



(12)实用新型专利

(10)授权公告号 CN 208021738 U

(45)授权公告日 2018.10.30

(21)申请号 201820238091.6

(22)申请日 2018.02.10

(73)专利权人 昆明鞘翼科技有限公司

地址 650051 云南省昆明市翠湖北路2号5
幢1单元4层8号

(72)发明人 杨卫华

(74)专利代理机构 南京钟山专利代理有限公司

32252

代理人 张力 韩卫东

(51)Int.Cl.

B64C 29/00(2006.01)

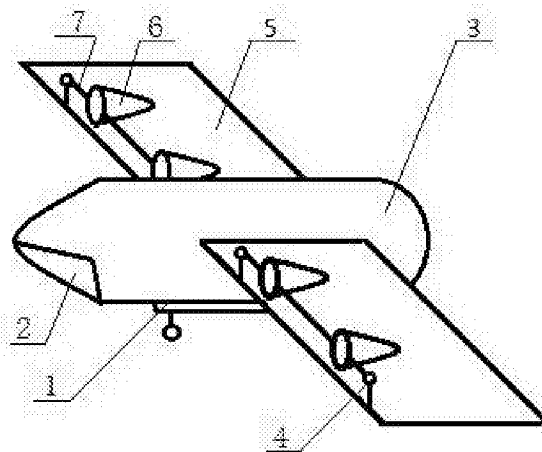
权利要求书2页 说明书7页 附图3页

(54)实用新型名称

一种利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器

(57)摘要

本实用新型公开一种利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,属于航空技术领域。包括支撑机构、机身、机翼、驱动装置和操控机构,若干驱动装置排列设置于机翼前缘上方,驱动装置铰接固定在机翼上而可纵向倾转,驱动装置的喷气口朝向机翼上表面,机翼直接固定在机身上;由驱动装置将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,快速流经机翼上表与下表的空气形成流速差而产生机翼升力,通过操纵驱动装置改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α ,改变高速气流相对机身的吹送方向,配合驱动装置功率增减,实现航空器的垂直起降、悬停、向前或向后飞行等。具有可兼容垂直起降和高速飞行两种工况,飞行效率高,结构简单、操控直观、安全可靠等优点。



1. 一种利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,包括支撑机构(1)、座椅(2)、机身(3)、机翼(5)、驱动装置(6)、铰链架(7)和操纵杆(8),其特征在于:若干驱动装置(6)排列设置于航空器的机翼(5)前缘上方,驱动装置(6)通过铰链架(7)铰接固定在机翼(5)上,操纵杆(8)通过铰链架(7)操纵驱动装置(6)围绕铰链轴(4)纵向倾转,驱动装置(6)的喷气口朝向机翼上表面从而可将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,机翼(5)直接固定在机身(3)上;由驱动装置(6)将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,使之快速流经机翼上表面,利用流过机翼上表面和下表面的空气的流速差,形成机翼升力;通过操纵杆(8)操纵驱动装置(6)纵向倾转改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α ,从而改变高速气流相对机身的流动方向,配合驱动装置(6)功率的增减,使机翼升力S和驱动装置的拉力F在水平方向的合力相互抵消而在垂直方向的合力大于、等于或小于航空器的重力W和阻力Z之和从而实现航空器的垂直起降或者悬停,使机翼升力S和驱动装置的拉力F在垂直方向的合力等于航空器的重力W而在水平方向的合力大于或小于航空器的阻力Z从而实现航空器的向前飞行或者向后飞行。

2. 根据权利要求1所述的利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,其特征在于:所述机翼(5)为位于机身上方的顶置式机翼,或者位于机身两侧的横置式机翼,或者位于机身下方的底置式机翼。

3. 根据权利要求1或2所述的利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,其特征在于:所述机翼(5)为宽弦机翼,机翼展弦比小于2;一般均为低翼载的大面积连续表面机翼,航空器在故障出现时能够像树叶飘落一样实现缓降迫降,当左右机翼以一定的上反角安装为V形、Y形或者T形等气动外形后还使航空器在空中飘落时能够自动转正。

4. 根据权利要求1或2所述的利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,其特征在于:所述机翼(5)的翼梢应设置大型小翼,小翼的最小高度 h 与机翼展长 l 和弦长 b 的关系应满足如下条件:当 $l/b \geq 2$ 时, $h = b \times (b/l)$; 当 $l/b \leq 2$ 时, $h = b \times (1 - 0.25 \times l/b)$ 。

5. 根据权利要求1或2所述的利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,其特征在于:所述机翼(5)的形状为菱形、三角形、矩形或梯形,机翼(5)的翼型为下平上凸翼型或者下凹上凸翼型、对称翼型、S翼型、或者平板翼型中的任一种。

6. 根据权利要求1所述的利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,其特征在于:所述机翼(5)分为左、右机翼,若干驱动装置(6)分左、右两组对称排列于左右机翼的前缘上方;所述驱动装置(6)是螺旋桨、涵道螺旋桨、涡喷发动机、涡扇发动机、涡桨发动机、吹气喷嘴或者是前缘吹气襟翼中的任一种;驱动装置(6)的进气口或螺旋桨位于机翼前缘上方的后部、距机翼前缘的距离大于进气口或螺旋桨的直径并小于五分之一弦长,驱动装置(6)的进气口或螺旋桨的下缘接近翼面。

7. 根据权利要求1所述的利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,其特征在于:所述驱动装置(6)向机翼(5)弦向吹送的气流呈扁平状,增设整流装置保证气流尽量贴近于机翼(5)的翼面;通过左、右翼面的气流控制升力时,左、右联动形成俯仰力矩或左、右差动形成滚转力矩。

8. 根据权利要求1所述的利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,其特征在于:所述驱动装置(6)吹送到机翼(5)上表面的气流相对机身的流动方向,通过操纵

杆(8)操纵驱动装置(6)纵向倾转改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α 进行调整;通过改变 α 角以操控各个方向的力达到平衡,同时将航空器尾流吹离垂直起降区域,改善垂直起降的安全环境。

9. 根据权利要求1所述的利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,其特征在于:所述驱动装置(6)吹送到机翼(5)上表面的气流的流速与驱动装置(6)的功率成正比,而机翼(5)下表面的气流速度与航空器的飞行速度相同,航空器垂直起降时机翼(5)下表面的气流速度为零。

10. 根据权利要求1所述的利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,其特征在于:所述机翼(5)的数量增加;对于无人机或者轻型载人航空器,一幅顶置式机翼即可满足要求;对于中型或者大型载人航空器,所述机翼(5)的数量按照横置式机翼左右机翼成对地前后串连的方式增加。

一种利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器

技术领域

[0001] 本实用新型涉及一种航空器,尤其是一种利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,属于航空器技术领域。

背景技术

[0002] 载人航空器可分为固定翼和旋转翼两大类,固定翼常见于水平起降航空器(如喷气式客机),而旋转翼常见于垂直起降航空器(如直升机)。就现有技术水平来说,固定翼航空器可以高速飞行,操作简便,但需依托跑道起降。旋转翼航空器可以垂直起降,不需依托跑道起降,适应性强,但是机理失调,操控复杂,飞行速度慢,燃油效率低。

[0003] 目前,垂直起降航空器还存在一些无法克服的固有缺陷。一是效率太低,现在使用的垂直起降航空器推重比普遍等于甚至大于1,飞行效率低下,与固定翼航空器普遍小于0.5的推重比相比差距十分明显;二是受翼尖绝对速度必须小于音速的限制,旋转翼航空器的理论速度不能超过420公里/小时,飞行速度有极限;三是旋翼桨叶的挥舞产生机械振动,增加了铰链的磨损使可靠性总是不如固定翼航空器,可靠性低;四是两侧旋翼升力不均匀会导致旋转翼航空器发生横滚,在几秒钟内就会倾覆失控,横滚稳定性差;五是直升机的旋翼既提供了飞行的机动性,同时也造成了飞行操控的复杂性,操控复杂,使得操控负荷远远大于固定翼飞机,加大了人为失误的概率;六是旋翼直径和转速受到翼尖速度不能超过音速的限制,旋翼直径一般最大就是十几米,航空器尺寸受限,无法做大;七是直升机虽然发展了近70年,但飞行机理内在的协调性差,充满了先天性的矛盾,飞行机理失调;八是很多新型复合式垂直起降航空器尝试采用固定翼,但是面临小面积固定翼效果有限而大面积固定翼会对垂直起降时的下洗气流造成遮挡的矛盾。

[0004] 总之,垂直起降航空器的上述缺陷来源于机翼既要兼顾垂直起降又要满足水平飞行两种飞行模式而产生的矛盾。而利用翼面的滑流升力实现垂直起降能够很好兼容垂直起降和水平飞行两种飞行模式,是垂直起降航空器新的发展方向。

发明内容

[0005] 本实用新型要解决的技术问题是为了克服现有垂直起降航空器飞行效率不高和飞行操控复杂的弊端,提出一种利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,使航空器能够兼容垂直起降和高速飞行两种飞行工况,简化飞行操控,提高航空器的飞行效率,航空器的推重比可以减少至0.2以下,比现有的垂直起降航空器提高5倍以上。

[0006] 为解决上述技术问题,本实用新型提供一种利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,包括支撑机构1、座椅2、机身3、机翼5、驱动装置6、铰链架7和操纵杆8,若干驱动装置6排列设置于航空器机翼5前缘上方,驱动装置6通过铰链架7铰接固定在机翼5上而可以围绕铰链轴4实现纵向倾转,驱动装置6的喷气口朝向机翼上表面从而可将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,机翼5直接固定在机身3上;由驱动装置6将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,使之快速流经机翼上表面,利用流过机翼上表面和下表面的空气的流

速差,形成机翼升力;通过改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α ,从而改变高速气流相对机身的流动方向,配合驱动装置6功率的增减,使机翼升力S和驱动装置的拉力F在水平方向的合力相互抵消而在垂直方向的合力大于、等于或小于航空器的重力W和阻力Z之和从而实现航空器的垂直起降或者悬停,使机翼升力S和驱动装置的拉力F在垂直方向的合力等于航空器的重力W而在水平方向的合力大于或小于航空器的阻力Z从而实现航空器的向前飞行或者向后飞行。

[0007] 所述机翼5为位于机身上方的顶置式机翼,或者位于机身两侧的横置式机翼,或者位于机身下方的底置式机翼。所述机翼的数量可以增加,对于无人机或者轻型载人航空器,一幅顶置式机翼即可满足要求;而对于中型或者大型载人航空器,所述机翼的数量可以按照横置式机翼左右机翼成对地前后串连的方式增加,以便在垂直起降时产生足够的升力。

[0008] 所述机翼5为宽弦机翼,机翼展弦比可以小于2,甚至小于1;一般均为低翼载的大面积连续表面机翼,使航空器在故障出现时能够像树叶飘落一样实现缓降迫降,当左右机翼以一定的上反角安装为V形、Y形或者T形等气动外形后还可以使航空器在空中飘落时能够自动转正,上反角具体可以根据实际需要确定大小。

[0009] 所述机翼5的翼梢应设置大型小翼,以提高航空器垂直起降时的升力并降低诱导阻力,小翼的最小高度h与机翼展长l和弦长b的关系应满足如下条件:当 $l/b \geq 2$ 时, $h = b \times (b/l)$;当 $l/b \leq 2$ 时, $h = b \times (1 - 0.25 \times l/b)$ 。

[0010] 所述机翼5的形状为菱形、三角形、矩形、梯形或其它形状中的任一种,机翼形状的限制因素减少,可以灵活设计,具体可以根据不同的实际需求进行适应性改变;机翼5的翼型为下平上凸翼型,或者下凹上凸翼型、对称翼型、S翼型、或者平板翼型中的任一种,可以根据不同的需求进行适应性改变,即采用机翼上表面吹气增升以后,对于翼型升力的要求大大降低,机翼的厚度随之大大降低,甚至可以采用平板翼型,使得机翼的飞行阻力大大降低,而平板翼型的采用可以使机翼面积做得很大,为光伏电池的安装提供足够的空间。

[0011] 所述机翼5分为左、右机翼,若干驱动装置6分左、右两组对称排列于左右机翼5的前缘上方,具体数目可以根据实际需要确定,每个机翼上一一般可设置1-10个小型驱动装置,驱动装置的数目越多,气流越扁平,越贴近翼面,增升的效果越好。

[0012] 所述驱动装置6为螺旋桨、涵道螺旋桨、涡喷发动机、涡扇发动机、涡桨发动机、吹气喷嘴或者前缘吹气襟翼中的任一种,驱动装置6的进气口或螺旋桨位于机翼前缘上方的后部、距机翼前缘的距离大于进气口或螺旋桨的直径并小于五分之一弦长,驱动装置6的进气口或螺旋桨的下缘接近翼面。

[0013] 所述驱动装置6向机翼5弦向吹送的气流最好呈扁平状,且尽量贴近于机翼5的翼面,必要时可以在驱动装置加装整流板以改善吹气效果,即通过控制弦向吹气气流的流动形态,使之呈扁平状吹向机翼上表面,并使扁平状气流尽量贴近翼面,从而提高升力而获得最佳增升效果,气流流经翼面的速度越高,气流流经翼面的弦长越长,产生的升力越大;机翼的弦长越长,弦向吹气的增升效果越好。

[0014] 采用弦向吹气增升以后,驱动装置6的垂直起降效率大大提高,航空器的推重比可以减小到 $K=0.05$,明显优于现有的垂直起降航空器。所述驱动装置6吹送到机翼上表面的气流相对机身的流动方向,可以通过改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α 进行调整,通过调整 α 角改变驱动装置吹送气流的流动方向以操控各个方向的力达到平衡,同时将航空

器尾流吹离垂直起降区域,达到改善垂直起降的安全环境的良好效果。

[0015] 所述驱动装置6吹送到机翼5上表面的气流的流速与驱动装置的功率成正比,而机翼5下表面的气流速度与航空器的飞行速度相同,航空器垂直起降时机翼5下表面的气流速度可以为零(此时机翼上表面的弦向吹气气流仍然可以形成足够的机翼升力)。

[0016] 本实用新型通过左、右翼面气流控制升力时,既可以左、右联动形成俯仰力矩,也可以左、右差动形成滚转力矩。

[0017] 本实用新型通过操纵杆8操控驱动装置6围绕铰链轴4在纵向相对于机身或机翼在一定角度内转动,可以通过常规机械式操纵杆或电动转角控制机构的控制实现,从而改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α 。

[0018] 本实用新型机翼5的数量可以增加;对于无人机或者轻型载人航空器,一幅顶置式机翼即可满足要求;而对于中型或者大型载人航空器,所述机翼的数量可以按照横置式机翼左右机翼成对地前后串连的方式增加,以便在垂直起降时产生足够的升力。

[0019] 本实用新型工作时,即使航空器静止时,航空器由驱动装置在机翼的上翼面推送高速气流,利用伯努利原理,通过流过机翼上表面和下表面的空气形成的流速差,在航空器的机翼上产生升力,同时利用驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α 的调整,并配合驱动装置功率的增减,即可实现拉力F、升力S、重力W和阻力Z的平衡,从而实现航空器的前飞、倒飞、垂直起降和悬停。

[0020] 当机翼上、下表面产生的气流风速差为90km/h时,机翼升力计算如下:

[0021] 由伯努利方程:动能+重力势能+压力势能 = 常数,

[0022] 在重力场中流动的理想气体中任取一段具有高度差的流管:

[0023]
$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gh = \text{Const} \quad (C \text{ 常数})$$

[0024] 式中:P-压强, ρ -密度,v-流速,g-重力加速度,h-流管高差。

[0025] 对于水平流管,h = 0,故:

[0026]
$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 = \text{Const} \quad (\text{常数})$$

[0027] 由风压与风速的关系可知:当风速为90km/h时,风压为:400 N/m²,因此,根据上式可以获得的翼面升力为每平方米40公斤,即使是平板翼型也可以满足翼载小于40公斤的航空器起飞。对于200公斤的垂直起飞重量,只需5平方米的机翼即可。如果采用曲面翼型,则升力还可以进一步提高。

[0028] 垂直起降时,各分力的具体关系为:

[0029]
$$W+Z=F \times \sin\theta+S \times \cos\theta$$

[0030]
$$F \times \cos\theta=S \times \sin\theta$$

[0031] 悬停时,各分力的具体关系为:

[0032] Z=0 故:

[0033]
$$W=F \times \sin\theta+S \times \cos\theta$$

[0034]
$$F \times \cos\theta=S \times \sin\theta$$

[0035] 匀速前飞和倒飞时,各分力的具体关系为:

[0036] $F=Z, S=W$

[0037] 因此,只要通过控制油门(即驱动装置功率)调整拉力 F 和调整驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α ,即可实现航空器的前飞、倒飞、垂直起降和悬停。

[0038] 本实用新型利用滑流增升原理依托机翼的气动特性(升阻比)提高了驱动装置的工作效率,同时利用驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α 的调整实现拉力 F 、升力 S 、重力 W 和阻力 Z 的平衡,即可实现航空器的前飞、倒飞、垂直起降和悬停,实现了垂直起降和高速飞行两种飞行工况的完全兼容。

[0039] 与现有技术相比,本实用新型具有可以完全兼垂直起降和高速飞行两种飞行工况,飞行效率高(比现有垂直起降航空器提高五倍以上)、操控简便、反馈直观、结构简单、成本低廉等优点,可以广泛在垂直起降航空器特别是普及型、轻便型航空器中应用,同时也具有构建大型垂直起降航空器的潜力。由于这种新构型航空器可以在机翼为平板(不具备任何曲面翼型)的情况下,利用翼面上下气流流速差产生的升力实现航空器的垂直起降和飞行,因此也可以称之为板翼机。此外,本实用新型还克服了现有旋翼类航空器受空间布局和翼尖音速的限制,可以采用多个旋翼或多排旋翼提高升力,使得垂直起降航空器能够突破尺寸和载荷的限制,更加大型化。

附图说明

[0040] 图1为本实用新型航空器原理示意图。

[0041] 图2为本实用新型倾转驱动装置操控机构示意图。

[0042] 图3为本实用新型航空器上仰飞行原理示意图。

[0043] 图4为本实用新型航空器下俯飞行原理示意图。

[0044] 图5为本实用新型航空器水平飞行原理示意图。

[0045] 图6为本实用新型实施例倾流式航空器串连原理示意图。

[0046] 图7为本实用新型机翼翼梢设有小翼的航空器示意图。

[0047] 图中:1-支撑机构,2-座椅,3-机身,4-铰链轴,5-机翼,6-驱动装置,7-铰链架,8-操纵杆, α -驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度, F -拉力, S -升力, W -重力, Z -阻力, h -小翼高度, l -机翼展长, b -机翼弦长。

具体实施方式

[0048] 下面结合附图,对本实用新型的具体实施方式作进一步详尽描述。实施例中未注明的技术或产品,均为现有技术或可以通过购买获得的常规产品。

[0049] 实施例1:如图1-7所示,本利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,包括支撑机构1、机身3、机翼5、驱动装置6和操纵杆8,10个螺旋桨式驱动装置6排列设置于航空器机翼5前缘上方,螺旋桨位于机翼前缘上方的后部、距机翼前缘的距离大于螺旋桨的直径并小于五分之一弦长,螺旋桨的下缘接近翼面;驱动装置6通过铰链架7固定在机翼5上而可以围绕铰链轴4实现纵向倾转,驱动装置6的喷气口朝向机翼上表面从而可将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,机翼5直接固定在机身3上且分为左、右机翼,10个驱动装置6分左、右两组对称排列于左右机翼5的前缘上方(每个机翼上设置5个驱动装置);由驱动装置6将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,使之快速流经机翼上表面,利用流过机翼上表面

和下表面的空气的流速差,形成机翼升力;采用弦向吹气增升以后,驱动装置6的效率大大提高,航空器的推重比可以减小到 $K=0.2$,明显优于现有的垂直起降航空器。通过改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α ,从而改变高速气流相对机身的吹送方向,配合驱动装置功率的增减,使机翼升力 S 和驱动装置的拉力 F 在水平方向的合力相互抵消而在垂直方向的合力大于、等于或小于航空器的重力 W 和阻力 Z 之和从而实现航空器的垂直起降或者悬停,使机翼升力 S 和驱动装置的拉力 F 在垂直方向的合力等于航空器的重力 W 而在水平方向的合力大于或小于航空器的阻力 Z 从而实现航空器的向前飞行或者向后飞行。在控制翼面气流时,既可以左右联动形成俯仰力矩,也可以左右差动形成滚转力矩。

[0050] 机翼5为位于机身两侧的横置式,机翼5为低翼载大面积连续表面机翼,机翼展弦比为2.4,使航空器在故障出现时能够像树叶飘落一样实现缓降迫降,当左右机翼以 10° 的上反角安装为V形气动外形以使航空器在空中飘落时能够自动转正。机翼5的翼梢设置有小翼,以提高航空器垂直起降时的升力并降低诱导阻力,小翼高度 h 与机翼展长 l 和弦长 b 的关系满足如下条件:当 $l/b \geq 2$ 时, $h = b \times (b/l)$;当 $l/b \leq 2$ 时, $h = b \times (1 - 0.25 \times l/b)$ 。机翼5的形状为矩形、翼型为下平上凸型。驱动装置6向机翼5弦向吹送的气流呈扁平状,且尽量贴近期机翼5的翼面,可以通过加装整流板控制弦向吹气气流的流动形态,使之呈扁平状吹向机翼上表,并使扁平状气流尽量贴近翼面,从而获得最佳增升效果,提高升力。通过操纵杆8控制驱动装置6吹送到机翼上表面的气流相对机身的流动方向,操纵杆采用常规机械式控制,纵向改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α ,以满足航空器飞行工况改变的要求。驱动装置6吹送到机翼5上表面的气流的流速与驱动装置的功率成正比,而机翼5下表面的气流速度与航空器的飞行速度相同,航空器垂直起降时机翼5下表面的气流速度可以为零(此时机翼上表面的弦向吹气气流仍然可以形成足够的机翼升力)。

[0051] 实施例2:如图1-7所示,本利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,包括支撑机构1、机身3、机翼5、驱动装置6和操纵杆8,12个涡喷发动机驱动装置6排列设置于航空器机翼5前缘上方,涡喷发动机的进气口位于机翼前缘上方的后部、距机翼前缘的距离大于进气口的直径并小于五分之一弦长,涡喷发动机的进气口的下缘接近翼面;驱动装置6通过铰链架7铰接在机翼5上而可以围绕铰链轴4实现纵向倾转,驱动装置6的喷气口朝向机翼上表面从而可将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,机翼5直接固定在机身3上且分为左、右机翼,12个驱动装置6分左、右两组对称排列于左右机翼5的前缘上方(每个机翼上设置6个驱动装置);由驱动装置6将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,使之快速流经机翼上表面,利用流过机翼上表面和下表面的空气的流速差,形成机翼升力;采用弦向吹气增升以后,驱动装置6的效率大大提高,航空器的推重比可以减小到 $K=0.2$,明显优于现有的垂直起降航空器。通过改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α ,从而改变高速气流相对机身的吹送方向,配合驱动装置功率的增减,使机翼升力 S 和驱动装置的拉力 F 在水平方向的合力相互抵消而在垂直方向的合力大于、等于或小于航空器的重力 W 和阻力 Z 之和从而实现航空器的垂直起降或者悬停,使机翼升力 S 和驱动装置的拉力 F 在垂直方向的合力等于航空器的重力 W 而在水平方向的合力大于或小于航空器的阻力 Z 从而实现航空器的向前飞行或者向后飞行。在控制翼面气流时,既可以左右联动形成俯仰力矩,也可以左右差动形成滚转力矩。

[0052] 机翼5为位于机身上方的顶置式,机翼5为低翼载大面积连续表面机翼,机翼展弦

比为1.2,使航空器在故障出现时能够像树叶飘落一样实现缓降迫降,当左右机翼以 0° 的上反角安装为T形气动外形以使航空器在空中飘落时能够自动转正。机翼5的翼梢设置有小翼,以提高航空器垂直起降时的升力并降低诱导阻力,小翼高度 h 与机翼展长 l 和弦长 b 的关系满足如下条件:当 $l/b \geq 2$ 时, $h = b \times (b/l)$;当 $l/b \leq 2$ 时, $h = b \times (1-0.25 \times l/b)$ 。机翼5的形状为梯形、翼型为下凹上凸型。驱动装置6向机翼5弦向吹送的气流呈扁平状,且尽量贴近于机翼5的翼面,即通过整流板控制弦向吹气气流的流动形态,使之呈扁平状吹向机翼上表,并使扁平状气流尽量贴近翼面,从而获得最佳增升效果,提高升力。通过操纵杆控制驱动装置6吹送到机翼5上表面的气流相对机身的流动方向,操纵杆采用常规电动转角控制机构的控制,纵向改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α 进行调整,以满足航空器飞行工况改变的要求。驱动装置6吹送到机翼5上表面的气流的流速与驱动装置的功率成正比,而机翼5下表面的气流速度与航空器的飞行速度相同,航空器垂直起降时机翼5下表面的气流速度可以为零(此时机翼上表面的弦向吹气气流仍然可以形成足够的机翼升力)。控制翼面气流时,既可以左右联动形成俯仰力矩,也可以左右差动形成滚转力矩。

[0053] 实施例3:如图1-7所示,本利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,包括支撑机构1、机身3、机翼5、驱动装置6和操控机构2,20个涡扇发动机驱动装置6排列设置于航空器机翼5前缘上方,涡扇发动机的进气口位于机翼前缘上方的后部、距机翼前缘的距离大于进气口的直径并小于五分之一弦长,涡扇发动机的进气口的下缘接近翼面;驱动装置6通过铰链架7铰接在机翼5上而可以围绕铰链轴4实现纵向倾转,驱动装置6的喷气口朝向机翼上表面从而可将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,机翼5直接固定在机身3上且分为左、右机翼,20个驱动装置6分左、右两组对称排列于左右机翼5的前缘上方(每个机翼上设置10个驱动装置);由驱动装置6将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,使之快速流经机翼上表面,利用流过机翼上表面和下表面的空气的流速差,形成机翼升力;采用弦向吹气增升以后,驱动装置6的效率大大提高,航空器的推重比可以减小到 $K=0.15$,明显优于现有的垂直起降航空器。通过改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α ,从而改变高速气流相对机身的吹送方向,配合驱动装置功率调整,使机翼升力 S 和驱动装置的拉力 F 在水平方向的合力相互抵消而在垂直方向的合力大于、等于或小于航空器的重力 W 和阻力 Z 之和从而实现航空器的垂直起降或者悬停,使机翼升力 S 和驱动装置的拉力 F 在垂直方向的合力等于航空器的重力 W 而在水平方向的合力大于或小于航空器的阻力 Z 从而实现航空器的向前飞行或者向后飞行。在控制翼面气流时,既可以左右联动形成俯仰力矩,也可以左右差动形成滚转力矩。

[0054] 机翼5为位于机身下方的底置式,机翼5为低翼载大面积连续表面机翼,机翼展弦比为2.2,使航空器在故障出现时能够像树叶飘落一样实现缓降迫降,当左右机翼以 20° 的上反角安装为Y形气动外形以使航空器在空中飘落时能够自动转正。机翼5的翼梢设置有小翼,以提高航空器垂直起降时的升力并降低诱导阻力,小翼高度 h 与机翼展长 l 和弦长 b 的关系满足如下条件:当 $l/b \geq 2$ 时, $h = b \times (b/l)$;当 $l/b \leq 2$ 时, $h = b \times (1-0.25 \times l/b)$ 。机翼5的形状为矩形、翼型为对称翼型。驱动装置6向机翼5弦向吹送的气流呈扁平状,且尽量贴近于机翼5的翼面,即通过采用扁平状喷气口式驱动装置,控制弦向吹气气流的流动形态,使之呈扁平状吹向机翼上表,并使扁平状气流尽量贴近翼面,从而获得最佳增升效果,提高升力。可以通过操纵杆控制驱动装置6吹送到机翼上表面的气流相对机身的流动方向,

操纵杆可以采用常规机械式控制,纵向改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α 进行调整。驱动装置6吹送到机翼5上表面的气流的流速与驱动装置的功率成正比,而机翼5下表面的气流速度与航空器的飞行速度相同,航空器垂直起降时机翼5下表面的气流速度可以为零(此时机翼上表面的弦向吹气气流仍然可以形成足够的机翼升力)。

[0055] 实施例4:如图1-7所示,本利用翼面弦向吹气实现垂直起降和飞行的倾流式航空器,包括支撑机构1、机身3、机翼5、驱动装置6和操控机构2,16个涵道螺旋桨驱动装置6排列设置于航空器机翼5前缘上方,涵道螺旋桨位于机翼前缘上方的后部、距机翼前缘的距离大于螺旋桨的直径并小于五分之一弦长,涵道螺旋桨的下缘接近翼面。驱动装置6通过铰链架7铰接在机翼5上而可以围绕铰链轴4实现纵向倾转,驱动装置6的喷气口朝向机翼上表面从而可将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,机翼5直接固定在机身3上且分为左、右机翼,16个驱动装置6分左、右两组对称排列于左右机翼5的前缘上方(每个机翼上设置8个驱动装置);由驱动装置6将高速气流沿弦向吹送到机翼上表面,使之快速流经机翼上表面,利用流过机翼上表面和下表面的空气的流速差,形成机翼升力;采用弦向吹气增升以后,驱动装置6的效率大大提高,航空器的推重比可以减小到 $K=0.15$,明显优于现有的垂直起降航空器。通过改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α ,从而改变高速气流相对机身的吹送方向,配合驱动装置功率增减,使机翼升力 S 和驱动装置的拉力 F 在水平方向的合力相互抵消而在垂直方向的合力大于、等于或小于航空器的重力 W 和阻力 Z 之和从而实现航空器的垂直起降或者悬停,使机翼升力 S 和驱动装置的拉力 F 在垂直方向的合力等于航空器的重力 W 而在水平方向的合力大于或小于航空器的阻力 Z 从而实现航空器的向前飞行或者向后飞行。在控制翼面气流时,既可以左右联动形成俯仰力矩,也可以左右差动形成滚转力矩。

[0056] 机翼5为位于机身上方的顶置式,机翼5为低翼载大面积连续表面机翼,机翼展弦比为1.8,使航空器在故障出现时能够像树叶飘落一样实现缓降迫降,当左右机翼以 15° 的上反角安装为V形气动外形以使航空器在空中飘落时能够自动转正。机翼5的翼梢设置有小翼,以提高航空器垂直起降时的升力并降低诱导阻力,小翼高度 h 与机翼展长 l 和弦长 b 的关系满足如下条件:当 $l/b \geq 2$ 时, $h = b \times (b/l)$;当 $l/b \leq 2$ 时, $h = b \times (1 - 0.25 \times l/b)$ 。机翼5的形状为三角形、翼型为平板翼型,平板翼型的采用可以使机翼面积做得很大,为光伏电池的安装提供足够的空间。驱动装置6向机翼5弦向吹送的气流呈扁平状,且尽量贴于机翼5的翼面,即通过整流板控制弦向吹气气流的流动形状,使之呈扁平状吹向机翼上表,并使扁平状气流尽量贴近翼面,从而获得最佳增升效果,提高升力。可以通过操纵杆控制驱动装置6吹送到机翼上表面的气流相对机身的流动方向,操纵杆可以采用常规电动转角控制机构控制,纵向改变驱动装置向机翼表面吹气的吹气角度 α 进行调整。驱动装置6吹送到机翼5上表面的气流的流速与驱动装置的功率成正比,而机翼5下表面的气流速度与航空器的飞行速度相同,航空器垂直起降时机翼5下表面的气流速度可以为零(此时机翼上表面的弦向吹气气流仍然可以形成足够的机翼升力)。

[0057] 上面结合附图对本实用新型的技术内容作了说明,但本实用新型的保护范围并不限于所述内容,在本领域的普通技术人员所具备的知识范围内,还可以在不脱离本实用新型宗旨的前提下对本实用新型的技术内容做出各种变化,凡在本实用新型的精神和原则之内,所做的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本实用新型的保护范围之内。

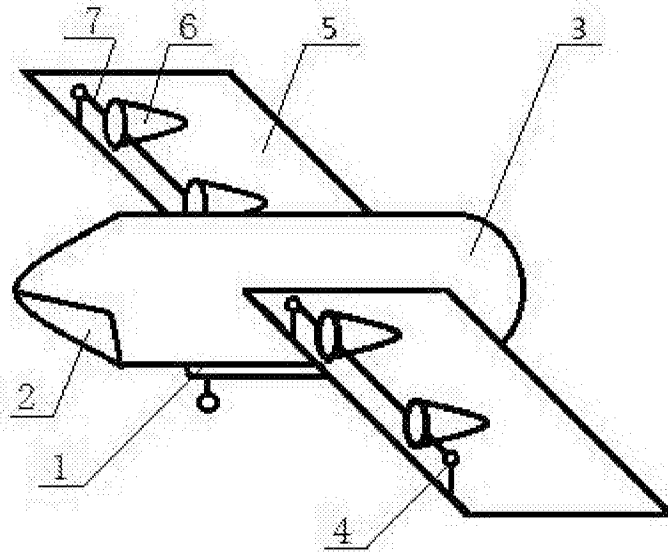


图1

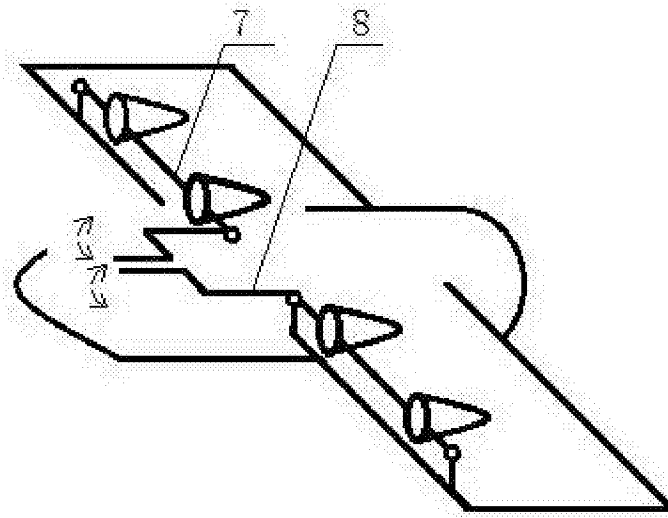


图2

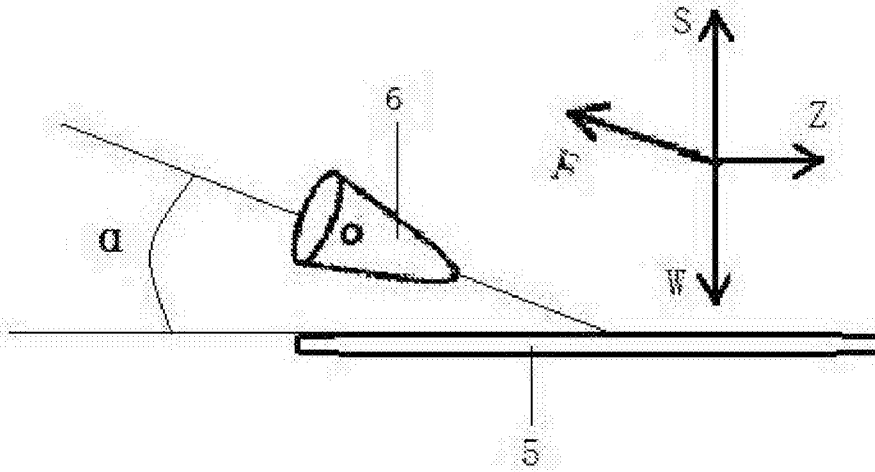


图3

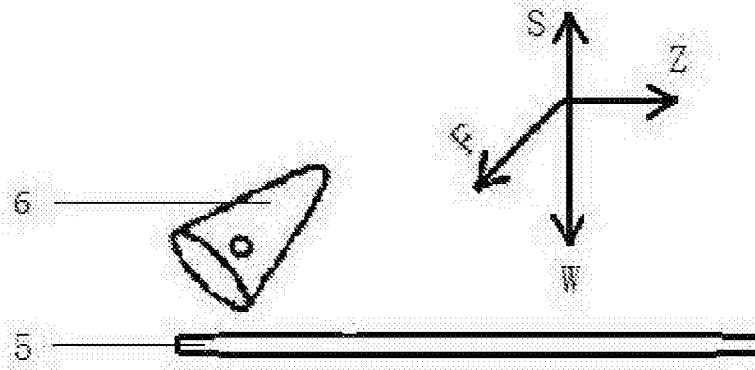


图4

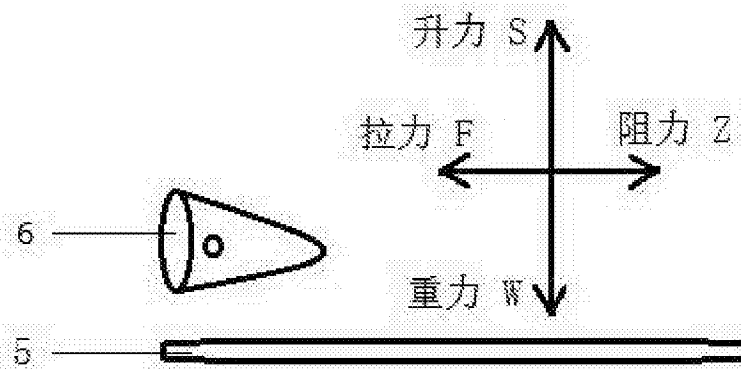


图5

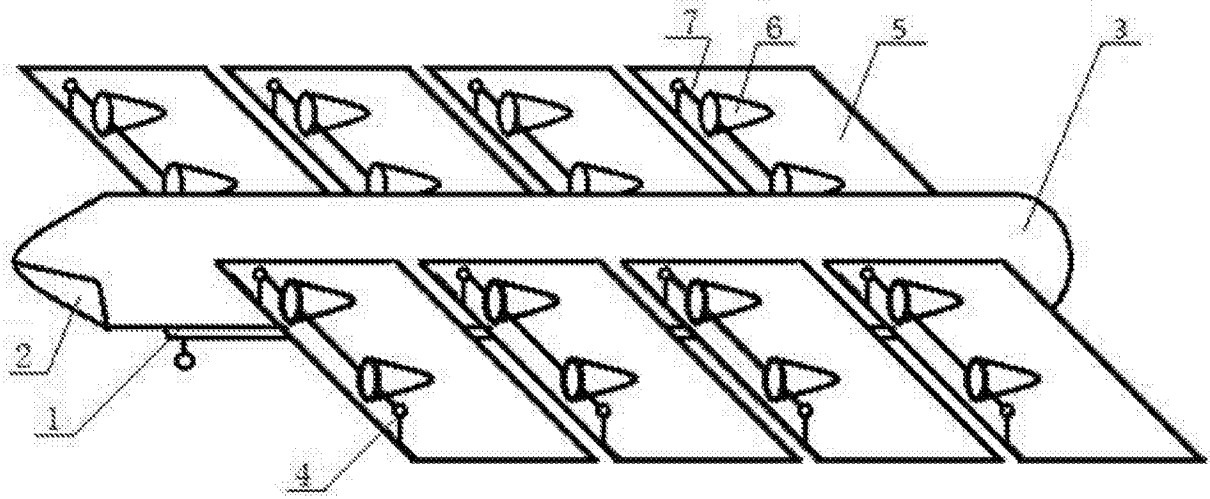


图6

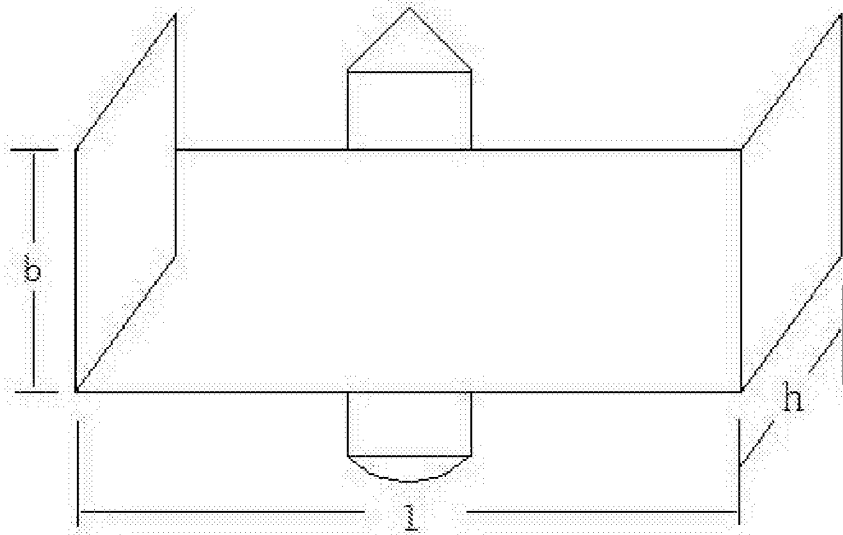


图7