

Инновационные подходы и технологии решения задачи управления жесткостью лопастей для реализации в перспективных винтокрылых летательных аппаратах

Innovative approaches and technologies for solving the problem of controlling the stiffness of the blades for implementation in promising rotary-wing aircraft

doi 10.26310/2071-3010.2023.292.2.001



А. Б. Бельский,

д. т. н., профессор, заместитель исполнительного директора по науке и инновационному развитию, заместитель генерального конструктора по вертолетным комплексам специального назначения, комплексам авиационного вооружения и обороны вертолетов, член-корреспондент Российской академии ракетных и артиллерийских наук, академик Академии авиационных наук и воздухоплавания, заведующий кафедрой «Проектирование вертолетов» ФГБОУ ВО «МАИ»
✉ alboricovich@yandex.ru

A. B. Belskiy,

doctor of technical sciences, deputy executive director for science and innovative development, corresponding member of the russian academy of sciences, full member of the russian academy of sciences and in, deputy general designer of special-purpose helicopter complexes, aircraft armament complexes of JSC «NCV Mil and Kamov», head of the department «Helicopter Design» of the Moscow Aviation Institute»



А. Ю. Григорьев,

инженер-конструктор группы конструкции лопастей

✉ linkor9900@yandex.ru

A. Yu. Grigoryev,
Blade Design Group
Engineer



А. В. Мышов,

руководитель группы аэроупругости и нагрузок

✉ a.myshov@kamov.ru

A. V. Myshov,

Aeroelasticity and Loads
Team Leader



С. В. Селеменов,

технический руководитель КБ лопастей несущих и рулевых винтов вертолетов

✉ s.selemenev@bk.ru

S. V. Selemenev,
Technical Director
of Design Bureau for
helicopters main and
tail rotors blades

АО «Национальный центр вертолетостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова»
JSC «National Helicopter Building Center of the estate of M.L. Mil and N.I. Kamov»

В статье изложены задачи и направления совершенствования элементов несущих систем при разработке проектов по созданию винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА), а также предложены некоторые подходы для перехода к «гибридным» ВКЛА — с изменяемыми в широком диапазоне оборотами несущего винта для полета как в вертолетной, так и в самолетной конфигурации. Отмечено, что для исключения резонансов лопастей несущих винтов (ЛНВ) при изменении оборотов необходима разработка инновационной несущей системы, в которой реализована так называемая «концепция управления жесткостью лопастей» (SBC — Stiffness Blade Control) за счет применения пьезоактуаторов, управляемых искусственной нейронной сетью. Предлагаемые в статье технические решения частично расширяют уже достигнутый научно-технический задел в данной проблемной области, связанной с созданием скоростных ВКЛА.

The article sets out the tasks and directions of improving the elements of load-bearing systems in the development of projects for the creation of rotary-wing aircraft (VKLA), and also suggests some approaches for the transition to «hybrid» VKLA - with variable rotor speeds in a wide range for flight in both helicopter and airplane configurations. It is noted that in order to exclude resonances of the rotor blades (LNV) when changing revolutions, it is necessary to develop an innovative bearing system in which the so-called «concept of blade stiffness control» (SBC - Stiffness Blade Control) is implemented «through the use of piezoactuators controlled by an artificial neural network. The technical solutions proposed in the article partially expand the scientific and technical groundwork already achieved in this problem area related to the creation of high-speed VKLA.

Ключевые слова: скорость полета, гибридный вертолет, лопасть, частотная диаграмма, пьезоактуатор.

Keywords: flight speed, hybrid helicopter, blade, frequency diagram, piezoactuator.

Введение

Эффективность перспективного ВКЛА будет определяться его скоростью полета.

В настоящее время максимальная скорость полета классических «чистых» (не имеющих маршевых движителей) вертолетов традиционных схем ограничивается величиной в диапазоне 300–400 км/ч. В классической вертолетной схеме и компоновочной конфигурации увеличение скорости полета ограничивается целым рядом проблем, в том числе, связанных с обтеканием лопастей — влиянием сжимаемости

потока в зонах трансзвукового и сверхзвукового обтекания на наступающих лопастях, увеличением зоны обратного обтекания и срывом потока на отступающих лопастях. Это резко ухудшает характеристики несущего винта (НВ) и вертолета в целом, вследствие увеличения махового движения лопастей, нагрузок в системе управления, вибраций, возрастания потребляемой мощности.

Проблемы обтекания лопастей НВ вертолета представлены на рис. 1 [1].

Ограничения по выбору окружной скорости концов лопастей НВ представлены на рис. 2 [1].

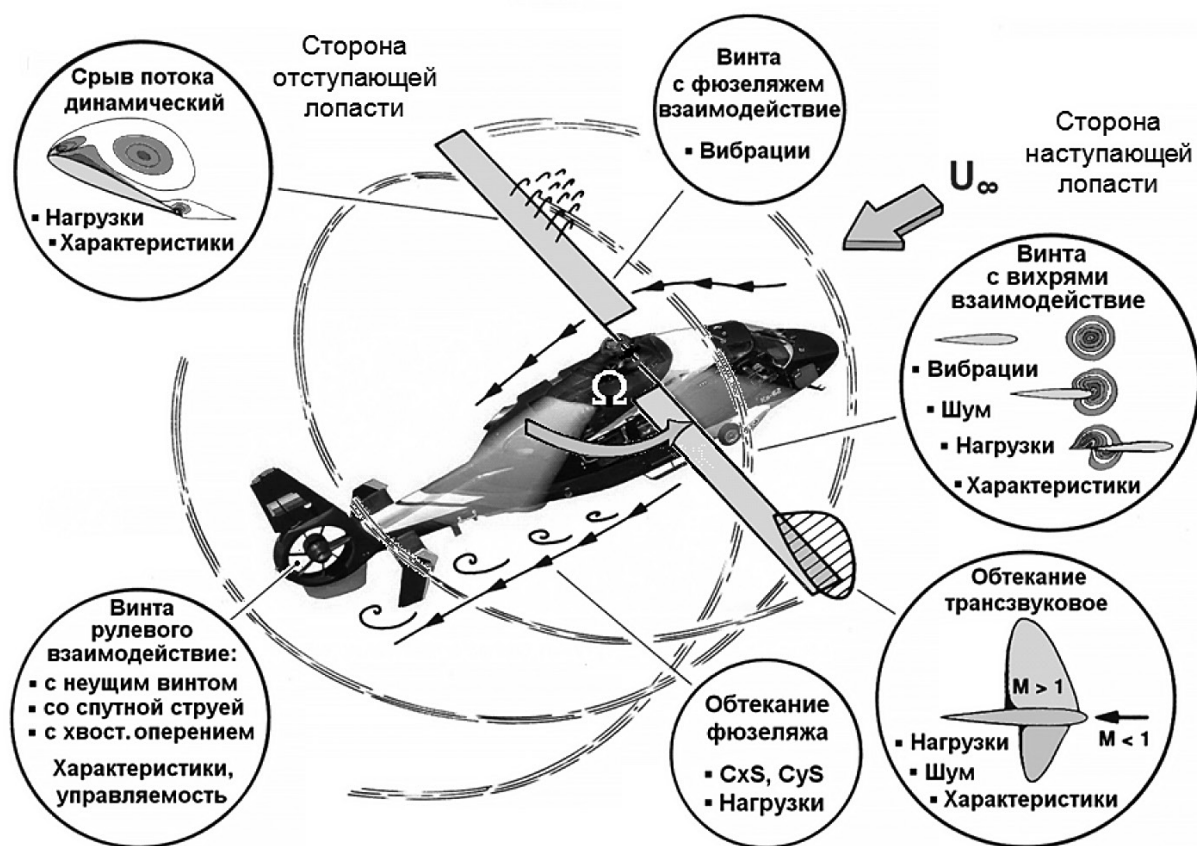


Рис. 1. Проблемы обтекания лопастей НВ вертолета

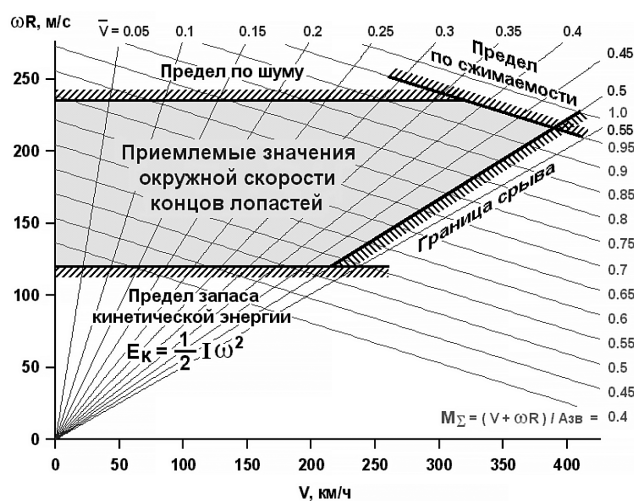


Рис. 2. Ограничения по выбору окружной скорости концов лопастей НВ

Решение задачи существенного увеличения скорости полета при сохранении преимуществ вертолета в вертикальном полете — переход к гибридным вертолетам. Такие аппараты осуществляют вертикальный взлет, посадку и висение в вертолетной конфигурации и способны переходить в самолетную конфигурацию на больших скоростях полета [2]. Основную часть подъемной силы на самолетных режимах создает крыло, а движительные (пропульсивные) силы создаются маршевыми движителями.

Технический результат достигается тем, что гибридный вертолет способен уменьшить или задержать действие отрицательных факторов, связанных с проблемами обтекания лопастей, возможностью регулирования частоты вращения НВ. В маршевом высокоскоростном полете НВ должен значительно замедляться и работать в режиме авторотации (самовращения от набегающего потока). Частота вращения НВ выбирается таким образом, чтобы обеспечить допустимое число Маха в концевых сечениях наступающих лопастей. Уменьшение оборотов винта и его тяги до минимально допустимых величин называют «концепцией нулевой тяги (ZT — Zero Thrust)» [3]. Также возможны варианты гибридных вертолетов с останавливаемым в полете несущим винтом-крылом [4]. Упомянутые конструктивные решения позволяют обеспечить допустимые нагрузки в элементах конструкции, оптимальную потребляемую мощность и минимальное аэродинамическое сопротивление в высокоскоростном полете. Проекты отечественных гибридных вертолетов с авторотирующим НВ [3] и останавливаемым в полете несущим винтом-крылом [4] представлены на рис. 3.

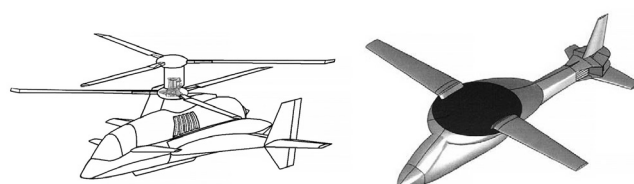


Рис. 3. Проекты отечественных гибридных вертолетов.

Лопастей обычных вертолетов спроектированы так, что их аэроупругая массово-жесткостная компоновка обеспечивает отсутствие резонансов частот собственных колебаний лопастей с гармониками внешних сил, вызывающих значительные по величине переменные напряжения, на основном вертолетном режиме работы НВ в диапазоне рабочих оборотов $\omega_p \pm 10\%$. Это не исключает локальных резонансов на переходных режимах — раскрутке НВ до рабочих оборотов перед взлетом и останове НВ после посадки. При этом лопасти последовательно попадают в резонанс по гармоникам возбуждающих сил, которые вызывают упругие деформации и колебания лопастей на частотах, совпадающих с собственными частотами лопастей [5, 6]. Однако, режимы раскрутки — остановки НВ скоротечны, выполняются на земле практически при отсутствии тяги на НВ и соблюдении ограничений РЛЭ по ветру.

Скоростной гибридный вертолет в полете имеет как минимум два основных режима работы НВ — вертолетный и самолетный, а также переходные между ними. Задача обеспечения отсутствия резонансов лопастей гибридного вертолета при изменении в широком диапазоне оборотов НВ на упомянутых режимах актуальна и не может быть решена в рамках традиционных методов проектирования «статичных» лопастей обычных вертолетов. Для решения задачи необходимо создание «динамичных» лопастей нового поколения с управляемым в полете изменением жесткостных характеристик, т. е. применение «концепции управления жесткостью лопастей (SBC — Stiffness Blade Control)». При этом аэроупругая компоновка и спектр собственных частот лопастей должны обеспечить низкие переменные нагрузки — деформации лопастей и, как следствие, динамическую прочность лопасти, ресурс, календарный срок службы во всех условиях эксплуатации.

1. Аэроупругое проектирование лопастей

Аэродинамические и инерционные переменные периодические нагрузки действуют на лопасти при полете вертолета с поступательной скоростью. Не только энерговооруженность вертолета (вес/мощность), но рост амплитуды переменных нагрузок на лопасти, в проводке управления винтом, аэроупругая неустойчивость движения лопасти типа флаттер, срывной флаттер ограничивают максимальную скорость полета.

Задача аэроупругого проектирования — первая из задач проектирования лопасти, с целью обеспечения высокого аэродинамического качества на висении и в поступательном полете, низкого уровня переменных нагрузок и аэроупругой устойчивости.

Высокое аэродинамическое качество достигается применением передовых аэродинамической и геометрической компоновок лопасти — профилей ЦАГИ, спроектированных специально для лопастей конкретного проекта вертолета, а также формой в плане и круткой лопасти.

Задачи обеспечения низкого уровня переменных нагрузок лопасти, проводки управления, аэродинамической устойчивости (отсутствия флаттера) включают:

- анализ и разработку массово-жесткостных компоновок поперечных сечений лопасти на математических моделях конструкции;
- прогноз собственных частот и форм колебаний лопасти в вакууме и в воздухе, демпфирования — т. е. обеспечения границ устойчивости автоколебаний;
- прогноз и обеспечение низкого уровня переменных нагрузок.

2. Модели расчета нагрузок и устойчивости движения лопастей

Лопасть вертолета является сложной аэромеханической системой. Поэтому очень важно иметь адекватное математическое представление явлений аэромеханики НВ [7, 8]. Специалисты АО «НЦВ Миль и Камов» более 50 лет занимаются проблемами аэроупругости и являются одними из основоположников и создателей отечественной школы аэроупругости несущих систем вертолетов. Проектирование несущих систем базируется на математических моделях. Разработана обобщенная математическая модель аэроупругости НВ, которая включает две базовые модели ULISS и MFE. История разработки [9], существование и функциональные возможности этих моделей подробно представлены в работах [5, 6, 7, 10, 11, 12, 13, 14].

Модель ULISS расчета нагрузок и устойчивости движения несущей системы объединяет: математическую модель НВ с упругими лопастями, модель упругой проводки управления, нелинейную вихревую модель НВ. Основу математической модели составляет система нелинейных дифференциальных уравнений движения упругой лопасти винта в частных производных с периодическими коэффициентами относительно перемещений лопасти и граничные условия совместного упругого кручения на проводке управления. Уравнения движения были получены Бурцевым Б. Н. с использованием принципа наименьшего действия в форме Гамильтона. Система уравнений движения для всех лопастей НВ решается совместно. Решение получается прямым численным интегрированием по времени. Возможно моделирование как установившихся, так и не установившихся режимов полета вертолета (маневров). Пример расчета нагрузок на лопасть в высокоскоростном полете по модели ULISS представлен на рис. 4 [10].

В модели MFE задачи определения частот, форм и устойчивости колебаний лопасти в вакууме и в воз-

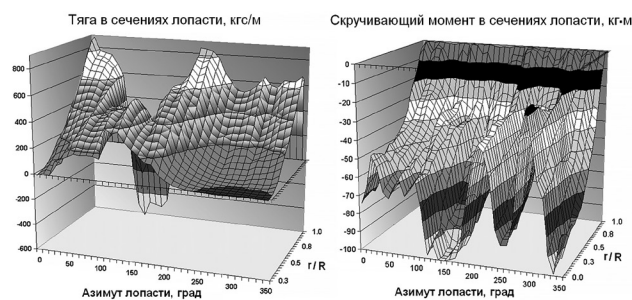
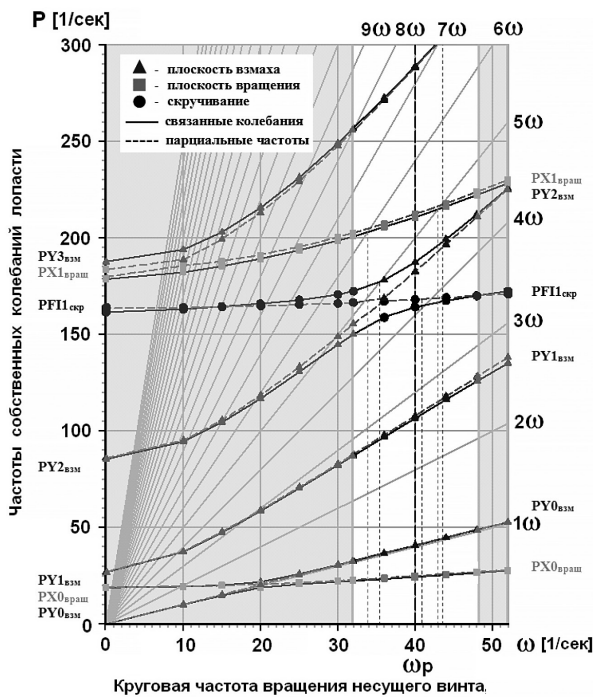


Рис. 4. Пример расчета нагрузок на лопасть в полете по модели ULISS

духе решены методом конечного элемента, который позволил учесть связи колебаний в плоскости взмаха, вращения и по кручению, различные типы крепления лопастей, ступенчато-линейный характер распределения упруго-массовых характеристик пера и рукава лопасти, согласование в стыках элементов перемещений, поворотов, моментов и перерезывающих сил.

Модель MFE позволяет рассчитать частотную диаграмму лопасти — зависимость частот собственных колебаний различных тонов от угловой скорости вращения НВ. Диаграмма позволяет выполнить анализ частот, определить в каком направлении следует изменить параметры лопасти для того, чтобы исключить резонансы во всем диапазоне рабочих чисел оборотов НВ. Пример расчета частотной диаграммы лопасти по модели MFE представлен на рис. 5.



Относительные частоты (P / ω) собственных колебаний лопасти в диапазоне оборотов Пв = 100 ± 20%				
Резонансы	ω, 1/с	Пв, %	Тон	P / ω
1	34	85	1 - вращения	PX1 / ω ≈ 6ω
2	35.5	89	2 - взмаха	PY2 / ω ≈ 5ω
			2 - взм. + 1 - скр.	(PY2 / ω + PF1 / ω) ≈ 4.7ω Совместность колебаний 50%
3	41.2	103	1 - скручивания	PF1 / ω ≈ 4ω
4	43	108	1 - вращения	PX1 / ω ≈ 5ω
5	43.5	109	3 - взмаха	PY3 / ω ≈ 7ω

Рис. 5. Пример расчета частотной диаграммы лопасти по модели MFE

Математические модели ULISS и MFE применяются при проектировании и доводке несущих систем и являются инструментом создания инновационных лопастей нового поколения с SBC системой для гибридных вертолетов.

3. Массово-жесткостная компоновка композитных лопастей

АО «НЦВ Миль и Камов» является отечественным и мировым лидером в области создания лопастей вер-

толетов из полимерных композиционных материалов (ПКМ) [13, 14, 15]. Создана система проектирования, производства, испытаний и эксплуатации композитных лопастей вертолетов.

Работоспособность лопасти определяется отсутствием резонансов, т.е. совпадением ее собственных частот колебаний с частотами возбуждающих сил. Собственные частоты зависят от соотношений массовых $m(r)$ и жесткостных $EI_x(r)$, $EI_y(r)$, $GI(r)$ характеристик. Конструктивное управление этими соотношениями возможно для лопастей из ПКМ, которые за счет анизотропии материалов позволяют в широком диапазоне варьировать их массовые и жесткостные параметры в рамках одной внешней геометрии, т.е. адаптировать характеристики массы и жесткости конструкции для изменения динамических характеристик лопасти. Пример анизотропии свойств ПКМ — возможности изменения жесткости материала конструкции (модулей упругости растяжения E и сдвига G) при его неизменной толщине в зависимости от углов армирования показан на рис. 6 [13, 14]. Видно, что наибольшая величина модуля E соответствует углу армирования 0 градусов, а модуля G — углом армирования ±45 градусов.

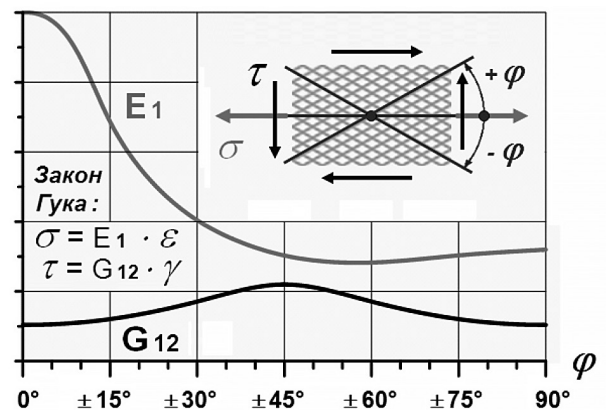


Рис. 6. Обобщенные зависимости влияния угла армирования (φ) на модуль Юнга (E_1) и модуль сдвига (G_{12}) анизотропного ПКМ.

Отстройка от резонансов — это итерационный процесс подбора необходимых массово-жесткостных характеристик лопасти. Жесткостные характеристики зависят от количества монослоев и угла армирования наполнителя монослоя пластика лопасти. Каждый монослой вносит свой вклад в жесткостные характеристики сечения лопасти, а именно: изгибные жесткости в плоскостях взмаха и вращения, крутильную жесткость и положение центра жесткости сечения. Следует отметить характерные зоны в сечении профиля лопасти, где наиболее велико влияние угла армирования монослоя пластика относительно продольной оси лопасти на упомянутые жесткости. Эти зоны показаны на рис. 7 на примере D-образного сечения лонжерона типовой части лопасти. Наибольший вклад в величину жесткостей в плоскостях взмаха EI_x и вращения EI_y вносят слои с углом армирования 0 градусов, максимально удаленные от соответствующих нейтральных плоскостей (зона 1 и зона 2), а в величину крутильной жесткости GI — слои с углами армирования ±45 гра-

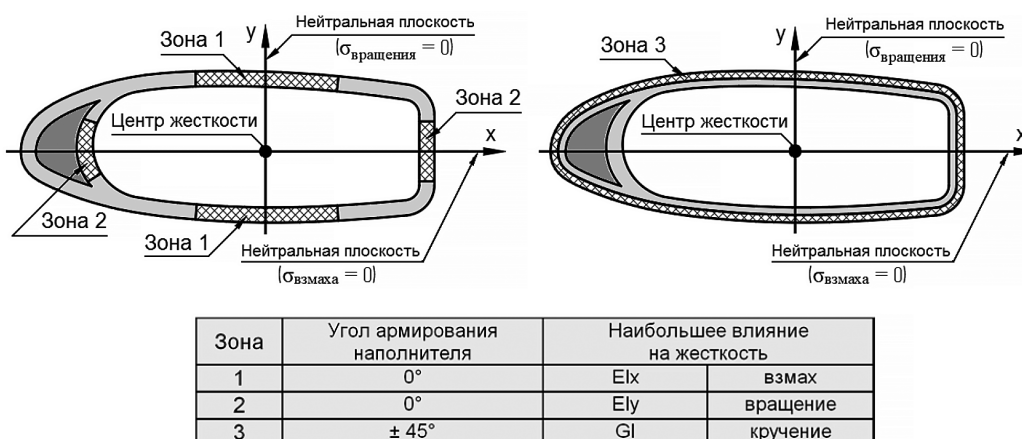


Рис. 7. Зоны профиля лопасти, влияющие на жесткостные характеристики

дусов, максимально удаленные от центра жесткости сечения лопасти (зона 3).

4. Конструктивная реализация SBC системы

В настоящее время SBC-технологии активно развиваются: разрабатываются математические модели, проводится численное моделирование работы систем управления и экспериментальные испытания модельных винтов на стендах и в АДТ [16, 17].

Конструктивно SBC система (см. рис. 8) может быть реализована с помощью пьезоэлектриков — интеллектуальных материалов (Smart materials) с управляемыми свойствами. Такие материалы способны своевременно реагировать и адаптироваться к постоянно изменяющимся нагрузкам и другим факторам в режиме реального времени, что позволяет обеспечивать работоспособность всей конструкции в процессе эксплуатации.



Рис. 8. Структурная схема конструктивной реализации SBC системы.

Принцип действия пьезоэлектриков основан на сильной связи их механических и электрических характеристик. Когда на пьезоэлектрик действует сжимающая сила, на его поверхности возникает электри-

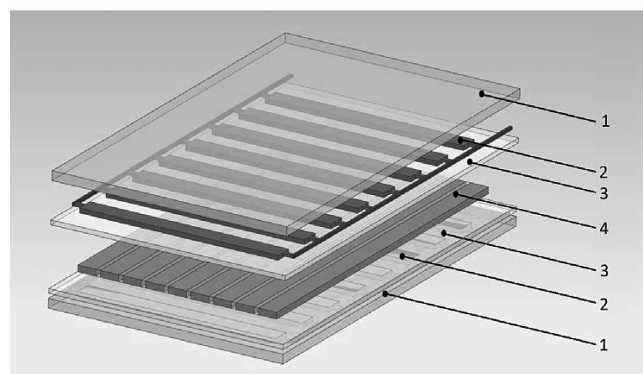
ческий заряд вследствие прямого пьезоэлектрического эффекта. Под действием приложенного электрического потенциала происходит деформация вследствие обратного пьезоэлектрического эффекта [18].

Из пьезоэлектриков изготавливается исполнительный механизм пьезоактуаторов — пьезоэлемент в виде прямоугольных пластин или стержней (нитей), подсоединенных к электродам.

Дискретные пьезоэлектрические пластины, действующие как сенсоры и силовые актуаторы, широко используются в целях управления формой и вибрациями конструкций. Правильный выбор числа и расположения пластин пьезоактуаторов является принципиальным для реализации активного управления, так как одним из ограничений их применения является величина создаваемого усилия [17].

Макрофибровые композиты (MFC) с активными пьезоэлектрическими нитями (AFC) обладают высокой плотностью энергии, направленностью действия, гибкостью и прочностью, а также имеют высокую производительность, однородность и стабильность характеристик. На рис. 9 показана структура макрофибрового композита.

Основными компонентами MFC являются слои экструдированных пьезоэлектрических стержней, окруженных защитным материалом полимерной матрицы, и помещенных между электродами, создающими электрическое поле. MFC также может



1 — слой полимера, 2 — электрод, 3 — слой клея, 4 — пьезоэлектрические стержни

Рис. 9. Структура макрофибрового композита

быть нанесен в виде тонкого листа на различные типы конструкций или встроен в композитную конструкцию. При подаче напряжения он работает как исполнительный механизм и будет сгибаться или деформировать материалы, противодействовать вибрациям или генерировать вибрации. Электрическое поле позволяет пьезоэлементам создавать практически удвоенные активируемые деформации по сравнению с обычными пластинчатыми, и в 4 раза большую плотность энергии. Эти свойства дают AFC возможности точного позиционирования и подавления вибраций. Однако, из-за технологических трудностей, AFC значительно меньше распространены по сравнению с пластинчатыми пьезоэлементами, наклеиваемыми на поверхность управляемой конструкции [17].

Локальные деформации растяжения, изгиба и кручения, созданные с помощью пьезоактуаторов, расположенных на управляемой поверхности пьезопреобразователей, показаны на рис. 10.

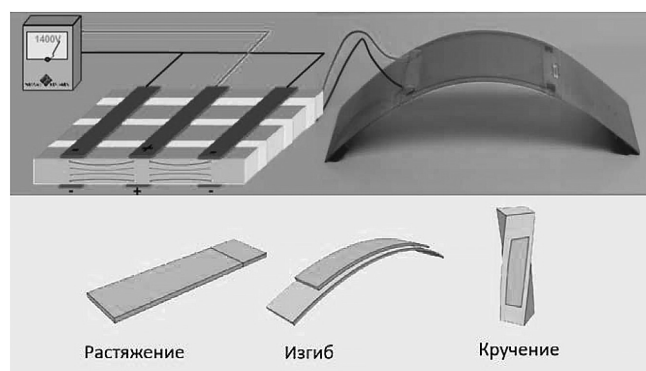


Рис. 10. Локальные деформации, созданные с помощью пьезоактуатора

Актуаторы интегрируются в композитную конструкцию лопасти НВ, то есть армируют ее пластик. Пластины актуаторов располагают под углом 0 градусов и крест-накрест — под углом ± 45 градусов к продольной оси лопасти в зонах указанных на рис. 7. Такое расположение обеспечивает при работе актуаторов неизменность теоретического контура и геометрической кривки лопасти. При деформациях — изменении удлинения актуаторов, согласно закону Гука, происходит локальное изменение изгибного и крутильного модуля упругости пластика, а следовательно, изменяется изгибная и крутильная жесткость лопасти. Это позволяет реализовать эффективное адаптивное управление жесткостью лопасти и как следствие — управление собственными частотами лопасти.

Таким образом, инновационные SBC-технологии дают возможность отстраиваться от резонансных частот динамическим изменением жесткостных характеристик лопастей в широком диапазоне изменения частоты вращения НВ гибридного вертолета.

Следует отметить, что рассмотренная SBC (Stiffness Blade Control) система управления жесткостью лопасти по своей конструктивной реализации схожа с ATR (Active Twist Rotor Blades) системой

управления геометрической кривкой пера лопасти посредством пьезоактуаторов. ATR система является одним из вариантов общей «концепции индивидуального управления лопастями (IBC — Individual Blade Control)» и развивается в рамках работ по новым принципам управления НВ взамен традиционного управления с помощью автомата перекоса. Наиболее полный обзор вариантов IBC систем дан в работе [19]. На одном вертолете могут быть совместно использованы SBC и IBC системы.

5. Управление SBC системой

Неотъемлемой частью SBC системы управления является надежный алгоритм оптимального управления лопастями НВ вертолета. Вертолет является сложным динамическим объектом. Уровень и сложность перекрестных связей вертолета превышает аналогичные показатели самолета. Включение SBC системы в контур управления НВ вертолета потребует ее интеграции с системами бортовой регистрации полетной (скорость полета, обороты винта) и прочностной (вибрации, нагрузки) информации, обработке, анализ данных и выдачу управляющих сигналов в режиме реального времени.

В настоящее время при управлении винтокрылыми летательными аппаратами искусственные нейронные сети (ИНС) успешно конкурируют с методами традиционной математики в алгоритмах обработки полетной информации. В ряде ситуаций нейросетевые методы дают более предпочтительные результаты по сравнению с алгоритмами, построенными на основе классической математики. В частности, решение задачи оптимального управления SBC системой, возможно одним из нейросетевых методов определения функции в условиях наличия неопределенностей, основанном на синтезе ИНС по обучающей выборке — данным экспериментов на примерах «вход-выход». Пример структуры системы, реализующей алгоритм нейроруправления ИНС, представлен на рис. 10 [20].

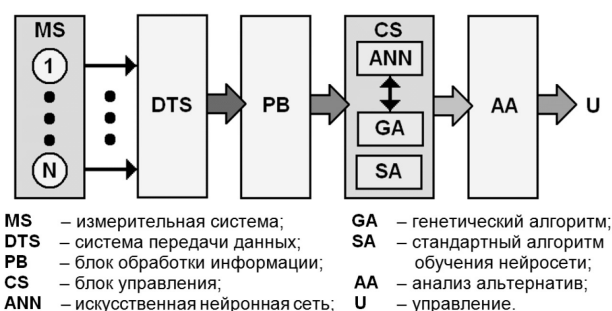


Рис. 10. Структура системы нейроруправления ИНС

Реализация в бортовом оборудовании перспективных технологий ИНС позволяет решить одну из актуальных проблем взаимодействия динамического объекта с внешней средой, связанную с обеспечением безопасности полета в условиях летной эксплуатации.

Заключение

История авиации свидетельствует, что погоня за высокой скоростью винтокрылых машин никогда не прекращается. В настоящее время мы видим большое количество новых концепций гибридных верто-

летов, способных работать как на режиме висения, так и режиме высокоскоростного поступательного полета. Секрет успеха лежит в применении прорывных технических решений и технологий, позволяющих реализовать оптимальную комбинацию характеристик несущей системы скоростного летательного аппарата.

Список использованных источников

1. Aerodynamics of Rotorcraft, AGARD Report No.781, 1990.
2. Raymond L. Robb, «Hybrid Helicopters: Compounding the Quest for Speed», VERTIFLITE Summer, Vol.52, No.2, 2006, p.p. 30÷54.
3. Патент № RU 168554 U1, «Скоростной комбинированный вертолет (винтокрыл)», 2016.
4. Патент № RU 2550589 C1, «Преобразуемый летательный аппарат вертикального взлета и посадки (варианты)», 2014.
5. Burtsev, B. N., Ryabov, V. I., Selemenev, S. V., «Mathematical modeling of Ka-226/Ka-26 helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration/deceleration in wind conditions», Proceedings of 33rd European Rotorcraft Forum, Russia, Kazan, 11–13 Sept. 2007, Aerodynamics, p.p. 7–1–14.
6. Бурцев Б. Н., Рябов В. И., Селеменов С. В., «Математическое моделирование упругих деформаций лопастей несущих винтов вертолетов Ка-226 и Ка-26 при раскрутке и остановке винтов в условиях ветра», Труды восьмого форума РосВО, Москва, 19–20 марта 2008, p. 2_01–1–14.
7. Bourtsev, B. N., Selemenev, S. V., Vagis, V. P., «Coaxial Helicopter Rotor Design & Aeromechanics», Proceedings of 25th European Rotorcraft Forum, Vol.1, Italy, Rome, 14–16 Sept. 1999, p.p. G22–1–20.
8. Бурцев Б. Н., Селеменов С. В., Вагис В. П., «Соосный несущий винт: особенности конструкции и аэромеханика», Российский информационный технический журнал «Вертолет», № 1 (8)/2000, стр. 10–13.
9. Johnson, W., «A History of Rotorcraft Comprehensive Analyses», NASA/TR-2012–216012, April 2012.
10. Бурцев Б. Н., Левин И. А., Рябов В. И., Копцева Л. А., Селеменов С. В., «Нагрузки и аэроупругая устойчивость лопастей несущего винта вертолета», Труды шестого форума РосВО, Москва, 25–26 февраля 2004, стр. II-1–22.
11. Левин И. А., «Метод расчета динамических характеристик лопасти несущего винта» — В сб.: Проблемы проектирования несущих винтов вертолетов. — Москва: МАИ, 1991, стр. 31÷51.
12. Левин И. А., «Расчет собственных форм и частот изгибно-крутильных колебаний лопасти вертолета со стреловидной законцовкой» — В сб.: Проблемы проектирования винтокрылых летательных аппаратов. — Москва: МАИ, 1992, стр. 87÷101.
13. Mikheyev, S. V., Bourtsev, B. N., Danilkina, V. L., Ivannikova, R. V., Selemenev, S. V., Schetinin, Y. S., «Kamov Composite Blades», Proceedings of 31st European Rotorcraft Forum, Italy, Florence, 13–15 Sept. 2005, p.p. 3–1÷22.
14. Михеев С. В., Бурцев Б. Н., Данилкина В. Л., Иванникова Р. В., Селеменов С. В., Щетинин Ю. С., «Композитные лопасти КАМОВ», Труды седьмого форума РосВО, Москва, 22–23 марта 2006, стр. VI-1÷22.
15. Дорошенко Н. И., «Применение ПКМ в конструкциях лопастей вертолетов» — В сб.: Полимерные композиционные материалы для авиакосмической отрасли: материалы Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 6 декабря 2019, [Электронный ресурс]/ФГУП «ВИАМ». — М.: ВИАМ, 2019, стр. 23÷41.
16. Nitzsche F., Feszty D., Waechter D., Bianchi E., «The SHARCS project: Smart hybrid active rotor control system for noise and vibration attention of helicopter rotor blades», Proceedings of 31st European Rotorcraft Forum, Italy, Florence, 13–15 Sept. 2005, p.p. 52–1÷15.
17. Шевцов С. Н., Флек М. Б., Брагин С. А., Акопьян В. А., «Система адаптивного гашения колебаний уменьшенной модели лопасти вертолета», Известия Самарского научного центра Российской академии наук, т. 11, № 3 (2), 2009, стр. 554÷563.
18. Уорден К., «Новые интеллектуальные материалы и конструкции». — М.: Техносфера, 2006.
19. Patt, D., Liu, L., Friedmann, P. P., «Achieving Simultaneous Reduction of Rotorcraft Vibration and Noise Using Simulation», Proceedings of 30th European Rotorcraft Forum, France, Marseilles, 14–16 Sept. 2004, p.p. 25.1–26.
20. Нечаев Ю. И., «Морские интеллектуальные системы», Труды юбилейной НТК «Авиационные системы в XXI веке», Том I, Москва, 11–13 апреля 2006, стр. 439–449.

References

1. Aerodynamics of Rotorcraft, AGARD Report No.781, 1990.
2. Raymond L. Robb, «Hybrid Helicopters: Compounding the Quest for Speed», VERTIFLITE Summer, Vol.52, No.2, 2006, p.p. 30÷54.
3. Patent RU 168554 U1, «High-speed combined helicopter (rotorcraft)», 2016.
4. Patent RU 2550589 C1, «Convertible vertical take-off and landing aircraft (versions)», 2014.
5. Burtsev, B. N., Ryabov, V. I., Selemenev, S. V., «Mathematical modeling of Ka-226 / Ka-26 helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration / deceleration in wind conditions», Proceedings of 33rd European Rotorcraft Forum, Russia, Kazan, 11–13 Sept. 2007, Aerodynamics, p.p. 7–1–14.
6. Burtsev, B. N., Ryabov, V. I., Selemenev, S. V., «Mathematical modeling of Ka-226 / Ka-26 helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration / deceleration in wind conditions», Proceedings of 8th Russian Helicopter Society Forum, Moscow, March 19–20, 2008, p.p. 2_01-1–14.
7. Bourtsev, B. N., Selemenev, S. V., Vagis, V. P., «Coaxial Helicopter Rotor Design & Aeromechanics», Proceedings of 25th European Rotorcraft Forum, Vol.1, Italy, Rome, 14–16 Sept. 1999, p.p. G22-1–20.
8. Bourtsev, B. N., Selemenev, S. V., Vagis, V. P., «Coaxial rotor: design features and aeromechanics», Russian information technical magazine «Helicopter», No.1(8) / 2000, p.p. 10–13.
9. Johnson, W., «A History of Rotorcraft Comprehensive Analyses», NASA/TR-2012–216012, April 2012.
10. Bourtsev, B. N., Levin, I. A., Ryabov, V. I., Koptseva, L. A., Selemenev, S. V., «Loads and aeroelastic stability of helicopter main rotor blades», Proceedings of 6th Russian Helicopter Society Forum, Moscow, February 25–26, 2004, p.p. II-1–22.
11. Levin, I. A., «Method for calculating the dynamic characteristics of a rotor blade» – In the collection: Problems in the design of helicopter rotors. – Moscow: MAI, 1991, p.p. 31÷51.
12. Levin, I. A., «Calculation of natural shapes and frequencies of flexural-torsional vibrations of a helicopter blade with a swept tip» – In the collection: Problems in the design of helicopter rotors. – Moscow: MAI, 1992, p.p. 87÷101.
13. Mikheyev, S. V., Bourtsev, B. N., Danilkina, V. L., Ivannikova, R. V., Selemenev, S. V., Schetinin, Y. S., «Kamov Composite Blades», Proceedings of 31st European Rotorcraft Forum, Italy, Florence, 13–15 Sept. 2005, p.p. 3-1÷22.
14. Mikheyev, S. V., Bourtsev, B. N., Danilkina, V. L., Ivannikova, R. V., Selemenev, S. V., Schetinin, Y. S., «Kamov Composite Blades», Proceedings of 7th Russian Helicopter Society Forum, Moscow, March 22–23, 2006, p.p. VI-1÷22.
15. Doroshenko, N. I., «The use of polymer composite materials in the structures of helicopter blades» - In the collection: Polymer composite materials for the aerospace industry: materials of the All-Russian Scientific and Technical Conference, Moscow, December 6, 2019, [Electronic resource] / Federal State Unitary Enterprise «VIAM». – Moscow: VIAM, 2019, p.p. 23÷41.
16. Nitzsche F., Feszty D., Waechter D., Bianchi E., «The SHARCS project: Smart hybrid active rotor control system for noise and vibration attention of helicopter rotor blades», Proceedings of 31st European Rotorcraft Forum, Italy, Florence, 13 – 15 Sept. 2005, p.p. 52-1÷15.
17. Shevtsov, S. N., Flek, M. B., Brajin, S. A., Akopjan, V. A., «System of adaptive clearing of fluctuations the reduced model of the blade of the helicopter», News of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, vol. 11, No.3(2), 2009, p.p. 554÷563.
18. Warden, K., «New Smart Materials and Designs.» – Moscow: Technosphere, 2006.
19. Patt, D., Liu, L., Friedmann, P. P., «Achieving Simultaneous Reduction of Rotorcraft Vibration and Noise Using Simulation», Proceedings of 30th European Rotorcraft Forum, France, Marseilles, 14–16 Sept. 2004, p.p. 25.1–26.
20. Nechaev, Y. I., «Marine intelligent systems», Proceedings of the anniversary scientific and technical conference «Aviation systems in the 21st century», Vol.I, Moscow, April 11–13, 2006, p.p. 43–449.