

УДК 629.735.33.014

ОБ ОПАСНОМ РЕЖИМЕ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

А.М. Касимов

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН
Россия, 117997, Москва, Профсоюзная ул., 65
E-mail: kasimov@ipu.ru

А.И. Попов

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН
Россия, 117997, Москва, Профсоюзная ул., 65
E-mail: daten@ipu.ru

В.А. Ивчин

АО «Гиропланы-ПАТ»
Россия, 140207, МО, Воскресенск, с. Новлянское, 1 «а»
E-mail: valivchin@mail.ru

А.М. Климов

АО «НЦВ Миль и Камов»
Россия, 140070, МО, Люберцы, рп. Томилино, ул. Гаршина, 26/1
E-mail: Vert-kli@mail.ru

С.В. Маслов

АО «НЦВ Миль и Камов»
Россия, 140070, МО, Люберцы, рп. Томилино, ул. Гаршина, 26/1
E-mail: maslovs.testpilot@gmail.com

К.Ю. Самсонов

АО «НЦВ Миль и Камов»
Россия, 140070, МО, Люберцы, рп. Томилино, ул. Гаршина, 26/1
E-mail: samsonov.k@inbox.com

Ключевые слова: вихревое кольцо, несущий винт вертолѐта, приёмник воздушной скорости, индуктивная скорость.

Аннотация: Признаком, определяющим опасную область полета одновинтового вертолѐта в виде возникновения режима «вихревого кольца» несущего винта вертолѐта, предложено считать область индуктивных скоростей, измеренных величинами скоростного поля в области несущего винта с помощью датчика - приёмника истинной воздушной скорости, построенного на струйном автогенераторе. Приёмник непосредственно измеряет местную индуктивную скорость воздушного потока в характерных точках воздушного потока несущего винта. Выходной сигнал приёмника выражен в частотном диапазоне без дополнительных различных преобразований и вычислительных операций, которые присущи традиционным датчикам типа приёмника воздушного давления.

1. Введение

Контроль неустойчивости процессов, воздействующих на несущий винт (НВ) в

полете, практически невозможен современными средствами, поэтому предотвращение катастрофы затруднено при возникновении вихревого кольца (ВК)[1].

Авиапроисшествия с попаданием в режим ВК происходят часто, что указывает на необходимость разработки технических средств, свидетельствующих о возникновении режима ВК. Режим состояния ВК вертолета характеризуется многими параметрами, которые выходят за пределы стандартов, обозначенных в Руководствах обычного полета по заданию [2]. В задачу входит найти и измерить некоторые характерные аэродинамические параметры состояния вертолета, которые предоставляют возможность избежать режим ВК НВ.

2. Постановка задачи

Актуальность распознавания режима ВК подтверждена многими исследованиями [3-6], получены расчетные и экспериментальные скоростные характеристики ВК по различным теориям. Опытные приборы обнаружения входа в режим ВК [6-8], сложные по структуре и многоступенчатые. Так, например, необходимо контролировать угол атаки лопасти и скорость воздушного потока, обтекающего лопасти датчиками давления типа ДМИ, используя для предупреждения появления ВК линейную связь коэффициентов тяги и давления [4]. Существует несколько систем обучения лётного состава предотвращения и выхода из режима ВК, например, метод Такера - Вюишара (Швейцария) [9]. Для разработки системы предупреждения входа в режим ВК, опираясь на известные теоретические работы и экспериментальные данные, важно определить величины и области индуктивных скоростей в пространстве диска НВ, характеризующих зарождение самого ВК [6-9, 12].

3. Результаты исследований

После просмотра материалов моделирования ВК (Пейн, Вождаев, Игнаткин, Шомов, Живетин и др.), видео роликов о ВК качественная физическая картина по представлению авторов отличается от опубликованных и состоит в следующем.

При работе НВ, например в режиме висения, имеются вихревые концевые жгуты, порождаемые вращением лопасти и которые при появлении горизонтальной скорости удаляются от НВ в виде двух конусной формы трубок. Т.е. уже в режиме висения имеем собственную тороидальную вихревую систему (ВС), присущую НВ (рис.2), со своим пошаговым тороидальным полем индуктивных скоростей, превышающих в среднем в два раза скорости на входе в НВ [3].

С увеличением скорости снижении ВС, значительно уменьшая свой шаг, приближается к плоскости вращения винта и индуктивные скорости в этой плоскости возрастают (рис. 1).

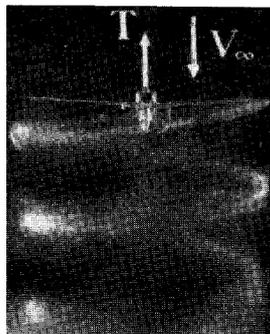


Рис. 1. ВС, вырабатываемая НВ.

В режиме малой горизонтальной скорости (до 20 км/ч) и при скорости снижения $V_y = 5 \div 15$ м/с возникает режим ВК, в котором к собственной ВС НВ (рис. 1) присоединяются массы среды, пришедшие снизу НВ (рис. 2) в виде встречного набегающего потока, не имеющая кольцевого вихревого оборота и превращенные в свободные вихри, которые увеличиваясь по объему, заставляя прибавить скорость вращения НВ, независимо от пилота и системы управления. Складываются эти отдельные массы под действием силы внешней атмосферы, т.к. в пространстве между внешней границы обтекания собственного ВК и слоев набегающего потока возникают области пониженного давления с эффектом Коанда (рис. 2), приводящим к дополнительному схлопыванию ВК и появлению интенсивной турбулентности, вызывающей повышенную тряску вертолета. Далее наблюдается расширение ВС новыми объемами среды, вступающими в общее суммарное ВК, в котором значительно увеличивается величина (до трех раз) индуктивных скоростей НВ (рис. 3).

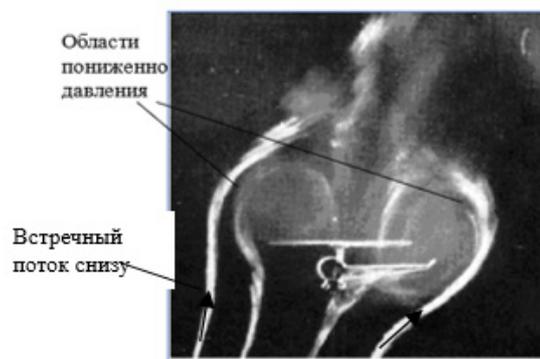


Рис. 2. Обозначена область пониженного давления [14, 15].

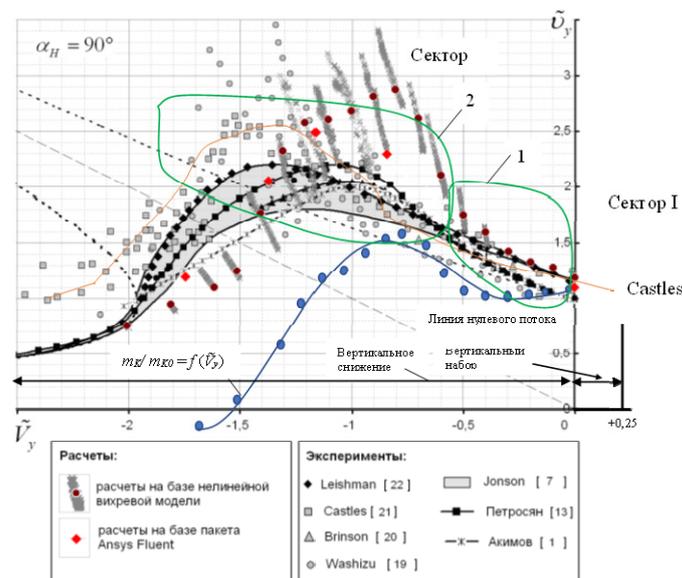


Рис. 3. Расчетные и экспериментальные графики зависимостей относительной индуктивной скорости от относительной скорости снижения $\tilde{v}_y = f(\tilde{V}_y)$ при $\alpha_H = 90^\circ$, т.е. при осевом обтекании набегающего потока снизу при потоке НВ сверху вниз при снижении НВ, относительный крутящий момент $m_K / m_{K0} = f(\tilde{V}_y)$ [6].

Это явление образует режим полета вертолета с ВК. Одним приемом при выходе из режима ВК – это целенаправленные действия пилота освободиться от спутных свободных масс и тогда НВ остается со своей собственной тороидальной ВС. Другим приемом не попадания в режим ВК – это использование реально замеренных величин

воздушной скорости в поле скоростей ВК с помощью разработанного для этой цели датчика – приемника истинной воздушной скорости (ПВС), построенного на струйном автогенераторе [12, 13] и дальнейшей передачей информации пилоту об опасном режиме полета. Для определения параметров приближения режима полета к ВК проведен поиск области индуктивных скоростей, изменяющих свою величину по этой причине. На рис. 3 представлены результаты экспериментальных исследований, представленные в работах различных авторов при вертикальном снижении вертолета для угла атаки винта $\alpha_H = 90^\circ$ [6]. Значения средней относительной индуктивной скорости \tilde{v}_y в плоскости диска НВ при фиксированной величине \tilde{V}_y , полученные для конкретных винтов с заданными характеристиками, имеют существенный разброс экспериментальных точек, поэтому они представляются не одной кривой, а областью. Это связано, с одной стороны, с различной геометрией винтов, с другой стороны, с колебаниями тяги и мощности винта за счет неустойчивости обтекания, в тоже время в статье [6] не указано направление и способ предотвращения режима ВК. Получены расчетные и экспериментальные величины увеличения индуктивной скорости и крутящего момента НВ (рис. 3), увеличение расчетной средней индуктивной скорости \tilde{v}_y на режиме ВК до 3 раз и увеличение крутящего момента НВ на 65% по сравнению с режимом висения. По мнению авторов можно разделить сектор II (рис. 3) ВК [14, с.106] на две области: 1 - Область, где поток через НВ направлен сверху вниз при снижении НВ с ограничением по величине относительного крутящего момента; 2 – Область при снижении НВ, где направление потока через НВ переменное и неустойчивое, направлено сверху вниз, или снизу вверх через НВ. Обтекание внезапно нарушается, и кольцо уносится потоком от плоскости диска при срыве ВК и переходе в положение над НВ и поток через диск НВ номинально направлен вверх.

Один из признаков появления ВК – это увеличение индуктивной скорости у НВ, которую возможно измерить датчиками ПВС, установленными сверху на кабине и балке РВ (рис. 4). По результатам экспериментов [10] был установлен критерий, по которому оценивают неустойчивый режим обтекания винта: наблюдался неустойчивый режим обтекания винта при значительном уменьшении воздушной скорости вблизи НВ: $V_x \leq 45$ км/ч и $V_y \geq 3-2$ м/с и режим, когда $V_x \geq 45$ км/ч и $V_y \leq 3-2$ м/с, неустойчивость отсутствует.



Рис. 4. Расположение ПВС на балке и на кабине пилотов. 1 – датчик ПВС индуктивной скорости $V_{и1}$; 2 – датчик ПВС индуктивной скорости $V_{и2}$ по данным [7].

Датчик ПВС на базе струйного автогенератора (САГ) – это **проточный** приемник (рис. 5) воздушной истинной скорости ПВС [12, 13] с частотным выходом звуковым или световым сигналом в кабину пилота при частоте $-f_{Vи1} / f_{Vи2} > 2$, от датчиков ПВС (поз. 1 и 2 рис. 4). Возможно использование различных конструктивных вариантов компоновки САГ (рис. 6). Например, расположение САГ в корпусе совместно с трубой Вентури (рис. 7. ПВС-2), расположение в корпусе, имитирующим форму крыла, в корпусе с

чехлом- обтекателем, предотвращающим влияние побочных течений вихревого потока НВ и др.

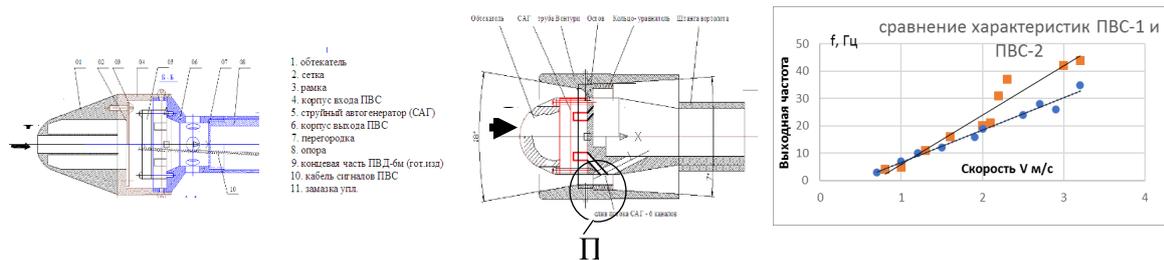


Рис. 6. ПВС-1.

Рис. 7. ПВС-2.

Рис. 8. Зависимости частоты по скорости.

4. Обсуждение результатов исследования

Анализ режима ВК с помощью численного моделирования в работах [6-8] показал, что определены индуктивные скорости, свойственные режиму ВК, характеристики разработанных приемников ПВС-1 и ПВС-2 на малых скоростях по выходным частотным величинам мало отличаются друг от друга в диапазоне искомых скоростей (1-3 м/с), разработанный ПВС-1 более перспективен в сочетании с деталями обогрева серийного приемника давления ПВД-6М, возможен радикальный метод прогноза, предупреждения и предотвращения режима ВК НВ вертолета по предложению авторов-установка датчиков ПВС для предупреждения пилота о возможности появления ВК (рис. 4).

5. Заключение

При снижении высоты сигнал на оповещение об опасном превышении величины частоты показаний индуктивной скорости датчиков 1 и 2 (рис. 4) конструкции ПВС-1 более чем в 2 раза является показателем появления режима ВК - $(f_{V_{in1}} / f_{V_{in2}}) > 2$.

Перечислим свойства реализованного в комплексе применения приемников ПВС: 1 – показания скорости практически не зависят от плотности ρ среды и не зависят от высоты полета; 2 – характеристика выходной частоты f от скорости V близка к линейной; 3 – измеряется истинная скорость потока воздушной среды, включая ветер; 4 – измерение комплексом ПВС снимает угрозу появления ВК НВ.

Список литературы

- Осипов Н.Д., Полянский В.М., Старликова Т.А. Статистика по безопасности полетов вертолетов в России. Вертолеты // Труды ОКБ МВЗ им. Миля. Вып.3. М. Машиностроение – Полет, 2018. С. 85-95.
- Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-8. М. Авторитет, 1996. 554 с.
- Пейн П.Р. Динамика и аэродинамика вертолета. М.: ГНТИ Оборонгиз, 1963. 492 с.
- Живетин В.Б. Системы аэромеханического контроля критических состояний. Учебное пособие. Том 19. М.: Институт проблем риска, ООО Информационно-издательский центр «Бон Анца», 2010.
- Вождаев Е.С. Теория несущего винта на режимах «вихревого кольца». М.: Труды ЦАГИ. 1970. Вып. 1184.
- Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И., Константинов С.Г. Моделирование режима «вихревого кольца» несущего винта вертолета на базе нелинейной вихревой модели и методов CFD // Труды МАИ. 2012. Вып. 59. www.mai.ru/science/trudy/.
- Артамонов Б.Л. Расчет индуктивных скоростей несущего винта на основе модели с непрерывно распределенной циркуляцией вихревого слоя // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015, № 211. С. 37-44.

8. Шайдаков В.И., Игнаткин Ю.М. Методы расчета индуктивных скоростей за пределами диска несущего винта вертолета на базе приближенной модели вихревого следа // Аэродинамика крыла и корпуса летательного аппарата. М.: МАИ, 1982. 60 с.
9. Vuichard Recovery Technique to escape the Vortex Ring State. Fribourg Switzerland, August 2017.
10. Способ определения и сигнализации о приближении несущего винта к зоне режимов «вихревого кольца» на предпосадочных маневрах одновинтового вертолета. Патент 2 486 596, опубл. 2012.07.06.
11. Колков В.Г. Исследование вихревой системы несущего винта вертолета // Ученые записки ЦАГИ. 1970. Т. 1, № 4, С. 113-117.
12. Попов А.И., Касимов А.М. Исследование проточного приемника воздушной скорости с частотным выходом // Ученые записки ЦАГИ. 2021. Т. LII, № 3. С. 67-74.
13. Касимов А.М., Попов А.И. Измеритель воздушной скорости. Патент на изобретение 2672037 РФ; зарег. 08.11.2018.
14. Джонсон У. Теория вертолета: в 2-х книгах / Пер. с англ. М.: Мир, 1983. Кн. 1. 502 с.
15. Brown R.E., Newman S.J., Leishman J.G., Perry F.J. Blade Twist Effects on Rotor Behaviour in the Vortex Ring State // Proceedings of the 28th European Rotorcraft Forum, 2002.