

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
2.5.13 – Проектирование конструкция и производство летательных аппаратов;
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 629.735.45.015

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-51-60

**Разработка технического решения по предупреждению попадания
одновинтового вертолета в неуправляемое вращение**

В.А. Ивчин¹, К.Ю. Самсонов¹, А.М. Касимов², А.И. Попов²

¹АО «Национальный центр вертолетостроения «Миль и Камов», г. Москва, Россия

²Государственное бюджетное учреждение «Институт проблем управления
им. В.А. Трапезникова РАН», г. Москва, Россия

Аннотация: Явление попадания одновинтового вертолета в непреднамеренный разворот влево с дальнейшим развитием неуправляемого разворота периодически возникает в процессе эксплуатации такого типа вертолетов как в России, так и за рубежом. Это явление может приводить к серьезным авиационным инцидентам и даже к катастрофам. В настоящее время нет однозначного обоснования явления «неуправляемый разворот» и причин его возникновения, так как условия работы рулевого винта, особенно на режимах малых скоростей, зависят от многих факторов. К этим факторам относятся в первую очередь направление и скорость ветра, «вихревое кольцо» на рулевом винте, а также влияние вихревого следа от несущего винта. Одно из объяснений этого явления – особенности путевой балансировки одновинтового вертолета, которая обеспечивается рулевым винтом. Главной причиной возникновения непреднамеренного разворота влево в исследованиях указывают изменение скорости и направления ветра, действующего на вертолет и рулевой винт в частности. В настоящее время отсутствуют инструментальные средства и методика определения ветрового воздействия на рулевой винт для выработки предупреждения летчику об изменении характера обтекания рулевого винта и о возникновении неуправляемого вращения. В данной работе предлагается система измерения воздушного потока на рулевом винте с помощью специального датчика, позволяющего измерить аэродинамическим способом непосредственно индуктивную скорость воздушного потока малой величины без дополнительных различных электронных преобразований, которые присущи традиционным датчикам типа ПВД. Применение такой системы измерений позволяет определить приближение опасной ситуации, дать информацию летчику и помочь ему предпринять правильные действия.

Ключевые слова: неуправляемое левое вращение, датчик воздушного потока, индуктивная скорость, вихревое кольцо рулевого винта, приемник воздушной скорости.

Для цитирования: Ивчин В.А. Разработка технического решения по предупреждению попадания одновинтового вертолета в неуправляемое вращение / В.А. Ивчин, К.Ю. Самсонов, А.М. Касимов, А.И. Попов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 51–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-51-60

Development of the technical solution to prevent a single-rotor helicopter from entering uncontrolled rotation

V.A. Ivchin¹, K.Y. Samsonov², A.M. Kasimov³, A.I. Popov⁴

^{1, 2}*Joint-stock Company, National Center for Helicopter Engineering named after Mil and Kamov, Moscow, Russia*

^{3, 4}*Federal State Budgetary Institution of Science, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia*

Abstract: The phenomenon of a single-rotor helicopter entering an unintended left rotation with the further development of an uncontrolled turn periodically arises while operating this type of helicopter, both in Russia and abroad. This phenomenon can lead to serious aviation incidents and even disasters. Currently, there is no unambiguous justification for the phenomenon of "uncontrolled" U-turn and the causes of occurrence, since the operating conditions of the tail rotor (TR), especially at low-speed modes, depend on many factors. These factors include, firstly, wind direction and speed, T/R "vortex ring", as well as the impact of the main rotor vortex trace. One of the explanations for this phenomenon lies in the special specifics of the yaw trim of a single-rotor helicopter, which is provided by the tail rotor. These papers emphasize that the change in wind speed and direction which affects the helicopter, and the TR is the main cause of the unintentional left turn. Currently, there are no tools and methods for determining the wind effect on the TR in order to develop a warning signal for a pilot about a change in the nature of the TR flow and an alert about the occurrence of uncontrolled rotation. This paper proposes the system for measuring the TR air flow using a special sensor that allows us to measure the inductive air flow velocity of a small value in an aerodynamic way without additional various electronic transformations that are inherent in conventional Pitot tube probes. The use of such a measurement system makes it possible to identify the probability of a dangerous situation, to inform the pilot and help him take the proper actions.

Key words: uncontrolled left rotation, air flow sensor, inductive velocity, vortex ring of the tail rotor, Pitot tube probe.

For citation: Ivchin, V.A., Samsonov, K.Y., Kasimov, A.M. & Popov, A.I. (2022). Development of the technical solution to prevent a single-rotor helicopter from entering uncontrolled rotation. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 51–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-51-60

Введение

По данным [1], на вертолетах в частях и подразделениях государственной авиации, а также в авиакомпаниях и авиапредприятиях гражданской авиации произошло 235 авиапроисшествий (АП) за 10 лет, с 1996 по 2006 год, 42 (18 %) из них – по причине попадания вертолетов в самопроизвольное левое вращение [2]. На взлете произошло 10 АП (4 катастрофы, 6 аварий), на посадке – 27 (12 катастроф, 15 аварий), при выполнении висения и перемещений у земли 5 АП (1 катастрофа и 4 аварии). В различных публикациях показано, что обученный летный состав может справиться с неуправляемым вращением. Например, в Сызранской школе ВВИА им. Гагарина и других есть цикл обучения. Пилотирование вертолета и самолета значительно отличаются, что связано с различными аэродинамическими и физическими свойствами

ми принципа движения летательного аппарата (ЛА). Два характерных отличия перемещения вертолета в пространстве. Первое – это возможность появления «вихревого кольца» несущего винта [3], и второе – появление неуправляемого левого вращения в полете одновинтового вертолета [4, 5]. Эти особенности одновинтового вертолета могут быть причинами, приводящими к АП [6, 7]. Рассмотрим последнюю особенность для выработки противодействия после анализа проблемы.

Постановка проблемы. Методы исследования

Актуальность распознавания режима вихревого кольца рулевого винта (ВКРВ) подтверждена многими исследованиями, получены расчетные и экспериментальные скоростные характеристики ВКРВ по различным теориям – теореме о количестве движения,

на базе нелинейной вихревой модели и др.¹ [8–12].

Общая причина возникновения *ВКРВ* для всех режимов полета – это отсутствие информации о направлении и силе ветра и несвоевременное парирование возникшего непреднамеренного разворота вертолета влево с превышением окружной скорости *РВ* при наличии ветра скоростью более 3 м/с [11, 13, 14]. Кроме того, отсутствие указателя направления и скорости ветра дополнительно усложняет ситуацию с вращением [10]. Режимы висения, взлета и посадки являются наиболее сложными, они отличаются динамической и статической неустойчивостью вертолета. Технических предложений по обнаружению предпосылок к входу в режим *ВКРВ* или его смягчения немного [12].

В измерительной технике для поля скоростей в авиации необходим датчик скорости потока, который сразу же определял скорость с автоматическим вычетом статического давления. Такому датчику не нужна коррекция по плотности, высоте, нагрузке, он измеряет то, что в данную минуту находится в скоростном поле, проекцию вектора скорости на ось прибора. Поэтому устанавливать его в нужном месте, в аэродинамическом поле скоростей, которое необходимо определить путем анализа, расчета и эксперимента, например для вертолета, в критических ситуациях, близких к АП.

Результаты исследования

По мнению [7, 11], основной причиной, способствующей попаданию вертолета в режим самопроизвольного левого вращения, является особенность работы рулевого винта, прежде всего связанная с влиянием на него потока, индуцируемого несущим винтом при определенном направлении воздушной скорости. При этом возникает неустойчивый путевой режим полета. В диапазоне углов

скольжения $30^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$ имеет место сложное взаимодействие вихревой системы несущего и рулевого винтов, а сам рулевой винт находится в зоне сильного влияния несущего винта [6–11, 15].

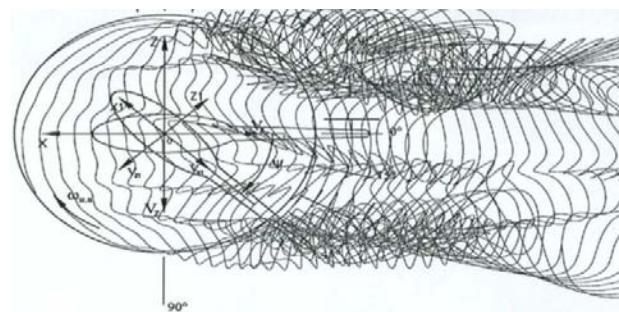


Рис. 1. Влияние на малой скорости со скольжением вихревого следа *НВ* на *РВ* – расчет и моделирование поля скоростей полета [8]

Fig. 1. Effect of the LR vortex trace on the TR at a low speed with sliding – computation and modeling of the flight velocity field [8]

Также признаки попадания в данный режим изложены в работах [8–16].

Неблагоприятными факторами, способствующими возникновению самопроизвольного левого вращения вертолета, являются порывистый ветер справа сзади 5–7 м/с или изменчивый по направлению ветер, высокая температура наружного воздуха и высота, отсутствие указателя направления и скорости ветра, взлет или посадка со скольжением, требующим дополнительного отклонения педалей для сохранения направления взлета или посадки и др.

Перечисленные факторы влияют на поле скоростей в окрестности *РВ*, при этом указанные параметры в собственном виде скорости возможно измерить предлагаемым датчиком – приемником воздушной скорости (ПВС). Эти измеренные параметры говорят о ситуации в данный момент в поле индуктивных скоростей и фиксируются для исправления положения в случае приближения опасности.

После анализа литературы по обнаружению признаков возникновения *ВКРВ*, рассмотрим, какие индуктивные скорости в диске *РВ* предшествуют ему.

Зависимости, полученные в летных испытаниях, свидетельствуют о существенном

¹ National Transportation Safety Board [Электронный ресурс] // SA-062. 2017. March. URL: <https://ihsf.aero/Repository/NTSB%20Bulletin%20tail%20rotor.pdf> (дата обращения: 21.11.2021).

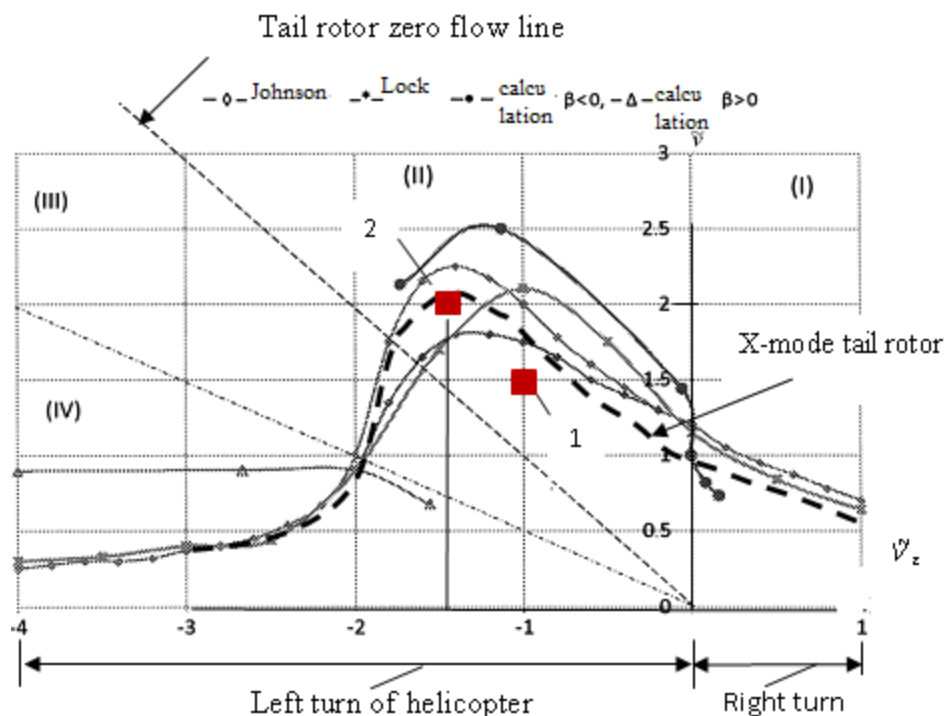


Рис. 2. Экспериментальные и расчетные зависимости индуктивных скоростей $\tilde{v} = f(\tilde{V}_z)$: I – рабочий режим, II – режим «вихревого кольца» (диаграмма совместно с [9])

Fig. 2. Experimental and computational dependences of inductive velocities $\tilde{v} = f(\tilde{V}_z)$, operating mode (I), “vortex ring” mode (II), diagram together with [9]

увеличении балансирующего угла установки лопастей PB при величине воздушной продольной скорости полета в диапазоне $5 \text{ м/с} < V_x < 12 \text{ м/с}$ и боковой скорости $3 \text{ м/с} < V_z < 12 \text{ м/с}$ и о появлении на этом режиме статической неустойчивости путевого движения [8].

Из [8, 15] установлено, что вихревой след HV наиболее сильно влияет на работу рулевого винта при боковом ветре справа, соответствующем углу скольжения $\beta_H = +90^\circ$ ($V_z = 0\text{--}15 \text{ м/с}$). Индуктивное воздействие вихревого следа HV приводит к возникновению у PB режима BK на меньших скоростях ($V_z \approx 5 \text{ м/с}$), чем в случае изолированной работы рулевого винта ($V_z \approx 12,5 \text{ м/с}$).

Расчетная зависимость по данным работы [9] (обозначена точками на рис. 2) и экспериментальные данные различных авторов приведены в виде кривых [9, 11]. Максимальное значение величины относительной индуктивной скорости $\tilde{v} = 2\text{--}2,5$ имеет место в области значения $\tilde{V}_z \sim -1,13$.

Анализ данных (на рис. 2) показывает, что режим $BKPB$ может наступить тогда, когда относительная индуктивная скорость увеличивает свое значение $\tilde{v} > 1,5$. Существенная трансформация вихревой системы винта происходит при относительных скоростях $\tilde{V}_z$ встречного потока на PB , соответствующих соотношению $-2 < \tilde{V}_z < 0$. Это же соотношение справедливо и для PB формы X.

Одним из решений уменьшения вероятности попадания на $BKPB$ было изменение направления вращения PB [12]. Ранее при прежнем направлении вращения PB (толкающий тип винта) потоки воздуха, отходящие от PB , совпадали по направлению с направлением циркуляции вихрей от несущего винта при ветре справа-сзади, что отражалось на ухудшении эффективности работы PB (рис. 1). При изменении направления вращения PB (тип винта тянущий) диапазон нагрузки на лопасть расширился в $\sim 1,5$ раза с $T/S \leq 500 \text{ кгс/м}^2$ до величины $\geq 750\text{--}900 \text{ кгс/м}^2$, где T/S – отношение T – тя-

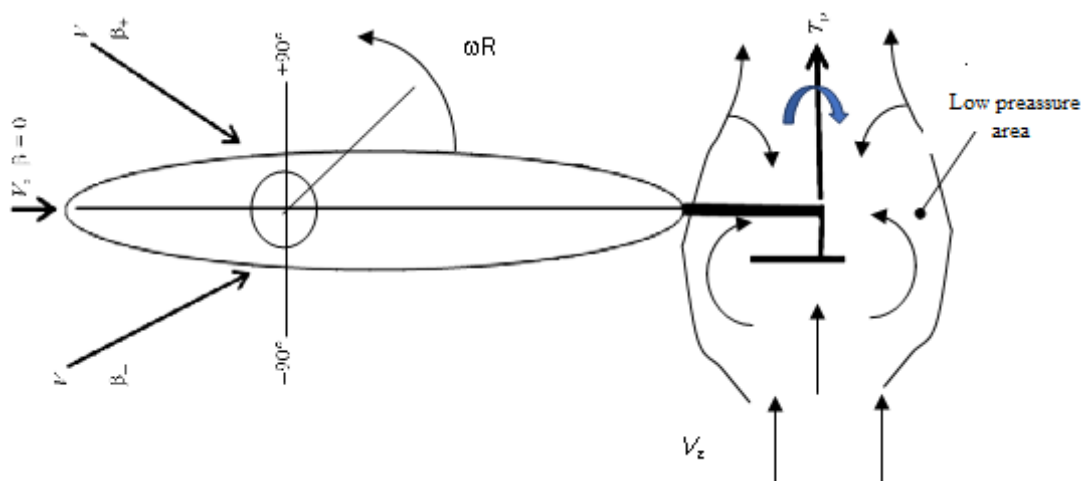


Рис. 3. Схема расположения PB в потоке (доработан рис. [9])
Fig. 3. The layout of the TR in the flow (modified fig. [9])

ги PB к площади S лопастей PB . Уменьшение нагрузки на PB позволило улучшить путевую управляемость вертолета одновинтовой схемы на малых скоростях при полете влево и на висении с ветром справа-сзади (5–7 м/с) с возможностью использовать расширенный диапазон управления по курсу.

Авторы считают, что в режиме $BKPB$ важно определить величины и области индуктивных скоростей в пространстве диска PB , характеризующих зарождение самого $BKPB$, т. е. замерить реальные скорости дополнительно к теоретическим расчетам или полученным косвенно из аэродинамических экспериментов. Для этого необходимо решить следующие вопросы: определить поле индуктивных скоростей по известным теоретическим работам и экспериментальным данным, разработать датчик истинной скорости ПВС, выбрать место установки ПВС в необходимых областях скоростного поля для измерения параметров начала образования (зарождения) $BKPB$, применить известные способы предупреждения пилота и предложить систему автоматики вывода из BK .

Качественная физическая картина отличается от известных [8, 9, 16] и состоит в следующем.

В зарождении $BKPB$ участвуют две раздельные массы среды: первая вихревая масса, присущая PB в режиме висения (рис. 3), и вторая масса, пришедшая в виде встречного

набегающего потока V_z , не имеющая кольцевого вихревого оборота. Складываются эти раздельные массы под действием силы внешней атмосферы, т. к. в пространстве между внешней границей обтекания своей вихревой массы и слоев набегающего потока возникают области пониженного давления с эффектом Коанда (рис. 3), приводящим к дополнительному схлопыванию, появлению BK и интенсивной турбулентности, вызывающей повышенную тряску хвостовой балки и ухудшение путевой управляемости вследствие потери тяги PB . Далее наблюдается расширение вихревой системы, обусловленное присоединенными новыми объемами среды, вступающими в общее суммарное $BKPB$, в котором значительно (в 2,5 раза) увеличивается величина индуктивных скоростей (рис. 2). Небольшое ослабление и усиление ветра приводит к перемещению $BKPB$ относительно диска PB и обратно, что вызывает неустойчивое поведение вертолета. Это явление образует неуправляемый режим полета с левым вращением из-за отсутствия компенсации. Один из приемов выхода из режима $BKPB$ – это целенаправленные действия пилота, которые позволяют освободиться от спутных свободных масс вихреобразного типа.

Из [16] следует, что научно-экспериментального обоснованного решения сложной аэродинамической проблемы неуправляемого вращения влево одновинтовых вертолетов с рулевым винтом отечественные специалисты

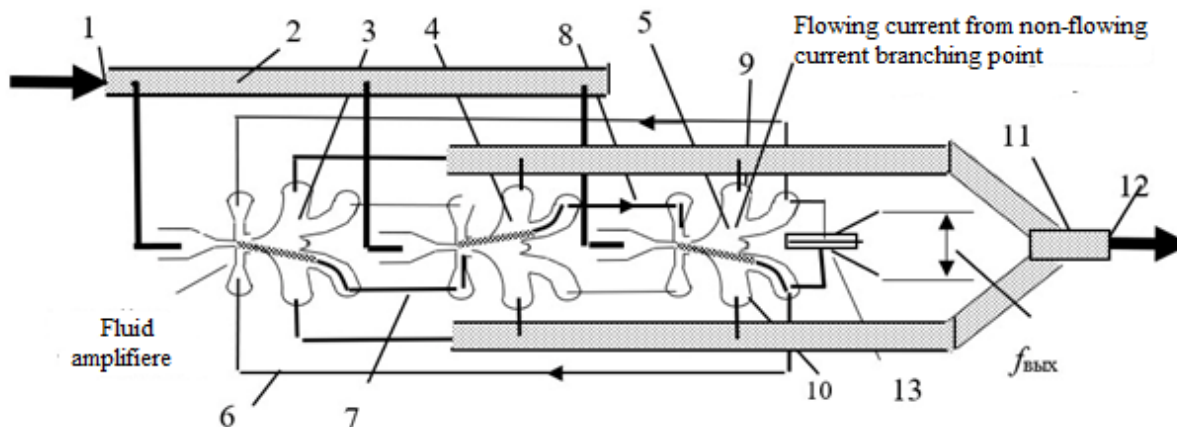


Рис. 4. Принципиальная схема струйного автогенератора [18, 19]
Fig. 4. Schematic diagram of a jet auto generator [18, 19]

в настоящее время предложить не могут, поэтому для уменьшения вероятности АП следует на серийных вертолетах повысить требования к летной подготовке пилотов, а при проектировании новых вертолетов проработать возможность введения в расчеты коэффициентов безопасности.

Обсуждение результатов исследования

Предложения по повышению безопасности полета вертолета

Анализ режима *ВКРВ* с помощью численного моделирования и математических моделей в работах [6, 10–18] показал следующее:

- структура вихревого следа *НВ* на малых скоростях влияет на *РВ* и приводит к *ВКРВ* при скорости $V_z = 5$ м/с и угле скольжения $\beta_n = 90^\circ$ и падению его тяги на 11 % [15];
- определены поля индуктивных скоростей (рис. 2, $\tilde{v} = f(\tilde{V}_z) = 1 \div 2$), свойственные режиму *ВКРВ*, однако линии тока построены без учета поля давления между ними;
- для предупреждения попадания одновинтового вертолета в неуправляемое вращение можно принять следующие методические условия работы режимов: 1) в режиме «полет» с боковым ветром (≥ 5 м/с) и при воздействии вихревого следа *НВ* на *РВ* ввести ограничения на параметры – не более: $\tilde{V}_z = -1$;

$\tilde{v} = 1,5$, что соответствует расположению т. 1 на рис. 2 с отношением скоростей $\tilde{V}_z/\tilde{v} \cong 0,75$; 2) в режиме «висение» с боковым ветром (≥ 12 м/с) ввести ограничения на параметры – не более: $\tilde{V}_z = -1,5$; $\tilde{v} = 2,0$, что соответствует расположению т. 2 на рис. 2 с отношением скоростей $\tilde{V}_z/\tilde{v} \cong 0,75$;

– необходимо иметь поле скоростей, измеренное разработанным приемником воздушной скорости (ПВС), непосредственно в пространстве диска *РВ* в момент зарождения *ВКРВ*, т. к. далее оно перемещается под действием встречного набегающего потока за пределы диска *РВ* и возвращается, вызывая неустойчивость обтекания *РВ*;

– предложение авторов – установка датчиков ПВС для информации пилота о возможности появления *ВКРВ* и упреждения режима «неуправляемое вращение» (рис. 5).

Решение специфических проблем безопасности вертолета – в оснащении его новейшими средствами автоматического пилотирования, которые ситуативно будут корректировать критические режимы полета. Эти сигналы выдаются летчику с помощью указателей звуковой или световой сигнализации, что позволяет ему осуществлять управление, предотвращая выход текущих параметров в опасную область. Если пилот при этом бездействует, то на помощь автономно экстренно приходит СУ ЛА с минимальной потерей высоты полета.

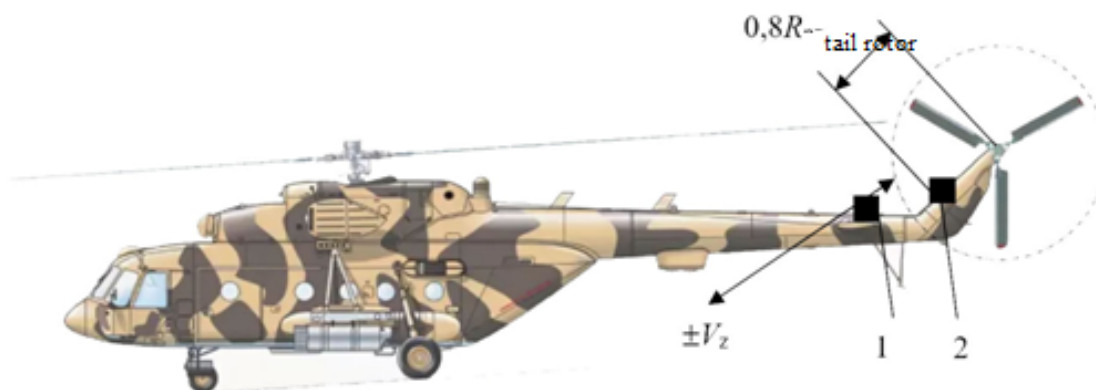


Рис. 5. Вертолет Ми-171 с датчиком ПВС-1 и датчиком ПВС-2, R_{PB} – радиус PB
Fig. 5. MI-171 helicopter with a Pitot tube probe - 1 and a Pitot tube probe - 2,
 $R_{tail\ rotor}$ – TR radius

Авторами предложен радикальный метод прогноза, предупреждения и предотвращения режима «неуправляемое вращение» вертолета путем введения в систему безопасности комплекса датчиков ПВС, измеряющих величину бокового ветра совместно с индуктивными скоростями диска PB .

Струйный автогенератор, заключенный в некоторый обтекаемый корпус с входным и выходным отверстиями, представляет собой датчик – проточный приемник истинной воздушной скорости ПВС. Набегающий скоростной поток попадает в приемное сопло 1 и выходит через выходное сопло 12 (рис. 4).

В работе струйного автогенератора переменное динамическое давление, вырабатываемое струйными усилителями 3, 4 и 5 с обратной связью 6 попадает в пьезопреобразователь 13 (рис. 4), который вырабатывает переменный частотный электрический сигнал, передаваемый далее по проводам или через вайфай в кабину пилота (оператора).

Расположение ПВС показано на балке PB (рис. 5), снизу или сверху балки и на концевой части балки в пространстве диска PB : 1 – датчик ПВС скорости ветра и окружной скорости поворота балки $f_1 V_z$; 2 – датчик ПВС индуктивной скорости PB $f_2 V_{иPB}$ – по рекомендации [9, рис. 5].

Начало и несанкционированный критический рост неуправляемого вращения скорости полета ЛА при боковом ветре V_z можно зафиксировать звуковым сигналом оповеще-

ния или световым сигналом при частоте не более $f_1 V_z / f_2 V_{иPB} < 0,75$.

Одновременным измерением скоростей датчиками ПВС 1 и 2 можно помочь летчику (или СУ) не попасть в положение $BKPB$ с увеличением скорости левого вращения при условии $\dot{V}_z < -1 \div 1,5$ (рис. 2) на малых скоростях полета (при $V_z \sim 5$ м/с) по частоте $f_1 V_z$ (режим «полет») и на висении (при $V_z \sim 12$ м/с) по частоте $f_2 V_{иPB}$ (режим «висение»). Частотный сигнал определяется на стенде (ориентировочно $f_1 \cong 90$ и $f_2 \cong 120$ Гц, данные из [18]) или в летном эксперименте.

Перечислим свойства рассмотренного метода, реализованного в макете приемника ПВС: 1) при измерении автоматически из полного давления вычитается статическое давление; 2) показания скорости не зависят от плотности ρ среды и, таким образом, не зависят от высоты полета; 3) характеристика выходной частоты f от скорости V близка к линейной; 4) измеряется истинная скорость потока воздушной среды, включая ветер; 5) возможность работы без электропитания; 6) нет поправок на величину опасной частоты по скорости при разной высоте – у земли или в горах, т. е. показания опасной частоты одни и те же при разных параметрах полета вертолета и температуры окружающей среды; 7) ПВС – это прибор, который измеряет, а не вычисляет истинную воздушную скорость непосредственно аэродинамическим способом без сложных преобразований.

Заключение

Для измерения в комплексе устанавливается датчик ПВС скорости ветра и балки вертолета V_z , который только при повороте балки с PB с окружной скоростью более 5 м/с является показателем появления режима $BKPB$ и подает сигнал на оповещение, что превышение величины частоты показаний датчиков индуктивной скорости более 1,5 раза $- f_2 V_{иРВ} / f_1 V_z > 1,3 \div 1,5$ в режимах «полет» и «висение».

Размещение датчиков ПВС на борту вертолета придает уверенности в пилотировании. Внесение в бортовое оборудование датчиков ПВС позволит обеспечить радикальное избавление от режима полета с $BKPB$ и неуправляемого вращения.

Список литературы

1. Семенович А.Н. Режим самопроизвольного левого вращения // Вертолет. 2006. № 1. С. 10–14
2. Володко А.М. Вертолет в особой ситуации. М.: Транспорт, 1992. 262 с.
3. Carico D.M. Helicopter controllability [Электронный ресурс] // California: Naval Postgraduate School, 1989. 208 p. URL: <https://core.ac.uk/download/pdf/36719921.pdf> (дата обращения: 21.11.2021).
4. Rajendran S., Gu Da-wei. Fault tolerant control of a small helicopter with tail rotor failures in forward flight [Электронный ресурс] // IFAC Proceedings Volumes. 2014. Vol. 47, iss. 3. Pp. 8843–8848. DOI: 10.3182/20140824-6-ZA-1003.02047 (дата обращения: 21.11.2021).
5. Kelley H.L. Flight investigation of the effect of tail boom strakes on helicopter directional control / H.L. Kelley, C.A. Crowell, K.R. Yenni, M.B. Lance [Электронный ресурс] // ATCOM Technical Report 93-A-003, 1993. 41 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930013465/downloads/19930013465.pdf> (дата обращения: 21.11.2021).
6. Dequin A.-M. The myth of losing tail rotor effectiveness // 45th European Rotorcraft

Forum. Poland, Warsaw 17–20 September, 2019. Vol. 2. Pp. 1064–1078.

7. Ивчин В.А. Физическая сущность непреднамеренного разворота одновинтового вертолета на режимах малых скоростей полета // Актуальные проблемы безопасности полетов на современном этапе: сборник статей научно-практической конференции. Москва, 10 апреля 2020 г. М.: СБПА ВС РФ, 2020. С. 27–34.

8. Игнаткин Ю.М. Расчетные исследования аэродинамических характеристик рулевого винта одновинтового вертолета с учетом индуктивного воздействия вихревого следа несущего винта на режимах висения при боковом ветре / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, В.А. Ивчин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. Т. 19, № 6. С. 58–67.

9. Щеглова В.М. Расчетное исследование параметров потока в области расположения рулевого винта на режимах малых скоростей полета вертолета со скольжением // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45, № 6. С. 73–86.

10. Анимица В.А., Леонтьев В.А. О «самопроизвольном» вращении одновинтовых вертолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 96–102.

11. Джонсон У. Теория вертолета. В 2 кн. Кн. 1. : пер. с англ. М.: Мир, 1983. 502 с.

12. Никифоров В.А. Методика выбора параметров рулевого винта одновинтового вертолета, соответствующих максимальному коэффициенту весовой отдачи вертолета. Вертолеты. Труды ОКБ МВЗ имени М.Л. Миля. М.: Машиностроение-Полет, 2018. Выпуск 3. С. 219–247.

13. Efimov V.V. Experimental research of single - rotor helicopter unintentional yaw rotation / V.V. Efimov, V.A. Ivchin, O.E. Chernigin, K.O. Chernigin // Civil Aviation High Technologies. 2020. Vol. 23, no. 2. Pp. 33–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-33-46

14. Леонтьев В.А. Расчетно-экспериментальные исследования характеристики хвостового винта при режиме рыскания вертолета / В.А. Леонтьев, В.С. Крымский, Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2017. № 93. С. 4. URL:

https://trudymai.ru/upload/iblock/75b/leontev_kr_ymskiy_ignatkin_makeev_rus.pdf?lang=ru&issue=93 (дата обращения: 21.11.2021).

15. Ивчин В.А., Самсонов К.Ю. Экспериментальные исследования модели Х-образного рулевого винта с целью улучшения его аэродинамических характеристик // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 151. С. 71–78.

16. Игнаткин Ю.М. Расчетные исследования аэродинамических характеристик комбинации несущего и рулевого винтов с учетом аэродинамической интерференции для вертолета МИ-8/17 при полете с малыми скоростями со скольжением / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, В.А. Ивчин. Вертолеты. Труды ОКБ МВЗ имени М.Л. Миля. М.: Машиностроение-Полет, 2018. Выпуск 3. С. 203–218.

17. Артамонов Б.Л. Метод расчета аэродинамических характеристик Х-образного рулевого винта на режимах осевого обтекания на основе линейной дисковой вихревой теории. Вертолеты. Труды ОКБ МВЗ имени М.Л. Миля. М.: Машиностроение-Полет, 2019. Выпуск 4. С. 144–162.

18. Попов А.И., Касимов А.М. Исследование проточного приемника воздушной скорости с частотным выходом // Ученые записки ЦАГИ. 2021. Т. 52, № 3. С. 67–74.

19. Касимов А.М., Попов А.И. Измеритель воздушной скорости. Патент RU № 2672037 C1, 08.11.2018.

References

1. Semenov, A.N. (2006). *Mode of spontaneous left rotation*. Vertolet, no. 1, pp. 10–14. (in Russian)

2. Volodko, A.M. (1992). *Helicopter in a distinct situation*. Moscow: Transport, 262 p. (in Russian)

3. Carico, D.M. (1989). *Helicopter controllability*. California, Naval Postgraduate School. Available at: <https://core.ac.uk/download/pdf/36719921.pdf> (accessed: 21.11.2021).

4. Rajendran, S. & Gu, Da-wei. (2014). *Fault tolerant control of a small helicopter with tail rotor failures in forward flight*. IFAC Pro-

ceedings Volumes, vol. 47, issue 3, pp. 8843–8848. DOI: 10.3182/20140824-6-ZA-1003.02047 (accessed: 21.11.2021).

5. Kelley, H.L., Crowell, C.A., Yenni, K.R. & Lance, M.B. (1993). *Flight investigation of the effect of tail boom strakes on helicopter directional control*. ATCOM Technical Report 93-A-003, 41 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930013465/downloads/19930013465.pdf> (accessed: 21.11.2021).

6. Dequin, A.-M. (2019). *The myth of losing tail rotor effectiveness*. 45th European Rotorcraft Forum. Poland, Warsaw 17–20 September, vol. 2, pp. 1064–1078.

7. Ivchin, V.A. (2020). *The physical nature of an unintentional turn of a single-rotor helicopter at low flight speeds*. Aktualnyye problemy bezopasnosti poletov na sovremennom etape: sbornik statey nauchno-prakticheskoy konferentsii. Moscow: SBPA VS RF, pp. 27–34. (in Russian)

8. Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I. & Ivchin, V.A. (2016). *Computational study of aerodynamic characteristics of single-rotor helicopter tail rotor under the influence of vortical wake of main rotor at the hover with crosswind*. Civil Aviation High Technologies, vol. 19, no. 6, pp. 58–67. (in Russian)

9. Shcheglova, V.M. (2014). *Computational study of flow parameters in the area of the tail rotor location at low-speed flight modes of a helicopter with sliding*. Uchenye zapiski TsAGI, vol. 45, no. 6, pp. 73–86. (in Russian)

10. Animitsa, V.A. & Leontiev, V.A. (2011). *About "spontaneous" rotation of single rotor helicopters*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 172, pp. 96–102. (in Russian)

11. Johnson, W. (1980). *Helicopter Theory*. Princeton University Press, 1089 p.

12. Nikiforov, V.A. (2018). *Method of selecting the parameters of the tail rotor of a single-rotor helicopter corresponding to the maximum coefficient of weight return of the helicopter*. Vertolety. Trudy OKB MVZ imeni M.L. Miya. M.: Mashinostroyeniye-Polet, issue 3, pp. 219–247. (in Russian)

13. Efimov, V.V., Ivchin, V.A., Chernigin, O.E. & Chernigin, K.O. (2020). *Experimental research of single-rotor helicopter unintentional*

yaw rotation. Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 2, pp. 33–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-33-46

14. Leontiev, V.A., Krymsky, V.S., Ignatkin, Yu.M. & Makeev, P.V. (2017). *Computational-experimental studies of tail rotor characteristics at helicopter yawing rotation mode*. Trudy MAI, no. 93, p. 4. Available at: https://trudymai.ru/upload/iblock/75b/leontev_krymskiy_ignatkin_makeev_rus.pdf?lang=en&issue=93 (accessed: 21.11.2021). (in Russian)

15. Ivchin, V.A. & Samsonov, K.Yu. (2010). *Experimental investigations of the x-shaped tail rotor model aimed at improving aerodynamic characteristics thereof*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 151, pp. 71–78. (in Russian)

16. Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I. & Ivchin, V.A. (2018). *Calculation studies of aerodynamic characteristics of*

the main rotor and tail rotor combination, taking into account aerodynamic interference for the MI-8/17 helicopter when flying at low speeds with sliding. Vertolety. Trudy OKB MVZ imeni M.L. Milya. M.: Mashinostroyeniye-Polet, issue 3, pp. 203–218. (in Russian)

17. Artamonov, B.L. (2019). *Method of calculating the aerodynamic characteristics of an X-shaped tail rotor in axial flow modes based on linear disk vortex theory*. Vertolety. Trudy OKB MVZ imeni M.L. Milya. M.: Mashinostroyeniye-Polet, issue 4, pp. 144–162. (in Russian)

18. Popov, A.I. & Kasimov, A.M. (2021). *The study of the receiver of the air speed with frequency output*. Uchenye zapiski TsAGI, vol. 52, no. 3, pp. 67–74. (in Russian)

19. Kasimov, A.M. & Popov, A.I. (2018). *Air speed meter*. Patent RU, no. 2672037 C1, November 08, 2018. (in Russian)

Сведения об авторах

Ивчин Валерий Андреевич, кандидат технических наук, начальник отдела, АО «НЦВ Миль и Камов», vivchin@mi-helicopter.ru.

Самсонов Константин Юрьевич, ведущий инженер по летным испытаниям, АО «НЦВ Миль и Камов», samsonov.k@inbox.ru.

Касимов Асим Мустафаевич, доктор технических наук, старший научный сотрудник, главный научный сотрудник, ИПУ РАН им. В.А. Трапезникова, kasimov@ipu.ru.

Попов Александр Иванович, старший научный сотрудник, ИПУ РАН им. В.А. Трапезникова, daten@ipu.ru.

Information about the authors

Valery A. Ivchin, Candidate of Technical Sciences, Head of Department, JSC National Center for Helicopter Engineering named after Mil and Kamov, vivchin@mi-helicopter.ru.

Konstantin Y. Samsonov, Leading Flight Test Engineer, JSC National Center for Helicopter Engineering named after Mil and Kamov, samsonov.k@inbox.ru.

Asim M. Kasimov, Doctor of Technical Sciences, Senior Scientific Officer, Principal Researcher, Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, kasimov@ipu.ru.

Alexander I. Popov, Senior Researcher, Institute of Management Problems named after V.A. Trapeznikov of the Russian Academy of Sciences, daten@ipu.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

26.03.2022
24.05.2022

Received
Accepted for publication

26.03.2022
24.05.2022