



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106927021 A

(43)申请公布日 2017.07.07

(21)申请号 201710219834.5

(22)申请日 2017.04.06

(71)申请人 四川大学

地址 610065 四川省成都市武侯区一环路
南一段24号

(72)发明人 戴翎 张振华 王磊 高磊
周青华 覃春华 李欢

(74)专利代理机构 成都虹桥专利事务所(普通
合伙) 51124

代理人 吴中伟

(51)Int.Cl.

B64C 3/00(2006.01)

B64C 3/36(2006.01)

B64C 39/00(2006.01)

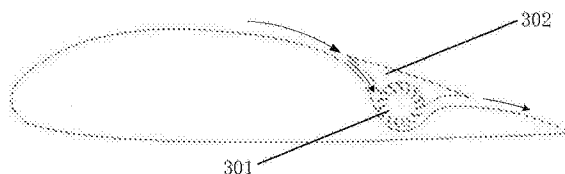
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54)发明名称

扇翼无人机

(57)摘要

本发明涉及无人机领域,公开了一种扇翼无人机,提升扇翼无人机的飞行效率和操控性能。本发明包括机翼、横流风扇和整流板,横流风扇设置在机翼的后部且沿机翼展向布置;整流板设置在横流风扇的上方,整流板受舵机控制,用于调节横流风扇的气流流道的大小;无人机左、右两边机翼上的横流风扇使用不同电机控制。本发明适用于扇翼无人机。



1. 扇翼无人机,包括机翼、横流风扇和整流板,其特征在于,横流风扇设置在机翼的后部且沿机翼展向布置,且左、右机翼上的横流风扇使用不同电机控制;整流板设置在横流风扇的上方,且受舵机控制,整流板用于调节横流风扇的气流流道的大小。

2. 如权利要求1所述的扇翼无人机,其特征在于,在机翼的翼梢的端部设置有翼梢端板。

3. 如权利要求2所述的扇翼无人机,其特征在于,还包括副翼,副翼位于机翼尾端;副翼受舵机控制,用于提供俯仰和滚转力矩。

4. 如权利要求3所述的扇翼无人机,其特征在于,扇翼无人机整体分为五部分:左翼梢端板、左边机翼部分、中间机身部分、右边机翼部分、右翼梢端板;左边机翼部分和右边机翼部分由前至后依次分布的是:前整流罩、锂电池、风扇加整流板、副翼;中间机身部分由前至后依次分布的是有效载荷、通信装置、飞控装置、电机、舵机。

扇翼无人机

技术领域

[0001] 本发明涉及无人机领域,尤其涉及扇翼无人机。

背景技术

[0002] 扇翼飞行器因其独特的飞行原理和飞行性能,受到了美国、英国、伊朗、以色列等国家的相关研究机构的关注。在美国NASA、英国SMART等机构的资助下,英国的Imperial College、Kingston University、FanWing公司、美国的Syracuse University、Naval Postgraduate School、Propulsive Wing公司、伊朗的Iran University of Science and Technology等研究机构开展了扇翼类飞行器的原理、构型、气动特性、结构优化等多方面的理论和实验研究,并制造了原理样机。

[0003] 我国对于扇翼类飞行器的研究还刚刚起步,主要集中在高校和科研单位。对于扇翼类飞行器的研究大多处于理论探索阶段,中国空气动力研究院的牛中国、蒋甲利等研究了扇翼机的总体布局,以及转子转速、叶片偏角以及飞行速度对扇翼飞行器气动特性的影响。华东理工大学的邸南思通过运用CFD方法研究了扇翼翼型的非定常流动及静压分布情况,证明了扇翼80%升力来源于横流式风扇内部存在的偏心涡。而南京航空航天大学、空军工程大学等也在扇翼飞行器领域做了一些探索性的工作,并且已做出在机翼前端安置的扇翼无人机并成功试飞,但是其没有实现差速控制,且飞行效率还有巨大的提升空间。

[0004] 目前扇翼飞行器主要存在以下问题:

[0005] 1. 当前扇翼无人机的总体布局还不完善,无人机俯仰性能较差,容易发生大迎角失速;

[0006] 2. 对于扇翼的控制无法实现差动,无法完成复杂的动作,操作效率低;

[0007] 3. 机身结构复杂,增加了整机的重量;

[0008] 4. 飞行效率低,各种子结构布置不合理。

发明内容

[0009] 本发明要解决的技术问题是:提供一种扇翼无人机,提升扇翼无人机的飞行效率和操控性能。

[0010] 为解决上述问题,本发明采用的技术方案是:扇翼无人机,包括机翼、横流风扇和整流板;横流风扇设置在机翼的后部且沿机翼展向布置,且左、右机翼上的横流风扇使用不同电机控制;整流板设置在横流风扇的上方,且受舵机控制,整流板用于调节横流风扇的气流流道的大小。

[0011] 进一步的,在机翼的翼梢的端部设置有翼梢端板。

[0012] 进一步的,还包括副翼,副翼位于机翼尾端;副翼受舵机控制,用于提供俯仰和滚转力矩。

[0013] 进一步的,扇翼无人机整体可分为五部分:左翼梢端板、左边机翼部分、中间机身部分、右边机翼部分、右翼梢端板;其中:左边机翼部分和右边机翼部分由前至后依次分布

的是：前整流罩、锂电池、风扇加整流板、副翼；中间机身部分由前至后依次分布的是有效载荷、通信装置、飞控装置、电机、舵机。

[0014] 本发明的具有以下有益效果：

[0015] 1、由于本发明总体构型采用飞翼式布局，横流风扇布置在机翼的后部，采用翼梢端板来降低机翼展向绕流，极大地提高横流风扇工作的效率。由于横流风扇后置，飞机的升力中心后移，可以极大的保证扇翼机的俯仰稳定性。由于起降距离短，采用滑动式起降，翼梢端板作为支撑面，可节省安装起落架所带来的额外重量与阻力。横流风扇的旋转可以带来大量的气流，并且能通过整流板调整附面层，可以保证飞机能够在大迎角下不失速。

[0016] 2、由于左右两机翼的横流风扇受不同的电机控制，控制通道不同，通过调节左右两风扇转速差来控制滚转与偏航，提高飞机的操纵效率；

[0017] 3. 机身机构简单。扇翼飞行器完全可以取消平尾、垂尾，只是简单通过调节副翼联动或者差动，控制俯仰与滚转，降低飞机的重量和结构复杂度。

[0018] 4. 飞行效率高。配合横流风扇上方可移动的整流板，可调节流道的大小。在起飞或低速平飞时，增大流道以吸入更多空气，可获得较大的升力增量。而在巡航阶段，可以缩小流道，降低阻力，使高低速性能兼备，提高飞行效率。

附图说明

[0019] 图1是实施例扇翼机的整体布局图；

[0020] 图2是传统扇翼机飞行原理图；

[0021] 图3是实施例扇翼机飞行原理图；

[0022] 图4是GOE-383翼型图；

[0023] 图5是后部加装了横流风扇的GOE-383翼型图；

[0024] 图6是原始翼型与加装横流风扇翼型的二维压力分布的对比图。

[0025] 图中编号：DB为翼梢端板，1为前整流罩，2为锂电池，3为风扇加整流板，301为横流风扇，302为整流板，4为副翼，5为有效载荷，6为通信装置，7为飞控装置，8为无刷电机，9为舵机，JL为左边机翼部分，JM为中间机身部分，JR为右边机翼部分。

具体实施方式

[0026] 实施例提供了一种扇翼无人机，如图1所示，该扇翼无人机可整体分为五部分，即：左翼梢端板DB、左边机翼部分JL、中间机身部分JM、右边机翼部分JR、右翼梢端板DB；其中：左边机翼部分JL和右边机翼部分JB由前至后依次分布的是：前整流罩1、锂电池2、风扇加整流板3、副翼4；中间机身部分由前至后依次分布的是有效载荷5、通信装置6、飞控装置7、无刷电机8、舵机9。

[0027] 横流风扇301：横流风扇设置在机翼的后部且沿机翼展向布置，采用高强度铝合金材料，尺寸为30mm*290mm横流风扇301的运动使得机翼上下表面的流速不同，并在横流风扇301内部形成旋涡低压区，造成机翼上下表面的压力差，使得机翼获得升力。同时，叶片对空气作用向后推出气流，形成向前的推力。可以通过控制横流风扇301的转速、叶片安装角等因素来控制旋涡低压区的强度，从而实现了对扇翼机升力、推力的控制。并且，左右两机翼上的横流风扇受不同的无刷电机控制，控制通道不同，可通过调节左右两横流风扇301转速差

来控制滚转与偏航,从而提高飞机的操纵效率。

[0028] 翼梢端板DB:设置在机翼的翼梢的端部,用于降低机翼展向绕流,极大地提高横流风扇工作的效率。由于起降距离短,采用滑动式起降,翼梢端板DB作为支撑面,可节省安装起落架所带来的额外重量与阻力。

[0029] 舵机9:控制整流板302、副翼4的运动。

[0030] 副翼4:副翼位于机翼尾端,用于提供俯仰和滚转力矩。

[0031] 整流板302:整流板设置在横流风扇的上方,可调节流道的大小。在起飞或低速平飞时,增大流道以吸入更多空气,可获得较大的升力增量,此时整流板302后仰。而在巡航阶段,可以通过整流板302前倾,缩小流道,降低阻力,提高飞行效率,从而实现飞行器的高低速功能。

[0032] 锂电池2:提供整机飞行的能量。

[0033] 有效载荷5:增加飞行器的功能,如摄影、侦查、作战能力等。

[0034] 前缘整流罩1:降低空气阻力。

[0035] 无刷电机8:驱动横流风扇301,实现传动。

[0036] 传统扇翼机和实施例扇翼机翼型比较如图2、3所示,传统扇翼机的横流风扇301安装在固定翼飞机机翼前缘,而实施例的扇翼机的机翼后部的横流风扇301固定翼部分做成中空结构,在斜面段上翼面开槽,增加机翼的过流能力,从而更好地引导气流紧贴翼面流动。新型扇翼机还在横流风扇上加装了可活动的整流板301,吸收和导引气流进入横流风扇,并可通过舵机调节气流进、出口大小,控制飞机的气动特性,从而能够在起飞获得更大的升力,在巡航阶段获得较小的阻力。比较看出,新型的扇翼机相较于传统扇翼机翼型主要具有两点优势:(1)通过将横流风扇内嵌于机翼后缘,能够更好地引导气流附着,提高升力,减小阻力;(2)增加可活动的整流板,提高了起飞和巡航特性。

[0037] 如图3所示,实施例的飞行原理为:利用安置在机翼后部上表面的横流风扇301对空气进行加速,同时提供升力和推力,是介于旋翼机和固定翼飞机之间的一种大载荷飞行器。气流流过横流风扇时被分割为两部分,一部分气流从整流板302上缘流过,沿着机翼后缘斜面流出,上下表面流速不同,产生压力差,产生部分升力;另一部分气流被横流风扇301吸入分成两部分:①经旋转叶片加速后,沿后缘斜面流出,与前一部分气流融汇组合,加速斜面上表面空气流动,②沿机翼的弧形上翼面反向流动,在叶片中心偏右的地方形成了一个显著的低压偏心涡。偏心涡在内部形成低压区,使得机翼上下表面产生较大压力差,从而产生更大部分升力,这部分升力是扇翼飞行器升力的主要来源。

[0038] 扇翼无人机获得的推力由两部分组成:一部分推力是叶片转动时,叶片推动气流向后排出,根据牛顿第三定律,气流为叶片提供了向前的反推力,从而形成推力;另一部分推力是由偏心涡提供的,由于低压偏心涡大多形成于叶片内部偏右的位置,这就影响了横流风扇水平方向的压强分布,进而产生一个向前的推力。

[0039] 考虑到实施例需要在机翼内部加装横流风扇,因此选择大厚度比的翼型作为基准,例如图4所示的GOE-383翼型,由于机翼是具有后掠角的梯形机翼,为了保证横流风扇301旋转轴的法向与飞行方向一致,故在翼根处,横流风扇应处于翼弦后缘位置,在翼梢处,横流风扇应处于翼弦前缘位置。实施例以GOE-383翼型加装横流风扇301,该翼型最大厚度为20%弦长。

[0040] 为了更具体的得到加装横流风扇后的机翼的空气动力学参数,这里截取机翼展向中段的翼型截面,截面如图5所示,使用Fluent软件对翼型进行了二维CFD仿真,仿真结果如图6所示。图6显示了原始翼型与加装横流风扇翼型的二维压力分布的对比,可以看到由于横流风扇301对翼型上表面空气的加速作用,使得其前缘的上表面压力小于对应的原始翼型;横流风扇301旋转产生的低压漩涡也使得翼型上表面横流风扇部位的压力远小于原始翼型,从而大大增加了机翼的升力。从图6可以看出,当机翼弦长为0.5m时,在空速5m/s,横流风扇转速6000rpm下,上表面气流最高可加速至约12m/s,升力较原始翼型提高约45%。

[0041] 实施例经过测试表明:

[0042] 1、采用的飞翼式布局,在机翼的后部沿展向布置横流风扇301,并采用翼梢端板DB来降低机翼展向横流,极大地提高横流风扇工作的效率。由于横流风扇301后置,飞机的升力中心后移,可以极大的保证扇翼机的俯仰稳定性。由于起降距离短,采用滑动式起降,翼梢端板DB作为支撑面,可节省安装起落架所带来的额外重量与阻力。横流风扇301的旋转可以带来大量的气流,并能调整附面层,可以保证飞机能够在大迎角下不失速。风洞实验数据表明,本扇翼机在大迎角下仍然具有不失速的特性,与仿真结果吻合。

[0043] 2、采用外转子无刷电机7作为动力装置,驱动横流风扇301,实现高效传动。由于采用飞翼式布局,可以取消平尾、垂尾,仅通过副翼联动或差动来控制升力与滚转,大大降低了飞机的重量与结构复杂程度。

[0044] 3、操控系统采用无尾设计,机翼后缘两侧安装副翼同时提供俯仰和滚转力矩。在机翼的后部沿展向布置横流风扇301,并采用翼梢端板DB来降低机翼展向横流301。扇翼机还可以通过控制风扇的转速来控制升力和推力的大小,还可通过调节左右两横流风扇转速差来控制滚转与偏航,提高飞机的操纵效率。

[0045] 4、配合横流风扇301上方可移动的整流板302,可调节流道的大小。在起飞或低速平飞时,增大流道以吸入更多空气,可获得较大的升力增量。而在巡航阶段,可以缩小流道,降低阻力,提高飞行效率。

[0046] 需要指出的是,上面所述只是说明本发明的一些原理,由于对相同技术领域的普通技术人员来说是很容易在此基础上进行若干修改和改动的。因此,本说明书并非是要将本发明局限在所示和所述的具体结构和适用范围内,故凡是所有可能被利用的相应修改以及等同物,均属于本发明所申请的专利范围。

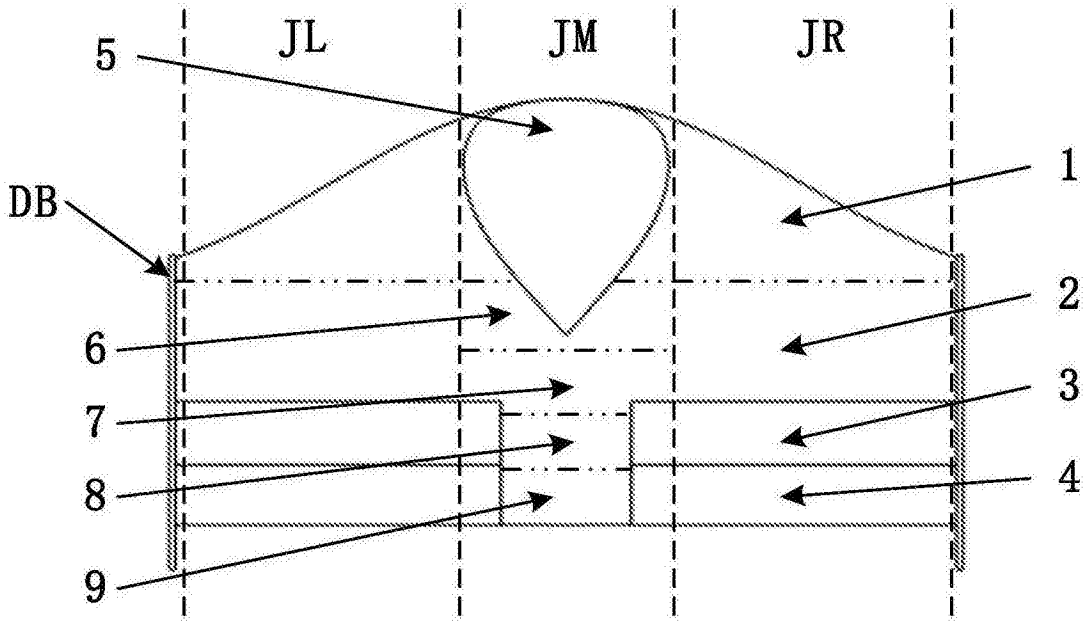


图1

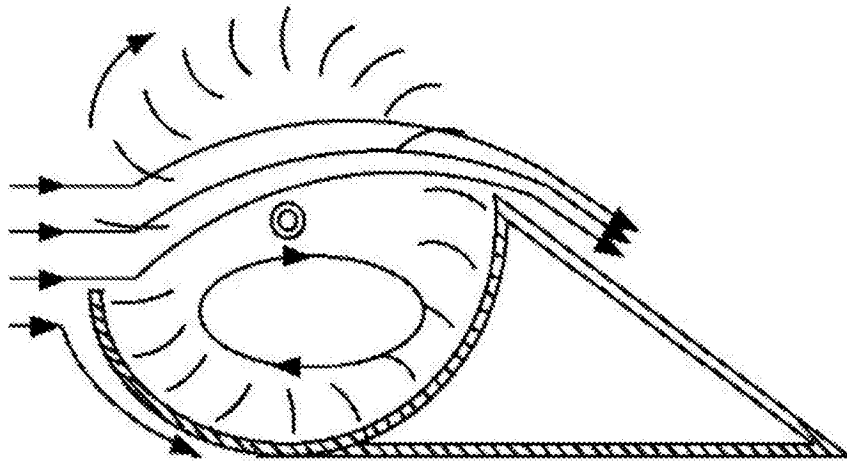


图2

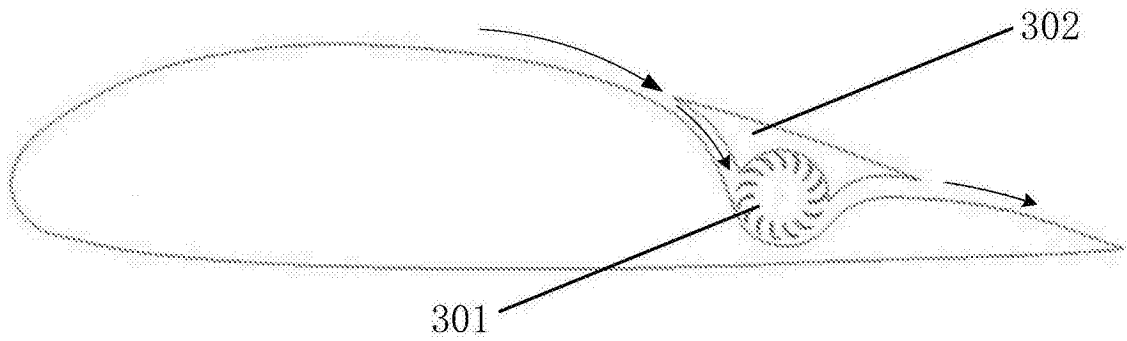


图3

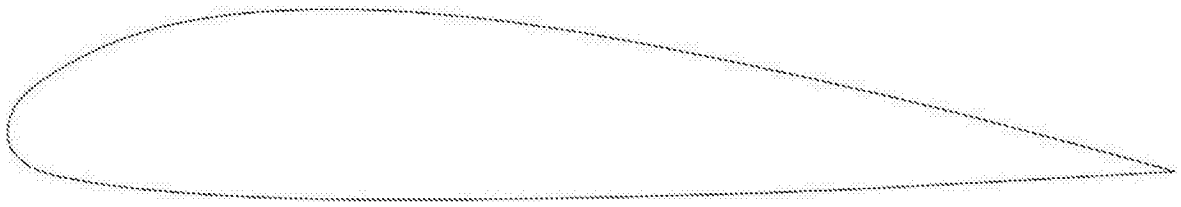


图4



图5

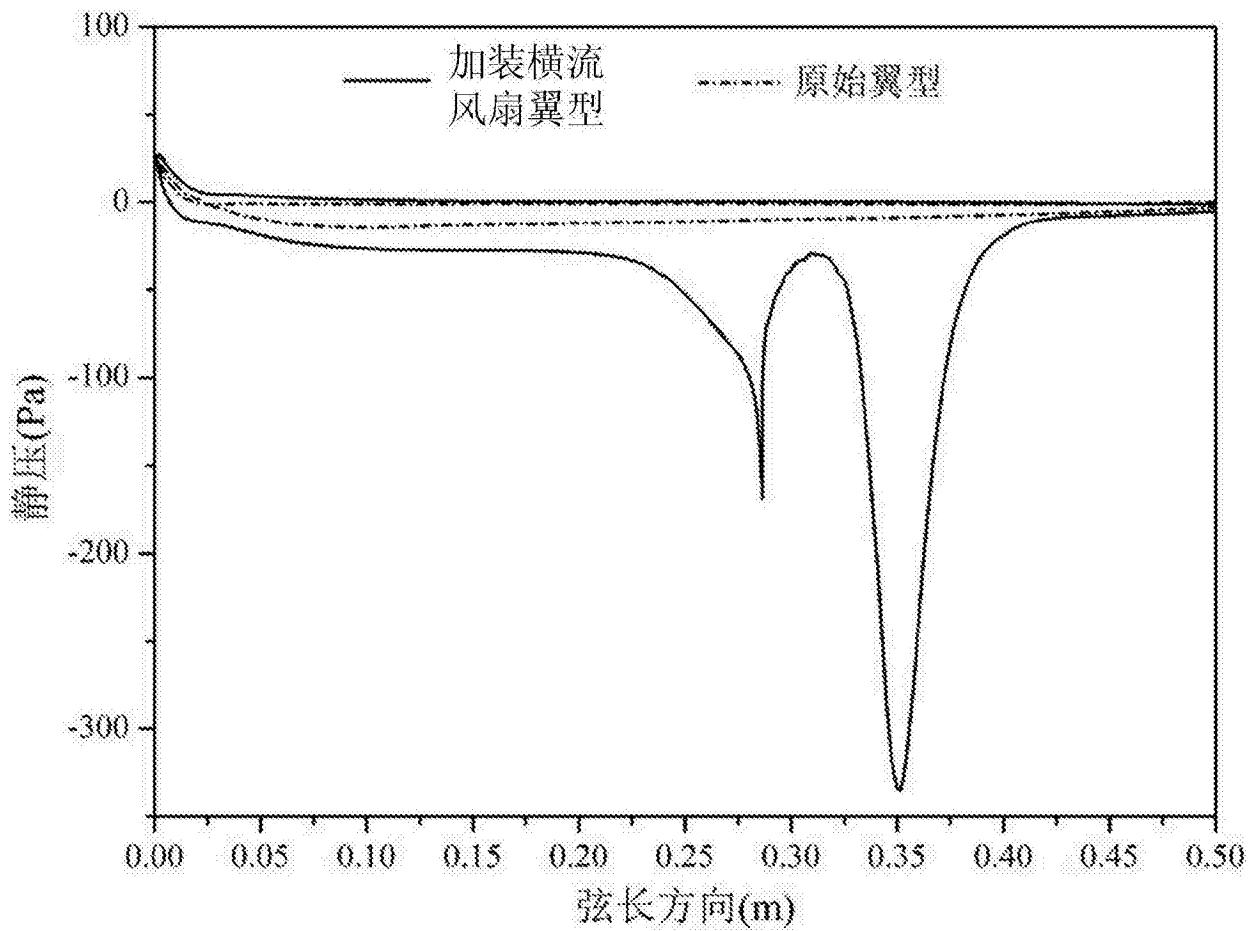


图6