轻,佔舰甲板少,维修容易,制动过程可靠、安全、平稳,节能减排的舰载机安全着舰、能量高效回收装置。

本发明的目的可以通过以下措施来达到:一种舰载机安全着舰及能量高效回收装置,其特征在于:包括阻力垫组件、挤油组件、回油组件、补油组件、油循环控制组件及液电转换组件,从阻力垫组件经挤油组件挤出的油送到液电转换组件,液电转换组件的输出与回油组件的输入相连,形成一个油路循环,补油组件的输出也与回油组件相连,油循环控制组件控制着油循环的速度,液电转换组件把油压机械能转换成电能。

本发明的目的还可以通过以下措施来达到:阻力垫组件包括油箱、阻力垫、螺钉、乳化液、压板、弹簧、挂柱、滚柱、航母甲板、充油管,阻力垫由碳纤维复合有机胶整体压出,夹层纵向平行排列着直通阻力管,充油管的一端与阻力管相通,另一端与回油组件中的快速接头、电磁阀连接,压板的一端与弹簧相连,弹簧另一端勾挂在挂柱上,挂柱与航母甲板焊接在一起,滚柱设于压板的底部。回油组件包括快速接头、电磁阀、回油管路、单向阀,液电转换组件中变量油马达的输出经回油管路、单向阀、电磁阀、快速接头与充油管相连接。挤油组件包括滤油器、油泵、压力油管、快速接头、液控单向阀,阻力管内的乳化液被油泵挤出后,沿着压力油管、经快速接头、液控单向阀驱动液电转换组件中的变量油马达。补油组件包括空气储能器、电接点气压表、电磁阀、空气过滤器、电动机、空压机、空压管,充油管需要的压力由空气过滤器、空压机、空压管、电磁阀进入到空气储能器,调节空气储能器内的油压力,达到计算中心设定的压力时开启电磁阀,经过快速接头重新回到充油管进入阻力管。液电转换组件包括变量油马达、发电机、电气开关、负载、电阻、整流电路、电池组、电容组,变量油马达的一路输出带动发电机,把液压能转变成机械能,再把机械能转变成电能,经相线送到整流电路整流滤波后,为电池组、电容组充电。油循环控制组件包括远程压力控制阀、时间继电器、流量计。远程压力控制阀、时间继电器、流量计收集主机轮位置压力和流量信息。阻力垫通过螺钉固定在航母甲板上。阻力垫内的阻力管可品字形排列,形成蜂窝结构。

在油箱上还设有冷却器、电接点温度表。

本发明相比现有技术具有如下优点：

1、取消飞机挂住阻拦索的尾钩、不存在阻拦脱钩事故。不存在“前堵后拉”、重复设置多套阻拦装置降低事故概率、减轻舰载重量，增加甲板停放战机数量。不必特意加强机身纵向强度。

2、变被动为主动，本发明技术可精确调控飞机在滑跑区段路程长短及轨迹，无须加装阻力伞、阻拦网。减少故障率，节省费用。

3、由计算机控制中心可以根据检测到的信息、实时调整各个机轮阻力，在末速度5m/h不必要等飞机停就可自动转到停机坪，大大提高着舰甲板利用率。

4、供舰载机降落的阻力垫、如遭敌机破坏可以在极短时间内、像铺设地毯一样在甲板上重置。重量轻、结构合理，安装更换快捷。

5、阻力垫表面全程涂有发光材料的特别标识，引导飞行员日、夜降落。

6、动能和液电转换装置，由计算机自动控制，技术成熟可靠。

7、电能存贮采用超级电容和多余度技术，具有安全可靠、充电快、容量大、体积小、放电时间长、安装方便、寿命长、成本低的特点。

8、实现了高精度着舰的舰载机、如果再利用本发明的主动阻力回收着舰能量装置，航母就有可能把降落区宽度缩小三分之一以上，这将极大改善飞行甲板的拥挤状态，而且高精度的下滑轨迹有可能使舰载机机轮、在降落甲板的起始端30多米处就开始触及甲板，减少甲板跑道“容错距离”：40米（70-30=40米）从而提高甲板有效使用长度的可行性。以上两个特点可使航母腾出相当大的甲板面积供起飞、停机使用，同时可以取消阻拦索阻拦装置40米横跨的钢丝绳后，加宽飞行甲板而带来航母加大排水量的结构增重。

9、阻“力”和阻“拦”、仅一字之差的舰载机降落技术，从设计航母的角度看、有相当大的意义。本发明的滚动阻力能量回收装置，可以很容易地直接精确调节对着舰机机轮制动力大小，并具有较高的自控“着舰能力”，使舰载机着舰“偏航容错”从3米尽可能大幅减小到15毫米范围。能量回收装置同时还有及时调整降落飞机滑行方向的能力，飞机可以准确地沿着降落中心线滑行，甚至可以通过压力传感器、流量脉冲信号和计算机调整前后、左右机轮阻力、从而把飞机“制动”到降落区外右侧的停机位置上，以便立即进行下一架的回收，大幅度提高回收飞机的速度。从效费比的角度看，在舰载机着舰速度250-300节时的优势比阻拦索拦阻、阻力伞等，在技术上难度上则要小得多，航母、舰载机成本也低得多。有可能研制出低成本、高性能的袖珍航母来。在同等金资预算条件下，一个航母战斗群、可以像“孙悟空”那样实施分身术，战斗力数倍增加。

10、根据保守计算、本发明用于陆基的航空港的经济优势更显巨大；舰载机于陆基、舰基给力国防效果不可低估。本发明还可以作为高原陆路、冰封的高速公路，汽车减速回收能量的装置。

11、节能减排效果显著，应用前景广阔。能量回收的直接经济效益不容小觑，间接社会效果更为有利。

附图说明

图 1 为本发明的液电系统原理图。

图 2 为飞机着舰俯视图。

图 3 为图 2 的 A-A 向剖视图。

图 4、图 5 为图 2 的 B-B 向剖视图。

图 6 为图 3 的 C 处放大图。

具体实施方式

本发明下面将结合附图（实施例）作进一步详述：

参照图 1-图 6，本发明包括阻力垫组件、挤油组件、回油组件、补油组件、油循环控制组件及液电转换组件等。

阻力垫组件包括油箱 8、阻力垫 36、螺钉 37、乳化液 38、压板 39、弹簧 40、挂柱 41、滚柱 42、航母甲板 43、充油管 44 等；回油组件包括快速接头 4-9、电磁阀 11、回油管路 35、单向阀 30-9 等；挤油组件包括滤油器 1、油泵 2、压力油管 3、快速接头 4、液控单向阀 5 等；补油组件包括空气储能器 13、电接点气压表 14、电磁阀 15、空气过滤器 18、电动机 19、空压机 20、空压管 25 等；油循环控制组件包括远程压力控制阀 9、时间继电器 10、流量计 45-4 等；液电转换组件包括变量油马达 6、发电机 7、电气开关 21、负载 22、电阻 23、整流电路 24、电池组 27、电容组 28 等。图 1 中显示了五组阻力管 31 的液电系统；另 16 为冷却器、17 为电接点温度表、图 2 中 32、46 为飞机前主机轮；33、34 为主机轮。

阻力垫 36 是本发明的核心组件，由碳纤维复合有机胶整体压出，夹层纵向平行排列直通阻力管 31、也可考虑品字形排列，形成蜂窝结构。每根阻力管都有一个身份证代码输入计算机数据库如图 3 中 1a ~ 34a，和图 2 中机轮 32（阻力管代码 19a）、机轮 33（阻力管代码 22a）、机轮 34（阻力管代码 13a）、机轮 46（阻力管代码 16a）。阻力管 31 的数量密度应考虑各种功能战机前主轮的数量有单轮和双轮之分，双轮也有轮距之别。管内径 $d \ll \frac{1}{2}$ 的机轮宽度，内径约 25mm，相邻管之间厚度由使用工作压力 P 计算决定。充油管 44 的一端与阻力管 31 相通，另一端与回油组件中的快速接头 4-9、电磁阀 11 连接，压板 39 的一端与弹簧 40 相连，弹簧 40 另一端勾挂在挂柱 41 上，挂柱 41 与航母甲板 43 焊接在一起，滚柱 42 设于压板 39 的底部。弹簧 40 是在舰载机轮离开阻力垫后使阻力垫的变形回复原状，接受下一架飞机降落，阻力垫 36 外侧有数个轴向腰形孔、并通过螺钉 37 定位。可使阻力垫安装和工作时、可纵向少量位移，但不会横向跑偏，螺钉 37 是固定在航母甲板 43 上。

为收集主机轮位置压力和流量信息，远程压力控制阀 9 和时间继电器 10、流量计 45-4 发出的脉冲信号，及时把各条阻力管（如图 3 中 1a ~ 34a）的压力 P 和流

量 Q 输入计算机进行调控。计算机信息中心对飞机、航母和舰载机在跑道上位移定位。飞机位置由设置在甲板上的雷达测速仪和 GPS 执行,压力、流量、速度、温度、风向,风力传感器传递,飞机的飞行状态,可以由现场引导员手持发射器输入。

机轮 32、33、34、46 着舰时机轮边缘切向速度 V (与机轮转动方向相反,大小与着舰水平速度相等),由 $B \rightarrow A \rightarrow C$ 转动 (见图 6) 受到流体变阻力 f_b 、 f_a 、 f_c 、其平均阻力为 F_f (精确计算可用积分公式),功率为 $N_f = F_f \times V$ 等于流体阻力功率 $N_B = P \times Q / 6012 \times 0.85 =$ 驱动油马达 6 的功率 $N_m =$ 发电机 7 的电功率 $P = I \times V \times \cos \Phi$ 、电流沿相线 26、29 经整流电路 24 的电池 27、电容 28 储存。

阻力垫 36 的阻力管 31 内的乳化液 38 被油泵 2 挤出后,沿着压力油管 3、经快速接头 4、液控单向阀 5、流量计 45-4 驱动变量油马达 6,首先把液压能转变为机械能、带动发电机 7,再把机械能转变成电能;并经马达回油管路 35、单向阀 30-9、电磁阀 11,再经快速接头 4-9、充油管 44 进入阻力管 31,准备下一轮飞机着舰时进行能量转换。

充油管 44 需要的压力由空气过滤器 18、空压机 20、空压管 25、电磁阀 15、进入到空气储能器 13,调节空气储能器 13 内的油压力,达到计算中心设定的压力接通开启电磁阀 11,经过快速接头 4-9 和充油管 44 进入阻力管 31。

远程压力控制阀 9 还有调节阻力垫内管 1a-34a 充压和卸压的功能,这个调节是由计算机根据飞机滑行轨迹“偏容距离”和在 V_t 速度等于 5 千米/小时飞机转弯移出轨道的指令。有汽车驾驶常识的人都知道当一侧汽车的轮子气压低的时候,阻力增大,另一侧充满额定气压的轮子阻力就会减少,车子就会驱动汽车向阻力大的一侧转弯,本技术就是利用这个原理变阻力垫内阻力管内流体压力形成阻力差而发生机体转弯。甲板上装置的测速度雷达,会实时把 $V_0 = 240 \text{ km/h}$ 减速到 $V_t = 5 \text{ km/h}$ 的信号,输至计算机调控中心。

整流电路 24 由二极管、电容、电池等组成,整流电路 24 根据容量的大小也可以采用水银整流等方式。二极管 $D_1 \sim D_4$ 为桥式整流连接。分别与发电机的相线 26、29 连接,整流电路的另两端又分别与超级电容组 28 和新型钒电池组 27 两端连接,并且电池组 27、电容组 28 又分别和开关 21 负载 22、电阻 23 串接。电容 28 采用石墨烯超级电容,可充电次数高达 50 万~100 万次,储电性能达到 9 倍于锂电池的能量密度,完成充电仅用 200 微秒,充电寿命将超过 1 千年以上,成本优于锂电池。超级电容最大的缺点是自放电率高,就是说一天不用自己也会跑电,所以本发明采用冗余度技术,并连一个新型钒电池组 27,钒电池充电时间 3~5 分钟,成本造价是目前锂电池的 40%,体积和重量分别是锂电池的 $1/25$ 和 $1/10$,可反复充电在 12000 次以上,电池寿命长达 20 年。

实际工作时,舰载机在能提供飞行速度、高度、温度和飞行姿态等重要信息的大气数据系统以及先进的高精度信标着陆系统指引下正确进入着舰轨迹,机轮 32、33、34、46 同时触及阻力垫 36,并且每个机轮各自对应着阻力垫内一根阻力管 31 的中心线 1a~34a,阻力垫在机轮 32、33、34、46 的重量作用下,产生变形,与阻力垫端部连接的弹簧 40, (弹簧的另一侧固定在挂柱 41 上) 使弹簧伸长变形,滚柱 42 使阻力垫面板顺利往下凹入,机轮把阻力管 31 压扁并且使得管内上下壁紧贴

在一起,管压扁后的宽度小于机轮的宽度,这时机轮像闸阀把阻力垫内管分隔成前后两个密封空间,机轮在飞机的惯性作用下向前滚动,产生"挤牙膏效应",机轮前方管内的流体就会沿着管道截面流动,流动的液体受到负载-变量油马达 6 和发电机 7 的作用,产生反推力,就形成机轮制动力和力矩。流动的液体挤出量的多少取决于变量油马达 6 发电需要的油压力 P 和流量 Q ,压力 P 和流量 Q 由计算机数据库设定。通过甲板降落跑道旁设置的雷达测速装置向计算机输入飞机位移和速度信号、自动调节远程压力控制阀 9 的系统压力 P 和流量计 45-4 的流量 Q 。变量油马达 6 带动发电机 7 输出电能。同时流量计 45-4 把脉冲信号传给电磁阀 11 使其接通,机轮向前滚动、机轮后方的空间增大、由于飞机机轮滚动很快、机轮后方的管道,甚至可能产生局部真空,在正常情况下补充的油可以由变量油马达 6 的出口,经回油管路 35、单向阀 30-9、电磁阀 11、快速接头 4-9 与阻力垫 36 的充油管 44 相通。当管路系统产生容积损失或补油容量不足、出多入少,空气储能器 13 的流体通过电磁阀 11、快速头 4-9 与阻力垫充油管 44 对机轮让出的后方空间进行补油。空气蓄能器 13 补油速度、可由电接点气压表 14、电动机 19、空压机 20、空压管 25、电磁阀 15 来完成。就是说机轮前方是推出,后方是等量进入,不断的循环。循环的快慢决定机轮前方的流体阻力,也就是流经变量油马达 6 的压力 P 和流量 Q 的大小决定。计算机控制中心根据流量计 45-4 的过流量 Q 、远程压力控制阀 9 的压力 P 、时间继电器 10 输入的信息,甲板上的雷达测出的飞机末速度 V_t ,调控变量油马达 6 压力 P 和流量 Q 的乘积关系,使加速度 $a = -22.05 \text{ m/s}^2$ 为常数并且在使飞机滑行距离 $S \leq 100 \text{ m}$ 末速度 $V_t = 5 \text{ km/h}$ 时,使停机坪一侧的机轮所压住管线 (1a ~ 34a) 内的液体通过所对应的远程压力控制阀 9 卸荷,即假设机轮 32、33 所压住的阻力管线卸荷,滚动阻力增大,而飞机另一侧的机轮 34、46 保压,滚动阻力减少,飞机以末速度 $V_t = 1.38 \text{ m/s}$ 转向停机坪,迅速让出降落区的跑道。机轮没有触压的阻力垫 36 内的管线则保持待工状态。

当舰载机"摔打"式降落在阻力垫时,如本例:前主轮 32、46 先行着垫,(对应阻力管代码 19a ~ 16a),主轮 33、34 还没着垫,(对应阻力管代码 22a ~ 13a),飞机在前轮受阻力时由于重心的作用机身尾部有可能左、右偏离轨道、也可能打滚翻,主轮的两个管没有流量信号输入计算机,这时计算机就会发出信号把前主轮压住的管通过远程压力控制阀 9 卸荷,等到四个轮子同时着垫,四个管子的流量信号同时输入计算机,信号消失,飞机正常降停。

当舰载机在精确的信号系统指引下正确进入着舰轨迹,机轮接触阻力垫 36 后,但有一侧机轮(例如 32、33)偏离阻力垫管线中心线(19a、22a),使偏离的那部分管线正常压力和流量减少,阻力增大,飞机会自动转向压力和流量少的管线,使得两侧流量和压力一致,机轮对称主轮距中心线 A--B。飞机正常降停。

飞机滑跑至预定的末速度,测定雷达发出信号,如向右转则对应编码 19a、22a 阻力管的 9 卸荷,右侧机轮阻力增大、机身向右转;(这相当四驱车转弯、转弯半径小一些)、也可以仅让编码 19a 阻力管对应的远程压力控制阀 9 卸荷,机头向右转,(这相当两驱车转弯、转弯半径大一些)。飞机转向时阻力垫 36 无关的编码阻力管处于自然保压状态。

在每次机降均有导引员值班,可用手控制器人工操作。

1. 一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置，其特征在于：包括阻力垫组件、挤油组件、回油组件、补油组件、油循环控制组件及液电转换组件，从阻力垫组件经挤油组件挤出的油送到液电转换组件，液电转换组件的输出与回油组件的输入相连，形成一个油路循环，补油组件的输出也与回油组件相连，油循环控制组件控制着油循环的速度，液电转换组件把油压机械能转换成电能。

2. 根据权利要求1所述的一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置，其特征在于：阻力垫组件包括油箱（8）、阻力垫（36）、螺钉（37）、乳化液（38）、压板（39）、弹簧（40）、挂柱（41）、滚柱（42）、航母甲板（43）、充油管（44），阻力垫（36）由碳纤维复合有机胶整体压出，夹层纵向平行排列着直通阻力管（31），充油管（44）的一端与阻力管（31）相通，另一端与回油组件中的快速接头（4-9）、电磁阀（11）连接，压板（39）的一端与弹簧（40）相连，弹簧（40）另一端勾挂在挂柱（41）上，挂柱（41）与航母甲板（43）焊接在一起，滚柱（42）设于压板（39）的底部。

3. 根据权利要求1所述的一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置，其特征在于：回油组件包括快速接头（4-9）、电磁阀（11）、回油管路（35）、单向阀（30-9），液电转换组件中变量油马达（6）的输出经回油管路（35）、单向阀（30-9）、电磁阀（11）、快速接头（4-9）与充油管（44）相连接。

4. 根据权利要求1所述的一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置，其特征在于：挤油组件包括滤油器（1）、油泵（2）、压力油管（3）、快速接头（4）、液控单向阀（5），阻力管（31）内的乳化液（38）被油泵（2）挤出后，沿着压力油管（3）、经快速接头（4）、液控单向阀（5）驱动液电转换组件中的变量油马达（6）。

5. 根据权利要求1或2或3所述的一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置，其特征在于：补油组件包括空气储能器（13）、电接点气压表（14）、电磁阀（15）、空气过滤器（18）、电动机（19）、空压机（20）、空压管（25），充油管（44）需要的压力由空气过滤器（18）、空压机（20）、空压管（25）、电磁阀（15）进入到空气储能器（13），调节空气储能器（13）内的油压力，达到计算中心设定的压力时开启电磁阀（11），经过快速接头（4-9）重新回到充油管（44）进入阻力管（31）。

6. 根据权利要求1所述的一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置，其特征在于：液电转换组件包括变量油马达（6）、发电机（7）、电气开关（21）、负载（22）、电阻（23）、整流电路（24）、电池组（27）、电容组（28），变量油马达（6）的一路输出带动发电机（7），把液压能转变成机械能，再把机械能转变成电能，经相线（26）、（29）送到整流电路（24）整流滤波后，为电池组（27）、电容组（28）充电。

7. 根据权利要求1所述的一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置，其特征在于：油循环控制组件包括远程压力控制阀（9）、时间继电器（10）、流量计（45-4）。远程压力控制阀（9）、时间继电器（10）、流量计（45-4）收集主机轮位置压力和流量信息。

8. 根据权利要求2所述的一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置，其特征在于：阻力垫（36）通过螺钉（37）固定在航母甲板（43）上。

9. 根据权利要求2所述的一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置，其特征在于：

阻力垫 (36) 内的阻力管 (31) 可品字形排列形成蜂窝结构。

10. 根据权利要求 2 所述的一种舰载机安全着舰、能量高效回收装置,其特征在于:
在油箱 (8) 上还设有冷却器 (16)、电接点温度表 (17)。

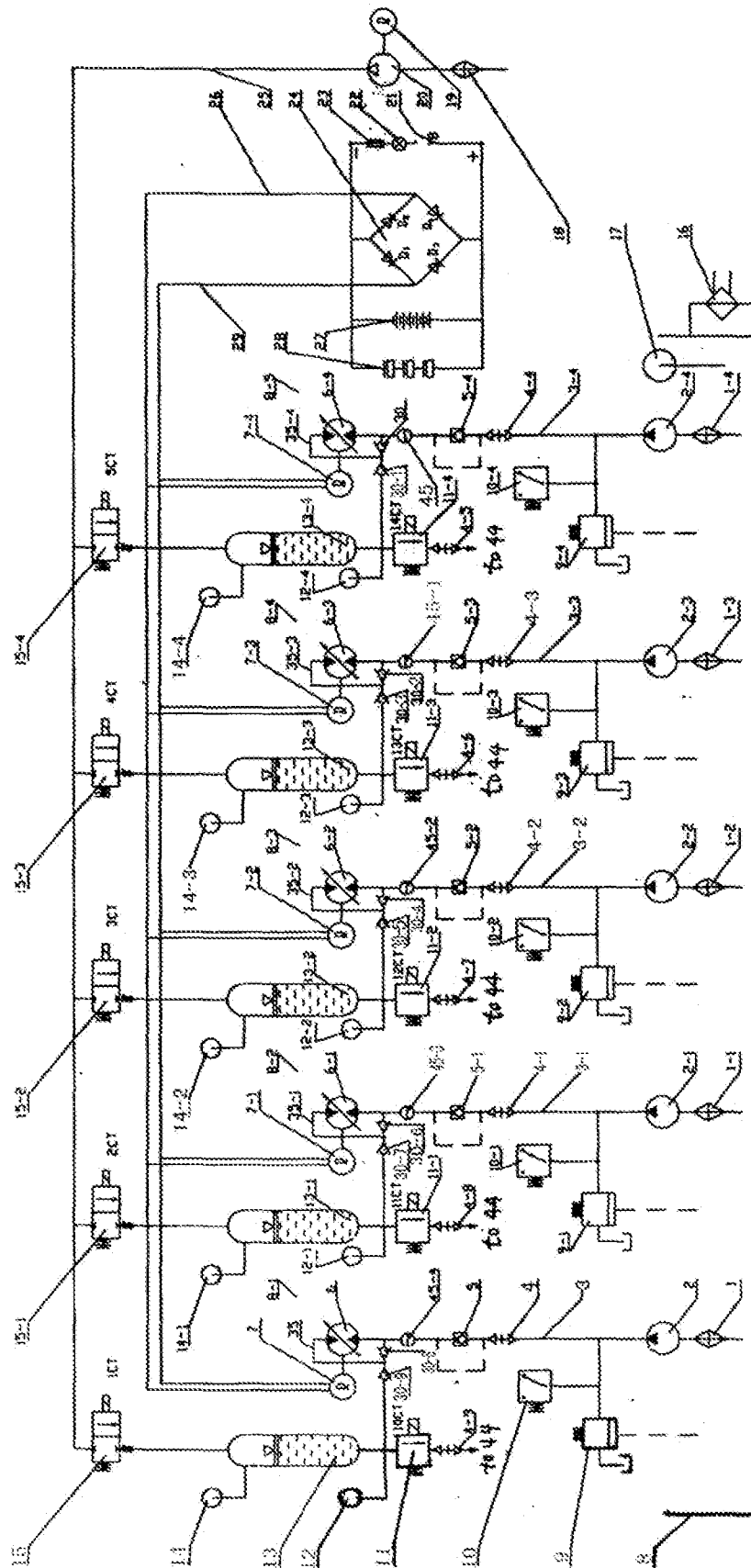


图 1

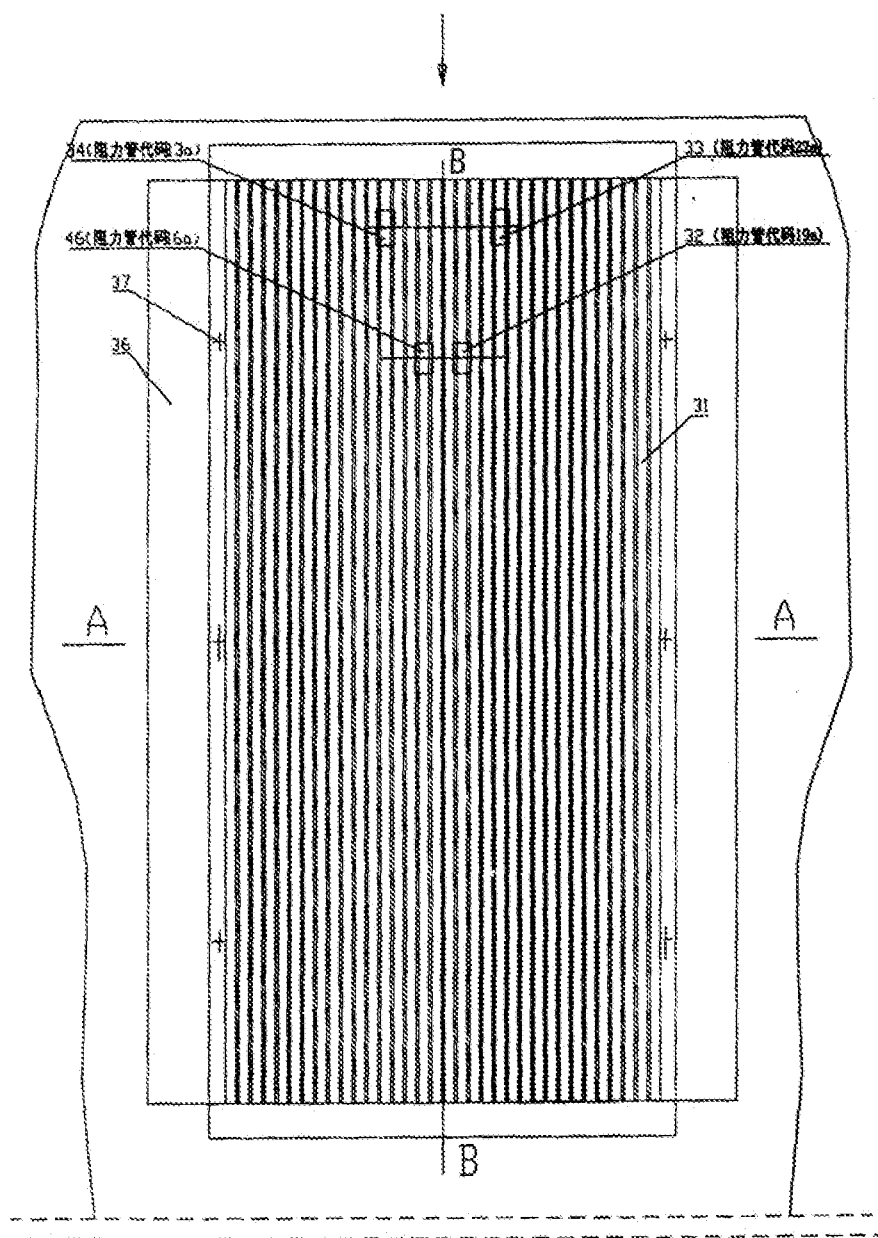


图2

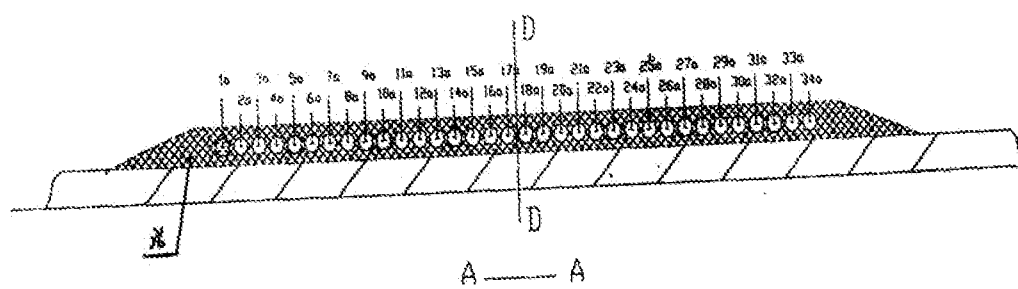


图 3

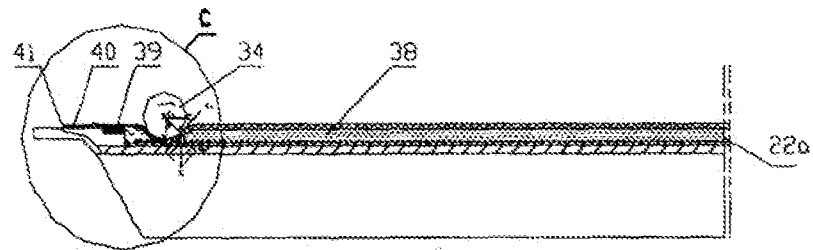
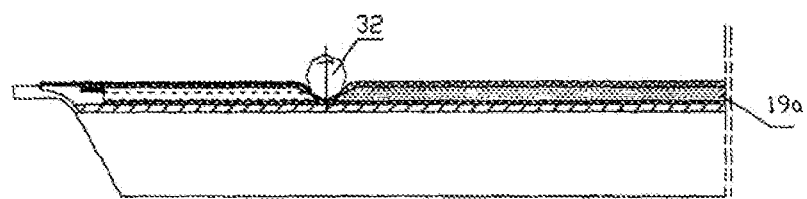
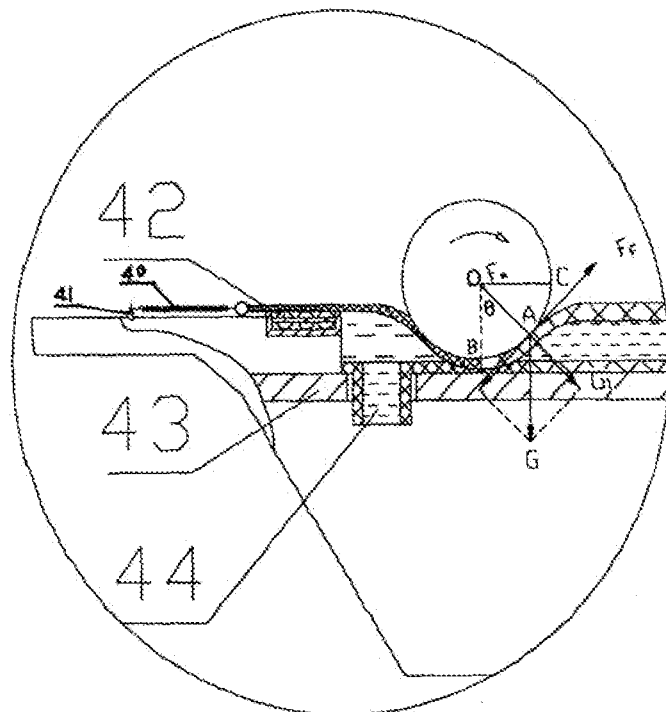


图4



2-5

图5



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2012/071299

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64F 1/02 (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)

IPC: B64F

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)

EPODOC WPI CNPAT CNKI: ship, vessel, aircraft, energy, recycle, reuse, hydraulic

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	GB 2460132 A (ZHONG QINGCHANG) 25 November 2009 (25.11.2009) pages 6-11, figs. 1-6	1-10
A	CA 2633510 A1 (HENSON GEORGE A) 04 December 2009 (04.12.2009) the whole document	1-10
A	CN 1146414 A (ZHU YAN) 02 April 1997 (02.04.1997) the whole document	1-10
A	CN 2592511 Y (GUO HONGBIN) 17 December 2003 (17.12.2003) the whole document	1-10

II Further documents are listed in the continuation of Box C. ☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"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
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"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
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"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
"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)	"&" document member of the same patent family
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	
"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
17 April 2012 (17.04.2012)

Date of mailing of the international search report
17 May 2012 (17.05.2012)

Name and mailing address of the ISA
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
ZHANG, Kai
Telephone No. (86-10) 62085196

International application No.
PCT/CN2012/071299

Form PCT/ISA/210 (patent family annex) (July 2009)

国际检索报告

国际申请号
PCT/CN2012/071299

A. 主题的分类

B64F 1/02 (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)

IPC: B64F

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))

EPODOC WPI CNPAT CNKI: 舰, 载机, 能量, 回收, 液压

ship, vessel, aircraft, energy, recycle, reuse, hydraulic

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	GB2460132A (ZHONG QINGCHANG) 25. 11 月 2009 (25. 11.2009) 说明书第 6-11 页, 附图 1-6	1-10
A	CA26335 10A1 (HENSON GEORGE A) 04. 12 月 2009 (04. 12.2009) 全文	1-10
A	CN1 146414A (朱炎) 02.4 月 1997 (02.04. 1997) 全文	1-10
A	CN25925 11Y (郭宏斌) 17. 12 月 2003 (17. 12.2003) 全文	1-10



其余文件在 C 栏的续页中列出。

因 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 4 个月以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

17.4 月 2012(17.04.2012)

国际检索报告邮寄日期

17.5 月 2012 (17.05.2012)

ISA/CN 的名称和邮寄地址:

中华人民共和国国家知识产权局
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

张凯

电话号码: (86-10) 62085196

国际检索报告

关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2012/071299

检索报告中引用的 专利文件	公布日期	同族专利	公布日期
GB2460132A	25. 11.2009	无	
CA26335 10A1	04. 12.2009	无	
CN1 146414A	02.04. 1997	无	
CN25925 11Y	17. 12.2003	无	