

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА КВАДРОКОПТЕРА В КОСОМ ПОТОКЕ

П.А. Поливанов, А.А. Сидоренко

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,
630090, Новосибирск, Россия*

При проектировании малых беспилотных летательных аппаратов важным этапом является моделирование динамики полета [1]. Это важно для правильного предсказания поведения летательного аппарата на управляющие и внешнее воздействие. При разработке математической модели квадрокоптера важно правильно учитывать тягу формируемую пропеллерами [2]. Полет квадрокоптера осуществляется в основном в режиме существенной косоугольной обдувки. Это приводит к изменению аэродинамических характеристик пропеллера по сравнению с летательными аппаратами самолётного типа [3]. Аэродинамика вертолетного винта так же не подходит для математической модели, поскольку винты квадрокоптера не имеют циклического изменения угла атаки. Все это приводит к необходимости получения новых знаний об особенностях обтекания квадрокоптеров и их элементов. В работе [4] были получены обширные экспериментальные данные необходимые для выполнения валидации расчетных моделей. В данной работе численно исследованы характеристики обтекания двухлопастного винта 5040 (диаметр 5 дюймов, рис. 1) для различных частот вращения и условий внешнего потока. Кроме однофазных расчетов были выполнены исследования двухфазного потока, которые позволили качественно исследовать траекторию капель дождя около винта квадрокоптера.

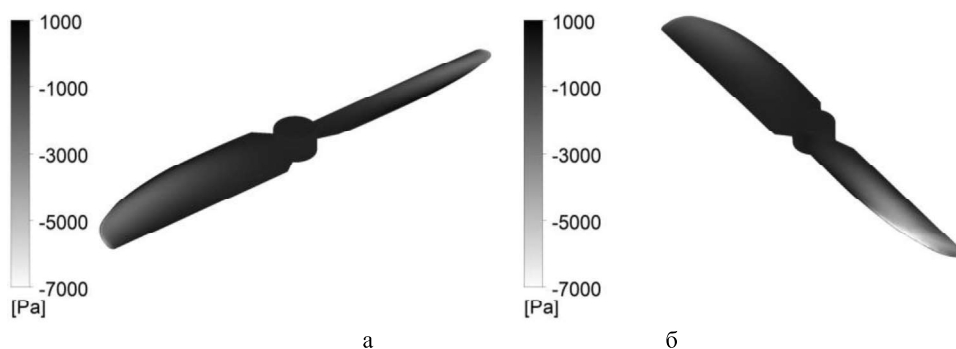


Рис. 1. Распределение давления на поверхности винта 5040 (а – $\alpha = 0^\circ$, б – $\alpha = 90^\circ$) при скорости внешнего течения 10 м/с

Расчеты выполнялись при атмосферных условиях для несжимаемого газа в трехмерной RANS постановке с использованием моделей турбулентности Spalart-Allmaras. Использовалась неструктурированная расчетная сетка, с призматическими ячейками на стенках винта. Размер сетки у поверхности позволял обеспечить $y^+ \approx 30$. Скорость внешнего потока варьировалась в диапазоне 0-30 м/с, вектор внешнего потока лежал в плоскости XY, ось Y была перпендикулярна плоскости вращения винта, угол между осью Y и вектором внешнего потока обозначался углом α , который варьировался в диапазоне 0-90°. Частота вращения винта находилась в диапазоне 100-550 Гц.

На рисунке 1 можно найти пример распределения давления получено на винте при натекании потока параллельно оси вращения винта (рис. 1а) и боковом перемещении

винта (рис. 1б). Хорошо видно, что при боковом движении наблюдается явная несимметрия в распределении давления возникающая из-за разницы локальных скоростей потока. Изменение нормальной компоненты тяги винта в зависимости от угла α и скорости потока при фиксированной частоте показано на рис. 2б. Возрастание угла косо обтекания приводит к существенному росту тяги и возникновению пульсаций. Рост скорости внешнего потока приводит к падению тяги винта и усилению пульсаций на нем. Косое обтекание винта приводит к возникновению ненулевых моментов силы M_x и M_z . На рисунке 2б демонстрируются полученные осцилляции плеча силы (момент M_x). Можно увидеть, что координаты точка приложения силы достигает величин сопоставимых с радиусом винта, что свидетельствует о возникновении существенной несимметрии сил способной спровоцировать существенные вибрации.

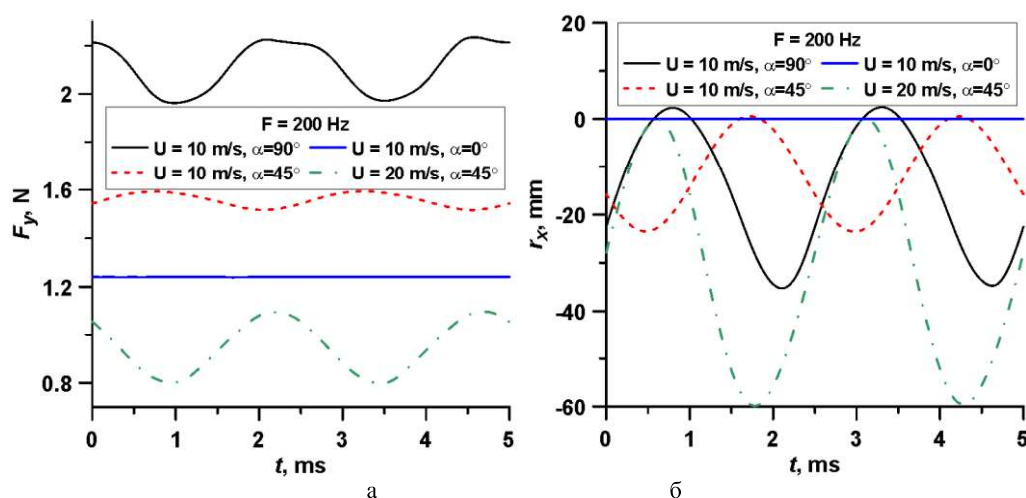


Рис. 2. Тяга винта (а) и величина плеча силы вдоль продольной координаты в зависимости от времени для разных условий набегающего потока

В результате расчетов были получены аэродинамические характеристики винта квадрокоптера 5040, а так же значения сил и моментов, возникающих на нем при косо обдувке. Показано, что при параметрах характерных для горизонтального полета квадрокоптера, на винтах возникают существенные пульсации сил и моментов. В результате этих воздействие время жизни двигательной установки может существенно сократиться. Траектории капель, возникающие около винта, позволили установить области на квадрокоптере, которые должны быть наиболее водозащищенными.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Michael S. Selig.** Modeling Full-Envelope Aerodynamics of Small UAVs in Realtime. 2010. AIAA Pap. 2010-7635
2. **Polivanov P.A., Sidorenko A.A.** Comparison of a quadcopter and an airplane as a means of measuring atmospheric parameters // AIP Conference Proceedings : XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018). Vol.2027, No.1. S.l.: AIP Publishing, 2018.
3. **C. Molter, P.W. Cheng.** T Propeller Performance Calculation for Multicopter Aircraft at Forward Flight Conditions and Validation with Wind Tunnel Measurements // International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (IMAV) 2017.
4. **Carl Russell, Gina Willink, Colin Theodore, Jaewoo Jung, Brett Glasner.** Wind Tunnel and Hover Performance Test Results for Multicopter UAS Vehicles. 2018. NASA/TM—2018–219758.