

Проведённое исследование показало возможность использования программного комплекса XFRLR5 для расчёта характеристик летательного аппарата в зоне действия экрана, в том числе и при определении его характеристик продольной устойчивости.

Библиографический список

1. <https://www.youtube.com/watch?v=CuEsR8DFjNI&t=15s>
2. Иродов Р. Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана // Учёные записки ЦАГИ. – 1970. – Т. 1. – №. 4. – С. 63-72.
3. Буковский В. В. Решение некоторых проблем создания высокоскоростного амфибийного флота // Транспорт Российской Федерации. Журнал о науке, практике, экономике. – 2017. – №. 5 (72). – С. 54-59.
4. Назаров Д. В., Фролов В. А., Шахов В. Г. Экспериментальное исследование подъёмной силы модели экраноплана // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2016. – №. 2. – С. 46-50.
5. Кошкина Д. К., Назаров Д. В. Исследование аэродинамических характеристик экраноплана с составным крылом. – // XX Всероссийский семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов. – 2020. – Ч. I. – С. 154-158.
6. <http://www.xflr5.tech/docs/Part%20I:%20Theoretical%20overview.pdf>

УДК 533.65

Онушкин Ю.П., Сизов Д.А.

АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЫ НАД ПРОБЛЕМОЙ САМОПРОИЗВОЛЬНОГО ЛЕВОГО ВРАЩЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА ОДНОВИНТОВОЙ СХЕМЫ

1 Введение

Обеспечение безопасности вертолётов требует углублённого исследования аэродинамики винтов на особых режимах полёта вертолёта при попадании в режим «самопроизвольного» вращения, в условиях бокового ветра и при горизонтальном полете с малыми скоростями со скольжением. Исследования в данном направлении являются, безусловно, актуальными в связи с большим количеством катастроф, связанных с «неуправляемым» левым вращением. При этом лётные исследования на вертолётах сопряжены с высокой опасностью. Экспериментальные модельные исследования этих задач требуют больших материальных затрат и отличаются большой трудоёмкостью.

Цель работы — анализ состояния научно-исследовательской работы над проблемой самопроизвольного левого вращения классической одновинтовой схемы в ведущих отечественных научно-исследовательских организациях, связанных с вертолётостроением.

2 ФГУП «ЦАГИ»

В ходе выполнения Государственного контракта по НИР «Вращение», выполненного ФГУП «ЦАГИ» в период с 12.2016-11.2018, была создана экспериментальная установка ВП-19. На данной установке выполнены экспериментальные исследования рулевых винтов серийной и перспективной компоновки, разработанной в ФГУП «ЦАГИ». Результаты экспериментальных исследований:

1. Определена причина лавинообразного протекания событий при попадании вертолёта в режиме неуправляемого вращения – уменьшение тяги рулевого винта по мере увеличения угловой скорости вращения вертолёта.

2. Найдено возможное решение по предотвращению неуправляемого вращения – перспективная аэродинамическая компоновка рулевого винта (РВ), разработанная в ЦАГИ, которая позволяет увеличить тягу рулевого винта на 36% при $St/\sigma \approx 0.3$, а это достаточно хорошо нагруженный рулевой винт.

Работы [1, 2], выполненные в ЦАГИ, на наш взгляд, очень важны и интересны тем, что найдена первопричина самопроизвольного вращения – гироскопический эффект на РВ. Этот эффект (прецессионное движение относительно строительной горизонтали либо слева направо при прямом вращении РВ, либо наоборот справа налево при обратном вращении РВ), который наблюдается на рулевом винте при наличии угловой скорости вертолёта по курсу, вызывает перераспределение углов установки (углов атаки) по диску рулевого винта, причём это зависит как от исходного значения шага РВ, так и от величины угловой скорости.

3 ГБОУ ВО «МАИ (НИУ)» и НЦВ «Миль и Камов»

Весьма актуальной является работа, выполняемая в ГБОУ ВО «МАИ (НИУ)» по исследованию аэродинамических характеристик комбинации несущего винта (НВ) и РВ вертолёта одновинтовой схемы с учётом их взаимовлияния (интерференции) на различных режимах [3], которая позволяет учесть влияние части вышеперечисленных факторов. В работе используется метод математического моделирования комбинации двух произвольно расположенных винтов с учётом их интерференции, разработанный на основе нелинейной лопастной вихревой модели с диффузией свободного вихревого следа. Обоснованность и достоверность используемого метода расчёта аэродинамических характеристик и полученных результатов подтверждена их удовлетворительным согласованием с результатами

экспериментальных исследований ЦАГИ, ЛИИ, ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля», с результатами зарубежных исследований, а также численных расчётов, выполненных другими авторами. Проведены, в том числе, и комплексные исследования аэродинамических характеристик комбинации НВ и РВ вертолётной схемы на режимах висения в условиях бокового ветра и горизонтального полёта с небольшими скоростями со скольжением с учётом интерференции между винтами. Показано, что при поступательном движении вертолётной вихревая пелена от несущего винта сворачивается в два мощных вихревых жгута. Индуктивное воздействие НВ на РВ проявляется в большей степени, когда РВ попадает в область расположения этих жгутов, в которых изменение характеристики РВ определяется величинами вращательной и осевой составляющих индуктивной скорости. Вращательная компонента скорости вихревого жгута достигает 30 м/с, и, складываясь с окружной скоростью РВ, уменьшает, либо увеличивает её, приводя к существенному изменению тяги РВ. Осевая скорость, достигающая величины 25 м/с, также в значительной мере изменяет режимы работы РВ за счёт уменьшения или увеличения углов атаки элементов лопастей.

Для исследования физической сущности непреднамеренного разворота одновинтового вертолётной на АО «МВЗ им. М.Л. Миля» было проведено моделирование динамики одновинтового вертолётной на режимах малых скоростей и ветром различного направления. Исследования проводились на математической модели вертолётной, в состав которой включена математическая модель рулевого винта, учитывающая все основные аэродинамические и инерционные особенности его работы. Особенности математической модели РВ состоят в следующем: интегрирование движения каждой лопасти осуществляется отдельно; используются специальные уравнения движения для карданного и шарнирного рулевых винтов; учитывается нестационарное обтекание сечений лопастей винта; моделируется «вихревое кольцо»; учитывается распределение индуктивной скорости по диску винта; учитывается влияние вращения вертолётной вокруг вертикальной оси; учитывается влияние направления и скорости ветра; учитывается влияние спутной струи от несущего винта; учитывается взаимовлияние килля и рулевого винта.

Технические рекомендации, сделанные в НЦВ «Миль и Камов»:

— снабжение вертолётной 100% САУ в путевом направлении позволяет предотвратить развитие левого вращения;

— обеспечение информационным полем лётчика по зонам путевой неустойчивости, связанным с наличием информации о направлении и величине скольжения на малых скоростях полёта, включая висение над точкой при наличии ветра. В настоящее время это представляет определённые технические сложности;

– обучение лётчиков физической сущности непреднамеренного разворота и выработка необходимых навыков на адекватных тренажёрах вертолёт.

4 Филиал ВУНЦ ВВС «ВВА» в г. Сызрани

Специалисты филиала ВУНЦ ВВС «ВВА» в г. Сызрани предлагают в качестве первого шага по созданию нелинейной математической модели пространственного движения вертолёт исследовать более простой случай — манёвр «воронка» [4]. Это манёвр, при котором вертолёт движется на малой высоте по кругу с постоянной скоростью и с постоянным углом тангажа на пикирование так, что нос его направлен на одну фиксированную точку на поверхности земли. Подобное движение можно осуществить, как на вертолёт классической, так и соосной схемы, причём на последних скорость скольжения может быть заметно выше. При выполнении левой воронки вертолёт движется почти также, как и при самопроизвольном левом вращении. Отличием воронки от самопроизвольного вращения, очевидно, является то, что лётчик не теряет контроля над вертолёт, поскольку ему хватает запасов управления.

На базе филиала ВУНЦ ВВС «ВВА» в г. Сызрани создана математическая модель движения вертолёт и определены значения углов тангажа и крена, а также углов отклонения органов управления, потребные для выполнения воронки с заданными параметрами. Показано, что на вертолёт классической схемы для выполнения левой и правой воронки необходимы разные по величине отклонения органов управления от балансировочных значений на висении. Результаты данной работы могут быть использованы для моделирования более сложного движения вертолёт – самопроизвольного левого вращения.

5 Заключение

В результате проведённого анализа состояния исследования обозначенной проблемы можно сделать вывод о том, что необходимо проведение новых теоретических и экспериментальных исследований для обоснования причин потери эффективности рулевого винта и попадания в режим «самопроизвольного» левого вращения вертолёт. Кроме того, необходимо разработать полную и достоверную математическую модель «самопроизвольного» вращения, работающую в реальном времени, пригодную для реализации на пилотажном тренажёре.

Библиографический список

1. Анимица В. А., Леонтьев В. А. О "самопроизвольном" вращении одновинтовых вертолётов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2011. – №. 172. – С. 96-102.
2. Анимица В. А., Крымский В. С., Леонтьев В. А. Расчётные исследования характеристик рулевых винтов с различными значениями заполнения на режиме висения при вращении вертолёта // Труды МАИ. – 2017. – №. 92.
3. Игнаткин Ю. М., Макеев П. В., Шомов А. И., Ивчин В. А. Расчётные исследования аэродинамических характеристик рулевого винта одновинтового вертолёта с учётом индуктивного воздействия вихревого следа несущего винта на режимах висения при боковом ветре // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. №6.
4. Онушкин Ю. П., Сизов Д. А. Математическая модель движения вертолёта при выполнении манёвра «Воронка» // Управление движением и навигация летательных аппаратов. – 2020. – С. 152-157.

УДК 533.6.013.12

Фролов В.А., Ле Ван Ха

ВЛИЯНИЕ ПЛОСКИХ ПЛАСТИН, РАСПОЛОЖЕННЫХ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ СИММЕТРИИ ЦИЛИНДРА НА СОПРОТИВЛЕНИЕ СИСТЕМЫ «ЦИЛИНДР–ПЛАСТИНЫ» ПРИ ПОПЕРЕЧНОМ ОБТЕКАНИИ

Снижение сопротивления цилиндрических тел актуально в разных областях современной науки и техники, например, у надземных висячих проводов, кабелей, антенных сооружений, газовых и нефтяных труб, башен, опор мостов и особенно стоек ветроэнергетических установок. В работе [1] была рассмотрена задача снижения коэффициента лобового сопротивления системы цилиндр-пластины, где плоские пластины были расположены впереди цилиндра. Результат показывает, что можно достичь снижения коэффициента лобового сопротивления на 30% по сравнению с коэффициентом лобового сопротивления изолированного цилиндра. В настоящей работе исследуется лобовое сопротивление системы цилиндр-пластина при расположении пластины в горизонтальной плоскости симметрии цилиндра при его поперечном обтекании (рис. 1).