



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 118992094 A

(43) 申请公布日 2024. 11. 22

(21) 申请号 202411272672.8

(22) 申请日 2024.09.11

(71) 申请人 广州涡特洸科技有限公司

地址 510000 广东省广州市番禺区小谷围
街大学城外环西路318号1栋212-2室

(72) 发明人 李明 吴浩宇

(74) 专利代理机构 广州市华创源专利事务所有
限公司 44210

专利代理师 邓利权

(51) Int. Cl.

B64C 35/00 (2006.01)

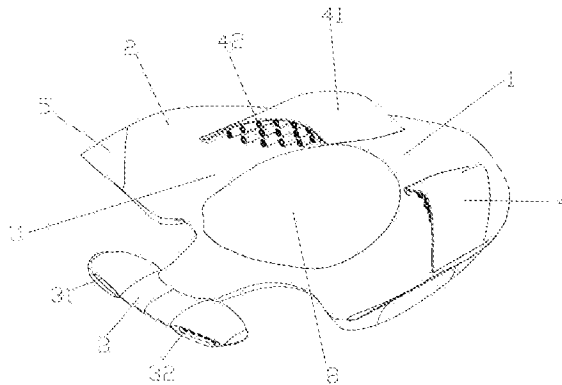
权利要求书1页 说明书9页 附图10页

(54) 发明名称

一种高效动力增升型地效飞行器

(57) 摘要

本发明公开提供了一种高效动力增升型地效飞行器,包括:机身,所述机身的端部铰接有动力舵面,所述机身的两侧分别设置有机翼,所述机翼靠近所述动力舵面的一端铰接有翼尖前置舵面,所述机身的表面远离所述动力舵面的一端设置有两个主涵道装置,所述机身的底部与两个所述机翼的连接处分别固定连接有船体。本发明通过机身和机翼一体化设计,在同等动力的情况下相对于传统的地效飞行器能够获得更大的升力,节省能源,并且通过分布式的第一涵道设计,将Coanda效应带来的效益最大化;在前端设置动力舵面,动力舵面在机身前端气流状况好,自带动力,舵效高,控制灵敏。



1. 一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,包括:机身,所述机身的端部铰接有动力舵面,所述机身的两侧分别设置有机翼,所述机翼靠近所述动力舵面的一端铰接有翼尖前置舵面,所述机身的表面远离所述动力舵面的一端设置有两个主涵道装置,所述机身的底部与两个所述机翼的连接处分别固定连接有船体。

2. 根据权利要求1所述的一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,所述主涵道装置包括整流罩和第一涵道,所述整流罩为弧形结构,所述整流罩的两端分别与所述机身和机翼固定连接,多个所述第一涵道设置于所述整流罩的内侧,相邻的所述第一涵道之间留有间隙。

3. 根据权利要求2所述的一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,所述第一涵道包括第一壳体,所述第一壳体为两端开口的管状结构,所述第一壳体内设置有第一涵道风机以及驱动所述第一涵道风机工作的第一驱动电机。

4. 根据权利要求2所述的一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,所述机身与所述机翼连接处设置有弧形风道,所述主涵道装置设置于所述风道的一端。

5. 根据权利要求1所述的一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,所述动力舵面的一侧通过铰链结构与所述机身铰接,所述机身靠近所述动力舵面的位置设置有第一调节装置,所述第一调节装置与所述动力舵面传动连接。

6. 根据权利要求5所述的一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,所述动力舵面固定连接有多个第二涵道,所述第二涵道包括第二壳体,所述第二壳体为两端开口的管状结构,所述第二壳体内设置有第二涵道风机以及驱动所述第二涵道风机工作的第二驱动电机。

7. 根据权利要求1所述的一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,所述机身远离所述动力舵面的一端铰接有后缘副翼,所述机身靠近所述后缘副翼的位置设置有第二调节装置,所述第二调节装置与所述后缘副翼传动连接。

8. 根据权利要求6所述的一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,所述船体内设置有电源,所述电源与所述主涵道装置和第二涵道电连接。

9. 根据权利要求1所述的一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,两个所述船体的底部分别设置有机轮,所述机身的底部的前端设置有起落架。

10. 根据权利要求1所述的一种高效动力增升型地效飞行器,其特征在于,所述机翼靠近所述翼尖前置舵面的位置设置有第三调节装置,所述第三调节装置与所述翼尖前置舵面传动连接。

一种高效动力增升型地效飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及一种新型飞行器,特别是涉及利用地面效应产生升力的地效飞行器(Wing in Ground Effect Vehicle,WIG),属于航空航天和水面交通技术领域。

背景技术

[0002] 地效飞行器,也称为翼地效应机、地效翼船,是一种利用地面效应产生升力的飞行器。地效飞行器的主要特点是装有固定的机翼,能够贴近水面飞行,并通过地效增升显著提高升力。这使得地效飞行器的航速远高于普通船只,通常能够达到后者的5到10倍。同时,由于利用地面效应减少了飞行阻力,地效飞行器在同等航程下的能耗与快速船只相近,具有能源效率优势。此外,地效飞行器不受航道限制,能够自由穿越浅滩、暗礁等航运障碍,因此在水面快速交通领域表现出良好的应用前景。它还具有较好的乘坐舒适性,因其飞行高度低、稳定性强,减少了颠簸和乘坐疲劳。

[0003] 尽管地效飞行器具有明显的优势,但现有的地效飞行器技术仍然存在一些关键问题,例如结构笨重,用于产生升力的结构比例低;滑跑距离长,起升条件苛刻;操纵控制效能差,安全性受限等问题。

发明内容

[0004] 本公开提供了一种高效动力增升型的地效飞行器,通过同时利用地效和Coanda效应以解决发明人认识到的技术问题。

[0005] 本公开提供了一种高效动力增升型地效飞行器,包括机身,所述机身的端部铰接有动力舵面,所述机身的两侧分别设置有机翼,所述机翼靠近所述动力舵面的一端铰接有翼尖前置舵面,所述机身的表面远离所述动力舵面的一端设置有两个主涵道装置,所述机身的底部与两个所述机翼的连接处分别固定连接连接有船体。

[0006] 优选的,所述主涵道装置包括整流罩和第一涵道,所述整流罩为弧形结构,所述整流罩的两端分别与所述机身和机翼固定连接,多个所述第一涵道设置于所述整流罩的内侧,相邻的所述第一涵道之间留有间隙。

[0007] 优选的,所述第一涵道包括第一壳体,所述第一壳体为两端开口的管状结构,所述第一壳体内设置有第一涵道风机以及驱动所述第一涵道风机工作的第一驱动电机。

[0008] 优选的,所述机身与所述机翼连接处设置有弧形的风道,所述主涵道装置设置于所述风道的一端。

[0009] 优选的,所述动力舵面的一侧通过铰链结构与所述机身铰接,所述机身靠近所述动力舵面的位置设置有第一调节装置,所述第一调节装置与所述动力舵面传动连接。

[0010] 优选的,所述动力舵面固定连接有多个第二涵道,所述第二涵道包括第二壳体,所述第二壳体为两端开口的管状结构,所述第二壳体内设置有第二涵道风机以及驱动所述第二涵道风机工作的第二驱动电机。

[0011] 优选的,所述机身远离所述动力舵面的一端铰接有后缘副翼,所述机身靠近所述

后缘副翼的位置设置有第二调节装置,所述第二调节装置与所述后缘副翼传动连接。

[0012] 优选的,所述船体内设置有电源,所述电源与所述主涵道装置和第二涵道电连接。

[0013] 优选的,两个所述船体的底部分别设置有机轮,所述机身的底部的前端设置有起落架。

[0014] 优选的,所述机翼靠近所述翼尖前置舵面的位置设置有第三调节装置,所述第三调节装置与所述翼尖前置舵面传动连接。

[0015] 本公开的有益效果主要在于:本发明通过机身和机翼一体化设计,在同等升力的情况下相对于传统的地效飞行器机翼缩小20%,地效增压区面积达70.2%,同比增长30%;升力面几乎达到100%,同比增长40%;

[0016] 本发明运用分布式的第一涵道,相对于传统的燃油发动机来说,有更好的适海性,防水性,多个第一涵道的灵活控制,可以根据需求优化第一涵道的布局,将Coanda效应带来的效益最大化,并且,电动涵道震动小、工作安静,高可靠性和简便的维护性,实现了能源的0排放,降低了碳足迹;

[0017] 本发明通过在前端设置动力舵面,动力舵面前方气流状况好,舵效高,控制灵敏,并且动力舵面上自带第二涵道喷气,从零速度起均有效操控,取代了传统地效飞行器尾部的平尾结构,减轻了重量。

[0018] 应当理解,前述的一般描述和接下来的具体实施方式两者均是为了举例和说明的目的并且未必限制本公开。并入并构成说明书的一部分的附图示出本公开的主题。同时,说明书和附图用来解释本公开的原理。

附图说明

[0019] 为了更清楚地说明本公开具体实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对具体实施方式或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图是本公开的一些实施方式,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,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0020] 图1为本公开实施例的地效飞行器立体结构示意图;

[0021] 图2为本公开实施例的地效飞行器正面结构示意图;

[0022] 图3为本公开实施例中动力舵面传动的结构示意图;

[0023] 图4为本公开实施例中后缘副翼传动的结构示意图;

[0024] 图5为本公开实施例中翼尖前置舵面传动的结构示意图;

[0025] 图6为本公开实施例中涵道的内部结构剖视图;

[0026] 图7为本公开实施例中地效飞行器底面正投影面积示意图;

[0027] 图8为本公开实施例中地效飞行器底面地效增压区面积示意图;

[0028] 图9为本公开实施例中地效飞行器底面封闭区域示意图;

[0029] 图10为本公开实施例中带机轮的地效飞行器结构示意图;

[0030] 图11为本公开实施例中机身和机翼上表面压力分布示意图;

[0031] 图12为本公开实施例中机身和机翼上表面流场分布示意图;

[0032] 图13为本公开实施例中飞行器底部流场分布示意图;

[0033] 图14为本公开实施例中高置平尾和动力舵面的操纵效能和前飞速度变化关系对

比图;

[0034] 图15为现有技术中的地效飞机投影示意图。

[0035] 图标:1-机身;11-风道;2-机翼;3-动力舵面;31-安装槽;32-第二涵道;33-涡轮;34-蜗杆;4-主涵道装置;41-整流罩;42-第一涵道;5-翼尖前置舵面;51-铰接板;52-第二调节电缸;6-船体;7-后缘副翼;71-第一调节电缸;8-机身保护罩;91-机轮;92-起落架;

具体实施方式

[0036] 下面将结合附图对本公开的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例是本公开一部分实施例,而不是全部的实施例。

[0037] 基于本公开中的实施例,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,都属于本公开保护的范围。

[0038] 在本公开的描述中,需要说明的是,术语“中心”、“上”、“下”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“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公开和简化描述,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公开的限制。此外,术语“第一”、“第二”、“第三”仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示相对重要性。

[0039] 在本公开的描述中,需要说明的是,除非另有明确的规定和限定,术语“安装”、“相连”、“连接”应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接;可以是机械连接,也可以是电连接;可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本公开中的具体含义。

[0040] 实施例

[0041] 如图1-6所示,本实施例提供一种高效动力增升型地效飞行器,包括:

[0042] 机身1,所述机身1的两端分别一体成型有机翼2,机身1和机翼2一体化设计,能够最大化的提高升力面积,如图8所示,为本实施例的地效飞行器仰视图,阴影部分为本申请的飞行器地效增压区,地效飞行器的增升效果主要来源于地面效应,这是一种当飞行器接近地面或水面飞行时,由于地面或水面的存在,飞行器升力面(如机翼)下方的气流受到压缩,导致升力增加的现象。本实施例中,如图7所示,飞行器底部的正投影面积为 81.15m^2 ,如图8所示,地效增压区域面积为 56.97m^2 ,根据公式:地效区域比例=(地效增压区域面积/下表面投影总面积)*100%=($56.97/81.15$)*100% $\approx 70.2\%$,可以得出地效增压区面积占整个飞行器底部正投影面积约等于70.2%,而升力面积接近飞行器底部正投影面积的100%,如图15所示,如图15所示是现有技术中几种地效飞行器的投影视图,传统的地效飞行器机身都仅仅作为载荷容器,并没有办法利用地效实现增升,仅双翼底部能够形成有效的地效增压区,导致地效增压区仅占飞行器底部正投影面积的35-50%,升力面积占飞行器底部正投影面积的60%。

[0043] 并且,本实施例的相对弦长,即弦长(升力体沿航向的平均长度)和机身总长度的相对值,达到了70%,而弦长直接关系到地效的最大可用飞行高度,因此本实施例在飞机尺寸相似的情况下,具备更大的实用地效高度,可以在离水面/地面更高的飞行高度产生有效的地效增升效果。

[0044] 如图1-2所示,所述机身1的前端铰接有动力舵面3,本实施例中的动力舵面3相当于传统飞行器中自带喷气的鸭翼,飞行时气流先经过动力舵面3,在动力舵面3上设置有第二涵道32,动力舵面3通过第二涵道32自带动力,在本实施例中,动力舵面3的两端分别开设有贯通的安装槽31,安装槽31内设置有多个第二涵道32,在本实施例中,每个安装槽31内并列设置有5个第二涵道32,为机身1的起飞和转向提供动力。

[0045] 需要说明的是,本实施例中,动力舵面3的第二涵道32设置于动力舵面3的内侧,这仅是其中一种实施方式,现实中可以设置在上表面、下表面或者两侧的位置,能够实现为动力舵面3提供动力的功能即可,均应该纳入本申请的保护范围内。

[0046] 具体地,所述第二涵道32包括第二壳体,所述第二壳体为两端开口的管状结构,所述第二壳体内设置有第二涵道风机、以及与驱动所述第二涵道风机工作的第二驱动电机,通过电驱动的方式驱动第二涵道风机工作,使动力舵面3自带动力,在起飞阶段动力舵面3向上转动,第二涵道32提供的气流灌入机身1底部,使机身1底部形成高压区,提高升力,平飞阶段,可以通过动力舵面3转动改变飞行器的俯仰状态,从而避开波浪或者礁石等。由于动力舵面3自带动力,从而使得不需要依靠来流速度的动压来产生操纵所需的气动力,实现从0速度至100%前飞速度全速度范围的有效俯仰操纵。而传统地效飞机需要通过设计面积巨大,才能在低速飞行状态下提供有效的俯仰操纵机动力,且必须安装在高于机身很多的位置以避免收到前飞时的气流扰动,这不仅造成了结构重量明显增加,且在速度较低时仍无法提供足够的机动力。

[0047] 如图3所示,在机身1的前端设置可以上下转动的动力舵面3,所述动力舵面3的一侧通过铰链结构与所述机身1铰接,所述机身1靠近所述动力舵面3的位置设置有第一调节装置,所述第一调节装置与所述动力舵面3传动连接。

[0048] 具体地,所述第一调节装置包括调节电机(图中未示出)、蜗杆34和涡轮33,所述动力舵面3靠近所述机身1的一侧通过螺栓固定连接有所述涡轮33,所述机身1内部靠近所述动力舵面3的位置设置有调节电机,所述调节电机的输出轴传动连接有蜗杆34,所述蜗杆34与所述涡轮33传动连接,通过调节电机驱动蜗杆34转动,蜗杆34转动带动涡轮33运动,从而带动动力舵面3上下转动,动力舵面3前方的气流没有经过机身1扰乱,气流更加稳定,使得操控更灵敏,传统地效飞行器通过尾部的平翼调节飞行器的俯仰状态,抬头机动的时候飞行器会有瞬间失去高度的情况,就是会先下降再上升,由于地效飞行器是靠近地面或者水面飞行的,通过尾部的平翼调节存在机身1触碰地面或者礁石的风险,本申请通过前置的动力舵面3转动调节机身1的俯仰状态,能够避免瞬间损失高度的风险,并且动力舵面3的两端设置有第二涵道32,自带动力,在飞行状态,第二涵道32喷射的气流灌入机身1底部,使机身1底部形成高压区,提高增加飞行器的升力和稳定性,这种设计显著提高了飞行器的气动效率,减少了飞行过程中的能耗,增加了航程。

[0049] 并且,需要说明的是,通过电机驱动蜗杆34涡轮33结构驱动动力舵面3运动仅是其中一个实施例,其它同样可以驱动动力舵面3运动的常规驱动结构也应该纳入本申请的保护范围之内。

[0050] 如图14所示,显示了前飞速度降低时,传统高置平尾的操纵效能是急剧下降的,而本发明的前置动力舵面3动力下降很少。这是由于前置的动力舵面3自带动力,因此可以通过第二涵道32喷气的反作用力产生操纵力来控制俯仰姿态,而传统的高置平尾需要通过来

流的动压来产生操纵力,动压会随着飞行速度以平方关系快速降低,所以可以看到本公开的前置动力舵面3可以在0飞行速度的时候保持70%的操纵效能,而传统的高置平尾在速度降低到4/6额定前飞速度的时候,已经只有不到40%的操纵效能了,因此本发明可以使飞行器在低速时保持良好的俯仰机动能力。

[0051] 前置的动力舵面3能够产生强烈的涡流效应,这种涡流在流经机翼2时可以显著增加翼面的升力,尤其是在大迎角飞行时,这种效应使得飞机能够以更低的速度维持飞行,从而极大地提高了飞机的机动性和短距起降能力。此外,前置的动力舵面3的设计还极大地改善了飞机的操纵性,因为前置的动力舵面3可以作为主要的俯仰控制面,提供额外的控制力矩,使得飞机能够更快速、更精确地响应飞行员的操纵输入,这种改进的操纵性不仅使得飞行器在飞行中更加稳定,也使得飞行员能够更有效地控制飞机的姿态和轨迹。

[0052] 在稳定性方面,前置的动力舵面3的位置使得飞行器在大迎角飞行时更稳定,因为主涵道装置4抽吸机翼2上方的空气和前置的动力舵面3产生的涡流可以延迟主机翼的气流分离,从而提高飞行器的失速临界迎角,这意味着飞行器可以在更高的迎角下飞行而不会失去控制,这对于提高飞行器的安全性和可靠性至关重要。前置的动力舵面3布局还有助于减少飞行器在巡航飞行时的配平阻力,因为在传统的飞行器设计中,为了保持飞行器的俯仰平衡,平尾需要产生向下的压力,这会产生一定的阻力,而前置的动力舵面3布局可以通过调整前置的动力舵面3的偏转角度来自动调整飞行器的俯仰力矩,从而减少平尾需要产生的下压力,进而降低阻力。

[0053] 如图5所示,所述机翼2靠近所述动力舵面3的一端铰接有翼尖前置舵面5,所述机翼2靠近所述翼尖前置舵面5的位置设置有第三调节装置,所述第三调节装置与所述翼尖前置舵面5传动连接。

[0054] 具体地,所述第三调节装置包括铰接板51和第二调节电缸52,所述翼尖前置舵面5的侧面设置有铰接板51,所述机翼2靠近所述翼尖前置舵面5的位置铰接有第二调节电缸52,所述第二调节电缸52的输出轴与所述铰接板51通过铰链结构进行铰接,当飞行器遇到风浪机身1向一边倾侧时,该侧的第二调节电缸52驱动该侧的翼尖前置舵面5向下转动来对抗倾侧,使飞行器恢复平衡状态,将翼尖前置舵面5设置在机身1的前端,经过翼尖前置舵面5的气流没有受到机身1扰流,气流质量高,调节更稳定,并且翼尖前置舵面5设置在机翼2的翼尖位置,该位置的水平高度较高,通过铰接结构进行摆动的时候,即使摆动到最低点也比机身1高,不容易触碰地面或者水面,安全性更高,翼尖前置舵面5离飞行器的重心比较远,力臂大,增加扭矩,更加省力。

[0055] 需要说明的是,第三调节装置通过第二调节电缸52驱动翼尖前置舵面5转动仅是其中一个实施例,其它可以驱动翼尖前置舵面转动的常规驱动结构同样应该纳入本申请的保护范围之内。

[0056] 如图1-2所示,所述机身1的表面远离动力舵面3的一端设置有两个主涵道装置4,在机身1的表面,两个主涵道装置4分别设置于机身1和两个机翼2连接处,主涵道装置4提供的气流加快机身1和机翼2表面的空气流动速度,利用Coanda效应提高机身1表面的升力,并且通过改变两个主涵道装置4的动力大小,实现飞行器的转向,例如需要向左转弯的时候,右侧的主涵道装置4提高动力,使左右两侧的动力产生差异,带动飞行器左转弯。

[0057] 如图2所示,所述机身1的底部与两个所述机翼2的连接处分别一体成型连接有船

体6,两个所述船体6为向外凸出的船体6结构,船体6是飞行器停靠在水面的时候支撑体,通过两个船体6的支撑结构,使机身1在停留在水面时不会接触水面,使机身1底部留有空间,空气灌入可以形成高压区,传统的地效飞行器的船体6和机身1是一体的设置在机身1底部的中部,传统的地效飞行器在降落时机身1先接触水面,会形成以机身1为支点的杠杆效应,导致飞行器在降落时并不平稳,本申请通过设置两个分布在机身1底部两侧的船体6,降低飞行器的重心,支撑点从一个变成两个,降落时更加平稳,并且在飞行器起飞阶段,飞行器运动的过程中,气流从机身1底部灌入,通过两个船体6阻挡气流从两侧流走,使机身1底部的气流聚集产生高压区,提高飞行器的升力,降低能源损耗。

[0058] 其中,所述主涵道装置4包括整流罩41和多个第一涵道42,所述整流罩41为弧形结构,所述整流罩41的两端分别与所述机身1和机翼2焊接固定或一体成型连接,多个所述第一涵道42设置于所述整流罩41的内侧,在本实施例中,每个所述整流罩41内设置有15个所述第一涵道42,15个第一涵道42分布式的安装在整流罩41内部,具体地,15个第一涵道42通过支架安装在整流罩41内,实现固定,可以根据需求设置不同第一涵道42的位置,以此优化气流分布,根据需求设置好第一涵道42的位置后,设置对应孔位的支架即可实现位置固定,并且相对于传统的飞行器通过每一侧通过单个大型的涵道提供动力,如果发生损坏马上就无法正常飞行,而本申请通过两侧分别设置15个第一涵道42,损坏几个仍能保持飞行状态,具有安全冗余,确保飞行器的安全性,并且,所述第一涵道42之间留有间隙,可以增加引流效果,提高气流流动速度,增加升力,需要转向时,改变其中一侧或同时改变两侧的第一涵道42动力大小,使左右两侧的动力产生差异,带动飞行器转弯。

[0059] 具体地,所述第一涵道42包括第一壳体,所述第一壳体为两端开口的管状结构,第一壳体的内部安装有第一涵道42风机以及用于驱动所述第一涵道风机工作的第一驱动电机。本实施例采用电驱动的方式驱动第一涵道风机进行工作,相比于传统的发动机驱动的方式,更加环保、节能;第一驱动电机采用防水性良好的电机,并且本申请通过多个小型第一涵道42代替单个大型的涵道,防水性能更佳。

[0060] 如图6所示,第一涵道42和第二涵道32的结构相同,第一涵道42和第二涵道32都是通过电机驱动的方式进行工作,电机外部通过壳体包裹,考虑到在飞行过程中可能触水的状况,为此,我们将涵道电机进行了单独的包裹,使得桨叶与电机外壳紧密接触,接触面采用碳化硅(SiC)进行制作,碳化硅有着高硬度的特性,因此可以打磨到非常光滑,使得桨叶在进行工作时,几乎可以忽略桨叶与碳化硅表面的摩擦,从而达到防水的效果。

[0061] 需要说明的是,上面描述的第一涵道42和第二涵道32的具体结构仅是其中一种实施例,其它常规能够实现喷气和防水的涵道结构均应该纳入本申请的保护范围之内。

[0062] 我们这样设计的目的是,在水面附近飞行的地效飞行器采用燃油发动机时,面临着一系列由进气道设计引起的挑战,这些挑战主要源于发动机工作时对空气的大量需求,以及在水面飞行环境中不可避免的水雾和浪花的吸入问题。燃油发动机的正常运行依赖于空气与燃料在燃烧室内的精确混合和燃烧,以产生推力。但是,当飞行器在水面上空飞行时,进气道可能会吸入水分,这些水分一旦进入发动机,就可能引发一系列严重的问题。首先,水分进入燃烧室可能会迅速降低燃烧温度。由于水的比热容较大,它需要吸收大量的热量才能转化为蒸汽。这一过程中,燃烧室内的温度会显著下降,可能导致燃料无法充分燃烧,从而影响发动机的性能。在极端情况下,如果水分过多,甚至可能导致发动机熄火,这对

于飞行安全来说是一个极大的威胁。其次,水分还可能损坏发动机内部的机械部件。发动机内部的运动部件,如连杆和曲轴,都是在高温和高压环境下工作的。如果水分进入这些部件,可能会导致部件的腐蚀、磨损加速,甚至在某些情况下,水分可能会引起部件的断裂。连杆的弯曲或曲轴的损坏都可能导致发动机失去动力,进而影响飞行器的正常飞行,甚至可能导致飞行事故。此外,水分的吸入还可能影响发动机的燃油系统。燃油系统中的水分可能会导致燃油喷射器的堵塞,影响燃油的喷射量和喷射时机,从而影响发动机的燃烧效率。在某些情况下,水分还可能与燃油发生化学反应,产生沉积物,进一步影响燃油系统的性能。现有技术中的里海怪物在前方搭载了8台VD-7涡喷发动机,在1969年,在飞行时,遇到了海面大雾,导致飞行员无法判断前方方向,导致大浪拍打船身,摧毁了发动机,导致飞行器失事。

[0063] 一实施例中,所述机身1与所述机翼2连接处设置有弧形的风道11,所述主涵道装置4设置于所述风道11的一端,机身1和机翼2连接处采用弧形过渡,使其形成一个弧形的风道11,这样的结构设计形成Custer Channel Wing负压区,根据伯努利原理,流速快的地方压力低,流速慢的地方压力大。

[0064] 如图11-12所示,可以看出,当气流流经翼尖前置舵面5与机身1之间的区域时,由于Coanda效应的存在,使得这个区域内的气流流速增加(图12为气流流场分布图),气压降低(图11为压力分布图)形成负压区,从而实现利用Coanda效应的类Custer Channel Wing负压增升翼设计。

[0065] Coanda效应,即流体倾向于附着在邻近表面流动的现象,为我们的飞机提供了额外的升力和操控性。这一效应的利用,使得本实施例在飞行过程中能够更有效地利用周围的空气,从而在不增加额外能量的情况下提高升力。这种负压增升翼设计不仅降低了能耗,还显著提高了飞机的机动性,使其在低空飞行时表现出色。

[0066] 技术突破的核心在于对机身1和机翼2顶部的主涵道装置4气流压力场和速度分布的精确控制。这种控制是通过先进的气动设计和飞行控制系统实现的,它允许我们在飞机飞行过程中动态调整主机翼和翼身融合机身的空气动力学特性。我们的飞机设计利用了Coanda效应,翼尖前置舵面5与机身1之间的空间形成负压区,通过在翼型表面形成特定的压力分布,引导气流附着在机身1和机翼2面并沿着翼型轮廓流动。这种气流的附着和引导作用增加了翼面的吸力,降低了翼表面压力,减小了气流分离,从而提高了升力。

[0067] 如图13所示是飞行器底部流场分布,在起飞过程中,动力舵面3持续向机身1下表面的封闭区域喷射高压高速气流,由于进气量远大于出气量,使得机身下表面的气压持续增加,直至形成稳定的高压区,风道11内的负压区与机翼2下方的正压区之间形成了压力差,这种压力差为机翼2提供了额外的升力。

[0068] 如图4所示,所述机身1远离所述动力舵面3的一端铰接有后缘副翼7,由于后缘副翼7在转动时会发生形变,所以所述后缘副翼7采用橡胶或其他高韧性材料制成。所述机身1靠近所述后缘副翼7的位置设置有第二调节装置,所述第二调节装置与所述后缘副翼7传动连接。

[0069] 具体地,所述第二调节装置包括第一调节电缸71,所述机身1靠近所述后缘副翼7的位置铰接有第一调节电缸71,所述第一调节电缸71的输出轴与所述后缘副翼7的一侧铰接,通过第一调节电缸71的输出轴伸缩,拉动后缘副翼7以铰接处为轴进行转动,通过后缘

副翼7转动,调节飞行器底部气流流动的顺畅度,在起飞阶段,后缘副翼7向下转动,配合两侧的船体6,使飞行器底部形成一个类似于气垫船底部的封闭区域,气流从动力舵面3端进入后受到后缘副翼7和两个船体6的阻挡,在机身1底部形成高压区,进一步地提高升力,气垫船底部是通过耗费大量能源形成的静态气垫,本申请通过第二涵道32、船体6和后缘副翼7配合形成在飞行器底部形成高压区,配合主涵道装置4在机身1表面形成的负压区,相对于气垫船可以使用更低的能源获得足够的升力,相对于传统的地效飞行器,可以通过更低的速度完成起飞。

[0070] 需要说明的是,所述第二调节装置的具体结构仅是其中一个实施例,其它可以驱动后缘副翼7进行转动的常规驱动结构也应该纳入本申请的保护范围之内。

[0071] 其中,起飞阶段通过后缘副翼7向下翻转与地效飞行器的两个船体6以及水面形成封闭空间,图9中的阴影面积为封闭空间的示意图,并通过前置动力舵面3,对该空间进行增压喷气,从而在飞行器下方形成一个高压区。这种高压区的形成,该压力可以达到明显高于低速飞行下的无增压喷气设计的地效飞行器,更加接近于气垫船的气垫效应,例如在0速度状态下,传统地效飞行器的升力为0,但本实施例中,通过前置动力舵面3的增压喷气,可以实现0.01~0.05个大气压以上的增压,为飞行器提供了额外的升力,这是因为飞行器下方的高压与上方的相对低压形成了压力差,这个压力差即为飞行器的升力。这种设计使得飞行器在起飞和飞行过程中能够更加稳定,尤其是在低速飞行或者需要额外升力的场合,如短距离起降时,这种高压气垫的设计尤为重要。这种设计还有助于提高飞行器的气动效率和飞行性能。由于高压气垫能够提供额外的升力,飞行器可以设计得更加轻巧,减少了对大型机翼的依赖,从而降低了飞行器的整体重量和阻力。同时,这种设计也有助于提高飞行器的操控性和机动性,因为在需要时可以快速调整第二涵道32的喷气量,从而快速改变飞行器的升力,在第二涵道32的作用下,飞行器腹部的气流流速增加,由于封闭区域的缘故,导致飞机下方压力增加,形成高压区。

[0072] 一实施例中,所述船体6的内部设置有电源,所述电源与所述主涵道装置4和第二涵道32电连接。将电源安装在船体6的内部,可以将飞行器主要的重量分摊到两侧,而不是像传统的飞行器主要的重量在中间,这样的设计可以使飞行器在升降的时候更加平稳,避免了传统的地效飞行器在降落时机身1先接触水面,会形成以机身1为支点的杠杆效应,导致飞行器在降落时并不平稳的情况;并且电源设置在船体6内,距离主涵道装置4和第二涵道32的距离较小,内部布置的电缆长度短,更方便布线,节省材料;同时由于电池重量到机翼升力传力路径短,结构效率也得到提高。

[0073] 具体地,所述机身1的中部设置有舱体,所述舱体的表面盖设有机身保护罩8。所述机身1的内部设置有舱体,舱体内可以安装座位载人,或者装载货物,舱体的表面覆盖有透明的机身保护罩8,机身保护罩8采用流线型的设计,减少风阻。

[0074] 一实施例中,如图10所示,两个所述船体6的底部分别设置有机轮91,所述机身1的底部的后端设置有起落架92。通过设置可收缩进入船体6或伸展出来的机轮91,可伸缩进入机身或伸展出来的起落架92,满足飞行器在陆地起飞和降落的需求,飞行器底部设置机轮91和起落架92属于现有技术,在此不再详细赘述其工作原理和具体结构。

[0075] 本发明的工作原理:

[0076] 起飞阶段:动力舵面3位于飞行器的前端,飞行器运行的方向是向动力舵面3的方

向前进的,起飞时,是通过后缘副翼7向下翻转与地效飞行器的两个船体6以及水面形成封闭空间,并通过前置动力舵面3,对该空间进行增压喷气,从而在飞行器下方形成一个高压区,该压力可以达到明显高于低速飞行下的无增压喷气设计的地效飞行器,更加接近于气垫船的气垫效应,例如在0速度状态下,传统地效飞行器的升力为0,但本实施例中,通过前置动力舵面3的增压喷气,可以实现0.01~0.05个大气压以上的增压,同时所述机身1的表面远离动力舵面3的一端设置有两个主涵道装置4,在机身1的表面,两个主涵道装置4分别设置于机身1和两个机翼2连接处,主涵道装置4提供的气流加快机身1和机翼2表面的空气流动速度,利用Coanda效应提高机身1表面的升力,从而带动飞行器起飞。

[0077] 其中,静态气垫方式,其能提供500~2500kg以上的升力,接近或达到本实施例的起飞总重量,可以直接以气垫船的方式起飞,结合Coanda效应设计,则可进一步降低形成该增压效果所需的功率。

[0078] 地效飞行阶段:起飞后,进入地效飞行高度,前置动力舵面3转向水平,并降低喷气功率,以提供飞行器的俯仰机动为主,并且此时后缘副翼向上转动收起,减少前飞阻力,此时,飞行器通过前飞速度的动压形成机身和主翼下方的高压区,结合主涵道装置4继续为飞行器提供额外的升力,该阶段的转向操作通过两个主涵道装置4的动力差实现,俯仰控制由动力舵面通过上下偏转实现,滚转控制由翼尖前置舵面实现。

[0079] 跃升飞行阶段:当航线前方有较高的波浪或障碍物,如礁石、小岛、桥梁、船只等,飞行器可以短时间跃升到100m左右的相对高度飞行。此阶段会脱离地效高度范围飞行,飞行器以更大的迎角和速度飞行,此时动力舵面功率增加,喷气方向接近平行于飞行状态,和主涵道共同提供前飞所需推动力,后缘副翼收起,减少前飞阻力,俯仰控制由动力舵面通过上下偏转实现,滚转控制由翼尖前置舵面实现。

[0080] 降落阶段:当准备降落时,飞行速度降低,后缘副翼向下转动,飞行高度逐步降低,直至接近水面/地面,动力舵面转动至喷气到主翼面下方增压区,形成气垫增压。此时的航向控制由两侧主涵道差动控制,并且可以实时反向推力,实现接近于0速度的飞行降落,并方便在着陆区域自由移动。此时,虽然飞行速度可以降低到零,由于飞行器的俯仰姿态控制由动力舵面的喷气速度和转动角度联合控制,仍然可以实现有效的控制;而滚转姿态的控制则也可以由动力舵面两侧的第2涵道喷气差动实现。

[0081] 最后应说明的是:以上各实施例仅用以说明本公开的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述各实施例对本公开进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分或者全部技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本公开各实施例技术方案的范围。

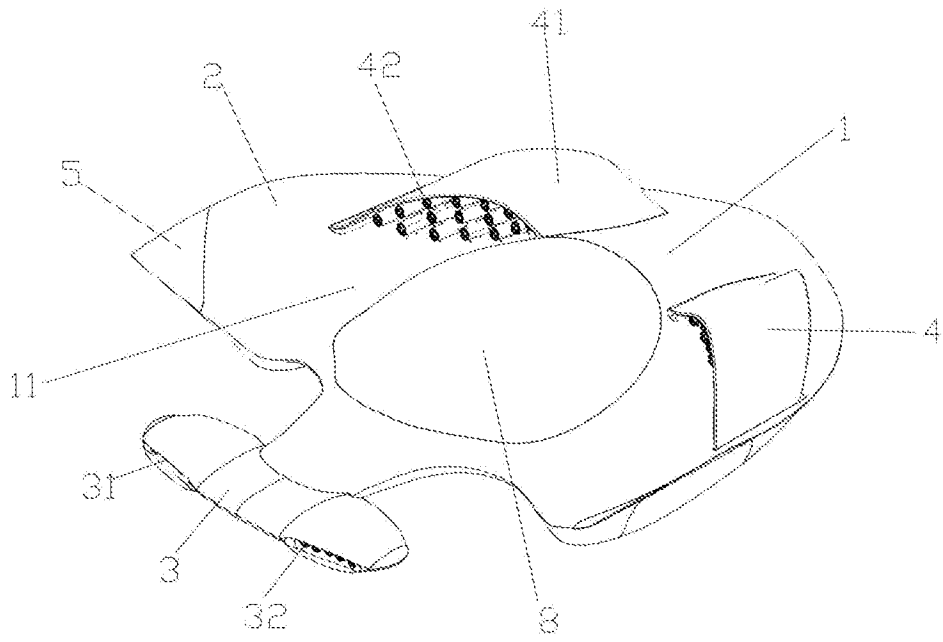


图1

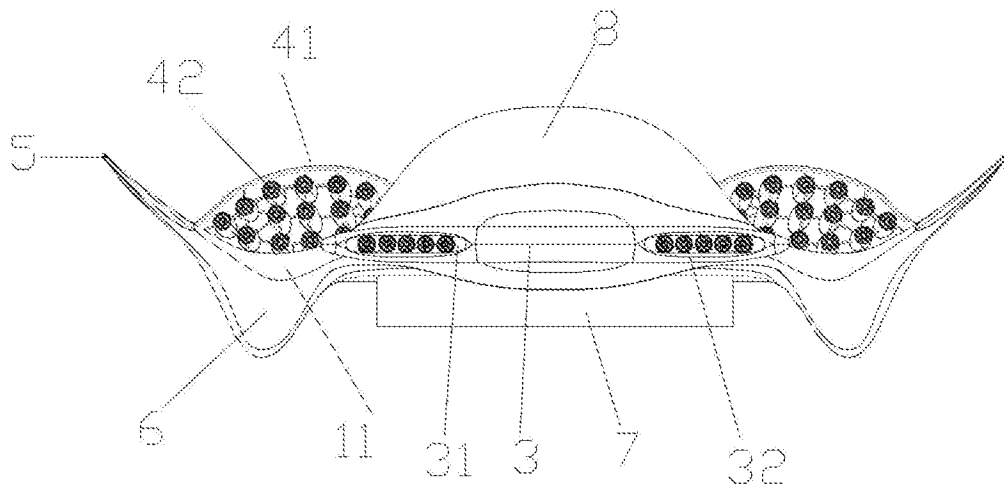


图2

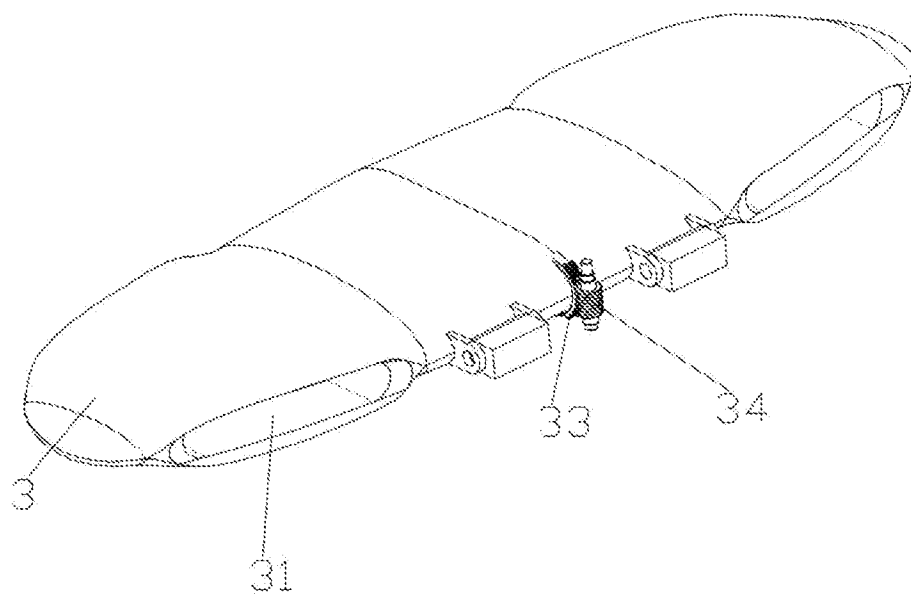


图3

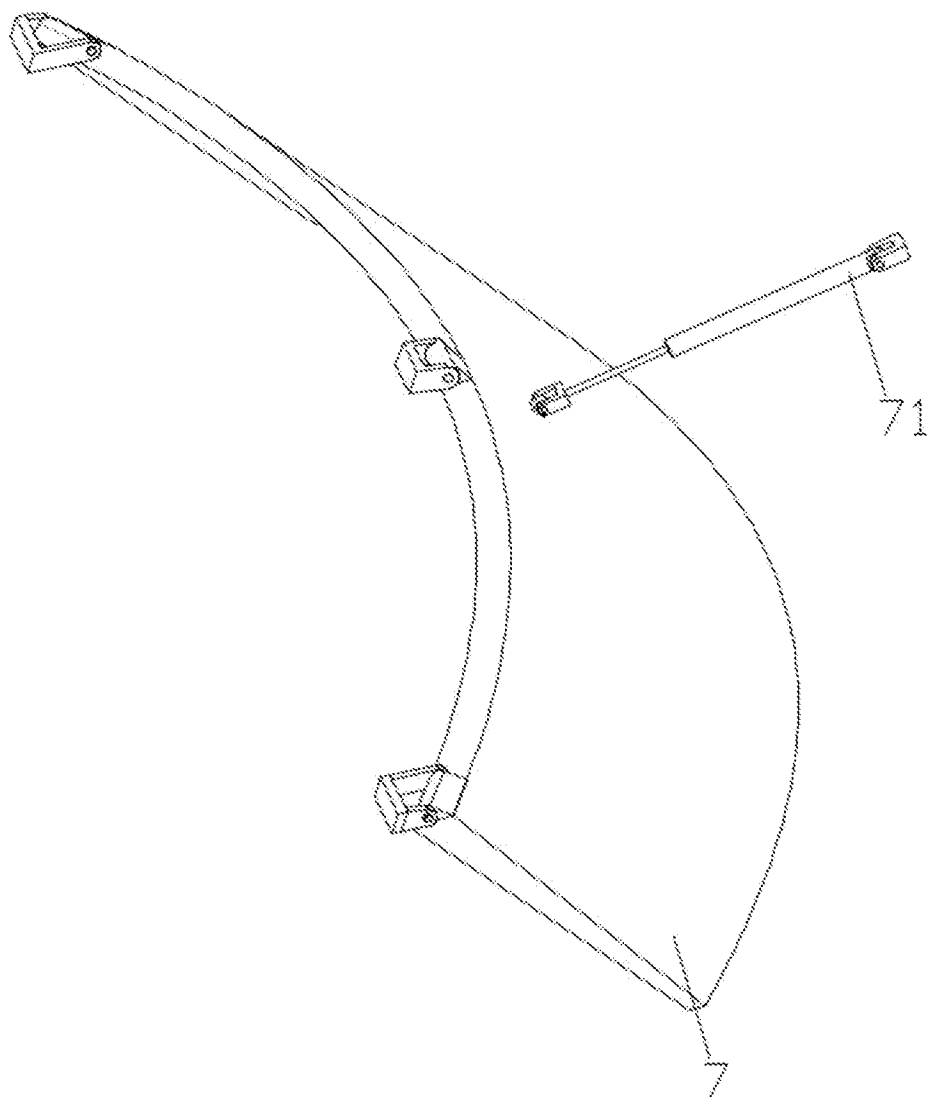


图4

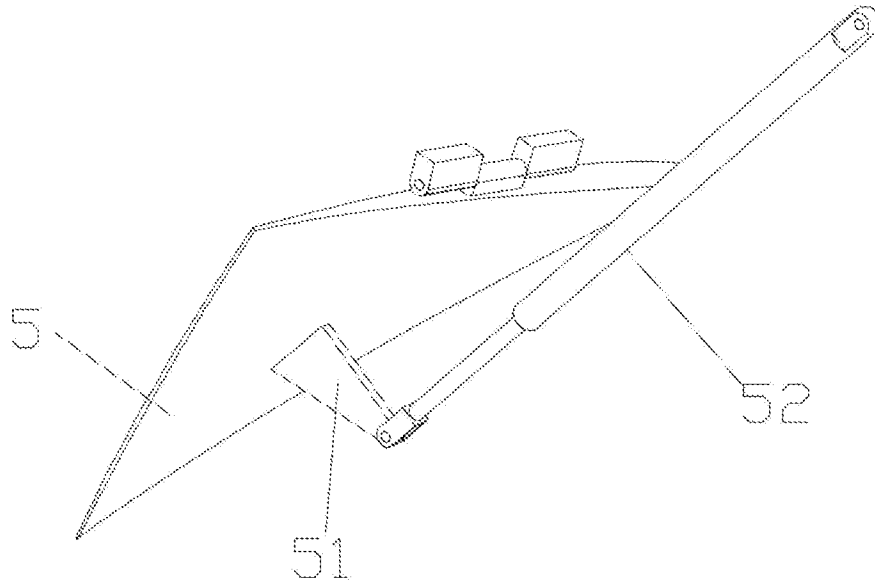


图5

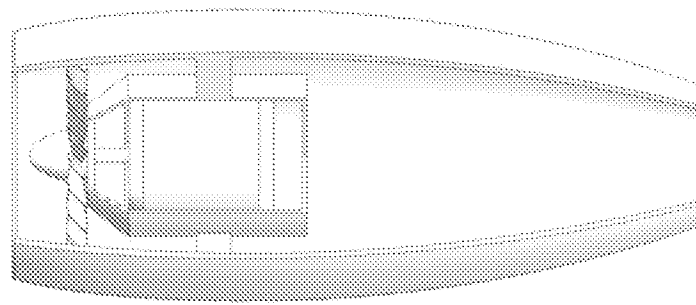


图6

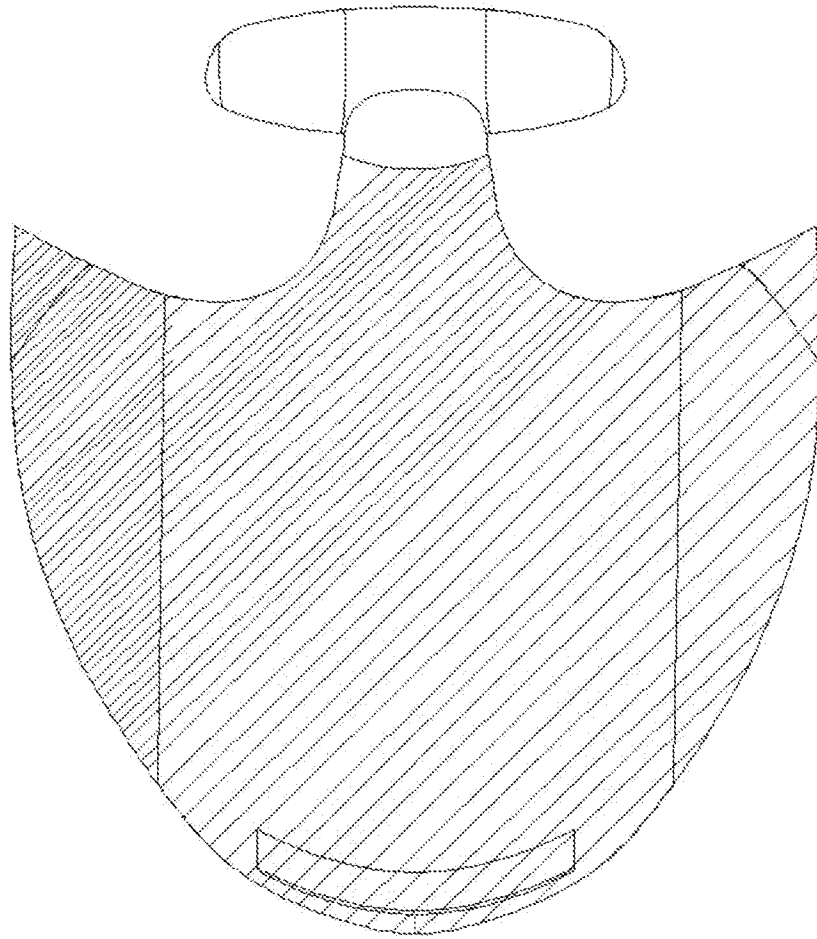


图7

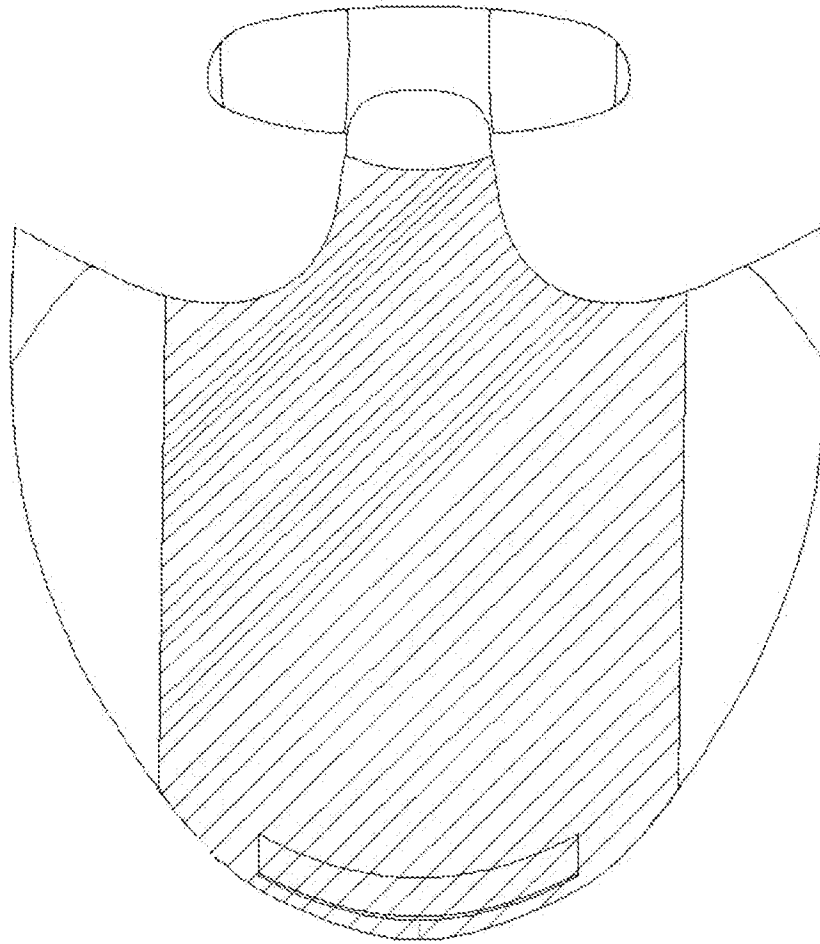


图8

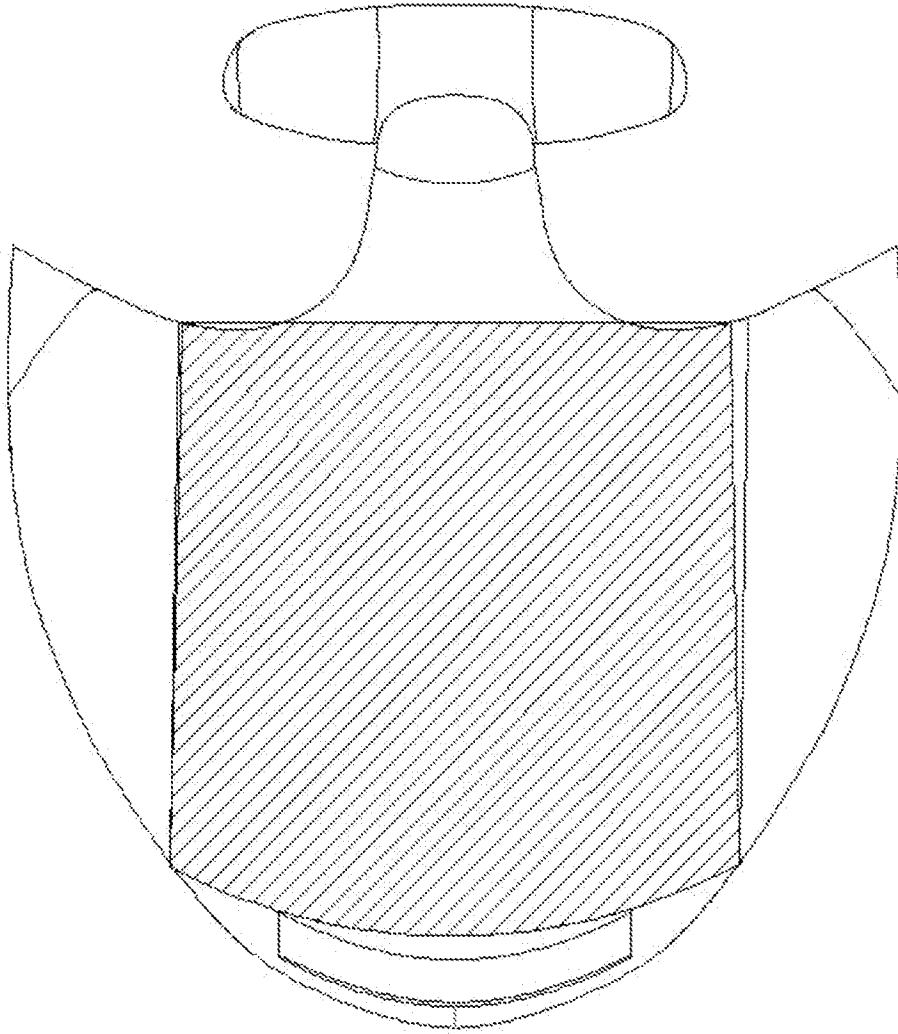


图9

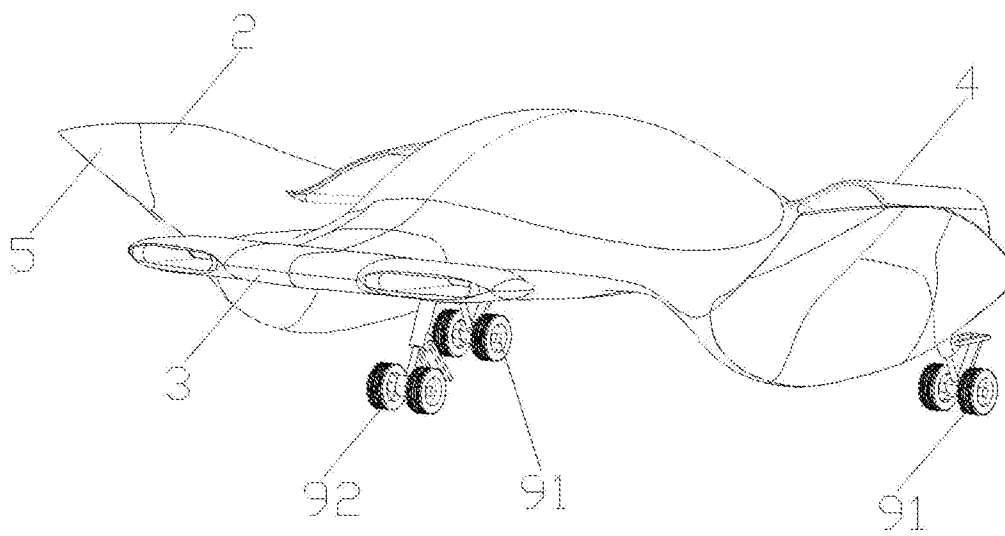


图10

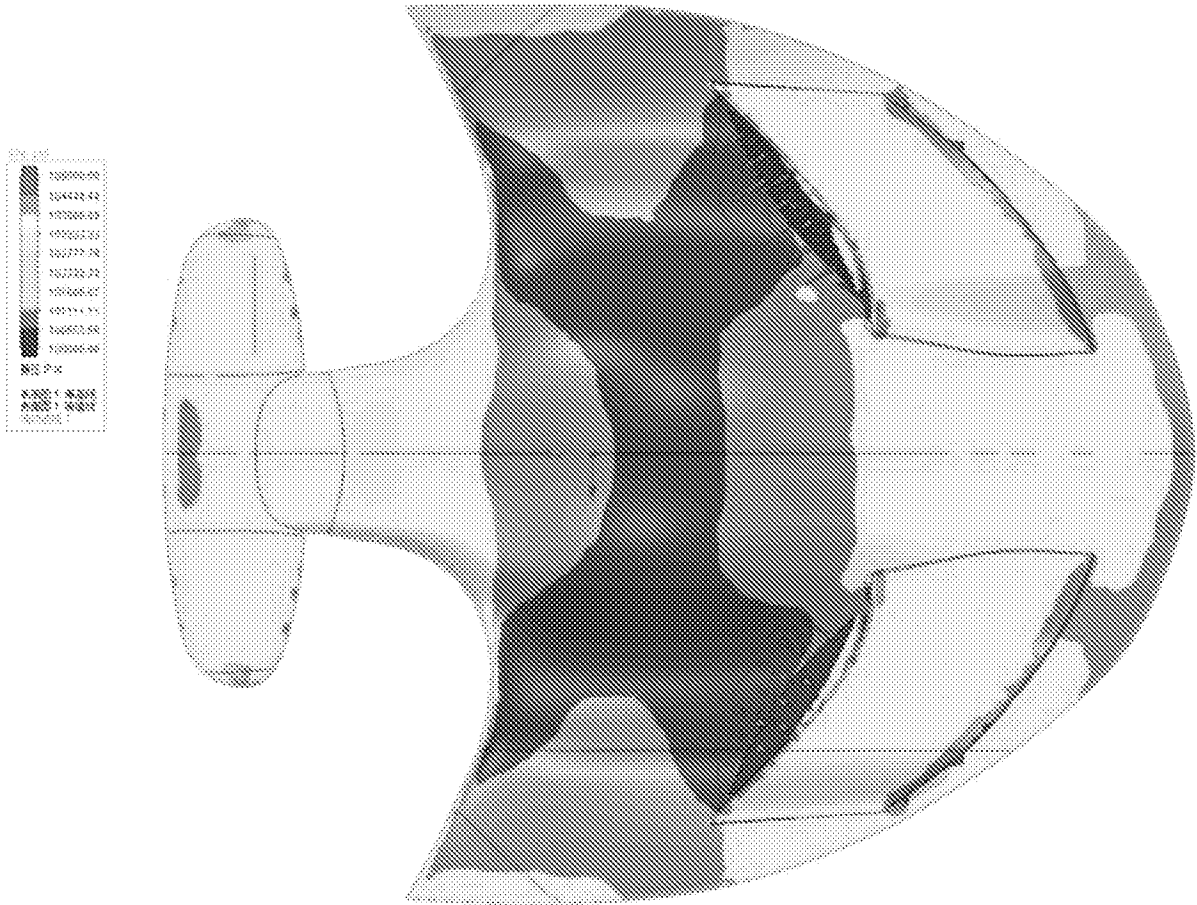


图11

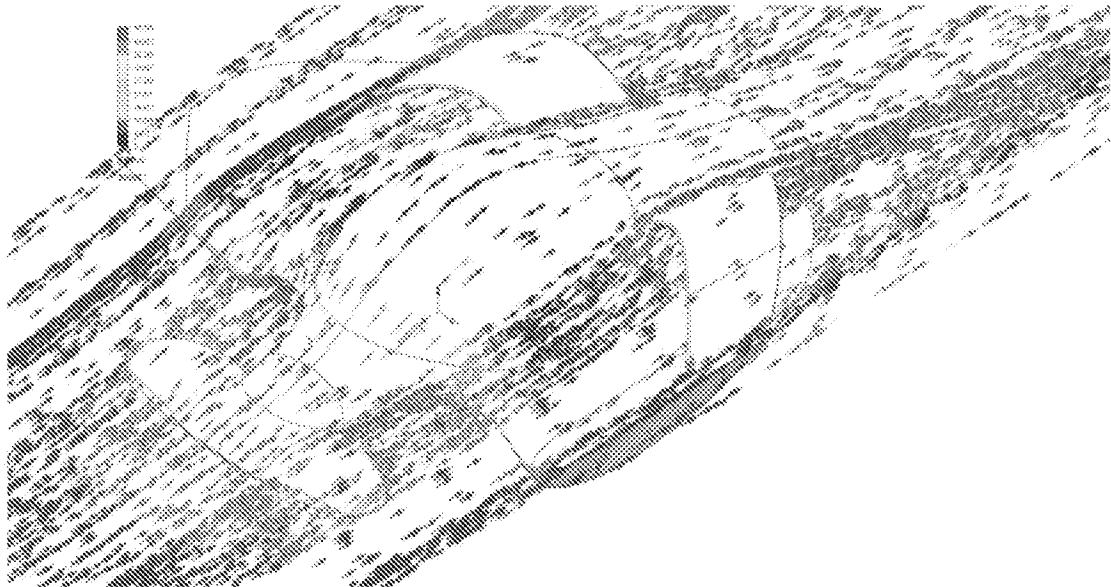


图12

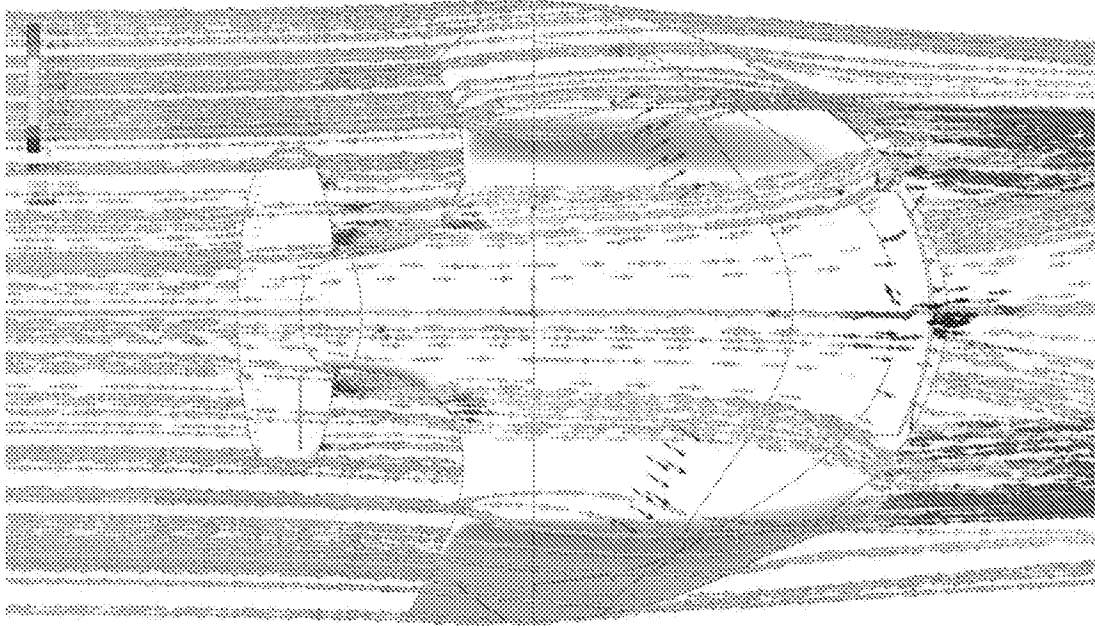


图13

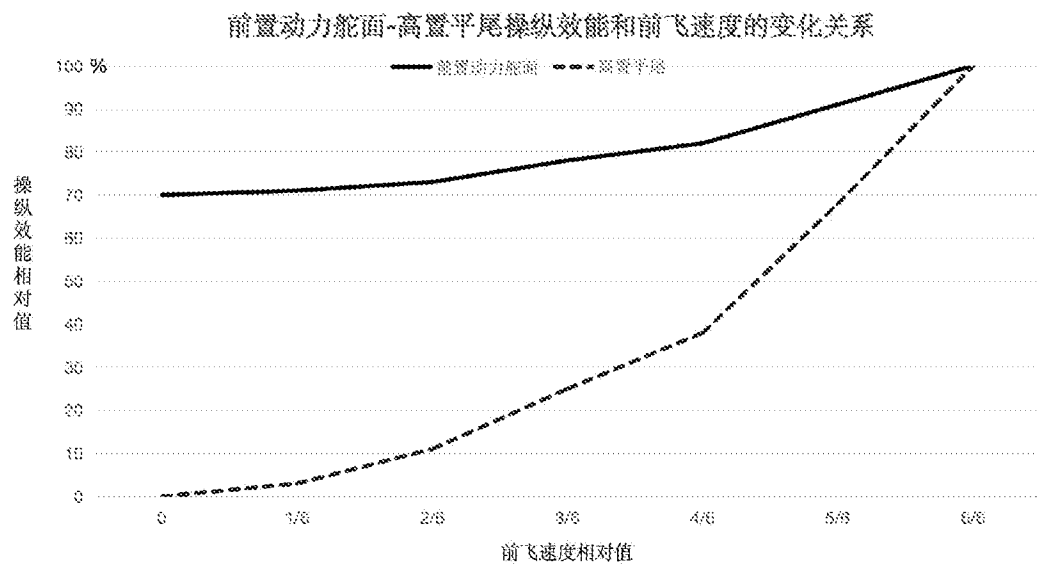


图14

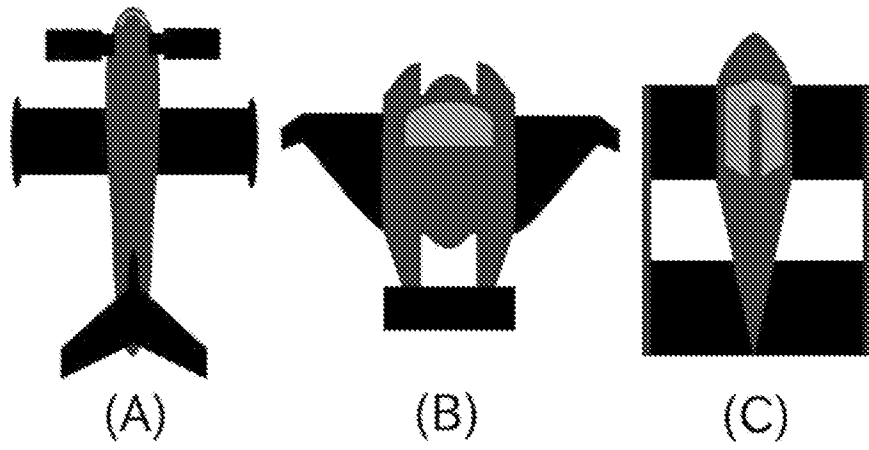


图15