

Научная статья  
УДК 629.7.015.4  
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184989>  
EDN: <https://www.elibrary.ru/CGVDVK>



## Перспективный метод определения характеристик плавучести пассажирского самолета при аварийном приводнении

Михаил Асланович Погосян<sup>1</sup>, Никита Сергеевич Калуцкий<sup>2✉</sup>, Дмитрий Юрьевич Стрелец<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Москва, Российская Федерация

<sup>1</sup> [kaf101@mai.ru](mailto:kaf101@mai.ru)

<sup>2</sup> [kalutskijns@mai.ru](mailto:kalutskijns@mai.ru) ✉

<sup>3</sup> [maksmai33@gmail.com](mailto:maksmai33@gmail.com)

**Аннотация.** В статье предлагается подход к определению способности пассажирского самолета находиться на плаву при аварийной посадке на воду. В соответствии с требованиями авиационных правил, поведение самолета при посадке на воду должно быть исследовано посредством испытаний модели. Перспективным подходом для этого является численное моделирование.

В течение последних десятилетий был предложен ряд численных методов для моделирования посадки самолетов на воду в основном путем реализации методов вычислительной гидродинамики (CFD). К сожалению, разработчики большинства из них ограничиваются рассмотрением первичного этапа удара об воду и не учитывают продолжительного этапа нахождения самолета на поверхности воды во время эвакуации пассажиров.

В данной статье предложен численный метод для определения поведения самолета на поверхности воды при эвакуации пассажиров на основе методов математической оптимизации.

**Ключевые слова:** сертификация гражданских воздушных судов, аварийное приводнение самолета, метод оптимизации для оценки плавучести самолета, разработка макросов САПР

**Для цитирования:** Погосян М.А., Калуцкий Н.С., Стрелец Д.Ю. Перспективный метод определения характеристик плавучести пассажирского самолета при аварийном приводнении // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 2. С. 36-46. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184989>

Original article

## Advanced Method for Floatation Characteristics Determining of a Passenger Aircraft at the Emergency Ditching

Mikhail A. Pogosyan<sup>1</sup>, Nikita S. Kalutskii<sup>2✉</sup>, Dmitry Yu. Strelets<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

<sup>1</sup> [kaf101@mai.ru](mailto:kaf101@mai.ru)

<sup>2</sup> [kalutskijns@mai.ru](mailto:kalutskijns@mai.ru) ✉

<sup>3</sup> [maksmai33@gmail.com](mailto:maksmai33@gmail.com)

**Abstract**

This article deals with aircraft water landing simulation problem. The air routes of modern aircrafts lie over the seas and oceans. In case of emergency, the aircraft has to perform water landing due to the absence of airfields. In this case, the aircraft structure should stay afloat for the time required for the passengers to leave the aircraft and enter the life rafts.

During the past decades, many attempts were made to solve the problem of aircraft water landing (also referred to as ditching) mainly by implementing computational fluid dynamics (CFD) methods. Although CFD ensures a feasible solution, it requires excessive computational resources and is limited typically by the initial stage of water landing. The authors of the presented article propose a numerical method, which is much cheaper in terms of computational resource consumption, and allows successfully modeling such an important stage of ditching as floating from the moment of an aircraft stoppage until the last passenger would leave the aircraft.

It is well known that the problem of floatation requires completely different approach rather than conventional CFD, FEM, SPH etc. numerical simulation methods. One of the main difficulties in the aircraft floatation simulation is that it is a durable process. Moreover, the physical phenomenon of the buoyancy force is being typically ignored in commercial solvers.

In this article, the problem is being solved by the numerical optimization. The method proposed for this is called the ‘water balance optimization method’ (WBOM).

The software implementation of WBOM is being accomplished with the CATIA CAD system. The CAD system allows easily modeling the aircraft watertight sections and the water line position. Modern CADs incorporate their own application-programming interface (API), which allows the users to write their own programs automating the CAD operation. The proposed WBOM method was implemented successfully in the form of CATIA macros library. Application of the WBOM ensures feasible economy of both time consumption and computational resources, as well as more accurate geometric results (the water line position) without the drawbacks associated with the mesh of elements.

**Keywords:** civil aircraft certification, aircraft emergency ditching, optimization method for the aircraft floatation estimation, CATIA macros development

**For citation:** Pogosyan M.A., Kalutskii N.S., Streletz D.Yu. Advanced Method for Floatation Characteristics Determining of a Passenger Aircraft at the Emergency Ditching. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(2):36-46. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184989>

**List of Figures**

Fig. 1. Air Niugini Flight 73 incident at the Chuuk Lagoon, 2018.09.28

Fig. 2. Center of pressure  $B$ , center of gravity  $G$ , moment arm  $L$  and computational coordinate system

Fig. 3. Aircraft coordinate system and floatability parameters

Fig. 4. WBOM Flowchart

Fig. 5. Aircraft floatation model

Fig. 6. Aircraft underwater part (waterline plane is shown)

Fig. 7. Aircraft possible leaks locations (hatches, doors, valves)

Fig. 8. Internal water volume due to the flooding

Fig. 9. Convergence of the  $z_B$  (center of buoyancy) search iterations to the  $z_G$  (center of gravity) along the  $Z$ -axis

**List of Tables**

Table 1. Water touchdown stages and corresponding numerical methods

Table 2. Summary of error values

**Введение**

Воздушные маршруты современных авиалайнеров пролегают над морями и океанами. Из-за отсутствия аэродромов самолет в случае аварийной ситуации вынужден совершать посадку на воду. Известно, что аварийное приводнение может привести к катастрофическим последствиям. С 1938 года подобные несчастные случаи произошли 219 раз, некоторые из них были очень серьезными, с сотнями погибших [1]. Один из недавних инцидентов

– катастрофа рейса № 73 авиакомпании Air Niugini в 2018 году (рис. 1).

Органы управления гражданской авиацией (Росавиация, EASA, FAA и др.) предъявляют особые требования к аварийной посадке на воду. Так, воздушное судно не может быть сертифицировано без подтверждения соответствия сертификационному требованию НЛГ-25.801 «Аварийное приводнение».

Для демонстрации соответствия упомянутому требованию существуют два возможных пути: ис-



Рис.1. Катастрофа рейса № 73 авиакомпании Air Niugini в лагуне Чуук, 28.09.2018

пытание и моделирование. Поскольку проведение полномасштабных испытаний не представляется целесообразным, то компьютерное моделирование на сегодняшний день является наиболее предпочтительным решением.

В настоящей статье показано, что при компьютерном моделировании популярные пакеты ПО оказываются малоэффективными в силу специфики рассматриваемой задачи. Это обстоятельство потребовало разработки нового численного метода и ПО для его реализации.

**Обзор существующих работ**

Посадка на воду может быть разделена на четыре этапа: заход на посадку, удар, посадка и плавание [2]. Этапы посадки на воду и соответствующие им численные методы, традиционно используемые для моделирования, представлены в табл. 1.

Существует множество опубликованных работ, описывающих различные подходы к решению задачи ударного этапа посадки на воду. Наиболее ранние из них [3, 4] описывают фундаментальную теорию воздействия твердой поверхности на воду.

Работы [5, 6] уточняют предыдущие работы в части расчета нагрузок на самолет.

С появлением высокопроизводительных компьютеров активно развиваются численные методы. Использование классических теорий в сочетании с численными методами показано, например, в [7, 8, 9].

Обширные исследования проведены в области связанной задачи «жидкость–конструкция» [10, 11]. Для исследования связанной гидродинамической–механической задачи при спуске на воду морских судов использованы методы, представленные в работах [12, 13, 14]. Также опубликованы результаты натурных экспериментов [15].

Численные методы, используемые для моделирования плавучести, можно разделить на две основные группы: методы на основе сетки и бессеточные методы. Методы на основе сетки: МКЭ [16], метод ALE [17], CFD [18], метод движущейся сетки [19], XFEM [20]. Бессеточные методы: SPH [21], безэлементный метод Галеркина (EFG) [22] и др.

В работе [22] приводится обзор основных теоретических, экспериментальных и численных достижений за период с 1929 по 2003 г. в данной области.

Анализ существующих публикаций позволяет сделать вывод о том, что исследования последнего времени сосредоточены преимущественно на изучении этапа удара самолета об воду. Действительно, именно этот этап характеризуется наиболее опасными нагрузками. При этом стадия плавучести самолета часто полностью игнорируется, количество исследований по этой задаче незначительное. Однако воздушное судно не может быть сертифицировано без подтверждения соответствия сертификационному требованию АП-25.801 (d), в котором говорится: «...время нахождения самолета на плаву и его сбалансированное положение позволят людям покинуть самолет и занять места в спасательных плотках...» [23].

Таблица 1. Этапы приводнения и соответствующие им численные методы

№	Этап	Описание	Решение
1	Заход	Перед тем как самолет ударится об воду, он управляется пилотом	—
2	Удар	Ударная нагрузка на заднюю часть фюзеляжа. Короткий, нелинейный процесс	CFD, FEM, SPH, EFG и многие другие
3	Посадка	Гидродинамическое всасывание задней части фюзеляжа. Большой пикирующий момент	
4	Плавание	Длительный процесс (от нескольких минут до нескольких часов). Зависит от способности поддерживать плавучесть воздушного судна и продолжительности эвакуации пассажиров	Метод оптимизации плавучести самолета (МОПС), предложен в статье

В настоящей статье предлагается численный метод на основе математической оптимизации для решения проблемы плавучести самолета, приводятся сведения о программной реализации предложенного метода и результаты расчетов.

Проблема плавучести требует совершенно иного подхода, чем обычные методы численного моделирования CFD [24], FEM, SPH и т. д. Одна из основных трудностей при моделировании плавучести самолета заключается в том, что это длительный процесс. Как правило, пассажирам требуется продолжительное время (минуты), чтобы покинуть самолет. За это время происходит следующее:

- изменение веса и центра тяжести самолета;
- затопление внутренних объемов самолета из-за наличия различных клапанов, лючков и вырезов в корпусе;
- изменение положения самолета (углы тангажа и крена);
- изменение положения ватерлинии (возможно катастрофическое затопление водой через открытые двери).

Решение задачи должно учитывать все упомянутые факторы в динамике развития.

Процесс плавучести зависит от времени, но он относительно медленный, поэтому существующие численные методы (FEM, SPH и др.) не могут быть использованы напрямую. Интересно, что само по себе явление плавучести тел обычно не учитывается в распространенных коммерческих решателях (Abaqus, Ansys, Nastran и т. д.).

Для решения задачи плавучести был разработан численный метод (МОПС), основанный на многокритериальной оптимизации.

### Математическая основа

Ниже представлены основные уравнения для моделирования процесса плавучести. Сформулиро-

ван метод определения объема погруженной в воду части самолета с помощью многокритериальной оптимизации.

### О законе Архимеда

Предположим, что тело плавает свободно. Тогда вес тела и действующие на него гидростатические силы находятся в равновесии. По закону Архимеда, вес объема воды  $\Delta$ , вытесняемой плавающим телом, равен весу этого тела  $G$ :

$$\Delta = G. \tag{1}$$

Сила Архимеда определяется как произведение вытесненного объема жидкости  $V$  на ее плотность  $\rho$ . Тогда предыдущее уравнение переписывается в виде

$$\rho V = G. \tag{2}$$

Действующие на самолет силы показаны на рис. 2.

Сила Архимеда (гидростатического поддержания)  $\Delta$  приложена в центре гидростатического давления  $B$ , являющемся центром тяжести вытесненного объема воды. У подавляющего количества плавающих на воде объектов центр их давления  $B$  не совпадает с центром тяжести тела. Если они находятся на одной вертикали, то такое положение тела является равновесным. Чтобы найти положение самолета в каждый момент времени, нужно решить задачу плавучести, которая задается уравнениями

$$\left. \begin{aligned} \Delta &= G; \\ \mathbf{x}_B &= \mathbf{x}_G, \end{aligned} \right\} \tag{3}$$

где  $\Delta$  – сила Архимеда,  $G$  – вес самолета,  $\mathbf{x}_B$  – координаты центра давления,  $\mathbf{x}_B = \{x_B, z_B\}$ ;  $\mathbf{x}_G$  – координаты центра тяжести,  $\mathbf{x}_G = \{x_G, z_G\}$ . В системе (3) правые части уравнений известны, тогда как левые должны быть найдены.

При эвакуации пассажиров (а также сливе остатков топлива, затоплении внутренних объемов) вес

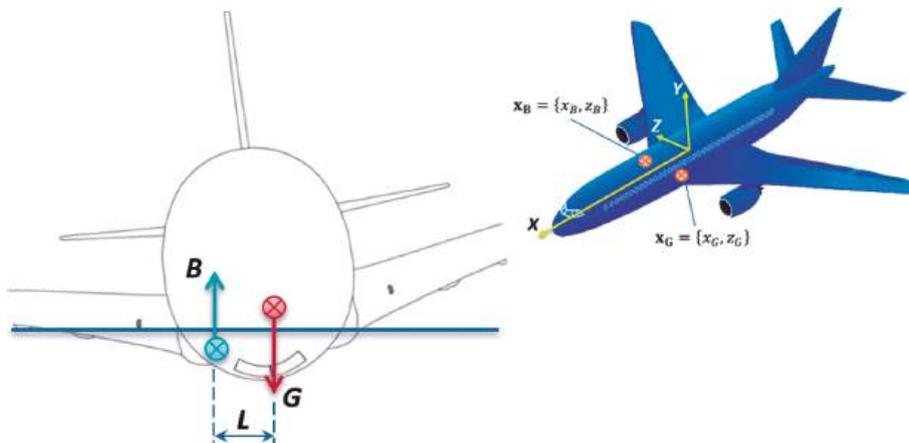


Рис. 2. Центр давления  $B$ , центр тяжести  $G$ , плечо момента  $L$  и расчетная система координат

и центр тяжести самолета постоянно меняются. Это приводит к сложному поступательно-вращательно-му движению самолета. Для учета сказанного необходимо рассмотреть уравнения движения самолета как твердого тела. Уравнения для поступательного движения:

$$\sum_{i=1}^N F_i = m \frac{dV}{dt}, \quad (4)$$

где  $F_i$  – вектор внешних сил,  $m$  – масса тела;  $V$  – вектор скорости тела.

Заметим, что на этом этапе мы игнорируем тот факт, что масса самолета также меняется во времени.

Для вращательного движения тела используем уравнения Эйлера:

$$\left. \begin{aligned} I_1 \dot{\omega}_1 + (I_3 - I_2) \omega_2 \omega_3 &= M_1; \\ I_2 \dot{\omega}_2 + (I_1 - I_3) \omega_3 \omega_1 &= M_2; \\ I_3 \dot{\omega}_3 + (I_2 - I_1) \omega_1 \omega_2 &= M_3, \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

где  $M_k$  – составляющие приложенного крутящего момента,  $I_k$  – основные моменты инерции,  $\omega_k$  – составляющие угловой скорости, где  $k = 1, 3$ .

Используемая система измерения, связанная с самолетом, показана на рис. 3.

Зная, что  $\omega_2 = 0$  (здесь мы опускаем угол рыскания), и заменив индексы главных осей  $x = 1$  и  $z = 3$  (см. рис. 3), получаем упрощенную систему:

$$\left. \begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x &= M_x; \\ I_z \dot{\omega}_z &= M_z. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

### Постановка задачи оптимизации

Для решения задачи плавучести, определенной в (3), необходимо найти погруженный объем самолета (построить ватерлинию). Предлагается рассматривать эту задачу как задачу оптимизации. По известным значениям веса самолета  $G$  и его центра тяжести  $x_G$  требуется найти «оптимальные» параметры ориентации самолета, чтобы уравновесить самолет в воде. Другими словами, необходимо подобрать такие значения для положения плоскости воды, дифферента и крена (показаны на рис. 3), которые приведут к

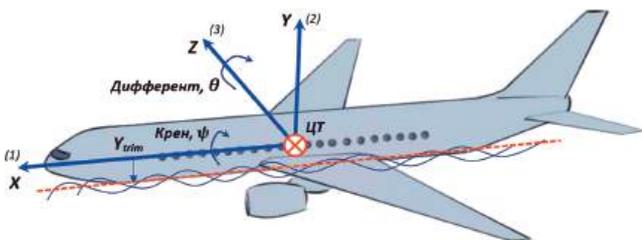


Рис. 3. Система координат самолета и параметры плавучести

удовлетворению равенств  $\Delta = G$  и  $x_B = x_G$ . Таким образом, мы приходим к задаче многокритериальной оптимизации.

В задаче оптимизации определяется целевая функция

$$f(\mathbf{x}) : \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}, \quad (7)$$

которую требуется минимизировать на заданном множестве  $C \subset \mathbb{R}^n$ , используя варьируемые параметры:

$$\mathbf{x} = x_1, x_2, \dots, x_n. \quad (8)$$

На варьируемые параметры накладывается  $m$  ограничений-неравенств

$$g_j(\mathbf{x}) \geq 0, \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (9)$$

и  $p$  ограничений-равенств

$$h_k(\mathbf{x}) = 0, \quad k = 1, 2, \dots, p \quad (10)$$

с ограничениями варьируемых параметров

$$x_{i_{\min}} \leq x_i \leq x_{i_{\max}}. \quad (11)$$

Для задачи плавучести определяются три целевые функции (критерия) для минимизации:

$$\left. \begin{aligned} |G - B| &= \tilde{F}; \\ |x_G - x_B| &= \tilde{x}; \\ |z_G - z_B| &= \tilde{z}. \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

Функции  $\tilde{F}$ ,  $\tilde{x}$  и  $\tilde{z}$  являются невязками, или погрешностями, приближения.

Варьируемыми параметрами в данном случае являются:  $Y_{trim}$  – расстояние от ЦТ самолета до плоскости воды;  $\theta$  – угол дифферента;  $\psi$  – угол крена.

Тогда задача плавучести определится как многокритериальная задача минимизации с тремя независимыми варьируемыми параметрами:

$$\min \begin{bmatrix} \tilde{F}(Y_{trim}, \theta, \psi) \\ \tilde{x}(Y_{trim}, \theta, \psi) \\ \tilde{z}(Y_{trim}, \theta, \psi) \end{bmatrix}. \quad (13)$$

Перепишем (13) сокращенно в векторной форме:

$$\min [f(\mathbf{x})], \quad (14)$$

где

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \tilde{F} \\ \tilde{x} \\ \tilde{z} \end{bmatrix}. \quad (15)$$

### Метод численной оптимизации

Поскольку аналитическое решение задачи оптимизации (13) на данный момент не известно, то решение отыскивается численно с использованием

методов линейного программирования. Разработанный метод получил название МОПС (метод оптимизации для плавучести самолета). Следует отметить, что методы оптимизации при проектировании самолетов используются достаточно давно и успешно для решения самых разных задач (см., например, [25]).

МОПС принадлежит к семейству детерминированных оптимизационных методов [26].

МОПС является итерационным методом, состоящим из следующих двух этапов:

1. Определение «направления поиска», то есть направления, в котором необходимо двигаться в пространстве варьируемых параметров, чтобы как можно ближе приблизиться к требуемому минимуму невязок.

2. Линейный поиск в этом направлении для поиска локального экстремума целевой функции.

Повторяющийся много раз во время оптимизации поиск локального экстремума, как правило, является самым ресурсозатратным этапом всей процедуры. В принципе возможно последовательное движение методом перебора значений по направлению поиска, но для этого потребуется чрезмерное количество вычислений целевой функции, что оказывается очень неэффективным при достаточно маленьком размере шага, необходимого для точного определения минимума. По этой причине в МОПС используется динамический размер шага (поясняется далее).

Блок-схема МОПС представлена на рис. 4. Первым шагом является отсечение подводной части самолета при начальном значении проектных

переменных  $Y_{trim}$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ . Зная объем отсеченной части, мы оцениваем вытесненный объем воды  $V$  и расположение центра давления. Зная это, решаем уравнения динамики твердого тела (4) и (6). Уравнения динамики дают нам обновленные значения углов ориентации самолета (тангаж и крен). Следующий шаг для линейного поиска рассчитывается как относительная ошибка равновесия сил:

$$STEP_{Y_{trim}} = \frac{\tilde{F}}{G} = \frac{\Delta - G}{G}. \tag{16}$$

Для завершения итерационного процесса оцениваются значения целевых функций (невязок), и, если какое-либо из значений нарушает заданный порог (точность), выполняется очередная итерация алгоритма. Итерации продолжаются до тех пор, пока справедливо хотя бы одно неравенство из системы:

$$\left. \begin{aligned} \tilde{F} &> [\tilde{F}]; \\ \tilde{x} &> [\tilde{x}]; \\ \tilde{z} &> [\tilde{z}]. \end{aligned} \right\} \tag{17}$$

### Программная реализация

Как было показано в предыдущем разделе, для успешного решения задачи плавучести необходимо найти «хорошие» значения варьируемых параметров ( $Y_{trim}$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ ), чтобы уравновесить самолет. Важнейшей подзадачей здесь является расчет объема погруженной в воду части самолета. Для этого было разработано множество численных методов применительно к морским судам (см. [27, 28]). Тем не менее они не могут непосредственно быть применены в описываемой задаче из-за существенно более сложной геометрии подводной части самолета (фюзеляж, крыло, стойки шасси и т. д.) по сравнению с обводами корпуса корабля. Упомянутые методы в значительной степени опираются на приближенное численное интегрирование по теоретическим чертежам обводов корпуса, что не представляется целесообразным в случае более сложной геометрии подводной части.

Для решения обозначенной проблемы использована система 3-мерного инженерного проектирования САПР. САПР позволяет легко моделировать незатапливаемые объемы самолета (рис. 5) и с высокой точностью определять объем погруженной в воду часть самолета (рис. 6). Наряду с этим САПР имеет свой собственный интерфейс прикладного программирования (API), который позволяет пользователям создавать свои собственные программы и таким образом наиболее полно использовать возможности САПР.

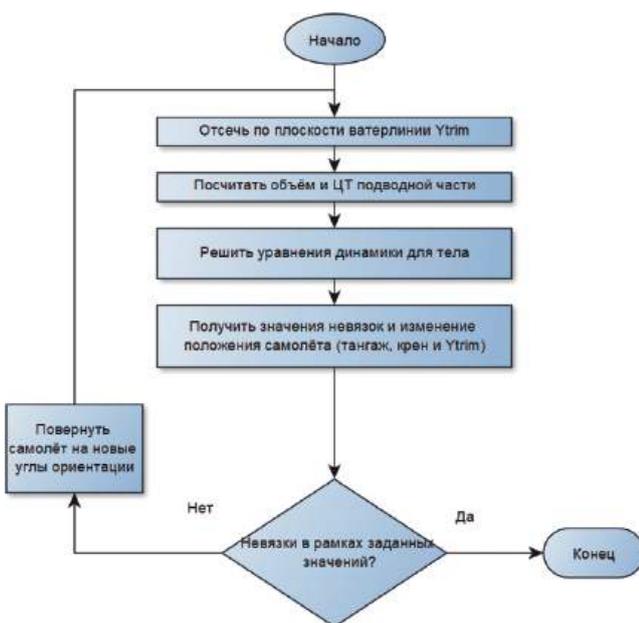


Рис. 4. Алгоритм МОПС

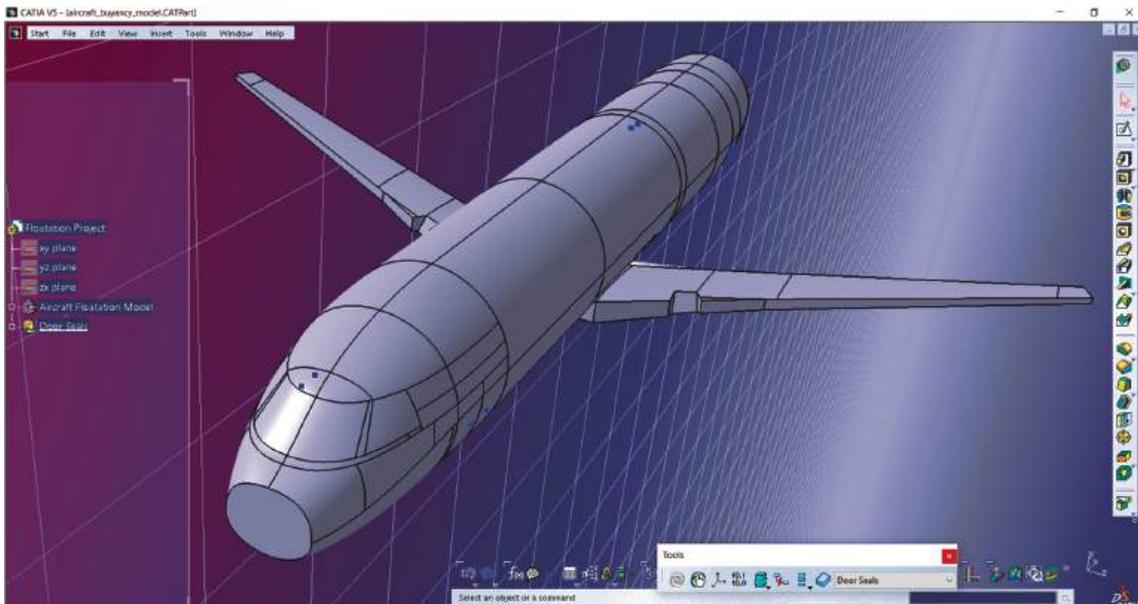


Рис. 5. Модель незатапливаемых объемов самолета

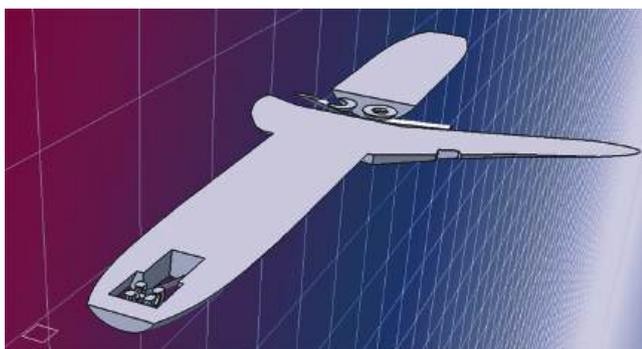


Рис. 6. Подводная часть самолета (показана плоскость ватерлинии)

Метод МОПС реализован в виде библиотеки макросов САТІА.

Для указанной библиотеки макросов требуются следующие входные данные:

- твердотельная модель, описывающая водонепроницаемые отсеки самолета;
- данные о затоплении и гистограмма эвакуации пассажиров (изменение веса и центра тяжести во времени).

Из-за наличия протечек (негерметичные технические люки, клапаны и др. показаны на рис. 7) внутренние объемы самолета подвержены затоплению. Это приводит к изменению веса самолета, центра масс и в конечном счете положения самолета в воде. Чтобы учесть это, алгоритм анализирует каждый возможный источник течи самолета в данный момент времени и решает, находится ли она под водой. Если это так, то через него начинается поступление воды во внутренние отсеки. Объем (расход) поступающей воды рассчитывается с помощью

закона Торричелли. Зная объем воды, поступившей в отсеки на данный момент времени, эту воду необходимо соответствующим образом распределить внутри отсека. Алгоритм решает эту проблему с помощью той же процедуры оптимизации МОПС и определяет положение внутреннего зеркала воды в отсеке (рис. 8).

**Оценка невязки**

Как было показано ранее, МОПС является численным методом, который обеспечивает результаты с заданной точностью. Для испытательных запусков были установлены следующие пороговые значения:  $[\dot{F}] = 50$  кгс,  $[\tilde{x}] = [\tilde{z}] = 2$  мм. Полученные типовые значения невязок (погрешностей) приведены в табл. 2.

**Сходимость численного метода**

Решающим показателем качества численного метода является его сходимость. На рис. 9 показан график определения алгоритмом центра давления по оси Z в зависимости от номера итерации. Из графика видно, что оптимизационный процесс является затухающим гармоническим колебанием (ввиду линейной зависимости значения невязки и шага), что обеспечивает сходимость к целевому значению (здесь -208 мм координата ЦТ самолета) с нужной точностью.

**Выводы**

С помощью инструментария математической оптимизации разработан метод численного моделирования плавучести летательных аппаратов.

По сравнению с доступными опубликованными результатами решения аналогичной задачи

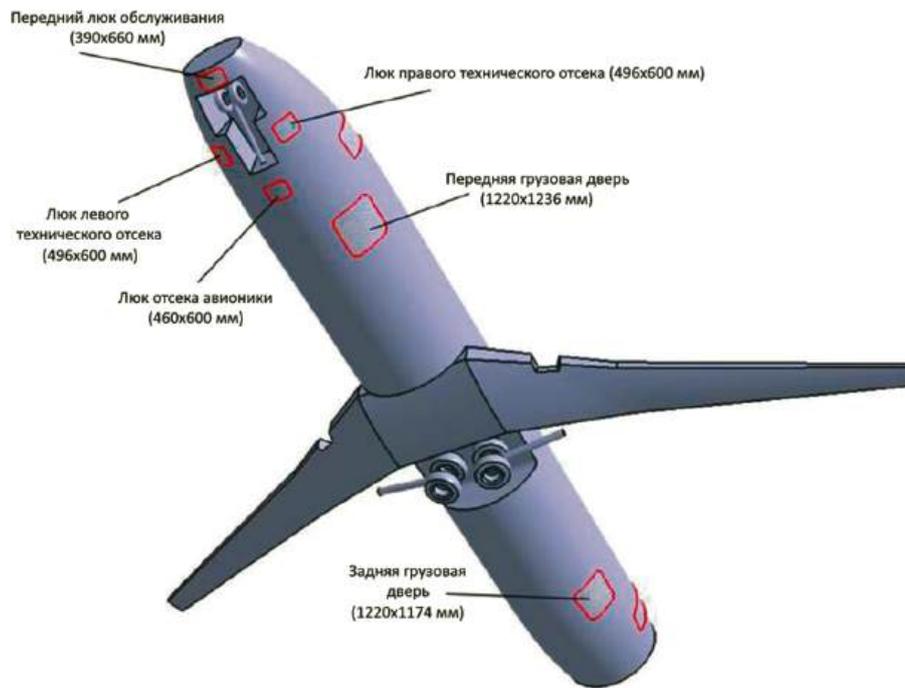


Рис. 7. Места возможных протечек самолета (люки, двери, клапаны)

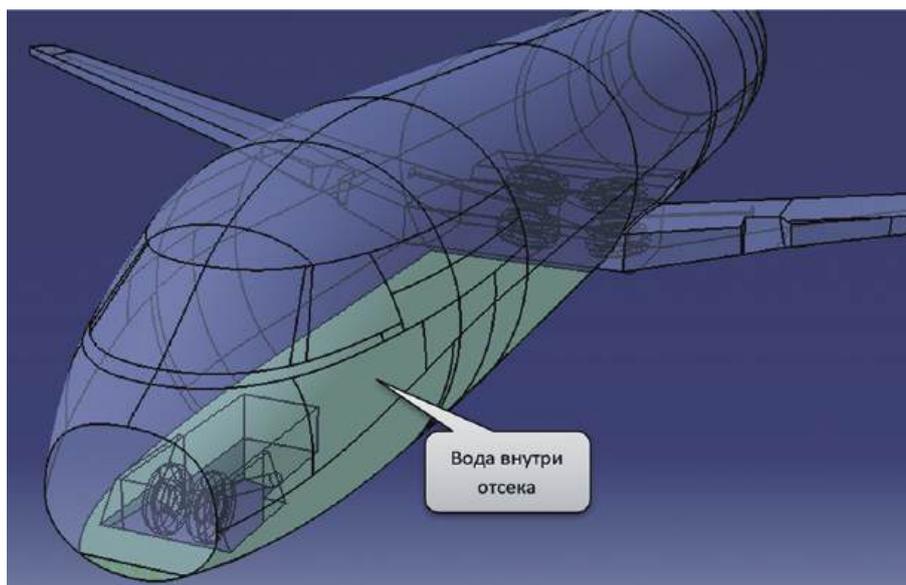


Рис. 8. Внутренний объем воды, поступившей в отсек при затоплении

Таблица 2. Сводка значений невязок

Описание параметра	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Ошибка «вес–сила Архимеда»	$\tilde{F}$	-47.5	кгс
Ошибка расположения центра давления в продольном (ось X) направлении	$\tilde{x}$	0,08	мм
Ошибка расположения центра давления в поперечном направлении (ось Z)	$\tilde{z}$	0,19	мм
Отклонения от вертикальности линии, соединяющей центр давления и ЦТ в плоскости XoY	$\beta$	0,002	градусы

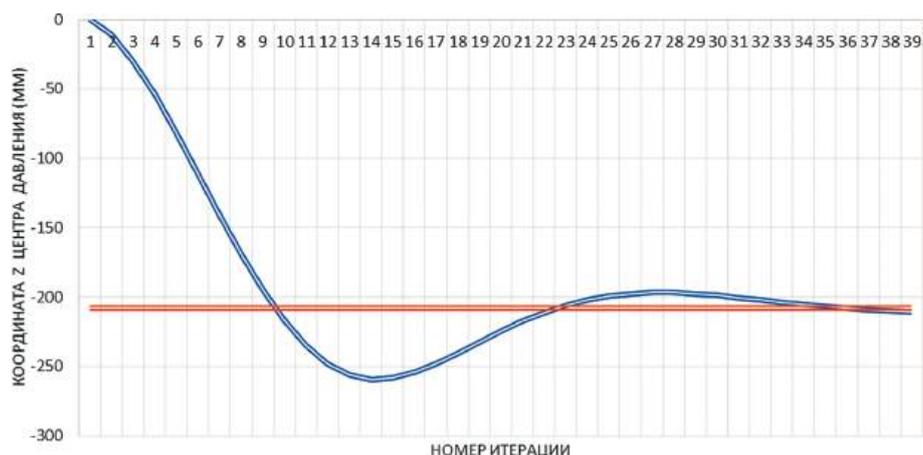


Рис. 9. Сходимость итераций поиска  $z_B$  (центра давления) к  $z_G$  (центр тяжести) по оси  $Z$

(см., например, [18]) можно сделать следующие выводы:

- предложенный метод (МОПС) требует значительно меньших затрат вычислительных и временных ресурсов, чем традиционно используемый CFD. При работе с CFD время и компьютерные ресурсы затрачиваются как на подготовку сетки элементов, так и непосредственно на расчет модели (необходимо использование суперкомпьютера);
- положение ватерлинии при расчете CFD определяется приближенно, с некоторым «размытием» по соседним элементам сетки;
- в отличие от МОПС, большие сложности при моделировании с помощью CFD, SPH возникают из-за динамического изменения положения центра масс самолета и изменения его веса из-за эвакуации пассажиров и подтопления. Описанные изменения массово-инерционных характеристик самолета приводят к изменениям его положения по углам крена и тангажа в процессе затопления, что также сложно реализуемо при моделировании традиционными сеточными методами (CFD, SPH).

Указанные особенности предложенного метода позволяют говорить о его существенных достоинствах в прикладном отношении с точки зрения процедур сертификации гражданских воздушных судов.

#### Список источников

1. *Qu Q., Hu M., Guo H., et al.* Numerical Simulation of Water-Landing Performance of a Regional Aircraft // *Journal of Aircraft*. 2016. Vol. 53. No. 6, pp. 1680–1689. DOI: 10.2514/1.c033686
2. *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
3. *Karman T.* The impact of seaplane floats during landing. NACA TN 321, 1929.
4. *Wagner H.* Über Stoß- und Gleitvorgänge an der Oberfläche von Flüssigkeiten // *ZAMM Journal of applied mathematics and mechanics: Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik*. 1932. Vol. 12. No. 4, pp. 193–215. DOI: 10.1002/zamm.19320120402
5. *Mayo W.L.* Analysis and modifications of theory for impact of seaplanes on water. NACA TR 810, 1945.
6. *Leigh B.R.* Using the momentum method to estimate aircraft ditching loads // *Canadian Aeronautics and Space Journal*. 1988. Vol. 34, pp. 162–169.
7. *Soding H.* Berechnung der Flugzeugbewegung beim Notwassern. Technische Universität Hamburg-Harburg Arbeitsbereiche Schiffbau, Bericht Nr. 602. 1999.
8. *Shigunov V.* Berechnung der Flugzeugbewegung beim Notwassern. Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereiche Schiffbau, Bericht Nr. 608. 2000.
9. *Bensh L., Shigunov V., Soding V.* Pressure distribution during water impact for A340 and A3XX. CRAVHI Reference number EDB-1675/01, 2001.
10. *Mayo W.L.* Hydrodynamic impact of a system with a single elastic mode I. Theory and generalized solution with an application to an elastic airframe. NACA TR 1074, 1952.
11. *Miller R.W., Merten K.F.* Hydrodynamic impact of a system with a single elastic mode II. Comparison of experimental force and response with theory. NACA TR 1075, 1952.
12. *Carcaterra A., Ciappi E.* Hydrodynamic shock of elastic structures impacting on the water: theory and experiments // *Journal of Sound and Vibration*. 2004. Vol. 271. No. 1-2, pp. 411–439. DOI: 10.1016/j.jsv.2003.02.005
13. *Carcaterra A., Ciappi E.* Prediction of the compressible stage slamming force on rigid and elastic systems impacting on the water surface // *Non-linear Dynamics*. 2000. Vol. 21. No. 2, pp. 193–220. DOI: 10.1023/A:1008338301185

14. *Faltinsen O.M., Landrini M., Grecco M.* Slamming in marine applications // *Journal of Engineering Mathematics*. 2004. Vol. 48. No. 3, pp. 187–217. DOI: 10.1023/B:engi.0000018188.68304.ae
15. *Wernsdorfer T., Keller K., Climent H.* CN-235-300M Deepwater – Subscale Model, Ditching and Floatation Tests Plan. EADS-CASA NT-3-AA0-03005. 2003. Issue A.
16. *Bensh L., Shigunov V., Beuck G., et al.* Planned ditching simulation of a transport airplane // *KRASH Users' Seminar* (07–10 January 2001; Phoenix/Arizona).
17. *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
18. *Kozelkov A., Pogosyan M. A., Strelets D. Y., Tarasova N. V.* 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
19. *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
20. *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
21. *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 aircraft. PhD thesis. L'école Centrale De Nantes, 2020. 145 p.
22. *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
23. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes (CS-25). Amendment 27.* European Aviation Safety Agency; Brussels, Belgium, 2021, 1381 p.
24. *Брутян М.А., Йе Х., Павленко О.В.* Численное исследование особенностей обтекания механизированного профиля крыла на взлетно-посадочных режимах полета во влажном воздухе // *Вестник Московского авиационного института*. 2024. Т. 31. № 3. С. 7–13. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182553>
25. *Лысенков А.В., Ореховский В.В., Кажан Е.В., Бугаев М.А.* Методика расчета аэродинамических характеристик и оптимизация профилей для воздушных винтов с использованием численных методов, основанных на решении уравнений Рейнольдса // *Вестник Московского авиационного института*. 2024. Т. 31. № 3. С. 23–33.
26. *Rothwell A.* *Optimization Methods in Structural Design*. Springer International Publishing, Springer, 2017. 332 p. DOI: 10.1007/978-3-319-55197-5
27. *Biran A., López-Pulido R.* *Ship Hydrostatics and Stability*. 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier), 2014. 414 p.
28. *Clark I.C.* *The management of merchant ship stability, trim and strength*. London: The Nautical Institute, 2010. 30111 p.
29. *Faber T.E.* *Fluid Dynamics for Physicists*. Cambridge University Press, 1995. 472 p.

## References

1. Qu Q, Hu M, Guo H, et al. Numerical Simulation of Water-Landing Performance of a Regional Aircraft. *Journal of Aircraft*. 2016;53(6):1680–1689. DOI: 10.2514/1.c033686
2. 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
3. Karman T. *The impact of seaplane floats during landing*. NACA TN 321; 1929.
4. Wagner H. Über Stoß- und Gleitvorgänge an der Oberfläche von Flüssigkeiten. *ZAMM Journal of applied mathematics and mechanics: Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik*. 1932;12(4):193–215. DOI: 10.1002/zamm.19320120402
5. Mayo WL. *Analysis and modifications of theory for impact of seaplanes on water*. NACA TR 810; 1945.
6. Leigh BR. Using the momentum method to estimate aircraft ditching loads. *Canadian Aeronautics and Space Journal*. 1988;34:162–169.
7. Soding H. *Berechnung der Flugzeugbewegung beim Notwassern*. Technische Universität Hamburg-Harburg Arbeitsbereiche Schiffbau, Bericht Nr. 602; 1999.
8. Shigunov V. *Berechnung der Flugzeugbewegung beim Notwassern*. Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereiche Schiffbau, Bericht Nr. 608; 2000.
9. Bensh L, Shigunov V, Soding V. *Pressure distribution during water impact for A340 and A3XX*. CRAVHI Reference number EDB-1675/01;2001.
10. Mayo WL. *Hydrodynamic impact of a system with a single elastic mode I. Theory and generalized solution with an application to an elastic airframe*. NACA TR 1074; 1952.
11. Miller RW, Merten KF. *Hydrodynamic impact of a system with a single elastic mode II. Comparison of experimental force and response with theory*. NACA TR 1075; 1952.
12. Carcaterra A, Ciappi E. Hydrodynamic shock of elastic structures impacting on the water: theory and experiments. *Journal of Sound and Vibration*. 2004;271(1–2):411–439. DOI: 10.1016/j.jsv.2003.02.005
13. Carcaterra A, Ciappi E. Prediction of the compressible stage slamming force on rigid and elastic systems impacting on the

- water surface. *Non-linear Dynamics*. 2000;21(2):193-220. DOI: 10.1023/A:1008338301185
14. Faltinsen OM, Landrini M, Grecco M. Slamming in marine applications. *Journal of Engineering Mathematics*. 2004;48(3):187-217. DOI: 10.1023/B:engi.0000018188.68304.ae
  15. Wernsdorfer T, Keller K, Climent H. *CN-235-300M Deepwater – Subscale Model, Ditching and Floatation Tests Plan*. EADS-CASA NT-3-AA0-03005; 2003. Issue A.
  16. Bensch L, Shigunov V, Beuck G, et al. Planned ditching simulation of a transport airplane. *KRASH Users' Seminar (January 07-10, 2001; Phoenix/Arizona)*.
  17. 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
  18. Kozelkov A, Pogosyan MA, Strelets DY, 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
  19. 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
  20. 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
  21. 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 aircraft*. PhD thesis. L'École Centrale De Nantes; 2020. 145 p.
  22. 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
  23. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes (CS-25). Amendment 27*. European Aviation Safety Agency; Brussels, Belgium; 2021. 1381 p.
  24. Brutyan MA, Ye H, Pavlenko OV. Numerical Study of the Mechanized Wing Profile Flowing-Around Specifics at Takeoff and Landing Modes in a Humid Air. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(3):7-13. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182553>
  25. Lysenkov AV, Orekhovskii VV, Kazhan EV, et al. A Technique for Aerodynamic Characteristics Computing and Profile Optimization for Air Propellers by Numerical Methods Based on Solving Reynolds Equations. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(3):23-33. (In Russ.).
  26. Lysenkov AV, Orekhovskii VV, Kazhan EV, et al. A Technique for Aerodynamic Characteristics Computing and Profile Optimization for Air Propellers by Numerical Methods Based on Solving Reynolds Equations. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(3):23-33. (In Russ.).
  27. Biran A, López-Pulido R. *Ship Hydrostatics and Stability*. 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier); 2014. 414 p.
  28. Clark IC. *The management of merchant ship stability, trim and strength*. London: The Nautical Institute; 2010. 30111 p.
  29. Faber TE. *Fluid Dynamics for Physicists*. Cambridge University Press; 1995. 472 p.

Статья поступила в редакцию / Received 26.03.2025  
 Одобрена после рецензирования / Revised 05.05.2025  
 Принята к публикации / Accepted 19.05.2025