

УДК 692.7.015

## МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЯВЛЕНИЯ СРЫВА ПОТОКА НА НЕСУЩИХ ЛОПАСТЯХ ВЕРТОЛЕТА

И. Е. Мухин<sup>1</sup>, Д. С. Коптев<sup>2</sup>, А. А. Князев<sup>3</sup>, ХЕРМАН ЛЕОН<sup>4</sup>

<sup>1</sup>ramonkursk@yandex.ru, <sup>2</sup>d.s.koptev@mail.ru, <sup>3</sup>163497.12@mail.ru

<sup>1,2,3,4</sup> ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет» (ЮЗГУ)

Поступила в редакцию 19.08.2022

**Аннотация.** Проведен анализ опасных факторов, приводящих к явлению срыва потока на несущих лопастях вертолета. Приведено описание подсистемы, позволяющей на основе одновременного анализа текущего состояния степени загрузки тарелки автомата перекоса и гармоники частоты вращения несущего винта достоверно определить момент начала срыва потока.

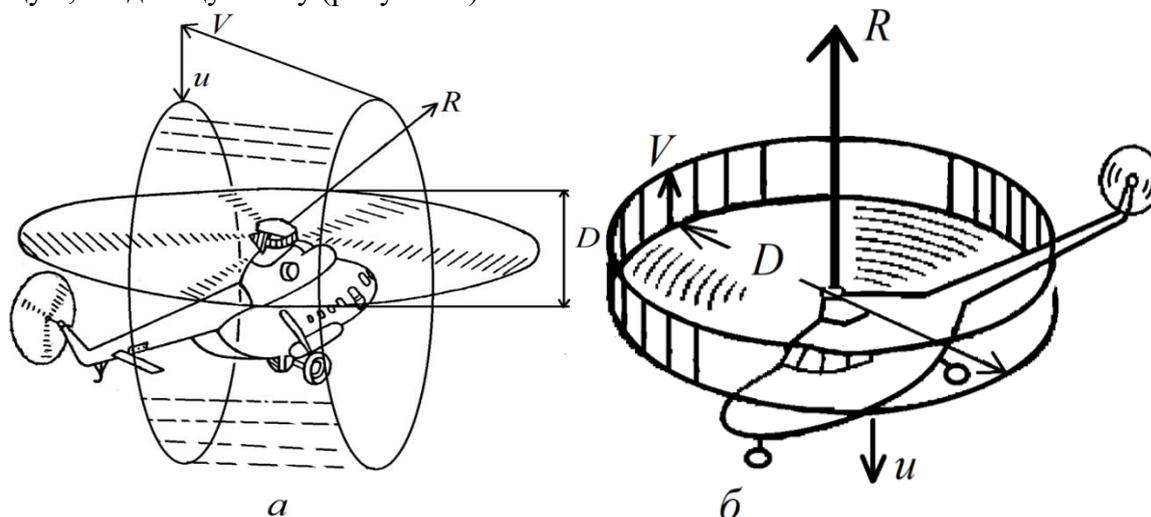
**Ключевые слова:** волоконно-оптический тензодатчик, распределенная ячейка Брэгга

### ВВЕДЕНИЕ

Особенности полета вертолета в ряде случаев связаны с таким явлением, как срыв потока на несущих лопастях. Это явление обусловлено одновременным воздействием многих факторов полета, таких как максимальная скорость вертолета в горизонтальной плоскости, массой вертолета, углами тангажа и крена, высотой маршрута и другими факторами. Основным ограничением для многих современных вертолетов является срыв потока на отстающей лопасти, приводящий на больших скоростях полета к резкому увеличению нагрузок на несущий винт и систему управления и, как следствие, росту вибраций всей машины.

### МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Вращающийся несущий винт сметает поверхность, которую можно представить, как несущую, создающую тягу (рисунок 1).



**Рис.1** Объем воздуха, участвующего в создании тяги несущего винта вертолета:  
*а* – при косо́й обдувке; *б* – при «висении» и вертикальном подъеме

Воздух, протекающий через поверхность, сметаемую несущим винтом, в результате взаимодействия с вращающимися лопастями отбрасывается вниз с индуктивной скоростью  $u$ . В случае горизонтального или наклонного полета воздух притекает к поверхности, сметаемой несущим винтом под некоторым углом (косая обдувка) (рисунок 1, а). Объем воздуха, участвующего в создании полной аэродинамической силы несущего винта, можно представить в виде цилиндра, у которого площадь основания равна площади поверхности, сметаемой несущим винтом, а длина – скорости полета, выраженной в м/сек (рисунок 1, б).

При работе несущего винта на месте или в вертикальном полете (прямая обдувка) направление воздушного потока совпадает с осью несущего винта. В этом случае воздушный цилиндр будет расположен вертикально (рисунок 1, б). Полная аэродинамическая сила несущего винта выразится как произведение массы воздуха, протекающего через поверхность, сметаемую несущим винтом за одну секунду, на индуктивную скорость уходящей струи (1):

$$R = \pi \frac{D^2}{4} V \rho u \quad (1)$$

где  $\pi \frac{D^2}{4}$  – площадь поверхности, ометаемой несущим винтом;

$V$  – скорость полета в м/сек;

$\rho$  – плотность воздуха;

$u$  – индуктивная скорость уходящей струи в м/сек.

В рассмотренном случае для несущего винта вертолета за индуктивную скорость и принимается индуктивная скорость уходящей струи на некотором удалении от несущей поверхности. Индуктивная скорость струи воздуха, возникающая на самой несущей поверхности, имеет в два раза меньшую величину.

Если полная аэродинамическая сила несущего винта выражается как произведение массы воздуха, протекающего через поверхность, ометаемую несущим винтом, на индуктивную скорость, а объем этой массы есть цилиндр, у которого основанием является площадь поверхности, ометаемой несущим винтом, и длиной – скорость полета, то совершенно ясно, что для создания тяги постоянной величины (например, равной весу вертолета) при большей скорости полета, а значит, и при большем объеме отбрасываемого воздуха требуется меньшая индуктивная скорость  $u$ , следовательно, меньшая мощность двигателя.

Для поддержания вертолета в воздухе при «висении» на месте требуется больше мощности, чем во время полета с некоторой поступательной скоростью, при которой имеет место встречный поток воздуха за счет движения вертолета.

Иными словами, при затрате одной и той же мощности (например, номинальной мощности двигателя) в случае наклонного полета с достаточно большой скоростью можно достичь большего потолка, чем при вертикальном подъеме, когда общая скорость перемещения вертолета меньше, чем в первом случае. Поэтому у вертолета имеется два потолка: статический, когда высота набирается в вертикальном полете, и динамический, когда высота набирается в наклонном полете, причем динамический потолок всегда выше статического.

Таким образом, тяга несущего винта вертолета будет пропорциональна:

- диаметру винта в четвертой степени  $D^4$ ;
- квадрату секундных оборотов несущего винта  $n^2 s$ ;
- плотности воздуха  $\rho$ ;
- коэффициенту тяги  $a_T$ .

Увеличение диаметра или скорости вращения винта влечет за собой и увеличение потребной мощности. Следовательно, величина тяги в конечном итоге зависит и от мощности двигателя.

Для усредненного расчета величины тяги несущего винта на режиме висения пользуются следующей формулой:

$$T = (aND)^{2/3} \quad (2)$$

где  $T$  – тяга несущего винта (для режима висения при безветрии  $T \approx R$ ) в кг;

$N$  – мощность двигателя в л.с.;

$D$  – диаметр несущего винта в м;

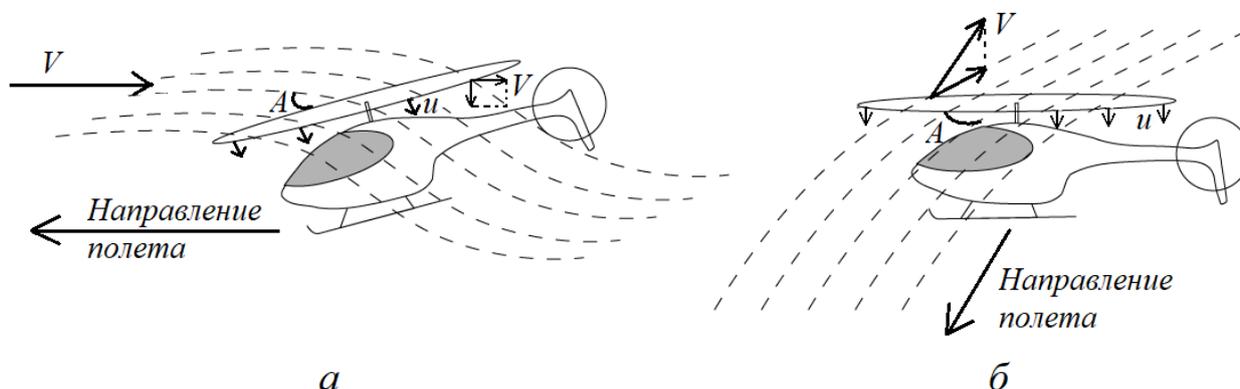
$a$  – коэффициент, характеризующий аэродинамическое качество несущего винта и влияние «воздушной подушки» (в зависимости от характеристик несущего винта величина коэффициента  $a$  при висении у земли может иметь значения 15 – 25).

Несущий винт вертолета обладает исключительно важным свойством – способностью создавать подъемную силу на режиме самовращения (авторотации) в случае остановки двигателя, что позволяет вертолету совершать безопасный планирующий или парашютирующий спуск и посадку.

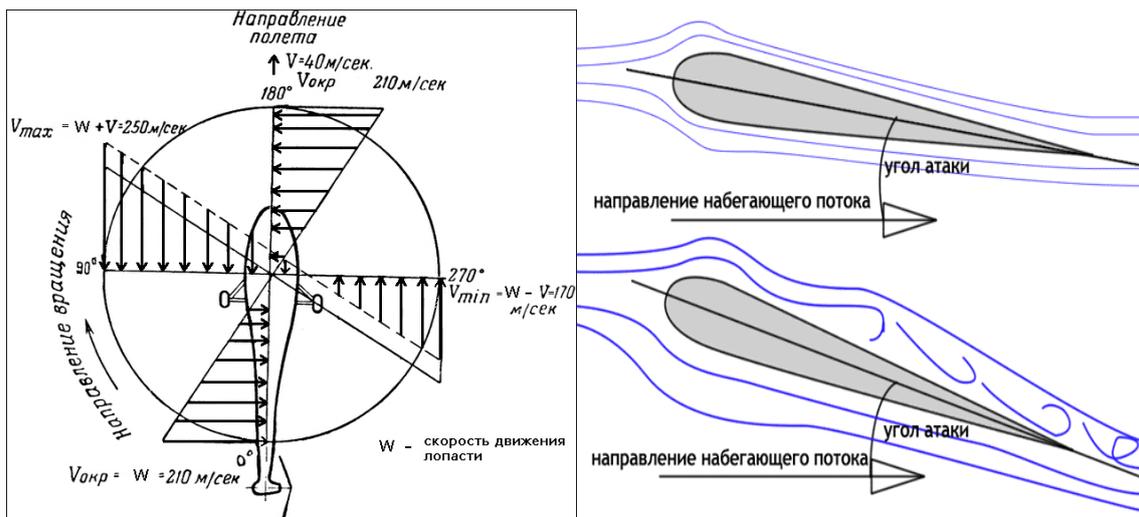
В работе несущего винта в случае моторного полета, когда мощность от двигателя передается на винт, и в случае полета на режиме самовращения, когда энергию для вращения винта он получает от встречной струи воздуха, имеется существенное отличие. В моторном полете встречный воздух набегаает на несущий винт сверху или сверху под углом. При работе винта на режиме самовращения воздух набегаает на плоскость вращения снизу или под углом снизу (рисунок 2). Скос потока за несущим винтом в том и другом случае будет направлен вниз, так как индуктивная скорость согласно теореме о количестве движения будет направлена прямо противоположно тяге, т.е. приблизительно вниз по оси несущего винта.

Срыв потока происходит на лопастях винта, движущихся по потоку и с большим углом атаки при поступательном движении вертолета. Это основной фактор, ограничивающий максимальную скорость вертолетов. Так же, как срыв потока с крыла ограничивает минимальную скорость самолёта, срыв потока с лопасти винта вертолета ограничивает максимальную скорость вертолета, так как результирующая скорость отстающей лопасти падает с увеличением скорости вертолета. В идеальном случае отстающая лопасть должна создавать подъемную силу, равную подъемной силе, создаваемой опережающей лопастью. Поскольку скорость отстающей лопасти меньше, чем опережающей, то угол атаки отстающей лопасти должен быть увеличен, чтобы уравнивать подъемную силу по всей области диска несущего винта. При увеличении скорости вертолета угол атаки отстающей лопасти все больше увеличивается, а ее скорость падает, пока не наступает срыв потока.

Пояснение явления срыва потока приведено на рисунке 3.



**Рис. 2.** Взаимодействие воздушного потока с несущим винтом вертолета:  
а – скос потока в моторном полете; б – скос потока на режиме самовращения винта

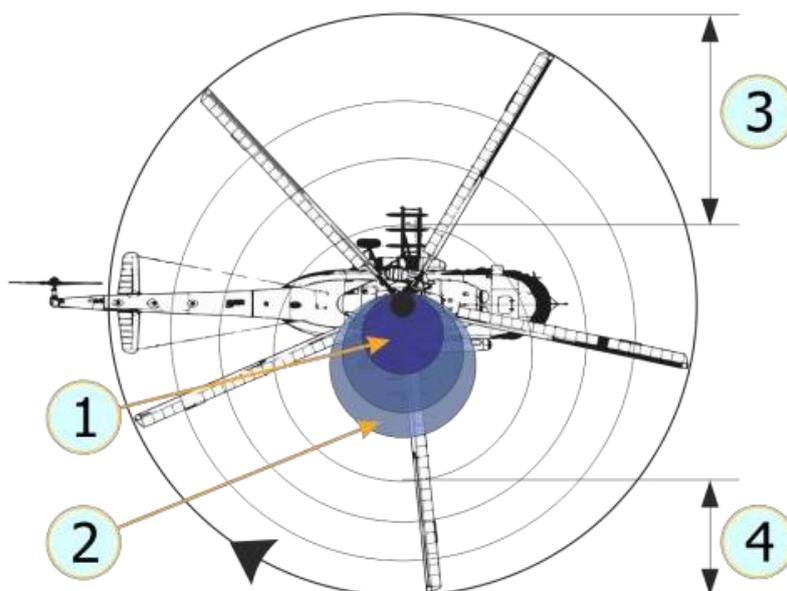


**Рис. 3.** Схема пояснения сложного движения несущих лопастей в горизонтальном полете, приводящих к срыву потока

В первом случае наблюдаются первые проявления вибрации и раскачки, во втором – вертолёт увеличивает тангаж и кренится вправо («валёжка»). Эффект срыва потока с лопастей проявляется в общем случае как усиление вибрации вертолета, задирание носа и кренение. Если ручка управления (циклического шага) продолжает удерживаться впереди и общий шаг не уменьшен, явления срыва потока усугубляются, и вибрация заметно возрастает. В такой ситуации контроль над вертолетом может быть потерян. Процедура выхода из «валёжки»:

- уменьшить общий шаг;
- ручку управления в нейтральное положение;
- уменьшить скорость;
- увеличить обороты несущего винта.

По этой причине расчетная крейсерская скорость вертолета без вспомогательных движителей при современном уровне развития техники лежит в пределах 280 – 370 км/ч (рисунок 4). Превышение этой скорости также может привести к явлению срыва потока.



**Рис. 4.** Распределение подъемной силы в нормальном полёте:

1 – зона обратного обтекания; 2 – зона отсутствия подъемной силы; 3 – подъемная сила в этой зоне создается лопастями на малом угле атаки; 4 – подъемная сила в этой зоне создается лопастями на большом угле атаки (должна быть равна подъемной силе, создаваемой в зоне 3)

## РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Результаты летных экспериментов показали, что явление срыва потока приводит к резкому увеличению нагрузки на лопасти, которая в свою очередь передается на нижнюю неподвижную тарелку автомата перекоса. Это явление сопровождается появлением  $n$ -ой гармоники основной частоты вращения несущего винта. Графики процессов этих явлений приведены на рисунке 5.

На этих графиках четко видно, что в отсутствии явления срыва потока среднее квадратичное значение усилия не превышает 20 кгс, а уровень вибрации гармоник основной частоты вращения лопасти и пятой гармоники примерно одинаковы. При этом резко увеличивается нагрузка на нижнюю тарелку автомата перекоса, а уровень пятой гармоники частоты вибраций существенно возрастает. Графики процессов этих явлений приведены на рисунке 6.

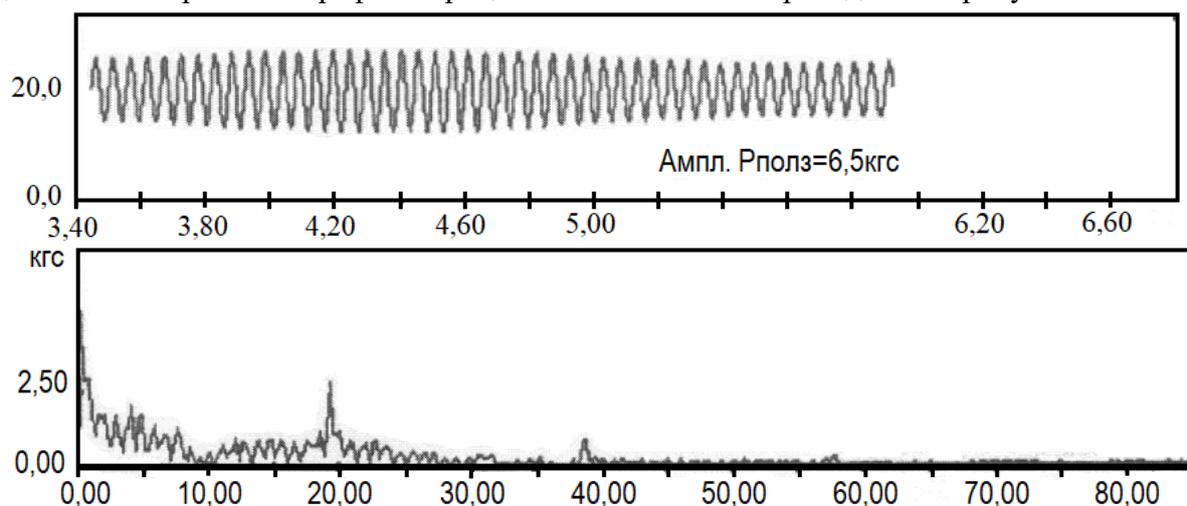


Рис. 5. Графики изменения усилия на нижней тарелке автомата перекоса и гармоник колебаний без явления срыва потока на лопастях вертолета

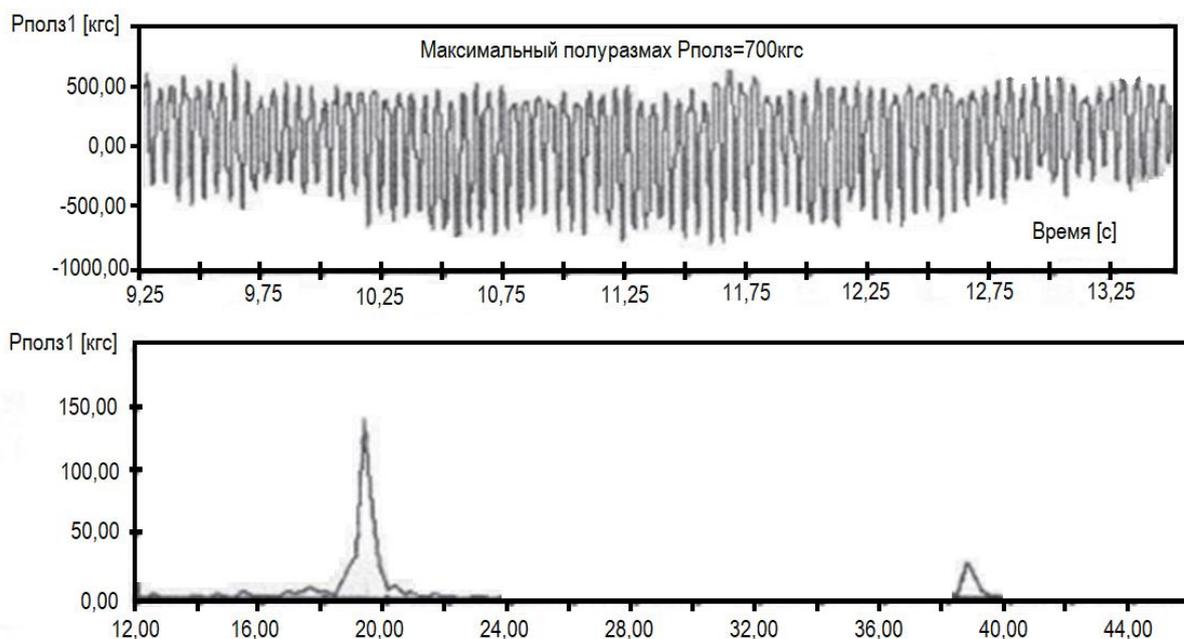


Рис. 6. Графики изменения усилия на нижней тарелке автомата перекоса и гармоник при явлении срыва потока на лопастях вертолета

Результаты этих экспериментов позволили создать подсистему распознавания явления срыва потока с выдачей визуальной и звуковой индикации пилоту для изменения режима полета. Работа подсистемы основана на одновременном использовании двух признаков: измерения механических напряжений на автомате перекоса и амплитуды гармонической составляющей сигнала от частоты вращения несущих лопастей вертолета.

На режимах полета, вследствие периодического изменения условий обтекания лопастей, срыв потока происходит на отстающей лопасти, что в свою очередь приводит к возникновению закручивающих лопасть нагрузок и возникновения вибраций. Основная частота изменения нагрузки лопастей равна частоте прохождения лопастей, что соответствует периоду  $T = 2 \cdot \pi / (N \cdot \omega)$ , где  $N$  – количество несущих лопастей вертолета. Таким образом, в режиме работы вертолета без срыва потока на лопастях наибольшей амплитудой обладает колебание с частотой вибрации  $\omega$  – угловой скоростью вращения оси несущего винта. При наступлении явления срыва потока происходит существенное увеличение амплитуды колебания с частотой прохождения лопастей  $N \cdot \omega$ , поскольку через каждый угол перемещения отдельной лопасти на величину  $\Theta = 2 \cdot \pi / N$  одна из лопастей, которая является отстающей по ходу движения вертолета, входит в процесс срыва потока.

Применение двух признаков для обнаружения момента появления срыва потока дает существенное повышение вероятности обнаружения этого явления. Поскольку событие  $A$  – появление избыточного механического напряжения на невращающихся частях автомата перекоса и событие  $B$  – появление  $N$ -й гармоники частоты вращения  $\omega$  лопастей вертолета при случае срыва потока являются совместными (появляются одновременно), то для вероятности совместного события справедлива формула:

$$P(A + B) = P(A) + P(B) - P(A, B) \quad (3)$$

Если вероятность обнаружения срыва потока при использовании признака избыточного механического напряжения на невращающихся частях автомата перекоса будет равна  $P_1 = 0,8$  и вероятность обнаружения срыва потока при использовании дополнительного признака появления  $N$ -ой гармоники частоты вращения лопастей вертолета будет равна  $P_2 = 0,8$ , то результирующая вероятность обнаружения явления срыва потока при использовании двух признаков составит:

$$P_{1,2} = 0,8 + 0,8 - 0,8 \cdot 0,8 = 0,96,$$

то есть  $P_{1,2} > P_1$  и  $P_{1,2} > P_2$ .

Таким образом, применение двух признаков позволяет существенно повысить вероятность определения момента срыва потока, что позволяет перевести полет вертолета на качественно новый уровень обеспечения безопасности. Конструктивно датчики измерения усилия и частоты гармоник на тарелке автомата перекоса могут быть изготовлены на основе оптоволоконной технологии с распределенными ячейками Брэгга. Структурная схема подсистемы обнаружения явления срыва потока, позволяющая реализовать предложенный метод, приведена на рисунке 7.

Включают блок электропитания, при этом электропитание подается на блоки источника света, хранения информации, анализа информации, спектрального анализа, цифроаналоговый преобразователь сигнала, первое пороговое устройство, второе пороговое устройство.

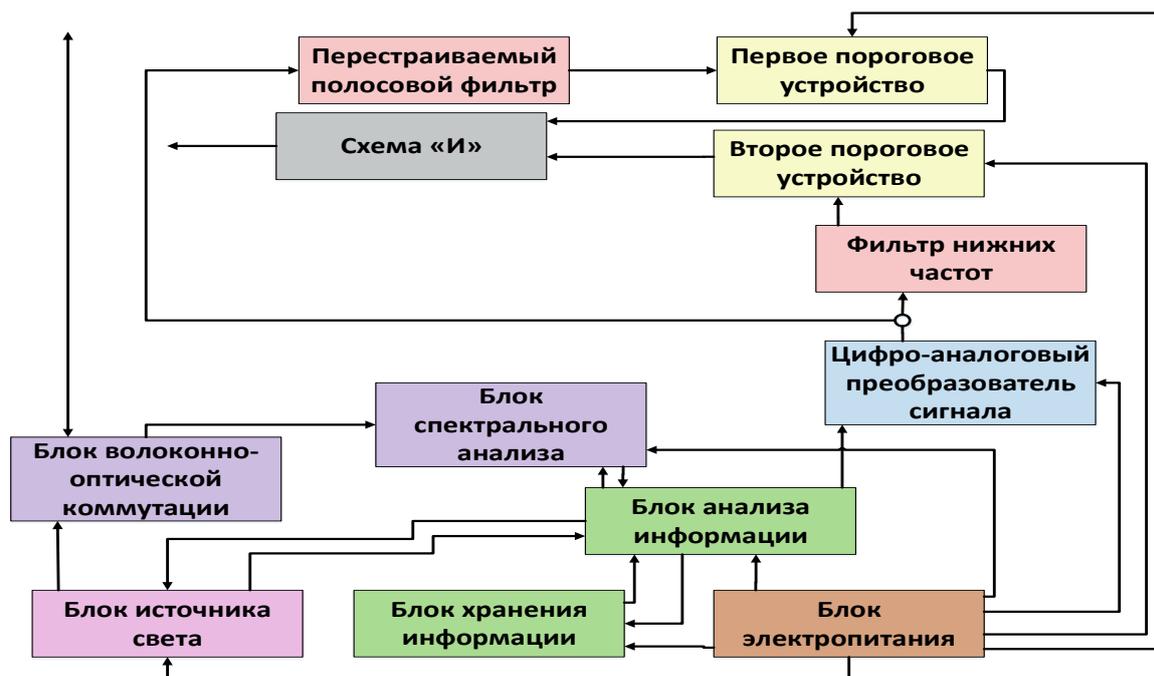


Рис. 7. Структурная схема подсистемы обнаружения срыва потока

При воздействии внешних механических нагрузок на части вертолета с тензодатчиками изменяется спектр отраженного от них оптического излучения. Изменение спектра отраженного излучения несет информацию о механических нагрузках, которые испытывают части вертолета, на которых установлены волоконно-оптические датчики, причем каждому волоконно-оптическому датчику соответствует определенная полоса спектра излучения блока источника света. Сигналы всех волоконно-оптических датчиков по мощности суммируются в волоконно-оптическом соединителе и передаются через волоконно-оптический кабель. В блоке спектрального анализа спектры отражения оптического излучения от каждого тензодатчика преобразуются в цифровой сигнал и поступают на первый вход блока анализа информации, где сигнал анализируется путем пересчета изменений спектра оптического сигнала от каждого тензодатчика в действующий на деталях автомата перекоса нагрузку по заранее известным зависимостям, полученным при тарировке тензодатчиков, преобразуется в цифровой электрический сигнал и передается блоку ЦАП. При частоте опроса волоконно-оптических датчиков не менее  $2N\omega$ , помимо снятия квазистатических механических напряжений в частях вертолета с тензодатчиками появляется возможность выделения  $N\omega$ -й частоты вибраций лопастей вертолета, возникающей при явлении срыва потока. Поэтому на выходе блока ЦАП помимо относительно низкочастотной составляющей, характеризующей изменение механической нагрузки, будет присутствовать сигнал с частотой  $N\omega$ , характеризующий появление  $N$ -й гармоники частоты вращения несущих лопастей вертолета. Аналоговый электрический сигнал, несущий информацию о механических нагрузках контролируемых частей вертолета, с выхода ЦАП поступает на фильтр низких частот, а с его выхода – на вход второго порогового устройства, в котором установлен порог напряжения, соответствующий максимально допустимой механической нагрузке. В случае превышения заданного порога на выходе второго порогового устройства появляется «единица», которая поступает на первый вход схемы «И».

С выхода ЦАП сигнал поступает и на вход перестраиваемого полосового фильтра, предварительно настраиваемого на  $N$ -ю гармонику частоты вращения несущих винтов. В зависимости от количества несущих винтов вертолета  $N$  и частоты вращения несущих лопастей происходит настройка перестраиваемого полосового фильтра под конкретный тип вертолета. С выхода перестраиваемого полосового фильтра сигнал поступает на первый вход

первого порогового устройства, в котором установлен порог напряжения, соответствующий превышению уровня  $N$ -й гармоники над шумами. В случае превышения заданного порога на выходе первого порогового устройства появляется «единица», которая поступает на первый вход схемы «И». При одновременном наличии «единиц» на входе схемы «И» на ее выходе появляется сигнал «единица», поступающий на электрическую шину передачи данных и далее на панельный индикатор стадии срыва потока. Наличие «единицы» на панельном индикаторе стадии срыва потока предупреждает пилота о наличии явления срыва потока. Сигнал «ноль» сигнализирует о нормальном режиме полета. Совместное использование двух признаков явления срыва потока существенно повышает вероятность обнаружения этого явления и, соответственно, снижает вероятность ложной тревоги.

Полученные данные о нагрузках на частях автомата перекоса вертолета с выхода блока анализа информации передаются на блок хранения информации для последующего анализа правильности действий пилота вертолета.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, совместное использование двух признаков явления срыва потока повышает вероятность обнаружения этого явления, а регистрация такого явления в режиме реального времени обеспечивает своевременное информирование пилота об опасности развития аварийной ситуации и выполнение упреждающих действий. Техническая реализация предложенного метода определения явления срыва потока на несущих лопастях вертолета позволяет обеспечить качественно новый уровень обеспечения безопасности полетов в условиях выполнения сложных маневров.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Джонсон У.** Теория вертолета. Том 2. М.: Мир. 1983 г. [Johnson W. "Helicopter theory. Volume 2", (in Russian). Moscow, MIR, 1983.]
2. **Горяинов В.Т., Журавлев А.Г., Тихонов В.И.** Статистическая радиотехника. Примеры и задачи. Сов.радио. 1980 г. [V.T. Goryainov, A.G. Zhuravlev, V.I. Tikhonov. "Statistical radio engineering. Examples and tasks", (in Russian). Sovetskoe radio, 1980.]
3. **Устройство** для индикации срыва потока на лопастях несущего винта вертолета / И.Е. Мухин, С.Л. Селезнев, П.В. Дмитриев, М.Г. Рождественский // Патент RU 2629615 опублик. 30.08.2017. [I.E. Mukhin, et al., "Device for indication of flow stall on the rotor blades of a helicopter", (in Russian), Patent 2629615, 2017]
4. **Динамика полёта вертолета** [Электронный ресурс]. Документация DCS. URL: <https://dcs-docs.lordvesel.win/ru/mi8/03.dynamic/> (Дата обращения 01.04.2022)
5. **Практическая аэродинамика** [Электронный ресурс]. Неофициальный сайт СВВАУЛ URL: <http://www.svvaul.ru/nashi-resursy/knigi-onlajn/aerodinamika/538-prakticheskaya-aerodinamika> (Дата обращения 05.04.2022)
6. **Павленко В.Ф., Дьяченко А.А., Жулев В.И.** Боевая авиационная техника. Летательные аппараты, силовые установки и их эксплуатация. М.: Воениздат, 1984 г. [V.F. Pavlenko, A.A. Dyachenko, V.I. Zhulev. "Combat aviation equipment. Aircraft, power plants and their operation", (in Russian). Moscow. Voenizdat, 1984.]
7. **Гессоу А.** Aerodynamics of the Helicopter / А. Гессоу, Г. Мейерс. Перевод с английского В.И. Бирюлина. Москва. 1954 г.
8. **Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Воздаев Е.С.** и др. Теория несущего винта. М.: Машиностроение. 1973 г. [V.E. Baskin, L.S. Wildgrube, E.S. Vozhdaev and others. "Rotor theory", Moscow. Mashinostroenie. 1973.]
9. **Анализ особенностей работы несущего винта с отрицательным выносом горизонтальных шарниров** [Электронный ресурс]. Труды МАИ. Выпуск № 95. URL: [https://trudymai.ru/upload/iblock/db6/Borisov\\_Leontev\\_Novak\\_rus.pdf](https://trudymai.ru/upload/iblock/db6/Borisov_Leontev_Novak_rus.pdf) (Дата обращения 08.04.2022)
10. **Колоколов С.Н., Коновалов А.П., Куратов В.А.** Динамика управляемого движения вертолета. М.: Машиностроение. 1987 г. [S. N. Kolokolov, A. P. Konovalov, V. A. Kuratov. "Helicopter controlled motion dynamics", Moscow. Mashinostroenie. 1987.]

### ОБ АВТОРАХ

**КОПТЕВ Дмитрий Сергеевич**, преп., асп. каф. КПиСС. Дипл. магистр (ЮЗГУ, 2018). Готовит дис. о системах контроля функционального состояния пилота.

**МУХИН Иван Ефимович**, проф. каф. КПиСС. Дипл. радиоинженер (Воронежск. пол. ин-т, 1977). Д-р техн. наук по специальности 20.01.09 Военные системы управления, связи и навигации (технические науки) (Военная академия связи им. С.М. Будённого, 2012). Иссл. в обл. диагностики и прогностики технического состояния ответственных узлов летательных аппаратов.

**КНЯЗЕВ Александр Александрович**, студент каф. КПиСС.

**ХЕРМАН Леон**, студент каф. КПиСС.

**METADATA**

**Title:** Method for determining the phenomenon of flow disruption on helicopter bearing blades.

**Authors:** D. S. Koptev<sup>1</sup>, I. E. Mukhin<sup>2</sup>, A. A. Knyazev<sup>3</sup>, Herman Leon<sup>4</sup>.

**Affiliation:**

<sup>1,2,3,4</sup> Southwest State University (SWSU), Russia.

**Email:** <sup>1</sup>d.s.koptev@mail.ru, <sup>2</sup>ramonkursk@yandex.ru, <sup>3</sup>163497.12@mail.ru,

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 1 (99), pp. 22-30, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The analysis of the dangerous factors leading to the phenomenon of flow disruption on the bearing blades of the helicopter is carried out. The description of the subsystem is given which allows, based on the simultaneous analysis of the current state of the load degree of the skew machine plate and the harmonic of the rotor speed, to reliably determine the moment of the beginning of the flow disruption.

**Key words:** fiber-optic strain gauge, distributed Bragg cell.

**About authors:**

**KOPTEV Dmitry Sergeevich**, lecturer, postgraduate student at the Dept. of Space Instrumentation and Communication Systems. Master's degree (SWSU, 2018). Prepares a thesis about systems for monitoring the functional state of the pilot.

**MUKHIN Ivan Efimovich**, Prof. at the Dept. of Space Instrumentation and Communication Systems. Dipl. radio engineer (Voronezh Polytechnic Institute, 1977). Doctor of Technical Sciences, specialty 20.01.09 Military Control Systems, Communications and Navigation (Technical Sciences) (S.M. Budyonny Military Academy of Communications, 2012). Research in the field of diagnostics and prognostics of the technical condition of the responsible components of aircraft.

**HERMAN Leon**, a student at the Dept. of Space Instrumentation and Communication Systems.

**KNYAZEV Alexander Alexandrovich**, a student at the Dept. of Space Instrumentation and Communication Systems.