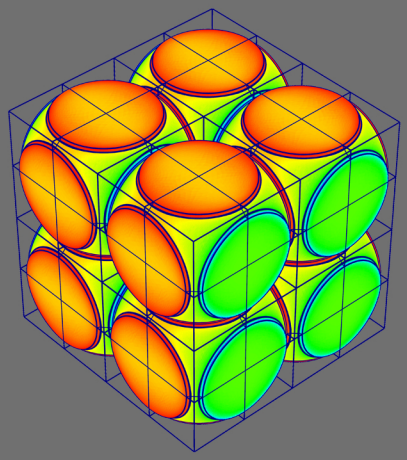
ISSN 2309-3684



Математическое моделирование и численные методы

Томаев И.И., Щеглов Г.А. Моделирование методом вихревых петель нестационарного аэродинамического нагружения десантируемого крупногабаритного объекта. Математическое моделирование и численные методы, 2026, № 1, с. 49–65.

Источник: https://mmcm.bmstu.ru/articles/398/

Параметры загрузки:
IP: 216.73.217.38
16.07.2026 00:23:49

УДК 629.7.015 DOI: 10.18698/2309-3684-2026-1-4965

Моделирование методом вихревых петель нестационарного аэродинамического нагружения десантируемого крупногабаритного объекта

© И.И. Томаев[1], Г.А. Щеглов[2]

[1]АО «ВПК «НПО машиностроения», Московская область, 143960, Россия
[2]МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Представлены результаты тестирования нового алгоритма численного моделирования нестационарного аэродинамического нагружения крупногабаритного объекта при его десантировании из грузового отсека транспортного самолета. Для расчета нагрузок использован бессеточный лагранжев метод вихревых петель, который позволяет повысить точность моделирования особенности геометрии обтекаемой поверхности с изменяемой геометрией. В модельных задачах рассматривается только взаимодействие вихревого следа за фюзеляжем самолета и поверхностью десантируемого объекта, которые считаются абсолютно жесткими телами. В модели фюзеляжа вводится условная граница грузового отсека в виде непроницаемой плоской грани, которую в процессе десантирования пересекает корпус объекта. Исследуется переходный режим моментом окончания которого является полное выдвижение объекта в поток. Расчет нагрузок осуществлялся с учетом упрощающего предположения о заданном характере движения объекта. Представлен алгоритм построения сетки на трансформируемой обтекаемой поверхности. В процессе решения задачи использовался стек открытого программного обеспечения на базе языка C++: ProjectChrono, OpenCASCADE, GMSH. Рассмотрены два расчетных случая с различной степенью развития вихревого следа за фюзеляжем самолета. Анализ полученных результатов решения модельных задач показывает, что силовые факторы, возникающие вследствие процессов нестационарного вихреобразования в спутном следе за фюзеляжем, стремящиеся развернуть объект в плоскости рыскания, существенно превосходят факторы, стремящиеся развернуть объект в плоскости тангажа. При этом влияние развитого вихревого следа приводит к увеличению нагрузок в плоскости тангажа и уменьшении нагрузок в плоскости рыскания. Показана работоспособность алгоритма и согласие полученных с его помощью результатов с данными ранее проведенных расчетов.

Ключевые слова: *численное моделирование, нестационарные аэродинамические нагрузки, вычислительная гидродинамика, вихревые методы, метод вихревых петель, десантирование, крупногабаритный объект, транспортный самолет*

Введение. В настоящее время широко используется десантирование различных грузов в полете через кормовой люк грузового отсека транспортных самолетов, в том числе массивных крупногабаритных объектов, размеры и инерционно-массовые характеристики которых сопоставимы с массой самолета-носителя. К подобным десантируемым грузам относятся, в частности, ракеты-носители космического назначения с воздушным стартом. Подробный обзор отечественных и

иностранных публикаций по данной теме можно найти, например, в монографии [1]. Исследование процессов десантирования в полете подобных крупногабаритных грузов из транспортных самолетов является актуальной задачей, рассматриваемой многими авторами [2-6].

При составлении математических моделей, описывающих динамику движения десантируемого объекта, часто упрощенно считают, что движение объектов происходит только в вертикальной плоскости и приближенно учитывают аэродинамические нагрузки на основании модели потенциального обтекания [7]. Однако выдвижение объекта в поток сопровождается возникновением нестационарных аэродинамических нагрузок, обусловленных процессами интенсивного вихреобразования в спутном следе за фюзеляжем самолета [8]. С использованием вихревых методов вычислительной гидродинамики ранее было показано, что возмущающие воздействия со стороны следа препятствуют уходу объекта от фюзеляжа в плоскости тангажа и способствуют его уводу от фюзеляжа в плоскости рысканья [9]. В ранее проведенных исследованиях [8, 9] применялся вариант вихревого бессеточного лагранжева метода на основе симметричных вортонов-отрезков, в котором геометрия обтекаемых поверхностей моделировалась со значительными упрощениями. Относительно недавно предложен новый вариант метода вихревых элементов — метод вихревых петель (ВП) [10], реализованный в программе VM3D [11], который позволяет использовать более точные геометрические модели.

Цель данной работы — построение алгоритма моделирования методом вихревых петель нестационарного аэродинамического нагружения десантируемого крупногабаритного объекта в процессе начале его движения и тестирование данного алгоритма на модельных задачах.

Для достижения поставленной цели была решена задача о формировании динамически изменяемой сетки на трансформируемой поверхности обтекаемого тела. Расчет нагрузок в данной работе осуществлялся с учетом упрощающего предположения о заданном характере движения объекта.

Математическая постановка задачи, принятые допущения. Рассматривается математическая модель прототипа аэрокосмической системы, предложенной в работе [12]. Система состоит и транспортного самолета (далее ЛА) в грузовом отсеке которого размещается крупногабаритный десантируемый объект (далее ДО). Исследуется этап десантирования ДО из грузового отсека ЛА с учетом ряда упрощающих предположений. Принято, что ЛА в процессе начала движения ДО движется инерциально с низкой дозвуковой скоростью. По принципу обращенного движения считается, что неподвижный ЛА в системе координат $OXYZ$ обтекается потоком несжимаемой среды с

постоянной скоростью $\mathbf{V}_\infty$ Вводится допущение о том, что спутные следы за крыльями и оперением, а также газодинамические процессы, протекающие во внутреннем пространстве грузового отсека ЛА слабо влияют на аэродинамическое нагружение ЛА при десантировании. Рассматривается только взаимодействие вихревого следа за фюзеляжем ЛА и корпуса ДО, которые считаются абсолютно жесткими телами. Таким образом, расчетная схема модельной задачи сводится к обтеканию тела переменного объема. Как показано на рис. 1 данное тело включает комбинацию фюзеляжа ЛА с частью выдвинутого из него корпуса ДО. В модели фюзеляжа вводится условная граница грузового отсека в виде непроницаемой плоской грани, которую в процессе десантирования пересекает ДО. Суммарная поверхность тела обозначена далее как B.

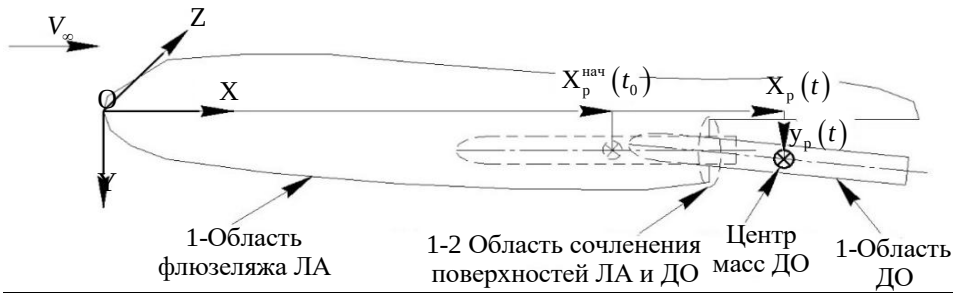


Рис. 1. Расчетная схема объединенного обтекаемого тела B

Рассматривается переходный режим длительностью $0 \le t \le T_K$. Моментом окончания расчета T_K является полное выдвижение ДО в поток за область сочленения, то есть отсутствие пересечения модели корпуса ДО с границей грузового отсека. Считается, что движение центра масс ДО в процессе десантирования происходит по заданному закону (системе координат $Oxyz$, см. рис. 1.), а ориентация ДО относительно центра масс Ориентация ДО относительно центра масс задана в глобальной системе координат кватернионом $\Lambda = \lambda_0 + \lambda_1 i + \lambda_2 j + \lambda_3 k$ с компонентами λ_l, зависящими от времени. Таким образом, с течением времени, геометрия обтекаемого тела B изменяется, что приводит к изменению режима нагружения ДО.

Математическая постановка задачи обтекания тела B потоком несжимаемой среды включает уравнения неразрывности и сохранения импульса в безграничном пространстве

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0; \ \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \left(\mathbf{V} \cdot \nabla\right)\mathbf{V} = \nu \nabla^2 \mathbf{V} - \frac{\nabla p}{\rho_\infty}, \tag{1}$$

где $\mathbf{V}$ — нестационарное трехмерное поле скоростей, $\mathbf{V} = \mathbf{V}(\mathbf{r},\ t)$, $\mathbf{r}$ — радиус-вектор точки; p — поле давления, $p = p(\mathbf{r}, t)$; ν и ρ_∞ — вязкость и плотность среды.

Заданы граничные условия отсутствия возмущений на бесконечности

$$\lim_{r\to\infty} \mathbf{V}(\mathbf{r},\ t) = \mathbf{V}_\infty = \text{const};\ \lim_{r\to\infty} p(\mathbf{r},\ t) = p_\infty = \text{const} \tag{2}$$

и условие прилипания в точках на обтекаемой поверхности $\mathbf{r}_B(\varphi,\ \omega,\ t) \in B$

$$\mathbf{V}(\mathbf{r}_B,\ t) = \mathbf{V}_B(\varphi,\ \omega,\ t). \tag{3}$$

Известно начальное поле скоростей в области течения:

$$\mathbf{V}(\mathbf{r}, 0) = \mathbf{V}_0(\mathbf{r}). \tag{4}$$

Решение задачи производилось методом вихревых петель, подробное описание которого можно найти в работе [10]. В данном методе движение несжимаемой среды описывается через эволюцию завихренности

$$\mathbf{\Omega}(\mathbf{r},\ t) = \nabla \times \mathbf{V}(\mathbf{r},\ t).$$

Предполагается, что течение характеризуется большими числами Рейнольдса и влияние сил инерции существенно превышает влияние сил, вызываемых вязкостью среды. Принято допущение, что влияние вязкости проявляется только в двух процессах: рождении завихренности в тонком пристеночном слое вблизи поверхности тела B в виде замкнутых вихревых нитей – вихревых петель (ВП) и перезамыкании вихревых нитей, сблизившихся на малое расстояние в области течения потока. За исключением указанных случаев, течение потока во внешней области принято невязким, что позволило считать вихревые линии вмороженными в среду и описывать эволюцию завихренности в терминах движения лагранжевых частиц (маркеров), связанных с ВП.

Численный метод решения задачи. ВП под номером k аппроксимируется ломанной линией и определяется ее вершинами (их количество равно N_k), которые рассматриваются как лагранжевы маркеры с радиус-векторами $\mathbf{r}_{ki}$ ($i = 1 \ldots N_k$). Метод вихревых петель позволяет свести решение системы (1) к задаче Коши для системы обыкновенных дифференциальных уравнений движения маркеров, которая интегрируется численно методом Эйлера первого порядка точности с постоянным шагом Δt. На каждом шаге интегрирования

для удовлетворения граничных условий (3) (условия (2) выполняются в данном методе автоматически) численно решаются интегральные уравнения, приводимые к системам линейных алгебраических уравнений. Начальное условие (4) задается как начальное распределение ВП в пространстве.

Алгоритм расчета нестационарных нагрузок методом вихревых петель включает на каждом шаге интегрирования следующие основные операции:

1. Формирование поверхностной сетки тела B.

Путем логического объединения исходных геометрических моделей фюзеляжа ЛА и корпуса ДО строится поверхность тела B на данном шаге расчета, учитывающая новое положение ДО в соответствии заданным законом движения. Здесь проверяется критерий останова расчета (наступления момента T_K) – отсутствие пересечения моделей.

На поверхности B создается треугольная сетка к которой предъявляются следующие требования: сетка должна быть непрерывна, нормали треугольных элементов должны быть направлены строго в область течения, не должны дублироваться узлы в одной точке, не должны дублироваться треугольные элементы, площадь треугольного элемента должна быть ненулевой и соразмерна с остальными элементами. Алгоритм построения сетки состоит из следующих операций:

– Выделение участков поверхности объединенного тела с неизменной и изменяемой сеткой (см. рис. 2). Границей участков является контур области сочленения (петля из ребер поверхностной модели).

– Построение неизменной сетки, которое производится только на первом шаге расчета на поверхности фюзеляжа. При этом выделяются интерфейсные узлы сетки на границе области сочленения.

– Построение изменяемой сетки, которое производится на каждом шаге расчета, на поверхности области сочленения и части ДО, выдвинутой в поток. Изменяемая сетка привязывается к интерфейсным узлам неизменяемой сетки.

– Построение объединенной (сшитой) сетки.

2. Генерация ВП.

С использованием сетки на поверхности тела B проводится восстановление плотности потенциала двойного слоя, на основе распределения интенсивности вихревого слоя, полученного путем численного решения граничного интегрального уравнения с использованием Т-схемы [13]. Важно, что в данном случае, чтобы удовлетворить граничным условиям (3), на поверхности задавалось распределение присоединенных слоев источников и вихрей, интенсивность которых

вычислялась на основании скорости движения точек трансформируемой обтекаемой поверхности [14]. Данные скорости определялись в узлах изменяемой сетки по известным кинематическим параметрам движения ДО в предположении, что данный объект движется как абсолютно жесткое тело.

ВП генерируются по линиям уровня потенциала двойного слоя с постоянным шагом Γ. Таким образом, на шаге создается множество ВП одинаковой интенсивности. После генерации ВП приподнимаются над поверхностью на малое расстояние δ.

3. Интегрирование уравнений движения маркеров ВП.

Движение ВП описывается перемещением маркеров по траекториям жидких частиц, задаваемым системой обыкновенных дифференциальных уравнений с соответствующими начальными условиями в месте рождения ВП:

$$\frac{d\mathbf{r}_{ki}}{dt} = \mathbf{V}_{ki};\ \mathbf{r}_{ki}\left(0\right) = \mathbf{r}_{ki}^{0};\ k = 1, \ldots, N_p;\ i = 1, \ldots, N_k, \tag{5}$$

где $\mathbf{V}_{ki}$ — скорость маркера, вычисляемая как сумма скорости невозмущенного потока и скорости, индуцируемой всеми вихревыми отрезками по закону Био-Савара (Все ВП имеют одинаковую интенсивность Γ) с учетом радиуса вихря ε, который вводится для сглаживания особенности; N_p — количество ВП; N_k — число маркеров ВП.

4. Восстановление поля давления и расчет нагрузок.

Поле давления восстанавливалось на поверхностной сетке тела B с помощью аналога интеграла Коши-Лагранжа [15]. Главный вектор и момент аэродинамических сил, действующих на ДО, вычислялись путем интегрирования по части поверхности B, которая соответствует корпусу ДО.

5. Реструктуризация ВП

Особенность системы (5) — переменная размерность: на каждом шаге интегрирования количество ВП N_p и число их маркеров N_k изменяется. Это происходит не только вследствие генерации ВП на поверхности тела, но и в результате следующих процедур:

– для моделирования перезамыкания ВП близко (на расстоянии σ) расположенные участки ВП перестраиваются, в результате чего ВП объединяются или разделяются;

– для повышения вычислительной устойчивости расчета проводится сглаживание острых углов ломаной линии ВП (меньших заданного угла φ) и их переаппроксимация отрезками равной длины λ;

– для коррекции погрешностей численного интегрирования участки ВП, проникшие внутрь тела B, заменяются участками, по-

строенными на обтекаемой поверхности.

6. Переход к новому шагу интегрирования (операция 1 алгоритма)

Программная реализация алгоритма была осуществлена путем модификации программы VM3D [11]. Поскольку выдвижение ДО производилось по заданному закону и не зависело от режимов обтекания в данной версии программы для ускорения расчетов поверхностная сетка для всех шагов интегрирования предварительно рассчитывалась и сохранялась в виде отдельных файлов, содержащих расчетную треугольную сетку, с изменяемой геометрией для дальнейшего формирования вихревого следа на каждом шаге расчета. В процессе численного интегрирования операция 1 алгоритма заменялась загрузкой заранее подготовленной сетки из файла. Для ускорения вычисления в программе использовались технологии CUDA и OpenMP.

Для формирования адаптивной сетки был разработан программный комплекс на языке C++ с использованием стека открытого программного обеспечения: библиотека Project Chrono [16] для расчета кинематики движения ДО, API геометрического ядра OpenCASCADE [17], и API построителя сеток GMSH [18], который генерирует для каждого шага интегрирования по положению тел в данный момент времени расчетную сетку в широко распространенном формате *.vtk и *.stl. Исходные модели даны в формате *.stl. Геометрическая модель объединенного тела сохраняется в формате *.step.

Результаты моделирования. Тестирование алгоритма было проведено на модельных задачах, в которых использовались геометрические модели фюзеляжа ЛА и ДО, выполненные в соответствии с размерами, взятыми из работ [12, 19]. В основе модели фюзеляжа ЛА лежит имеющаяся в открытом доступе геометрическая модель самолета Ил-76 [20]. Длина фюзеляжа составила 56 м. Закон движения ДО, показанный на графиках рис. 2, был получен с помощью программного комплекса на базе библиотеки Project Chrono, разработанного ранее для анализа кинематических параметров и нагрузок от контакта ДО и системы его опор при десантировании без учета аэродинамических нагрузок. При моделировании учитывались силы тяжести, упругость опор и контактное взаимодействие [12, 21].

В расчетах модельной задачи использовались характеристики среды: $p_\infty = 1$ ата; $\rho_\infty = 1$ *кг/м*^{3}, $\mathbf{V}_\infty = \{223.0,\ 0.0, 0.0\}$ м/с. Параметры метода вихревых петель: $\varepsilon = 0.6$, $\Gamma = 36.0$, $\delta = 0.6$, $\lambda = 0.15$, $\sigma = 0.3$, $\varphi = 100°$. Шаг численного интегрирования $\Delta t = 0.0005$. Сетка на поверхности тела B в начале расчета состоит из 2612 панелей (1308 узлов сетки), а в конце из 2986 панелей (1495 узлов). Пример фрагмента расчетной сетки для двух характерных фаз процесса десантирова-

ния показан на рис. 3. На рисунке сетка дана в разрезе, позволяющем увидеть особенности геометрической модели рампы грузового отсека и границу грузового отсека.

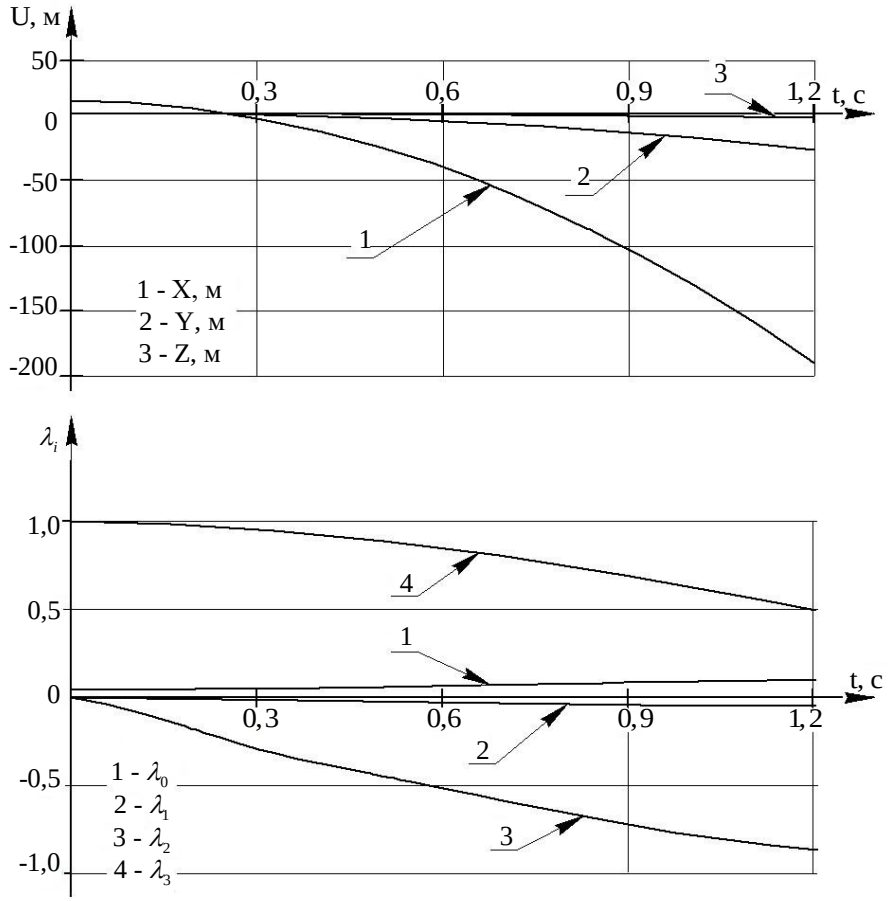


Рис. 2. Закон изменения кинематических параметров десантирования ДО: закон движения центра масс, законизменеия компонентов кватерниона ориентации относительно центра масс

В расчетах модельной задачи использовались характеристики среды: $p_\infty = 1$ ата; $\rho_\infty = 1$ *кг/м*^{3}, $\mathbf{V}_\infty = \{223.0,\ 0.0, 0.0\}$ м/с. Параметры метода вихревых петель: $\varepsilon = 0.6$, $\Gamma = 36.0$, $\delta = 0.6$, $\lambda = 0.15$, $\sigma = 0.3$, $\varphi = 100°$. Шаг численного интегрирования $\Delta t = 0.0005$. Сетка на поверхности тела B в начале расчета состоит из 2612 панелей (1308 узлов сетки), а в конце из 2986 панелей (1495 узлов). Пример фрагмента расчетной сетки для двух характерных фаз процесса десантирования показан на рис. 3. На рисунке сетка дана в разрезе, позволяющем увидеть особенности геометрической модели рампы грузового отсека и границу грузового отсека.

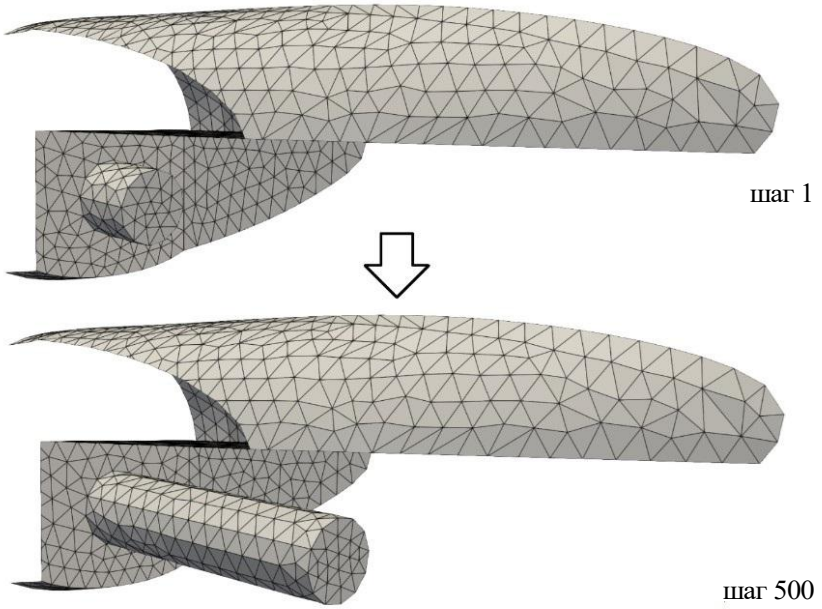
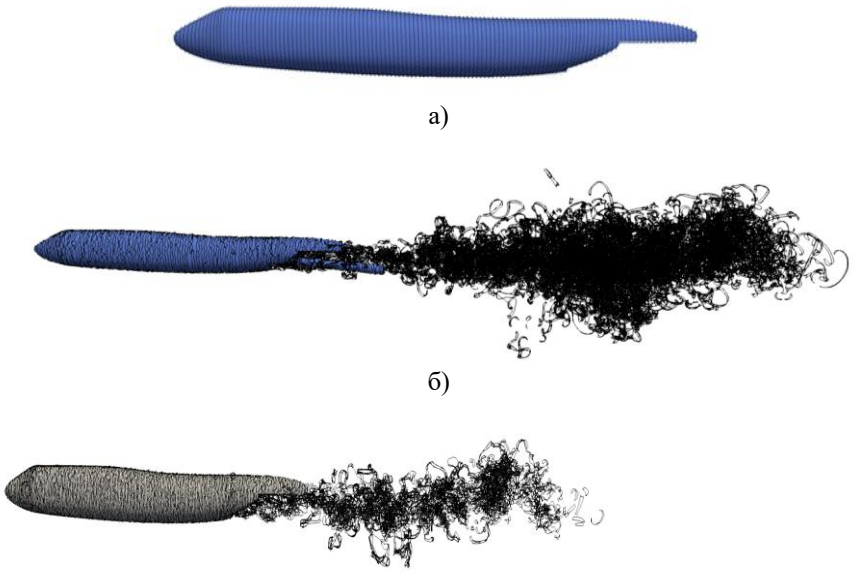
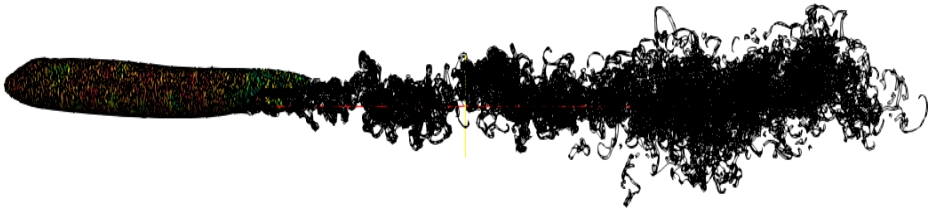


Рис. 3. Изменяемая геометрия треугольной сетки, на шаге расчета 1 и 500 соответственно

Были рассмотрены два расчетных случая, различающихся начальными условиями. В первом случае начальный вихревой след за фюзеляжем ЛА в начале расчета отсутствует, как показано на рис. 4а.



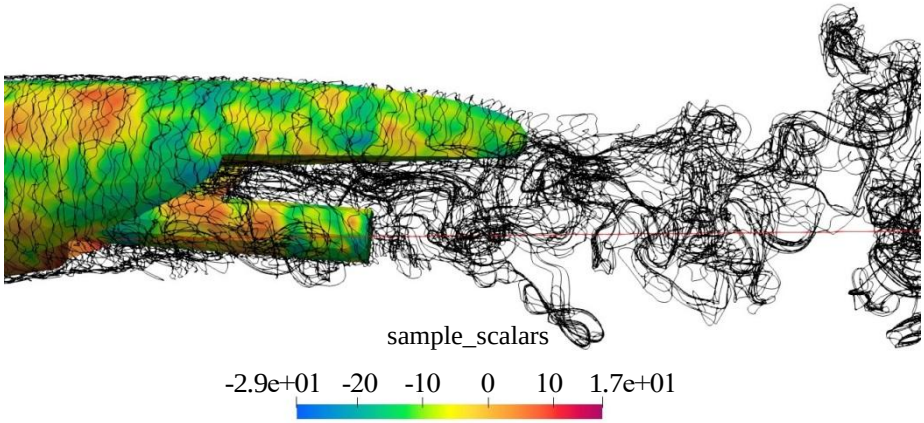


г)

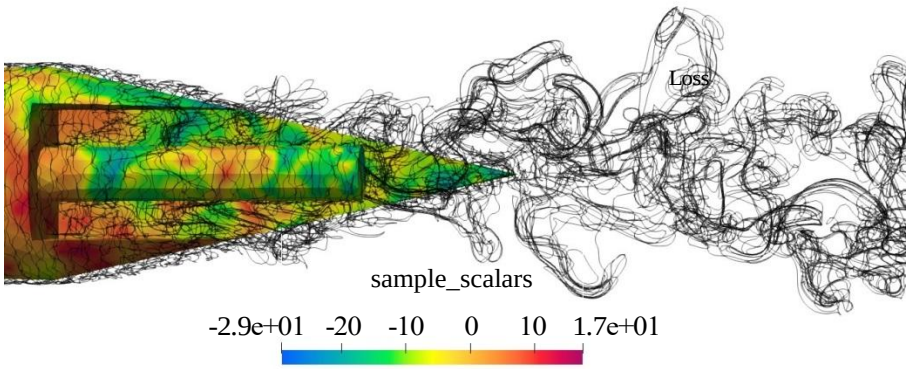
Рис. 4. Спутный след за фюзеляжем ЛА в процессе десантирования ДО:
а) — в начале первого расчетного случая;
б) — в конце первого расчетного случая;
в) — в начале второго расчетного случая;
г) — в конце второго расчетного случая

Во втором случае используется начальный вихревой след (см. рис. 4в), который предварительно рассчитывается в течение 725 шагов при обтекании модели фюзеляжа ЛА без выдвижения ДО.

На рис. 5 представлен (в двух проекциях) вид вихревого следа в характерный момент времени вблизи рампы грузового отсека фюзеляжа ЛА. Линиями на рисунке показаны опоры ДО. Видно, что выход ДО сопровождается образованием несимметричных вихревых структур. Следствием этого являются значительные возмущения, действующие на ДО не только в плоскости тангажа, но и в плоскости рыскания.



а)



б)

Рис. 5. Фаза процесса десантирования $t = 0.35$ с:
а) — вид слева, б) — вид снизу

Вычисления производились на ЭВМ с процессором Intel core i7 8750h и видеокартой NVIDIA 1080ti с поддержкой CUDA, которая позволила ускорить расчет за счет параллельных вычислений. В начале расчета количество петель составляло 659, а в конце 63. При этом, количество маркеров вихревых петель, в начале расчета составляло 66735, а в конце расчета составило 95406. Таким образом, в процессе эволюции в следе формируется малое число запутанных вихревых нитей.

Время расчета для первого случая (без предварительно сформированного следа) составило 3 дня и 6 часов, для второго случая (с предварительно сформированным вихревым следом) – 4 дня и 2 часа.

Обсуждение полученных результатов. Графики нестационарных аэродинамических нагрузок, действующих на ДО в процессе десантирования, показаны на рис. 6. и рис. 7. При построении графиков использовалось осреднение пульсаций методом скользящего среднего с размером окна 30 шагов, что соответствует фильтрации по частоте около 67 Гц. Компоненты силовых факторов даны в неподвижной системе координат, показанной на рис. 1.

Анализ аэродинамического нагружения ДО показывает, что силовые факторы (F_y, M_z), стремящиеся развернуть ДО в плоскости рыскания, существенно превосходят факторы F_z, M_y, стремящиеся развернуть ДО в плоскости тангажа. Также можно видеть, что во втором расчетном случае влияние развитого вихревого следа приводит к увеличению нагрузок в плоскости тангажа и уменьшении нагрузок в плоскости рыскания. Полученные результаты согласуются с ранее полученными данными [8, 9], что свидетельствует об адекватности работы алгоритма.

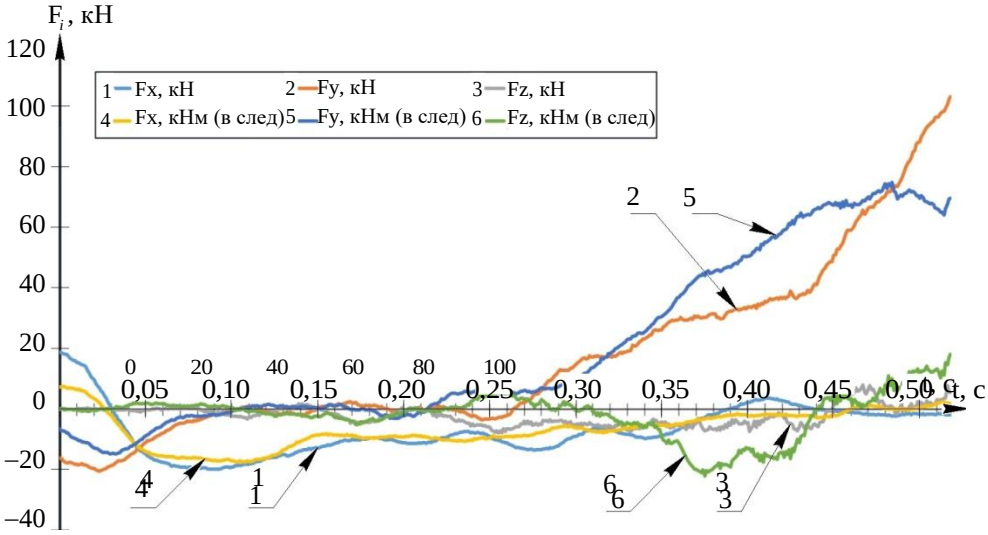


Рис. 6. Полученные в расчете компоненты вектора аэродинамической силы

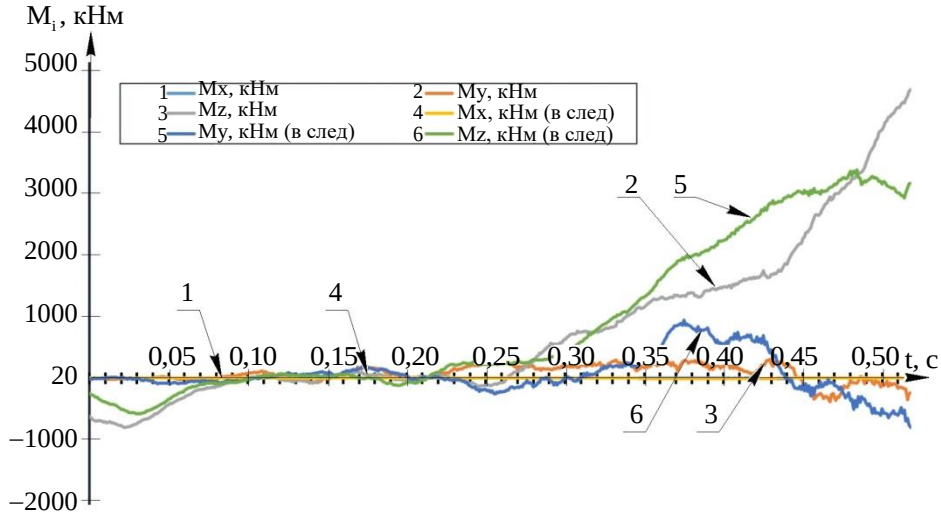


Рис. 7. Полученные в расчете компоненты вектора аэродинамического момента

Выводы и рекомендации. По результатам проведенного исследования можно сделать вывод о том, что разработанный алгоритм на основе метода вихревых петель, в котором используется трансформируемая сетка на обтекаемой поверхности позволяет устойчиво рассчитывать процесс выдвижения ДО в спутный след за фюзеляжем ЛА с учетом особенностей геометрии обтекаемой поверхности. При этом следует отметить, что требуется дальнейшее проведение методических расчетов для валидации нагрузок и исследования влияния параметров расчетной схемы на нестационарные аэродинамические нагрузки. Варьируя начальное состояние вихревой пелены можно

провести расчеты с учетом случайного разброса параметров, аналогично работе [9].

Разработанный алгоритм далее будет использован в ходе перехода к решению связанной задачи аэроупругости процесса десантировании крупногабаритного ДО.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Кардашев М.А. *Воздушный старт*. Москва, Новое Время, 2016, 356 с.

[2] Wei Song, Bangcheng Ai, Xiaojian Zhao. Prediction and evaluation of the stage-separation compatibility of an internally carried air-launch vehicle. *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 105, art. 106001 DOI:https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106001

[3] Du Yu., He W., Feng Yi, Zeng W., Mengqun L. Dynamic analysis and optimization design of ignition attitude for an internally carried air-launch rocket. *Acta Astronautica*, 2026, vol. 238, Part A, p. 351-368 https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.08.039

[4] Бальмонт Б.В., Карпов А.С., Иванов Р.К. Российский аэрокосмический проект «Воздушный старт». Полет. *Общероссийский научно-технический журнал*, 2012, 9, с. 3–15.

[5] Сихарулидзе Ю.Г., Иванов Р.К., Борисов А.В. Анализ порывов ветра на участке вертикального маневра («Горка») самолета-носителя с целью десантирования ракеты-носителя. *Препринт Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН*, 2005, 38, 40 с.

[6] Самарцева С.И., Болтянский И.М., Кольга В.В. Расчет транспортно-пускового контейнера системы воздушного старта ракеты-носителя. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2020. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/raschet-transportno-puskovogo-konteynera-sistemy-vozdushnogo-starta-rakety-nositelya (дата обращения: 31.08.2025).

[7] Александров А.А., Драгун Д.К., Забегаев А.И., Ломакин В.В. Механика контейнерного старта ракеты при действии поперечных нагрузок. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, 3 (15), 10 р.

[8] Короткий С.А., Щеглов Г.А. Численное моделирование аэроупругой динамики воздушного старта с учетом интенсивного вихреобразования. *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, Спец. выпуск, с. 67–73.

[9] Тушев О.Н., Щеглов Г.А. Численное моделирование аэроупругой динамики воздушного старта при наличии случайного разброса параметров аэродинамического нагружения. *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2015, 1 (100), с. 22–34.

[10] Dergachev S.A., Marchevsky I.K., Shcheglov G.A. Flow simulation around 3D bodies by using Lagrangian vortex loops method with boundary condition satisfaction with respect to tangential velocity components. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 94, art. no. 105374, 15 p. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105374.

[11] Марчевский И.К., Щеглов Г.А., Дергачев С.А. *VM3D* – программный комплекс для моделирования пространственных течений несжимаемой среды вихревыми методами. *Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ* № 2022660838 от 10.06.2022.

[12] Томаев И.И., Щеглов Г.А. Численное моделирование процесса десантирования ракеты-носителя сверхлегкого класса из самолета-носителя. *XLVII Академические чтения по космонавтике – 2023 : сб. тезисов, посвященный памяти академика С. П. Королёва и других выдающихся отечественных*

ученых – пионеров освоения космоса, Москва, 24–27 января 2023 г., МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2023, 4, с. 400–401.

[13] Marchevsky I.K., Shcheglov G.A. Double layer potential density reconstruction procedure for 3D vortex methods. *Numerical Methods for Flows*, Cham: Springer, 2020, p. 287–295. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-030-30705-9_25.

[14] Kempka S.N., Glass M.W., Peery J.S., Strickland J.H., Ingber M.S. Accuracy considerations for implementing velocity boundary conditions in vorticity formulations. *SANDIA Report SAND96-0583 UC-700*, 1996, 52 p. DOI: https://doi.org/10.2172/242701.

[15] Андронов П.Р., Гувернюк С.В., Дынникова Г.Я. *Вихревые методы расчета нестационарных гидродинамических нагрузок*. Москва, Изд-во Моск. ун-та, 2006, 184 с.

[16] Project Chrono V7.0.3 URL: https://www.projectchrono.org (дата обращения: 31.08.2025)

[17] OpenCASCADE URL: https://dev.opencascade.org/ (дата обращения: 31.08.2025)

[18] GMSH URL: https://gmsh.info (дата обращения: 31.08.2025)

[19] Бондаренко А.А., Рева Э.А., Сучков А.В., Павлык А.С. *Самолет Ил-76МД: учеб. пособие. Ч.1.* Ульяновск: УВАГУ ГА(И), 2014, 164 с.

[20] Простая модель самолета ИЛ-76 URL: https://3dtoday.ru/3d-models/khobbi/raznye-modeli/samolet_il_76_stl (дата обращения: 31.08.2025)

[21] Томаев И. И. Исследование процесса десантирования ракеты-носителя сверхлегкого класса из самолёта-носителя. *Студенческая научная весна: сб. тезисов докл. Всероссийской студенческой конференции, посвященной 170-летию В. Г. Шухова, Москва, 01–30 апреля 2023 г.* Москва, Издательский дом «Научная библиотека», 2023, с. 18–20.

Статья поступила в редакцию 27.10.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Томаев И.И., Щеглов Г.А. Моделирование методом вихревых петель нестационарного аэродинамического нагружения десантируемого крупногабаритного объекта. *Математическое моделирование и численные методы*, 2026, № 1, с. 49–65.

Томаев Иван Ибрагимович — инженер АО «ВПК «НПО машиностроения». e-mail: nntomaev@gmail.com

Щеглов Георгий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru

Simulation of unsteady aerodynamic loading of a large object during air-launch using the vortex loops method

© A.A. Valishin[1], A.V. Zaprivoda[2], S.S. Tsukhlo[1]

[1]JSC «MIC «NPO Mashinostroyenia» Moscow region,
Reutov, 143966, Russian Federation
[2]Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The results of testing a new algorithm for numerical simulation of unsteady aerodynamic loading of a large object during air launch from the cargo compartment of the transport aircraft are presented. To calculate the loads, the mesh-free Lagrangian vortex loops

method was used, which makes it possible to increase the accuracy of modeling the geometry features of a streamlined surface with variable geometry. In the model problems, only the interaction of the vortex wake behind the fuselage of the aircraft and the body of the object, which are considered to be absolutely rigid bodies, is considered. In the fuselage model, a conditional cargo compartment boundary is introduced in the form of an impenetrable flat face, which is crossed by the object during the launch process. The transition mode is investigated, the moment of the end of which is the complete extension of the object into the stream. The calculation of the loads was carried out taking into account the simplifying assumption about the given motion of the object. An algorithm for constructing a grid on a transformable streamlined surface is presented. An open source software stack based on the C++ language was used: ProjectChrono, OpenCascade, GMSH. Two cases with varying state of the vortex wake behind the fuselage of the carrier aircraft are considered. An analysis of the obtained results of solving model problems shows that the force factors arising from the processes of unstable vortex formation in the vortex trail of the fuselage, which tend to deploy the object in the yaw plane, significantly exceed the factors that aim to deploy the object in the pitch plane. At the same time, the influence of the developed vortex wake leads to an increase in loads in the pitch plane and a decrease in loads in the yaw plane. The efficiency of the algorithm and the agreement of the results obtained with its help with the data of previously performed calculations are shown.

***Keywords**: Numerical simulation, unsteady aerodynamic loads, computational fluid dynamics, vortex methods, vortex loop method, large object, air launch, aircraft*

REFERENCES

[1] Kardashev M. A. *Vozdushnyj start* [Air Launch]. Moscow, Novoe Vremya Publ., 2016, 356 p.

[2] Wei Song, Bangcheng Ai, Xiaojian Zhao. Prediction and evaluation of the stage-separation compatibility of an internally carried air-launch vehicle. *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 105, art. 106001 DOI:https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106001

[3] Du Yu., He W., Feng Yi, Zeng W., Mengqun L. Dynamic analysis and optimization design of ignition attitude for an internally carried air-launch rocket. *Acta Astronautica*, 2026, vol. 238, Part A, p. 351-368 https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.08.039

[4] Balmont B. V., Karpov A. S., Ivanov R. K. Rossijskij aerokosmicheskij proekt «Vozdushnyj start» [Russian aerospace project «Air Launch»]. *Polet. Obshcherossijskij nauchno-tekhnicheskij zhurnal* [Polet: All-Russian Scientific-Technical Journal], 2012, no. 9, pp. 3–15.

[5] Sikharulidze Y. G., Ivanov R. K., Borisov A. V. Analiz poryvov vetra na uchastke vertikal'nogo manevra («Gorka») samoleta-nositelya s cel'yu desantirovaniya rakety-nositelya [Analysis of wind gusts in the vertical maneuver section («Gorka») of the launch vehicle for the purpose of landing the launch vehicle]. *Preprint Instituta prikladnoj matematiki im. M. V. Keldysha RAN* [Preprint of Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS], 2005, no. 38, 40 p.

[6] Samartseva S. I., Boltyansky I. M., Kolga V. V. Raschet transportno-puskovogo kontejnera sistemy vozdushnogo starta rakety-nositelya [Calculation of the transport and launch container of the launch vehicle air launch system]. *Aktual'nye problemy aviacii i kosmonavtiki* [Actual Problems of Aviation and Cosmonautics, 2020, without number]. Available at: https://cyberleninka.ru/article/n/raschet-transportno-puskovogo-konteynera-sistemy-vozdushnogo-starta-rakety-nositelya (Accessed August 31, 2025).

[7] Alexandrov A. A., Dragun D. K., Zabeghaev A. I., Lomakin V. V. Mekhanika kontejnernogo starta rakety pri dejstvii poperechnyh nagruzok [Mechanics of containerized rocket launch under lateral loads]. *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii* [Engineering journal: science and innovation], 2013, no. 3 (15), 10 p.

[8] Korotky S. A., Shcheglov G. A. CHislennoe modelirovanie aerouprugoj dinamiki vozdushnogo starta s uchetom intensivnogo vihreobrazovaniya [Numerical modeling of aeroelastic dynamics of air launch taking into account intense vortex formation]. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2010, Special issue, pp. 67–73.

[9] Tushev O. N., Shcheglov G. A. CHislennoe modelirovanie aerouprugoj dinamiki vozdushnogo starta pri nalichii sluchajnogo razbrosa parametrov aerodinamicheskogo nagruzheniya [Numerical modeling of aeroelastic dynamics of air launch in the presence of a random scatter of aerodynamic loading parameters]. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2015, no. 1 (100), pp. 22–34.

[10] Dergachev S.A., Marchevsky I.K., Shcheglov G.A. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 94, art. no. 105374, 15 p. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105374.

[11] Marchevskij I.K., SHCHeglov G.A., Dergachev S.A. *VM3D – programmnyj kompleks dlya modelirovaniya prostranstvennyh techenij neszhimaemoj sredy vihrevymi metodami* [VM3D is a software package for modeling spatial flows of an incompressible medium using vortex methods]. Certificate of state registration of the computer program No. 2022660838 dated June 10, 2022.

[12] Tomaev I. I., Shcheglov G. A. CHislennoe modelirovanie processa desantirovaniya rakety-nositelya sverhlegkogo klassa iz samoleta-nositelya [Numerical modeling of the process of landing an ultra-light launch vehicle from a carrier aircraft]. *XLVII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike – 2023: sb. tezisov, posvyashchennyj pamyati akademika S. P. Korolyova i drugih vydayushchihsya otechestvennyh uchenyh – pionerov osvoeniya kosmosa* [XLVII Academic Readings on Cosmonautics 2023: Proceedings Dedicated to the Memory of Academician S. P. Korolyov and Other Outstanding Domestic Scientists – Pioneers of Space Exploration], Moscow, January 24–27, 2023, vol. 4, pp. 400–401.

[13] Marchevsky I. K., Shcheglov G. A. Double layer potential density reconstruction procedure for 3D vortex methods. *Numerical Methods for Flows*. Cham: Springer, 2020, pp. 287–295. DOI:10.1007/978-3-030-30705-9_25.

[14] Kempka S.N., Glass M.W., Peery J.S., Strickland J.H., Ingber M.S. Accuracy considerations for implementing velocity boundary conditions in vorticity formulations. *Accuracy considerations for implementing velocity boundary conditions in vorticity formulations*. *SANDIA Report SAND96-0583 UC-700*, 1996, 52 p. DOI: https://doi.org/10.2172/242701.

[15] Andronov P. R., Guvernyuk S. V., Dynnikova G. Ya. *Vihrevye metody rascheta nestacionarnyh gidrodinamicheskih nagruzok* [Vortex Methods for Calculating Unsteady Hydrodynamic Loads]. Moscow, Moscow University Publ., 2006, 184 p.

[16] Project Chrono V7.0.3 Available at: https://www.projectchrono.org (Accessed August 31, 2025).

[17] OpenCASCADE Available at: https://dev.opencascade.org/ (Accessed August 31, 2025).

[18] GMSH Available at: https://gmsh.info (Accessed August 31, 2025).

[19] Bondarenko A.A., Reva E.A., Suchkov A.V., Pavlyk A.S. *Samolet Il-76MD: ucheb. posobie. Ch.1.* [IL-76MD aircraft: textbook. Part 1.]. Ul'yanovsk, UVAGU GA(I) Publ., 2014, 164 p.

[20] *Prostaya model' samoleta IL-76* [A simple model of the IL-76 aircraft]. Available at: https://3dtoday.ru/3d-models/khobbi/raznye-modeli/samolet_il_76_stl (Accessed August 31, 2025)

[21] Tomaev I. I. Issledovanie processa desantirovaniya rakety-nositelya sverhlegkogo klassa iz samolyota-nositelya [Study of the process of landing an ultra-light launch vehicle from a carrier aircraft]. *Studencheskaya nauchnaya vesna: sb. tezisov dokl. Vserossijskoj studencheskoj konferencii, posvyashchennoj 170-letiyu V. G. SHuhova* [Student Scientific Spring: Proceedings of the All-Russian Student Conference Dedicated to the 170th Anniversary of V. G. Shukhov], Moscow, April 1–30, 2023, pp. 18–20.

Tomaev I.I., Engineer JSC «MIC «NPO Mashinostroyenia». e-mail: nntomaev@gmail.com

Shcheglov G.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems Department, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru