УДК 629.7.035.62/.735.45 EDN: PFERJB

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИКИ КОНСТРУКЦИИ БЕСПИЛОТНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА ВЕРТОЛЕТНОГО ТИПА БВС ВТ-30Е

В.Г. Анцев ancev_vg@radar-mms.com
В.М. Битный-Шляхто v_bitny@radar-mms.com
С.Ю. Мензульский s_menz@mail.ru

АО «НПП «Радар ммс», Санкт-Петербург, Российская Федерация

Аннотация

Исследована динамика конструкции беспилотного воздушного судна вертолетного типа БВС ВТ-30Е, разработанного АО «НПП «Радар ммс». В ходе летных испытаний опытного образца беспилотного воздушного судна вертолетного типа с подвешенным под рамой фюзеляжа грузом массой 6 кг при взлете и посадке на ровную бетонную поверхность возникали существенные колебания конструкции. Для решения проблемы проведено конечно-элементное моделирование конструкции с помощью программного обеспечения *MSC.Nastran v2019*, по результатам которого аналитически рассчитаны параметры земного резонанса. Выявлено, что причиной колебаний является не земной резонанс, а совпадение частоты колебания корпуса опытного образца беспилотного воздушного судна вертолетного типа на арочном шасси с рабочей частотой вращения несущего винта. В целях недопущения колебаний при серийной эксплуатации необходимо увеличить диаметры и толщины стенок труб шасси. Показано, что динамическое поведение конструкции опытного образца беспилотного воздушного судна вертолетного типа значительно отличается от приведенных в классической литературе данных из-за существенного отличия удельных массо-геометрических характеристик от пилотируемых вертолетов. Точность расчетов подтверждена результатами частотных и повторных летных испытаний. Сочетание конечно-элементных и аналитических методов для решения задач динамики конструкции беспилотного воздушного судна вертолетного типа БВС ВТ-30Е позволило существенно снизить трудоемкость и время выполнения работ

Ключевые слова

Вертолет, земной резонанс, частотные испытания, конечно-элементное моделирование

Поступила 22.08.2025
Принята 25.12.2025
© Автор(ы), 2026

Введение. В процессе летных испытаний беспилотного воздушного судна (БВС) вертолетного типа ВТ-30Е выявлен опасный уровень вибраций при взлете и посадке на ровную бетонную поверхность. В качестве первоначальной гипотезы принято предположение о возникновении земного резонанса. Проверить данную гипотезу можно с помощью конечно-элементного моделирования динамики конструкции БВС ВТ-30Е, используя специальное программное обеспечение *MSC.Nastran v2019*.

Цель настоящей работы — исследование динамики конструкции БВС ВТ-30Е с помощью комбинации конечно-элементных и аналитических расчетных методов.

Материалы и методы. *Объект исследования* — БВС ВТ-30Е, разработанное в АО «НПП «Радар ммс» и предназначенное для мониторинга объектов транспортной, энергетической инфраструктуры, промышленных объектов, лесных хозяйств, экологического контроля, патрульно-охранных мероприятий и геофизической съемки. Применение БВС ВТ-30Е в горнодобывающем секторе позволяет решать задачи обеспечения безопасного движения беспилотных автомобилей, охраны периметра, а также вычисления объемов добычи горной массы, построения цифровой модели местности и предиктивной аналитики.

Беспилотное воздушное судно ВТ-30Е оборудовано электрическим двигателем с максимальной мощностью 10 кВт, имеет взлетную массу 30 кг (в том числе 7 кг полезной нагрузки), максимальную скорость 75 км/ч и длительность полета 90 мин. Диаметр несущего винта 2600 мм, длина летательного аппарата 3050 мм. Каркасная рама фюзеляжа и хвостовая балка изготовлены из полых углепластиковых стержней, арки и полозья шасси — из тонкостенных алюминиевых труб. Внешний вид БВС ВТ-30Е приведен на рис. 1.



Рис. 1. Беспилотное воздушное судно ВТ-30Е

Во время испытаний опытного образца БВС ВТ-30Е с подвешенным под рамой фюзеляжа грузом массой 6 кг при приземлении на ровную бетонную поверхность возникали колебания с амплитудой, недопустимой

при серийной эксплуатации. Вопросы динамики конструкции вертолетов подробно описаны в [1, 2], однако приведенные расчетно-аналитические методы крайне трудоемкие [3, 4] и требуют большого объема сопутствующих экспериментальных исследований [5]. Современные средства конечно-элементного моделирования удобные и наглядные [6, 7]. Существенным ограничением при их использовании является отсутствие специального инструментария, предназначенного для расчета динамики конструкции несущего винта вертолета с шарнирно закрепленными лопастями [8]. Решение данной проблемы стало возможным при применении специального программного обеспечения *MSC.Nastran* и создании конечно-элементных моделей фюзеляжа и лопастей БВС ВТ-30Е для расчета жесткостей и собственных частот колебаний данных элементов конструкции. При этом итоговое решение задачи земного резонанса проводилось аналитическим методом по методике [1].

Приведенная на рис. 2 конечно-элементная модель фюзеляжа БВС ВТ-30Е разработана по данным электронно-геометрического моделирования и габаритно-массовой сводки. Двигатель, привод и контроллер смоделированы трехмерными конечными элементами Tet4. Двигатель соединен с каркасом и силовой рамой с помощью одномерных bush-элементов. Двигатель и привод жестко связаны с приводными валами, которые смоделированы одномерными конечными элементами типа BEAM с цилиндрическим сплошным сечением. Пластина крепления контроллера смоделирована двумерными пластинчатыми конечными элементами первого порядка и жестко соединена с контроллером и каркасом. Опорные пластины приводных валов смоделированы двумерными пластинчатыми конечными элементами первого порядка Quad4. Между собой они также соединены конечными BEAM-элементами цилиндрического тонкостенного и квадратного сплошного сечения, моделирующими силовые стержни. Пластины с каркасом соединены с помощью одномерных bush-элементов. Аккумулятор смоделирован трехмерными конечными элементами типа Tet4 и соединен с каркасом шестимерными bush-элементами.

Согласно [9], к балочным конечным элементам, имитирующим полозья шасси, приложены ограничения на перемещения по вертикальной оси.

Для расчета упруго-массовых и динамических характеристик лопастей несущего винта БВС ВТ-30Е построена отдельная конечно-элементная модель. Лопасти смоделированы переменными по толщине конечными элементами первого порядка Quad4. Конечно-элементная модель лопасти несущего винта БВС ВТ-30Е приведена на рис. 3.



Рис. 2. Конечно-элементная модель фюзеляжа БВС ВТ-30Е

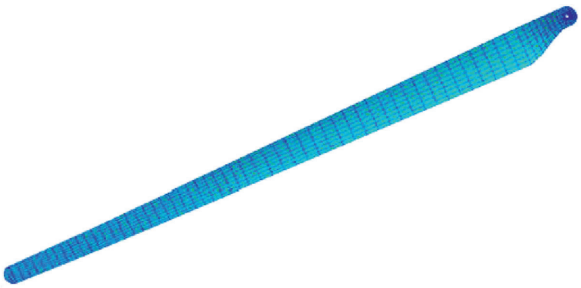


Рис. 3. Конечно-элементная модель лопасти несущего винта БВС ВТ-30Е

В целях валидации конечно-элементной модели фюзеляжа и лопастей БВС ВТ-30Е проведены экспериментальные исследования [10] по определению собственных частот колебания конструкции. При этом использован широко распространенный в практических приложениях метод ударного воздействия. Выбор такого метода рекомендован для сложных динамических механических систем, испытания которых необходимо провести в течение короткого отрезка времени в условиях, приближенных к реальным условиям эксплуатации объекта [11–13].

Виброускорения регистрировали с помощью системы анализа вибраций ВС-311В тремя однокомпонентными датчиками 352С22 и одним однокомпонентным датчиком АР2038-100. Проведено более 150 экспериментов с изменением точек установки датчиков и приложения ударного воздействия.

Сравнение расчетных и экспериментальных значений собственных частот колебаний лопасти и фюзеляжа БВС ВТ-30Е приведено в таблице.

Расчет погрешности конечно-элементной модели выполнен по формуле из [14]:

$$\overline{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \frac{x_э - x_р}{x_э},$$

где $\overline{x}$ — значение среднего отклонения; n — число валидируемых точек; $x_э$ — экспериментально измеренная линейная деформация; $x_р$ — расчетная линейная деформация. По результатам расчетов $\overline{x}$ = 8,5 %. Полученная погрешность расчетных значений относительно экспериментальных данных достаточна для проведения дальнейших исследований динамики конструкции БВС ВТ-30Е. Меньшая погрешность может быть получена при повышении разрешающей способности системы анализа вибраций ВС-311В от 0,1 ± 0,02 Гц до 1 ± 0,1 Гц [15, 16].

Сравнение расчетных и экспериментальных значений собственных частот колебаний лопасти и фюзеляжа БВС ВТ-30Е

Форма колебания	Значение собственной частоты колебания, Гц	
	расчетное	экспериментальное
Лопасть (свободные колебания)		
Изгибная:		
1-я вертикальная	4,35	4
1-я горизонтальная	18,85	19
2-я вертикальная	25,92	24
Фюзеляж (выставлен на твердой поверхности)		
Изгибная хвостовой балки:		
1-я вертикальная	2,65	3
1-я горизонтальная	7,36	7
Изгибная на арке шасси:		
передней	8,84	7
задней	18,26	19
1-я крутильная:		
хвостовой балки	18,60	–
фюзеляжа	27,41	26
Изгибная хвостовой балки:		
2-я горизонтальная	35,34	32
2-я вертикальная	36,81	35

Результаты и их обсуждение. В процессе летных испытаний при приземлении с грузом массой 6 кг на бетонную поверхность на верхней пластине корпуса БВС ВТ-30Е вблизи втулки несущего винта установлен трехкомпонентный датчик вибраций. Результаты измерений датчика — АЧХ резонансного процесса по осям X, Y, Z — приведены на рис. 4.

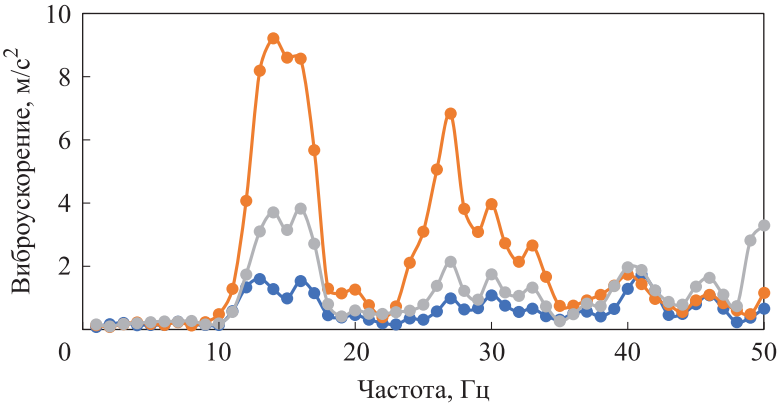


Рис. 4. Амплитудно-частотные характеристики резонансного процесса по осям X, Y, Z:
— поперечная; — вертикальная; — продольная

Поиск причин опасного уровня вибраций БВС ВТ-30Е проведен по двум направлениям.

1. Земной резонанс БВС ВТ-30Е.

2. Совпадение частоты собственных колебаний конструкции с частотой вращения несущего винта (1000 мин$^{-1}$ или 16,67 Гц) БВС ВТ-30Е с грузом массой 6 кг.

Критерием безопасности выбрана отстройка собственных частот колебаний от частот возбуждающей нагрузки более 4 %.

Согласно [1], частота колебаний лопасти при шарнирном закреплении и возможном возникновении земного резонанса вычисляется по формуле

$$\omega_{кр} = \frac{p_0}{1-\nu_0}.$$

Здесь p_0 — собственная частота колебаний лопасти при шарнирном закреплении;

$$\nu_0 = \sqrt{\frac{l_{в.ш} S_{в.ш}}{I_{в.ш}}}$$

— безразмерный параметр лопасти, где $l_{в.ш}$ — расстояние от оси вращения несущего винта до вертикального шарнира лопасти; $S_{в.ш}$ — статический момент инерции лопасти относительно вертикального шарнира; $I_{в.ш}$ — момент инерции лопасти относительно вертикального шарнира.

Для лопасти несущего винта БВС ВТ-30Е $l_{в.ш}$ = 91,5 мм; $S_{в.ш}$ = = 0,359 кг · м; $I_{в.ш}$ = 0,306 кг · м^2. Таким образом, при характерных

для полноразмерных вертолетов [1] значениях ν_0 = 0,25–0,3 для лопасти БВС ВТ-30Е ν_0 = 0,327.

По результатам расчета конечно-элементной модели первые три ненулевые частоты шарнирно закрепленной лопасти несущего винта БВС ВТ-30Е имеют значения 19,76, 60,78 и 105,57 Гц. Таким образом, при рабочей частоте вращения несущего винта 1000 мин$^{-1}$ первые три резонансных частоты имеют значения 29,36, 90,31 и 156,87 Гц. Согласно приведенным на рис. 5 данным, в опасном диапазоне 29,36 ± 1,17 Гц собственных частот колебаний конструкции летательного аппарата БВС ВТ-30Е не выявлено.

Для проработки гипотезы о совпадении частоты собственных колебаний конструкции с частотой вращения несущего винта БВС ВТ-30Е с грузом массой 6 кг (см. рис. 2) конечно-элементная модель доработана путем добавления в нее кронштейна-переходника и точечной массы, имитирующей сосредоточенную полезную нагрузку. В результате расчета собственных частот определено, что собственная частота колебаний по приведенной на рис. 5 восьмой форме (изгибные колебания корпуса на задней арке шасси) составляет 16,35 Гц и находится в пределах опасного диапазона 16,67 ± 0,67 Гц, совпадающего с частотой вращения несущего винта.

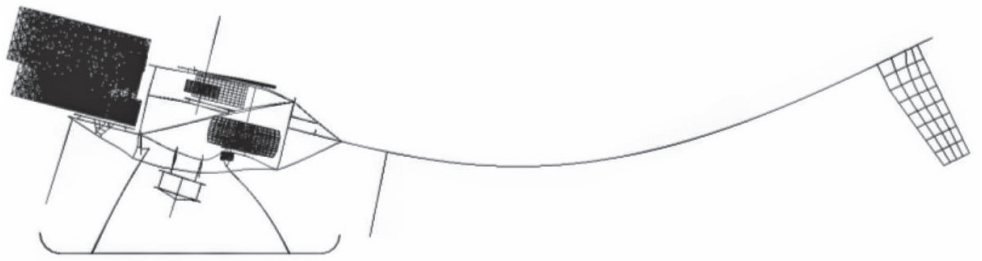


Рис. 5. Расчетная форма изгибных колебаний корпуса БВС ВТ-30Е на задней арке шасси

Установлено, что причиной опасного уровня вибраций при летных испытаниях БВС ВТ-30Е стало изменение при подвеске груза массой 6 кг собственной частоты вертикальных изгибных колебаний корпуса на задней арке шасси от 18,26 до 16,35 Гц и совпадение данной частоты с частотой вращения несущего винта.

По результатам анализа частот предложено [17, 18] четыре варианта доработки конструкции шасси БВС ВТ-30Е.

1. Заливка внутренних полостей труб шасси эпоксидной пеной.
2. Добавление в конструкцию шасси поперечных балок.
3. Уменьшение высоты шасси.
4. Увеличение толщины стенок труб шасси.

Расчетные исследования показали, что из-за низкой плотности и жесткости эпоксидной пены ее применение не влияет на динамику конструкции БВС ВТ-30Е. Добавление в конструкцию шасси поперечных балок [19] и уменьшение его высоты [20] не были приняты в связи с ограничениями по компоновке полезной нагрузки. Соответственно, базовым вариантом доработки принят вариант с увеличенной толщиной стенок труб шасси.

Результаты расчетных исследований изменения восьмой собственной формы колебаний корпуса БВС ВТ-30Е для различных масс полезной нагрузки, диаметров и толщин стенок алюминиевых труб шасси приведены на рис. 6.

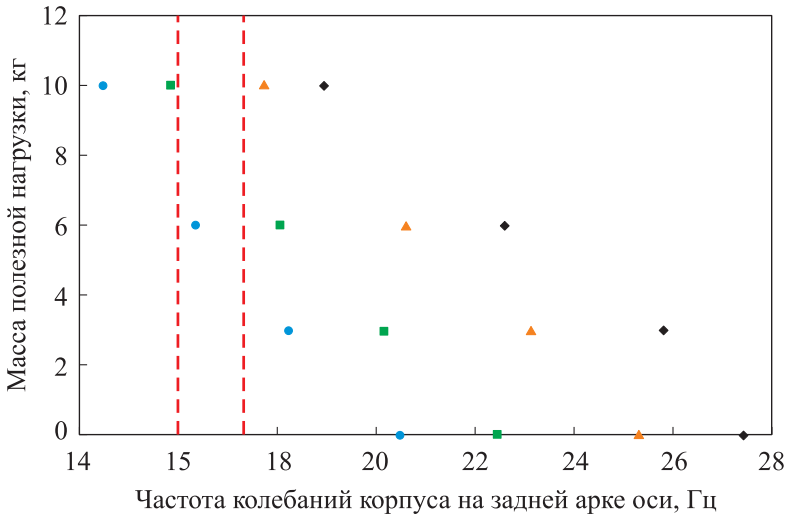


Рис. 6. Результаты расчетных исследований изменения восьмой собственной формы колебаний корпуса БВС ВТ-30Е для различных масс полезной нагрузки, диаметров и толщин стенок алюминиевых труб шасси:
20 × 1 мм (●, исходная); 20 × 2 мм (■); 22 × 3 мм (▲); 25 × 3 мм (◆);
– – — граница опасного диапазона

Следовательно, проблемы с возникновением вибраций при взлете и посадке БВС ВТ-30Е могут быть исключены при увеличении диаметра труб шасси до 22 мм и толщины их стенки до 3 мм, что приведет к увеличению взлетной массы на 0,26 кг.

Выводы. Согласно результатам проведенных расчетов, причиной высокого уровня вибраций в процессе летных испытаний БВС ВТ-30Е является изменение собственной частоты вертикальных изгибных колебаний его корпуса от 18,26 до 16,35 Гц при подвеске груза массой 6 кг и ее совпадение с частотой вращения несущего винта (16,67 Гц) с точностью, достаточной для возникновения резонансных явлений (< 4 %).

Решением проблемы при значениях суммарной массы дополнительных сосредоточенных грузов от 0 до 7 кг является увеличение диаметров и толщин стенок труб шасси.

Сочетание конечно-элементных и аналитических методов для решения задач динамики конструкции БВС вертолетного типа позволяет существенно уменьшить трудоемкость и время выполнения работ.

Показатели динамического поведения конструкции БВС вертолетного типа значительно отличаются от приведенных в [1, 2] данных ввиду существенного отличия удельных массогеометрических параметров БВС от пилотируемых вертолетов.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование. М., Машиностроение, 1967.

[2] Братухин И.П. Автожиры. Теория и расчет. М., ГОСМАШМЕТИЗДАТ, 1934.

[3] Юрьев Б.Н. Импульсная теория воздушных винтов. М., Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1948.

[4] Глауэрт Г. Основы теории крыльев и винта. Ленинград, ГНТИ, 1931.

[5] Пейн П.Р. Динамика и аэродинамика вертолета. М., Оборонгиз, 1963.

[6] Аверьянов И.О. Исследование нагруженности и прочности лопасти несущего винта вертолета на маневренных и неустановившихся режимах. Дис. ... канд. техн. наук. М., МАТИ, 2012.

[7] Лысенков А.В., Павлик С.В. Разработка методологии расчета аэродинамических характеристик воздушных винтов. *Труды МФТИ*, 2013, т. 5, № 3, с. 174–187. EDN: QIXKGL

[8] Коломенский Д.С. Методы расчета аэродинамических характеристик несущих винтов скоростных и маневренных вертолетов. Автореф. дис. ... канд. техн. наук. М., МАИ, 2005.

[9] Анищенко Г.А., Молин К.Е. Решение задач динамики вертолета методом конечных элементов с использованием программного комплекса *MSC.Nastran*. *Труды МАИ*, 2011, № 45. EDN: NYFRWX

[10] Дудник В.В. Измерение вибрационных параметров экспериментального сверхлегкого вертолета соосной схемы. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2011, № 173, с. 161–167. EDN: OYRFBD

[11] Андронов А.А., Витт А.А., Хайкин С.Э. Теория колебаний. М., ФИЗМАТГИЗ, 1959.

[12] Пановко Я.Г. Основы прикладной теории упругих колебаний. М., МАШГИЗ, 1957.

[13] Dudkowski D., Jafari S., Kapitaniak N., et al. Hidden attractors in dynamical systems. *Phys. Rep*., 2016, vol. 637, pp. 1–50. DOI: https://doi.org/10.1016/j.physrep.2016.05.002

[14] Богоявленский А.А. Анализ процедур обеспечения достоверности средств и методов измерения вибрации в процессах поддержания летной годности воздушных судов. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2017, № 1, с. 78–87. EDN: XYGDNZ

[15] Болотин В.В. Неконсервативные задачи теории упругой устойчивости. М., ФИЗМАТГИЗ, 1961.

[16] Chechurin L., Chechurin S. Physical fundamentals of oscillations. Cham, Springer, 2017. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-319-75154-2

[17] Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М., Машиностроение, 1977.

[18] Володко А.М. Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика. М., Транспорт, 1984.

[19] Грищенко Н.А., Сидельников С.Б., Губанов И.Ю. Механические свойства алюминиевых сплавов. М., Инфра-М, 2023.

[20] Моисеев В.С., Моисеева Л.Т. Методы предварительного проектирования беспилотных вертолетов. Казань, Школа, 2022.

Анцев Василий Георгиевич — директор НПК беспилотных авиационных и морских систем АО «НПП «Радар ммс» (Российская Федерация, 197375, Санкт-Петербург, ул. Новосельковская, д. 37, лит. А).

Битный-Шляхто Виктор Михайлович — начальник отдела комплексного проектирования НПК беспилотных авиационных и морских систем АО «НПП «Радар ммс» (Российская Федерация, 197375, Санкт-Петербург, ул. Новосельковская, д. 37, лит. А).

Мензульский Сергей Юрьевич — канд. техн. наук, ведущий инженер-конструктор НПК беспилотных авиационных и морских систем АО «НПП «Радар ммс» (Российская Федерация, 197375, Санкт-Петербург, ул. Новосельковская, д. 37, лит. А).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Анцев В.Г., Битный-Шляхто В.М., Мензульский С.Ю. Расчетно-экспериментальные исследования динамики конструкции беспилотного воздушного судна вертолетного типа БВС ВТ-30Е. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2026, № 3 (158), с. 4–16. EDN: PFERJB

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE DYNAMICS OF THE DESIGN OF THE BVS VT-30E UNMANNED HELICOPTER-TYPE AIRCRAFT

V.G. Antsev ancev_vg@radar-mms.com
V.M. Bitny-Shlyakhto v_bitny@radar-mms.com
S.Yu. Menzulskiy s_menz@mail.ru

JSC "NPP "Radar mms", St. Petersburg, Russian Federation

Abstract

The article investigates the structural dynamics of the BVS VT-30E unmanned helicopter-type aircraft, designed by JSC "NPP "Radar mms". During flight tests of a prototype of an unmanned helicopter-type aircraft with a 6 kg load suspended under the fuselage frame, significant structural vibrations occurred during takeoff and landing on a flat concrete surface. To solve this problem, finite element modeling of the structure was performed in the *MSC.Nastran* system, and the parameters of ground resonance were calculated analytically. The reason for the vibrations is not the earth's resonance, but the coincidence of the vibration frequency of the prototype unmanned helicopter-type aircraft on the arched chassis with the operating frequency of the main rotor. In order to prevent vibrations during mass production, it is necessary to increase the diameters and wall thicknesses of the chassis tubes. It is shown that the dynamic behavior of the prototype unmanned helicopter-type aircraft significantly differs from the data presented in the classical literature due to the significant difference in specific mass-geometric characteristics compared to manned helicopters. The accuracy of the calculations is confirmed by the results of frequency and repeated flight tests. The combination of finite element and analytical methods for solving the dynamics of the BVS VT-30E unmanned helicopter-type aircraft has significantly reduced the complexity and time of the work

Keywords

Helicopter, ground resonance, frequency testing, finite element modeling

Received 22.08.2025
Accepted 25.12.2025
© Author(s), 2026

REFERENCES

[1] Mil M.L., Nekrasov A.V., Braverman A.S., et al. Vertolety. Raschet i proektirovanie [Helicopters. Calculation and design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1967.

[2] Bratukhin I.P. Avtozhiry. Teoriya i raschet [Autogyros. Theory and calculation]. Moscow, GOSMASHMETIZDAT Publ., 1934.

[3] Yuryev B.N. Impulsnaya teoriya vozdushnykh vintov [The impulse theory of propellers]. Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo Publ., 1948.

[4] Glauert H. The elements of aerofoil and airscrew theory. Farnborough, 1926.

[5] Payne P.R. Helicopter dynamics and aerodynamics. The Macmillan Company, 1959.

[6] Averyanov I.O. Issledovanie nagruzhennosti i prochnosti lopasti nesushchego vinta vertoleta na manevrennykh i neustanovivshikhsya rezhimakh. Dis. kand. tekh. nauk [Investigation of the loading and strength of the rotor blade of a helicopter in maneuverable and unsteady modes. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Moscow, MATI, 2012 (in Russ.).

[7] Lysenkov A.V., Pavlik S.V. Development of a methodology for calculating the aerodynamic characteristics of propellers. *Trudy MFTI* [Proceedings of MIPT], 2013, vol. 5, no. 3, pp. 174–187 (in Russ.). EDN: QIXKGL

[8] Kolomenskiy D.S. Metody rascheta aerodinamicheskikh kharakteristik nesushchikh vintov skorostnykh i manevrennykh vertoletov. Avtoref. dis. kand. tekh. nauk [Methods for calculating the aerodynamic characteristics of rotors of high-speed and maneuverable helicopters. Abs. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Moscow, MAI, 2005 (in Russ.).

[9] Anishchenko G.A., Molin K.E. Problem-solving of helicopter dynamics by finite elements method using software package *MSC.Nastran*. *Trudy MAI*, 2011, no. 45 (in Russ.). EDN: NYFRWX

[10] Dudnik V.V. Measurements of vibration data of experimental ultralight coaxial helicopter measurements of vibration data of experimental ultralight coaxial helicopter. *Nauchnyy vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies], 2011, no. 173, pp. 161–167 (in Russ.). EDN: OYRFBD

[11] Andronov A.A., Vitt A.A., Khaykin S.E. Teoriya kolebaniy [Theory of oscillations]. Moscow, FIZMATGIZ Publ., 1959.

[12] Panovko Ya.G. Osnovy prikladnoy teorii uprugikh kolebaniy [Fundamentals of the applied theory of elastic vibrations]. Moscow, MASHGIZ Publ., 1957.

[13] Dudkowski D., Jafari S., Kapitaniak N., et al. Hidden attractors in dynamical systems. *Phys. Rep*., 2016, vol. 637, pp. 1–50. DOI: https://doi.org/10.1016/j.physrep.2016.05.002

[14] Bogoyavlenskiy A.A. Analysis of methods providing accuracy for tools and techniques vibration measurement in the process of maintaining airworthiness of aircraft. *Nauchnyy vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies], 2017, no. 1, pp. 78–87 (in Russ.). EDN: XYGDNZ

[15] Bolotin V.V. Nekonservativnye zadachi teorii uprugoy ustoychivosti [Nonconservative problems of the theory of elastic stability]. Moscow, FIZMATGIZ Publ., 1961.

[16] Chechurin L., Chechurin S. Physical fundamentals of oscillations. Cham, Springer, 2017. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-319-75154-2

[17] Vildgrube L.S. Vertolety. Raschet integralnykh aerodinamicheskikh kharakteristik i letno-tekhnicheskikh dannykh [Helicopter. Calculation of integral aerodynamic characteristics and flight technical data]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977.

[18] Volodko A.M. Osnovy letnoy ekspluatatsii vertoletov. Aerodinamika [Fundamentals of flight operation of helicopters. Aerodynamics]. Moscow, Transport Publ., 1984.

[19] Grishchenko N.A., Sidelnikov S.B., Gubanov I.Yu. Mekhanicheskie svoystva alyuminievykh splavov [Mechanical properties of aluminum alloys]. Moscow, Infra-M Publ., 2023.

[20] Moiseev V.S., Moiseeva. L.T. Metody predvaritelnogo proektirovaniya bespilotnykh vertoletov [Methods of preliminary design of unmanned helicopters]. Kazan, Shkola Publ., 2022.

Antsev V.G. — Director of the Scientific and Production Complex for Unmanned Aircraft and Marine Systems, JSC "NPP "Radar mms" (Novoselkovskaya ul. 37, lit. A, St. Petersburg, 197375 Russian Federation).

Bitny-Shlyakhto V.M. — Head of the Integrated Design Department, Scientific and Production Complex for Unmanned Aircraft and Marine Systems, JSC "NPP "Radar mms" (Novoselkovskaya ul. 37, lit. A, St. Petersburg, 197375 Russian Federation).

Menzulskiy S.Yu. — Cand. Sc. (Eng.), Leading Design Engineer, Scientific and Production Complex for Unmanned Aircraft and Marine Systems, JSC "NPP "Radar mms" (Novoselkovskaya ul. 37, lit. A, St. Petersburg, 197375 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Antsev V.G., Bitny-Shlyakhto V.M., Menzulskiy S.Yu. Computational and experimental investigation of the dynamics of the design of the BVS VT-30E unmanned helicopter-type aircraft. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2026, no. 3 (158), pp. 4–16 (in Russ.). EDN: PFERJB