

Математическое моделирование динамики и нагружения несущего винта транспортного вертолета

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Показано развитие направления, ориентированного на создание и опережающее функционирование математических моделей (ММ) объектов – их математических дублеров на примере расчета динамических характеристик несущего винта транспортного вертолета и нагружения его наиболее нагруженной части – лопасти в условиях горизонтального полета. Отмечена актуальность такого подхода в силу трудоемкости и ограниченных возможностей наземных экспериментальных установок и летного эксперимента. На примере транспортного вертолета приведены результаты ММ и численного расчета на ЭВМ динамики и нагружения несущего винта при заданных исходных условиях для предварительной оценки прочности вертолета. Отмечено, что метод расчетного анализа позволяет проанализировать закономерности и особенности динамики несущего винта. Условием применения этого метода являются сформированные математические модели функционирования ЛА и наличие информации о вертолете – массово-инерционных, жесткостных и аэродинамических характеристик.

Ключевые слова: резонансная диаграмма, лопасть несущего винта, частоты и формы собственных колебаний, вертолет

Вертолет представляет собой аэромеханическую систему со сложным распределением масс и жесткостей, большим количеством вращающихся элементов, идеально несбалансированных и работающих в сильно возмущенном несимметричном воздушном потоке. Косая обдувка лопастей приводит к постоянному воздействию нестационарной аэродинамической нагрузки. В конструкции возбуждаются колебания различной природы. Наличие большого количества степеней свободы элементов конструкции и подводимая к конструкции энергия способствуют появлению различных видов ее неустойчивости. Поэтому для вертолетов характерным является широкий комплекс динамических задач, подлежащих исследованию. Для решения указанных задач необходимо рассматривать вертолет как аэроупругую систему.

Явления аэроупругости, как правило, имеют сложный характер. Для их исследования используют комплекс теоретических и экспериментальных методов, которые включают в себя расчетные методы, физическое моделирование, наземные и летные испытания ЛА. Основу расчетных методов составляют математические модели, отображающие упруго-массовые характеристики конструкции, характеристики системы управления и модели аэродинамических воздействий. Процедура исследования явлений аэроупругости представляет собой систему исследований, осуществляемых на протяжении всего процесса создания образцов авиационной техники (АТ), от определения их облика до контрольной проверки в условиях нормальной эксплуатации. В силу ограниченных возможностей наземных экспериментальных установок и летного эксперимента важным является развитие направления, ориентированного на создание и опережающее функционирование математических моделей (ММ) объектов – их математических дублеров. Стоит важная задача разработки полных и упрощенных ММ аэроупругости вертолета.

На примере транспортного вертолета приведем результаты ММ и численного расчета на ЭВМ динамики и нагружения несущего винта. Уравнения

движения фюзеляжа и несущего винта рассмотрены в больших перемещениях относительно степеней свободы, определяющих положение центра масс фюзеляжа и его ориентацию в пространстве, а также углов поворота втулки несущего винта и каждой лопасти относительно горизонтального и вертикального шарниров. Динамика движения лопастей, вызванная их нестационарным обтеканием, исследуется на основе метода заданных форм. Деформация конструкции раскладывается по собственным функциям. Одним из преимуществ применения форм собственных колебаний является то, что их можно сравнить с экспериментальными результатами, полученными при резонансных (частотных) испытаниях, и тем самым корректировать принятую динамическую схему.

На рис. 1 показан пример расчета собственных форм и частот колебаний вращающейся лопасти с упругим элементом в комле, проведенного методом трех моментов.

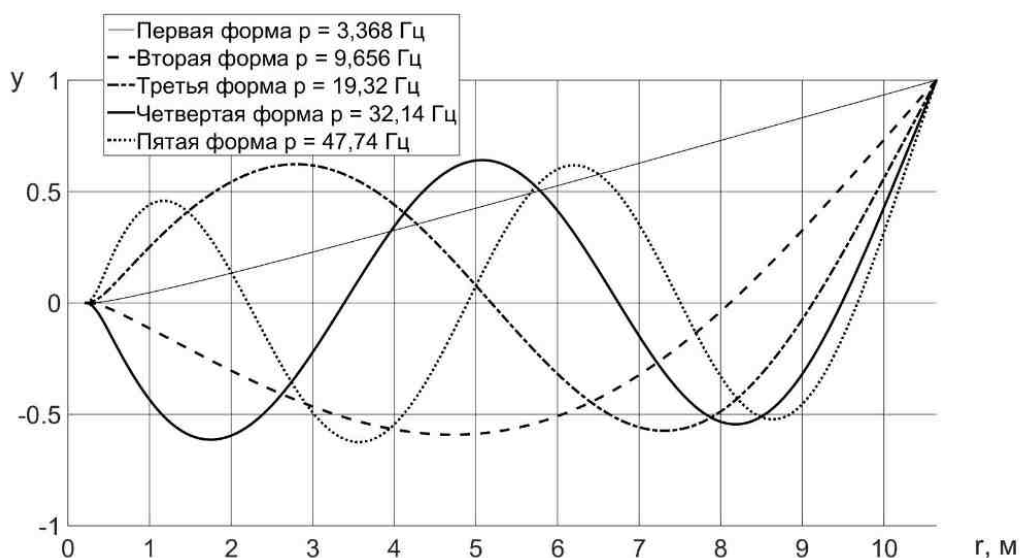


Рис. 1. Частоты и формы собственных колебаний вращающейся лопасти с упругим элементом в комле

Даже небольшие по величине амплитуды переменных аэродинамических сил могут вызвать значительные по величине переменные напряжения. Гармонические составляющие аэродинамических сил, действующих на лопасть в полете, как показали исследования, имеют существенную величину до гармоник не выше восьмой. Практика проектирования вертолета показывает, что достаточно надежные лопасти могут быть созданы только в том случае, если ни одна из ее собственных частот не совпадает с частотами внешних сил и находится от них на достаточном удалении. Динамические характеристики, полученные расчетным путем, используют в экспериментальных исследованиях. Для проверки частот и форм собственных колебаний необходимо правильно выбрать методику эксперимента, измерительные средства и методику анализа результатов.

На рис. 2 показано изменение углового ускорения взмаха лопасти, а на рис. 3 — углового ускорения качания лопасти за один оборот несущего винта на режиме установившегося горизонтального полета. Данные расчета параметров движения используются в процессе дальнейших испытаний. Установленные закономерности движения позволяют быстро и своевременно вмешиваться в ход испытаний, осознанно анализировать ход эксперимента.

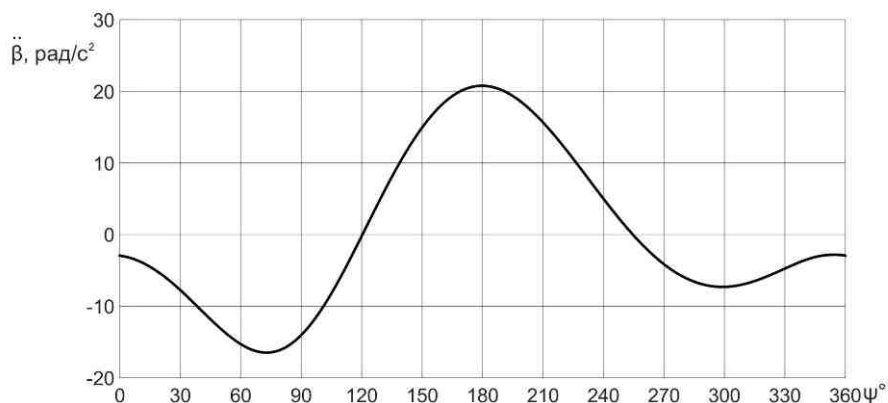


Рис. 2. Изменение углового ускорения взмаха лопасти за один оборот несущего винта

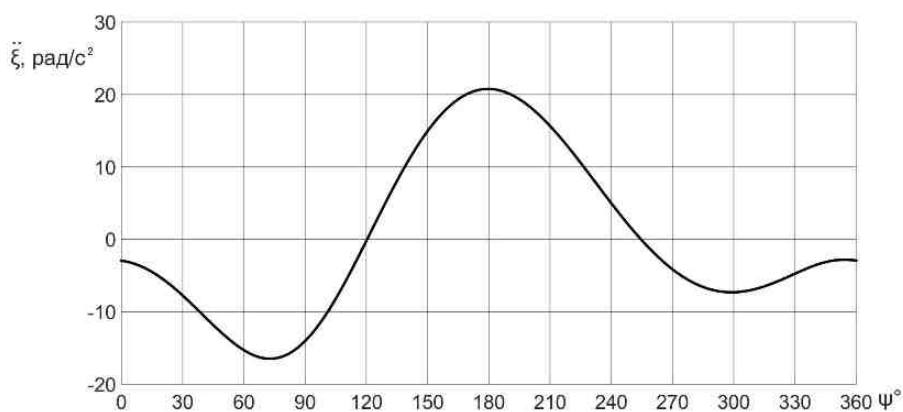


Рис. 3. Изменение углового ускорения качания лопасти за один оборот

На рис. 4 показана полученная расчетным путем форма упругой линии лопасти для четырех азимутальных положений: 0, 90, 180 и 270 °. Несмотря на то, что основной вклад в упругую линию вносит первая форма колебаний, можно заметить вклад и остальных форм.

Изменение нормальных напряжений во времени для различных радиусов лопасти показано на рис. 5. Ближе к корневой части лопасти преобладают высокие статические напряжения и низкие амплитуды переменных, а по мере удаления от нее ситуация меняется на противоположную. Это происходит из-за изменения продольной нагрузки лопасти, вызванной центробежными силами, а также действием нестационарной аэродинамической нагрузки и возмущением в движении лопасти.

Данные моделирования широко используют в процессе экспериментального определения нагруженности конструкции. Измерения нагрузок и напряжений производят на динамически подобных моделях и вертолетах небольшого размера в аэродинамических трубах, а также в полете. Величины, характеризующие нагруженность, определяются задачами испытаний, возможностями испытательной и измерительной техники. Во многих случаях для уменьшения объема испытаний, их трудоемкости и затрат времени измерение сил и моментов в сечениях конструкции ограничивают двумя-тремя сечениями.

Полученные расчетом и проверенные на практике данные важны для выявления причин возникновения повышенных нагрузок, уточнения нагружения в условиях реальной эксплуатации, проверки и совершенствования методов расчета и заключения о прочности вертолета.

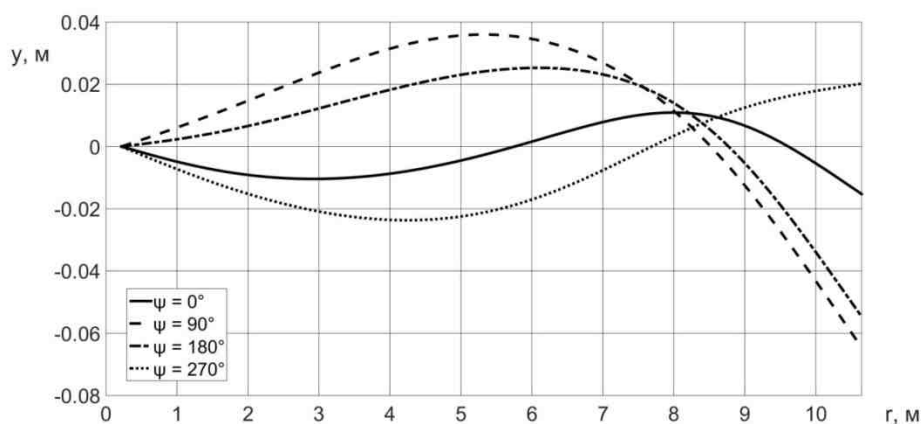


Рис. 4. Вид упругой линии лопасти при ее различных азимутальных положениях

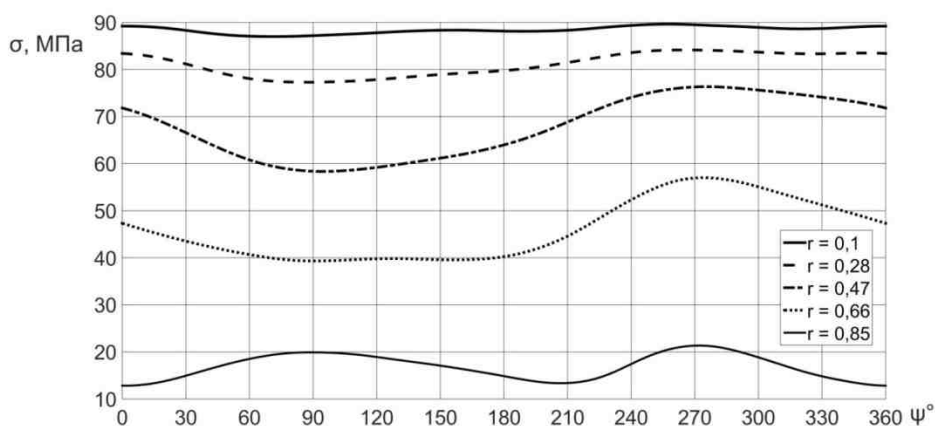


Рис. 5. Изменение нормальных напряжений во времени для различных радиусов лопасти

Таким образом, на основе математической модели аэроупругости несущего винта получены расчетным путем характеристики нагруженности конструкции:

- динамические характеристики лопасти несущего винта – формы и частоты собственных колебаний;
- резонансная диаграмма лопасти;
- динамика движения и нагружения лопастей в процессе эксплуатации.

Появляется возможность оперативного проведения широких параметрических исследований по влиянию ряда конструктивных параметров на динамику и деформирование вертолета. Математические модели, базирующиеся на современных численных методах, позволяют более полно отображать поведение объекта, глубже вскрывать его внутренние связи и получать достаточно точно количественные характеристики. Следует подчеркнуть, что опережающее функционирование математических моделей (ММ) объектов возможно только при постоянной корректировке модели на основе данных физического моделирования системы и летного эксперимента.

Список литературы

1. Вертолеты, расчет и проектирование [Текст]: в 3 т. – Т. 2: Колебания и динамическая прочность / М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман и др. – М.: Машиностроение, 1967. – 424 с.
2. Михеев, Р.А. Прочность вертолетов [Текст]: учебник для авиационных специальностей / Р.А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.

Поступила в редакцию 19.03.2018

Математичне моделювання динаміки та навантаження несучого гвинта транспортного вертольота

Показано розвиток напрямку, орієнтованого на створення і випереджальне функціонування математичних моделей (ММ) об'єктів – їх математичних дублерів на прикладі розрахунку динамічних характеристик несучого гвинта транспортного вертольота і навантаження його найбільш навантаженої частини - лопаті в умовах горизонтального польоту. Відзначено актуальність такого підходу в силу трудомісткості і обмежених можливостей наземних експериментальних установок і льотного експерименту. На прикладі транспортного вертольота наводяться результати ММ і чисельного розрахунку на ЕОМ динаміки і навантаження несучого гвинта при заданих вихідних умовах з метою попередньої оцінки міцності вертольота. Відзначається, що метод розрахункового аналізу дозволяє проаналізувати закономірності та особливості динаміки несучого гвинта. Умовою застосування цього методу є сформовані математичні моделі функціонування ЛА і наявність інформації щодо вертольота – масово-інерційних, жорсткісних і аеродинамічних характеристик.

Ключові слова: резонансна діаграма, лопать несучого гвинта, частоти і форми власних коливань, вертоліт.

Mathematical Modeling of Dynamics and Loading of the Main Rotor of a Transport Helicopter

The development of a direction oriented to creating and anticipating the functioning of mathematical models (MM) of objects - their mathematical doubles is shown on the example of calculating the dynamic characteristics of the main rotor of a transport helicopter and loading its most loaded part - the blade in a horizontal flight. The relevance of such an approach is noted due to the laboriousness and limited capabilities of ground-based experimental installations and flight experiments. Using the example of a transport helicopter, the results of MM and numerical computer calculations of the dynamics and loading of the main rotor are given under the given initial conditions with the purpose of preliminary evaluation of the helicopter's strength. It is noted that the method of calculation analysis allows us to analyze the patterns and features of the rotor dynamics. The condition for the application of this method is the mathematical models for the functioning of aircraft and the availability of information on the helicopter – mass-inertial, stiffness and aerodynamic characteristics.

Keywords: resonance diagram, rotor blade, natural oscillations, helicopter.

Онищенко Владимир Михайлович – к.т.н., доцент каф. №102 «Прочность летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.