

DOI: [10.7242/1999-6691/2018.11.3.22](https://doi.org/10.7242/1999-6691/2018.11.3.22)

УДК 531

## РАСЧЁТ НАГРУЗКИ НА ЗДАНИЯ ЯДЕРНОГО ОСТРОВА АЭС ПРИ УДАРЕ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Ю.В. Новожилов<sup>1</sup>, Д.С. Михалюк<sup>1</sup>, Л.Ю. Феоктистова<sup>2</sup><sup>1</sup>ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», Санкт-Петербург, Российская Федерация<sup>2</sup>АО «АТОМПРОЕКТ», Санкт-Петербург, Российская Федерация

Стандарты МАГАТЭ предписывают выполнять проектирование атомных электростанций (АЭС) в предположении экстремального воздействия не только природных, но и техногенных явлений. В частности, одним из современных обязательных требований стандарта МАГАТЭ SRS 87 является учёт возможного падения или целенаправленного удара тяжёлого коммерческого самолёта в железобетонные конструкции АЭС. При этом предусмотрена величина нагрузок, передаваемых на строительные конструкции при ударах таких воздушных судов, как «Боинг 720» и «Боинг 707-320». В простейшем случае – при ударе самолёта в плоскую малодеформируемую преграду по нормали, нагрузка на конструкцию может задаваться напрямую как распределённая сила, действующая на площадь пятна удара. При ударе же самолёта по касательной к поверхности конструкции или приложении нагрузки к поверхности сложной формы, а также при необходимости принимать во внимание последовательное пробивание нескольких преград такой способ нагружения использоваться не может.

В работе представлена универсальная методика моделирования воздействия на строительные конструкции путём удара самолётом, основанная на методе конечных элементов (МКЭ) в эйлеровой формулировке. Построены соотношения, позволяющие по заданной нагрузке и известной форме пятна удара идентифицировать геометрические, прочностные и массовые параметры конечно-элементной модели, имитирующей самолёт. Проведено сравнение реакции железобетонной конструкции на нормативное давление и на удар моделью, показано хорошее согласование полученных результатов. Математическая модель тяжёлого коммерческого самолёта с установленными из численных экспериментов характеристиками применима для численного моделирования удара в здания и сооружения АЭС в соответствии с новыми требованиями МАГАТЭ.

*Ключевые слова:* атомная электростанция, безопасность, экстремальные нагрузки, техногенные катастрофы, удар самолёта, бетон, разрушение, динамика, напряженно-деформированное состояние, метод конечных элементов, явная схема интегрирования, эйлерова постановка, LS-DYNA

## CALCULATION OF AIRCRAFT IMPACT LOAD ON THE NPP NUCLEAR ISLAND BUILDINGS

Yu.V. Novozhilov<sup>1</sup>, D.S. Mikhaluk<sup>1</sup> and L.Yu. Feoktistova<sup>2</sup><sup>1</sup>CADFEM CIS JSC, Saint-Petersburg, Russia<sup>2</sup>ATOMPROECT JSC, Saint-Petersburg, Russia

The IAEA safety requirements require that the design of nuclear power plants (NPPs) considers both the potential technological disaster and acts of nature. One of the applicable mandatory IAEA SRS 87 requirements is assessing the risk of heavy commercial aircraft crashing into or attacking nuclear power plant reinforced concrete structures. The standards determine the distribution of loads on the building structures as a result of the impact of such aircrafts as the Boeing 720 and the Boeing 707-320. In the simplest case, when an aircraft strikes a plane low-deformable target normally, the structural load can be considered directly as a distributed force mapped on the target face. However, when an aircraft strikes at a tangent to the surface of the structure or when the load is imposed on the surface of complex-geometry structures or the possibility of successive target penetration needs to be considered, this loading method is useless.

This paper suggests a universal methodology for modeling the loads imposed on building structures as a result of an aircraft impact. Aircraft modeling is based on the Eulerian formulation of the finite element method (FEM). The obtained relations can be used to identify the geometry, structural and mass parameters of the finite element aircraft model for a given load and determined impact imprint. The comparison of specified pressure loads and impact loads on the reinforced concrete structure shows a close match of the results. The obtained mathematical model of a heavy commercial aircraft can be used for numerical simulation of an aircraft crash into NPP buildings and structures in accordance with the new IAEA requirements.

*Key words:* NPP, nuclear power plants, safety, extreme loads, technological disaster, aircraft impact, concrete, fracture, dynamics, stress-strain state, finite element analysis, explicit integration scheme, Eulerian, LS-DYNA

### 1. Введение

Стандарты МАГАТЭ диктуют определённые правила при проектировании атомных электростанций (АЭС). Так, необходимо принимать во внимание возможное воздействие не только природных, но и техногенных катастроф [1]. Одним из пунктов современных обязательных требований стандарта МАГАТЭ SRS 87 [2] является учёт предполагаемого падения или целенаправленного удара тяжёлого коммерческого самолёта в железобетонные конструкции АЭС.

Нормы задают характеристики нагрузок, передаваемых на строительные конструкции, при ударах таких воздушных судов, как «Боинг 720» и «Боинг 707-320», при скорости, равной 100 м/с — типичной скорости взлёта или посадки подобных самолётов. Приведённые нормативные кривые нагрузки (см. Рис. 1), площади воздействия в совокупности с данными о характерных формах пятен удара исходят из результатов исследований Джорджа Даниэля Риера (Jorge Daniel Riera) [3].

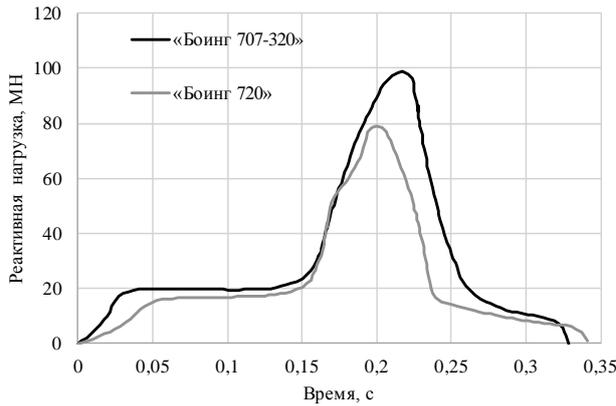


Рис. 1. Зависимость реактивной нагрузки от времени для самолётов согласно стандартам МАГАТЭ [1]

В своей основополагающей работе Риера предложил рассматривать фюзеляж самолёта как жёсткопластический стержень, обладающий распределённой массой  $\mu(\xi)$  и критической силой  $P(\xi)$ , возникающей при смятии и разрушении материала стержня. Обе эти характеристики зависят от  $\xi(t)$  — продольной координаты стержня, отсчитываемой от носовой части. Таким образом, Риера получил формулу, позволяющую при заданных допущениях вычислить усилие (называемое в литературе реактивной силой), действующее на преграду со стороны самолёта:

$$R(t) = P[\xi(t)] + \dot{\xi}(t)\mu[\xi(t)]. \tag{1}$$

В простейшем случае — при ударе в плоскую малодеформируемую преграду по нормали, нагрузка на конструкцию может задаваться напрямую в виде распределённой на площади пятна удара силы. При этом пятно удара и амплитуда силы изменяются во времени в соответствии с формой поперечного сечения фюзеляжа самолёта. Однако существуют случаи, когда приложение нагрузки от самолёта как распределённой силы, действующей на некую область конструкции, невозможно. К таким случаям относятся: удар самолёта по касательной к поверхности конструкции; сложная форма поверхности конструкции в месте предполагаемого нагружения; последовательное пробивание нескольких преград. Для определения нагрузки в подобных ситуациях необходимо разработать универсальную расчётную методику, которая позволит создать модель самолёта. Разработка и верификация такой методики и является целью данной работы.

**2. Аналитическое решение Риеры для стержня постоянной массы и прочности**

Рассмотрим аналитическое решение уравнения Риеры (1) для случая удара в недеформируемую преграду жёсткопластического стержня (см. Рис. 2) с постоянной по длине прочностью  $P(\xi) = P_1 = \text{const}$  и

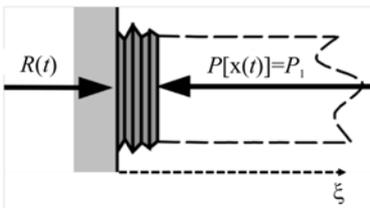


Рис. 2. Удар стержня постоянной плотности и прочности

погонной массой  $\mu(\xi) = \mu_1 = \text{const}$  [4]. В условиях принятых допущений рассчитаем полную массу стержня  $m_c$  по формуле:

$$m_c = \mu_1 l,$$

где  $l$  — начальная длина стержня:

В исходном аналитическом решении [4] получены соотношения:

$$a = -P_1/m_c, \tag{2}$$

$$\xi(t) = V_0 t + at^2/2, \tag{3}$$

$$\dot{\xi}(t) = V_0 + at, \tag{4}$$

где  $a$  — ускорение центра тяжести стержня,  $V_0$  — начальная скорость стержня. Из (2)–(4) получаем итоговую формулу для вычисления усилий, действующих на конструкцию со стороны жёсткопластического стержня:

$$R(t) = \begin{cases} P_1 + \mu_1 (V_0 + at)^2 & \text{при } \dot{\xi}(t) \geq 0, \\ 0 & \text{при } \dot{\xi}(t) = 0. \end{cases} \tag{5}$$

Из условия  $\dot{\xi}(t) = 0$  следует оценка длительности воздействия нагрузки  $t_{\text{max}}$ :

$$t_{\max} = -V_0/a. \quad (6)$$

Зная  $t_{\max}$ , из (3) несложно найти значение максимальной длины разрушенной части стержня  $\xi_{\max}$ :

$$\xi_{\max} = -V_0^2/2a. \quad (7)$$

Рассмотрим пример использования полученных соотношений для анализа движения стержня, обладающего характеристиками, приведенными в таблице 1, где напряжение смятия — это напряжение, отвечающее воздействию на стержень критической силы. Геометрические параметры стержня соответствуют параметрам фюзеляжа самолёта «Боинг 707-320». Плотность и прочностные характеристики выбраны из данных в [5].

Таблица 1. Характеристики стержня для аналитического решения

Название	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Длина	$l$	46	м
Радиус	$r$	2	м
Напряжение смятия	$\sigma_{\text{смят}}$	0,5	МПа
Плотность	$\rho$	50	кг/м <sup>3</sup>
Начальная скорость	$V_0$	100	м/с

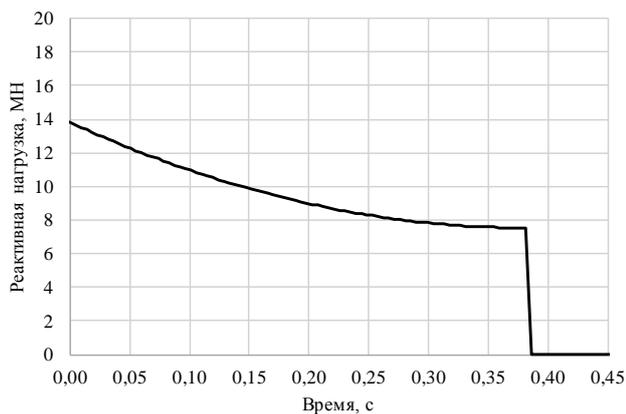


Рис. 3. Нагрузка от удара стержня постоянной погонной массы и прочности

с нормативными кривыми, отражающими изменение нагрузки и характер поведения реальных воздушных судов при ударах в различные преграды.

Из тяжёлых коммерческих самолётов, нагрузки от которых приводятся в нормах МАГАТЭ [1], «Боинг 707-320» оказывает наибольшее по амплитуде сил воздействие на конструкцию. В дальнейшем будем

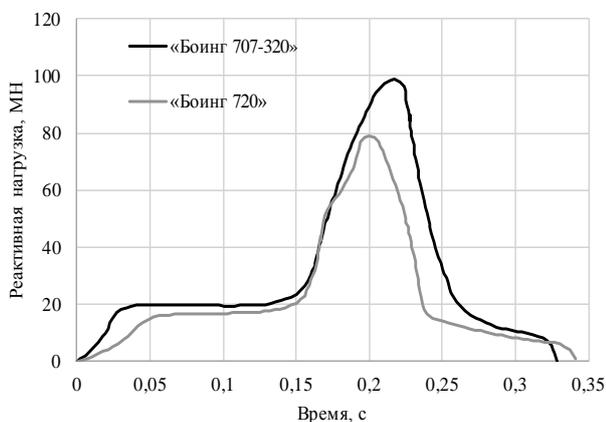


Рис. 4. Нагрузки от удара «Боинг 720» и «Боинг 707-320»

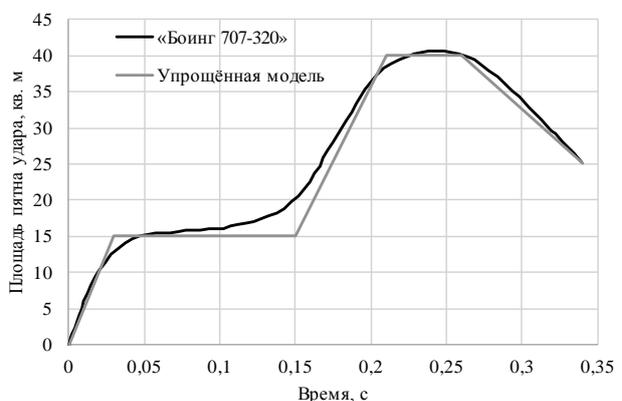


Рис. 5. Площадь пятна удара «Боинг 707-320»

После подстановки в соотношения (2)–(7) значений из таблицы 1 и последующих вычислений найдём зависимость нагрузки от времени при ударе стержня с заданными параметрами (см. Рис. 3). Согласно формуле (7) длина стержня после остановки составляет 23 м — разрушению подверглась только половина стержня; стержень двигался с ускорением, а реактивная сила ослабевала со временем.

### 3. Анализ нормативной нагрузки

Проведём анализ результатов, полученных аналитически для стержня постоянной плотности и прочности, и сравним построенные на их основе кривые

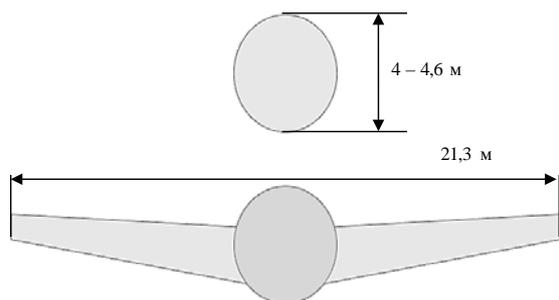


Рис. 6. Характерные размеры пятна удара «Боинг 707-320»

взаимного влияния нагрузок. Характерные области приложения распределённой силы приведены на рисунке 6.

Для рассматриваемого случая удара самолёта «Боинг 707-320» разделение кривой нагрузки на две части (для фюзеляжа и крыльев) можно видеть на рисунках 7 и 8. Кроме кривых исходной нагрузки, показаны также соответствующие упрощённые зависимости, которые зачастую используются при описании условий нагружения [4, 6–8]. По кривой силы реакции на удар фюзеляжа (Рис. 7) видно, что она имеет ровное плато на уровне 20 МН.

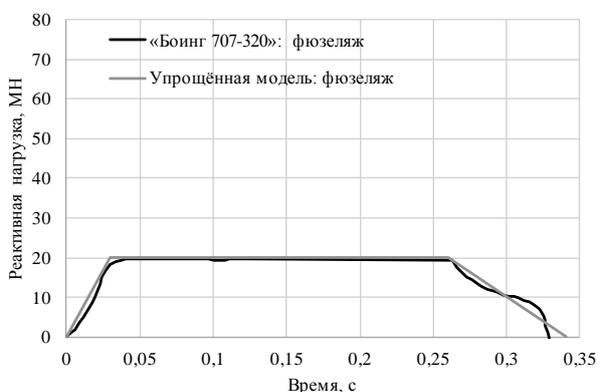


Рис. 7. Нагрузка от удара фюзеляжа «Боинг 707-320»

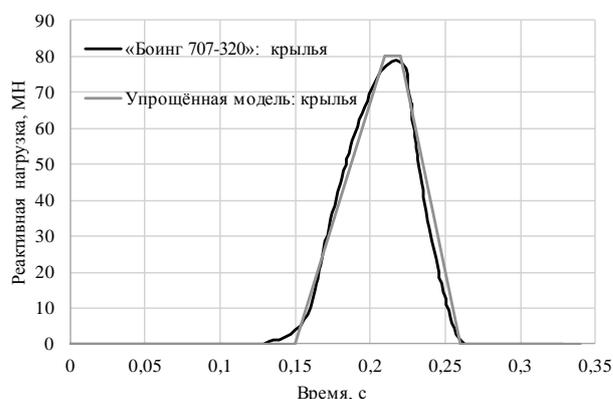


Рис. 8. Нагрузка от удара крыльев «Боинг 707-320»

Проанализируем движение фюзеляжа как движение жёсткопластического стержня. Из ранее полученного решения (5) следует, что постоянное по времени усилие может быть реализовано только при движении самолёта без ускорения. В свою очередь для обеспечения нулевого ускорения, согласно (2), необходимо принять прочность фюзеляжа пренебрежимо малой. В этом случае сила, действующая на преграду, вычисляется по формуле:

$$R(t) = \begin{cases} \mu_1 V_0^2 & \text{при } \dot{\xi}(t) \geq 0, \\ 0 & \text{при } \dot{\xi}(t) = 0. \end{cases} \quad (8)$$

В дальнейшем будем использовать соотношение (8) для создания конечно-элементной модели самолёта и выбора параметров модели материала.

#### 4. Выбор численного метода моделирования удара

Моделирование физического процесса удара в препятствие самолёта в целом и частей его корпуса выполним с помощью метода конечных элементов (МКЭ), широко применяемого для решения задач механики деформируемого твёрдого тела. Для учёта в конечно-элементном алгоритме высоконелинейных быстротекающих процессов обратимся к решателю общего назначения LS-DYNA компании Livermore Software Technology Corporation [9]. Данный программный продукт разрабатывается коллективом учёных под руководством доктора Джона О. Холквиста (John O. Hallquist) с 1976 года и имеет широкое приложение к задачам ударных взаимодействий, например таким, как представленные в международной серии экспериментальных и численных исследований IRIS (Improving Robustness Assessment Methodologies

рассматривать именно данный самолёт. На рисунках 4 и 5 приведены графики, определяющие изменение во времени усилия, передаваемого на конструкцию, и площади пятна контакта.

Согласно исследованиям [3] и [4] совокупную нагрузку от удара самолёта можно представить как результат суммарного воздействия двух процессов: удара фюзеляжа и удара крыльев. Действительно, в соответствии с допущениями Риеры, при ударе по нормали к недеформируемой преграде пятна ударов крыльев и фюзеляжа не пересекаются. Абсолютная жёсткость преграды не допускает

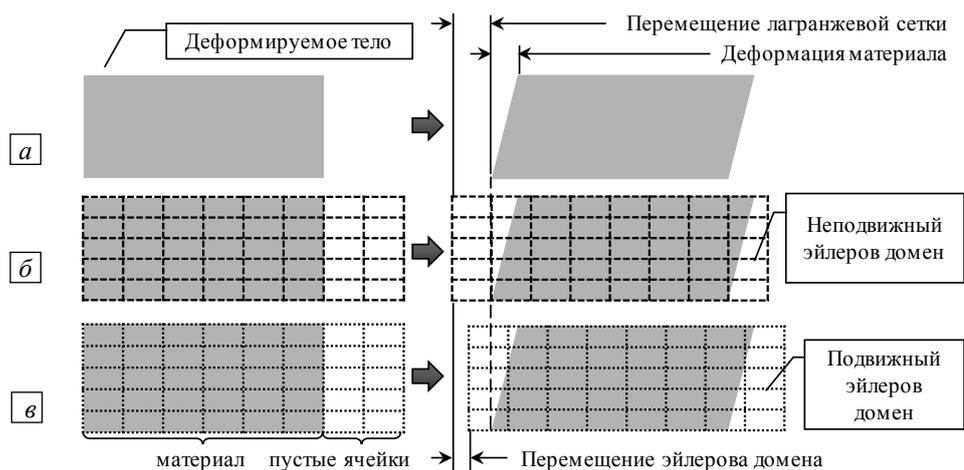


Рис. 9. Различия в работе лагранжевой (а), эйлеровой (б) и произвольной лагранж-эйлеровой (в) формулировок МКЭ

for Structures Impacted by Missiles) [10]. Подробное русскоязычное описание работы численных схем решателя, выбора шага интегрирования по времени и основных этапов постановки задач приведено в [11].

Моделирование фюзеляжа и крыльев самолёта выполняется в эйлеровой формулировке МКЭ. Рассмотрим особенности её работы и отличия от лагранжевого представления.

В лагранжевой формулировке (см. Рис. 9а) конечно-элементная (КЭ) сетка деформируется и перемещается вместе с материалом тела. Такой метод хорошо работает в задачах механики при малых деформациях конструкции (от единиц до десятков процентов).

При эйлеровом подходе (см. Рис. 9б) сетка покрывает всё пространство, где возможно присутствие материала в какой-либо момент рассматриваемого процесса. Таким образом задаётся так называемый эйлеров домен. Сетка эйлерова домена сохраняет как форму, так и положение в пространстве, в то время как материал конструкции может проникать сквозь границы в элементы и поочередно заполнять их подобно жидкости. Такая постановка наиболее характерна для задач механики сплошных сред при больших деформациях (в сотни процентов), приводящих к изменению и формы, и топологии конструкции.

Расчёт деформации и перемещения тела в случае лагранж-эйлерового описания (Рис. 9в) выполняется методами, похожими на используемые в эйлеровом подходе, однако при этом допускается перемещение эйлерового домена или даже его трансформация. Подобное представление применяется в случаях одновременного наличия больших деформаций (в сотни процентов) и больших перемещений конструкции, когда покрывать всю расчётную область эйлеровым доменом нецелесообразно с точки зрения вычислительных ресурсов [12].

При ударе самолёта в преграду на большой скорости его фюзеляж, крылья и иные конструктивные элементы сильно сминаются (Рис. 10) [13, 14]. Это обуславливает выбор эйлеровой постановки МКЭ.

Для увеличения скорости и точности выполнения расчётов применяется код на базе структурированных сеток S-ALE (Structured Arbitrary Lagrange Eulerian), который отвечает в LS-DYNA за эйлерову постановку. При этом решатель обладает в разы большей производительностью и существенно меньшей ресурсоёмкостью, чем при кодах, базирующихся на произвольных сетках ALE (Arbitrary Lagrange Eulerian) [12]. Взаимодействие модели самолёта и преграды реализуется на основе алгоритмов метода штрафных функций, которые препятствуют проникновению материала, описываемого в эйлеровой постановке, за границы материала преграды, представляемого в лагранжевой постановке.



Рис. 10. Удар самолёта F-4 Phantom в железобетонную преграду [14]

Основное предназначение создаваемой модели самолёта — передача нагрузки на конструкцию, подвергающуюся удару. Необходимо помнить об интегральности физико-механических характеристик фюзеляжа, поскольку точное моделирование его и внутренних силовых элементов не представляет интереса в силу того, что оно может привести к неоправданному усложнению расчёта [14].

Исходя из этой предпосылки фюзеляж и крылья самолёта считаем состоящими из сминаемого материала, для описания которого используем модель \*MAT\_HONEYCOMB [15]. Данная модель позволяет для стадии объёмного пластического деформирования напрямую задавать связь всех компонент тензора напряжений с соответствующими пластическими деформациями (см. Рис. 11) [16].

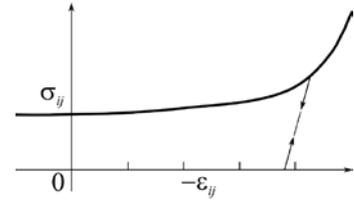


Рис. 11. Пример зависимости напряжений от деформаций в материале \*MAT\_HONEYCOMB

### 5. Решение для стержня постоянной массы и малой прочности

Проведём сравнение аналитического решения (9) и решения, полученного с помощью МКЭ в LS-DYNA [17]. Зададим эйлеров домен с размером конечного элемента, равным 0,5 м. Элемент такого размера ранее использовался в работе [5]. Он позволяет достаточно хорошо описать цилиндрическую поверхность стержня. Характеристики материала и форму стержня зададим в соответствии с таблицей 1, где напряжение смятия — это напряжение, отвечающее воздействию на стержень критической силы. Геометрические параметры стержня выбраны в соответствии с параметрами фюзеляжа самолёта «Боинг 707-320». Плотность и прочностные характеристики взяты из работы [5].

Так как численная модель не позволяет задавать прочность материала нулевой, установим её малой, уменьшив напряжение смятия на три порядка по сравнению со значениями из таблицы 1. Результаты для сопоставления аналитического и численного решений приведены на рисунке 12.

Можно видеть, что и аналитическое, и численное решения показывают постоянное по амплитуде силовое воздействие на конструкцию, хорошо согласуются между собой на большей части времени процесса. Отличие наблюдается в начале процесса и ближе к его окончанию. В начальный момент имеет место кратковременный всплеск, вызываемый особенностями работы численного алгоритма учёта

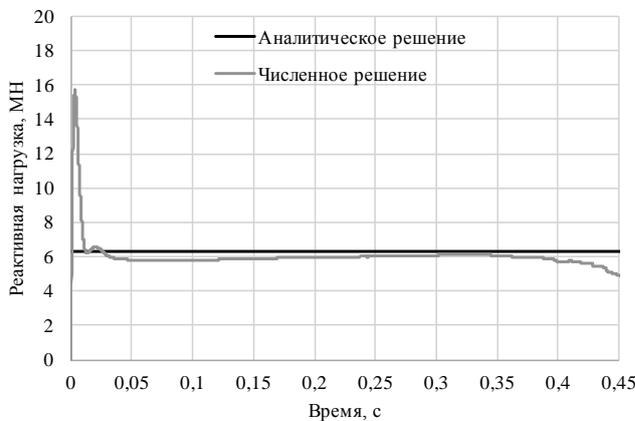


Рис. 12. Решение для стержня постоянной массы и малой прочности

взаимодействия тел в эйлеровой и лагранжевой постановках. Такой всплеск может привести к существенному завышению ущерба, наносимого препятствию моделью самолёта. Необходимо не допускать возникновения подобного всплеска при ударе моделью самолёта, которая здесь строится. По характеру кривой решения можно заключить, что в конце процесса удара численная модель передает несколько меньшее давление на конструкцию. Это объясняется невозможностью достижения сжатия материала на все 100% и наличием небольшого численного демпфирования, привносимого для стабилизации работы вычислительной схемы.

### 6. Решение для тела переменной массы и малой прочности

Рассмотрим решение уравнения Риеры (1) для жёсткопластического стержня в общем случае. Согласно [4] имеем:

$$t(\xi) = \int_0^\xi \frac{d\eta}{\sqrt{V_0^2 - 2F(\eta)}}, \tag{9}$$

$$F(\xi) = \int_0^\xi \frac{P(\eta)d\eta}{m_a - m_1(\eta)}, \tag{10}$$

$$m_1(\xi) = \int_0^\xi \mu(\eta)d\eta. \tag{11}$$

Придерживаясь предположения о малости прочности самого стержня, получаем  $F(\xi) = 0$ , а соотношение (9) становится следующим:

$$t(\xi) = \int_0^{\xi} \frac{d\eta}{\sqrt{V_0^2}} = \frac{\xi(t)}{V_0}. \quad (12)$$

Таким образом, для случая малой прочности выражения для  $\xi(t)$ ,  $\dot{\xi}(t)$ ,  $a$  и уравнение Риеры (1) приобретают вид:

$$\xi(t) = V_0 t, \quad (13)$$

$$\dot{\xi}(t) = V_0, \quad (14)$$

$$a = 0, \quad (15)$$

$$R(t) = V_0^2 \mu[\xi(t)]. \quad (16)$$

Действительно, стержень, не обладая прочностью, не может оказывать сопротивления деформированию, а импульс от него полностью передается препятствию.

Представим фюзеляж самолёта состоящим из трех частей: основного корпуса (стержня постоянного сечения), носовой части и хвостовой части. Определим требуемую геометрическую форму носовой и хвостовой частей модели самолёта, считая, что они представляют собой тела вращения с осью, совпадающей с продольной осью фюзеляжа. Анализируя выражение (16), видим, что для линейной зависимости от времени реакции (см. Рис. 4), наблюдаемой при воздействии на преграду носовой и хвостовой частей фюзеляжа самолёта, необходимо иметь тело, погонная масса которого линейно меняется вдоль продольной координаты. Объём ы тел вращения вычислим по формуле (17):

$$Y(\xi) = \pi \int_0^{\xi} f^2(\xi) d\xi, \quad (17)$$

где  $f(\xi)$  — уравнение образующей тела вращения. Таким образом,  $f(\xi)$  должна иметь следующий вид:

$$f(\xi) = \zeta \sqrt{\xi}. \quad (18)$$

Искомая форма поверхности, задающей носовую или хвостовую часть фюзеляжа самолёта, есть параболоид вращения. Тогда зависимость погонной массы от продольной координаты тела линейна и равна

$$\mu(\xi) = \frac{\pi}{2} \rho \zeta^2 \xi. \quad (19)$$

Подставляя в (17) выражение для погонной массы (20), приходим к искомому выражению для вычисления усилия от удара:

$$R(t) = \frac{\pi}{2} \rho V_0^2 \zeta^2 \xi(t). \quad (20)$$

Рассмотрим пример использования полученных соотношений для случая движения носовой части фюзеляжа самолёта. Характеристики тела приведены в таблице 2.

Таблица 2. Характеристики модели носовой части фюзеляжа

Название	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Высота параболоида	$h$	2,4	м
Радиус основания	$r_{\max}$	2	м
Плотность	$\rho$	50	кг/м <sup>3</sup>
Начальная скорость	$V_0$	100	м/с

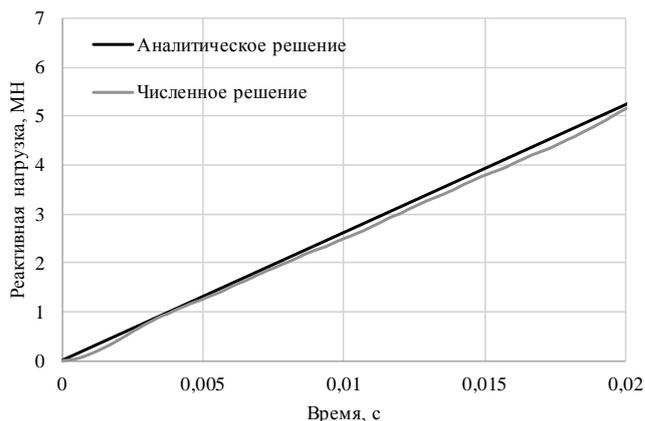


Рис. 13. Решение для удара носовой части фюзеляжа

(8) и (20) становится возможным рассчитать геометрические и механические параметры модели фюзеляжа самолёта, отвечающие нормативной кривой нагрузки (Рис. 4). Выражение (8) может быть использовано также для вычисления параметров крыльев самолёта на отрезке времени, в течение которого нагрузка постоянна (см. Рис. 4). Для промежутков времени, когда нагрузку от удара крыльев можно аппроксимировать линейной зависимостью при условии стреловидной формы крыльев несложно преобразовать выражение (16) к следующему виду:

$$R(t) = b \operatorname{tg} \alpha V_0^2 \xi(t). \tag{21}$$

В (21) приняты обозначения:  $b$  — толщина крыльев,  $\alpha$  — угол стреловидности крыльев (наименьший угол между фюзеляжем и воздействующей кромкой крыла).

Совокупность выражений (8), (20) и (21) позволяет идентифицировать геометрические и механические характеристики численной модели самолёта по упрощенной кривой его реактивного усилия. Примеры упрощённой кривой приведены на рисунках 5, 7 и 8.

### 7. Модель самолёта

Согласно полученным соотношениям (8), (20) и (21) численно построена модель самолёта, способная создавать реактивную нагрузку, эквивалентную «Боинг 707-320». Внешний вид модели представлен на рисунке 14.

Проведено сравнение масс реального самолёта «Боинг 707-320» [18] и численно созданной модели. Данные содержит таблица 3. Можно видеть, что масса КЭ модели попадает в диапазон между

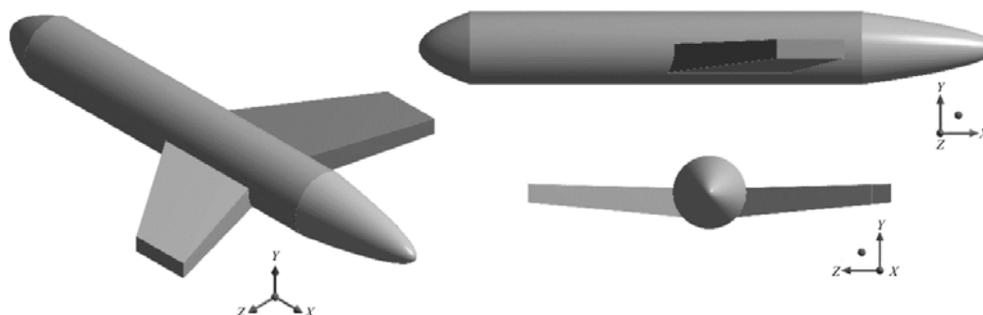


Рис. 14. Расчётная модель самолёта

Таблица 3. Массовые характеристики «Боинг 707-320» и его КЭ модели

Характеристика	Значение, кг
Максимальная взлётная масса самолёта	151 300
Масса КЭ модели самолёта	103 900
Масса пустого самолёта	65 400

максимальной взлетной массой и массой пустого самолёта, что косвенно подтверждает правильность выбранного при моделировании подхода.

## 8. Удар в недеформируемую преграду

На рисунке 15 показаны зависимости от времени реактивной нагрузки согласно стандарту МАГАТЭ [1] и нагрузки, вызываемой моделью самолёта при ударе по нормали в плоскую недеформируемую преграду. Для получения более гладких результатов в итоговой модели использован эйлеров домен с размером элемента 0,25 м. Значения реактивной нагрузки в численном эксперименте выводились в моменты времени, отвечающие шагам 20 кГц по частоте. При этом кривая реактивной нагрузки частотной фильтрации и обработке не подвергалась.

На рисунке 15 наблюдается практически полное совпадение кривых, что свидетельствует об адекватности разработанной методики. Небольшие колебания на кривой реактивной нагрузки самолёта объясняются особенностями работы алгоритма в модели контактного взаимодействия тел с существенно отличающейся жёсткостью — абсолютно твёрдой преграды и идеально пластического самолёта. Кроме того, в силу стреловидной формы площадь взаимодействия крыльев с преградой постоянно меняется во времени, происходит вовлечение новых конечных элементов в контактное взаимодействие. Этот процесс вызывает на кривой реактивной нагрузки незначительный «численный шум». По характерным моментам процесса, представленным на рисунке 16, видно, что на скорости 100 м/с, используемой в нормах, фюзеляж и крылья самолёта полностью сминаются.

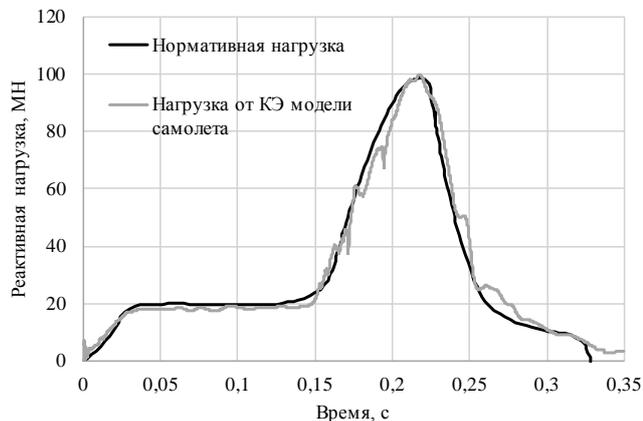


Рис. 15. Нагрузка от самолёта «Боинг 707-320»

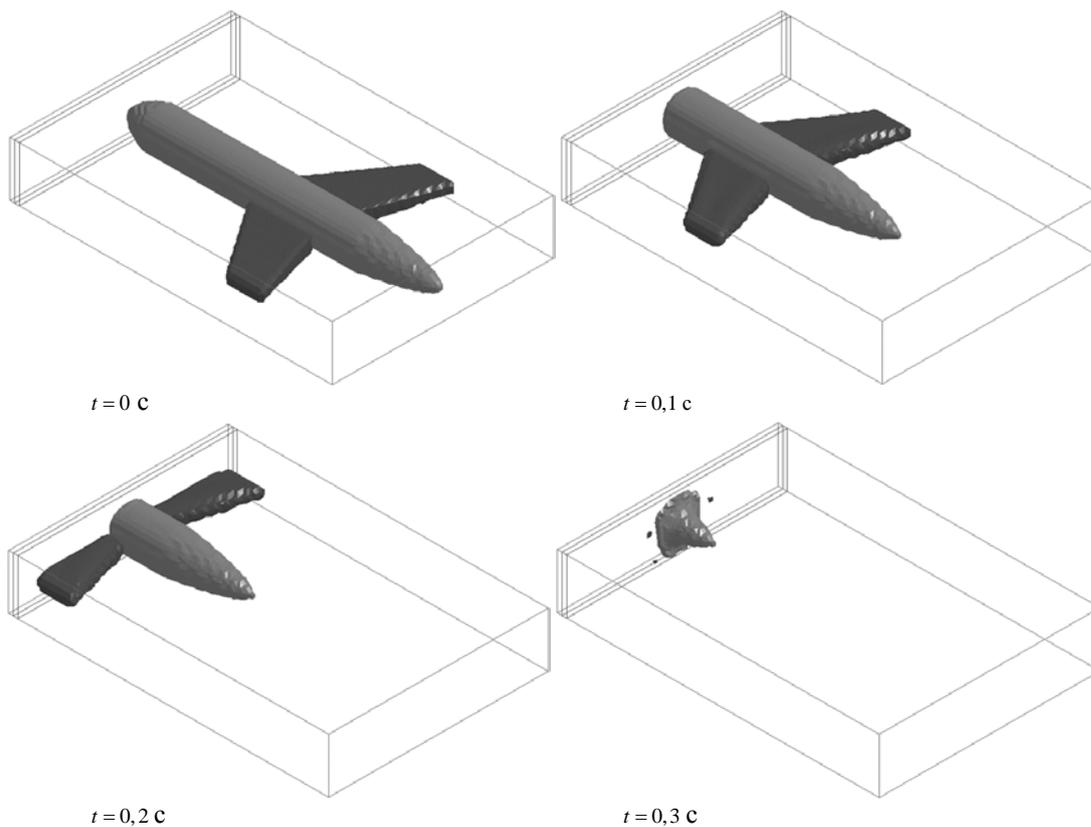


Рис. 16. Характерные моменты удара при нормативной скорости 100м/с

## 9. Удар в деформируемую железобетонную преграду

Разработанная модель самолёта может применяться для расчёта воздействия на деформируемые железобетонные строительные конструкции. Проведём сравнение результатов от нагрузки модели самолёта и от приложения распределённого давления на деформируемую преграду согласно [1]. В качестве препятствия выберем железобетонную плиту толщиной 1 м, шириной 40 м и высотой 20 м. Масса её бетонной части составляет  $1920 \cdot 10^3$  кг. О геометрии модели даёт представление рисунок 17.

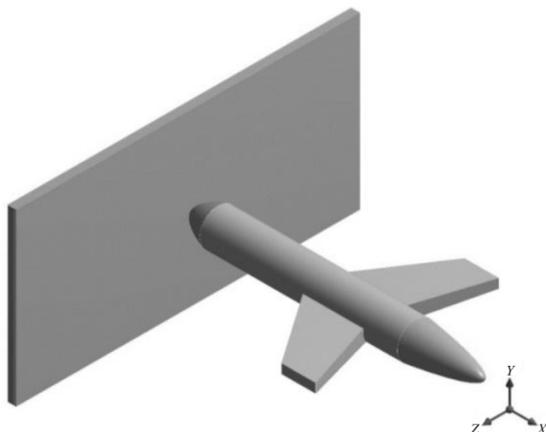


Рис. 17. Геометрическая модель для расчёта удара в железобетонную преграду

Рассматриваемая плита по лицевой и тыльной поверхностям через каждые 200 мм упрочнена в горизонтальном и вертикальном направлениях стержнями диаметром 20 мм. Поперечное армирование не учитывается для упрощения процесса моделирования. Толщина защитного слоя составляет 150 мм. Всего в модели присутствует  $39,5 \cdot 10^3$  кг упрочняющих стержней суммарной длиной 16000 м.

КЭ сетку балочных элементов, моделирующих арматуру, свяжем с сеткой пространственных элементов, моделирующих бетон, при помощи уравнений, получаемых на основе метода штрафных функций [19]. Используем упругопластическую модель материала с

кинематическим упрочнением.

Материал бетона опишем при помощи модели на основе гладких шатровых поверхностей текучести Continuous Surface Cap Model (CSCM) [20, 21] (см. Рис.18). Данная модель позволяет учитывать нелинейные свойства бетона, влияние скорости воздействия и накопление повреждений.

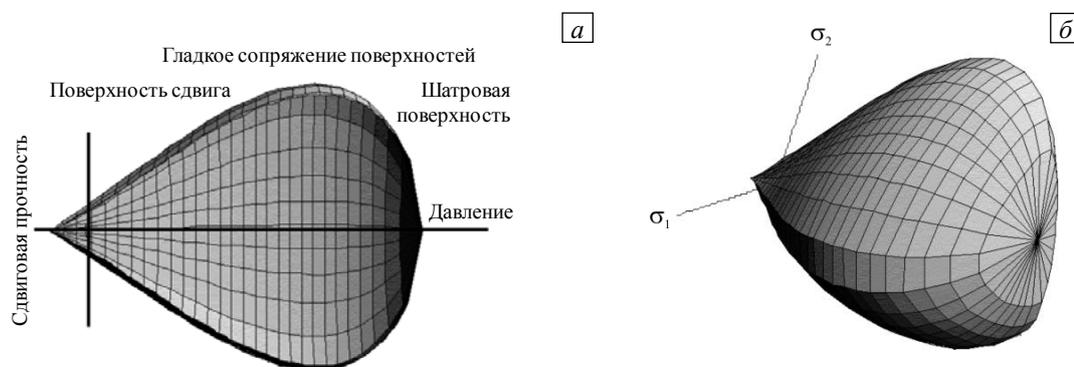


Рис. 18. Поверхность текучести бетона в пространстве главных напряжений до (а) и после (б) деформации

Модель материала содержит параметр  $d$  [20], вводящий связь между напряжениями в исходном материале и эффективными напряжениями в повреждённом материале:

$$\sigma_{ij}^d = (1-d) \sigma_{ij}^{vp} . \quad (22)$$

Данный подход предложен Качановым [22] и развит другими авторами. Параметр повреждённости  $d$  может меняться от 0 до 1 и используется для определения деформационного разупрочнения и уменьшения упругих модулей для модели бетона (см. Рис. 19). Так, значение повреждённости 0 означает, что материал полностью сохранил свою несущую способность, а 1 — материал полностью её утратил.

В КЭ модели железобетонной плиты учтём демпфирование, которое зададим как релеевское и по массе, и по жёсткости, и такое, что на частотах 15 и 100 Гц оно составляет 10 и 4% от критического для бетона и арматуры соответственно. Данные значения относительного демпфирования выбраны согласно нормам ASCE 43-05 [23]. Зависимости от частоты относительного релеевского демпфирования, а также демпфирования по массе и по жёсткости для бетона и арматуры приведены на рисунках 20 и 21.

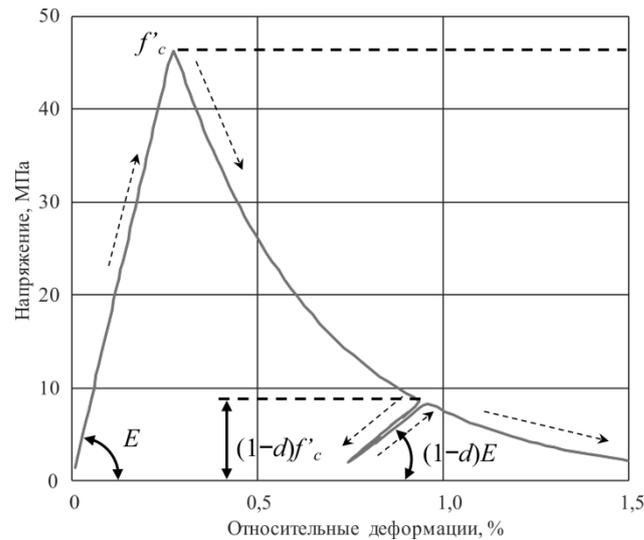


Рис. 19. Деформационное разупрочнение и уменьшение упругих модулей для модели бетона

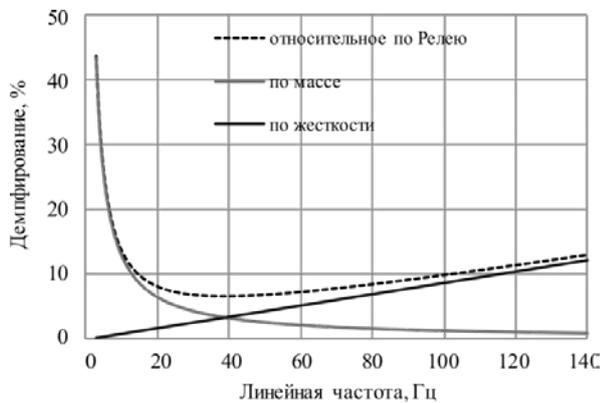


Рис. 20. Демпфирование для бетона

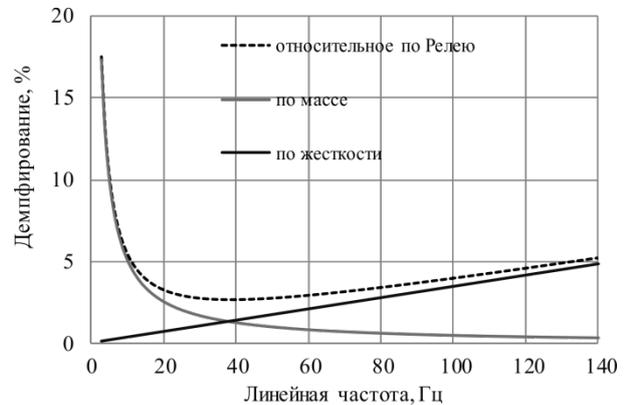


Рис. 21. Демпфирование для арматуры

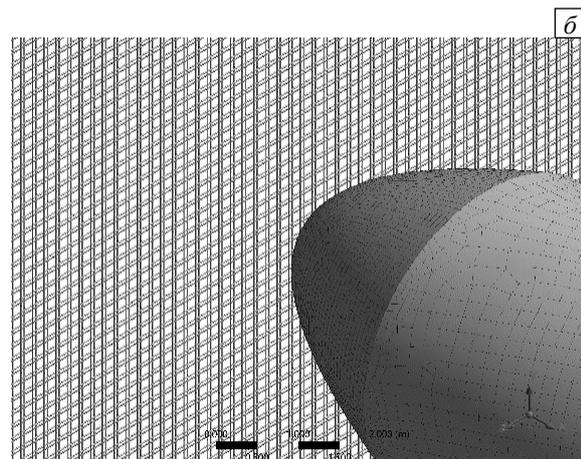
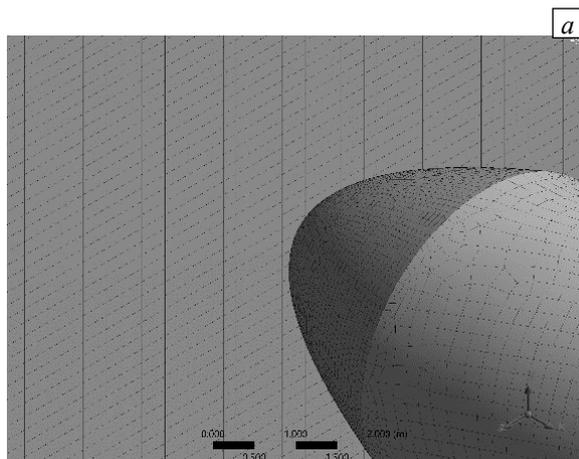


Рис. 22. КЭ сетка на бетоне (а) и армирующие стержни (б)

Численная модель имеет высокую степень детализации (см. Рис. 22), характерный размер элементов КЭ сетки составляет 200 мм. Модель преграды содержит 210 000 элементов и 310 000 узлов. Сравнение нагрузок при такой детализации будет справедливо и для полномасштабных моделей строительных конструкций АЭС.

На всех торцах преграды поставим граничные условия заделки — равенство нулю вектора перемещений. Рассмотрим физический процесс в течение 0,8 с. Такой временной промежуток позволяет

полностью промоделировать процесс удара самолёта, а также получить результаты деформаций препятствия после снятия ударной нагрузки и затухания колебаний.

Расчёт выполнялся на рабочей станции с центральным процессором Intel Core i7-2700K (4 ядра, 3,9ГГц), 32 Гб оперативной памяти и гибридным жестким диском. Использовался решатель двойной точности LS-DYNA R10.1.0 в режиме работы с общей памятью и распараллеливанием на 4 ядра. Время счёта составило 4 часа 7 минут; и потребовалось 7,5 Гб оперативной памяти. Наибольшую вычислительную нагрузку на систему оказывали алгоритмы контактного взаимодействия (40% машинного времени) и расчёты, связанные с балочными элементами (43% машинного времени).

Рассмотрим перемещения конструкции в конечный момент времени. На рисунке 23 приведены зависимости величины прогиба центра лицевой части препятствия для двух случаев нагружения. Имеет место хорошее качественное и количественное согласование результатов. Расхождение по перемещениям составляет не более 7%, при этом расчёт в случае удара моделью самолёта даёт более консервативную оценку. Также можно видеть, что уже с момента времени 0,6 с колебания в конструкции отсутствуют, наблюдается установившееся решение.

Рисунок 24 содержит картины повреждённости бетона преграды в фиксированный момент времени, которые демонстрируют хорошее согласование расположения областей максимальной повреждённости как на лицевой и тыльной поверхностях, так в поперечном сечении деформируемой железобетонной плиты. Как и в случае перемещений, нагрузка от самолёта-ударника приводит к более консервативному результату.

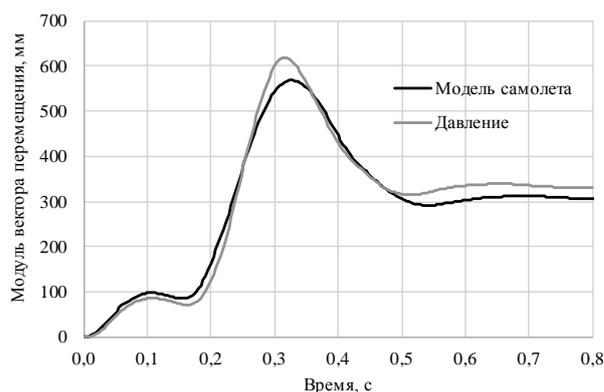


Рис. 23. Перемещение центра лицевой поверхности преграды под нагрузкой

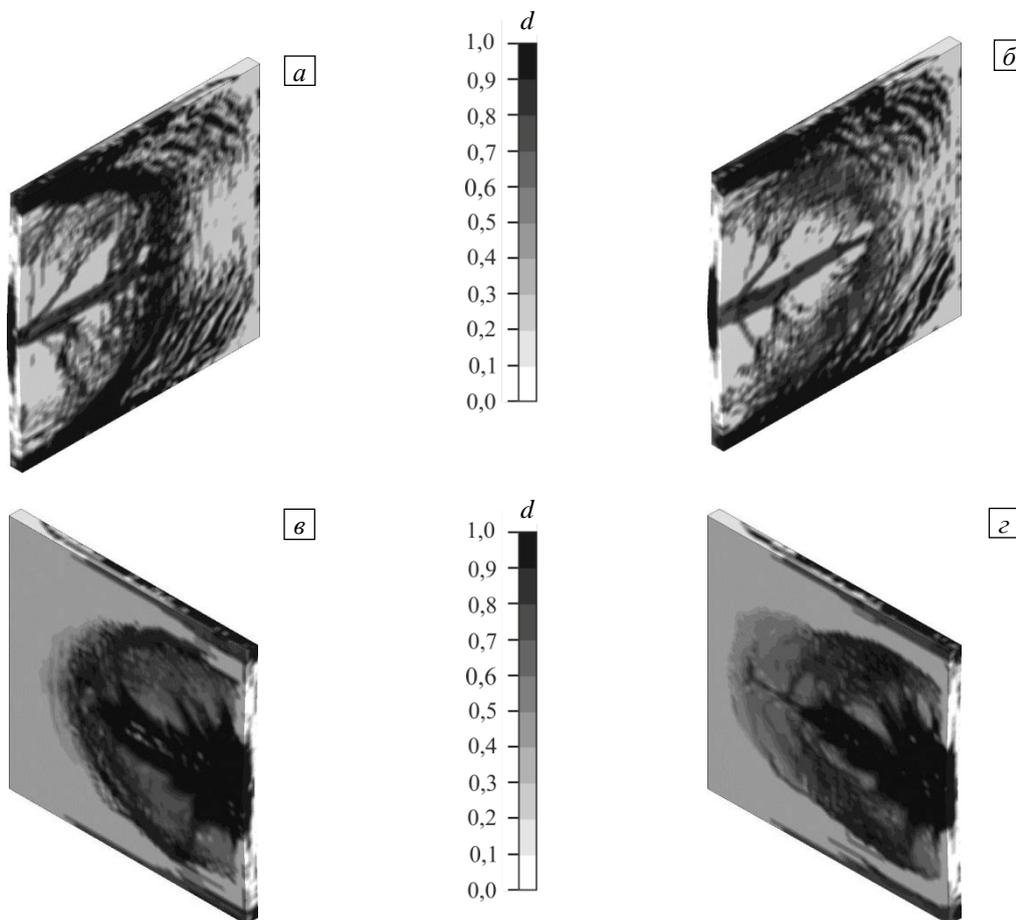


Рис. 24. Поврежденность бетона в момент времени  $t = 0,8$  с: вид в изометрической проекции разреза половины плиты при нагружении с лицевой (а, б) и тыльной (в, г) сторон моделью самолёта (а, в) и нормативным давлением (б, г);

## 10. Выводы

В результате выполненных исследований разработана универсальная методика расчёта нагрузки от удара тяжёлого коммерческого самолёта в здания ядерного острова АЭС. Методика позволяет прикладывать нагрузку на строительные конструкции с учётом их реальной геометрии, деформируемости, разрушаемости и возможности удара по касательной.

Проведен анализ решения уравнения Риеры и нормативных кривых нагрузки, приняты решения по необходимым допущениям при задании свойств модели самолёта. Модель построена в эйлеровой постановке метода конечных элементов. Осуществлена валидация такого подхода на решении задачи удара стержня постоянной массы и малой прочности и тела переменной массы и малой прочности.

Получены соотношения, позволяющие идентифицировать прочностные и геометрические параметры модели самолёта на основе нормативных кривых. Благодаря этому становится возможным отказ от решения обратной задачи с целью подбора характеристик модели под заданную нагрузку, что существенно сокращает время счёта при вычислительных экспериментах.

По найденным соотношениям построена модель, подобная самолёту «Боинг 707-320». Проведено сравнение результатов нагружения абсолютно твёрдых и деформируемых железобетонных плит нормативным давлением и воздействием модели самолёта. Показано хорошее согласование результатов.

Предложенная методика позволяет строить математические модели тяжёлых коммерческих самолётов и точно рассчитывать живучесть железобетонных зданий и сооружений АЭС в соответствии с нормами МАГАТЭ.

## Литература

1. Учет внешних событий, исключая землетрясения, при проектировании атомных электростанций: руководство по безопасности № NS-G-1.5. Вена: Международное агентство по атомной энергии, 2008. 141 с.
2. Safety aspects of nuclear power plants in human induced external events: General considerations. Safety Reports Series, No. 86. IAEA, 2017. 88 с.
3. *Riera J.D.* On the stress analysis of structures subjected to aircraft impact forces // Nucl. Eng. Des. 1968. Vol. 8, no. 4. P. 415–426. DOI
4. *Бирбраер А.Н., Роледеп А.Ю.* Экстремальные воздействия на сооружения. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 594 с.
5. *Kultsep A., Souli M., Volkodav I.* Load on structures due to large airplane impact // Proc. of the 22<sup>nd</sup> Conf. on Structural Mechanics in Reactor Technology. SMiRT 22, San Francisco, California, USA, August 18–23, 2013. Vol.1. P. 1976–1984.
6. *Riera J.D.* Advances in the analysis of NPP and other critical structures subjected to aircraft impact. 2013. <https://www.yumpu.com/en/document/view/39529261/advances-in-the-analysis-of-npp-and-other-critical-structures-> (дата обращения: 24.09.2018).
7. *Riera J.D., Zorn N.F., Schueller G.I.* An approach to evaluate the design load time history for normal engine impact taking into account the crash-velocity distribution // Nucl. Eng. Des. 1982. Vol. 71, no. 3. P. 311–316. DOI
8. *Siefert A., Henkel F.O.* Nonlinear analysis of commercial aircraft impact on a reactor building - Comparison between integral and decoupled crash simulation // Nucl. Eng. Des. 2014. Vol. 269. P. 130–135. DOI
9. LS-DYNA Keyword User's Manual. Livermore Software Technology Corporation, 2017. Vol. I. 2882 p.
10. Improving robustness assessment methodologies for structures impacted by missiles (IRIS\_2012). Final Report. 2014. 105 p.
11. *Илюшкин М.В.* Моделирование процессов обработки металлов давлением в программе LS-DYNA. Ульяновск, 2017. 125 с.
12. *Chen H.* Structured ALE Workshop. [http://ftp.lstc.com/anonymous/outgoing/hao/sale/tutorials/SALE\\_2016\\_class.pdf](http://ftp.lstc.com/anonymous/outgoing/hao/sale/tutorials/SALE_2016_class.pdf) (дата обращения: 24.09.2018).
13. *von Riesenmann W.A.* [et al.] Full-scale aircraft impact test for evaluation of impact forces. Part 1: Test plan, test method, and test results // Proc. of the 10<sup>th</sup> Conf. on Structural Mechanics in Reactor Technology. SMiRT 10, Anaheim, CA, USA, August 22–27, 1989. P. 285–292.
14. *Sugano T.* [et al.] Full-scale aircraft impact test for evaluation of impact force // Nucl. Eng. Des. 1993. Vol. 140, no. 3. P. 373–385. DOI
15. LS-DYNA Keyword User's Manual. Livermore Software Technology Corporation, 2017. Vol. II: Material Models. 1577 p.
16. *Shkolnikov M.B.* Honeycomb Modeling for Side Impact Moving Deformable Barrier (MDB) // Proc. of the 7<sup>th</sup> Int. LS-DYNA Users Conference. Detroit, MI, USA, May 19–21, 2002. P. 7-1–7-14.
17. *Hallquist J.O.* LS-DYNA Theory Manual. Livermore Software Technology Corporation, 2006.
18. Commercial aircraft of the world // Flight Int. 1964. Vol. 86, no. 2907. P. 902–941.
19. *Moutoussamy L., Herve G., Barbier F.* Qualification of \*Constrained Lagrange In Solid command for steel/concrete interface modeling. <https://www.dynamore.de/de/download/papers/konferenz11/papers/session12-paper3.pdf> (дата обращения: 24.09.2018).
20. *Murray Y.D.* Theory and evaluation of concrete material model 159 // Proc. of the 8<sup>th</sup> Int. LS-DYNA Users Conf. Detroit, MI, USA, May 2–4, 2004. P. 6-25–6-36.

21. Murray Y.D. Users Manual for LS-DYNA Concrete Material Model 159. Report No. FHWA-HRT-05-062, May 2007. 89 p.
22. Качанов Л.М. Основы механики разрушения. М.: Наука, 1974. 312 с.
23. Seismic Design Criteria for Structures, Systems, and Components in Nuclear Facilities. ASCE 43-05. 2005. 96 p.

## References

1. External events excluding earthquakes in the design of nuclear power plants. Safety guide No. NS-G-1.5. Vienna: International Atomic Energy Agency, 2003. 115 p.
2. Safety aspects of nuclear power plants in human induced external events: General considerations. Safety Reports Series No. 86. IAEA, 2017. 88 p.
3. Riera J.D. On the stress analysis of structures subjected to aircraft impact forces. *Nucl. Eng. Des.*, 1968, vol. 8, no. 4, pp. 415-426. DOI
4. Birbraer A.N., Roleder A.J. *Extreme actions on structures*. Saint-Petersburg: Polytechnic University Publishing House, 2009. 594 p.
5. Kultsep A., Souli M., Volkodav I. *Proc. of the 22<sup>nd</sup> Conf. on Structural Mechanics in Reactor Technology. SMiRT 22*, San Francisco, California, USA, August 18-23, 2013. Vol.1. P. 1976-1984.
6. Riera J.D. Advances in the analysis of NPP and other critical structures subjected to aircraft impact, available at: <https://www.yumpu.com/en/document/view/39529261/advances-in-the-analysis-of-npp-and-other-critical-structures> (accessed 24 September 2018).
7. Riera J.D., Zorn N.F., Schueller G.I. An approach to evaluate the design load time history for normal engine impact taking into account the crash-velocity distribution. *Nucl. Eng. Des.*, 1982, vol. 71, no. 3, pp. 311-316. DOI
8. Siefert A., Henkel F.O. Nonlinear analysis of commercial aircraft impact on a reactor building - Comparison between integral and decoupled crash simulation. *Nucl. Eng. Des.*, 2014, vol. 269, pp. 130-135. DOI
9. *LS-DYNA Keyword User's Manual*. Livermore Software Technology Corporation, 2017. Vol. I. 2882 p.
10. *Improving robustness assessment methodologies for structures impacted by missiles (IRIS\_2012). Final Report*. 2014. 105 p.
11. Ilyushkin M.V. *Modelirovaniye protsessov obrabotki metallov davleniyem v programme LS-DYNA* [Simulation of pressure metals processing process in the program LS-DYNA]. Ul'yanovsk, 2017. 125 p.
12. Chen H. Structured ALE Workshop, available at: [http://ftp.lstc.com/anonymous/outgoing/hao/sale/tutorials/SALE\\_2016\\_class.pdf](http://ftp.lstc.com/anonymous/outgoing/hao/sale/tutorials/SALE_2016_class.pdf) (accessed 24 September 2018).
13. von Riesenmann W.A. [et al.] *Proc. of the 10<sup>th</sup> Conference on Structural Mechanics in Reactor Technology. SMiRT 10, Anaheim, CA, USA, August 22-27, 1989*, pp. 285-292. Muto K. [et al.] *Proc. of the 10<sup>th</sup> Conf. on Structural Mechanics in Reactor Technology. SMiRT 10, Anaheim, CA, USA, August 22-27, 1989*, pp. 293-299.
14. Sugano T. [et al.] Full-scale aircraft impact test for evaluation of impact force. *Nucl. Eng. Des.*, 1993, vol. 140, no. 3, pp. 373-385. DOI
15. *LS-DYNA Keyword User's Manual*. Livermore Software Technology Corporation, 2017. Vol. II: Material Models. 1577 p.
16. Shkolnikov M.B. *Proc. of the 7<sup>th</sup> Int. LS-DYNA Users Conf.* Detroit, MI, USA, May 19-21, 2002. P. 7-1-7-14.
17. Hallquist J.O. *LS-DYNA Theory Manual*. Livermore: Livermore Software Technology Corporation, 2016.
18. Commercial aircraft of the world. *Flight Int.*, 1964, Vol. 86, no. 2907, pp. 902-941.
19. Moutoussamy L., Herve G., Barbier F. Qualification of \*Constrained Lagrange In Solid command for steel/concrete interface modeling, available at: <https://www.dynamore.de/de/download/papers/konferenz11/papers/session12-paper3.pdf> (accessed 24 September 2018).
20. Murray Y.D. *Proc. of the 8<sup>th</sup> International LS-DYNA Users Conf.* Detroit, MI, USA, May 2-4, 2004. P. 6-25-6-36.
21. Murray Y.D. *Users Manual for LS-DYNA Concrete Material Model 159*. Report No. FHWA-HRT-05-062, May 2007. 89 p.
22. Качанов Л.М. *Osnovy mekhaniki razrusheniya* [Fundamentals of fracture mechanics]. М.: Nauka, 1974. 312 p.
23. *Seismic Design Criteria for Structures, Systems, and Components in Nuclear Facilities*. ASCE 43-05. 2005. 96 p.

Поступила в редакцию 30.07.2018; опубликована в электронном виде 22.10.2018

## Сведения об авторах

Новожилов Юрий Владиславович, рук.направл., ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», 195197, Санкт-Петербург, Кондратьевский пр., д. 15, к. 2, лит 3, б/ц. «Фернан Леже», оф. 322.; e-mail: yury.novozhilov@cadfem-cis.ru  
 Михалюк Дмитрий Сергеевич, ктн. дир. филиала, ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс»; e-mail: dmitry.mikhaluk@cadfem-cis.ru  
 Феоктистова Людмила Юрьевна, гл.спец., АО «АТОМПРОЕКТ», 191036, Санкт-Петербург, ул.2-я Советская, д. 9/2а; e-mail: LJFeoktistova@atomproekt.com