

03.1

Проблемы обнаружения отрыва потока датчиками давления на беспилотных летательных аппаратах с пропеллером

© П.А. Поливанов^{1,2}, А.А. Сидоренко¹¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, Россия² Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск, Россия

E-mail: polivanov@itam.nsc.ru

Поступило в Редакцию 2 июля 2021 г.

В окончательной редакции 2 октября 2021 г.

Принято к публикации 25 октября 2021 г.

Проведено экспериментальное исследование нестационарных характеристик отрывных областей, возникающих около малого беспилотного летательного аппарата самолетного типа с толкающим двухлопастным винтом. Измерения осуществлялись нестационарными датчиками давления и микрофонами, встроенными в поверхность элементов аппарата. Эксперименты проводились на модели с вращающимся пропеллером и без него. Обнаружено значительное влияние винта на измеряемый уровень пульсаций. Рост скорости потока приводил к ослаблению этого эффекта. Анализ спектрального состава возмущений не выявил прямой взаимосвязи шума винта с нестационарными параметрами отрывных зон.

Ключевые слова: отрыв потока, беспилотные летательные аппараты, пульсации давления, пропеллер.

DOI: 10.21883/PJTF.2022.03.51982.18946

Интенсивное развитие беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), наблюдающееся в последние годы, открывает перед исследователями широкие перспективы проведения аэродинамических экспериментов в натуральных условиях. Такие БПЛА являются универсальной экспериментальной платформой, на которой можно исследовать взаимосвязанные вопросы аэродинамики и динамики полета, получая большой объем данных при разумных финансовых вложениях. С другой стороны, для малых БПЛА могут использоваться режимы полета и способы управления обтеканием, неприменимые в обычной авиации [1,2]. Здесь прежде всего рассматриваются закритические режимы обтекания, при которых на крыле и других элементах БПЛА самолетной конфигурации наблюдается развитое нестационарное отрывное течение. Одним из примеров такого режима полета является глубокое динамическое сваливание, потенциально применимое для выполнения посадки на короткие площадки, провода или вертикальные поверхности [3,4]. Полет малого БПЛА в турбулентной атмосфере, например в условиях городской застройки, также связан с выходом на критические углы атаки и отрывом потока [5]. В связи с этим вопрос обнаружения отрыва потока на несущих поверхностях БПЛА по показаниям каких-либо датчиков приобретает большое значение. В первую очередь в качестве кандидатов на эту роль рассматриваются датчики давления, поскольку они являются малогабаритными, имеют сравнительно низкое энергопотребление и хорошо защищены от внешних условий.

Однако интерпретация их показаний представляет большую трудность. Помимо того что они нечувствительны напрямую к факту отрыва потока (как, например, датчики поверхностного трения), на их показания

могут влиять индивидуальные особенности обтекания БПЛА, ламинарно-турбулентный переход [6] и другие факторы. Как правило, рассматривается два подхода. В первом случае в качестве критерия возникновения отрыва потока выступает отклонение показаний локальных датчиков от распределения давления, характерного для безотрывного обтекания [7,8]. Во втором случае критерием является наличие пульсаций давления, связанное с возникновением нестационарного отрывного течения, или их взаимосвязь, обусловленная крупномасштабными структурами в отрывном течении [9,10]. Для БПЛА, приводимого в движение пропеллером, его шум может не только затруднять интерпретацию показаний датчиков пульсаций давления, но и напрямую влиять на состояние пограничного слоя и связанное с ним образование отрывных течений [11]. Исследованию шума винтов в приложении к тематике БПЛА уделяется в последнее время достаточное внимание [12,13], в то время как вопрос его влияния на формирование отрыва потока недостаточно исследован. Целью настоящей работы является определение влияния винта на показания нестационарных датчиков давления и микрофонов в отрывных и безотрывных режимах полета БПЛА.

Эксперименты были выполнены в аэродинамической трубе Т-503 НГТУ при скоростях потока $U = 5-20$ м/с и температуре $T = 290-295$ К. Аэродинамическая труба Т-503 факультета летательных аппаратов НГТУ представляет собой установку замкнутого типа с открытой рабочей частью круглого поперечного сечения диаметром 1.2 м с длиной рабочей части 2 м. Экспериментальная модель устанавливалась на трехкомпонентных тензозесах, размещенных на альфа-механизме установки. Экспериментальной моделью являлся малый

беспилотный летательный аппарат ZOHND Nano Talon Evo (рис. 1). Преимуществом использования готового решения является возможность быстрого перехода от трубных испытаний к летным исследованиям, планируемым в дальнейшем. БПЛА ZOHND Nano Talon Evo был доработан для крепления его к тензовесам.

В ZOHND Nano Talon были установлены четыре датчика пульсаций давления и три миниатюрных электретных микрофона. В экспериментах использовались дифференциальные датчики давления 1 INCH D1-P4V-MINI со временем отклика не хуже 0.1 ms и диапазоном измерений 250 Pa. В качестве микрофонов использовались устройства VS4011S36 с частотным диапазоном 50–10 000 Hz и диаметром корпуса 4 mm. Датчики давления были установлены внутри крыла и фюзеляжа. Подсоединение к отверстию на поверхности модели осуществлялось пневмотрассой длиной не более 2 см. Три датчика размещались на подветренной стороне крыла БПЛА и один на центроплане (фюзеляже) с координатами $Z/L = 0.27, 0.13, -0.27, 0.03$ (рис. 1, *b*) и $X/b = 0.57, 0.57, 0.57, 0.41$ соответственно (где L — размах крыла, равный 860 mm, b — хорда крыла в корневом сечении, равная 170 mm). Началом координаты Z является плоскость симметрии, X — передняя кромка корневой части крыла. Один из микрофонов располагался в непосредственной близости от второго датчика давления ($Z/L = 0.13, X/b = 0.57$) и был смонтирован заподлицо с поверхностью. Два других микрофона были установлены на центроплане. Данные записывались при помощи аналогово-цифрового преобразователя LCard E-502 с частотой 100 kHz, измерения проходили в течение 5 s.

Измерения с помощью нестационарных датчиков давления проводились совместно с весовыми испытаниями. В ходе этих экспериментов угол атаки менялся в диапазоне от -5 до 19° . Для исследования вопросов гистерезиса обтекания измерения выполнялись как при росте угла атаки, так и при его уменьшении. Результаты весовых испытаний показали отсутствие гистерезиса на зависимостях коэффициентов подъемной силы и сопротивления от угла атаки. Величина максимального аэродинамического качества была равна 4.5 для скорости потока 5 m/s и 8.5 для скоростей 15–20 m/s и достигалась в диапазоне углов атаки $6-9^\circ$. Критический угол атаки находился в диапазоне $14-15^\circ$ в зависимости от скорости набегающего потока. Падение подъемной силы в закритическом диапазоне углов атаки происходило плавно.

Включение электромотора с частотой вращения винта 200 Hz не приводило к существенному изменению в распределении коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки, что свидетельствует об отсутствии существенного влияния шума винта на средние характеристики течения около БПЛА.

Примеры зависимостей среднеквадратичной величины пульсаций давления (в диапазоне до 5 kHz), полученных без пропеллера, от угла атаки демонстрируются

на рис. 2, *a*. Хорошо видно, что основной рост пульсаций наблюдается при приближении к критическому углу атаки („отрывной“ пик пульсаций). В области безотрывного течения имеет место слабое изменение уровня пульсаций с пиком в области $5-10^\circ$. Причиной возникновения этого пика пульсаций для датчиков, расположенных на крыле, может являться турбулизация пограничного слоя в области расположения датчика („турбулентный“ пик пульсаций). Дополнительные измерения, проведенные тепловизионным методом, подтверждают это предположение. Датчики, расположенные на фюзеляже и около фюзеляжа, демонстрируют более ранний рост возмущений, что свидетельствует о наличии локальных отрывов на плохообтекаемом фюзеляже или около него. Данные, полученные с помощью микрофонов, продемонстрировали схожие тенденции, но уровень пульсаций для докритических углов атаки был выше. Это можно объяснить более высокой чувствительностью микрофонов к высокочастотной части спектра и более сильным влиянием турбулентного пограничного слоя на их показания. На рис. 2 можно заметить, что данные, полученные на датчиках, расположенных симметрично относительно плоскости симметрии БПЛА ($Z/L = 0.27$ и -0.27), не совпадают. Внешний контур крыла изготовлен из вспененного полипропилена. Использование этого материала позволяет уменьшить стоимость БПЛА, но приводит к невозможности точного изготовления элементов конструкции. Поэтому наиболее вероятно, что причиной несовпадения данных является некоторое различие в геометрии правой и левой консолей крыла.

Изменение скорости набегающего потока приводило к следующим результатам (на рисунках не показано):

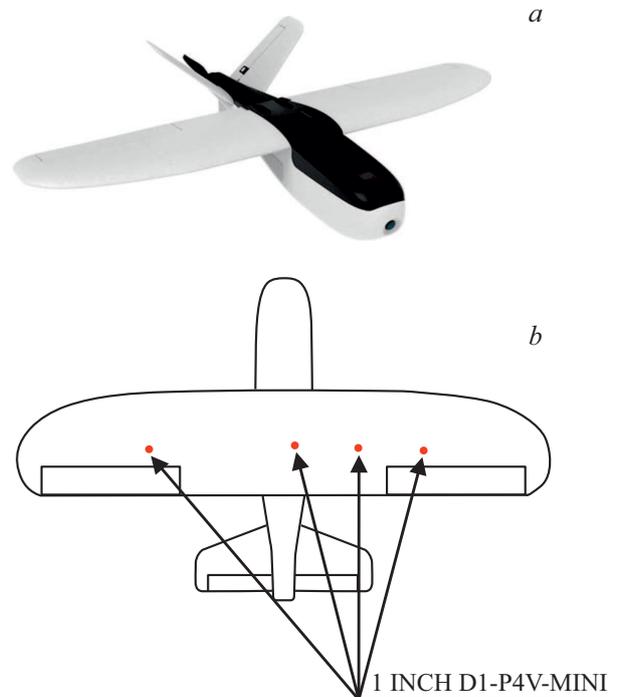


Рис. 1. *a* — фотография малого беспилотного летательного аппарата ZOHND Nano Talon Evo; *b* — схематическое расположение датчиков давления на модели.

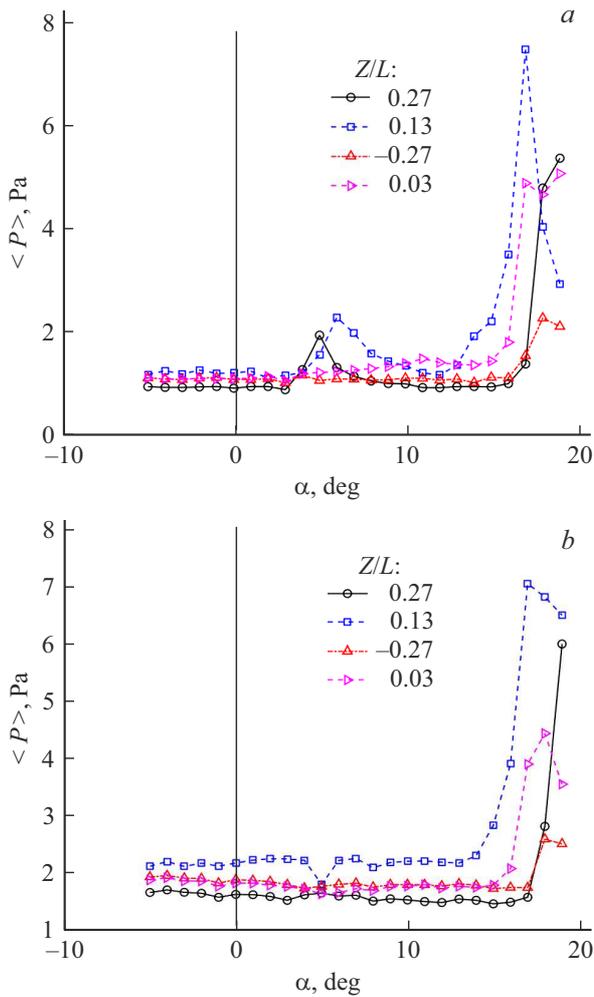


Рис. 2. Зависимость уровня пульсаций давления от угла атаки при $V = 10 \text{ m/s}$. *a* — без винта, *b* — частота вращения винта 200 Hz.

уменьшение скорости потока вело к выравниванию амплитуды „отрывного“ и „турбулентного“ пиков пульсаций; рост скорости потока приводил к увеличению отношения „отрывного“ пика к „турбулентному“.

На рис. 2, *b* демонстрируются аналогичные данные, полученные при работающей винтомоторной группе с частотой вращения винта 200 Hz. Хорошо видно изменение поведения зависимостей. В доотрывной области уровень пульсаций возрастает, и для скорости 10 m/s „турбулентный“ пик пульсаций уже не обнаруживается.

Рост скорости потока от 10 до 20 m/s приводит к приближению распределения среднеквадратичной величины пульсаций, полученного с работающим пропеллером, к результатам, полученным без пропеллера.

Примеры спектров мощности пульсаций давления с работающим пропеллером и без него для скорости потока 10 m/s представлены на рис. 3, *a*. На рисунке демонстрируются спектры для двух углов атаки: 5° и 18° , которые соответствуют безотрывному и развитому отрывному течениям. Для вариантов без пропеллера изменение угла атаки с 5° до 18° приводит к росту пуль-

саций на частотах ниже $f = 100 \text{ Hz}$ или в безразмерном виде $St = bf/V = 1.7$, что свидетельствует о связи этих пульсаций с возникающим отрывным течением. Кроме того, рост угла атаки приводит к подавлению пика пульсаций в районе 500 Hz, который наиболее вероятно связан с пульсациями, возникающими в области ламинарно-турбулентного перехода для случая угла атаки 5° . Включение пропеллера приводит к появлению дополнительного широкого пика пульсаций (100–400 Hz) с максимумом около $f = 170 \text{ Hz}$ ($St \approx 2.9$) для обоих вариантов углов атаки. При этом для отрывного режима течения уровень пульсаций для частот ниже 100 Hz уменьшается по сравнению с данными, полученными без пропеллера. При анализе спектров пульсаций для других углов атаки (здесь не показаны) не было найдено существенного изменения параметров пика пульсаций с характерной частотой $St \approx 2.9$. Данные, полученные с помощью микрофонов, качественно согласуются с показаниями датчиков давления, поэтому в настоящей работе не приводятся.

Причиной возникновения широкого дополнительного пика пульсаций с характерной частотой $St \approx 2.9$ может

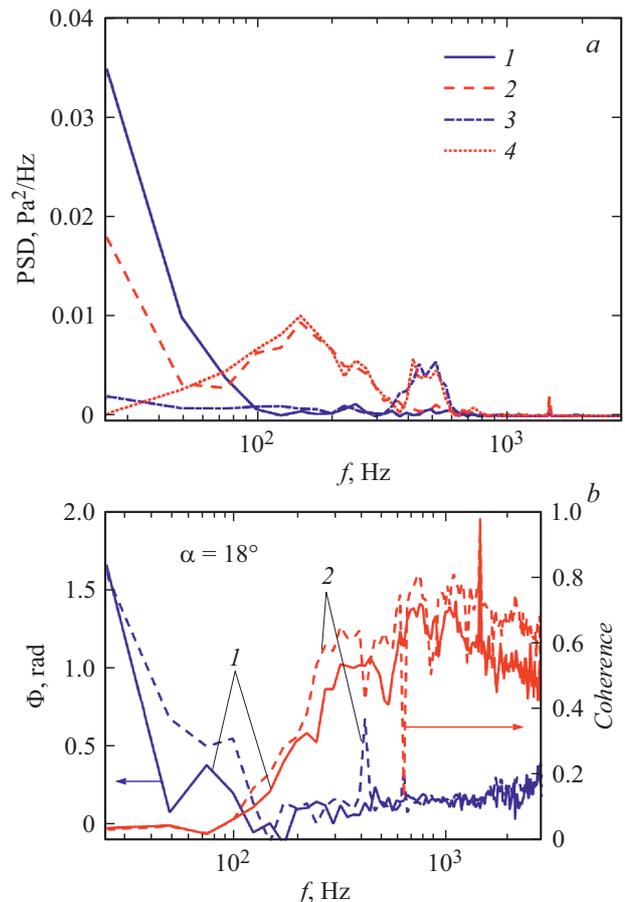


Рис. 3. Распределения спектров мощности пульсаций давления для $Z/b = 0.27$ (*a*), а также спектра когерентности и разницы фаз между датчиками, расположенными при $Z/b = 0.27$ и 0.13 (*b*), полученные для $V = 10 \text{ m/s}$. 1 — без винта, $\alpha = 18^\circ$; 2 — частота вращения винта 200 Hz, $\alpha = 18^\circ$; 3 — без винта, $\alpha = 5^\circ$; 4 — частота вращения винта 200 Hz, $\alpha = 5^\circ$.

быть шум, возникающий при взаимодействии винта со структурами, развивающимися в сдвиговом слое на фюзеляже БПЛА. Форма фюзеляжа может приводить к возникновению локальных отрывов, которые будут создавать мощные когерентные структуры. Перемещаясь вниз по потоку, эти структуры будут взаимодействовать с винтом, что может приводить к возникновению мощного широкополосного акустического шума. Изменение скорости потока приводит к изменению частотных и амплитудных характеристик дополнительного пика пульсаций, возникающего при вращении винта. Падение пульсаций на рис. 3, *a* в низкочастотной области ($St < 1.3$), возможно, связано с перестройкой отрывного течения из-за влияния шума пропеллера.

Полученные данные показывают, что влияние пропеллера на нестационарные характеристики отрывных течений является труднопредсказуемым. В этом случае для анализа нестационарной структуры течения около БПЛА с работающим винтом (например, при выполнении летных исследований) измерения среднеквадратичных и спектральных данных явно недостаточно.

Ввиду сложного характера течения дополнительные пульсации, возникающие из-за влияния винта, могут возникать на частотах, не соответствующих частоте его вращения. Для решения проблемы взаимосвязи пульсаций можно воспользоваться анализом спектров когерентности. Так, скорость распространения когерентных структур, сформированных в отрыве, имеет небольшую величину, близкую к скорости потока. Шум винта же распространяется с существенно большей скоростью — скоростью звука. В результате фазовая задержка акустических возмущений будет существенно меньше фазовой задержки от нестационарных структур, возникающих в области отрыва. Пример спектров когерентности между двумя датчиками, расположенными на крыле, приведен на рис. 3, *b*. На рисунке виден высокий уровень когерентности сигналов в высокочастотной части (> 400 Hz). Причиной этого, скорее всего, является наличие одинакового электрического шума на датчиках. Полезный сигнал в этой частотной области для данного угла атаки практически отсутствует, а электрический шум, скорее всего, имеет одинаковую природу. В области пульсаций, связанных с отрывом потока (< 100 Hz), наблюдается падение уровня согласованности сигналов, но зато хорошо видно возрастание фазовой задержки. В области дополнительного пика, возникающего для случая вращающегося винта (100–400 Hz), существенных фазовых задержек не образуется. Причиной этого являются малые фазовые скорости крупномасштабных отрывных структур (близкие к скорости потока). Таким образом, данные о фазовой задержке можно использовать для установления частотного диапазона пульсаций давления, связанных с когерентными структурами, возникающими на крыле. Низкий уровень когерентности в области полезного сигнала обусловлен большим расстоянием между датчиками.

Результаты работы показывают существенное влияние винта малого БПЛА на показания нестационарных датчиков давления, что будет приводить к трудностям интерпретации их показаний в летных исследованиях.

Благодарности

Авторы благодарны Центру коллективного пользования „Механика“ за предоставление оборудования.

Финансирование работы

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант 20-49-08006).

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] S. Sekimoto, K. Fujita, K. Fujii, in *AIAA Science and Technology Forum and Exposition (AIAA Scitech 2021 Forum)* (AIAA, 2021), AIAA 2021-1944. DOI: 10.2514/6.2021-1944
- [2] А.А. Сидоренко, А.Д. Будовский, Б.В. Постников, И.Д. Зверков, Б.Ю. Занин, В.В. Козлов, А.А. Маслов, Письма в ЖТФ, **36** (7), 22 (2010). [A.A. Sidorenko, A.D. Budovsky, B.V. Postnikov, I.D. Zverkov, B.Yu. Zanin, V.V. Kozlov, A.A. Maslov, Tech. Phys. Lett., **36** (4), 304 (2010). DOI: 10.1134/S106378501004005X].
- [3] C. Greatwood, A. Waldock, T. Richardson, *Aerospace Sci. Technol.*, **71**, 510 (2017). DOI: 10.1016/j.ast.2017.09.034
- [4] S.H. Mathisen, K. Gryte, T.I. Fossen, T.A. Johansen, in *AIAA Infotech @ Aerosp Conf.* (San Diego, California, USA, 2016), AIAA 2016-0512. DOI: 10.2514/6.2016-0512
- [5] D. Williams, V. Quach, W. Kerstens, S. Buntain, G. Tadmor, C.W. Rowley, T. Colonius, in *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (Orlando, Florida, USA, 2009), AIAA 2009-143. DOI: 10.2514/6.2009-143
- [6] A.V. Popov, R.M. Botez, M. Labib, *J. Aircraft*, **45** (1), 23 (2008). DOI: 10.2514/1.31488
- [7] D. Yeo, E.M. Atkins, L.P. Bernal, W. Shyy, in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf.* (Minneapolis, Minnesota, USA, 2012), AIAA 2012-4416. DOI: 10.2514/6.2012-4416
- [8] R.A. Bunge, A.E. Alkurdi, E. Alfaris, I. Kroo, in *AIAA Flight Testing Conf.* (Washington, USA, 2016), AIAA 2016-3652. DOI: 10.2514/6.2016-3652
- [9] M. Marino, S. Ravi, S. Watkins, in *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2012)* (Brisbane, Australia, 2012), vol. 2, p. 955. http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/972.PDF
- [10] A. Mohamed, S. Watkins, A. Fisher, M. Marino, K. Massey, R. Clothier, *J. Aircraft*, **52** (3), 827 (2015). DOI: 10.2514/1.C032805
- [11] V.V. Kozlov, V.N. Lushin, B.Yu. Zanin, in *Separated flows and jets*, ed by V.V. Kozlov, A.V. Dovgal (Springer, Berlin–Heidelberg, 1991), p. 525. DOI: 10.1007/978-3-642-84447-8_70
- [12] A. Cambray, E. Pang, S.A. Showkat Ali, D. Rezgui, M. Azarpeyvand, in *2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf.* (Atlanta, Georgia, USA, 2018), AIAA 2018-3450. DOI: 10.2514/6.2018-3450
- [13] N. Intravartolo, T. Sorrells, N. Ashkharian, R. Kim, in *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting* (Grapevine, Texas, USA, 2017), AIAA 2017-2019. DOI: 10.2514/6.2017-2019