

Научная статья
УДК 629.735.45
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187578>
EDN: <https://www.elibrary.ru/HTIUNE>



Анализ влияния упругости конструкции крепления системы аварийного приводнения вертолета на параметры процесса приводнения

Лариса Геннадьевна Гонцова^{1✉}, Дмитрий Валерьевич Неделько², Айрат Фанилевич Сафиуллин³

^{1, 2} Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, Московская область, Российская Федерация

³ Казанский вертолетный завод, Казань, Российская Федерация

¹ lg1617@mail.ru✉

Аннотация. Представлены результаты расчетных исследований по определению параметров приводнения вертолета, проведенных с применением метода конечных объемов. К параметрам приводнения отнесены значения действующих нагрузок и параметры работоемкости системы аварийного приводнения вертолета. Исследовано влияние упругих свойств конструкции крепления системы аварийного приводнения на параметры приводнения вертолета.

Ключевые слова: аварийное приводнение вертолета, метод конечных объемов, упругие баллонеты, жесткие баллонеты, метод конечных элементов

Для цитирования: Гонцова Л.Г., Неделько Д.В., Сафиуллин А.Ф. Анализ влияния упругости конструкции крепления системы аварийного приводнения вертолета на параметры процесса приводнения // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 67-74. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187578>

Original article

Analysis of the Helicopter Emergency Ditching System Attachment Elasticity Effect on the Ditching Process Parameters

Larisa G. Gontsova^{1✉}, Dmitrii V. Nedel'ko², Airat F. Safiullin³

^{1, 2} Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russian Federation

³ Kazan Helicopter Plant, Kazan, Russian Federation

¹ lg1617@mail.ru✉

Abstract

A helicopter emergency ditching is an event requiring thorough analysis and preparation. To enhance rescue operations safety and effectiveness, detailed studies of the helicopter-water surface contact dynamics are essential.

This article examines the of finite element analysis application to this process modeling, with emphasis on the effect of elastic properties of the emergency ditching system ballonets.

The authors consider the possibility of creating a combined model incorporating both finite volume method for simulating a two-media (air-water) problem and finite element method for attachment modeling of the emergency ditching system structure to the helicopter fuselage. The study examines a helicopter with two cylindrical emergency ditching system ballonets.

For the ditching full-fledged analysis the helicopter model was integrated into the water pool model discretized into the Euler volumetric elements. This approach allows accurate accounting for the water hydrodynamic effect on the helicopter.

Two models were developed to study the emergency ditching system elements impact on the ditching dynamics:

1. A model with rigidly mounted rigid ballonets. In this model, the balloons were considered as completely rigid bodies, incapable of deformation or rotation around their attachment points under the impact of hydrodynamic forces. This simplified model allows evaluating the impact of the other factors, but does not account for the actual behavior of elastic balloons.

2. A model with elastic mounting of elastic balloons. This model is much more realistic. The ballonets are being modeled as elastic elements capable of deformation (compression) and rotation around their attachment points under the impact of hydrodynamic loads. The pressure inside the ballonets is being accounted for in the model as well, which affects their rigidity and deformation upon contact with water. This model allows for a more accurate evaluation of the emergency ditching system behavior while a ditching.

The overloads analysis demonstrates that with the elastic ballonets elastic mounting, the overload is slightly higher than that for the rigid ballonets with rigid mounting. However, in the case of the elastic mounting, only one overload peak was being observed, while in the case of rigid mounting, two peaks were recorded. This difference is stipulated by the ditching dynamics of both options. With the first option, an initial peak in g-force is being observed when the rigid ballonets touch the water, and a second peak occurs during their further submersion and the fuselage impact with the water surface. With the second option, due to the mountings and the ballonets themselves elasticity, they rotate around the connection axis upon entering the water, preventing the impact of the balloons on the water, as occurs in the first option. However, after the elastic balloons interaction with the liquid, the velocity keeps on increasing, and the peak g-force occurs upon the fuselage impact with the water. This explains the higher g-force in the option with elastic mounting of the elastic ballonets.

It was found that the simulation results obtained by the model with the elastic mounting of the elastic ballonets are more accurate and allow for the design optimization of the emergency ditching system to enhance safety of the crew and passengers in the emergencies. Further research efforts may be directed at refining the material models, with account for the effect of waves and other factors that increase the simulation realism.

Keywords: helicopter emergency ditching, finite volume method, elastic ballonets, rigid ballonettes, finite element method

For citation: Gontsova L. G., Nedel'ko D.V., Safiullin A.F. Analysis of the Helicopter Emergency Ditching System Attachment Elasticity Effect on the Ditching Process Parameters. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1):67-74. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187578>

List of Figures

Fig. 1. Helicopter with ballonets of the emergency ditching system

Fig. 2. General view of the finite element model

Fig. 3. Model of the helicopter with the emergency ditching system

Fig. 4. Visualization of the vertical immersion into the water of the helicopter equipped with the emergency ditching system

Fig. 5. Overloads $n_y(t)$ and displacements $h(t)$ in the model center of gravity

Fig. 6. Dependencies $h(t)$ and $V(t)$ in the helicopter center of gravity

Fig. 7. Absorbed energy A_{abs} for the options with rigid and elastic ballonets

Fig. 8. Changing energy of the system

Введение

Аварийное приводнение вертолета — событие, требующее тщательного анализа и подготовки. Для повышения безопасности и эффективности спасательных операций необходимы детальные исследования динамики контакта вертолета с водной поверхностью. В статье рассматривается применение метода конечно-элементного анализа для моделирования данного процесса, основное внимание уделено влиянию упругих свойств баллонетов системы аварийного приводнения (АПВ).

Работа является продолжением ранее выполненных исследований [1–3], посвященных изучению процесса вынужденного приводнения вертолета. В статье [4] представлены результаты исследования возможности применения метода конечных объемов для решения задач гидродинамики вертолетов в случае аварийного приводнения. В настоящей работе, продолжающей эту тему, рассматривается возможность создания комбинированной модели, включающей как метод конечных объемов для моделирования двусредной задачи (воздух–вода), так и метод конечных элементов для моделирования конструкции крепления системы аварийного приводнения к фюзеляжу вертолета. Объектом исследования является вертолет с двумя цилиндрическими баллонетами системы аварийного приводнения (рис. 1).



Рис. 1. Вертолет с АПВ

Основой исследования послужила работа [4], на базе которой была создана конечно-элементная модель вертолета, оснащенного цилиндрическими баллонетами АПВ. На рис. 2 показан общий вид модели в двух проекциях, демонстрирующий геометрию вертолета и расположение баллонетов.

Однако для полноценного анализа процесса приводнения необходимо учесть взаимодействие вертолета с водной средой. Поэтому, как показано на рис. 3, модель вертолета была интегрирована в модель бассейна воды, дискретизированного на объемные эйлеровы элементы. Такой подход позволяет учитывать гидродинамическое воздействие

воды на вертолет.

Для изучения влияния упругости элементов АПВ на динамику приводнения, были созданы две модели:

1. Модель с жестким креплением жестких баллонетов. В этой модели баллонеты рассматривались как абсолютно жесткие тела, не способные к деформации или вращению вокруг точек крепления под действием гидродинамических сил. Это упрощенная модель, позволяющая оценить влияние других факторов, но не учитывающая реальное поведение упругих баллонетов.

2. Модель с упругим креплением упругих баллонетов. Эта модель более реалистична. Баллонеты моделируются как упругие элементы, способные к деформации (сжатию) и вращению вокруг точек крепления под воздействием гидродинамических нагрузок. Давление внутри баллонетов также учитывается в модели, поскольку оно влияет на их жесткость и деформацию при контакте с водой. Эта модель позволяет более точно оценить поведение

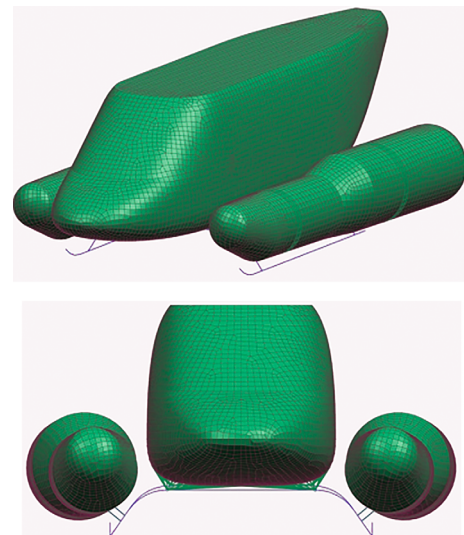


Рис. 2. Общий вид конечно-элементной модели

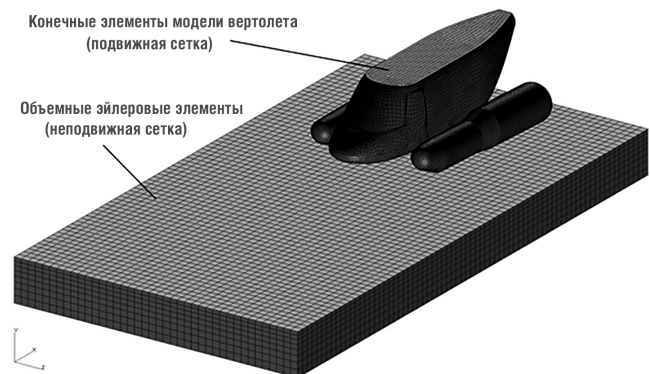


Рис. 3. Модель вертолета с системой аварийного приводнения

АПВ во время приводнения.

Посадка на водную поверхность самолетов и вертолетов условно разделяется на четыре части [13]: заход на посадку, момент удара, собственно сама посадка и дальнейшее плавание (дрейфование).

Изучению данного процесса посвящено множество работ, в которых описываются разные подходы к решению задач ударного входа тела в воду [14–20, 22].

Использованные методы исследования

Для моделирования процесса приводнения используются численные методы, которые бывают двух типов:

– сеточные, такие как метод конечных элементов [6], метод ALE [7], CFD [8], метод движущейся сетки [9], XFEM [10];

– бессеточные, такие как SPH [11], EFG [12] и т. д.

В данной работе для численного моделирования использовался программный пакет MSC.Dytran, основанный на сопряженном решении уравнений Лагранжа и Эйлера. Это мощный инструмент, сочетающий в себе преимущества обоих подходов. Решатель Лагранжа использует конечно-элементную технологию, в которой конструкция вертолета и баллонеты представляются в виде совокупности конечных элементов, связанных общими узлами. Лагранжева сетка «следует» за деформируемым объектом, что позволяет точно отслеживать его перемещения и деформации. Решатель Эйлера используется для моделирования бассейна воды, представленного эйлеровой сеткой. Эйлерова сетка фиксирована в пространстве, и через нее «протекает» жидкость. Совместная работа решателей Лагранжа и Эйлера позволяет точно смоделировать взаимодействие деформируемого твердого тела (вертолет с баллонетами) с жидкой средой (вода). MSC.Dytran предоставляет широкий выбор моделей материалов и алгоритмов для описания различных состояний жидкости и газа, включая эффективный алгоритм связывания лагранжевой и эйлеровой сеток. Это дает возможность получить высокоточные результаты, учитывающие сложную гидродинамику процесса приводнения.

Полученные результаты моделирования

Визуализация процесса посадки вертолета с эластичными креплениями баллонетов представлена на рис. 4, а. Как демонстрирует изображение, вначале происходит контакт упругих баллонетов с водной поверхностью. Под воздействием гидродинамических сил они начинают вращаться вокруг своих точек крепления, одновременно испытывая деформацию. В дальнейшем, в процессе вращения,

баллонеты прижимаются к фюзеляжу до тех пор, пока сила, приводящая к их вращению и сжатию, не станет равной внутренним упругим силам баллонетов. После обжатия и поворота баллонетов происходит касание фюзеляжа о воду, дальнейшее погружение вертолета замедляется и происходит всплытие. При этом баллонеты частично восстанавливают положение, в котором находились до погружения в воду [21].

На рис. 5 представлены перегрузки пу в центре тяжести для двух рассматриваемых вариантов. Анализ этих перегрузок показывает, что в случае упругого крепления упругих баллонетов перегрузка $n_{y, \text{упр}}$ несколько превышает аналогичный показатель $n_{y, \text{жест}}$ для жесткого крепления жестких баллонетов. Однако в варианте с упругим креплением наблюдается всего один пик перегрузки ($n_{y, \text{упр}1}$ на рис. 5), тогда как в варианте с жестким креплением зафиксировано два пика ($n_{y, \text{жест}1}$ и на $n_{y, \text{жест}2}$ на рис. 5). Данная разница обусловлена динамикой приводнения. В первом варианте наблюдается первичный пик перегрузки $n_{y, \text{жест}2}$ в момент, когда жесткие баллонеты касаются воды, а второй пик $n_{y, \text{жест}2}$ возникает при дальнейшем их погружении и столкновении фюзеляжа с водной поверхностью. Во втором варианте, благодаря упругости креплений и самих баллонетов, при их входе в воду происходит вращение вокруг оси соединения, что предотвращает ударное взаимодействие баллонетов с водой, как это имеет место в первом

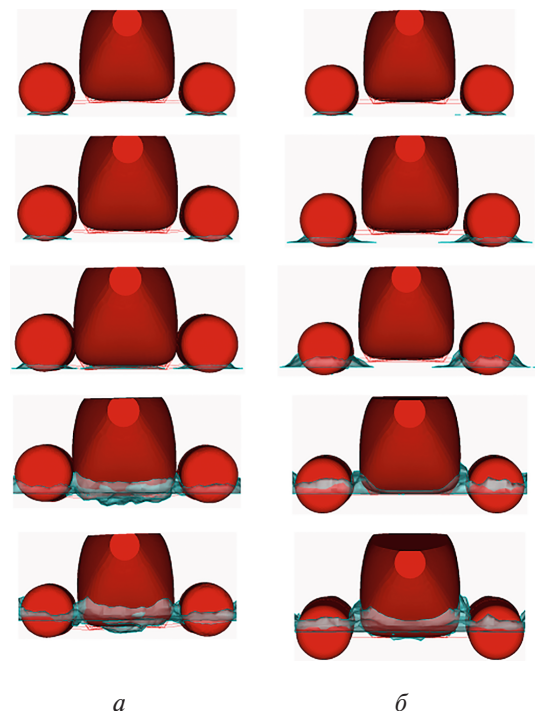


Рис. 4. Визуализация вертикального погружения в воду вертолета с системой аварийного приводнения: а – с учетом упругости; б – без учета упругости

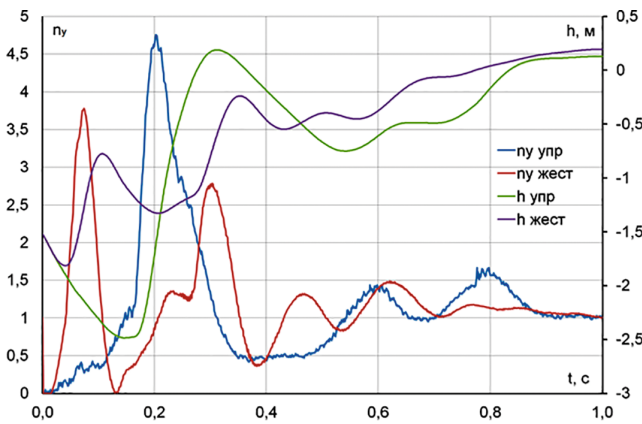


Рис. 5. Перегрузки $n_y(t)$ и перемещения $h(t)$ в центре тяжести модели

варианте. Но в то же время после взаимодействия упругих баллонетов с жидкостью скорость продолжает нарастать, и пик перегрузки $n_{y упр1}$ возникает уже при ударе фюзеляжа о воду. Этим объясняется большое значение перегрузки n_y в варианте упругого крепления упругих баллонетов [21].

Графики, отображающие зависимость перемещения и вертикальной скорости центра масс вертолета от времени, представлены на рис. 6 и 7. Из этих графиков следует, что скорости движения центра масс в обоих случаях проявляют колебательный характер, в то время как перемещения центра масс последовательно уменьшаются в течение примерно 0,8 с, начиная с момента касания баллонетами водной поверхности, после чего начинают увеличиваться. В момент, когда перемещение достигает максимального значения, вертикальная скорость центра масс равна нулю [21].

Работа, поглощенная системой «фюзеляж + баллонеты», равна изменению потенциальной и кинетической энергии системы:

$$A_{\text{погл}} = \Delta E_{\text{кин}} + \Delta E_{\text{пот}}.$$

Графики изменения кинетической и потенциальной энергии системы и поглощенной работы для фюзеляжа, оснащенного упругими баллонетами, изображены на рис. 8. За начало отсчета по оси абсцисс принят момент касания баллонетами водной поверхности.

Изменения кинетической и потенциальной энергии соответственно:

$$\Delta E_{\text{кин}} = \frac{m}{2}(V_0^2 - V_t^2) \text{ и } \Delta E_{\text{пот}} = mg(h_0 - h_t) = -mgh_t,$$

где $m = 3500$ кг – масса вертолета, оснащенного баллонетами;

$V_0 = 1,52$ м/с – вертикальная скорость в центре масс фюзеляжа в момент касания баллонетами водной поверхности;

V_t – вертикальная скорость в центре масс фюзеляжа в текущий момент времени;

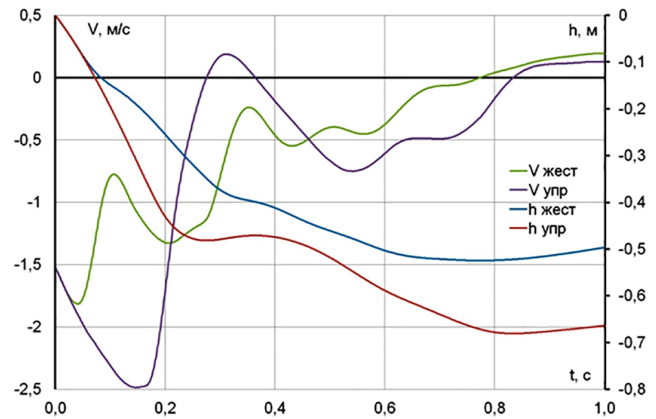


Рис. 6. Зависимости $h(t)$ и $V(t)$ центра масс вертолета

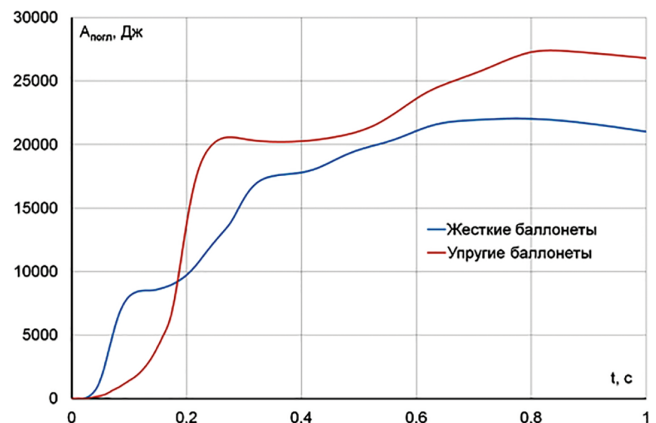


Рис. 7. Поглощенная энергия $A_{\text{погл}}$ в вариантах с жесткими и упругими баллонетами

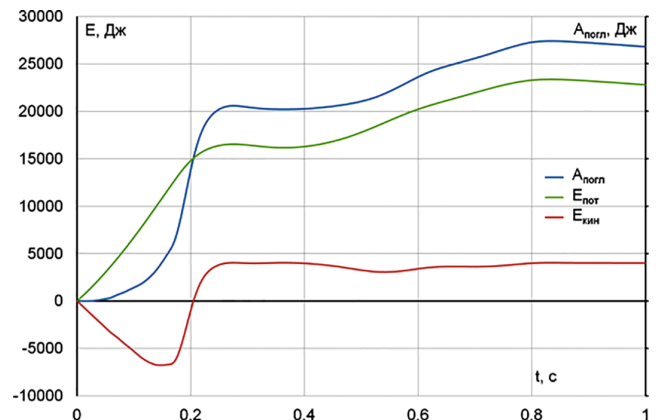


Рис. 8. Изменение $E_{\text{кин}}$, $E_{\text{пот}}$ и $A_{\text{погл}}$ системы

$g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения;
 $h_0 = 0$ – перемещение центра масс фюзеляжа
 в начальный момент времени;
 h_t – перемещение центра масс фюзеляжа в текущий момент времени.

На рис. 8 видно, что в момент столкновения фюзеляжа с водной поверхностью (примерно на 0,16-й с) график поглощенной работы претерпевает резкое изменение. Это свидетельствует о том, что поглощение работы в основном обусловлено изменением потенциальной энергии в процессе погружения фюзеляжа в воду [21].

Отметим, что работой системы «фюзеляж + баллонеты» относительно поперечной и продольной осей вертолета пренебрегаем ввиду ее малости. Малость работы, обусловленной вращательными (по сравнению с вертикальным) движениями вертолета, также очевидна. Угловые скорости вращения вертолета в процессе вынужденного приводнения меньше, чем у вертолета на ползковом шасси при вынужденной посадке на грунт (у вертолета на ползковом шасси – 0,34 рад/с, а для вертолета, оснащенного баллонетами, – 0,13 рад/с), и поэтому работой, выполненной вертолетом в процессе приводнения за счет его вращения вокруг продольной и поперечной осей, можно пренебречь. Следует отметить, что работой, выполненной за счет деформации фюзеляжа, также можно пренебречь [21].

Выводы

Применение метода конечно-элементного анализа с использованием программного обеспечения MSC.Dytran позволяет провести детальное моделирование процесса аварийного приводнения вертолета, учитывая влияние упругих свойств баллонетов АПВ.

Результаты моделирования, полученные с помощью модели с упругим креплением упругих баллонетов, являются более точными и позволяют оптимизировать конструкцию системы АПВ для повышения безопасности экипажа и пассажиров при аварийных ситуациях.

Дальнейшие исследования могут быть направлены на уточнение моделей материалов, учет влияния волн и других факторов, повышающих реалистичность моделирования.

Список источников

1. Неделько Д.В. Расчетная оценка уровня гидродинамического нагружения вертолета при вынужденном приводнении // *Авиационная промышленность*. 2012. № 4. С. 13–17.
2. Неделько Д.В., Мухаметшин Т.А., Сафиуллин А.Ф. и др. Исследование возможности применения метода конечных элементов для решения прикладных задач

гидродинамики вертолета // *Авиационная промышленность*. 2014. № 2. С. 7–11.

3. Неделько Д.В., Сафиуллин А.Ф., Гонцова Л.Г. Применение метода конечных элементов для расчета глассирования корпуса ЛА, близкого к форме наклонной пластины // *Авиационная промышленность*. 2018. № 2. С. 8–11.
4. Неделько Д.В., Сафиуллин А.Ф. Применение метода конечных элементов для определения параметров приводнения самолетов и вертолетов различного типа // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25. № 2. С. 61–72. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=92991>
5. Dytran 2016 Theory Manual. MSC Software Corporation user documentation. 161 p.
6. Bensch L., Shiginov V., Beuck G., et al. Planned ditching simulation of a transport airplane // *KRASH Users' Seminar* (07-10 January 2001; Phoenix/Arizona).
7. Hua C., Fang C., Cheng J. Simulation of fluid-solid interaction on water ditching of an airplane by ALE method // *Journal of Hydrodynamics, Ser. B*. 2011. Vol. 23. No. 5, pp. 637–642. DOI: 10.1016/s1001-6058(10)60159-x
8. Kozelkov A., Pogosyan M.A., Strelets D. Yu., et al. Application of mathematical modeling to solve the emergency water landing task in the interests of passenger aircraft certification // *Aerospace Systems*. 2021. Vol. 4. No. 1, pp. 75–89. DOI: 10.1007/s42401-020-00082-7
9. Qu Q., Hu M., Guo H., et al. Study of Ditching Characteristics of Transport Aircraft by Global Moving Mesh Method // *Journal of Aircraft*. 2015. Vol. 52. No. 5, pp. 1550–1558. DOI: 10.2514/1.c032993
10. Wang J., Lyle K. Simulating Space Capsule Water Landing with Explicit Finite Element Method // *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (23–26 April 2007; Honolulu, Hawaii). DOI: 10.2514/6.2007-1779
11. Hammani I. Improvement of the SPH method for multiphase flows application to the emergency water landing of aircrafts: application to the emergency water landing of aircrafts. PhD thesis. L'École Centrale De Nantes, 2020. 145 p.
12. Seddon C.M., Moatamedi M. Review of water entry with applications to aerospace structures // *International Journal of Impact Engineering*. 2006. Vol. 32. No. 7, pp. 1045–1067. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2004.09.002
13. Hughes K., Vignjevic R., Campbell J., et al. From Aerospace to Offshore: Bridging the Numerical Simulation Gaps—Simulation Advancements for Fluid Structure Interaction Problems // *International Journal of Impact Engineering*. 2013. Vol. 61, pp. 48–63. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2013.05.001
14. Karman T.H. The impact of seaplane floats during landing. Report No. NACA-TN-321, 1929.
15. Wagner H. Über Stoß- und Gleitvorgänge an der Oberfläche von Flüssigkeiten // *ZAMM (Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik) – Journal of applied mathematics and mechanics*. 1932. Vol. 12. No. 4, pp. 193–215. DOI: 10.1002/zamm.19320120402

16. Mayo W.L. Analysis and modifications of theory for impact of seaplanes on water. Report No. NACA-TR-810, 1945.
17. Leigh B.R. Using the momentum method to estimate aircraft ditching loads // Canadian Aeronautics and Space Journal. 1988. Vol. 34, pp. 162-169.
18. Soding H. Berechnung der Flugzeugbewegung beim Notwassern. Technische Universität Hamburg-Harburg Arbeitsbereiche Schiffbau, Bericht Nr. 602. 1999.
19. Shigunov V. Berechnung der Flugzeugbewegung beim Notwassern. Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereiche Schiffbau, Bericht Nr. 608. 2000.
20. Bensch L., Shigunov V., Soding V. Pressure distribution during water impact for A340 and A3XX // CRAWHI Reference number EDB-1675/01, 2001.
21. Сафиуллин А.Ф. Расчет гидродинамического нагружения самолетов и вертолетов в процессе приводнения с применением метода конечных элементов: Дисс. ... канд. техн. наук. Казань, 2018. 172 с.
22. Katsuno E.T., Tödter S., Neugebauer J., et al. Investigating Helicopter Ditching and Flotation Stability Using CFD: Analysis of Mass Configurations, Door Openings, and Floater Conditions // 50th European Rotorcraft Forum (10-12 September 2024; Marseille, France).

References

1. Nedel'ko DV. Calculation assessment of the helicopter hydrodynamic loading level at ditching. *Aviation Industry*. 2012(4):13–17. (In Russ.).
2. Nedel'ko DV, Mukhametshin TA, Safiullin AF, et al. Investigation into the possibility to employ finite element method to solve applied problems of a helicopter hydrodynamics. *Aviation Industry*. 2014(2):7–11. (In Russ.).
3. Nedel'ko DV, Safiullin AF, Gontsova LG. The use of finite element method for calculation of aquaplaning of the airframe similar to tilting plate shape. *Aviation Industry*. 2018(2):8–11. (In Russ.).
4. Nedel'ko DV, Safiullin AF. Finite element method application for determining water landing parameters of airplanes and helicopters of various types. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(2):61–72. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=92991>
5. *Dytran 2016 Theory Manual*. MSC.Software Corporation user documentation. p. 161.
6. Bensch L, Shigunov V, Beuck G, et al. Planned ditching simulation of a transport airplane. *KRASH Users' Seminar (January 07-10, 2001; Phoenix/Arizona)*.
7. Hua C, Fang C, Cheng J. Simulation of fluid-solid interaction on water ditching of an airplane by ALE method. *Journal of Hydrodynamics, Ser. B*. 2011;23(5):637–642. DOI: 10.1016/s1001-6058(10)60159-x
8. Kozelkov A, Pogosyan MA, Strelets DYU, et al. Application of mathematical modeling to solve the emergency water landing task in the interests of passenger aircraft certification. *Aerospace Systems*. 2021;4(1):75–89. DOI: 10.1007/s42401-020-00082-7
9. Qu Q, Hu M, Guo H, et al. Study of Ditching Characteristics of Transport Aircraft by Global Moving Mesh Method. *Journal of Aircraft*. 2015;52(5):1550–1558. DOI: 10.2514/1.c032993
10. Wang J, Lyle K. Simulating Space Capsule Water Landing with Explicit Finite Element Method. *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (April 23-26, 2007; Honolulu, Hawaii)*. DOI: 10.2514/6.2007-1779
11. Hammani I. *Improvement of the SPH method for multiphase flows application to the emergency water landing of aircrafts: application to the emergency water landing of aircrafts*. PhD thesis. L'école Centrale De Nantes; 2020. 145 p.
12. Seddon CM, Moatamedi M. Review of water entry with applications to aerospace structures. *International Journal of Impact Engineering*. 2006;32(7):1045–1067. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2004.09.002
13. Hughes K, Vignjevic R, Campbell J, et al. From Aerospace to Offshore: Bridging the Numerical Simulation Gaps—Simulation Advancements for Fluid Structure Interaction Problems. *International Journal of Impact Engineering*. 2013;61:48–63. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2013.05.001
14. Karman TH. *The impact of seaplane floats during landing*. Report No. NACA-TN-321, 1929.
15. Wagner H. Über Stoß- und Gleitvorgänge an der Oberfläche von Flüssigkeiten. *ZAMM (Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik) - Journal of applied mathematics and mechanics*. 1932;12(4):193-215. DOI: 10.1002/zamm.19320120402
16. Mayo WL. Analysis and modifications of theory for impact of seaplanes on water. Report No. NACA-TR-810, 1945.
17. Leigh BR. Using the momentum method to estimate aircraft ditching loads. *Canadian Aeronautics and Space Journal*. 1988;34:162-169.
18. Soding H. Berechnung der Flugzeugbewegung beim Notwassern. Technische Universität Hamburg-Harburg Arbeitsbereiche Schiffbau, Bericht Nr. 602. 1999.
19. Shigunov V. Berechnung der Flugzeugbewegung beim Notwassern. Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereiche Schiffbau, Bericht Nr. 608. 2000.

20. Bensch L, Shigunov V, Soding V. Pressure distribution during water impact for A340 and A3XX. *CRAVHI Reference number EDB-1675/01*, 2001
21. Safiullin AF. *Calculation of hydrodynamic loading of airplanes and helicopters in the process of driving using the finite element method*. PhD thesis. Kazan: KNRTU-KAI; 2018. 172 p. (In Russ.).
22. Katsuno ET, Tödter S, Neugebauer J, et al. Investigating Helicopter Ditching and Flotation Stability Using CFD: Analysis of Mass Configurations, Door Openings, and Floater Conditions. *50th European Rotorcraft Forum (September 10-12, 2024; Marseille, France)*.

Статья поступила в редакцию / Received 13.11.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 14.02.2026
Принята к публикации / Accepted 18.02.2026