

文章编号:1674-8190(2019)04-521-07

计入螺旋桨干扰的倾转机翼飞行器气动特性研究

韦炜¹, 韩庆², 桑晓庆³, 刘星⁴

(1. 西安爱生技术集团公司 飞行器研发中心, 西安 710065)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(3. 深圳市大疆创新科技有限公司 结构部, 深圳 518000)

(4. 西安航空学院 飞行器学院, 西安 710077)

摘要: 倾转机翼飞行器不仅拥有直升机固有的垂直起降能力, 还具备传统固定翼飞行器特有的高速巡航的特点, 是目前军民用飞行器研究的热点之一。针对传统倾转机翼飞行器存在螺旋桨气动效率低、倾转机构复杂的问题, 提出四发串列式倾转机翼垂直起降布局形式, 对该布局飞行器进行总体设计, 完成螺旋桨周围流场特性、螺旋桨间干扰特性、螺旋桨和机翼之间干扰特性的研究分析, 并制作验证机进行验证。结果表明: 该布局很好地解决了螺旋桨气动效率低、传动机构复杂的问题, 具有较强的可实现性及实用性。

关键词: 倾转机翼; 垂直起降; 串列翼; 气动特性; 螺旋桨干扰

中图分类号: V275

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.04.012

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Study on Aerodynamic Characteristics of Tilting Wing Aircraft Considering Propeller Interference

Wei Wei¹, Han Qing², Sang Xiaoqing³, Liu Xing⁴

(1. Department of Aircraft Design and Research, Xi'an ASN Technology Group Co., Ltd., Xi'an 710065, China)

(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(3. Department of Structure, SZ DJI Technology Co., Ltd., Shenzhen 518000, China)

(4. Aircraft Academy, Xi'an Aeronautical University, Xi'an 710077, China)

Abstract: Tilting wing aircraft not only has the ability of vertical take-off and landing like helicopter, but also be provided with high speed cruise capability as traditional fixed-wing aircraft. Tilting wing aircraft is one of the hot spots of research in both military and civilian unmanned aerial vehicles. A new layout, tilt-tandem wing and quadrotor of vertical take-off and landing(VTOL) aircraft, is proposed to avoid the defects of low aerodynamic efficiency and complicated tilting mechanism. Conceptual design and aerodynamics simulation are carried out to analyze the aerodynamic characteristics of aircraft with the interference of propellers. Further more, prototypes are made and experienced several flight tests validation. Results show that this layout can avoid the disadvantages of low efficiency propellers and complicated tilting mechanism, which is reliable and practical.

Key words: tilting wing; VTOL; tandem wing; aerodynamic characteristics; propeller interference

收稿日期:2018-09-20; 修回日期:2018-12-04

通信作者: 韦炜, 304563515@qq.com

引用格式: 韦炜, 韩庆, 桑晓庆, 等. 计入螺旋桨干扰的倾转机翼飞行器气动特性研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(4): 521-527.

Wei Wei, Han Qing, Sang Xiaoqing, et al. Study on aerodynamic characteristics of tilting wing aircraft considering propeller interference[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(4): 521-527. (in Chinese)

0 引言

随着新一代陆军战略转型以及机械化装备的快速发展,陆军对无人机的能力提出了更高要求,而目前在役的无人直升机和固定翼无人机都有其先天缺陷,很难进一步满足现代化部队的作战使用需求。因此,同时兼具无人直升机(垂直起降、悬停作业)和固定翼无人机(快速、长时间高效飞行)优势的倾转旋翼/倾转机翼无人机技术亟待发展。

理论研究方面,国外对倾转机翼式布局飞行器的研究涉及了样机试飞^[1]、气动性能研究^[2-4]和飞行控制测试^[3]等方面。螺旋桨滑流作用会在很大程度上影响全机的气动特性,国内外对螺旋桨/机翼/机身之间的干扰作用进行了一系列探索^[5-11],但并未涉及到倾转机翼式布局螺旋桨/机翼气动干扰特性的研究。

本文基于提高动力系统气动效率、简化倾转机翼、模块化设计和延长续航时间等设计目标,提出四发串联式倾转机翼的布局形式,对该布局飞行器进行气动布局设计和气动特性分析,并制作缩比验证机进行试飞验证。

1 飞行器气动布局设计

本文提出四发串联式倾转机翼的气动布局,即串联式倾转机翼结合四个螺旋桨安装于两个机翼的布局形式,如图 1 所示。



(a) 巡航状态



(b) 悬停状态

图 1 飞行器飞行模拟效果示意图
Fig. 1 Flight simulation for quad-rotor tandem tilting wing aircraft

在进行飞行器气动布局设计时,要充分考虑前后翼间的干扰效应,除常规的机翼外形参数,还需要重点设计前后翼的安装参数。

(1) 机翼气动外形设计

该串联翼无人机的巡航速度为 72 km/h,故总体设计时机翼平面形状采用低速飞机常用的直机翼,翼型选择 NACA4415 翼型^[12]。飞机总体设计中起飞总质量定为 20 kg,参照文献[4]中的样机,取该飞机翼载荷为 12.5 kg/m²,则串联翼布局参考面积为 1.6 m²。串联翼布局参考面积为前后翼面积之和,为了方便研究前后翼的气动干扰特性,将前后翼设计为相同的直机翼,前后翼面积为 $S_1 = S_2 = 0.8 \text{ m}^2$,取展弦比 $A = 10$ 。

(2) 机翼安装参数设计

串联翼布局前后翼变量示意图如图 2 所示,水平相对距离 L 、垂直相对距离 H 为前翼后缘到后翼前缘的水平及垂直距离; D 为两翼的翼差角度,前翼大于后翼时为正;飞行迎角以后翼的飞行迎角而定。根据文献[6],前后翼布置为 $L = 2c_{r2}$, $H = 0.3c_{r2}$ 时前后翼之间的干扰阻力相对较小。为了避免前后翼翼差角对气动性能产生影响,取 $D = \varphi_1 - \varphi_2 = 0$,机翼详细设计参数如表 1 所示。

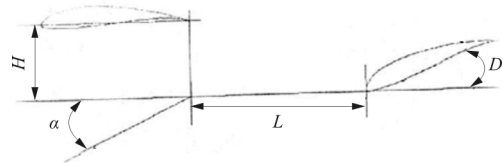


图 2 串联翼布局前后翼变量示意图

Fig. 2 Diagram for the front wing and rear wing variables for tandem tilting wing layout

表 1 前后翼详细设计参数

Table 1 Design parameter for the front wing and rear wing

参 数	前翼/后翼
参考面积 S/m^2	0.8
展弦比 A	10
梢根比 λ	1
(翼根/翼梢弦长)/m	0.282
选用翼型	NACA4415
水平相对距离 L/m	0.565 7
垂直相对距离 H/m	0.084 5
翼差角 $D/(\circ)$	0

2 滑移网格技术

采用基于多重参考坐标系模型的滑移网格技术对四发串列式倾转机翼飞行器的气动特性进行 CFD 数值模拟。具体为:采用 ICEM CFD 进行非结构网格划分,基于 SST 湍流模型,通过在商用仿真软件 CFX 中求解 N-S 方程获取流场信息。含螺旋桨飞行器模型的非结构网格如图 3 所示,网格数为 1 500 万左右。

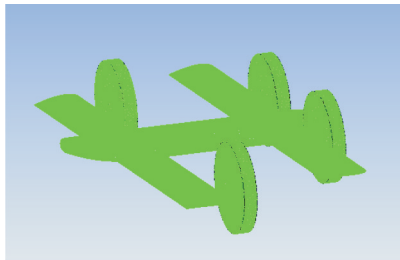
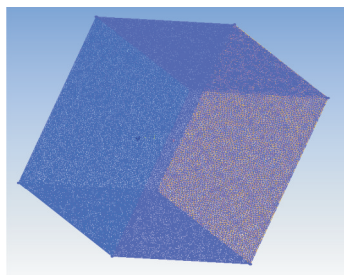


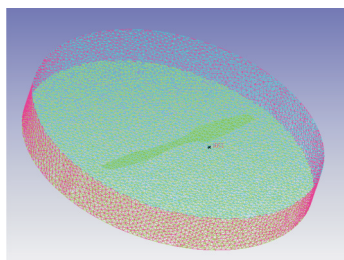
图 3 含螺旋桨的非结构网格

Fig. 3 Unconstructed grid for aeroplane containing propeller

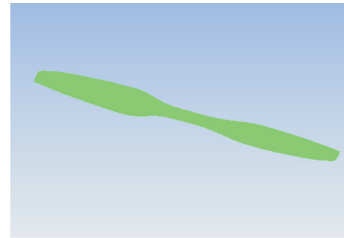
为了计算计入螺旋桨干扰下各飞行状态的全机气动性能,采用滑移网格计算方法,将整个流场的一部分划分成动参考域,另外一部分划分为静参考域,即螺旋桨所在的旋转流场网格和远场所在的静止网格两套网格。旋转域和静止域之间通过交接面(Interface)进行连接以完成信息流通交换。在建模过程中,将旋转部分和静止部分交接的部分分别配对,形成多个交接面,即 Interface 部分。上述两套流场网格如图 4 所示。



(a) 远场静止网格



(b) 旋转域网格



(c) 旋转域内螺旋桨网格

图 4 两套流场网格

Fig. 4 Two flow field grids

静止域和动域两套网格通过交接面(Interface)进行连接使得旋转域和静止域信息流通交换。

计算时对转子区域设置旋转中心坐标、旋转轴和旋转速度,设置旋转轴遵循右手定则且与螺旋桨旋转方向相同。例如,旋转轴通过输入两点坐标的方式设置(该轴须过螺旋桨圆心)。设置三个交接面,分别为螺旋桨上下桨平面及纵向桨平面,如图 5 所示,坐标变换形式选择旋转变换的 Forzen Rotor 模式,这是周期性旋转模拟中常用的一种交接面模式。机翼倾转 30° 夹角时的旋转轴定义方式如表 2 所示,其他倾转角以此类推。

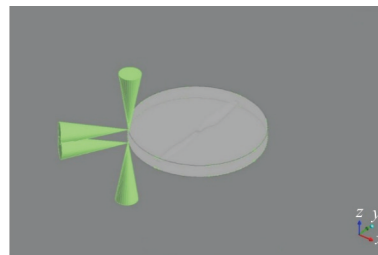


图 5 旋转域与远场交接面设置图

Fig. 5 Rotation field and farfield interaction

表 2 机翼 30° 倾角时对应的旋转轴设置
Table 2 Rotation axis as wing tilting 30°

螺旋桨名称		30° 坐标点/mm
右翼前桨 nei1	x_0	(-362.134, 510, 126.943)
	x_1	(-292.852, 510, 86.943)
左翼前桨 nei2	x_0	(-292.852, -510, 126.943)
	x_1	(-362.134, -510, 86.943)
右翼后桨 nei3	x_0	(480.384, 1110, 44.624)
	x_1	(411.102, 1110, 84.624)
左翼后桨 nei4	x_0	(411.102, -1110, 44.624)
	x_1	(480.384, -1110, 84.624)

对该布局飞行器过渡状态的分析是通过机翼

倾转一定角度来实现的。飞行器实际飞行过程中,一定的机翼倾转角对应一定的前飞速度,分别选取机翼倾转角度 0° 、 30° 、 60° 和 90° 四个计算状态点,计算飞行器从平飞状态过渡到悬停状态的气动特性^[6,13-14],具体计算状态如表 3 所示。

表 3 四发串联式倾转机翼飞行器过渡过程计算状态

Table 3 Calculation on transition stage for wuad-rotor tandem tilting wing aircraft

倾转角度/ $(^\circ)$	前飞速度/ $(\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$	螺旋桨的转速/ rpm
0	72.0	0,3 000,5 000,7 000
30	45.0	0,3 000,5 000,7 000
60	25.2	0,3 000,5 000,7 000
90	18.0	0,3 000,5 000,7 000

3 结果及分析

3.1 螺旋桨对全机气流的干扰作用分析

悬停状态下, $x = -230 \text{ mm}$ 位置处的压力分布如图 6 所示,可以看出:螺旋桨上翼面形成了大面积的低压区,下表面形成高压分布区;垂直起降时螺旋桨产生的向下气流可提高气动效率,由于机翼与螺旋桨同步转动,不会出现倾转旋翼式布局飞行器常见的机翼表面压力突变区。

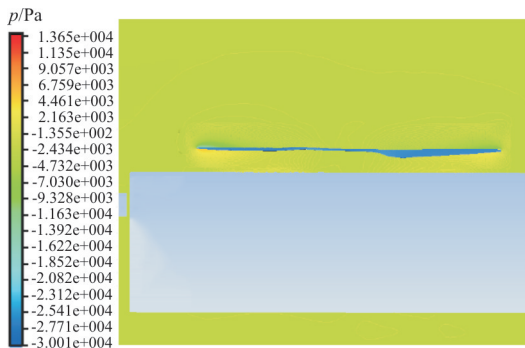


图 6 悬停状态下 $x = -230 \text{ mm}$ 处的压力云图

Fig. 6 Pressure nephogram for hovering stage in $x = -230 \text{ mm}$

倾转 30° 、转速 $7\ 000 \text{ r/min}$ 时 $y = -1\ 000 \text{ mm}$ (后翼左螺旋桨轴心)平面的流线分布如图 7 所示,可以看出:该状态下前翼失速,由于后翼与前翼之间垂直间距合适,且水平间距足够大,后翼并未失速,两者之间干扰小。

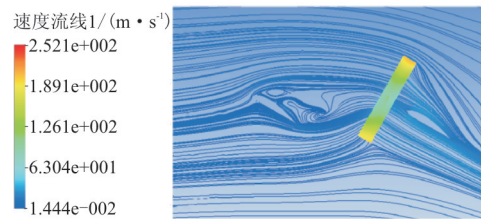
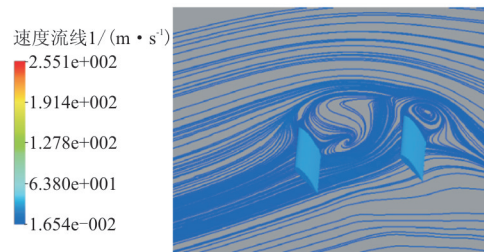


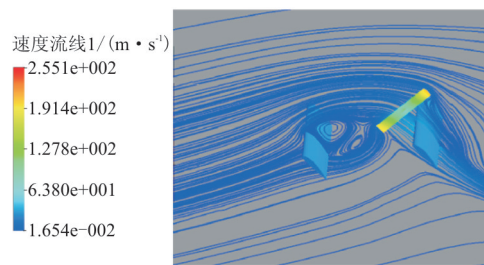
图 7 倾转 30° 、转速 $7\ 000 \text{ r/min}$ 时 $y = -1\ 000 \text{ mm}$ 平面的流线分布图

Fig. 7 Streamline on the plane $y = -1\ 000 \text{ mm}$ for tilting 30° , $\text{RPM} = 7\ 000 \text{ r/min}$

机翼倾转 60° 时 $y = -800 \text{ mm}$ 平面处无螺旋桨, $y = -1\ 000 \text{ mm}$ 平面为后翼左螺旋桨轴心平面位置。两位置状态的流线对比如图 8 所示,可以看出: $y = -800 \text{ mm}$ 处前后翼均失速, $y = -1\ 000 \text{ mm}$ 处前翼已失速,但由于螺旋桨的作用后翼并未失速。此现象说明螺旋桨可以延缓机翼上翼面的气流分离。



(a) $y = -800 \text{ mm}$



(b) $y = -1\ 000 \text{ mm}$

图 8 机翼倾转 60° 两个平面的流线对比图

Fig. 8 Comparison diagram for two planes as wing tilting 60°

平飞状态转速 $6\ 000 \text{ r/min}$ 情况下, $x = -340 \text{ mm}$ 桨盘对应平面的流线分布图如图 9 所示,桨盘外侧气流速度较大,桨盘内侧气流速度较小。

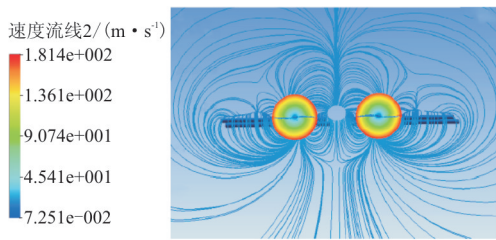


图 9 平飞状态转速 6 000 r/min, $x = -340$ mm 平面上的流线分布图

Fig. 9 Streamline on the plane $x = -340$ mm for cruise stage $RPM = 6\ 000$ r/min

从图 9 可以看出:整个平面气流受螺旋桨的干扰产生环向扰动,故增大机翼气动升力的同时也增大了气动阻力。

机翼倾转 30° 四个螺旋桨 x 方向(水平方向)和 z 方向(铅垂方向)的拉力值如表 4 所示,可以看出:相同转速下四个螺旋桨 x 方向和 z 方向上的拉力分量基本一致,即前后螺旋桨之间干扰、机翼对螺旋桨的干扰较小。

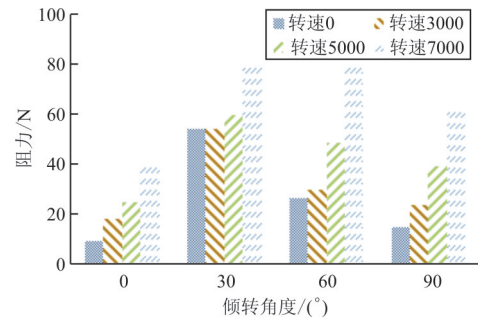
表 4 机翼倾转 30° 时四个螺旋桨 x 和 z 方向的拉力值

Table 4 The force for x direction and z direction for four propellers on tilting 30°

转速/ ($r \cdot \min^{-1}$)	拉力/N							
	x 方向				z 方向			
	f_{x1}	f_{x2}	f_{x3}	f_{x4}	f_{z1}	f_{z2}	f_{z3}	f_{z4}
7 000	60.280	60.260	63.420	58.700	33.000	33.000	33.000	32.760
5 000	25.080	25.080	29.970	28.180	13.940	13.950	16.880	16.240
3 000	4.959	4.930	5.616	5.625	3.272	3.267	4.048	4.252

3.2 全机升阻特性分析

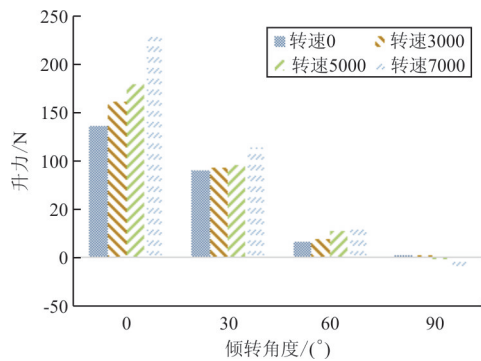
不同转速下四个飞行状态的升力、阻力对比如图 10 所示,可以看出: 0° 、 30° 和 60° 三个倾转角度下螺旋桨转速为 0 时全机升力均小于其他转速下的升力; 0° 、 30° 、 60° 和 90° 四个机翼倾转角度下螺旋桨转速为 0 时的全机阻力也小于其他转速下的阻力。即螺旋桨的作用使得全机升力增大,阻力增大,其原因是:螺旋桨作用使得机翼上翼面的气流分离减少,同时由于螺旋桨的旋转作用增大了气动阻力。



(b) 阻力对比

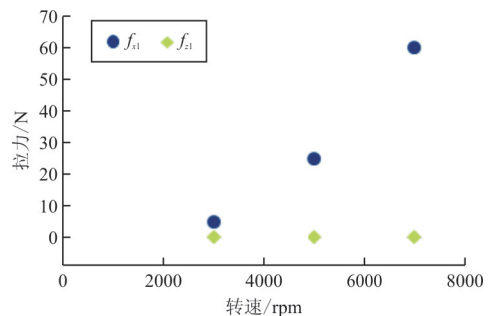
图 10 不同转速下四个飞行状态的升阻力对比图

Fig. 10 Lift and drag in four flight attitude as a function of RPM



(a) 升力对比

机翼四个飞行状态下螺旋桨方向 x 方向和 z 方向拉力随转速的变化如图 11 所示。



(a) 机翼旋转 0°

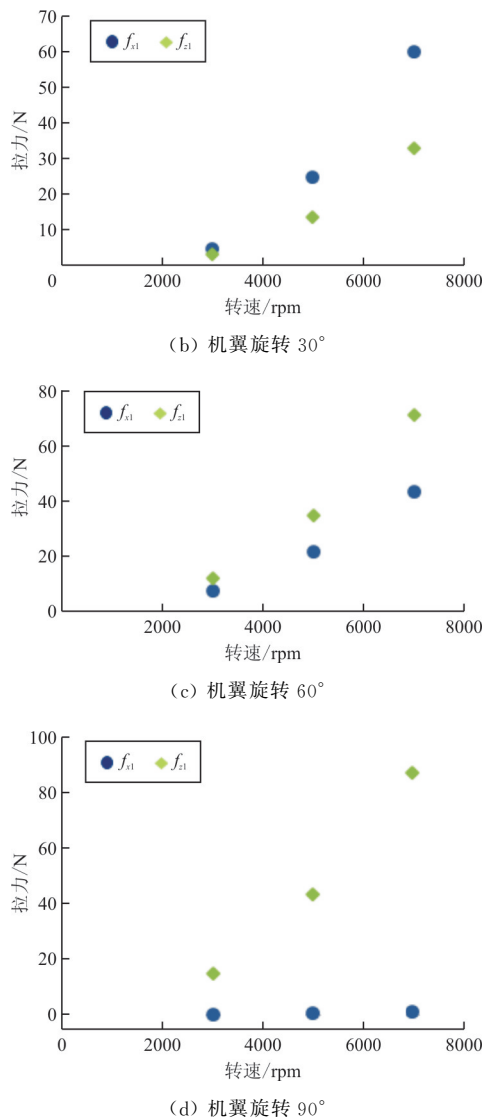


图 11 机翼各飞行状态下螺旋桨方向 x 方向和 z 方向拉力随转速变化曲线

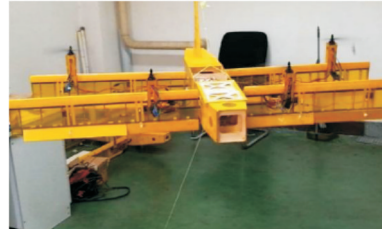
Fig. 11 Variation curve tension in four flight attitude as a function of RPM

从图 11 可以看出:随着倾转角度的增大, x 方向的拉力分量不断变小, z 方向的拉力分量不断增大,与实际情况一致;机翼倾转 0° 时,全机升力主要靠机翼提供,此时 z 方向的螺旋桨拉力分量较小,基本为 0;机翼倾转 90° 时,全机升力主要靠螺旋桨来提供,此时螺旋桨 z 方向的拉力较大,可以平衡全机自重和 z 方向的气动力(此时机翼可能会产生负升力)。

4 缩比验证机试飞

为了验证四发串列式倾转机翼飞行器的可行

性,进行缩比验证机的总体设计、结构设计、倾转机翼设计、内部舱室设计等,制作缩比验证机实物并进行试飞验证以及模式的姿态控制。飞行器验证样机的试飞图如图 12 所示。



(a) 室内悬吊姿态测试



(b) 垂直起飞状态



(c) 滑跑起飞状态



(d) 巡航状态

图 12 缩比验证机试验与试飞过程

Fig. 12 Scale model for testing and flight

从目前的验证试飞结果来看,该缩比验证机气动布局设计较为合理,螺旋桨间干扰、机翼与螺旋桨间干扰均较小,全机升阻特性较好,基本达到本文的设计目标,可实现垂直起飞和正常平飞。过渡状态由于气动理论和控制理论尚不完善,有待下一步探索。

5 结 论

(1) 本文采用的四发串列式倾转机翼布局形式的优势是悬停状态下螺旋桨产生的向下气流顺利通过机翼剖面,有利于提高螺旋桨气动效率。机翼与螺旋桨同步转动,因此不会出现倾转旋翼式布局飞行器中常见的机翼表面出现压力突变的情况。该布局很好地解决了螺旋桨的气动效率低的问题。

(2) 该布局方案的螺旋桨间相互干扰及机翼对螺旋桨的干扰都较小。

(3) 螺旋桨可以延缓机翼上表面气流分离,但同时螺旋桨的旋转作用造成气流的环向扰动,故增大机翼气动升力的同时也增大了气动阻力。

(4) 0° 倾转角下主要由机翼提供升力, 90° 倾转角下主要由螺旋桨提供升力,中间过渡态由机翼和螺旋桨共同提供升力。

(5) 由缩比验证机的制作和试飞情况来看,该布局形式具有可行性,可以用于提高传统垂直起降飞行器的续航时间。

参考文献

- [1] Muraoka K, Okada N, Kubo D. Quad tilt wing VTOL UAV: Aerodynamic characteristics and prototype flight test[C]. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. Seattle, WA, Unitedstates, 2009.
- [2] Sheng C, Narramore J C. Computational simulation and analysis of Bell Boeing quad tiltrotor aero interaction[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(3): 0420024.
- [3] Suzuki S, Zhijia R, Horita Y, et al. Attitude control of quad rotors QTW-UAV with tilt wing mechanism[J]. Journal of System Design and Dynamics, 2010, 4(3): 416-428.
- [4] Mylapore A R, Schmitz F H. An experimental investigation of ground effect on a quad tilt rotor in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2015, 60(1): 12002.
- [5] 周加松. 倾转旋翼飞行器悬停状态下旋翼/机翼干扰研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.
Zhou Jiasong. Research on aerodynamic interaction among tilt-rotor for tilt-rotor aircraft in hover stage[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [6] 徐恺. 倾转旋翼飞行器旋翼/机翼/机身气动干扰计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
Xu Kai. Calculation of the aerodynamic interaction between rotor/wing/fuselage of tilt-rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [7] 刘全. 悬停和前飞状态倾转旋翼机流场的数值分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
Liu Quan. Numerical analysis on tiltrotor aircraft flowfield in hover and forward flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [8] 成宝峰. 倾转旋翼机旋翼/机翼/机身干扰流场的数值分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
Cheng Baofeng. Numerical analysis on interactional field among tilt-rotor/wing/fuselage[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [9] 曾祥伟. 倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2013.
Zeng Xiangwei. Research on rotor/wing aerodynamic interaction for tilt-rotor aircraft [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2013. (in Chinese)
- [10] 卢泓宗, 钟斌. 倾转旋翼无人机过渡姿态气动分析[J]. 工业技术与实践, 2015(11): 145-146.
Lu Weizong, Zhong Bin. Aerodynamic analysis on transition stage for tilt-rotor aircraft[J]. Industrial Technology and Practice, 2015(11): 145-146. (in Chinese)
- [11] 卢泓宗, 张义, 刘硕. 倾转旋翼无人机悬停姿态气动分析[J]. 化学工程与装备, 2015(11): 148-152.
Lu Weizong, Zhang Yi, Liu Shuo. Aerodynamic analysis on hover stage for tilt-rotor UAV[J]. Chemical Engineering & Equipment, 2015(11): 148-152. (in Chinese)
- [12] Yoo C, Ryu S, Park B, et al. Actuator controller based on fuzzy sliding mode control of tilt rotor unmanned aerial vehicle[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2014, 12(6): 1257-1265.
- [13] 陈永. 倾转旋翼机过渡段纵向姿态控制技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
Chen Yong. Research on longitudinal attitude control technology of tilt rotor during transition[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [14] 陈琦, 江涛, 史凤鸣, 等. 倾转三旋翼无人机过渡模式走廊曲线研究[J]. 电光与控制, 2017(3): 1-6.
Chen Qi, Jiang Tao, Shi Fengming, et al. Research on corridor curve of transition mode for a tilt tri-rotor UAV[J]. Photoelectric Control, 2017(3): 1-6. (in Chinese)

作者简介:

韦 炜(1991—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计与气动分析。

韩 庆(1965—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器总体设计、生存力及结构优化。

桑晓庆(1993—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计与气动分析。

刘 星(1990—),男,硕士,助教。主要研究方向:飞行器设计、结构的力学性能测试技术。

(编辑:马文静)