ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

«Физическая мезомеханика.

**Материалы с многоуровневой иерархически
организованной структурой и интеллектуальные
производственные технологии»,**

посвященная 90-летию со дня рождения
основателя и первого директора ИФПМ СО РАН
академика Виктора Евгеньевича Панина

в рамках

**Международного междисциплинарного симпозиума
«Иерархические материалы: разработка и приложения
для новых технологий и надежных конструкций»**

**5–9 октября 2020 года
Томск, Россия**

Томск
Издательство ТГУ
2020

DOI: 10.17223/9785946219242/380

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СХЕМЫ АРМИРОВАНИЯ СИЛОВОЙ ОБОЛОЧКИ УПРАВЛЯЕМОЙ КОМПОЗИТНОЙ ЛОПАСТИ НА СОБСТВЕННЫЕ ЧАСТОТЫ И ФОРМЫ КОЛЕБАНИЙ

Аношкин А.Н., Писарев П.В., Кунгурцева Е.Г.

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь

Основными источниками вибрационных нагрузок и шума в вертолетах являются: несущий винт, рулевой винт, двигатель, коробка передач и фюзеляж. Однако наиболее доминирующим источником вибрации и шума является несущий винт. Характеристики несущего винта с увеличением скорости полета ухудшаются вследствие влияния сжимаемости, появления срыва потока на отступающих лопастях, увеличения нагрузок в системе управления лопастей и роста уровней вибрации и шума. Высокая вибрация в вертолете приводит к дискомфорту пассажиров, увеличивает рабочую нагрузку пилота, снижает срок усталости компонентов, ограничивает скорость полета вперед и увеличивает расходы на техническое обслуживание [1-5].

Одним из направлений работ по увеличению скорости полета является индивидуальное управление лопастями (ИУЛ) несущего винта (НВ), которое заключается в применении дополнительного управления углами установки лопастей, накладываемого на обычное управление с помощью автомата перекоса. Проводимые в настоящее время за рубежом исследования по ИУЛ направлены на уменьшение вибраций и шума несущего винта, улучшение аэродинамических характеристик несущей системы и поиск путей отказа от традиционного автомата перекоса. Индивидуальное управление лопастями несущего винта вертолета условно можно разделить на две составляющие: управление низкими гармониками и управление высокими гармониками. Цель управления низкими гармониками заключается в улучшении аэродинамических характеристик несущего винта за счет уменьшения областей срыва на отступающих лопастях винта и приближения углов атаки сечений лопастей к оптимальным по профильному качеству. Цель управления высокими гармониками – в уменьшении вибраций и шума несущего винта на режимах полета вертолета с большой горизонтальной скоростью [6]. Для управления низкими и высокими гармониками управляемой конструкции, прежде всего, необходимо оценить собственные частоты конструкции и провести анализ их изменения при воздействии управляющих электрических напряжений.

Объектом настоящего исследования является вертолетная лопасть, состоящая из лонжерона, уравнивающего груза, обшивки, пенозаполнителя, а также МФС пьезоактуаторов расположенных на обшивке. Длина лопасти составляет 1560 мм, длина хорды составляет 121 мм. В качестве аэродинамического профиля использовался профиль NACA 23012. Расположения МФС актуаторов на силовой оболочке лопасти принималось симметричное на расстоянии 80 мм от хвостовика лопасти до дальнего края пьезоактуатора.

В качестве материала обшивки и лонжерона рассматривались равнопрочный стеклопрепрег ACM102-G290P. В рамках вычислительных экспериментов рассматривались три схемы армирования силовой оболочки управляемой лопасти: $[0^\circ/90^\circ]$, $[45^\circ/-45^\circ]$, $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]$. Технические упругие постоянные пенного заполнителя, стекло препрега и микро волоконного пьезоактуатора (МФС) взяты из работ [2, 4].

В рамках численных экспериментов проводился расчет собственных частот и форм колебаний управляемой композитной лопасти, предварительно нагруженной пьезоэлектрическими деформациями [3].

По результатам численного моделирования получены формы колебаний и значения собственных частот. Анализ форм собственных колебаний показал, что для предварительно ненагруженной лопасти наиболее опасной формой является первая крутильная. Выявлено, что минимальные значения собственных частот первой крутильной формы колебаний (5

Секция 11. Перспективные интеллектуальные производственные технологии для создания конструкций и изделий с улучшенными функциональными характеристиками, в том числе для эксплуатации в экстремальных условиях

мода) наблюдаются для лопасти, выполненной со схемой армирования силовой оболочки $[0^\circ/90^\circ]$. Наибольшие значения собственных частот наблюдаются для изгибно-крутильной формы колебаний (6 мода). Сравнительный анализ значений первой крутильной формы колебаний показал, что для лопасти со схемой армирования силовой оболочки $[0^\circ/90^\circ]$ значения собственных частот на 13,46% и 5,24% ниже, чем для управляемой лопасти со схемами армирования $[45^\circ/-45^\circ]$ и $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]$, соответственно.

Анализ форм собственных колебаний предварительно нагруженной лопасти показал, что минимальные значения собственных частот крутильной формы колебаний (5 мода) наблюдаются для лопасти, выполненной со схемой армирования $[0^\circ/90^\circ]$. Наибольшие значения собственных частот наблюдаются для изгибно-крутильной формы колебаний (6 мода). Сравнительный анализ значений крутильной формы колебаний показал, что для лопасти со схемой армирования $[0^\circ/90^\circ]$ значения собственных частот на 13,74% и 5,24% ниже, чем для лопасти со схемами армирования $[45^\circ/-45^\circ]$ и $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]$, соответственно.

Сравнение результатов, полученных для лопасти с предварительным пьезоэлектрическим нагружением и без нагружения, показало следующее: наиболее чувствительной к пьезоэлектрическим деформациям является схема армирования $[0^\circ/90^\circ]$; максимальное изменение собственной частоты наблюдается для второй собственной частоты крутильно-изгибных колебаний и составляет 4,3%; максимальная разница на первой собственной частоте крутильных колебаний наблюдается для схемы армирования $[0^\circ/90^\circ]$ и составляет 0,3%.

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Пермского края С-26/797 от 21.12.2017.

1. Park J.S., Shin S.J. A preliminary design on the second generation integral twist-actuated blade // Proceedings of the International Conference on Computational and Experimental Engineering and Sciences. 2007. Vol.4 (4). P.265–269.
2. Pisarev P.V., Anoshkin A.N., Ermakov D.A. Numerical calculation of mechanical and thermophysical characteristics of composite materials with piezoactive structural elements / Materials today-proceedings. 2019. Vol. 11. P. 446-452.
3. Research of the Piezo Actuator Location Influence on the Twist Angle of a Model Helicopter Blade Made of Polymer Composite Materials / Barkanov E., Anoshkin A. N., Pisarev P. V., Ashihmin V. A. // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 511.
4. Sekula M.K Wilbur M.L. Optimisation of an Active Twist Rotor Blade Plan Form for Improved Active Response and Forward Flight Performance // NASA Technical Reports Server (NTRS). 2014. P.1-13.
5. Barkanov E., Gluhik S., Kovalov A. Optimal Design of the Active Twist for Helicopter Rotor Blades with C-Spar // Mechanics of Advanced Materials and Structures. Vol. 15, No 3-4, P. 325-334.
6. Анализ расчетно-экспериментальных исследований по системам индивидуального управления лопастями винта вертолета / Анимица В.А., Борисов Е.А., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М. // Труды МАИ. 2016. №85. С. 1-25.