

Обзор методов активного управления лопастями несущего винта с целью снижения вибраций вертолета

А.С. БАТРАКОВ,
канд. техн. наук,
Е.В. ПИСКУНОВ,
Л.И. ГАРИПОВА,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
batrakov_a.s@mail.ru

Проводится анализ разрабатываемых систем управления лопастями несущего винта вертолета – активное управление закрылком, активное управление жесткостью и круткой лопасти, управление по высоким гармоникам углом установки лопасти. Выявлен высокий потенциал новых систем, позволяющих существенно снизить уровень вибраций и шума несущего винта вертолета без потери его аэродинамической эффективности.

Несущий винт, вертолет, вибрации, аэроакустика

Экономический анализ авиационной отрасли свидетельствует о наличии устойчивой тенденции к росту в сегменте гражданских вертолетов. Прогнозируется увеличение объема мирового рынка вертолетов гражданского назначения со среднегодовым темпом роста на 3,7 % [1]. Аналогичные положительные тенденции отмечаются и в развитии вертолетной отрасли Российской Федерации (рис. 1).

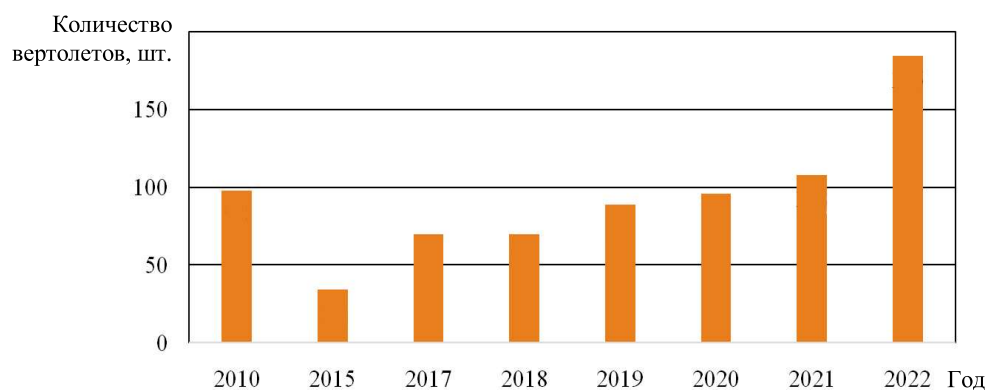


Рис. 1

Наиболее распространенная схема вертолетов – одновинтовая с рулевым винтом. Несущий винт вертолета представляет собой основной агрегат, обеспечивающий возможность вертикального взлета и посадки, а также режим зависания. Данные аэродинамические характеристики обуславливают эксплуатационные преимущества вертолетов, прежде всего – отсутствие необходимости в заранее подготовленных взлетно-посадочных полосах.

При горизонтальном движении несущий винт вертолета находится в режиме косого обтекания. В результате наложения скоростей вращения несущего винта и поступательного движения вертолета наступающая и отступающая лопасти вертолета обтекаются в различных условиях, в связи с чем возникает несимметричное изменение подъемной силы и опрокидывающий момент. Используемый для управления и балансировки автомат перекоса циклически изменяет угол установки лопасти. Таким образом, при косом обтекании винта лопасти находятся в динамических условиях, что, в свою очередь, приводит к переменной по времени нагрузке – вибрациям.

Колебания, возникающие в процессе воздействия переменных аэродинамических сил, значительно влияют на усталостную прочность лопасти, что увеличивает стоимость технического обслуживания. Также сокращается ресурс лопасти, в связи с чем разрушаются конструкции. Кроме этого, вибрации оказывают неблагоприятное воздействие на бортовое оборудование, а также на пассажиров и членов экипажа, снижая уровень комфорта. Таким образом, одной из актуальных задач развития гражданского вертолетостроения является снижение уровня вибраций на вертолете.

Одним из вариантов решения проблемы стало развитие концепции гибридных вертолетов [2, 3]. Основная идея заключается в том, чтобы использовать несущий винт только на малой скорости полета, режимах взлета, посадки, зависания. Однако такие гибридные схемы не получили широкого практического распространения.

Альтернативным подходом является активное управление лопастями несущего винта, заключающееся в применении, кроме стандартного автомата перекоса, дополнительного управления различными методами.

Исследования проводились по нескольким направлениям (рис. 2).



Рис. 2

Для управления лопастью в конструкции используются различные приводы и источники энергии. Наиболее распространенным вариантом на данный момент являются пьезоэлектрические приводы [4, 5]. Функционал пьезоэлемента заключается в создании прямого или обратного пьезоэффекта. Под прямым пьезоэффектом подразумевается генерирование электрического поля под действием механических напряжений, а обратный пьезоэффект – возникновение механических деформаций в результате влияния электрического поля.

Метод активного управления закрылками подразумевает изменение угла установки управляющей поверхности [6]. На рис. 3, а приведена CAD-модель, на рис. 3, б – изготовленная модель активного закрылка на вертолетной лопасти [6].



Рис. 3

Фирмой Eurocopter (Германия) совместно с EADS проведены успешные летные испытания летающей лаборатории на базе вертолета ВК-117 с «адаптивной динамической системой» управления несущим

винтом ADASYS [7, 8]. В работе [8] исследовано влияние хорды, длины и положения активно управляемого закрылка вдоль лопасти несущего винта вертолета. Показано, что данная система позволяет снизить вибрации на 50–90 %.

Аналогичные исследования были выполнены NASA и JAXA (Япония) [9] в рамках совместной исследовательской программы Ninja Rotor. Полученные результаты продемонстрировали возможность снижения амплитуды колебаний, что приводит к уменьшению уровня вибраций, а также снижению шума на 6 дБ.

Фирмой Boeing (США) [6] были проведены теоретические и стендовые испытания, где объектом исследования был пятилопастной винт с системой индивидуального управления лопастями SMART. Также в работе [10] предоставлены данные об эксперименте в аэродинамической трубе. Согласно проведенным исследованиям данная система способна уменьшить шум в плоскости винта на 6 дБ, шум взаимодействия лопасти с вихрем на 3–6 дБ, а вибрации на 80 %.

В работе [11] отмечается, что с помощью управления закрылком с частотой, близкой ко второй гармонике собственных частот лопасти, можно добиться существенного (до 90 %) снижения вертикальной вибрационной нагрузки на втулку винта при горизонтальном полете ($\mu = 0,14$).

Работы по уменьшению вибраций применением на лопастях несущего винта активного органа управления (триммера) ведутся в ЦАГИ (Жуковский). Согласно результатам первых испытаний отклонение триммера с запаздыванием по углу азимута снижает амплитуду махового движения. В качестве модели выбрана лопасть вертолета Ми-8. При проведении сравнительных экспериментов с использованием и без установки триммеров было установлено, что амплитуда вибраций снижается в 2–2,5 раза [12–14].

Влияние закрылка с одной степенью свободы с учетом аэроупругости на аэродинамические характеристики колеблющегося профиля и отсека лопасти вертолета рассмотрено в работах [15, 16].

Другим направлением индивидуального управления лопастями является изменение напряженно-деформированного состояния лопасти для уменьшения вибраций – система управления жесткостью лопасти и система управления геометрической круткой [17, 18]. Преимуществом данной схемы является отсутствие внешних механических частей, в действие приводятся только аэродинамически активные элементы лопасти. Управление формой лопасти эффективно реализуется с помощью макрофибровых композитов на основе активных пьезоэлектрических нитей с высокой плотностью энергии, направленностью действия, гибкостью и прочностью, а также отличающихся высокой производительностью, однородностью и стабильностью характеристик [19].

Локальные деформации, создаваемые с помощью пьезоактуаторов, представлены на рис. 4: *а* – растяжение; *б* – изгиб; *в* – кручение.

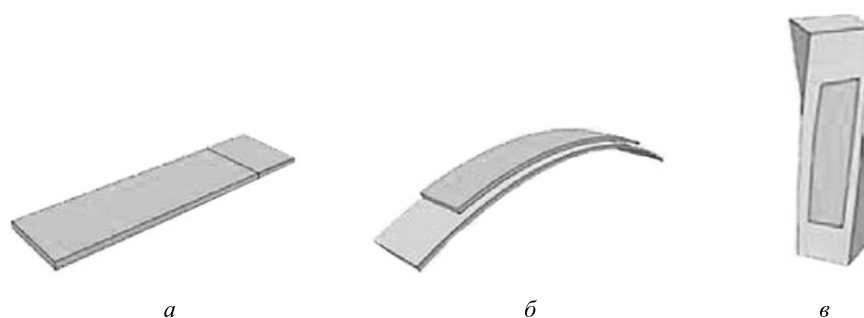


Рис. 4

Согласно исследованиям [20] установка пленок (толщина – 0,3 мм) с макрофибровыми композитами на поверхности композитной лопасти в области D-образного лонжерона позволяет управлять круткой в диапазоне 0... 4°.

Исследование системы управления геометрической круткой лопасти проводилось в рамках программ NASA [21]. Были проведены аналитические и экспериментальные исследования в аэродинамической трубе, согласно которым уровень шума может быть снижен на 3 дБ.

По результатам экспериментов в трансзвуковой динамической трубе Лэнгли [22] было установлено, что вибрационные нагрузки на систему управления снизились на 60–95 %.

Агентства ONERA (Франция) и DLR (Германия) разрабатывали проект по управлению круткой лопасти [23], в рамках которого были рассмотрены две концептуальные схемы – расположение приводов в материале обшивки лопасти и расположение привода в задней кромке лопасти, который двигается по прорези вдоль лопасти. Согласно результатам исследований возможно снижение шума на 7,4 дБ и уменьшение вибраций в пределах 20...100 %.

Макрофибровые композиты в различных вариациях отношения к длине лопасти (0...100 %) рассматривались в работе [24], где было установлено, что их использование на всю длину передней кромки позволит снизить вибрации на 78,5 %.

В рамках международного сотрудничества NASA, DLR, ONERA, JAXA и других компаний разработана система STAR [25]. По предварительному анализу, наблюдается уменьшение вибраций в диапазоне 38...55 % при сохранении эффективности винта с отклонением не более чем на 3 %. Также подтвержден потенциал в отношении снижения шума.

Эффективность технологии управления круткой зависит от многих параметров [26, 27] – схемы армирования, расположения актуаторов и др.

Под управлением по высоким гармоникам, как правило, подразумевается управление углом установки лопастей с помощью введения дополнительной гармоник. Дополнительная гармоника вводится с помощью активных элементов, которые воздействуют на тарелку автомата перекоса или на поводок лопасти.

На рис. 5 показана система управления высшими гармониками лопасти: *а* – управление тарелкой автомата перекоса; *б* – управление поводками лопастей.

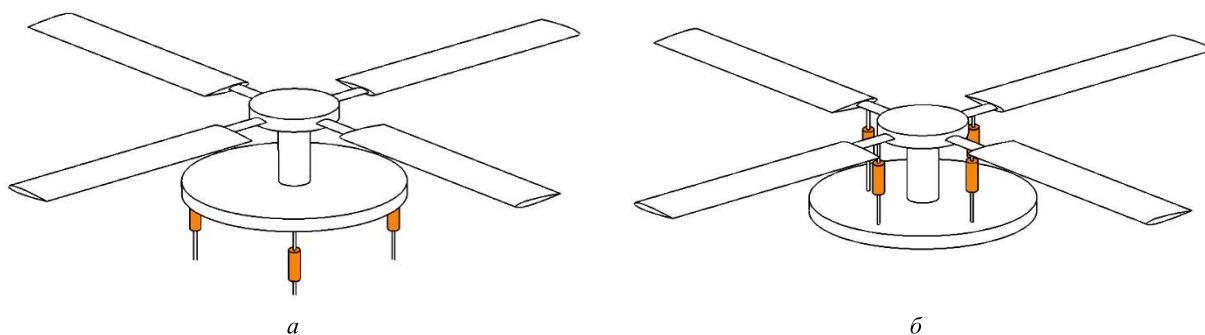


Рис. 5

В работах [28, 29] представлены результаты численного исследования влияния управления по высоким гармоникам на виброперегрузки пятилопастного винта. Исследование показало возможность уменьшения виброперегрузок на 85 %.

Исследовалась эффективность гашения вибраций лопасти высокими гармониками для пятилопастного винта McDonnell Douglas [30], эксперимент проводился в аэродинамической трубе. Колебательные нагрузки на втулку были снижены, также были уменьшены шарнирные моменты.

В работе [31] представлен эксперимент в аэродинамической трубе для трехлопастного винта XV-15. В результате получено снижение шума на 12 дБ и вибронагрузок на втулку на 50 %. Проводился эксперимент [32] в аэродинамической трубе для системы УН-60, в результате которого было продемонстрировано снижение вибраций на втулку на 70 % и более. Уровень шум уменьшился на 6–8 дБ, а в некоторых условиях – на 12 дБ.

В работе [33] рассмотрено индивидуальное управление лопастями с помощью дополнительных приводов между автоматом перекоса и поводком лопасти. Было отмечено, что при правильно подобранной амплитуде и фазе второй гармоники вибрационную нагрузку возможно уменьшить на 65 %.

В работе [34] представлено экспериментальное изучение влияния различных методов управления вибрациями на модель несущего винта вертолета. Рассматривались следующие подходы, реализованные

на единой физической модели: управление закрылком, регулирование жесткости в корневой части лопасти, управление поводком лопасти. По результатам исследования, применяемые методы позволяют снизить колебания сил на 60–85 %, а колебания моментов уменьшить на 26–92 %.

Согласно проведенному обзору научной литературы снижение вибраций и шума от лопастей несущего винта является перспективным направлением развития вертолетостроения. В настоящее время существуют различные концепции: активные закрылки на концах лопастей, лопасти с изменяемым напряженно-деформируемым состоянием, системы управления высокими гармониками. По результатам исследований (таблица), различные схемы управления лопастями позволяют сократить уровень вибраций, снизить аэродинамическое сопротивление, а также положительно влияют на акустическое излучение.

Схема системы гашения колебаний	Проект/работа	Метод исследования	Эффективность системы/ достигнутый результат
Управление закрылком лопасти	ADASYs [7, 8]	Летные испытания	Снижение вибраций на 50–90 %
	SMART [6, 10, 11]	Стендовые испытания, аэродинамическая труба	Снижение вибрации на 80 %; шум в плоскости винта на 6 дБ, шума взаимодействия лопасти с концевым вихрем на 3–6 дБ
	Ninja Rotor [9]	Стендовые испытания, аэродинамическая труба, численные исследования	Снижение шума на 6 дБ
	[12–14]		Снижение вибраций в 2,5 раза
ATR, SBC	[21]	Стендовые испытания, аэродинамическая труба	Уменьшение шума на 3дБ, уменьшение вибраций
	[22]		Снижение вибронагрузок на 60–95 %
	[23]	Стендовые испытания	Снижения шума на 7,4 дБ, уменьшение вибраций в пределах 20...100 %
	[24]	Численные исследования	Уменьшение вибраций на 78,5 %
	STAR [25]		Уменьшение вибраций в пределах 38...55 %
	[28, 29]		Уменьшения виброперегрузок на 85 %
Управление высокими гармониками	XV-15 [31]	Стендовые испытания, аэродинамическая труба	Снижение вибронагрузок на 50 %, шума взаимодействия лопасти с концевым вихрем на 12 дБ
	UH-60 [32]		Снижение вибраций на 70 %, шума взаимодействия лопасти с концевым вихрем на 6–12 дБ
	[9, 32]	Численные исследования	Снижение вибронагрузок основной гармоники в 5 раз, обертонов в 2 раза
	[33]		Возможность снижения вибрационной нагрузки на 65 %
Комбинированное управление (закрылком, жесткостью и поводком лопасти)	[34]	Стендовые испытания	Снижение колебаний сил на 60–85 %, уменьшение колебаний моментов на 26–92 %

Результат применения рассмотренных технологий снижения уровня вибраций и аэродинамического шума несущего винта напрямую зависит от реализуемых законов активного управления, что рассматривается в работах [33, 35–37]. Также необходимо решить задачи подбора материалов и оптимизации конструкций, реализующих активное управление, для обеспечения требуемой прочности и ресурса агрегата [38].

Таким образом, в настоящей работе рассмотрены методы управления лопастью несущего винта вертолета, обеспечивающие снижение уровня вибраций и акустического излучения, – активное управление закрылком, активное управление жесткостью и круткой лопасти, активное управление углом установки лопасти по высоким гармоникам. Все методы активного управления лопастями несущего винта вертолета демонстрируют высокий потенциал для практического внедрения. Вместе с тем наблюдаемый значительный разброс в эффективности того или иного метода управления указывает на недостаточную степень проработанности данного направления.

Существуют актуальные научно-технические задачи, связанные с выбором материалов, обеспечивающих заданный ресурс изделия, а также с выбором рационального закона управления, оптимизации конструктивных элементов, реализующих методы управления. Значительное количество научных публи-

каций по данной тематике подтверждает ее актуальность и свидетельствует о развитии исследований в этой области.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда и Академии наук Республики Татарстан по проекту № 25-29-20137, <https://rscf.ru/project/25-29-20137/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анализ рынка гражданских вертолетов по итогам 1 полугодия 2023 года / РУКОН АФК [Электронный ресурс]. URL: <https://afkrukon.ru/analitika/post-1635/?ysclid=mcfowid1bc796960768> (дата обращения: 10.06.2025).
2. Преобразуемый летательный аппарат вертикального взлета и посадки (варианты): пат. 2550589 Рос. Федерация, № 2014107512/11; заявл. 27.02.2014; опубл. 10.05.2015, Бюл. № 13.
3. Скоростной комбинированный вертолет (винтокрыл): пат. 168554 Рос. Федерация, № 2016139040; заявл. 4.10.2016; опубл. 8.02.2017, Бюл. № 4.
4. Jaenker P. et al. Piezo Active Vibration and Noise Control in Helicopters [Electronical Resource]. URL: https://icas.org/icas_archive/ICAS2008/PAPERS/842.PDF (дата обращения: 10.06.2025).
5. Zhou J., Dong L., Yang W. Hysteresis Compensation for a Piezoelectric Actuator of Active Helicopter Rotor Using Compound Control // Micromachines. 2021. Vol. 12. Iss. 11. Article № 1298.
6. Straub F.K. et al. Development and Whirl Tower Test of the SMART Active Flap Rotor [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/252834340_Development_and_whirl_tower_test_of_the_SMART_active_flap_rotor (дата обращения: 10.06.2025).
7. Анимитца В.А. и др. Анализ расчетно-экспериментальных исследований по системам индивидуального управления лопастями винта // Тр. МАИ [Электронный журнал]. 2016. № 85. URL: https://mai.ru/upload/iblock/5da/animitsa_borisov_kritskiy_mirgazov_rus.pdf?ysclid=mc0p1r8nf475247268 (дата обращения: 10.06.2025).
8. Dieterich O., Enenkl B., Roth D. Trailing Edge Flaps for Active Rotor Control Aeroelastic Characteristics of the ADASYS Rotorsystem [Electronical Resource]. URL: <https://dspace-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/5b49128a-cd33-4fe4-a4fa-506db6dfe247/content> (дата обращения: 10.06.2025).
9. Saito S. et al. Overview of the Novel Intelligent JAXA Active Rotor Program [Electronical Resource]. URL: https://rotorcrafterc.nasa.gov/Publications/files/NINJA-HeliJapan-H221027_Mod_851.pdf (дата обращения: 10.06.2025).
10. Straub F.K. et al. SMART Rotor Development and Wind Tunnel Test // Proc. of the 35th European Rotorcraft Forum, Sept. 22–25, 2009, Hamburg, Germany. P. 1–23.
11. Gu X. et al. A Study on Influence of Flapping Dynamic Characteristics on Vibration Control of Active Rotor with Trailing-Edge Flaps // Aerospace. 2023. Vol. 10. Iss. 9. Article № 776.
12. ЦАГИ продолжает исследования по снижению уровня вибраций винта вертолета [Электронный ресурс]. URL: <https://www.tsagi.ru/pressroom/news/6140/> (дата обращения: 10.06.2025).
13. В ЦАГИ исследовали демонстратор системы активного гашения вибраций [Электронный ресурс]. URL: <https://www.tsagi.ru/pressroom/archive/2022/5622/> (дата обращения: 10.06.2025).
14. Ученые ЦАГИ проводят экспериментальные исследования по отработке технологии гашения колебаний вертолетных лопастей [Электронный ресурс]. URL: <https://www.tsagi.ru/pressroom/news/4079/> (дата обращения: 10.06.2025).
15. Стейл П. и др. Моделирование обтекания колеблющегося профиля с аэроупругим закрылком // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 4. С. 55–61.
16. Стейл П. и др. Моделирование обтекания отсека лопасти с аэроупругим закрылком с одной степенью свободы // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 2. С. 54–59.
17. Zhang J. et al. Modeling on Actuation Behavior of Macro-Fiber Composite Laminated Structures Based on Sinusoidal Shear Deformation Theory // Applied Sciences. 2019. № 9. Article № 2893.
18. Da Costa D.G. Experimental Testing and Computational Simulation of Helicopter Blade Twist Actuation by Means of Piezoelectric Actuation [Electronical Resource]. URL: https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/844820067125694/GcD_ExtendedAbstract.pdf (дата обращения: 10.06.2025).
19. Бельский А.Б. и др. Инновационные подходы и технологии решения задачи управления жесткостью лопастей для реализации в перспективных винтокрылых летательных аппаратах // Инновации. 2023. № 2 (292). С. 3–9.
20. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhihs S. Active Twist of Model Rotor Blades with D-Spar Design // Transport. 2007. Vol. 22. № 1. P. 38–44.
21. Booth E.R., Wilbur M.L. Acoustic Aspects of Active Twist Rotor Control Test [Electronical Resource]. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20030015483/downloads/20030015483.pdf> (дата обращения: 10.06.2025).
22. Wilbur M.L. et al. Vibratory Loads Reduction Testing of the NASA/ARMY/MIT Active Twist Rotor // Journal of the American Helicopter Society. 2002. Vol. 47. № 2. P. 123–133.
23. Le Pape A., Lienard C., Bailly J. Active Flow Control for Helicopters [Electronical Resource]. URL: <https://hal.science/hal-01184480/document> (дата обращения: 10.06.2025).

24. *Sicim Mürüvvet Sinem, Ünlüsoy Levent.* Vibration Reduction in a Helicopter Using Active Twist Rotor Blade Method Incorporating Different Piezoelectric Fiber Components [Electronical Resource]. URL: <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2017-358.pdf> (дата обращения: 10.06.2025).
25. *Wall B.G. et al.* New Smart Twisting Active Rotor (STAR): Pretest Predictions // *CEAS Aeronautical Journal*. 2024. Vol. 15. P.721–750.
26. *Аношкин А.Н., Писарев П.В., Кунгурцева Е.Г.* Исследование влияния схемы армирования силовой оболочки управляемой композитной лопасти на собственные частоты и формы колебаний // *Физическая мезомеханика. Материалы с многоуровневой иерархически организованной структурой и интеллектуальные производственные технологии: Тез. междунар. конф. Томск: ТГУ, 2020. С. 613–614.*
27. *Barkanov E. et al.* Research of the Piezo Actuator Location Influence on the Twist Angle of a Model Helicopter Blade Made of Polymer Composite Materials // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2019. Vol. 551. Article № 012029.
28. *Крицкий Б.С., Миргазов Р.М., Лэ Ван Чунг.* Исследование влияния индивидуального управления по высоким гармоникам на виброперегрузки, вызванные силой тяги несущего винта вертолета // *Научный вестник МГТУ ГА*. 2016. № 6. С. 68–76.
29. *Анимитса В.А. и др.* Расчетные исследования виброперегрузок несущего винта, вызванных пульсацией силы тяги, на базе вихревой теории // *Тр. МАИ [Электронный журнал]*. 2016. № 87. URL: https://mai.ru/upload/iblock/426/animitsa_borisov_kritskiy_mirgazov_rus.pdf?ysclid=mc0porbqbu987427371 (дата обращения: 10.06.2025).
30. *Jacklin S.A. et al.* Full-Scale Wind Tunnel Tests of the McDonnell Douglas Five-Bladed Advanced Bearingless Rotor Performance, Stability, Loads, Control Power, Vibration and HHC Data // *Proceedings of the American Helicopter Society*, Jan. 19–21, 1994, San Francisco, USA. P. 4.3–4.3-17.
31. *Khanh Nguyen, Mark Betzina, Cahit Kitaplioglu.* Full-Scale Demonstration of Higher Harmonic Control for Noise and Vibration Reduction on the XV-15 Rotor [Electronical Resource]. URL: https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Nguyen_AHS2000.pdf (дата обращения: 10.06.2025).
32. *Jacklin S.A. et al.* Full-Scale Wind Tunnel Test of an Individual Blade Control System for a UH-60 Helicopter [Electronical Resource]. URL: https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Jacklin_AHSF02.pdf (дата обращения: 10.06.2025).
33. *Yang R. et al.* Reducing Helicopter Vibration Loads by Individual Blade Control with Genetic Algorithm // *Machines*. 2022. Vol. 10. Iss. 6. Article № 479.
34. *Gennaretti M. et al.* Helicopter Vibratory Loads Alleviation through Combined Action of Trailing-Edge Flap and Variable-Stiffness Devices // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2015. Iss. 1. Article № 485964.
35. *Lyu W.* Reducing Aerodynamic Vibration of Rigid Rotors with Retreating Side Active Control Avoidance // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2025. Vol. 38. Iss. 1. Article № 103186.
36. *Chen Y. et al.* Data-Driven Active Vibration Control for Helicopter with Trailing-Edge Flaps Using Adaptive Dynamic Programming // *Chinese Journal of Aeronautics*. Vol. 37. Iss. 6. 2024. P. 151–166.
37. *Steininger R., Barakos G.N.* Aeroelastic Fluid Dynamics Assessment of Performance and Vibration on Active Twisting Rotors // *Aerospace Science and Technology*. Vol. 151. 2024. Article № 109317.
38. *Жилев И.В. и др.* Оптимальный дизайн силового пьезоэлектрического привода отклоняемых закрылков активной лопасти вертолета // *Материалы 13-й Междунар. конф. по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли, г. Алушта, 6–13 сент. 2020. Москва: МАИ, 2020. С. 282–284.*

Поступила в редакцию 10.07.25

После доработки 31.07.25

Принята к публикации 11.08.25

A Review of Active Rotor Blade Control Methods for Helicopter Vibration Reduction

A.S. BATRAKOV, E.V. PISKUNOV, AND L.I. GARİPOVA

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

This paper analyzes the systems developed for controlling the blades of a helicopter main rotor: active control of trailing-edge flaps, active control of the blade stiffness and twist, and higher harmonic control by the blade incidence angle. The analysis reveals the high potential of these new systems, which can significantly reduce the vibrations and noise levels of a helicopter main rotor without compromising its aerodynamic efficiency.

Main rotor, helicopter, vibrations, aeroacoustics