

УДК 533.622.21

Исследование влияния внешних возмущений на течение в следе винта*

В.В. Маркин, П.А. Поливанов, Г.А. Беркон

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

E-mail: mvv_pvl@mail.ru

Работа посвящена исследованию малых мультироторных аппаратов, которые совершают полеты в приземном слое атмосферы, где уровень набегающих на винт возмущений потока может существенно меняться и приводить к изменению характеристик работы пропеллера. Осевое обтекание двухлопастного винта неизменяемого шага диаметром 380 мм экспериментально исследовалось в малошумной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН. Эксперимент проводился в диапазоне чисел Рейнольдса, рассчитанном по параметрам течения, реализующегося в сечении 75 % от радиуса винта до $1,5 \cdot 10^5$. В качестве основного способа измерений использовался термоанемометрический метод. Установлено влияние пульсаций набегающего потока на характеристики течения в следе за пропеллером.

Ключевые слова: пропеллер, мультироторные летательные аппараты, малые числа Рейнольдса, термоанемометрия.

Малоразмерные мультироторные летательные аппараты представляют собой перспективную платформу для осуществления аэрофотосъемки, перевозки грузов на небольшие расстояния и т.д. Их изучение представляет существенный научный и практический интерес, который подтверждается большим количеством научных работ по этой тематике, выполненных в последнее десятилетие [1–4].

Полет малых мультироторных аппаратов осуществляется на небольших высотах в приземном атмосферном слое. Погодные условия для этих высот могут достаточно сильно меняться в течение дня, в частности, может существенно изменяться уровень атмосферной турбулентности, а соответственно и пульсации скорости потока, набегающего на лопасть.

Большинство используемых в настоящее время мультироторных аппаратов имеют массу менее 30 кг. Это позволяет использовать пропеллеры диаметром менее 20–25 дюймов. Число Рейнольдса, рассчитанное по локальным параметрам течения и хорде лопасти для данных пропеллеров по порядку величины не превышает $Re < 10^5$. Известно, что при таких числах Рейнольдса на прямых крыльях существенная часть пограничного слоя является ламинарной [5–7]. Наличие неблагоприятного градиента давления

* Исследование выполнено за счет гранта РФФИ 20-49-08006.

часто приводит к формированию ламинарного отрывного пузыря [8–10], который оказывает большое влияние на аэродинамические характеристики профиля [5, 6]. Присоединение потока в ламинарном отрывном пузыре обычно является следствием турбулизации течения, которое происходит из-за роста возмущений в сдвиговом слое отрывного пузыря [9]. Соответственно, уровень набегающих возмущений оказывает значительное влияние на параметры ламинарного пузыря, что в итоге сказывается на аэродинамических характеристиках профиля [11–14]. Течение около лопасти пропеллера гораздо сложнее обтекания двумерного профиля. Для лопасти характерна существенная трехмерность течения. Кроме того, пропеллер генерирует акустический шум, который может оказывать влияние на ламинарно-турбулентный переход и отрыв потока на профиле [15]. Поскольку винты, используемые на мультироторных аппаратах, активно исследуются относительно недавно, то нехватка данных по этому вопросу весьма ощутима.

Основная проблема заключается в сложности определения положения ламинарно-турбулентного перехода на поверхности вращающейся лопасти. Наиболее распространенным способом исследования является использование тепловизора [16, 17]. Недостаток этого метода заключается в отсутствии данных о нестационарных процессах, происходящих в течении. Для изучения пульсаций течения более пригодным является термоанемометрический метод [18], который в случае пропеллера может быть использован для исследования течения в следе [19]. Полученные результаты могут позволить оценить влияние различных факторов на аэродинамические характеристики пропеллера. Целью настоящей работы является определение наличия/отсутствия влияния уровня набегающей турбулентности потока на характеристики винтов, используемых в малоразмерной беспилотной авиации.

Эксперимент проводился в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН, которая является установкой замкнутого типа с закрытой рабочей частью сечением $1 \times 1 \text{ м}^2$ и длиной 4 м. Исследования выполнялись при скорости набегающего потока $V = 15 \text{ м/с}$, скорость фиксировалась при помощи трубки Пито и электронного манометра. Степень турбулентности потока в данной трубе составляет $\epsilon u \approx 0,04 \%$, что позволяет отнести эту установку к малозумным.



Исследования проводились с использованием винта JXF Propeller 15×8 диаметром 380 мм (рис. 1). Вращение винта, обороты которого во время экспериментов составляли 4480 об/мин (75 Гц), обеспечивалось бесколлекторным электродвигателем. Для измерения оборотов винта применялся оптический датчик, фиксирующий прохождение светотражающей полоски на корпусе двигателя. Для увеличения уровня набегающих возмущений использовалась турбулизирующая сетка, которая располагалась в рабочей части трубы перед экспериментальной моделью и позволяла увеличить степень турбулентности потока до 1,6 %. Для оценки влияния возможной турбулизации течения

Рис. 1. Фото экспериментальной установки.

на лопасти было решено дополнительно провести эксперименты с турбулизатором, в качестве которого использовалась полоска из самоклеящейся пленки шириной 1 мм и толщиной 70 мкм. Турбулизатор располагался на расстоянии ~ 1 мм от передней кромки вдоль всего размаха лопасти.

Исследование характеристик течения за винтом проводилось с помощью термоанемометра постоянного сопротивления. Измерения осуществлялись датчиком с нитью диаметром 5 мкм и длиной 1 мм, расположенным за винтом. Нить была ориентирована горизонтально и находилась на расстоянии 54 мм от плоскости вращения. Датчик устанавливался на координатном устройстве, обеспечивающем его перемещение в трансверсальном направлении вдоль радиуса винта. Измерения проводились в 16-ти точках с шагом в 16 мм. Первая точка располагалась в 36 мм от оси винта. Из 16 точек первые 10 находились в ометаемой винтом области, последние 6 — вне ее.

При установке винта одна из его лопастей ориентировалась так, чтобы ее положение совпадало с положением светоотражающей полоски на двигателе. Записи данных с датчика оборотов и термоанемометра синхронизировались, что в результате позволило отслеживать положение лопасти в процессе вращения и получить осредненную по фазе картину изменения течения за винтом в ходе одного оборота (рис. 2а). Осреднение по фазе осуществлялось по ≈ 800 реализациям (вращениям винта).

Данные на рис. 2а представлены в следующих координатах: вертикальная ось — время t , нормированное на период вращения T , горизонтальная ось — координата положения датчика r , нормированная на радиус винта R . Вертикальная штриховая линия обозначает положение законцовки лопасти. Штрихпунктирными линиями обозначены сечения, в которых наблюдались максимальные пики скорости потока, полученные в случае без турбулизатора (сечение 1) и с турбулизатором (сечение 2).

При рассмотрении картины течения за винтом без турбулизатора в невозмущенном потоке на рис. 2 вдоль вертикальной оси видна периодичность изменения скорости, что обусловлено последовательным прохождением мимо датчика термоанемометра двух лопастей. Вблизи комля ($r/R \approx 0,2$) наблюдается область пониженной скорости, что, вероятно, связано с отрывным течением, возникающим по причине большой толщины профиля и высоких углов атаки в этой части лопасти. Ближе к $r/R \approx 0,7$ располагается

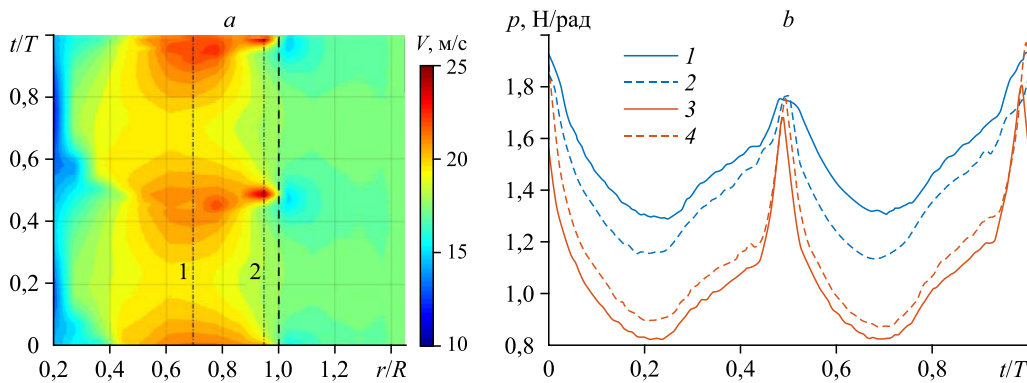


Рис. 2. Эволюция поля скорости потока за винтом в течение одного оборота (а) и график изменения интегрального скоростного напора за винтом в течение одного оборота (б).

а: 1 — сечение 1, 2 — сечение 2;
 б: 1 — гладкие лопасти, 2 — гладкие лопасти в возмущенном потоке,
 3 — лопасти с турбулизатором, 4 — лопасти с турбулизатором в возмущенном потоке.

первый пик скорости потока за винтом, который является основным для винта без турбулизатора. По сравнению со случаем без турбулизатора в случае с турбулизатором основной пик существенно сужается во времени и пространстве, смещаясь к $r/R \approx 0,95$ (см. рис. 2а). За законцовкой лопасти ($r/R \approx 1,05$) видны локальные падения скорости, которые можно объяснить наличием концевых эффектов. Скорость потока вне зоны лопасти несколько превышает скорость невозмущенного потока за счет разгона течения винтом.

Подобное представление данных позволяет качественно оценить картину течения, однако для сравнения между собой нескольких экспериментальных случаев было принято решение провести анализ некоторого интегрального параметра потока. Для этой цели был выбран параметр, который можно определить как мгновенную удельную тягу лопасти, рассчитываемую следующим образом:

$$p = \rho \int_{r_0}^r r V (V - V_{\text{п}}) dr.$$

Здесь r — радиальная координата положения датчика, V — значение измеренной термоанемометром скорости, $V_{\text{п}}$ — скорость набегающего потока. Зависимость данного параметра от времени для разных экспериментальных случаев представлена на рис. 2б. Все графики имеют два характерных пика, также отражающих прохождение лопасти мимо датчика. В случае с гладкой лопастью (сплошная голубая кривая) характер зависимости близок к синусоидальному, однако ее пики отличаются несимметричностью. Это, вероятно, связано с несимметричным обтеканием лопастей и общей нестационарностью сходящего с них следа. В случае лопасти с турбулизатором (сплошная красная кривая) зависимость расположена ниже, что свидетельствует об общем ухудшении несущей способности лопастей, однако пики становятся более узкими и амплитуда изменения мгновенной удельной тяги в течение периода вращения лопасти возрастает. Этот эффект от турбулизатора уже был отмечен при анализе рис. 2а. Внесение возмущений в поток (пунктирные кривые) в случае без турбулизатора приводит к снижению скоростного напора, а для случая с турбулизатором, напротив, к некоторому его увеличению. Изменение скоростного напора за винтом можно интерпретировать как изменение несущей способности лопастей. Выше было отмечено, что для чисел Рейнольдса, характерных для исследуемого пропеллера, подъемная сила профиля лопасти может изменяться за счет подавления ламинарного отрывного пузыря и, соответственно, смещения положения отрыва. Точное определение причин указанного эффекта требует дополнительных исследований течения около лопасти, например, с помощью PIV-метода.

Рассмотрим изменение скорости течения за винтом в двух характерных сечениях (рис. 3), отмеченных на рис. 2а. Общие тенденции в поведении локальных скоростей схожи с закономерностями для интегрального скоростного напора (рис. 2б). Можно предположить, что рост турбулентности набегающего потока способствует уменьшению ламинарного пузыря, что уменьшает эффективную кривизну лопасти, вследствие чего падает её несущая способность. Использование турбулизатора приводит, очевидно, к образованию турбулентного пограничного слоя на всей лопасти, что сильно ухудшает её несущие способности из-за существенного изменения эффективной формы лопасти по причине роста толщины вытеснения. При этом в одном сечении (рис. 3б) использование турбулизатора приводит к росту несущей способности лопасти. Причина этого может быть связана с наличием глобального отрыва потока в данном сечении для гладкой лопасти. В этом случае турбулизатор приводит к присоединению потока, в результате

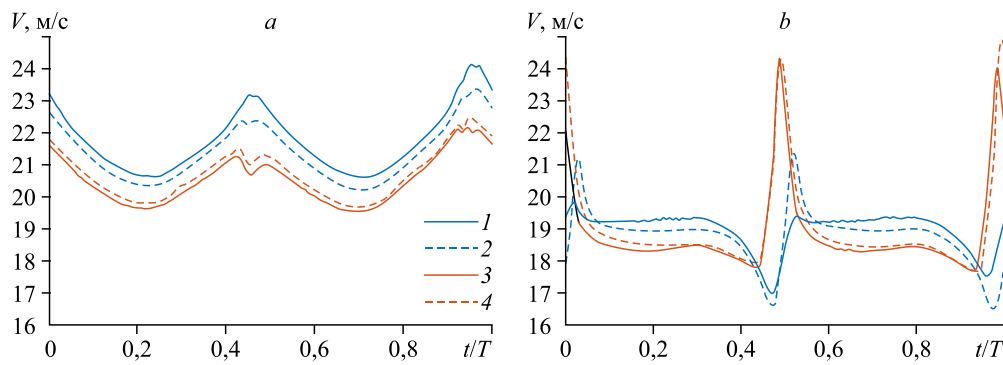


Рис. 3. График изменения средней скорости течения за винтом в сечениях 1 (a) и 2 (b).

Обозначения см. на рис. 2.

чего наблюдается резкое возрастание подъемной силы. Непонятным эффектом является рост несущей способности лопасти с турбулизатором при возрастании уровня турбулентности набегающего потока, для изучения этого вопроса требуются более детальные исследования.

На рис. 4 представлены среднеквадратические пульсации скорости в следе, которые характеризуют повторяемость течения, формируемого за пропеллером при его вращении. Заметно, что дисперсия достигает максимального значения в момент времени, когда лопасть проходит около датчика. Хорошо видно, что все графики лежат близко друг к другу. Повышение среднего уровня пульсаций в сечении 2 при использовании турбулизатора в возмущенном потоке (рис. 4b) связано с появлением существенной электрической помехи в ходе измерений в этой точке. Полученные данные демонстрируют отсутствие существенного влияния уровня турбулентности и турбулизатора на дисперсию скорости потока за пропеллером.

Результаты измерений показали, что уровень пульсаций скорости набегающего потока и установка турбулизатора на поверхности лопасти винта малоразмерного мультироторного летательного аппарата могут существенно изменять характеристики последней. Наиболее вероятной причиной этого является изменение положения ламинарно-турбулентного перехода на лопасти при воздействии указанных выше факторов. Полученные данные демонстрируют необходимость интенсивных исследований процесса турбулизации пограничного слоя на лопасти для разработки более эффективных винтов.

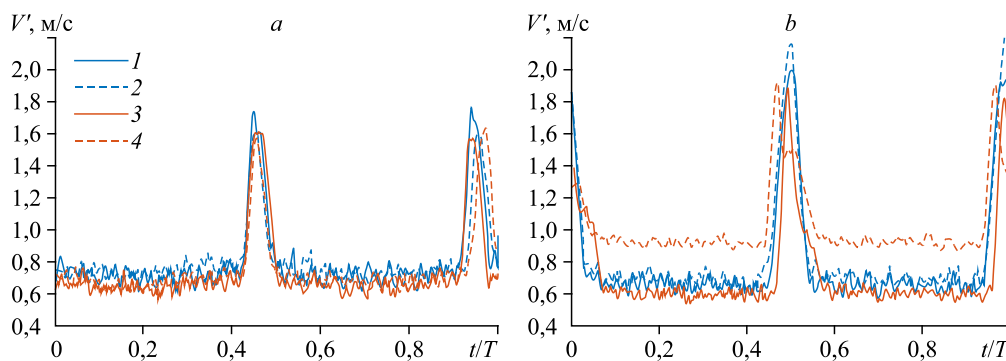


Рис. 4. График изменения среднеквадратических пульсаций скорости течения за винтом в сечениях 1 (a) и 2 (b).

Обозначения см. на рис. 2.

Список литературы

1. Theys B., Dimitriadis G., Hendrick P., De Schutter J. Experimental and numerical study of micro-aerial-vehicle propeller performance in oblique flow // J. Aircraft. 2017. Vol. 54. P. 1076–1084.
2. Polivanov P.A., Sidorenko A.A. Quadcopter propeller characteristics in the oblique flow // J. of Physics: Conf. Series. 2019. Vol. 1404. P. 012095-1–012095-5.
3. Kolaei A., Barcelos D., Bramesfeld G. Experimental analysis of a small-scale rotor at various inflow angles // Intern. J. of Aerospace Engng. 2018. P. 1–14.
4. Markin V.V., Polivanov P.A. Study of quadcopter propellers at low Reynolds number // AIP Conf. Proceedings. 2001. Vol. 2351. P. 040025-1–040025-8.
5. Chen Z., Xiao T., Wang Y., Qin N. Laminar separation bubble dynamics and its effects on thin airfoil performance during pitching-up motion // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Engng. 2021. Vol. 235, Iss. 16. P. 2479–2492.
6. Lambert A., Yarusevych S. Effect of angle of attack on vortex dynamics in laminar separation bubbles // Physics of Fluids. 2019. Vol. 31, No. 6. P. 1–16.
7. Zverkov I.D., Zanin B.Yu., Kozlov V.V. Disturbances growth in boundary layers on classical and wavy surface wings // AIAA J. 2019. Vol. 46, No. 12. P. 3149–3158.
8. Owen P.R., Klanfer L. On the laminar boundary layer separation from the leading edge of a thin aerofoil // ARC Technical Report No. 220. 1955. 14 p.
9. Hammond D.A., Redekopp L.G. Local and global instability properties of separation bubbles // Eur. J. Mech. B/Fluids. 1998. Vol. 17. P. 317–328.
10. Boiko A.V., Dovgal A.V., Hein S., Henning A. Particle image velocimetry of a low-Reynolds-number separation bubble // Experiments in Fluids. 2011. Vol. 50, No. 1. P. 13–21.
11. Акимов М.А., Поливанов П.А. Исследование скачкообразного изменения подъемной силы на толстом профиле при малых числах Рейнольдса // Теплофизика и аэромеханика. 2021. Т. 28, № 6. С. 849–853.
12. Зверков И.Д., Козлов В.В., Крюков А.В. Влияние степени турбулентности набегающего потока в аэродинамической трубе на отрыв пограничного слоя // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18, № 2. С. 213–224.
13. Занин Б.Ю., Катасонов М.М., Михаэлис М.В., Павленко А.М. Экспериментальные исследования влияния вихревых возмущений на обтекание модели крыла при малых числах Рейнольдса // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 3. С. 32–38.
14. Павленко А.М., Быков А.В., Занин Б.Ю., Катасонов М.М. Изучение обтекания трапецевидной модели малоразмерного БПЛА при попадании в турбулентный след // Сибирский физический журнал. 2021. Т. 16. С. 14–28.
15. Довгаль А.В., Занин Б.Ю., Козлов В.В. Глобальный отклик областей отрыва ламинарного потока на локальные возмущения течения (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 1. С. 1–8.
16. Jaroslawski T., Forte M., Delattre G., Gowree E.R., Moschetta J.-M. Laminar to turbulent transition over a rotor at low Reynolds numbers // 55th 3AF Intern. Conf. on Applied Aerodynamics, Mar 2020, France. P. FP94-2020-jaroslawski.
17. Janssen R.F. The influence of laminar-turbulent transition on the performance of a propeller // Master's Thesis, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands, 24 April 2015. P. 1–106.
18. Vishnyakov O.I., Polivanov P.A., Sidorenko A.A. Comparison of hot-wire and particle image velocimetry measurements in the zone of interaction of a shock wave with a boundary layer at Mach number of 1.43 // Physics of Fluids. 2021. Vol. 33, No. 11. P. 111704-1–111704-5.
19. Mukund R., Kumar A.C. Velocity field measurements in the wake of a propeller model // Exp. Fluids. 2016. Vol. 57, No. 10. P. 1–15.

*Статья поступила в редакцию 7 ноября 2022 г.,
после доработки — 7 ноября 2022 г.,
принята к публикации 8 декабря 2022 г.*