

ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.735.45

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПРИВОДНЕНИЯ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ РАЗЛИЧНОГО ТИПА

Неделько Д.В.¹, Сафиуллин А.Ф.²

¹ Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева,
КНИТУ-КАИ, ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия

² Казанский вертолетный завод,
ул. Тэцевская, 14, Казань, 420085, Россия
e-mail: airat9415@mail.ru

Представлены результаты расчетных исследований по определению параметров приводнения летательных аппаратов (ЛА), проведенных с применением метода конечных элементов. К параметрам приводнения отнесены величины действующих нагрузок и параметры пространственного положения летательного аппарата. Выполнена верификация использованных математических моделей на основе экспериментальных данных, показана возможность их практического применения при оценке условий нагружения и параметров приводнения ЛА различных типов — самолетов и вертолетов.

Ключевые слова: приводнение самолета, приводнение вертолета, конечно-элементное моделирование, эйлеро-лагранжевое взаимодействие, процесс динамического нагружения, верификация математической модели.

Целью настоящей работы является исследование возможности применения метода конечных элементов для решения прикладных задач гидродинамики летательных аппаратов. К числу указанных задач относятся определение динамической устойчивости летательного аппарата (устойчивость его пространственного положения) и определение действующих на него нагрузок в процессе приводнения. Ранее [1] было проведено подобное исследование применительно к гидродинамике вертолетов для случая аварийного приводнения с примени-

ем аналитических методов. Настоящая работа продолжает тему начатого исследования и рассматривает несколько классов ЛА, в том числе амфибийного и неамфибийного типов. Если для амфибийного типа ЛА посадка на водную поверхность или взлет с нее является обычным штатным режимом эксплуатации, то для неамфибийных (сухопутных) это внештатная ситуация, в связи с возникновением аварийных условий (к примеру, отказ двигателей), препятствующих возможности дальнейшего продолжения полета. Согласно вышесказанному изу-

чение проблемы обеспечения безопасности при вынужденной посадке сухопутных ЛА на водную поверхность является актуальной задачей, которой посвящены работы, проводимые как в России, так и за рубежом. К таким работам относится экспериментальное исследование гидродинамических характеристик моделей фюзеляжей ЛА сухопутного базирования в режиме аварийной посадки на воду [10], в процессе которого получены нагрузки, действующие на фюзеляж при его глиссировании по поверхности воды. Зарубежным примером работы является исследование поведения части композитной конструкции в процессе сброса ее на водную поверхность с целью создания экспериментальной базы данных, которая в дальнейшем будет использоваться в процессе проектирования и сертификации самолетов [11].

Согласно информации Европейского агентства авиационной безопасности (EASA) [2] зафиксированы случаи, когда вертолеты, прошедшие процедуру сертификации, при выполнении аварийной

посадки на воду переворачивались (рис. 1). Нередко посадка одного и того же вертолета с выпущенными поплавками системы аварийного приводнения на водную поверхность в некоторых случаях заканчивалась трагически, хотя ранее вертолет в аналогичной ситуации оставался на плаву (рис. 2) [3]. Эти обстоятельства свидетельствуют о том, что проблемы обеспечения безопасности при вынужденном приводнении требуют детального исследования.

В настоящее время подтверждение соответствия требованиям норм летной годности (АП, FAR, JAR) при аварийной посадке и последующему плаванию вертолета проводится по результатам модельных испытаний, при которых определяется поведение вертолета, измеряются нагрузки на конструкцию, его возможные разрушения и условия наиболее благоприятной посадки. Модельные испытания в России и за рубежом проводятся по схожей методике (рис. 3) [4], в процессе которых испытываются разные варианты компоновок вертолетов с балло-

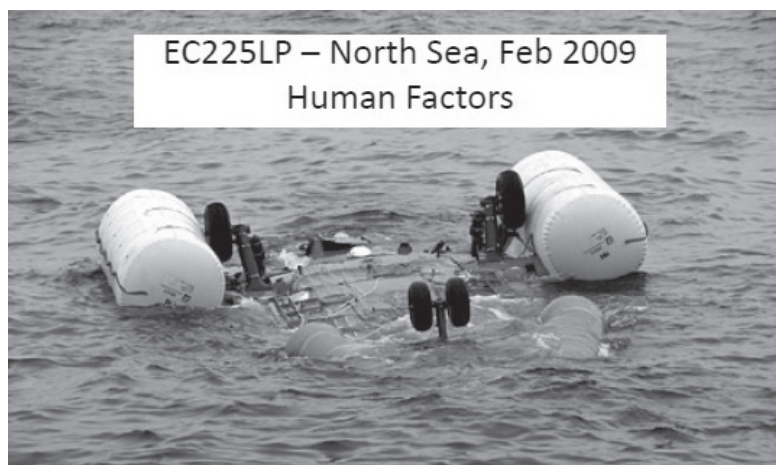


Рис. 1. Происшествия с вертолетами при посадке на воду

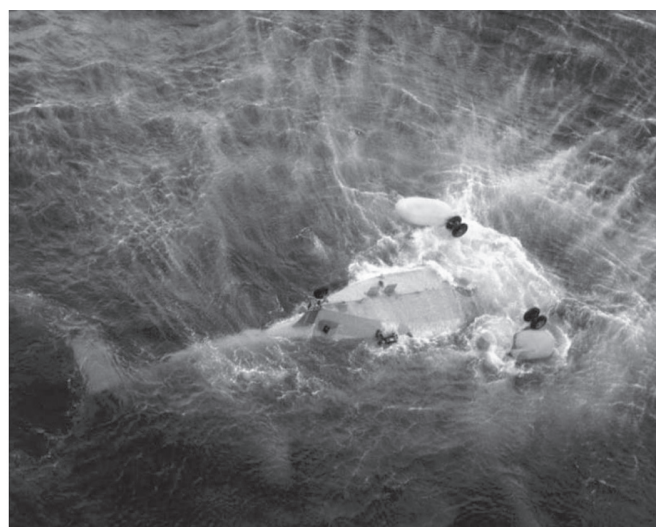


Рис. 2. Разные последствия приводнения вертолета одного типа

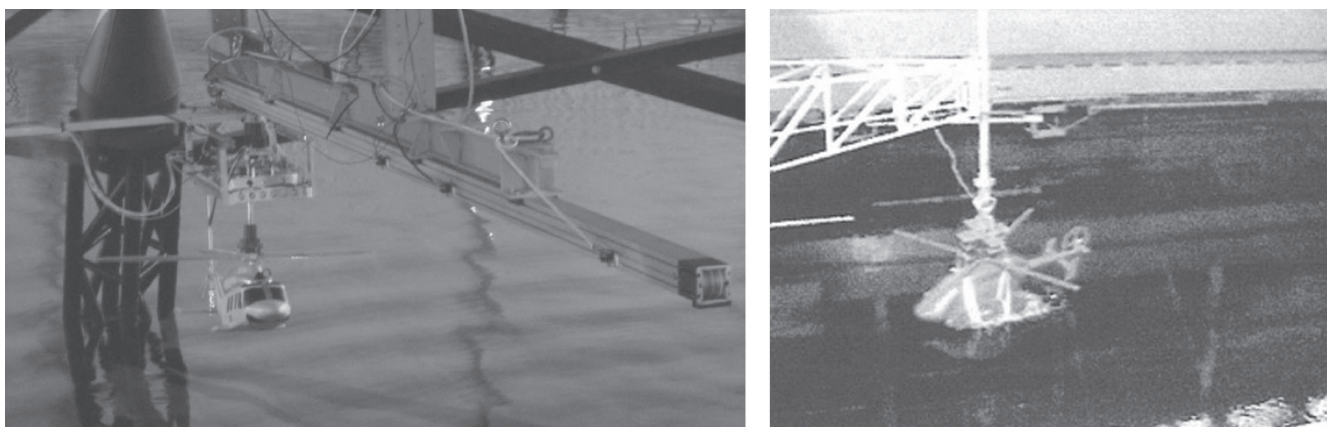


Рис. 3. Модельные испытания зарубежного (слева) и российского (справа) вертолетов в опытном бассейне

Для сокращения временных и финансовых затрат на этапе предварительного проектирования особую актуальность имеет математическое моделирование процесса динамического нагружения летательных аппаратов с использованием пакетов, реализующих метод конечных элементов (MSC/Dytran, LS-DYNA и др.). Верификация про-

водится с использованием результатов экспериментов как простых геометрических тел [6, 17] (рис. 5), так и части исследуемой конструкции (рис. 6) [12–14, 19].

В данной статье с целью исследования применимости метода конечных элементов для моделирования процессов взаимодействия конструкции с

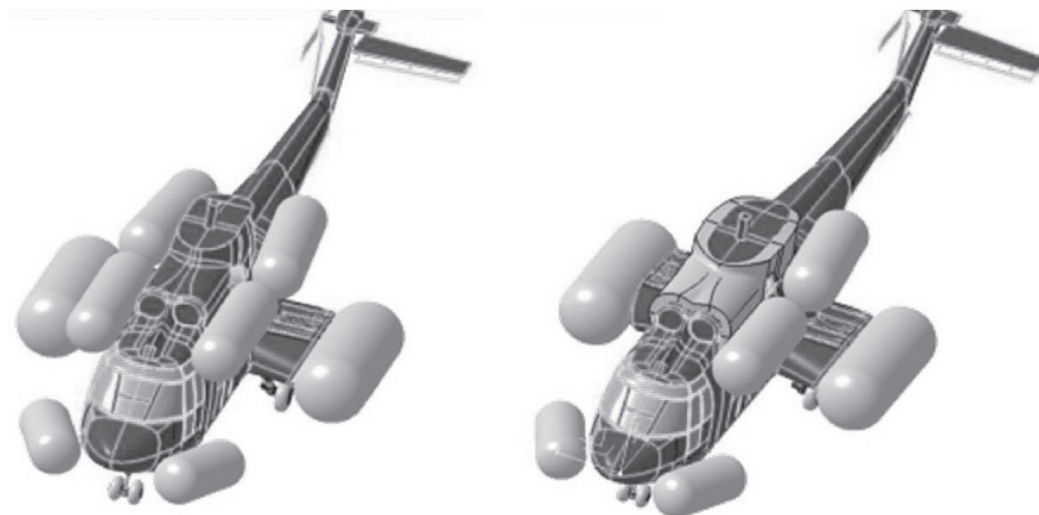


Рис. 4. Варианты установок поплавков на вертолете



Рис. 5. Процесс погружения в воду клина (слева — эксперимент, справа — математическое моделирование)

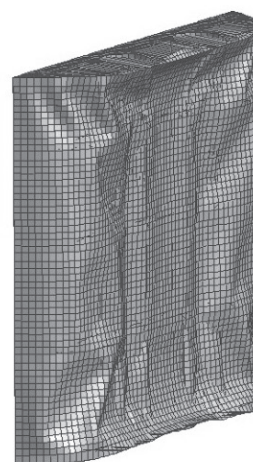
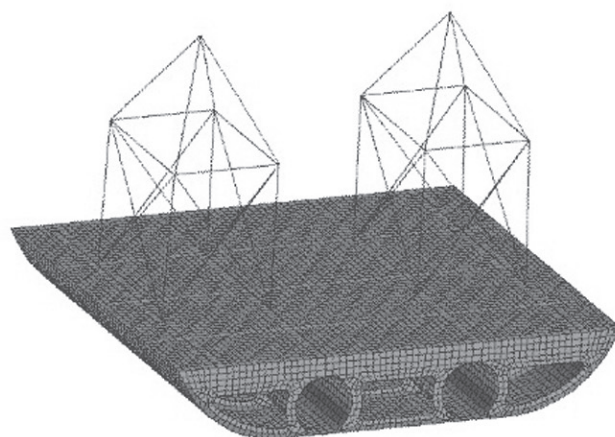
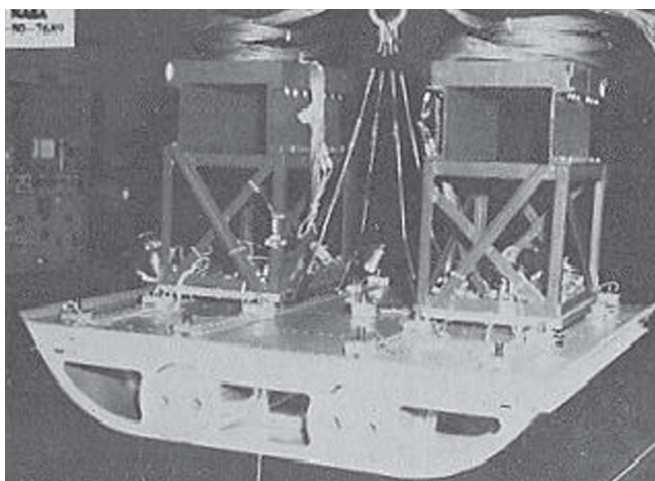


Рис. 6. Результаты эксперимента и конечно-элементного расчета при сбросе нижней панели на водную поверхность

водой рассмотрено глиссирование упрощенной модели днища амфибийного ЛА. Как способ динамического поддержания корпусов и поплавков самолетов-амфибий на воде глиссирование является наиболее эффективным и основным в гидроавиации. За весь период изучения данного процесса накоплено большое количество экспериментальных данных и разработаны расчетные методики для определения гидродинамических характеристик глиссирующих объектов. Существует множество вариантов обводов днищ корпусов и поплавков гидросамолетов, которые могут иметь как симметричную, так и несимметричную формы. Представителями второго типа являются такие самолеты амфибийного типа, как «Пони» и «Лагуна», спроектированные по трехпоплавковой схеме, называемой также трехточечной схемой глиссирования, обеспечивающей полное отсутствие неустойчивости, легкость и одинаковую технику пилотирования при взлете с земли и с водной поверхности.

На рис. 7 представлены уникальные кадры испытаний опытного образца самолета-амфибии «Пони» на открытом водоеме ЦАГИ им. Н.Е. Жу-

ковского [7], показавшие хорошие взлетно-посадочные характеристики при использовании новой гидродинамической компоновки.

В процессе проведения модельных или натурных испытаний оцениваются общие гидродинамические характеристики самолета. Изучение физических особенностей глиссирования элементов конструкции (например, поплавков) проводится, как правило, отдельно с целью более подробного исследования обтекания тела. Экспериментальная проверка технических решений является основным способом получения достоверных данных, но и дорогостоящим в плане как временных, так и финансовых затрат. Альтернативным способом, позволяющим исследовать подобные процессы, является применение специализированных расчетных программных комплексов, однако достоверность результатов, полученных таким образом, необходимо верифицировать на основе экспериментальных данных для возможности дальнейшего практического использования полученного опыта применительно к решению задач, аналогичных исследованным. Исследованию проблемы глиссирования не-



Рис. 7. Кадры съемки испытаний гидросамолета «Пони»

симметричных тел посвящена статья [8], где приводятся результаты экспериментов по изучению скольжения по поверхности воды наклонной пластины, которая является упрощенной моделью, повторяющей форму днища поплавка гидросамолетов «Пони», «Лагуна». Испытания проведены в испытательном гидроканале ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского.

С целью проверки применимости современных комплексов для моделирования подобных экспериментов в программе MSC.Patran создана конечно-элементная модель пластины и окружающей среды (воды и воздуха), заданы свойства материалов, нагрузки, граничные условия (рис. 8), после чего задача отправлена на решение в MSC.Dytran. В основе решения задачи в MSC.Dytran лежит концепция эйлера-лагранжевого взаимодействия с использованием обобщенного алгоритма моделирования связи «конструкция — жидкость». Суть концепции в том, что лагранжева сетка (в данном случае пластина) действует как граница течения материала в эйлеровой сетке, которая, в свою очередь, нагружает конструкцию.

Форма смоченной поверхности пластины зависит от следующих параметров: H — глубины погружения килевого транца, угла дифферента φ и угла поперечной килеватости β , и в неподвижной пластине при малом угле дифферента представляет собой в проекции на горизонтальную плоскость прямоугольный треугольник. При постепенном увели-

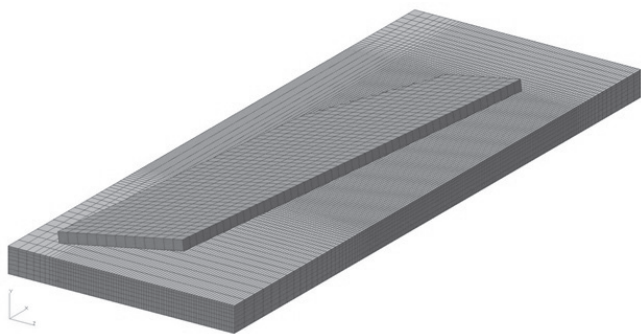


Рис. 8. Конечно-элементная модель наклонной пластины (объемные элементы воды условно не отображены)

чения скорости потока происходит деформация поверхности жидкости вблизи модели, что приводит к увеличению длины и ширины смоченной поверхности по киле и транцу по сравнению с неподвижной пластиной.

При движении глассирующей пластины по поверхности с углом атаки часть натекающей воды отклоняется вниз, создавая повышенное давление под пластиной, другая часть — выбрасывается вперед и в стороны в виде брызг (рис. 9).

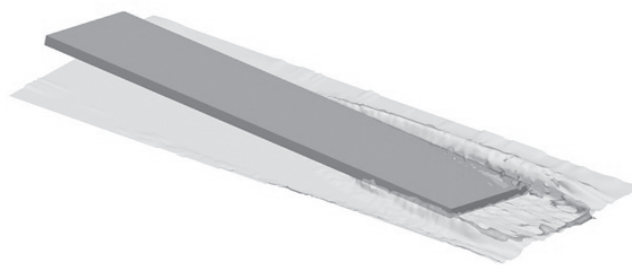


Рис. 9. Обтекание наклонной пластины потоком воды при расчете

Равнодействующая сил давления F направлена перпендикулярно к поверхности пластины (рис. 10), которая обуславливает подъемную силу и выражается формулой

$$R_y = F \cos \varphi. \tag{1}$$

Учитывая, что углы дифферента в данной серии расчетов при глассировании достаточно малы, выражение (1) для подъемной силы с достаточной точностью можно представить в следующем виде:

$$R_y = F. \tag{2}$$

Динамические силы, возникающие на глассирующей пластине, прямо пропорциональны скоро-

стному напору набегающего потока воды $\frac{\rho V^2}{2}$ и смоченной площади пластины $S_{см}$. Исходя из этих параметров, можно определить коэффициент подъемной силы:

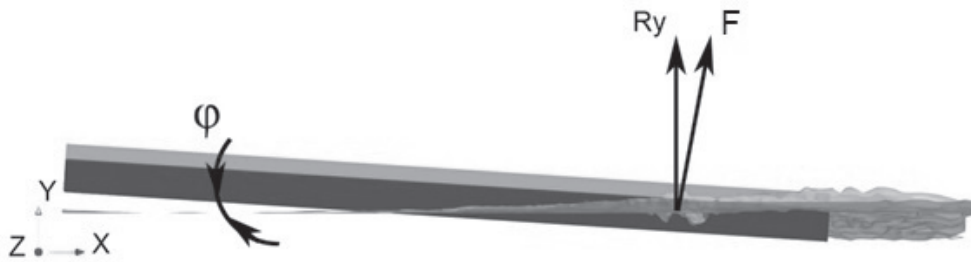


Рис. 10. Гидродинамические силы на пластине

$$C_y = \frac{R_y}{\frac{\rho V^2}{2} S_{cm}} \tag{3}$$

Согласно данным, приведенным в [8], значение коэффициента подъемной силы для угла килеватости $\beta = 10^\circ$ и дифферента $\phi = 7^\circ$ для наклонной пластины, глиссирующей на неполной ширине, по результатам испытаний получено равным $C_y = 0,12$. На рис. 11 представлен график сопоставления расчетных и экспериментальных значений для коэф-

цилиндрических баллонетов системы аварийного приводнения вертолета, поэтому результаты исследования его погружения в воду будут наиболее полно отражать динамику процесса взаимодействия различных типов элементов конструкций летательных аппаратов с жидкостью.

В работах [15, 16, 18] приведены экспериментальные результаты, полученные при глиссировании цилиндра, определены такие параметры, как подъемная сила, смоченные поверхности и т.д. (рис. 13).

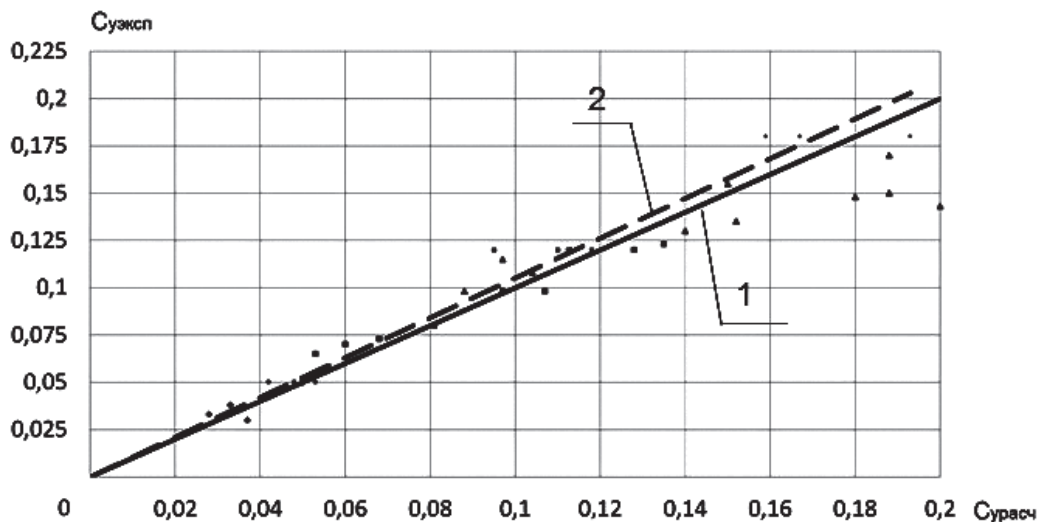


Рис. 11. Сопоставление экспериментальных (1) и расчетных (2) значений

фициента подъемной силы C_y при угле поперечной килеватости $\beta = 10^\circ$ и углов дифферента $\phi = 4, 7, 10^\circ$, полученных в [8] (сплошная линия), и значений, полученных в ходе конечно-элементного моделирования (пунктирная линия). Как видно из графика, сходимость расчетных и экспериментальных данных удовлетворительная.

Аналогичные исследования проведены для задачи глиссирования цилиндра. Конечно-элементная модель цилиндра, разработанная для изучения процесса его стационарного глиссирования, показана на рис. 12. Цилиндр имеет форму, близкую к форме фюзеляжа самолета или вертолета, а также

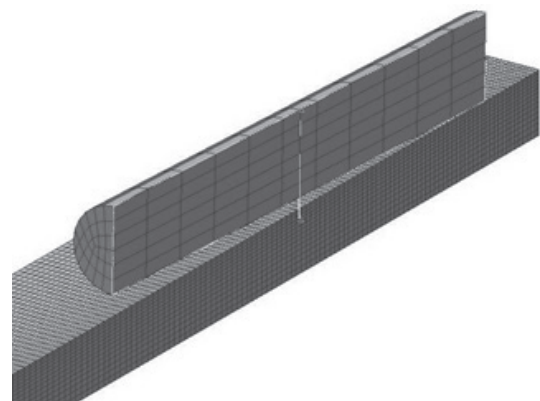


Рис. 12. Конечно-элементная модель цилиндра (с условным рассечением по продольной плоскости симметрии)

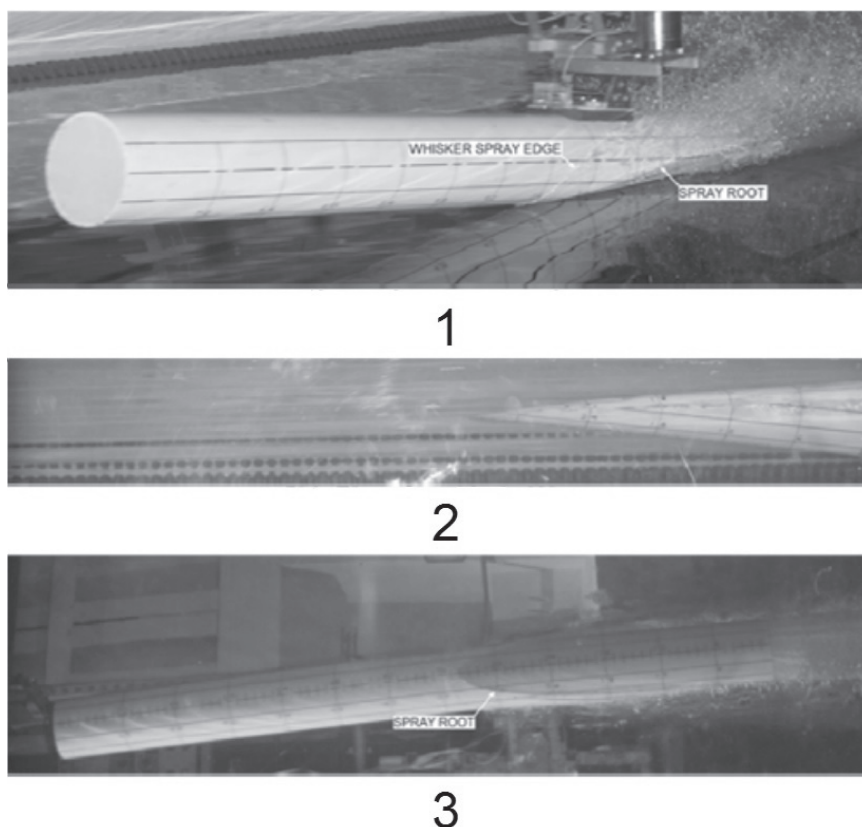


Рис. 13. Кадры съемки во время испытаний глissирующего цилиндра: 1 — цилиндр над водой; 2 — фотография сбоку под водой; 3 — фотография снизу под водой

В настоящей работе проведено математическое моделирование процесса сброса цилиндра с заданием горизонтальной $V_x = 12$ м/с и вертикальной $V_y = 0,21$ м/с скоростей при угле тангажа 2° с целью определения перегрузок n_y в момент приведения. Результаты приведены на рис. 14.

Для сравнения с результатами расчета по использованному методу конечных элементов на рис. 14 также представлены результаты расчета по приближенной аналитической теории [9, 20].

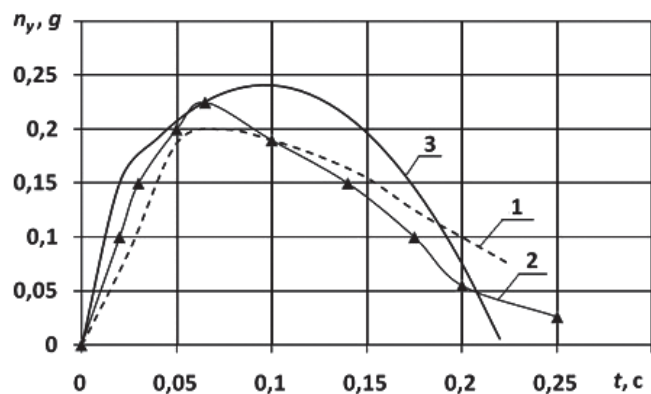


Рис. 14. Изменение перегрузки в центре тяжести цилиндра: 1 — эксперимент; 2 — приближенная аналитическая теория; 3 — расчет

На основе полученных решений задачи глissирования для элементарных геометрических тел могут быть в дальнейшем построены более сложные модели для всего самолета или вертолета, оснащенного системой аварийного приводнения вертолета (АПВ).

Покажем пример использования метода конечных элементов для решения задачи определения параметров приводнения вертолета, оснащенного системой АПВ. На рис. 15 показан общий вид указанной модели.

В качестве примера рассмотрен наиболее общий случай приводнения вертолета на наступающий склон волны при наличии начального скольжения вертолета в момент касания водной поверхности. Изменение положения вертолета в процессе контакта с поверхностью воды показано на рис. 16.

Как видно из представленных на рис. 16 данных, приводнение вертолета является динамическим быстротекущим процессом (менее 1 с).

Одной из важных задач является определение глубин погружения баллонетов системы АПВ, поскольку эта глубина определяет уровень действующих на них гидростатических и гидродинамических нагрузок. В результате расчета методом конечных элементов получены величины перемещений

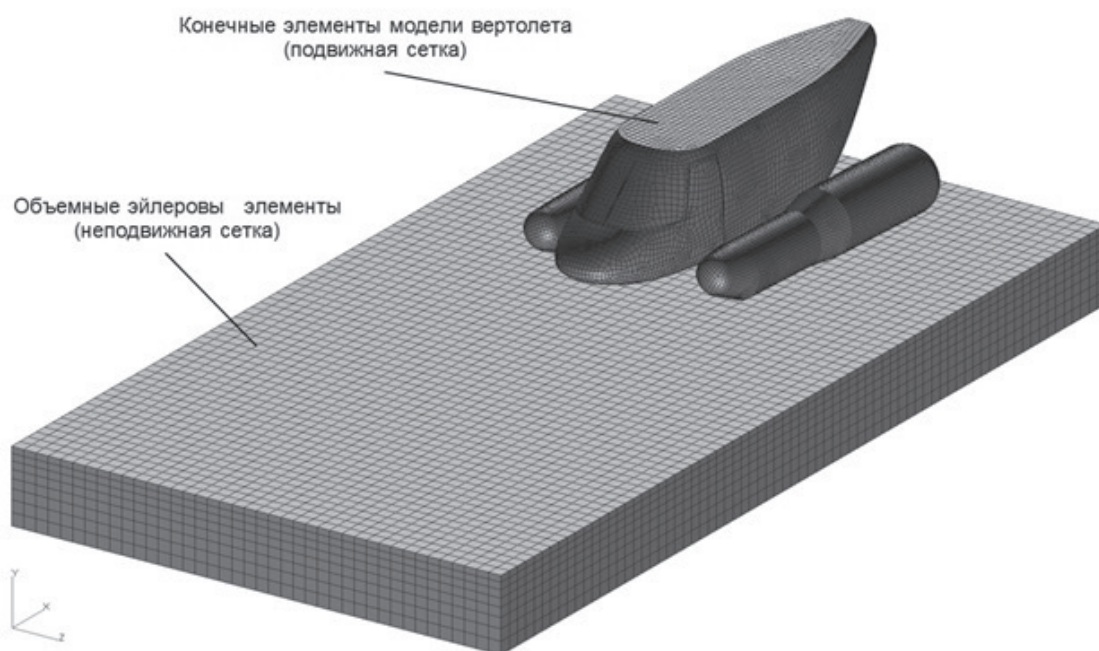


Рис. 15. Общий вид модели приводнения вертолета с АПВ

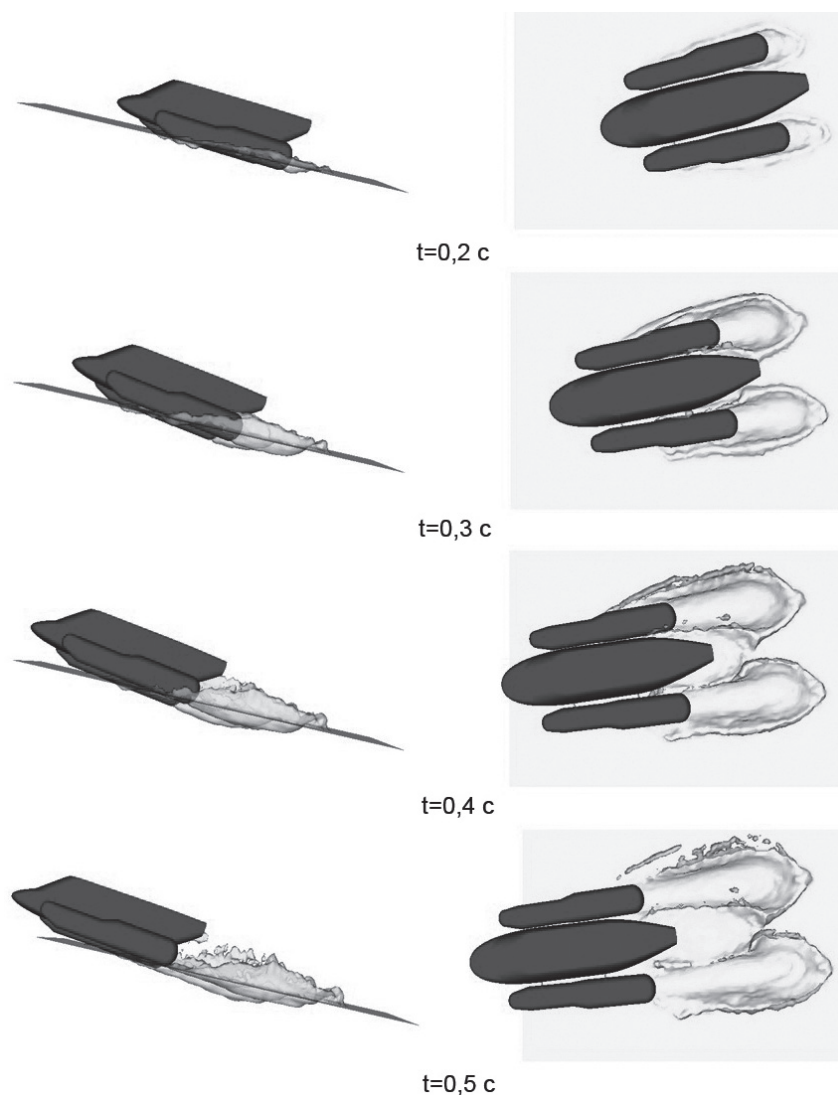


Рис. 16. Процесс посадки вертолета с баллонетами на склон волны

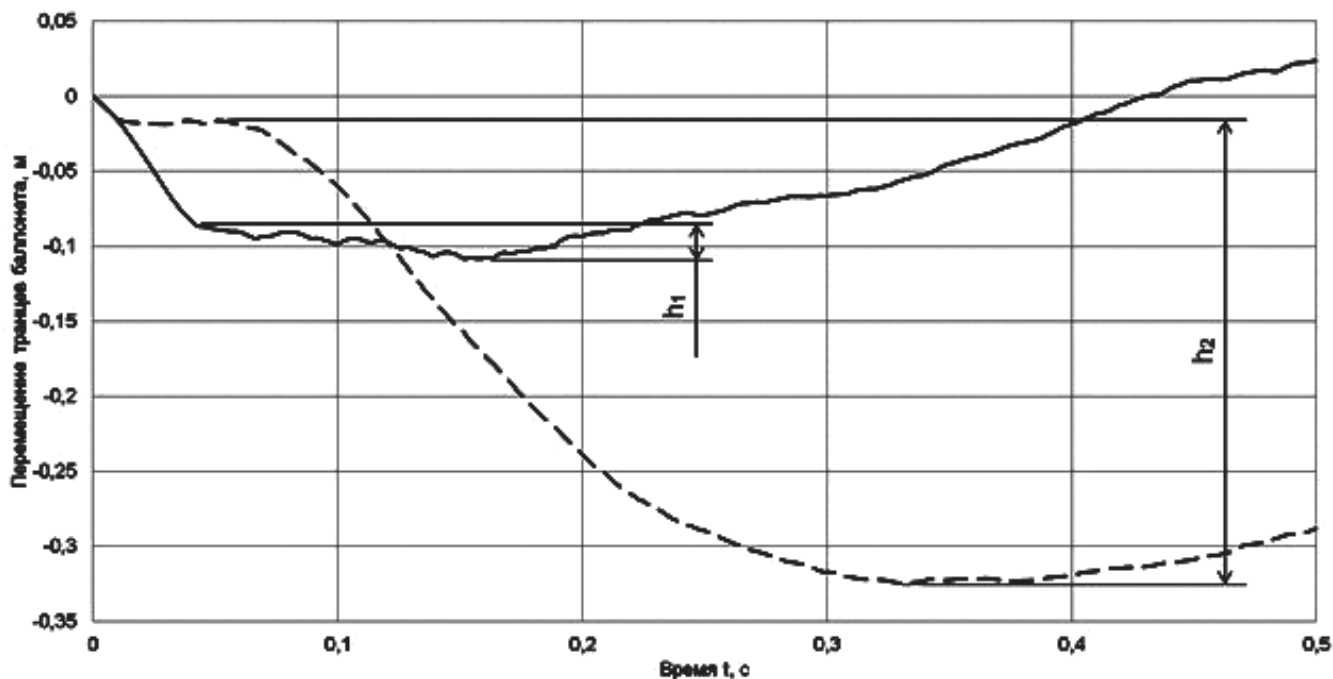


Рис. 17. Расчетные глубины погружения транцев баллонетов

переднего и заднего транцев баллонетов системы АПВ (рис. 17). Методика определения глубины погружения переднего h_1 и заднего h_2 транцев заключается в том, что в качестве начальной точки отсчета на графике (рис. 17) принимается значение с момента касания воды транцами. Максимальные величины глубин погружения для всех расчетных случаев, определенных подобным образом, сведены в таблицу.

шими форму днища поплавок амфибийного ЛА, фюзеляжа сухопутного самолета и баллонета вертолета. Для наклонной пластины определены коэффициенты подъемной силы при различных углах килеватости и дифферента при ее глиссировании на неполной ширине, построена графическая зависимость сопоставления экспериментальных и расчетных значений. Для глиссирующего цилиндра показано изменение перегрузки в центре тяжести и

Максимальная глубина погружения транцев баллонета

№	Параметры посадки	Максимальная глубина погружения передней части баллонета h_1 , м	Максимальная глубина погружения задней части баллонета h_2 , м
1	Посадка на спокойную водную поверхность с углом тангажа 0°	0,01	0,255
2	Посадка на склон волны $14,5^\circ$ с углом тангажа -4°	0,107	0,46
3	Посадка на склон волны $14,5^\circ$ с углом тангажа -4° и углом рысканья 15°	0,123	0,57

На основе разработанной конечно-элементной модели могут быть определены и другие параметры приводнения вертолета с АПВ (перегрузки в центре масс вертолета, нагрузки на днище фюзеляжа и т.д.).

Выводы

В статье приведены результаты верификации конечно-элементных моделей простых геометрических тел (наклонная пластина, цилиндр), которые являются упрощенными моделями, повторяю-

проведено сравнение с экспериментальными данными и приближенной аналитической теорией. Во всех случаях получена удовлетворительная сходимость результатов.

Построена математическая модель вертолета с системой аварийного приводнения с целью расчета глубины погружения баллонетов, которая определяет уровень действующих гидростатических и гидродинамических нагрузок. Смоделирован общий случай приводнения вертолета на наступающий

склон волны при наличии начального скольжения в момент касания водной поверхности. На основе графической зависимости перемещений транцев баллонетов сформулирована методика определения расчетных глубин погружения. Показана визуализация изменения положения вертолета в процессе приводнения. На основе разработанной конечно-элементной модели могут быть определены и другие параметры приводнения вертолета с САП (перегрузки в центре масс вертолета, нагрузки на днище фюзеляжа и т.д.).

Показано, что аналогичный подход может быть использован и при моделировании процесса приводнения самолетов различного типа, в том числе амфибийных и сухопутных.

Прикладные научные исследования проведены при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации. Уникальный идентификатор проекта RFMEFI58017X0011.

Библиографический список

1. Михайлов С.А., Неделько Д.В., Мухаметшин Т.А., Беляевский А.Н., Гонцова Л.Г. Расчетно-экспериментальное исследование динамики аварийного приводнения легкого многоцелевого вертолета // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета). 2012. № 2(33). С. 91-100.
2. Haddon D., Colombo P.G. Workshop background, objectives // Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany), <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability-workshop>
3. Eagles T. Helicopter Ditching a Military Perspective / Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany), <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability-workshop>
4. Westland A. Certification of the AW139 for ditching in sea state 6 // Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany), <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability-workshop> (дата обращения 10.04.2018).
5. Delorme L., Santucci P. Helicopter ditching — side floating concept // Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany), <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability-workshop> (дата обращения 10.04.2018).
6. Sawan A Shah. Water impact investigations for aircraft ditching analysis // School of Aerospace, Mechanical and Manufacturing Engineering College of Science, Engineering and Health RMIT University, 2010, <https://researchbank.rmit.edu.au/eserv/rmit:6137/Shah.pdf>
7. Кадры съемки испытаний гидросамолета «Пони», <https://www.net-film.ru/player/?filmID=55731>
8. Егоров К.В., Соколянский В.П. Физические особенности глиссирования наклонной пластины // Труды ЦАГИ. — М.: Издательский отдел ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, 2009. Выпуск 2685 «Гидродинамика скоростных двусредных аппаратов». С. 46-55.
9. Шорыгин О.П., Беляевский А.Н., Гонцова Л.Г., Неделько Д.В. Расчетная оценка величин гидродинамических нагрузок на цилиндр в условиях его стационарного глиссирования // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2012. № 3. С. 5-10.
10. Беляевский А.Н., Гонцова Л.Г. Экспериментальное исследование гидродинамических характеристик моделей фюзеляжей летательных аппаратов сухопутного базирования в режиме аварийной посадки на воду // Вестник Московского авиационного института. 2002. Т. 9. №2. С. 57-65.
11. Borrelli R., Ignarra M., Mercurio U. Experimental investigation on the water impact behavior of composite structures // Procedia Engineering. 2014. Vol. 88, pp. 85-92. DOI: 10.1016/j.proeng.2014.11.130
12. Fasanella E.L., Jackson K.E., Sparks C.E., Sareen A.K. Water impact test and simulation of a composite energy absorbing fuselage section // Journal of the American Helicopter Society. 2005, <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20030068933.pdf>
13. Wittlin G., Smith M., Richards M. Airframe water impact analysis using a combined MSC/Dytran — DRI/Krash approach // American Helicopter Society 53rd Annual Forum (Virginia Beach, Virginia, 29April — 1May 1997), <https://web.mscsoftware.com/support/library/conf/auc97/p03697.pdf>
14. Wittlin G., Schultz M., Smith M. Rotary wing aircraft water impact test and analyses correlation // American Helicopter Society 59th Annual Forum (Virginia Beach, Virginia, 2-4 May 2000), <https://pdfs.semanticscholar.org/7e7f/a51dbc9b625d1e1b6950c80de07bf342e2b9.pdf>
15. Журавлев Ю.Ф., Шорыгин О.П., Шульман Н.А. О подъемной силе глиссирующего цилиндра // Ученые записки ЦАГИ. 1979. Т. 10. № 6. С. 113 — 117.
16. Yen T., Michail M., Jmas L., Dzielski J., Datla R. Investigation of Cylinder Planing on a Flat Free Surface // 11th International Conference on Fast Sea Transportation FAST 2011 (Honolulu, Hawaii, USA, September 2011), pp. 396-403.
17. Аржанов А.И. Вход в воду тупого клина под углом к свободной поверхности // XI Международная научная конференция по амфибийной и безаэродромной авиации «Гидроавиасалон-2016»: Сборник докладов. — М.: ЦАГИ, 2016. Ч. 1. С. 216-223.
18. Zhuravlev Y.F., Varyukhin A.N., Shulman N.A., Arzhanov A.I., Ovdienko M.A. Experimental and theoretical investigations of cylinder with hydrodynamic interceptor glissading on flat water surface // 12th International Conference on Fast Sea Transportation FAST 2013.

19. Крыжевич Г.Б. Гидродинамическое сопротивление вибрации удлиненного упругого тела, движущегося по поверхности жидкости с большой скоростью // XI Международная научная конференция по амфибийной и безаэродромной авиации «Гидроавиасалон-2016»: Сборник докладов. — М.: ЦАГИ, 2016. Ч. 1. С. 177-183.
20. Логвинович Г.В. Гидродинамика течений со свободными границами: Монография. — Киев: Наукова думка, Институт гидромеханики, 1969. — 215 с.

FINITE ELEMENT METHOD APPLICATION FOR DETERMINING WATER LANDING PARAMETERS OF AIRPLANES AND HELICOPTERS OF VARIOUS TYPES

Nedel'ko D.V.^{1, 2}, Safiullin A.F.²

¹ Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, KNRTU-KAI, 10, K. Marx str., Kazan, 420111, Russia

² Kazan Helicopters, 14, Tetsevsкая str., Kazan, 420085, Russia
e-mail: airat9415@mail.ru

Abstract

The problem of safety ensuring while an aircraft forced water landing is topical due to periodic incidents while the flights over the water. According to the European Aviation Safety Agency information, the helicopters that have passed the certification procedure topple when performing water landing. This fact indicates that the process of aircraft dynamic contact water surface is insufficiently studied, and the need to account for the aircraft spatial position parameters while water landing.

Confirmation of compliance with requirements of the airworthiness standards (AP, FAR, JAR) while emergency landing and subsequent sailing of the aircraft is based on the results of model tests, which determine the aircraft behavior, the structure loading, its possible destruction and conditions of the most favorable water landing. The hydrodynamic characteristics of models of aircraft fuselages of ground and water basing in the water landing mode, and helicopter equipment with the system of emergency splashdown are studied. A method allowing study such processes at the stage of preliminary design is the finite element method application. However, validity of the results obtained in this way should be verified based on experimental data to enable further practical application of the experience gained.

The article presents the verification results of finite element models of simple geometric bodies (inclined plate, cylinder). These are simplified models that duplicate the shapes of the amphibious aircraft float, the fuselage of the ground airplane and the helicopter ballonnet. Verification was performed employing the concept of Euler-Lagrangian interaction using the

generalized “structure-to-fluid” communication simulation algorithm. For the inclined plate, the lifting force coefficients were determined for various deadrise angles and trim at its gliding on incomplete width. A graphic dependence comparing the experimental and computed values was plotted. The changing of overload at the center of gravity was demonstrated for the gliding cylinder, and comparison was performed with experimental data and approximate analytical theory. In all cases satisfactory convergence of the results was obtained.

A helicopter mathematical model with a system of emergency water landing was developed to compute the depth of the ballonnet sinking, which determines the level of hydrostatic and hydrodynamic loads. The general case of driving a helicopter to the approaching slope of the wave was simulated with the presence of the initial slip at the moment of contact with the water surface. Based on the graphical dependence of the ballonnet transoms movements, a technique for the computed immersion depths determining was formulated. The visualization of the helicopter position change while the water landing process is demonstrated. Based on the developed finite-element model, the other parameters of water landing of a helicopter with emergency splashdown system (overloading in the helicopter center of mass, loads on the fuselage bottom, etc.) can be determined.

The article shows, that a similar approach can be employed to simulate the process of various types of aircraft water landing, including amphibious and ground ones.

Keywords: aircraft water landing, helicopter water landing, finite element modeling, Euler-Lagrange

interaction, dynamic loading process, mathematical model verification.

References

- Mikhailov S.A., Nedel'ko D.V., Mukhametshin T.A., Belyaevskii A.N., Gontsova L.G. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2012, no. 2(33), pp. 91–100.
- Haddon D., Colombo P.G. Workshop background, objectives. *Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany)*, <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability-workshop>
- Eagles T. Helicopter Ditching a Military Perspective. *Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany)*, <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability-workshop>
- Westland A. Certification of the AW139 for ditching in sea state 6. *Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany)*, <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability-workshop>
- Delorme L., Santucci P. Helicopter ditching – side floating concept. *Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop (5-6 December 2011, Cologne, Germany)*, <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/events/helicopter-ditching-water-impact-survivability-workshop>
- Sawan A Shah. Water impact investigations for aircraft ditching analysis. *School of Aerospace, Mechanical and Manufacturing Engineering College of Science, Engineering and Health RMIT University, 2010*, <https://researchbank.rmit.edu.au/eserv/rmit:6137/Shah.pdf>
- Kadry s'emki ispytaniy gidrosamoleta "Poni"*, <https://www.net-film.ru/player/?filmID=55731>
- Egorov K.V., Sokolyanskii V.P. *Trudy TsAGI*, Moscow, TsAGI im. N.E. Zhukovskogo, 2009. Vypusk 2685 "Gidrodinamika skorostnykh dvusrednykh apparatov", pp. 46–55.
- Shorygin O.P., Belyaevskii A.N., Gontsova L.G., Nedel'ko D.V. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*, 2012, no. 3, pp. 5–10.
- Belyaevskii A.N., Gontsova L.G. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2002, vol. 9, no. 2, pp. 57–65.
- Borrelli R., Ignarra M., Mercurio U. Experimental investigation on the water impact behavior of composite structures. *Procedia Engineering*, 2014, vol. 88, pp. 85–92. DOI: 10.1016/j.proeng.2014.11.130
- Fasanella E.L., Jackson K.E., Sparks C.E., Sareen A.K. Water impact test and simulation of a composite energy absorbing fuselage section. *Journal of the American Helicopter Society*, 2005, <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20030068933.pdf>
- Wittlin G., Smith M., Richards M. Airframe water impact analysis using a combined MSC/Dytran – DRI/Krash approach. *American Helicopter Society 53rd Annual Forum (Virginia Beach, Virginia, 29 April – 1 May 1997)*, <https://web.mscsoftware.com/support/library/conf/auc97/p03697.pdf>
- Wittlin G., Schultz M., Smith M. Rotary wing aircraft water impact test and analyses correlation. *American Helicopter Society 59th Annual Forum (Virginia Beach, Virginia, 2-4 May 2000)*, <https://pdfs.semanticscholar.org/7e7f/a51dbc9b625d1e1b6950c80de07bf342e2b9.pdf>
- Zhuravlev Yu.F., Shorygin O.P., Shul'man N.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1979, vol. 10, no. 6, pp. 113–117.
- Yen T., Michail M., Jmas L., Dzielski J., Datla R. Investigation of Cylinder Planing on a Flat Free Surface. *11th International Conference on Fast Sea Transportation FAST 2011 (Honolulu, Hawaii, USA, September 2011)*, pp. 396–403.
- Arzhanov A.I. *XI Mezhdunarodnaya nauchnaya konferentsiya po amfibiinoi i bezaerodromnoi aviatsii "Gidroaviasalon-2016"*. *Sbornik dokladov*. Moscow, TsAGI, 2016. Part 1, pp. 216–223.
- Zhuravlev Y.F., Varyukhin A.N., Shulman N.A., Arzhanov A.I., Ovdienko M.A. Experimental and theoretical investigations of cylinder with hydrodynamic interceptor glissading on flat water surface. *12th International Conference on Fast Sea Transportation FAST 2013*.
- Kryzhevich G.B. *XI Mezhdunarodnaya nauchnaya konferentsiya po amfibiinoi i bezaerodromnoi aviatsii "Gidroaviasalon-2016"*. *Sbornik dokladov*, Moscow, TsAGI, 2016. Part 1, pp. 177–183.
- Logvinovich G.V. *Gidrodinamika techenii so svobodnymi granitsami* (Hydrodynamics flows with free boundaries), Kiev, Naukova dumka, 1969, 215 p.