

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.02.005

倾转四旋翼 UAV 过渡状态下旋翼/机身气动干扰数值分析

杜思亮^{1,2} 王 策² 孙宏佳¹ 唐正飞² 招启军²

(1. 淮阴工学院机械与材料工程学院, 淮安, 223003;

2. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京, 210016)

摘要:通过数值模拟的方法对十字构型倾转四旋翼 UAV 在倾转过渡状态下前旋翼/机身/后旋翼间的气动干扰进行了计算与分析。分别建立了孤立前旋翼、前后旋翼、前旋翼-机身、前后旋翼-机身组合时的计算模型。在不同旋翼倾转角下,研究了以上组合模型对前旋翼、后旋翼以及机身的气动力和力矩的影响并分析了相互间的气动干扰情况,得出了前旋翼是整机气动干扰影响的主导因素,揭示了旋翼/机身间气动干扰形成的原因,为该构型旋翼布置与控制系统的的设计提供参考。

关键词:倾转四旋翼;气动干扰;CFD;无人机;旋翼

中图分类号:V211.52 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2018)02-0179-07

Numerical Analysis of Aerodynamic Interference of Rotor/Fuselage in Transition State of Tilting Four-Rotor UAV

DU Siliang^{1,2}, WANG Ce², SUN Hongjia¹, TANG Zhengfei², ZHAO Qijun²

(1. Faculty of Mechanical & Material Engineering, Huaiyin Institute of Technology, Huaian, 223003, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Numerical simulation is carried out to calculate and analyze the aerodynamic interaction between the front rotor / fuselage / rear rotor during the tilting and transition state of the cross shaped four-rotor UAV. The calculation models of isolated front rotor, front/rear rotors, front rotor / fuselage, and front/rear rotors fuselage combination are established. Numerical calculation and analysis of aerodynamic force and aerodynamic torque of the front rotor / fuselage / rear rotor at the different angles of rotor tilting are proposed. It is concluded that the front rotor is the leading factor in the aerodynamic interference of the whole UAV in the front rotor/fuselage and front/rear rotor fuselage combination. It provides the theoretical guidance for the design and optimization of the configuration of this kind UAV.

Key words: tilting four-rotor; aerodynamic interference; CFD; unmanned aerial vehicle(UAV); rotor

十字构型倾转四旋翼无人机^[1]是针对倾转双旋翼无人机的不足而提出的一种改进方案。其在机身前后增加了一对旋翼,并且采用分步倾转策略(第一步倾转左右机翼上的旋翼,第二步倾转前后机身上的旋翼),使得无人机在倾转过渡过程中,纵

向平面的稳定性加强,飞行的安全性增高。十字构型倾转四旋翼无人机与倾转双旋翼无人机相比,除了存在旋翼/机翼间的气动干扰外,还包含了旋翼/机身间的气动干扰。在倾转过渡状态下,机身前部旋翼产生的下洗流以及尾迹都会不断地冲击机身,

收稿日期:2017-12-15;修订日期:2018-02-15

通信作者:杜思亮,男,讲师,E-mail:kjofchina@qq.com。

引用格式:杜思亮,王策,孙宏佳,等.倾转四旋翼 UAV 过渡状态下旋翼/机身气动干扰数值分析[J].南京航空航天大学学报,2018,50(2):179-185. DU Siliang, WANG Ce, SUN Hongjia, et al. Numerical analysis of aerodynamic interference of rotor/fuselage in transition state of tilting four-rotor UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2): 179-185.

从而对整机的俯仰力矩、横滚力矩和偏航力矩产生影响,因此非常有必要对该种构型的前旋翼/机身/后旋翼之间的气动干扰进行研究。目前国内外对倾转旋翼飞行器旋翼/机翼间的气动干扰特性进行了大量的研究。Yeo 等^[2]对倾转四旋翼飞行器过渡状态的流场进行了数值模拟,分析了前旋翼对后旋翼的气动干扰。Sheng 等^[3]对倾转旋翼飞行器过渡状态的全机各部件流场干扰进行了数值模拟。南京航空航天大学招启军教授课题组^[4-8]、陈仁良教授课题组^[9-10]采用 CFD 数值模拟以及理论计算的方法对倾转双旋翼飞行器的旋翼/机翼组合状态下的悬停及过渡状态的干扰流场和气动干扰理论进行了研究。此外,刘正江^[11]、郭剑东^[12]、王琦^[13]等学者还对倾转双旋翼飞行器气动特性进行了分析。

由此可见,大部分学者研究的是旋翼和机翼间的气动干扰,对本文所述的十字构型倾转四旋翼无人机旋翼/机身间的气动干扰问题则鲜有研究。而倾转过渡过程是倾转旋翼飞行器最典型的飞行状态,这一阶段短舱会发生倾转,桨盘平面将从倾转

前的水平状态变为倾转完成后的竖直状态,旋翼会和机身产生强烈的气动干扰。因此,研究这一过渡状态下的气动干扰特性,对剖析该种构型无人机的气动干扰机理,具有重要意义。本文将通过 CFD 方法分别研究前旋翼、机身、前旋翼-机身、后旋翼-机身与前后旋翼-机身 5 种组合状态下,桨盘倾转角对旋翼/机身的的气动干扰情况,并总结相应的规律,为该构型旋翼布置与控制系统的的设计提供一定的参考。

1 计算模型与数值方法

本文无人机构型如图 1(a)所示。其总体参数见表 1。通过 CATIA 构建的几何结构模型如图 1(b)所示。用于数值计算的模型如图 1(c)所示。本文数值计算所采用的控制方程为不可压的黏性 N-S 方程,湍流模型采用 $k-e$ 模型,压力与速度的耦合采用的是 SIMPLE 算法,采用二阶迎风格式对对流项进行离散,以有限体积法对整个流场进行计算,通过 ICEM 软件定义和划分网格,使用商业软件 FLUENT 进行数值计算。由于计算需要模

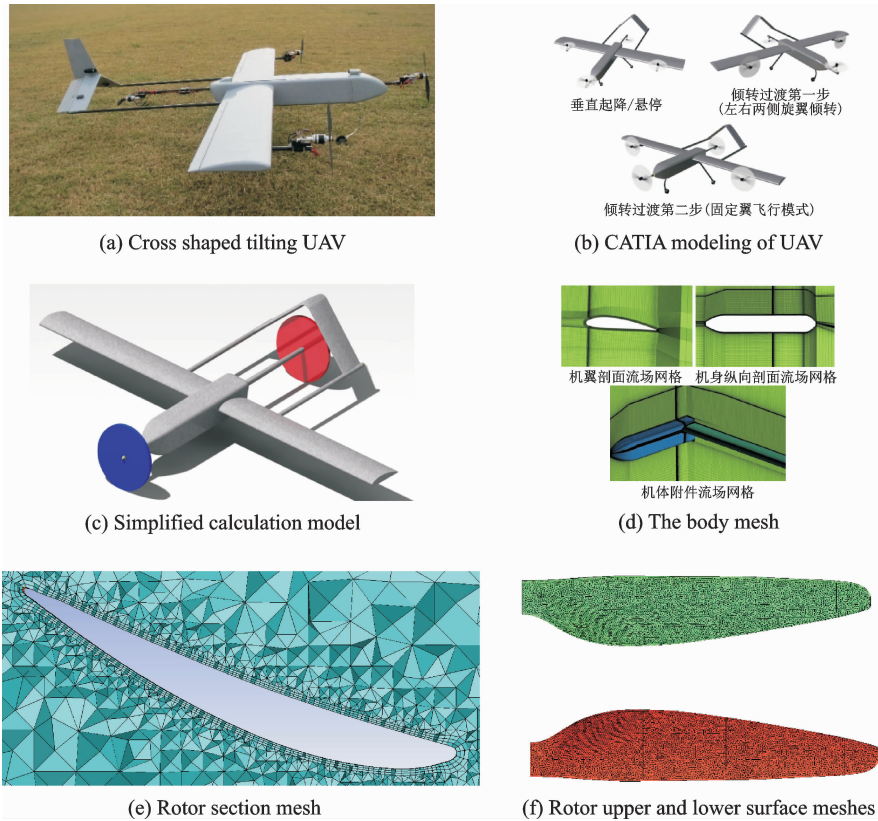


图 1 UAV 模型

Fig. 1 UAV model

表 1 UAV 构型尺寸参数

Tab. 1 Size parameters of UAV

参数	机长/ m	翼展/ m	旋翼 型号	翼面积/ m^2	V 尾夹角/ ($^\circ$)	机翼弦长/ m	机翼 翼型	尾翼 翼型	尾翼弦长/ m	机翼安装 角/ $(^\circ)$
数值	2.04	2.35	1206	0.625	46.5	0.29	SAUTER1	NACA0012	0.2	4

拟全机流场,其中机体部分(机身,机翼,尾翼等)形状比较规则,对其划分结构网格(图 1(d))。而旋翼部分由于还存在着一个内部旋转域,将其划分成非结构网格(图 1(e,f)),划分方法与文献[14,15]类似。具体划分方法为:对旋翼、机身、机翼、尾翼和远场域组成的几何模型,分别进行网格划分,旋翼周围的网格单元数约为 200 万个,机身、机翼和尾翼周围的网格单元数约为 750 万个,把它们组合在一起,整体网格单元数约为 1 550 万个。为了能够捕捉到壁面附近的湍流流动情况,旋翼近壁面六面体网格第一层的厚度设置为 0.1 mm,其他部件第一层网格高度设置为 0.3 mm。除了划分高精度的网格外,时间步长和迭代次数也是影响计算精度的要素之一。通过计算尝试,时间步长设为旋翼旋转一周所用时间的 1/160,当旋翼旋转 20 圈时升力基本稳定不再变化。

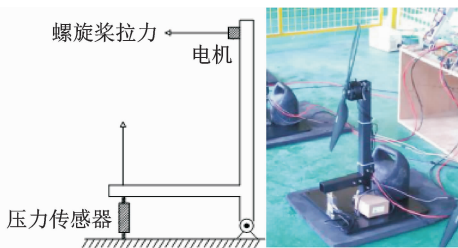
为了验证本文数值计算方法的正确性,构建了验证旋翼拉力和功率的试验平台(图 2(a)),使用与数值计算几何尺寸一致的旋翼作为试验对象,测得的拉力和功率值如图 2(b)所示。可以看到计算值与实验值在低转速状态下非常符合,但是随着转速的增加,拉力值相对试验值开始有所偏离,但是误差值不大。引起误差的原因很多,一方面几何模型的建立本身就有一定的误差,另一方面计算的数值方法也存在误差,而不同转速的误差各不相同,这主要是因为不同转速计算采用的是同一套网格,而同一套网格不可能使得所有转速下的数值模拟结果都很好。从图 2(b)中选择计算误差较小的转速点(误差值 < 5%, 2 000 r/min),将该转速值定

义为数值计算用的旋翼转速值。最后,定义本文数值计算时无人机的飞行速度为 20 m/s,旋翼旋转速度为 2 000 r/min,倾转过程中的速度无变化。

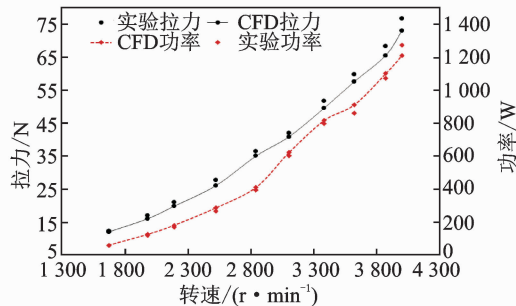
2 计算结果与分析

2.1 对前旋翼的气动影响

图 3 是对孤立前旋翼、前后旋翼、前旋翼-机身、前后旋翼-机身组合状态分析时,前旋翼拉力和扭矩随倾转角度的变化曲线。从图 3(a)中可以看出,倾转过程中,前旋翼拉力随着桨盘倾转角的增加而减小。这主要是因为随着桨盘的倾转,桨盘的轴向来流速度会逐渐增大而此时的旋翼轴线速度小于 0,也就是说桨盘的轴向来流速度的增加值随着桨盘的倾转角度的增加而减少。前后旋翼组合时,后旋翼对于前旋翼的拉力没有影响,这是因为后旋翼的存在对于上游前旋翼处的流场干扰很小。从滑流理论方面考虑,说明后旋翼对于上游流场的旋度和速度影响很小。前旋翼-机身组合时,可以看出相对于单个旋翼,机身的存在增大了前旋翼的拉力,这是因为桨盘的下洗流会直接打到机身头部位置(图 4),这就使得桨盘处的诱导速度有所减少,从而有效迎角增大,桨叶产生的拉力增大。前后旋翼-机身组合时前旋翼拉力变化与前旋翼-机身组合时前旋翼拉力的变化基一致。从图 3(b)中可以看出,随着桨盘的倾转,旋翼扭矩变化不大,但是由于机身的存在增大了前旋翼的扭矩。单个前



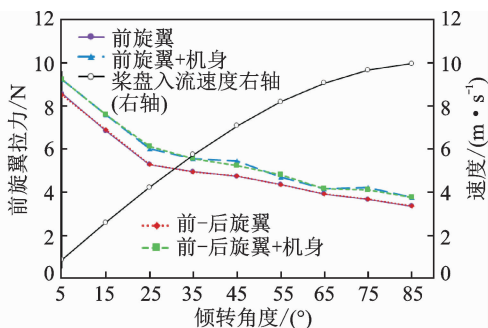
(a) Rotor test device



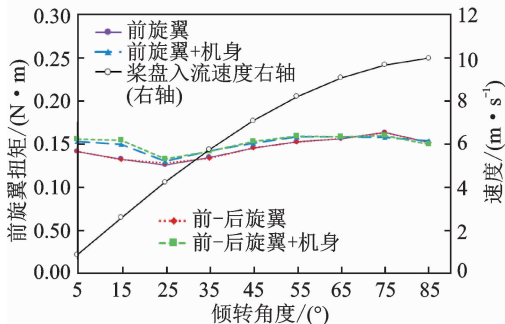
(b) Comparison between calculated values and experimental values

图 2 算例验证

Fig. 2 Example verification



(a) Disturbance to pulling force of front rotor



(b) Disturbance to torque of front rotor

图 3 前旋翼拉力和扭矩随桨盘倾转角度的变化曲线

Fig. 3 Change curves of thrust and torque of front rotor with angle of propeller disc

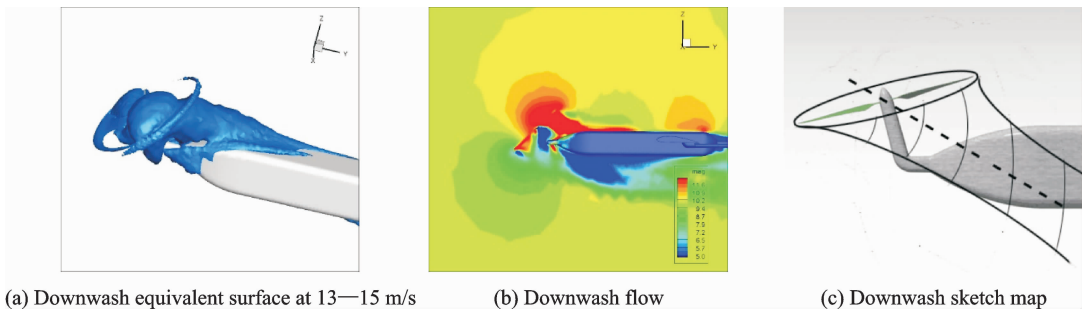


图4 倾转角度45°时,前旋翼机身流场

Fig. 4 Flow field of front rotor fuselage at angle of 45°

旋翼和前后旋翼组合时前旋翼的扭矩变化基本一致。在倾转角度较大时,扭矩小幅增大主要是因为桨盘轴向速度和诱导速度综合作用的结果。前旋翼-机身、前后旋翼-机身时前旋翼的扭矩变化与单个前旋翼的扭矩变化基本一致,加上机身后,由于机身对流场的干扰作用,使得桨盘处诱导速度有所减少,有效功率增大。

2.2 对后旋翼的气动影响

图5为对孤立后旋翼、前后旋翼、后旋翼-机身、前后旋翼-机身组合状态时,后旋翼拉力随倾转角度的变化曲线。总的来看,随着桨盘的倾转角度增加,后旋翼的拉力在逐渐减小,其减小趋势同前旋翼一样,产生的原因也相同。从图6中可以看出前旋翼对后旋翼拉力的影响有两方面:

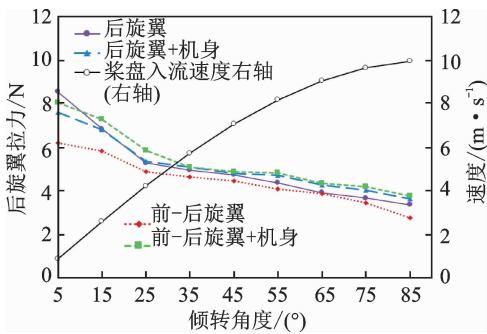


图5 前旋翼拉力随桨盘倾转角度的变化曲线

Fig. 5 Change curves of thrust of rear rotor with angle of propeller disc

(1) 尾迹干扰。尾迹干扰主要集中在倾转角度小于45°时(图6(a)),由于无人机前后旋翼不在同一水平高度上,当前后旋翼倾转角度较小时,前旋翼的尾迹不断脱落,并且在来流作用下向后逸散,大量从前旋翼脱落的桨尖涡会打到后旋翼桨盘平面上,引起后旋翼的拉力减小。

(2) 下洗流干扰。当倾转角度大于45°时(图6(b)),根据滑流理论,后旋翼处于前旋翼的滑流区,造成后旋翼来流速度增大,从而导致拉力有所下降。

机身对于后旋翼拉力的影响也与倾转角度有关。当倾转角度较小时,机身对于后旋翼拉力的气动干扰影响比较小。这主要是因为机身尾流区对于后旋翼流场的扰动,而机身尾流区对桨盘轴向气流流速的影响并不大,说明机身对后旋翼拉力的干扰有限。当倾转角度较大时,机身后方的尾流区会扰乱后旋翼处的流场(图6(c)),后旋翼桨盘的轴向来流速度会直接影响后旋翼的拉力,从而使得后旋翼拉力的增加。前旋翼-机身组合对后旋翼拉力的干扰类似前旋翼。当倾转角度较小时,由于机身的阻挡,前旋翼的尾迹被机身打散,对后旋翼的拉力干扰不大;当倾转角度较大时,机身的尾流和前旋翼的下洗流会流至后旋翼上,导致后旋翼的拉力下降。

2.3 对机身的气动影响

2.3.1 对机身升力和阻力的影响

图7(a)为机身、前旋翼-机身、后旋翼-机身、前

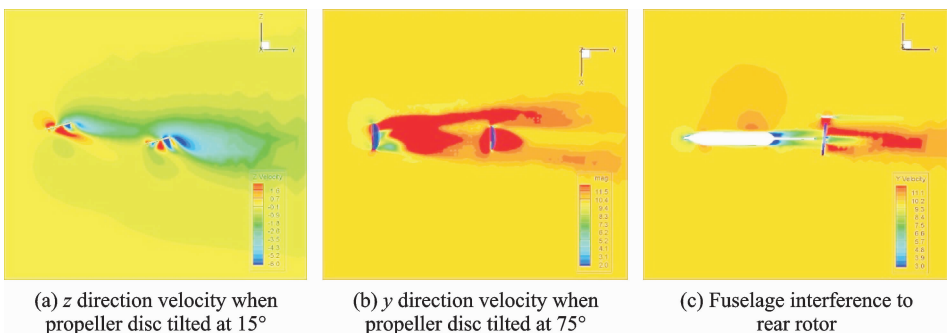


图6 前旋翼/机身对后旋翼的干扰

Fig. 6 Interference of front rotor / fuselage to rear rotor

后旋翼-机身组合时,机身升力随倾转角的变化曲线。从图中可以看出前旋翼-机身与前后旋翼-机身组合时,机身升力变化较大;后旋翼-机身组合时,机身升力变化很小。图 7(b)为机身阻力的变化曲线,从图中可以看出,随着桨盘的倾转,后旋翼对于机身阻力影响并不大,前旋翼对于机身阻力的干扰比较大,随着倾转角度的增加,机身阻力逐渐增加。

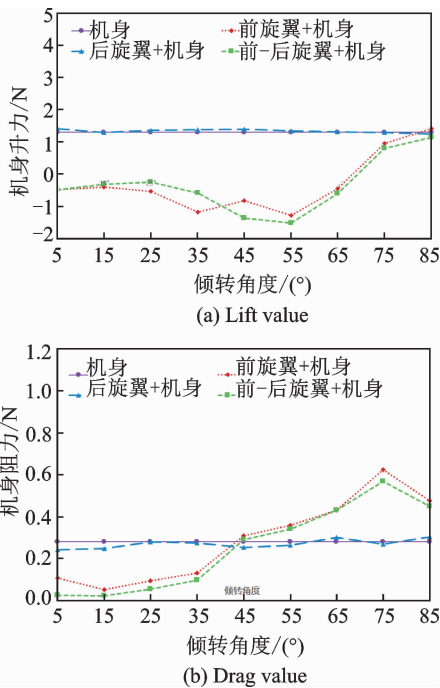


图 7 机身升力和阻力的干扰曲线

Fig. 7 Interference curves of lift and drag of fuselage

图 8 为桨盘倾转时机身高压区变动。从图 8 可以看出随着倾转角度的增大,前旋翼对于机身升力的干扰比较明显,总体上来看随着旋翼的倾转,机身的升力从负值向正值转变,这是由前旋翼下洗流冲击机身的结果。随着桨盘的倾转,根据滑流理论,前旋翼下洗流也会随之变化,当倾转角度比较小时,下洗流扫过机身的面积比较小,但是单位面积上产生的冲击力比较大;随着倾转角度的增大,旋翼下洗流流至机身的面积逐渐增大,但是单位面积上产生的冲击力也在减小。前后旋翼对机身升力的影响与单个前旋翼对于机身升力影响基本一致。前旋翼对机身阻力的影响比较大是由于当倾转角度较小时,前旋翼下洗流中的一小部分打在了机身上,造成机身阻力的增加,而另一部分下洗流向向下向后流去,使得机身阻力减少。当倾转角度较大时,前旋翼的下洗流很大一部分将直接打在机身上,使得机头流场速度增大,进而增大机身阻力。前后旋翼对机身阻力的干扰与前旋翼对机身阻力干扰的情况基本一致,都是前旋翼对机身阻力的干扰。此外“前旋翼-机身”与“前后旋翼-机身”时机身阻力

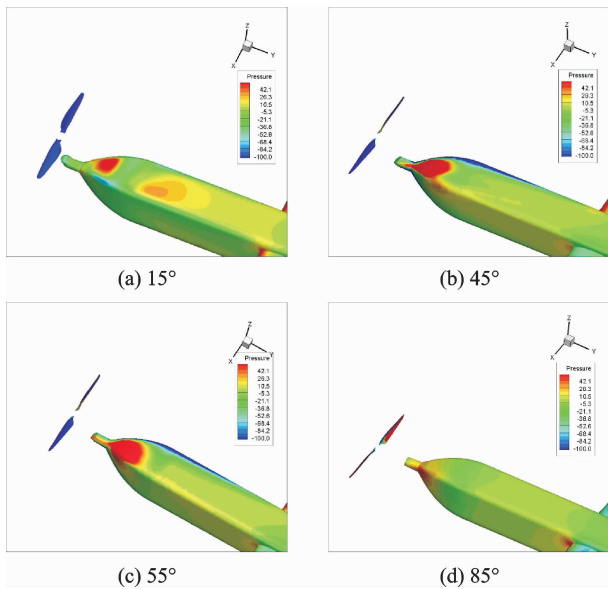


图 8 桨盘倾转时机身高压区变动

Fig. 8 Change of high pressure zone of fuselage when paddle is tilted

的差值是因为后旋翼对机身流场的扰动引起的,但是此扰动对机身阻力影响很小,可以忽略不计。

2.3.2 对机身力矩的影响

图 9 为机身俯仰力矩随倾转角的变化曲线,可以看到倾转过程中“后旋翼-机身”组合时机身俯仰力矩变化比较小;“前旋翼-机身”与“前后旋翼-机身”组合时机身俯仰力矩变化较大,这主要是由于前旋翼的干扰所导致的。后旋翼对机身的气动干扰比较小,主要是因为后旋翼对机身处流场的扰动不大。前旋翼对机身的干扰使得机身俯仰力矩随着倾转角度的变化呈现先增大后减小的趋势。随着倾转角度的增大,前旋翼的下洗流会扫过机身,下洗流流至机头时,会使机身产生向下的载荷,同时产生低头力矩。这一阶段,下洗流流至机身的面积会逐渐增大,因此低头力矩会逐渐增大;随着倾转角度的继续增大,桨盘下洗流逐渐接近水平而均匀的流至机头,此时机头虽然受到前旋翼的冲击,但是由于下洗流逐渐水平,因此对机身产生的主要是阻力,而不是俯仰力矩,因此倾转阶段后半部分,机身俯仰力矩会逐渐减小。前后旋翼组合时机身

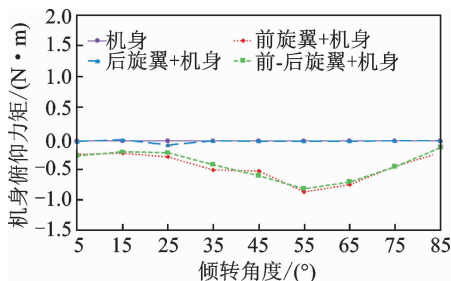
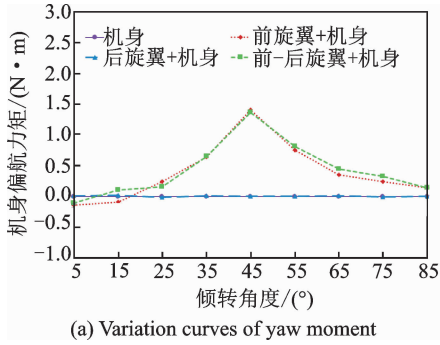


图 9 机身俯仰力矩的变化曲线

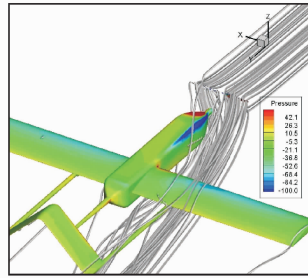
Fig. 9 Change curves of pitch moment of fuselage

俯仰力矩的变化与前旋翼对于机身俯仰力矩的干扰类似,其中前旋翼对于机身俯仰力矩的干扰起到主要作用。

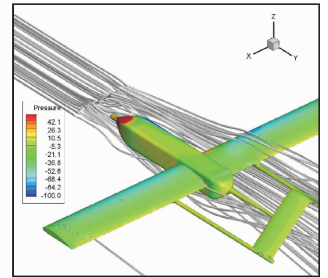
图 10 为机身横滚力矩随倾转角的变化曲线。从图中可以看出后旋翼对于机身的横滚力矩影响并不大。但是随着桨盘的倾转“前旋翼-机身”和“前后旋翼-机身”组合时,机身横滚力矩变化比较明显,呈现出先增大后减小的趋势。后旋翼对机身横滚力矩的干扰并不明显,主要是因为后旋翼并不会对机身处的流场产生扰动。前旋翼对机身横滚力矩的影响趋势为先增大后减少,这是因为当倾转角度逐渐增大时,前旋翼的下洗流流至机头左前方从而使机身产生向左侧横滚的力矩,在机头左前方产生一个高压区,引起横滚力矩先增大后减小,这和前旋翼的旋转方向也有关系。前后旋翼对机身横滚力矩的干扰主要是前旋翼对机身的气动干扰造成的,后旋翼对机身的干扰比较小。



(a) Variation curves of yaw moment



(b) Low pressure area on right side of fuselage



(c) Low pressure area on left side of fuselage

图 11 机身偏航力矩的干扰

Fig. 11 Interference of yaw moment of fuselage

3 结 论

本文对十字构型倾转四旋翼无人机在倾转过渡状态下前旋翼/机身/后旋翼间的气动干扰进行了数值模拟计算和分析。得到如下结论:

(1)前后旋翼-机身组合分析时与前旋翼-机身组合分析时、前/后旋翼拉力和扭矩的影响表现基本一致,后旋翼对前旋翼的气动干扰可忽略不计。

(2)前后旋翼-机身组合分析时与前旋翼-机身组合分析时、前旋翼对机身升力和阻力的影响较大,后旋翼对机身的气动干扰很小。

(3)前后旋翼-机身组合分析时与前旋翼-机身组合分析时、前旋翼对机身俯仰力矩、横滚力矩和偏航力矩的影响较大,起主要作用。

因此,该种构型倾转无人机的设计时,应对前旋翼与机身间的相对位置等进行合适的选型和布局,才能达到利用或者减弱气动干扰对旋翼/机身

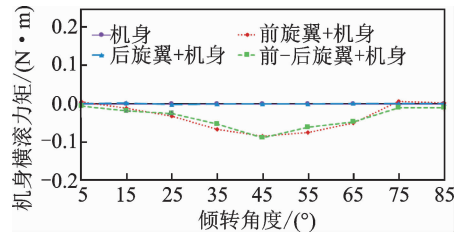


图 10 机身横滚力矩的变化曲线

Fig. 10 Change curves of roll moment of fuselage

图 11(a)为机身偏航力矩随倾转角度的变化曲线,后旋翼对于机身的偏航力矩影响不大,前旋翼在倾转过程中对机身偏航力矩的影响趋势为先增大后减少。前旋翼对机身偏航力矩的影响是主因。在前旋翼倾转以及前飞来流的共同作用下,此时前旋翼会扰乱流场中的流线,气流向两侧的后方流去(图 11(b,c)),这就造成机身两侧产生压差,从而产生偏航力矩。

气动特性影响的目的。

参考文献:

- [1] 朱海东. 新构型倾转四旋翼飞行器总体方案设计与研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
ZHU Haidong. Design and research of the new configuration aircraft of quarter tilt-rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [2] YEO H, JOHNSON W. Performance and design investigation of heavy lift tilt-rotor with aerodynamic interference effects[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1231-1239.
- [3] SHENG C H, JIM C N. Computational simulation and analysis of Bell Boeing quad tiltrotor aero interaction [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(4): 78-195.
- [4] 朱秋娟, 招启军, 林永峰, 等. 倾转旋翼机多部件对机翼气动干扰的分析及优化[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1505-1514.

- ZHU Qiuxian, ZHAO Qijun, LIN Yongfeng. Analysis and optimizations on aerodynamic interaction of tiltrotor aircraft multi-components on its wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1505-1514.
- [5] 李鹏, 招启军. 倾转旋翼典型飞行状态气动特性的CFD分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 421-431. LI Peng, ZHAO Qijun. CFD analyses of aerodynamic characteristics of tilt-rotor under typical flight conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 421-431.
- [6] 李鹏, 招启军. 悬停状态倾转旋翼/机翼干扰流场及气动力的CFD计算[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 361-371. LI Peng, ZHAO Qijun. CFD calculations on the interaction flowfield and aerodynamic force of tiltrotor of tiltrotor/wing in hover[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 361-371.
- [7] 李鹏, 招启军, 汪正中, 等. 过渡状态倾转旋翼气动模拟的高效CFD方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 189-197. LI Peng, ZHAO Qijun, WANG Zhengzhong, et al. High-efficient CFD method for predicting aerodynamic force of tiltrotor in conversion mode[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 47(2): 189-197.
- [8] 招启军, 蒋霜, 李鹏, 等. 基于CFD方法的倾转旋翼/螺旋桨气动优化分析[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 544-553. ZHAO Qijun, JIANG Shuang, LI Peng, et al. Aerodynamic optimization analyses of tiltrotor/propeller based on CFD method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(4): 544-553.
- [9] 张铮, 陈仁良. 倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰理论与试验[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 26-34. ZHANG Zheng, CHEN Renliang. Theory and test of rotor/wing aero-interaction in tilt-rotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 26-34.
- [10] 陆陶冶, 陈仁良, 曾丽芳, 等. 共轴倾转旋翼性能计算方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(3): 397-402. LU Taoye, CHEN Renliang, ZENG Lifang, et al. Mathematical model for performance of coaxial tiltrotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(3): 397-402.
- [11] 刘正江, 李尚斌, 陈卫星, 等. 倾转旋翼/机身/尾面组合模型风洞试验设计技术研究[J]. 直升机技术, 2015(3): 45-48. LIU Zhengjiang, LI Shangbin, CHEN Weixing, et al. Research on tiltrotor, fuselage and tail-plane compound model wind test design[J]. Helicopter Technique, 2015(3): 45-48.
- [12] 郭剑东, 宋彦国. 小型倾转旋翼机气动与操纵特性试验研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 107-112. GUO Jiandong, SONG Yanguo. Testing study on aerodynamics and control characteristics of a small unmanned tilt rotor[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(1): 107-112.
- [13] 王琦, 曾祥伟. 倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(10): 397-402. WANG Qi, ZENG Xiangwei. Research on dynamics interference between the rotor and wing of tilt-rotor aircraft[J]. Flight Dynamic, 2013, 31(10): 397-402.
- [14] 杜思亮, 芦志明, 唐正飞. 开口壁式涵道螺旋桨气动特性数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 173-182. DU Siliang, LU Zhiming, TANG Zhengfei. Numerical simulation on aerodynamic characteristics of air-leakage ducted propeller[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(2): 173-182.
- [15] 杜思亮, 芦志明, 唐正飞. 轴流状态下涵道螺旋桨增升方法的数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 173-179. DU Siliang, LU Zhiming, TANG Zhengfei. Numerical simulation of lift enhancement method of ducted propeller under axial flow[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics 2016, 48(2): 173-179.

