

Труды МАИ. 2024. № 139  
Trudy MAI. 2024. No. 139. (In Russ.)

Научная статья  
УДК 629.735.33

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=183450>

EDN: <https://www.elibrary.ru/HRDMVW>

## **ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ СТЕПЕНИ ОВАЛЬНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖА НА СООТВЕТСТВИЕ ТРЕБОВАНИЯМ УДАРОПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПРИ ДИНАМИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ В СЛУЧАЕ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ**

**Кирилл Андреевич Балун<sup>1✉</sup>, Артём Михайлович Зайцев<sup>2</sup>,**

**Кудряшов Мстислав Александрович<sup>3</sup>**

<sup>1,2,3</sup>Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора

Н.Е. Жуковского, ЦАГИ, Жуковский, Московская область, Россия

<sup>1</sup>[kirill.balunov@tsagi.ru](mailto:kirill.balunov@tsagi.ru)✉

<sup>2</sup>[artem.zaytsev@tsagi.ru](mailto:artem.zaytsev@tsagi.ru)

*Аннотация.* В работе рассматриваются вопросы соответствия конструкций фюзеляжа с различной степенью овальности поперечного сечения критериям ударопрочности в процессе динамического нагружения при аварийной посадке. Условия аварийной посадки воспроизводятся путем численного моделирования испытаний вертикального сброса на жесткое основание отсека фюзеляжа с заданной вертикальной скоростью 9,14 м/с, что соответствует сбросу отсека фюзеляжа с высоты 4,27 метра. Численное моделирование выполняется с применением явного нелинейного динамического конечно-элементного решателя программного

комплекса LS-DYNA. Проводится сравнительный анализ влияния параметров овальности отсеков фюзеляжа и жесткости элементов грузового пола фюзеляжа на соответствие критериям ударопрочности по сохранению безопасного объема и обеспечения путей эвакуации пассажиров, а также эффективности поглощения кинетической энергии конструкцией.

**Ключевые слова:** фюзеляж самолета, овальное поперечное сечение фюзеляжа, параметрические исследования, численное моделирование, динамический анализ, аварийная посадка, ударопрочность

**Для цитирования:** Балунов К.А., Зайцев А.М., Кудряшов М.А. Параметрические исследования влияния степени овальности фюзеляжа на соответствие требованиям ударопрочности конструкции при динамическом нагружении в случае аварийной посадки // Труды МАИ. 2024. № 139. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=183450>

Original article

## **PARAMETRIC STUDIES OF THE INFLUENCE OF THE DEGREE OF FUSELAGE OVALITY ON COMPLIANCE WITH THE REQUIREMENTS OF STRUCTURAL CRASWORTHINESS UNDER DYNAMIC LOADING IN THE CASE OF AN EMERGENCY LANDING**

**Kirill A. Balunov<sup>1</sup>✉, Artem M. Zaytsev<sup>2</sup>, Mstislav A. Kudryashov<sup>3</sup>**

<sup>1,2,3</sup>Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, TsAGI, Zhukovsky, Moscow region, Russia

<sup>1</sup>[kirill.balunov@tsagi.ru](mailto:kirill.balunov@tsagi.ru)✉

**Abstract.** The development of civil transport aviation highly depends on increasing air flight capacity, which requires incorporating new and effective design solutions into aircraft engineering practice. As such, research focused on finding these layout solutions is becoming more relevant because the shape of the fuselage cross-section is crucial for maximizing internal space for payload placement. Important aspect of designing passenger aircraft is to provide the occupant's safety during emergency landing. The fuselage structure plays a vital role in ensuring safety for passengers and crew in the event of a crash-landing event, since due to deformation, crumpling and failure of structural elements under the passenger floor a safe space maintains inside the passenger cabin, and the impact forces transmitted to passengers are reduced to a level of injury acceptable to human. The conditions of an emergency landing are reproduced by vertical drop tests of full-scale fuselage sections on a rigid base. These tests provide the necessary data to evaluate the crashworthiness criteria of aircraft structure: maintenance of a survivable volume, maintenance of occupant emergency egress paths, maintenance of acceptable acceleration and loads experienced by the occupants, as well as maintaining the integrity of seat fastenings, equipment, cargo, and any other masses upon impact. The paper presents a comparative analysis of how the ovality of the fuselage and the stiffness of the cargo floor elements affect compliance with crashworthiness criteria during emergency landing. The emergency landing conditions are reproduced by numerical simulation of the fuselage section drop test onto a rigid base with the impact vertical velocity of 9.14 m/s, which corresponds to a fuselage section drop from a height of 4.27 meters. Simulation is

performed using the explicit nonlinear dynamic finite element LS-DYNA code, recording kinetic and internal energies during the process, as well as accelerations at typical points of the fuselage structure. Based on the analysis of the structural deformation and the efficiency of kinetic energy absorption by the structure together with the acceleration values observed during the deformation process at typical points of the structure, it is concluded that, from the point of meeting the crashworthiness criteria, the fuselage failure mode with the gradual flattening of the lower fuselage section relative to the impact surface is better. The results show that rational selection of the sub-cargo crossbeams stiffness allows to meet compliance with the crashworthiness requirements for all considered fuselage ovality variants. Nevertheless, layouts with large and small degrees of fuselage ovality are shown to be preferable compared to a fuselage with a circular cross-section shape in terms of absorbing kinetic energy by the structure.

**Keywords:** aircraft fuselage, oval fuselage cross-section, parametric studies, numerical modeling, dynamic analysis, emergency landing, crashworthiness

**For citation:** Balunov K.A., Zaitsev A.M., Kudryashov M.A. Parametric studies of the influence of the degree of fuselage ovality on compliance with the requirements of structural impact resistance under dynamic loading in the event of an emergency landing.

*Trudy MAI.* 2024. No. 139. (In Russ.). URL:  
<https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=183450>

## 1. Введение

Особенности долгосрочного развития и целевая ориентация российского транспортного комплекса на достижение запланированных Транспортной стратегией Российской Федерации на период до 2030 года экономических и

социальных показателей обеспечили рост пассажиропотока авиационных перевозок в Российской Федерации на 70,2 %, а грузооборота – на 14,5 % [1]. Перспективы дальнейшего развития гражданской транспортной авиации тесно связаны с увеличением пропускной способности авиаперелетов, что может быть обеспечено за счет внедрения новых и эффективных компоновочных решений в практику самолетостроения. Получившая широкое распространение компоновка фюзеляжа с формой поперечного сечения типа круг или близкой к ней оптимальна с точки зрения восприятия нагрузок внутреннего избыточного давления [2]. Накопленный опыт в самолетостроении показал, что конструкция таких фюзеляжей позволяет удовлетворять требованиям статической прочности, долговечности и живучести при высоком весовом совершенстве. Однако, возможности повышения пассажироместимости в этом случае ограничены: при увеличении габаритов воздушного судна, с одной стороны, возникают логистические проблемы базирования, а с другой стороны – снижается плотность компоновки и теряется её эффективность. Стоит отметить, что отсутствие «прорывного» уровня технико-экономического совершенства изделий традиционной компоновки не обеспечивается не по вине его разработчиков, а вследствие объективных закономерностей развития техники и заключается прежде всего в исчерпании возможностей совершенствования традиционных технологий и конструкций на данном этапе развития гражданской авиатехники [3]. В связи с этим, повышается актуальность исследований, направленных на поиск таких компоновочных решений, в которых форма поперечного сечения фюзеляжа определяется требованиями максимального использования внутреннего объема под размещение полезной

нагрузки. Выполненные в работе [4] исследования показывают, что фюзеляж с поперечным сечением в виде горизонтально расположенного овала может быть выгоднее по сравнению с круглым, прямоугольным или образованными из двух сопряженных окружностей сечениями. Принципиальная задача при реализации овальной компоновки фюзеляжа заключается в обеспечении безопасности и прочности конструкции герметических кабин в приемлемых весовых лимитах [5-9]. Это связано с тем, что при воздействии избыточного давления, в соответствии с пунктом 25.365(a)(d) Норм летной годности самолетов транспортной категории (НЛГ 25, Нормы летной годности самолетов транспортной категории НЛГ-25, 2023, утвержденные приказом № 961-П от 27.12.2022 Министерства транспорта Российской Федерации, Федеральным агентством воздушного транспорта), возникают местные изгибающие моменты по обшивке и образуются области повышенных напряжений в силовом каркасе фюзеляжа [10]. Для снижения напряжений в этих зонах предложены различные варианты конструктивного исполнения шпангоутов, например, введение дополнительного элемента типа потолочной балки [11, 12] для фюзеляжа самолета «Фрегат Экоджет» или адаптированный под действие давления профиль шпангоута переменной высоты. Простой и эффективный с точки зрения весовой эффективности способ усиления конструкции – введение силовых вертикальных стоек [13], накладывает существенные ограничения на компоновочные решения при размещении полезной нагрузки в случае фюзеляжа с поперечным сечением формы горизонтально расположенного овала. Стоит отметить, что эти проблемы удалось избежать в компоновке самолета А380 за счет переориентации поперечного сечения фюзеляжа,

в котором главная ось овала расположена вертикально, а роль стоек выполняют две поперечные балки пола. Однако, такая компоновка может быть реализована только для самолетов очень большой размерности.

Важным аспектом реализуемости пассажирских самолетов с новыми компоновочными и конструктивными решениями является обеспечение безопасности их конструкций по условиям аварийной посадки. Выживаемость пассажиров самолета при аварийной посадке в значительной степени зависит от энергии, поглощаемой конструкцией, и уровня пиковых ускорений и деформаций, которые могут передаваться в салон пассажиров. Конструкция фюзеляжа играет важную роль в поглощении кинетической энергии во время аварийной посадки поскольку за счет деформации, смятия и разрушения конструкции под пассажирским полом, внутри пассажирского салона сохраняется безопасное пространство для пассажиров и членов экипажа, а силы от удара, передаваемые пассажирам, снижаются до допустимого для человека уровня травматизма.

Нормами летной годности требования по условиям аварийной посадки установлены для фюзеляжа, кресел, шасси, топливных систем и так далее. Однако, требования пункта 25.561(a)(b) НЛГ 25, относящиеся, в том числе, к фюзеляжу самолета, не содержат конкретных критериев ударопрочности его конструкции. Так, пункт 25.561(b) НЛГ 25 устанавливает, что конструкция самолета должна быть такой, чтобы у пассажиров и членов экипажа имелась реальная возможность избежать серьезных ранений при аварийной посадке с незначительными разрушениями (шасси убрано, когда это возможно). При этом уровень «незначительных разрушений» конструкции не определен. Проблема в неясности

формулировок этого пункта обострилась при сертификации самолетов Boeing 787 и Airbus A350 и была обусловлена внедрением композиционных материалов в конструкцию фюзеляжей. Для демонстрации безопасности такой конструкции при аварийной посадке разработаны следующие критерии (Status of FAA's actions to oversee the safety of composite airplanes // Aviation Safety, 2011; Transport Aircraft Crashworthiness and Ditching Group Report to FAA // 2018, release/revision B):

1. Сохранение безопасного объема для пассажиров – должно быть показано, что деформации конструкции в процессе и после удара не приведут к такому нарушению внутреннего пространства кабины экипажа и пассажирского салона, которое повлияет на безопасность пассажиров/экипажа и затрудняет аварийную эвакуацию.

2. Поглощение энергии при ударе – уровень вертикальных перегрузок на креслах и нагрузок, действующих на пассажиров/экипаж, в течении удара должен быть сопоставим с уровнем, предписанным в п. 25.562(b), или с уровнем, реализуемым на самолетах-аналогах, которые сертифицировались ранее.

3. Целостность креплений сосредоточенных масс при ударе – должно быть показано, что обеспечивается безопасность пассажиров и экипажа в течении удара и после от возможных разрушений конструкции и узлов креплений оборудования, грузов, кресел и любых других масс;

4. Обеспечение путей эвакуации пассажиров – деформации конструкции, произошедшая вследствие удара, не должна влиять на беспрепятственную эвакуацию пассажиров/экипажа.

Натурные испытания конструкции фюзеляжа на сброс являются наиболее прямым и достоверным способом оценки соответствия конструкции вышеперечисленным критериям ударопрочности, но при этом и самыми дорогими. Условия аварийной посадки воспроизводят путем сброса отсека фюзеляжа по нормали относительно горизонтальной плоскости на твердое основание. При этом вертикальная скорость согласно пункту 25.562 (b)(1) НЛГ 25 должна быть равна 9,14 м/с, что соответствует сбросу отсека фюзеляжа с высоты 4,27 метра. Испытания отсеков фюзеляжа на сброс позволяют достоверно оценить характеристики ударопрочности конструкции самолета. Результаты таких исследований представлены в работах [14-18].

Анализ результатов испытаний натурных конструкций [19] при аварийной посадке позволяет выделить следующие характерные моды разрушений:

1. Разрушение нижней части конструкции фюзеляжа происходит с постепенным выравниванием шпангоута относительно поверхности удара. Пример приведен на Рисунке 1;
2. Разрушение нижней части конструкции происходит с разворачиванием силовых элементов внутрь фюзеляжа. Пример приведен на Рисунке 2.

Для первой моды характерны множественные разрушения силовых элементов в нижней части фюзеляжа с образованием шарниров, вследствие чего, конструкция нижней части выравнивается относительно поверхности удара. Для второй моды характерно то, что первоначальное разрушение происходит в нижней части шпангоутов по оси симметрии, далее разрушается стык подкоса и шпангоута. Таким образом, образуются три пластических шарнира, относительно которых происходит

окончательное деформирование конструкции. С точки зрения критериев ударопрочности первая мода разрушения является предпочтительной поскольку в процессе такого разрушения конструкция лучше поглощает энергию при ударе.



Рис. 1. Разрушение по первой моде



Рис. 2. Разрушение по второй моде

Неотъемлемой частью экспериментальных исследований ударопрочности конструкции фюзеляжа является их расчетное сопровождение, в основном, с применением метода конечных элементов. Важно отметить, что применяемые расчетные методы могут считаться приемлемыми только если проведена их валидация по результатам испытаний (Methodology for dynamic seat certification by analysis for use in parts 23, 25, 27, and 29 airplanes and rotorcraft // US Department of Transportation, 2003). Приемлемая расчётная модель анализа разрушения может использоваться в дальнейшем для оценки ударопрочности модифицированной

конструкции, тем самым снижая потребность в обширных экспериментальных исследованиях.

Развиваемые программные комплексы, такие как LS-DYNA, ABAQUS, MSC.DYTRAN, KRASH, PAM-CRASH, RADIOSS, позволяют проводить расчеты нелинейных быстропротекающих процессов и зарекомендовали себя при выполнении моделирования таких задач эффективно предсказывая поведение конструкций [20, 21].

Цель настоящей работы заключается в выполнении сопоставительного анализа влияния степени овальности фюзеляжа на соответствие требованиям ударопрочности конструкции при динамическом нагружении в случае аварийной посадки.

## **2. Описание объекта исследования**

Объектом исследования являются отсеки регулярной зоны фюзеляжа транспортного пассажирского самолета с поперечным сечением различной степени овальности. Геометрические модели и параметры исследуемых отсеков фюзеляжей представлены на Рисунке 3 и в Таблице 1, соответственно. Варианты сечения № 1 и № 2 (круглое и малой овальности) обеспечивают размещение пассажиров с двумя проходами по схеме 2-4-2. Вариант сечения № 3 (большой овальности) обеспечивает размещение пассажиров с тремя проходами по схеме 2-3-3-2. Масса пассажиров и кресел имитируется «массовыми блоками», характеристики которых задаются в виде погонной массы исходя из данных Таблицы 2. Предполагается, что отсек вмещает несколько рядов кресел.

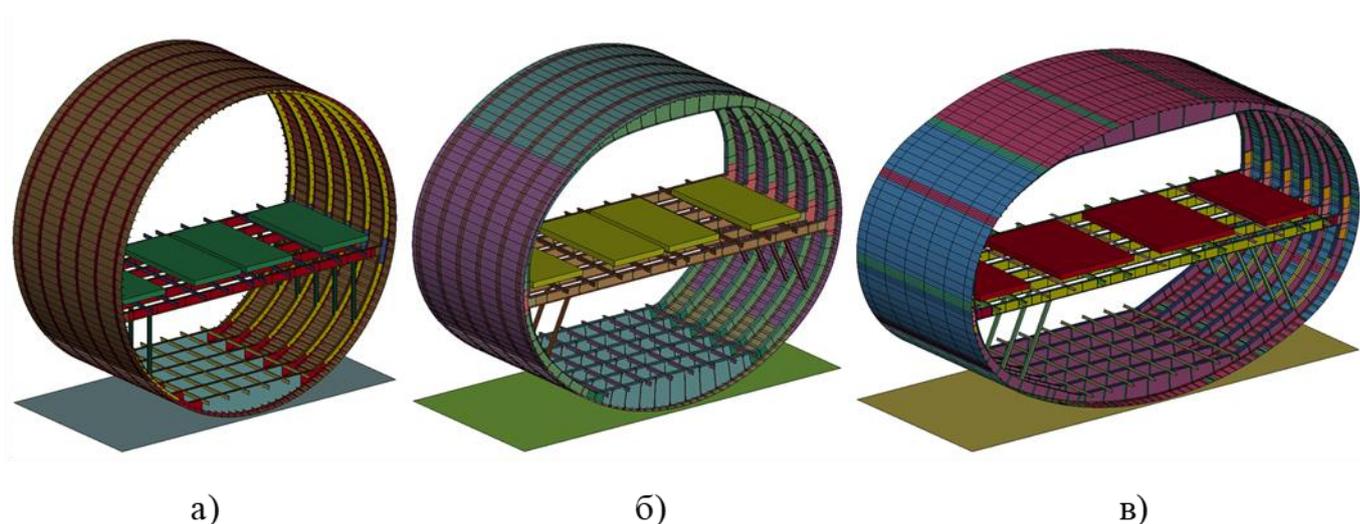


Рис. 3. Модели отсеков с поперечным сечением разной степени овальности, а) круг (овальность – 1), б) малой овальности (овальность – 1,2), в) большой овальности (овальность – 1,6)

Таблица 1. Геометрические параметры отсеков фюзеляжей

Степень овальности	Ширина, мм	Высота, мм	Длина, мм	Шаг шпангоутов, мм	Шаг стрингеров, мм
~1,0	5767	5745	3708	515	150
~1,2	6276	5182	3708	515	150
~1,6	7750	4935	3016	515	141

Все варианты сечения обеспечивают размещение на нижней грузовой палубе попарно контейнеры типа LD-3 или паллеты типа Р6Р. В данной работе контейнеры и загрузка грузовой палубы не моделируется.

Таблица 2. Данные для расчета веса имитатора

Блок	Масса кресельного блока	Масса пассажиров	Суммарная масса кресельных блоков и пассажиров
Двухместный	28 кг	$85 \times 2 = 170$ кг	198 кг
Трехместный	42 кг	$85 \times 3 = 255$ кг	297 кг

Примечание: Четырёхместный блок кресел состоит из двух двухместных блоков.

В качестве материала конструкции рассматриваются алюминиевые сплавы 2024 Т3 (обшивка) и 7075 Т6 (шпангоуты, стрингеры, балки и рельсы пола) с характеристиками, представленными в Таблице 3 [16]. Данный выбор материалов сделан для возможности сопоставления результатов настоящей работы с материалами, опубликованными в открытых источниках.

Таблица 3. Характеристики материалов

Алюминиевый сплав	Е, ГПа	$\mu$	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$\sigma_t$ , МПа	Касательный модуль упругости, МПа	$\epsilon_{пред}$ , %
2024 Т3	70	0,3	2796	328	466	15
7075 Т6	70	0,3	2796	475	258	8

Основным требованием при разработке конструкции фюзеляжа самолета является обеспечение его статической прочности для выбранных критических случаев нагружения конструкции. Конструкция представляет из себя полумонок со стандартными проектировочными решениями. Конечно-элементная модель, отражающая подробность моделирования, для отсека фюзеляжа малой овальности представлена на Рисунке 4. Параметры силовой конструкции отсеков определяются для каждого отсека в соответствии с требованиями пункта 25.365(d) «Нагружение

герметических кабин» НЛГ 25, которым задан критический случай нагружения по условиям статической прочности конструкции гермокабины:

1. Изолированное действие внутреннего давления с учетом дополнительного коэффициента безопасности на срабатывание предохранительного клапана  $1,33 \cdot 1,5 P^o = 1,3$  атм, где  $P^o$  – максимальная нагрузка, возможная в эксплуатации.

По условиям обеспечения ресурсных характеристик конструкции гермокабины рассматривается случай нагружения:

2. Изолированное действие внутреннего давления  $P^o = 0,65$  атм.

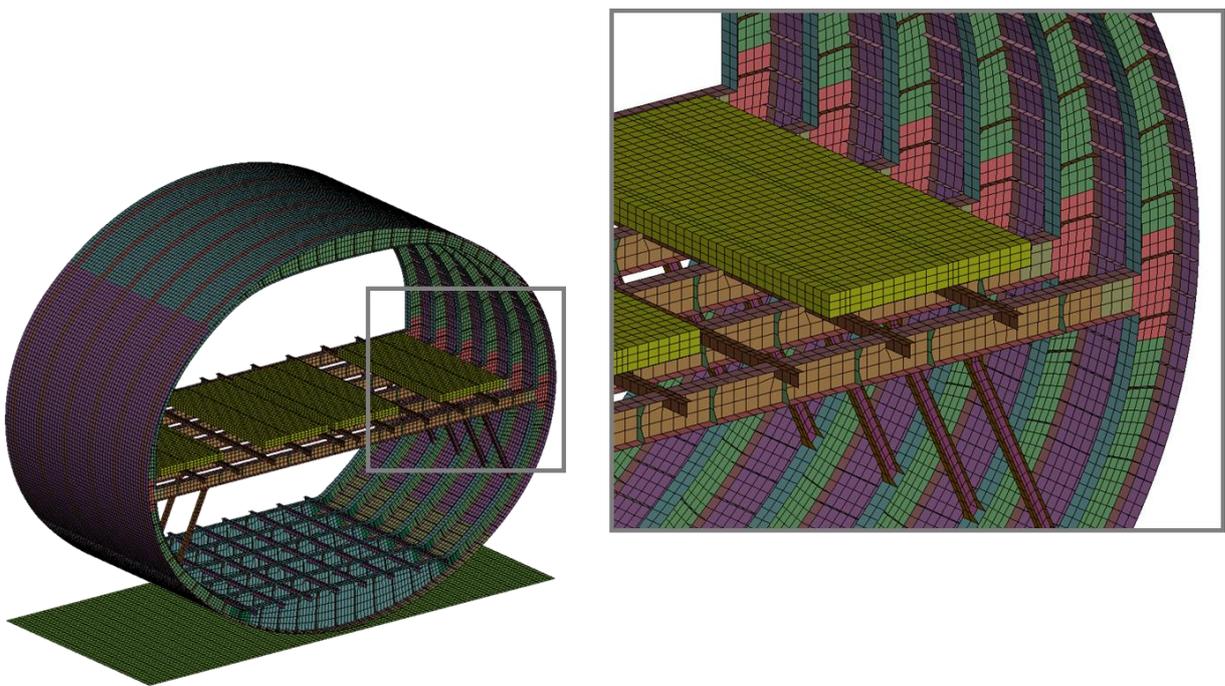


Рис. 4. Конечно-элементная модель отсека фюзеляжа малой овальности

Основываясь на работе [22] уровень допустимых напряжений в конструкции герметичных отсеков определяется требованиями обеспечения ресурса, усталости, остаточной прочности и периодичности осмотров. В соответствии с этим ограничения сформулированы в виде:

1. Для случая нагружения № 1 расчетные эквивалентные напряжения в конструкции  $\sigma_{\text{экв}} \leq 320\text{--}350$  МПа;
2. Для случая нагружения № 2 кольцевые напряжения в продольных стыках обшивки  $\sigma_{\text{кол}} \leq 100\text{--}120$  МПа (соответствует  $\sigma_{\text{доп}} \approx 200\text{--}250$  МПа для расчетного уровня нагружения случая № 1).

Граничными условиями при определении параметров силовой конструкции являются только силы давления, уравнивающие модель; закрепления отсутствуют благодаря опции «inertia relief», которая использует массу конструкции для расчета «искусственных» инерционных сил, которые прикладываются в центре масс системы в виде автоматически-вычисляемых поступательных и вращательных ускорений, предотвращающих перемещения системы под нагрузкой как твердого тела, что в приближении приводит конструкцию к статическому равновесию, не требуя дополнительных закреплений.

Определённые в соответствии с вышеперечисленными ограничениями по прочности толщины основных силовых элементов конструкций отсеков, используемых в дальнейших расчетах приведены в Таблице 4.

Таблица 4. Характерные толщины основных силовых элементов конструкций

Степень овальности	Толщина обшивки, мм	Толщина стрингера, мм	Толщина шпангоута, мм
~1,0	2,4	1,6	2,5
~1,2	2,0 ÷ 2,6	1,8	3,0
~1,6	1,8 ÷ 2,8	2,5	3,7

Численное моделирование испытаний на вертикальный сброс отсеков фюзеляжа с разной степенью овальности поперечного сечения выполняется с

применением явного нелинейного динамического конечно-элементного решателя программного комплекса LS-DYNA. Продолжительность моделируемого процесса составляет 0,3 секунды. Используются следующие граничные условия:

1. Начальная вертикальная скорость  $V_y = 9,14$  м/с назначается всем узлам конечно-элементной модели отсека фюзеляжа для имитации испытания на вертикальный сброс с высоты 4,27 м;

2. Поверхность, об которую ударяется фюзеляж, закреплена по всем степеням свободы по границе. Для поверхности задаются свойства с помощью модели материала MAT\_020\_RIGID.

3. Контактное взаимодействие конструкции отсека фюзеляжа и поверхности, об которую ударяется фюзеляж, задано картой CONTACT\_AUTOMATIC\_SURFACE\_TO\_SURFACE.

Материал конструкции отсеков фюзеляжа задан картой MAT\_PIECEWISE\_LINEAR\_PLASTICITY, характеристики материала приняты аналогичными проектировочному расчету (см. Таблицу 3). Для задания взаимодействия между поверхностями элементов фюзеляжа, между которыми возможен контакт в процессе деформирования используется карта CONTACT\_AUTOMATIC\_SURFACE\_TO\_SURFACE в случае, если поверхности разные, для моделирования контакта поверхности с самой собой используется карта CONTACT\_AUTOMATIC\_SINGLE\_SURFACE.

В целях оценки динамического поведения и анализа способности поглощения кинетической энергии конструкцией отсеков дополнительно рассматриваются различные по жесткости варианты усиления фюзеляжа в зоне грузового пола.

Варианты усиления фюзеляжа в зоне грузового пола для отсека фюзеляжа с поперечным сечением малой овальности, соответствующие вырезам 90 %, 80 % и 70 % по отношению к варианту без выреза, представлены на Рисунке 5. Аналогичным образом выполняются вырезы для отсеков фюзеляжей с круглым и большой овальности поперечными сечениями.

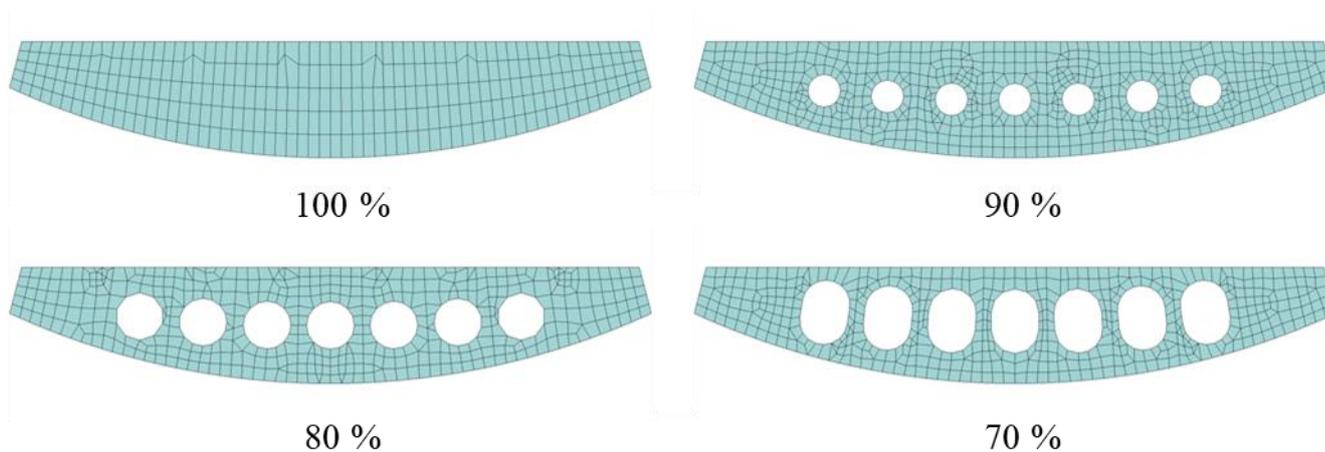


Рис. 5. Различные варианты усиления грузового пола фюзеляжа

Сравнительный анализ отсеков фюзеляжа с различной степенью овальности и различными вариантами усиления фюзеляжа в зоне грузового пола выполняется по следующим критериям ударопрочности:

1. Сохранение безопасного объема для пассажиров.
2. Поглощение энергии при ударе.
3. Обеспечение путей эвакуации пассажиров.

Для сравнения по 2 критерию ударопрочности в процессе динамического нагружения фюзеляжа ускорение контролируется в узлах, отмеченных зеленым маркерами на Рисунке 6.

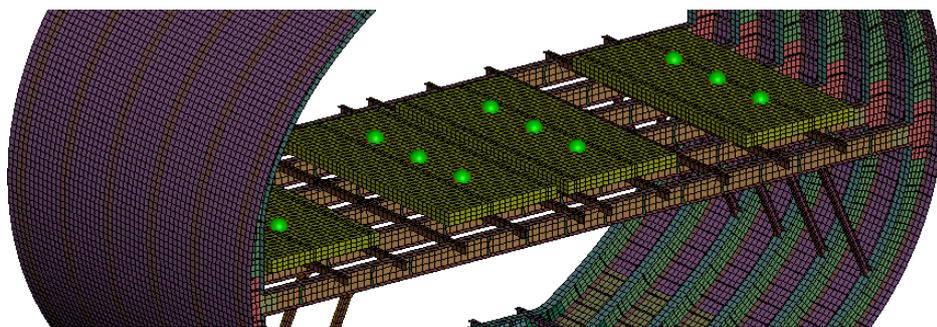


Рис. 6. Узлы, в которых контролируется ускорения в процессе сброса отсека фюзеляжа

Все данные об ускорении фильтруются с использованием 40-Гц фильтра нижних частот Баттерворта 2-го порядка для устранения высокочастотного шума. Пример фильтрации типичных значений ускорения в контролируемых точках представлен на Рисунке 7.

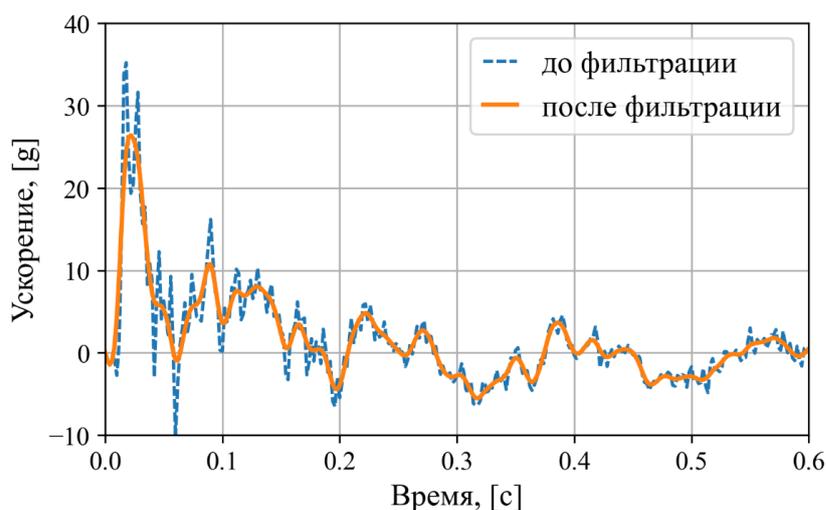


Рис. 7. График ускорения до и после применения фильтра

В расчетах для учета нереалистичного режима деформации элементов оболочки используется жесткий контроль эффекта «песочных часов» (hourglass energy control) с коэффициентом контроля 0,03. Эффект «песочных часов» проверяется, чтобы гарантировать, что деформация элементов оболочки с нулевой

энергией находится в разумных пределах. Данный эффект возникает в расчетах с применением конечных элементов с одной точкой интегрирования, которые используются для обеспечения устойчивости решения в задачах с значительной нелинейностью и существенного сокращения времени расчета. Коэффициент контроля эффекта «песочных часов», выбранный в этой работе, является результатом тонкой настройки для достижения корректности моделирования быстропротекающего физического процесса. Хорошей практикой является обеспечение того, чтобы отношение энергии эффекта «песочных часов» была ниже 10 % от внутренней энергии как для всей системы в целом, так и для отдельных частей. На Рисунке 8 представлено типичное соотношение внутренней энергии и энергии эффекта «песочных часов» в расчетах настоящей работы – пик составляет всего 1,5 %; поэтому предполагается, что во время удара произошла незначительная деформация с нулевой энергией и «физичность» моделируемого процесса сохраняется на протяжении всего времени моделирования.

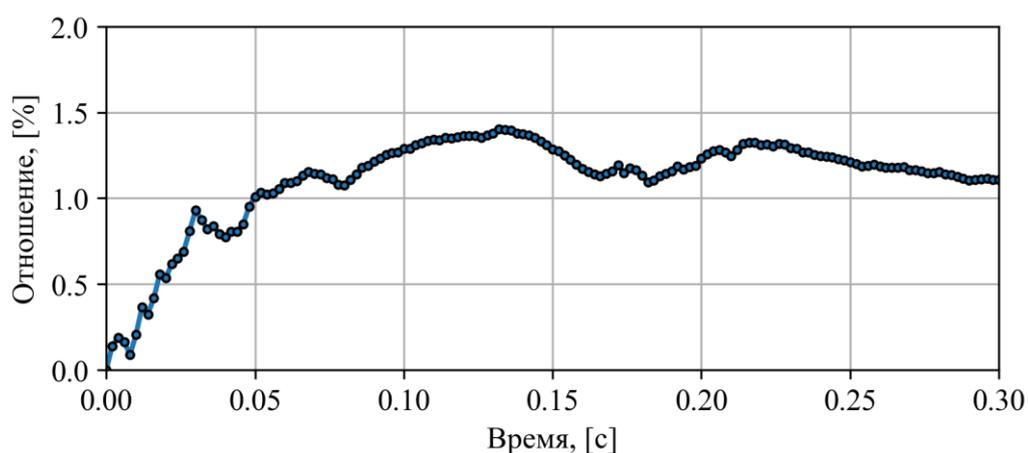


Рис. 8. Соотношение внутренней энергии и энергии эффекта «песочных часов» в расчетах

### 3. Результаты численного моделирования сброса отсеков фюзеляжа

На рисунке 9 представлен процесс деформирования фюзеляжа с круглым поперечным сечением и с номинальным усилением фюзеляжа в зоне грузового пола.

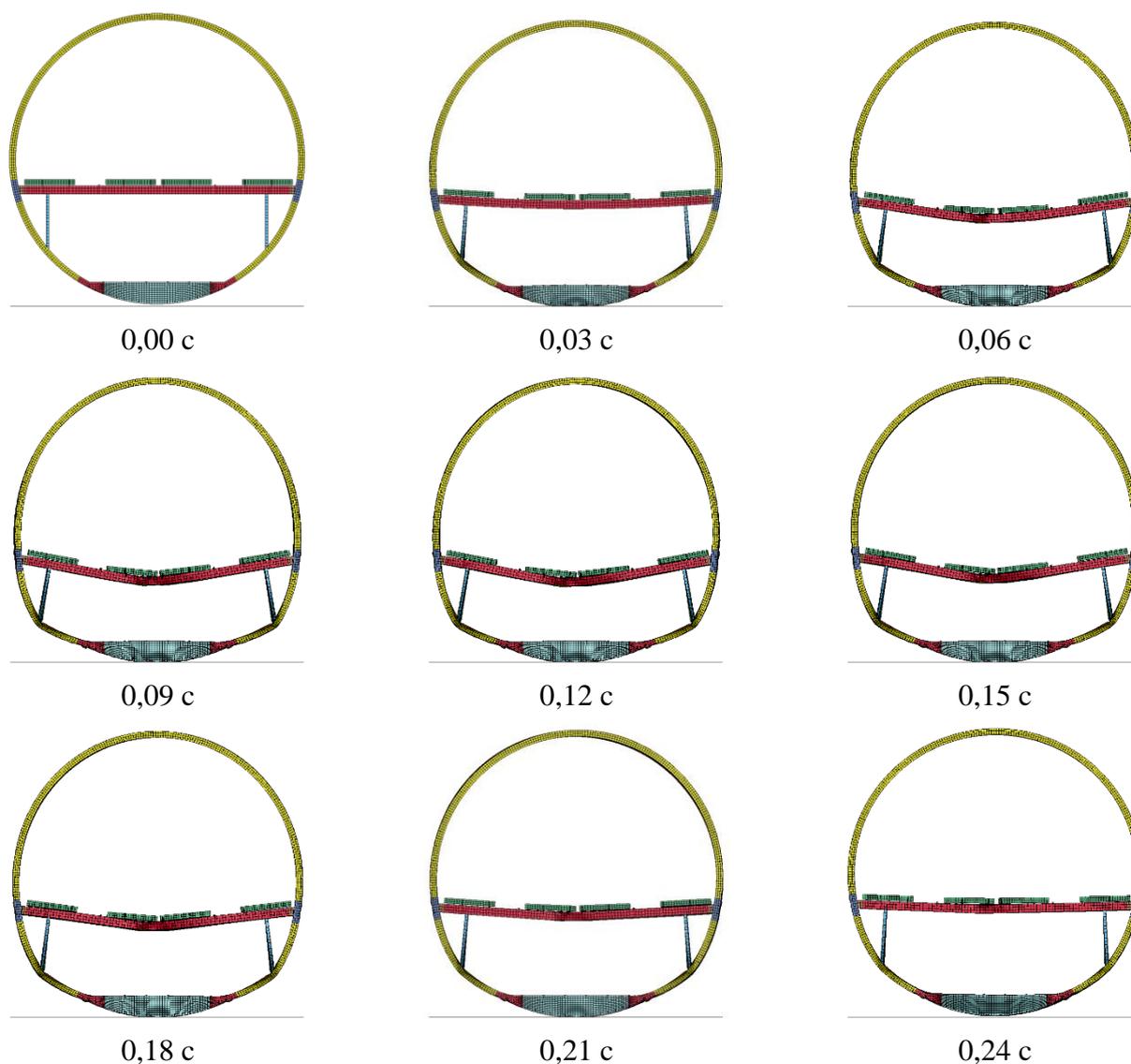


Рис. 9. Деформирование фюзеляжа с круглым поперечным сечением и с номинальным усилением фюзеляжа в зоне грузового пола

На рисунке 10 представлено сравнение деформационного состояния фюзеляжей круглого поперечного сечения с различными вариантами усиления в зоне грузового пола в момент времени 0,15 с.

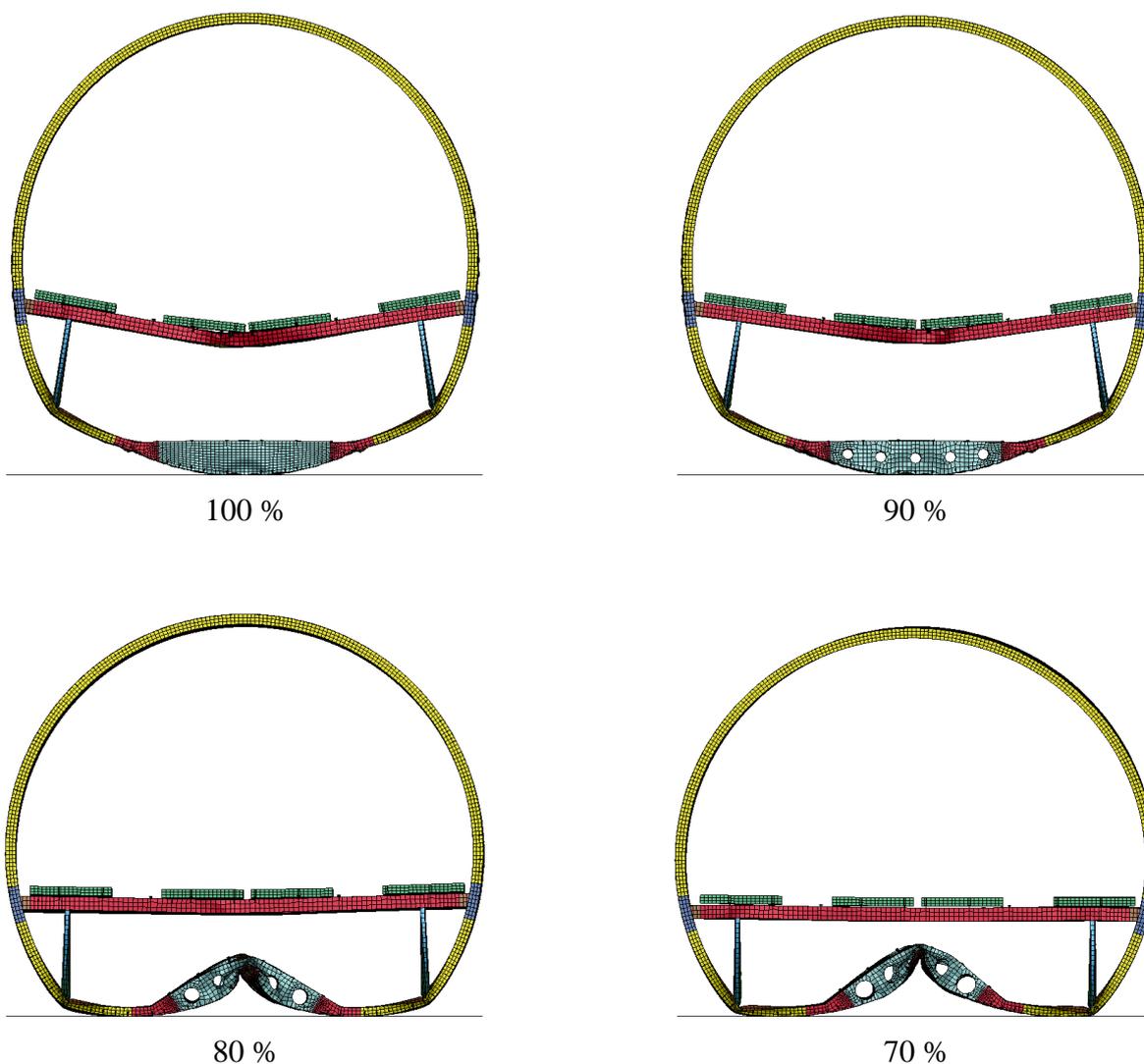


Рис. 10. Деформационное состояния фюзеляжей круглого поперечного сечения с различными вариантами усиления в зоне грузового пола в момент времени 0,15 с

Из представленных картин деформирования конструкций можно сделать вывод, что рассмотренные отсеки фюзеляжей с круглым поперечным сечением, удовлетворяют первому и третьему критериям ударопрочности – сохранение безопасного объема для пассажиров и обеспечение путей эвакуации пассажиров.

Глобальный энергетический график динамического процесса при моделировании аварийной посадки фюзеляжа с круглым поперечным сечением представлен на Рисунке 11. Видно, что энергии хорошо сбалансированы на

протяжении всего процесса моделирования. Можно отметить, что при уменьшении, уровня жёсткости усиления грузового пола конструкция немного лучше поглощает кинетическую энергию, что приводит к незначительному снижению ускорений в зоне «массовых блоков» (см. Рисунок 12).

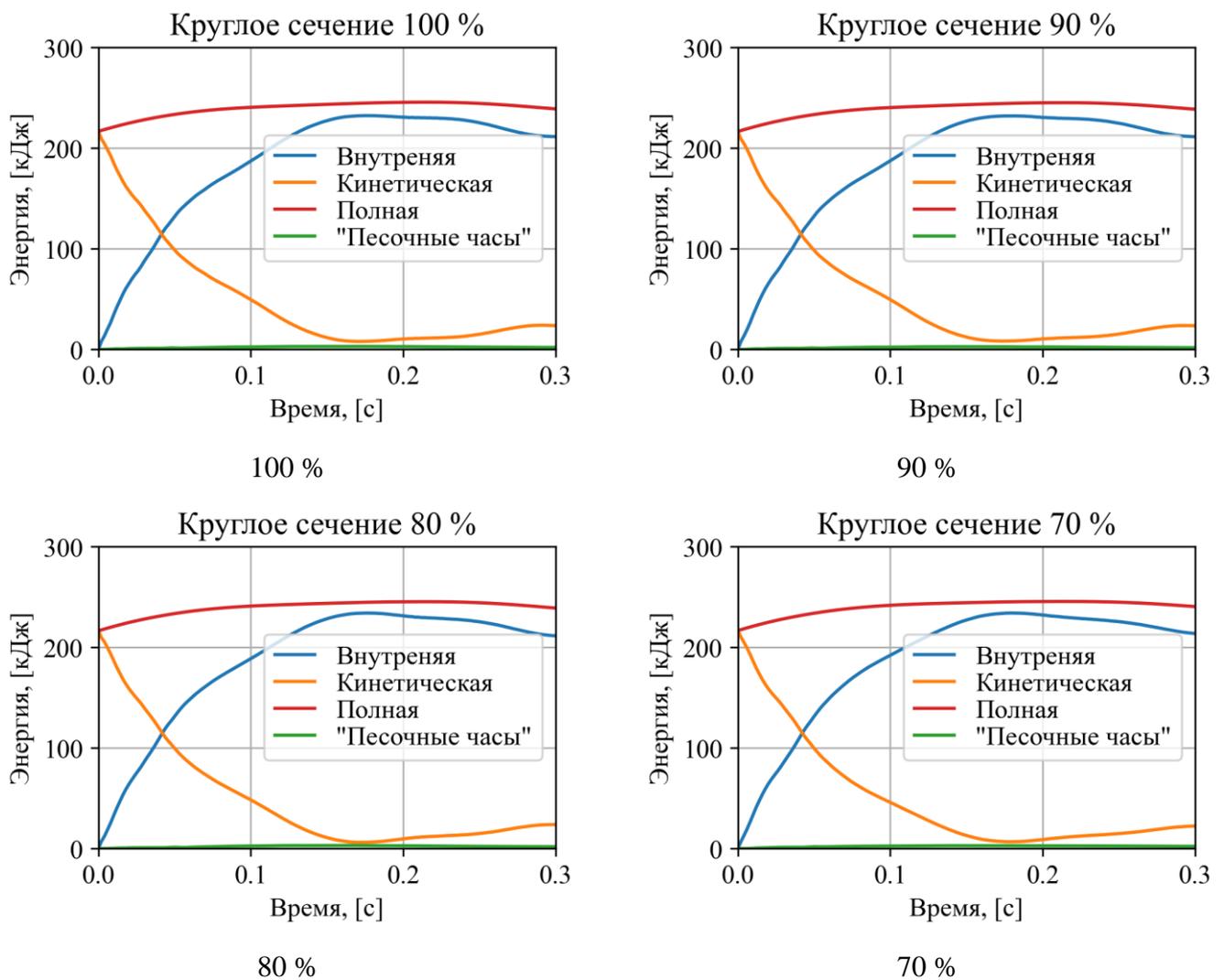


Рис. 11. График изменения кинетической, внутренней и полной энергий в процессе деформирования фюзеляжей круглого поперечного сечения с различными вариантами усиления в зоне грузового пола

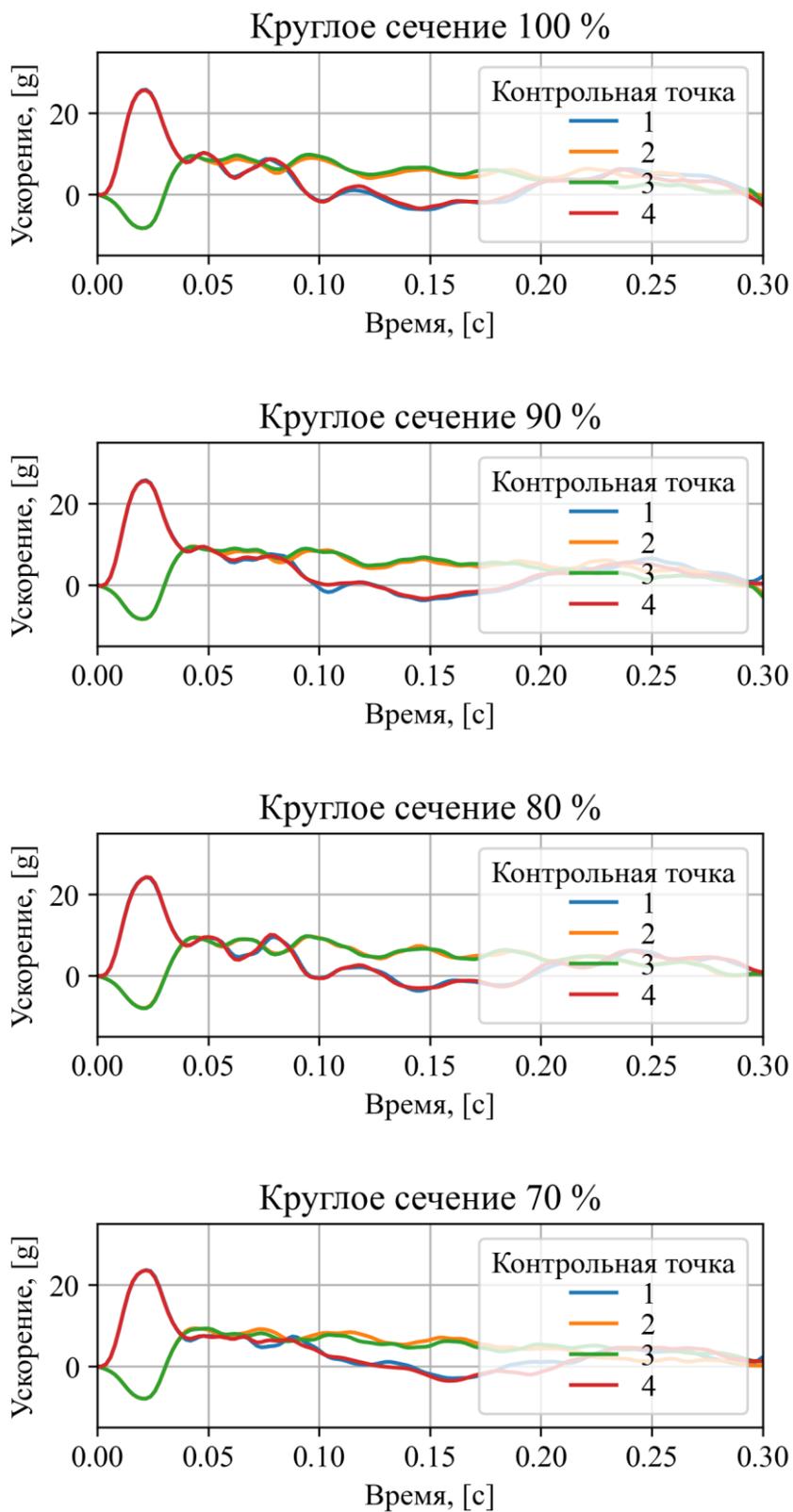


Рис. 12. Ускорения в контрольных точках «массовых блоков» для в процессе деформирования фюзеляжей круглого поперечного сечения с различными вариантами усиления в зоне грузового пола

На рисунке 13 представлен процесс деформирования фюзеляжа с поперечным сечением малой овальности и с номинальным усилением фюзеляжа в зоне грузового пола.

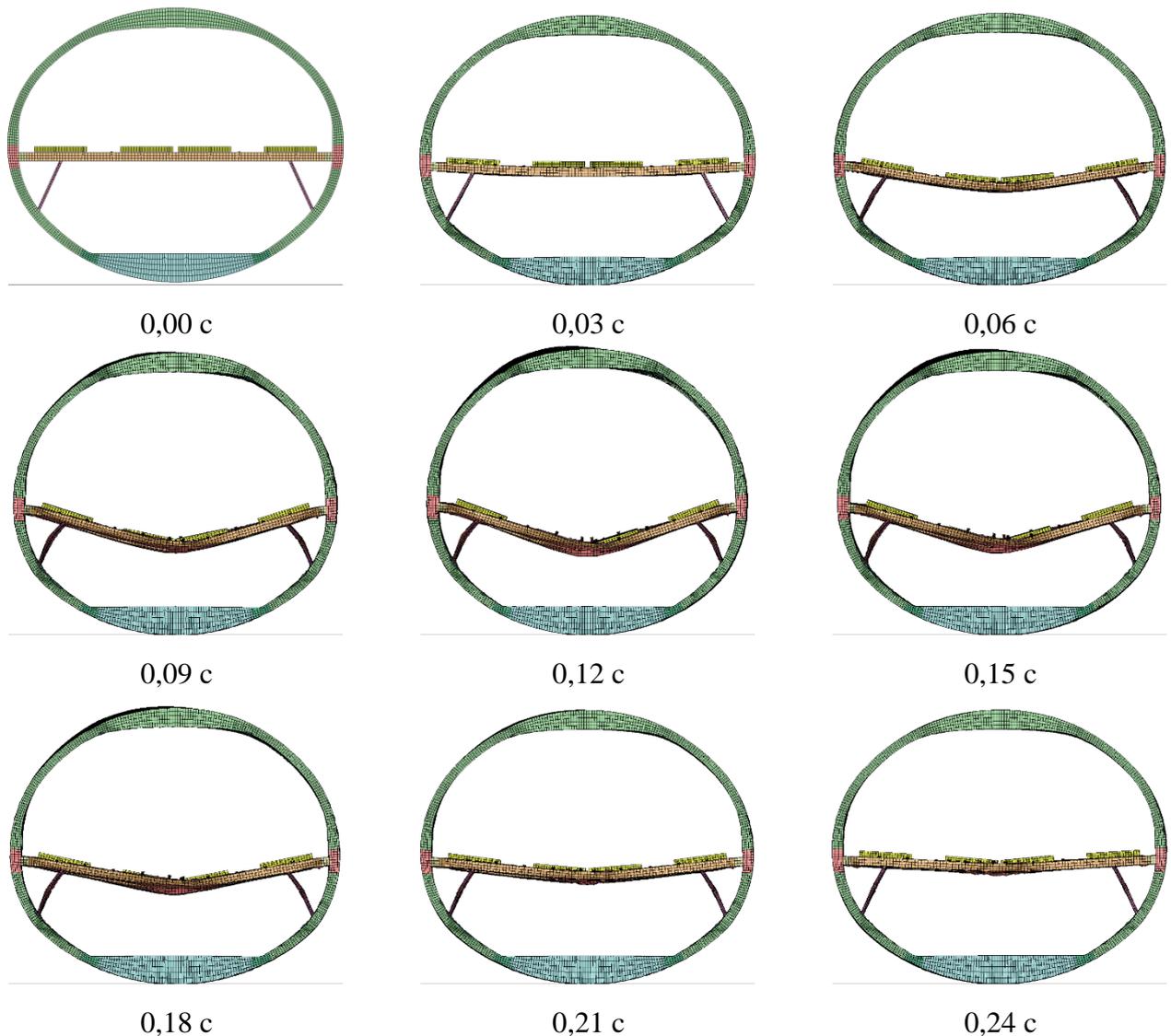


Рис. 13. Деформирование фюзеляжа с поперечным сечением малой овальности и с номинальным усилением фюзеляжа в зоне грузового пола

На рисунке 14 представлено сравнение деформационного состояния фюзеляжей с поперечным сечением малой овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола в момент времени 0,15 с.

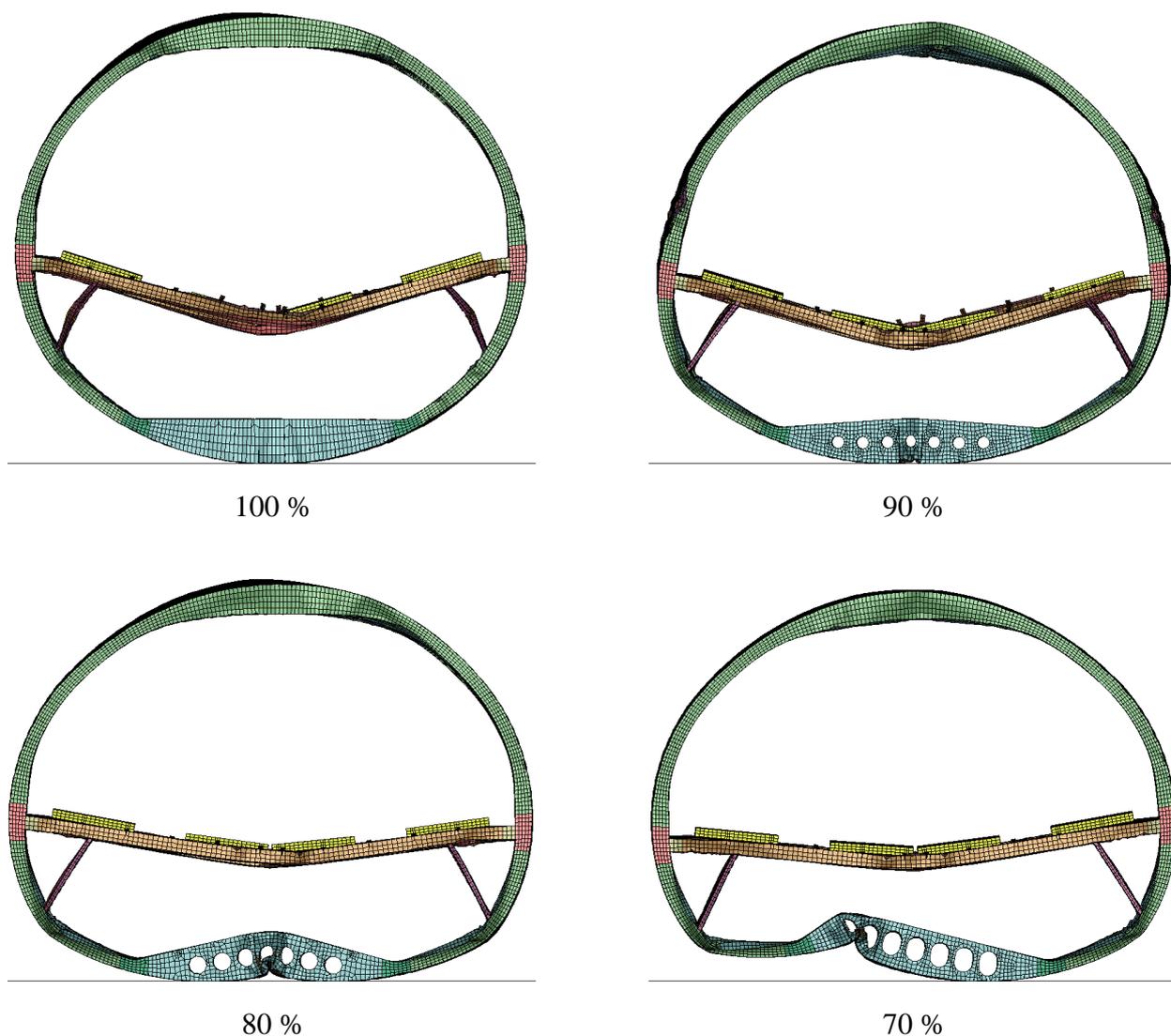


Рис. 14. Деформационное состояния фюзеляжей с поперечным сечением малой овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола в момент времени 0,15 с

Из представленных картин деформирования конструкций можно сделать вывод, что только для отсеков фюзеляжей с усилением 80 % и 70 % в зоне грузового пола выполняется третий критерий ударопрочности – обеспечение путей эвакуации пассажиров.

На Рисунке 15 представлены графики изменения кинетической и внутренней энергий в процессе деформирования фюзеляжей с поперечным сечением малой

овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола. Можно отметить, что для отсеков фюзеляжей с усилением 80 % и 70 % конструкция начинает лучше поглощать кинетическую энергию, что приводит к снижению ускорений в зоне «массовых блоков» (см. Рисунок 16).

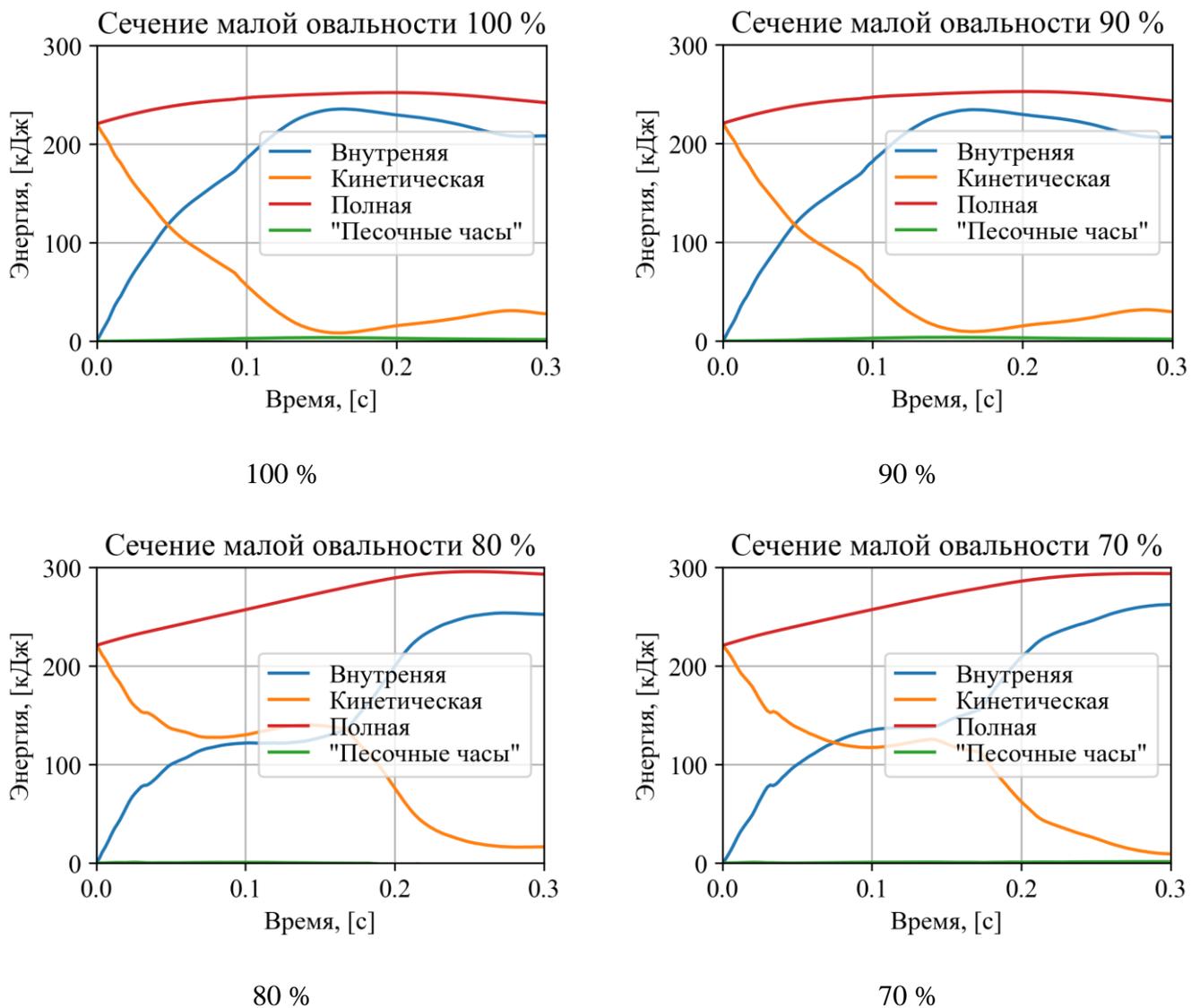


Рис. 15. График изменения кинетической, внутренней и полной энергий в процессе деформирования фюзеляжей с поперечным сечением малой овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола

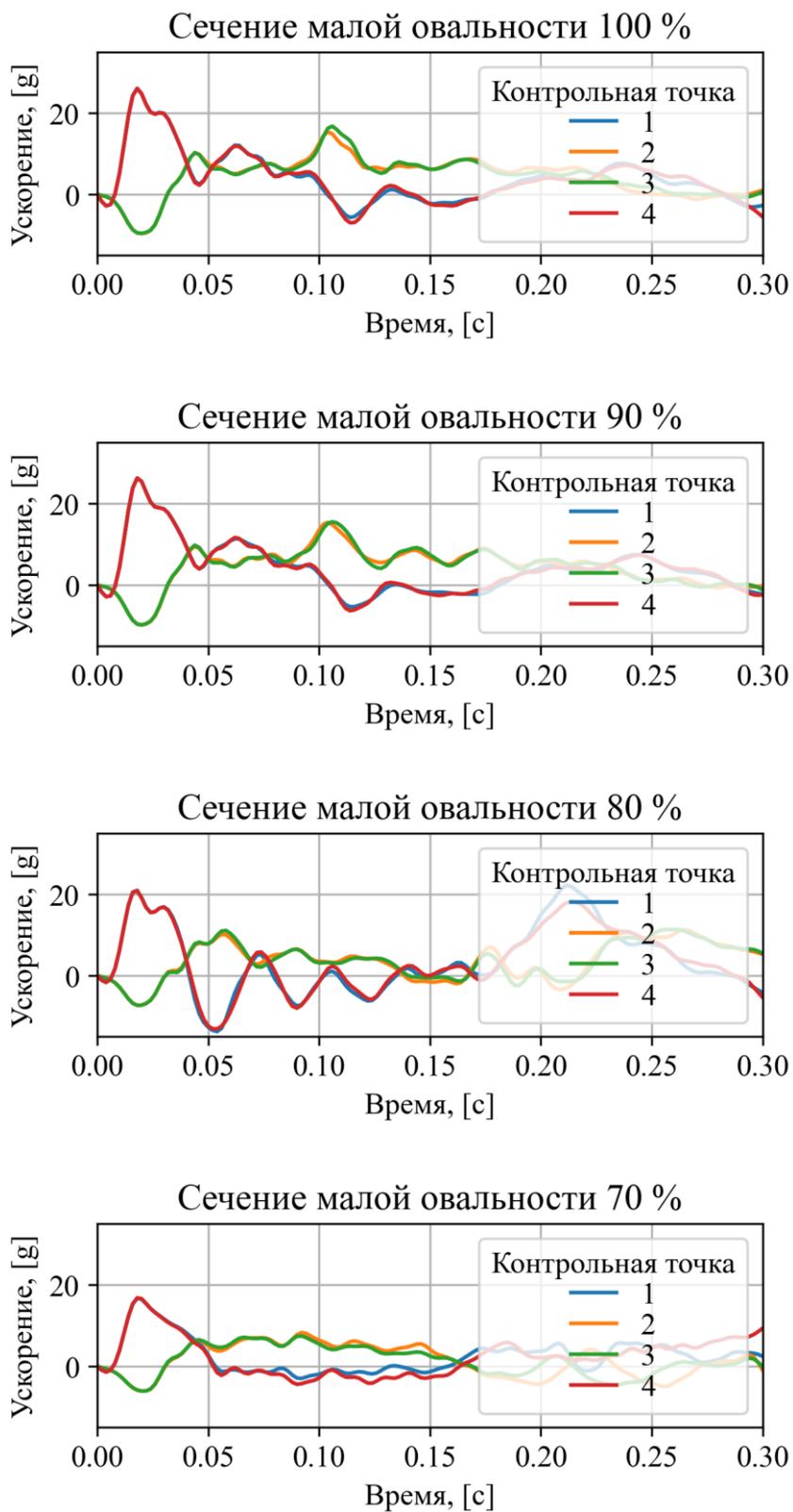


Рис. 16. Ускорения в контрольных точках «массовых блоков» в процессе деформирования фюзеляжей с поперечным сечением малой овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола

На рисунке 17 представлен процесс деформирования фюзеляжа с поперечным сечением большой овальности и с номинальным усилением фюзеляжа в зоне грузового пола.

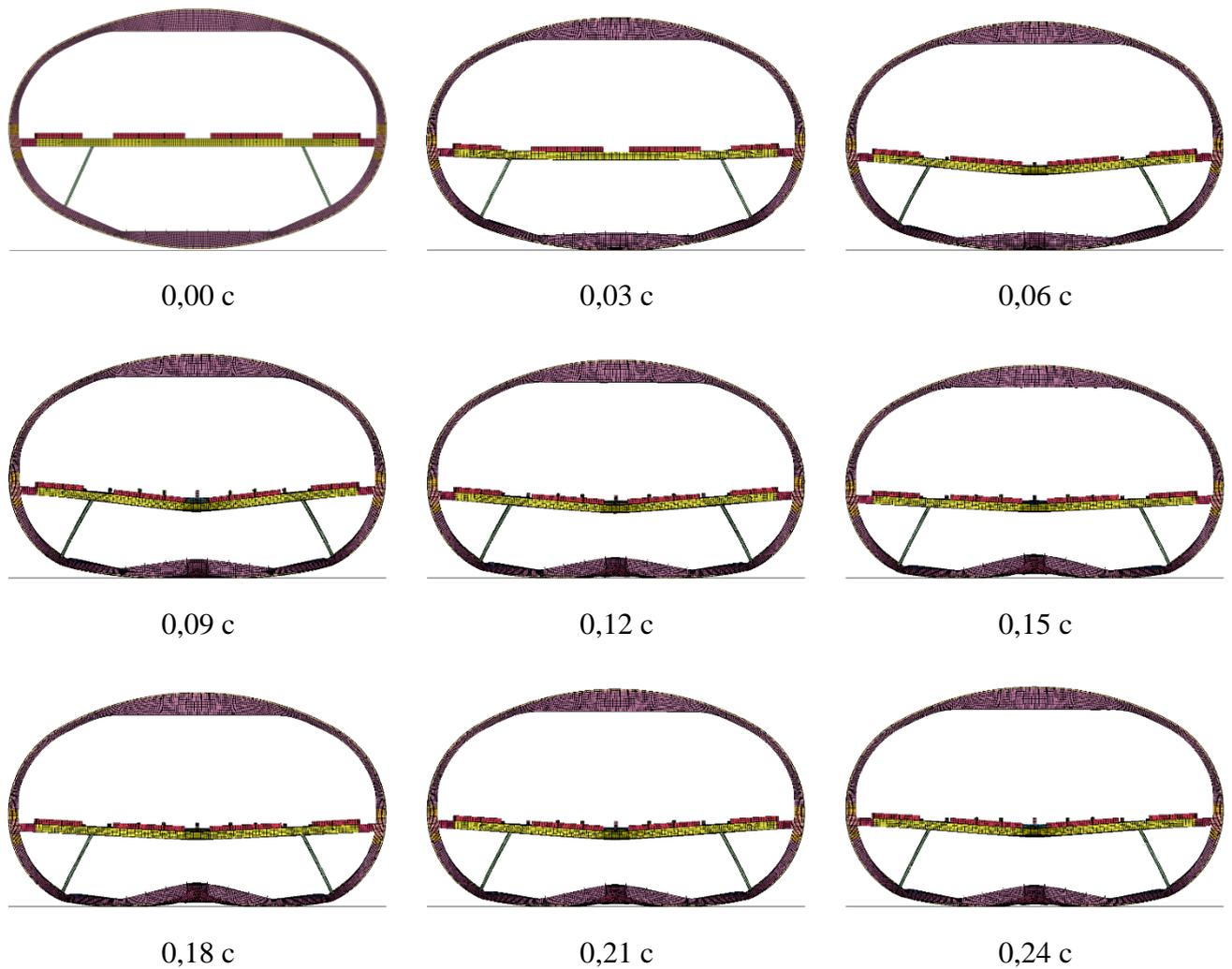


Рис. 17. Деформирование фюзеляжа с поперечным сечением большой овальности и с номинальным усилением фюзеляжа в зоне грузового пола

На рисунке 18 представлено сравнение деформационного состояния фюзеляжей с поперечным сечением малой овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола в момент времени 0,15 с.

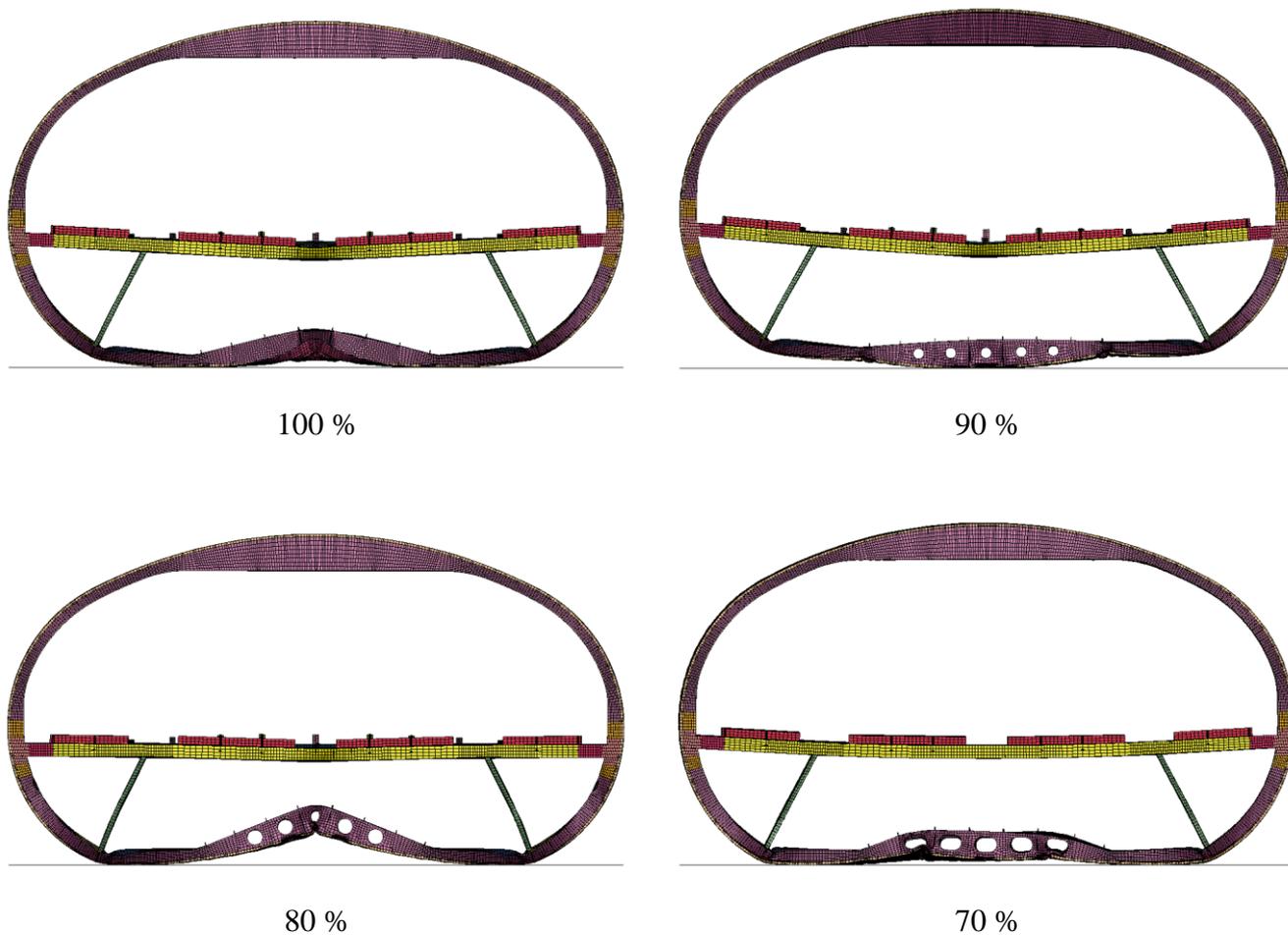


Рис. 18. Деформационное состояния фюзеляжей с поперечным сечением большой овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола в момент времени 0,15 с

Из представленных картин деформирования конструкций можно сделать вывод, что все из рассмотренных отсеков фюзеляжей с поперечным сечением большой овальности удовлетворяют первому и третьему критериям ударопрочности – сохранение безопасного объема для пассажиров и обеспечение путей эвакуации пассажиров.

На Рисунке 19 представлены графики изменения кинетической и внутренней энергий в процессе деформирования фюзеляжей с поперечным сечением малой

овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола. Можно отметить, что для отсеков фюзеляжей с усилением 80 % и 70 % конструкция начинает лучше поглощать кинетическую энергию, что приводит к снижению ускорений в зоне «массовых блоков» (см. Рисунок 20).

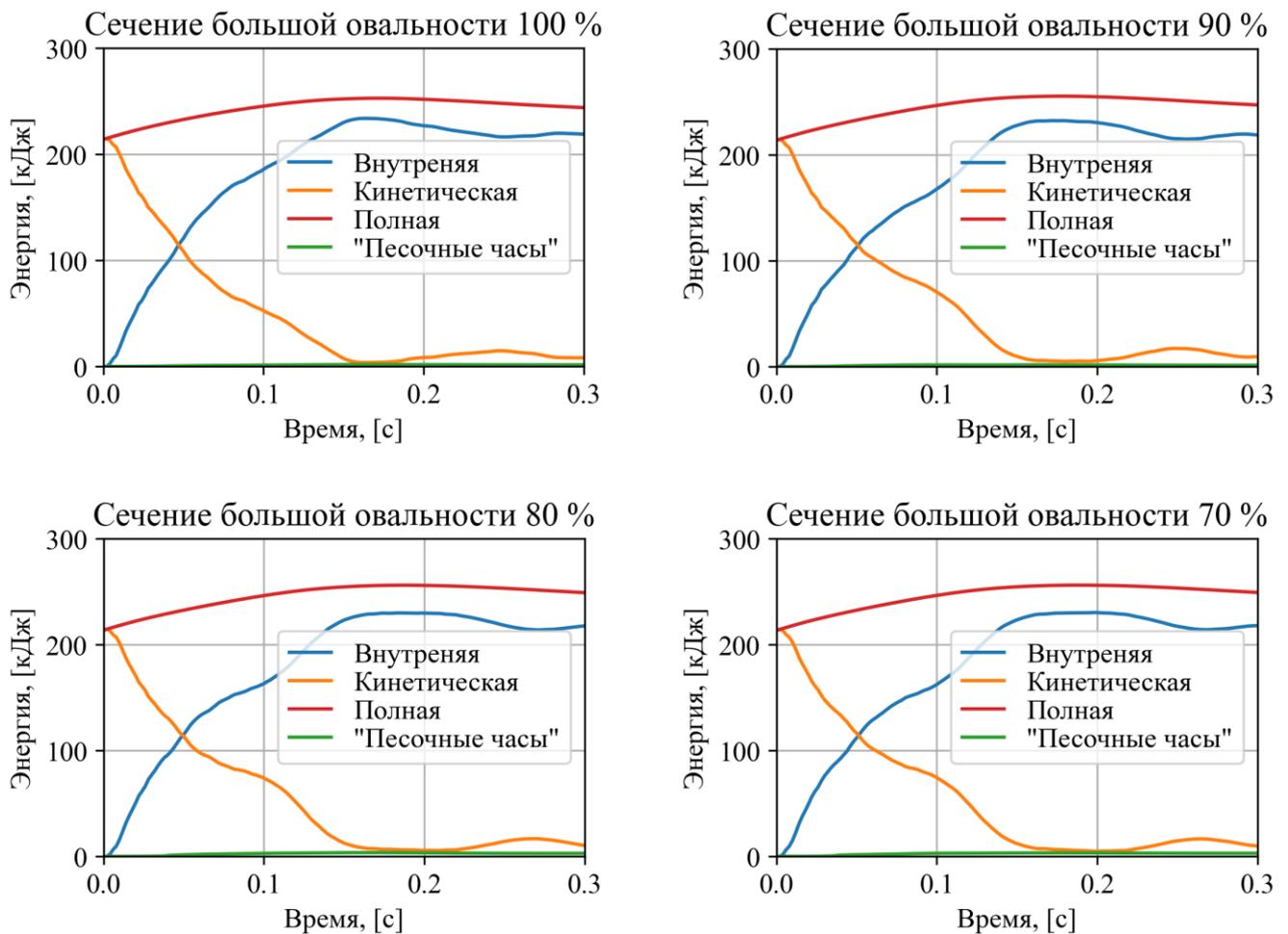


Рис. 19. График изменения кинетической, внутренней и полной энергий в процессе деформирования фюзеляжей с поперечным сечением большой овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола

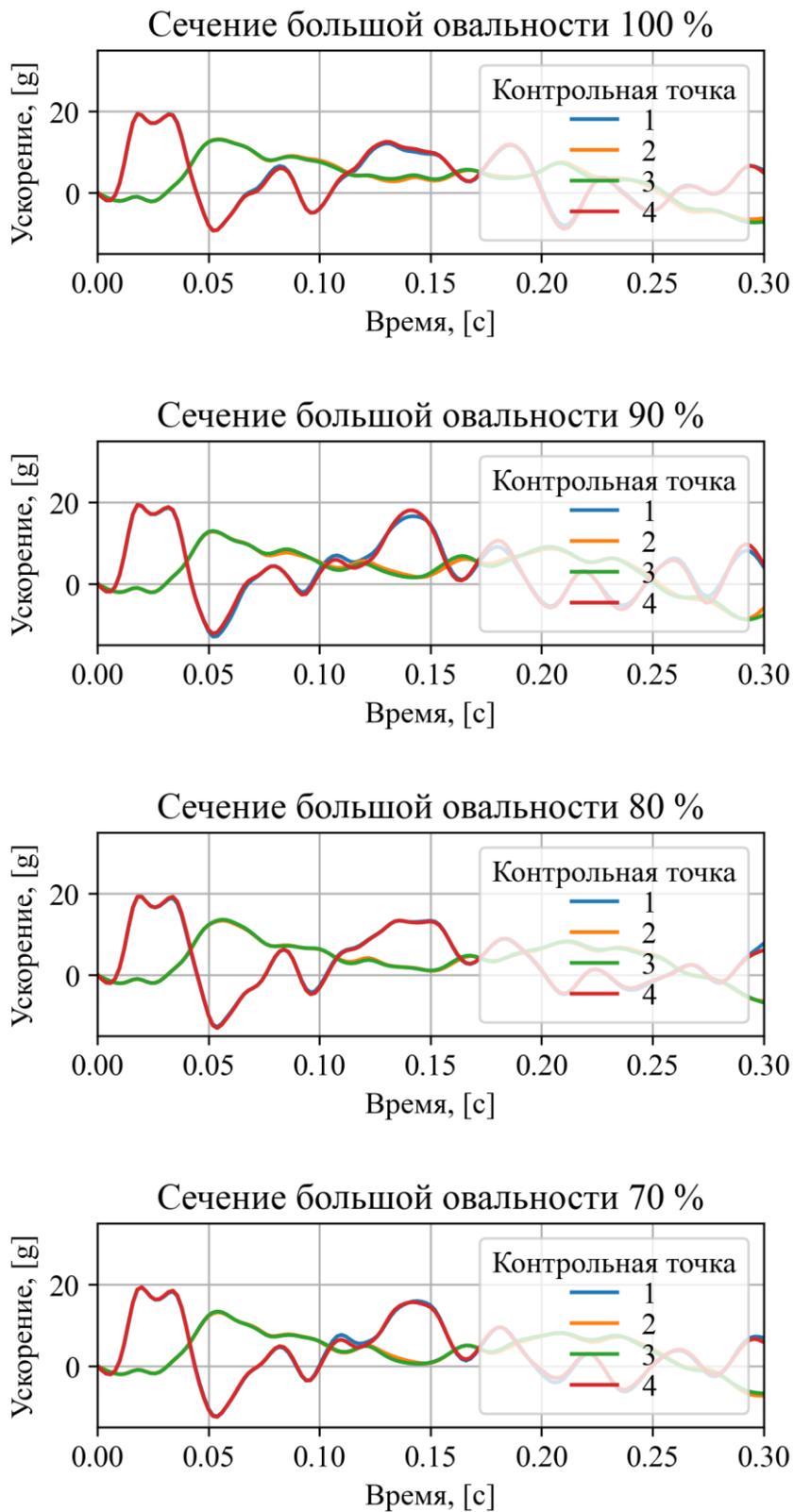


Рис. 20. Ускорения в контрольных точках «массовых блоков» в процессе деформирования фюзеляжей с поперечным сечением большой овальности с различными вариантами усиления в зоне грузового пола

Сопоставляя результаты численного моделирования отсеков фюзеляжа различной степени овальности и с различными усилениями фюзеляжа в зоне грузового пола и моды разрушения, реализуемые в испытаниях натурных конструкций при аварийной посадке, можно сделать вывод, что с точки зрения критериев ударопрочности первая мода разрушения является предпочтительной поскольку реализуемые ускорения в зоне пассажирского пола ниже.

#### **4. Выводы**

Представлены результаты параметрических исследований по оценке влияния степени овальности фюзеляжа на соответствие требованиям ударопрочности конструкции при динамическом нагружении в случае аварийной посадки. Условия аварийной посадки воспроизводятся путем численного моделирования испытаний вертикального сброса на жесткое основание отсека фюзеляжа с заданной вертикальной скоростью 9,14 м/с, что соответствует сбросу отсека фюзеляжа с высоты 4,27 метра. Показано, что рациональный выбор жёсткости усиления пола в зоне грузового пола позволяет обеспечить выполнение требований ударопрочности по критериям сохранения безопасного объема и обеспечения путей эвакуации пассажиров для всех вариантов овальности фюзеляжей. Сопоставление картин деформирования отсеков фюзеляжей с модами разрушения, реализуемыми в испытаниях натурных конструкций при аварийной посадке, а также значений ускорений в контрольных точках «массовых блоков» в процессе деформирования фюзеляжей показывает, что с точки зрения поглощения конструкцией кинетической энергии компоновки с большой и малой степенями овальности являются

предпочтительными по сравнению с круглой формой поперечного сечения. Результаты исследования показывают принципиальную возможность реализации компоновки овальных фюзеляжей при малой степени овальности по условиям безопасности конструкции с точки зрения статической и динамической прочности при аварийной посадке с удовлетворительной весовой эффективностью.

### **Список источников**

1. Barykin S. et al. The complexity of digital marketing methodology implementation in air passenger transportation: the case of Russia // *Transportation Research Procedia*, 2022, vol. 63, pp. 695-702. DOI: [10.1016/j.trpro.2022.06.064](https://doi.org/10.1016/j.trpro.2022.06.064)
2. Michael C.Y.Niu. *Airframe Stress Analysis and Sizing*, Conmlit Press Ltd, 1999. 795 p.
3. Мантуров Д.В., Ключков В.В. Методологические проблемы стратегического планирования развития российской авиационной промышленности // *Труды МАИ*. 2012. № 53. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29364>
4. Дудченко А.А. Канчая Рохас Р.А. Выбор оптимальной по весу формы поперечного сечения отсека фюзеляжа // *Труды МАИ*. 2011. № 44. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=25000>
5. Зайцев А.М., Навоев А.А. Оптимизация конструктивно-силовых схем нетрадиционных летательных аппаратов // Научно-техническая конференция «Прочность конструкций летательных аппаратов» (Жуковский, 08–09 декабря 2016): сборник статей. – Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2017. С. 93-98.

6. Kalyguina G.V. et al. The Dolphin: A New 100-Seat Aircraft in Lifting-Fuselage Layout // 23rd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 8-13 September, 2002, Toronto, Canada.
7. Mukhopadhyay V. et al. Analysis, design, and optimization of noncylindrical fuselage for blended-wing-body vehicle // Journal of Aircraft, 2004, vol. 41, no. 4, pp. 925-930. DOI: [10.2514/1.417](https://doi.org/10.2514/1.417)
8. Mukhopadhyay V. Structural concepts study of non-circular fuselage configurations // SAE/AIAA World Aviation Congress, 1996, № AIAA Paper 96-WAC-67.
9. Geuskens F. et al. Analysis of conformable pressure vessels: Introducing the multi-bubble // AIAA Journal, 2011, vol. 49, no. 8, pp. 1683-1692. DOI: [10.2514/1.J050822](https://doi.org/10.2514/1.J050822)
10. Зайцев А.М. Адаптация конструкции фюзеляжа с нетрадиционным поперечным сечением к воздействию внешних силовых факторов // Ученые записки ЦАГИ. 2022. Т. 53. № 2. С. 58-67.
11. Бирюк В.И., Навоев А.А., Черноусов В.И. Разработка конструктивно-компоновочной схемы фюзеляжа перспективного широкофюзеляжного самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 5. С. 102-110.
12. Бирюк В.И., Климов А.В., Навоев А.А., Черноусов В.И. Конструктивно-силовая компоновка самолета с поперечным сечением фюзеляжа в виде эллипса фюзеляжа // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2011. № 9. С. 12-18.
13. Chambers J.T. et al. Structural optimization study of the D8 double-bubble composite fuselage. *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and*

*Materials Conference*, (9-13 January 2017, Grapevine, Texas). P. 0508. DOI: [10.2514/6.2017-0508](https://doi.org/10.2514/6.2017-0508)

14. Kumakura I. et al. Summary of vertical drop tests of YS-11 transport fuselage sections // SAE transactions, 2003, pp. 531-540. DOI: [10.4271/2003-01-3027](https://doi.org/10.4271/2003-01-3027)

15. Kindervater C.M. et al. Crash and impact simulation of aircraft structures-hybrid and FE based approaches // European congress on computational methods in applied sciences and engineering (Barcelona, Spain, 11 - 14 September 2000): ECCOMAS 2000. V. 20.

16. Liu X. et al. Drop test and crash simulation of a civil airplane fuselage section // Chinese Journal of Aeronautics, 2015, vol. 28, no. 2, pp. 447-456. DOI: [10.1016/j.cja.2015.01.007](https://doi.org/10.1016/j.cja.2015.01.007)

17. Jackson K.E., Fasanella E.L. Crash simulation of a vertical drop test of a B737 fuselage section with overhead bins and luggage // Proceedings of the Third Triennial Aircraft Fire and Cabin Safety Conference, Atlantic City, NJ, 2001, pp. 22-25.

18. Abramowitz A., Soltis S. Summary of the FAA's Commuter Airplane Crashworthiness Program // Fifth triennial international fire & cabin safety research conference, 2007.

19. Mou H., Xie J., Feng Z. Research status and future development of crashworthiness of civil aircraft fuselage structures: An overview // Progress in Aerospace Sciences, 2020, vol. 119, pp. 100644. DOI: [10.1016/j.paerosci.2020.100644](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100644)

20. Прокудин О.А., Рабинский Л.Н. Чан К.Т. Определение динамических характеристик металлополимерного слоистого стержня // Труды МАИ. 2021. № 120. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=161419>. DOI: [10.34759/trd-2021-120-06](https://doi.org/10.34759/trd-2021-120-06)

21. Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В. Механика деформирования и разрушения полимерных композитов при наличии множественных расслоений произвольной формы под действием динамических нагрузок // Труды МАИ. 2022. № 124. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=166912>. DOI: [10.34759/trd-2022-124-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-06)
22. Нестеренко Г.И. Допустимые значения напряжений в конструкциях герметических фюзеляжей по условиям обеспечения усталости и живучести // Труды ЦАГИ. 2011. № 2698. С. 112.

## References

1. Barykin S. et al. The complexity of digital marketing methodology implementation in air passenger transportation: the case of Russia. *Transportation Research Procedia*. 2022. V. 63, P. 695-702. DOI: [10.1016/j.trpro.2022.06.064](https://doi.org/10.1016/j.trpro.2022.06.064)
2. Michael C.Y. Niu. *Airframe Stress Analysis and Sizing*. Conmlit Press Ltd, 1999. 795 p.
3. Manturov D.V., Klochkov V.V. Methodological problems of strategic planning for the development of the Russian aviation industry. *Trudy MAI*. 2012. No. 53. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29364>
4. Dudchenko A.A. Kanchaya Rokhas R.A. Choosing the optimal cross-sectional shape of the fuselage compartment in terms of weight. *Trudy MAI*. 2011. No. 44. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=25000>
5. Zaitsev A.M., Navoev A.A. Optimization of structural and power circuits of non-traditional aircraft. *Nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Prochnost' konstruktsii*

*letatel'nykh apparatov»* (Zhukovskii, 08–09 December 2016): sbornik statei. Zhukovskii: Izd-vo TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo , 2017. P. 93-98. (In Russ.).

6. Kalyguina G.V. et al. The Dolphin: A New 100-Seat Aircraft in Lifting-Fuselage Layout. *23rd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences* (8-13 September 2002 Toronto), Canada.

7. Mukhopadhyay V. et al. Analysis, design, and optimization of noncylindrical fuselage for blended-wing-body vehicle. *Journal of Aircraft*. 2004. V. 41, No. 4. P. 925-930. DOI: [10.2514/1.417](https://doi.org/10.2514/1.417)

8. Mukhopadhyay V. Structural concepts study of non-circular fuselage configurations. *SAE/AIAA World Aviation Congress*, 1996, № AIAA Paper 96-WAC-67.

9. Geuskens F. et al. Analysis of conformable pressure vessels: Introducing the multi-bubble. *AIAA Journal*. 2011. V. 49, No. 8. P. 1683-1692. DOI: [10.2514/1.J050822](https://doi.org/10.2514/1.J050822)

10. Zaitsev A.M. Adaptation of the fuselage structure with an unconventional cross section to the effects of external force factors. *Uchennye zapiski TsAGI*. 2022. V. 53, No. 2. P. 58-67. (In Russ.).

11. Biryuk V.I., Navoev A.A., Chernousov V.I. Development of the structural layout scheme of the fuselage of a promising wide-body aircraft. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2013. V. 44. No. 5, P. 102-110. (In Russ.).

12. Biryuk V.I., Klimov A.V., Navoev A.A., Chernousov V.I. Structural and power layout of the aircraft with a cross section of the fuselage in the form of an ellipse of the fuselage. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2011. No. 9. P. 12-18.

13. Chambers J.T. et al. Structural optimization study of the D8 double-bubble composite fuselage. *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, (9-13 January 2017, Grapevine, Texas). P. 0508. DOI: [10.2514/6.2017-0508](https://doi.org/10.2514/6.2017-0508)
14. Kumakura I. et al. Summary of vertical drop tests of YS-11 transport fuselage sections. *SAE transactions*. 2003. P. 531-540. DOI: [10.4271/2003-01-3027](https://doi.org/10.4271/2003-01-3027)
15. Kindervater C.M. et al. Crash and impact simulation of aircraft structures-hybrid and FE based approaches. *European congress on computational methods in applied sciences and engineering* (Barcelona, Spain, 11 - 14 September 2000): ECCOMAS 2000. V. 20.
16. Li X. et al. Drop test and crash simulation of a civil airplane fuselage section. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2015. V. 28, No. 2. P. 447-456. DOI: [10.1016/j.cja.2015.01.007](https://doi.org/10.1016/j.cja.2015.01.007)
17. Jackson K.E., Fasanella E.L. Crash simulation of a vertical drop test of a B737 fuselage section with overhead bins and luggage. *Proceedings of the Third Triennial Aircraft Fire and Cabin Safety Conference*, Atlantic City, NJ, 2001. P. 22-25.
18. Abramowitz A., Soltis S. Summary of the FAA's Commuter Airplane Crashworthiness Program. *Fifth triennial international fire & cabin safety research conference*, 2007.
19. Mou H., Xie J., Feng Z. Research status and future development of crashworthiness of civil aircraft fuselage structures: An overview. *Progress in Aerospace Sciences*. 2020. V. 119, P. 100644. DOI: [10.1016/j.paerosci.2020.100644](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100644)
20. Prokudin O.A., Rabinskii L.N. Chan K.T. Determination of the dynamic characteristics of a metal polymer laminated rod. *Trudy MAI*. 2021. No. 120. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=161419>. DOI: [10.34759/trd-2021-120-06](https://doi.org/10.34759/trd-2021-120-06)
21. Medvedskii A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V. Mechanics of deformation and destruction of polymer composites in the presence of multiple bundles of arbitrary shape

under the action of dynamic loads. *Trudy MAI*. 2022. No. 124. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=166912>. DOI: [10.34759/trd-2022-124-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-06)

22. Nesterenko G.I. Permissible stress values in the structures of hermetic fuselages under the conditions of fatigue and survivability. *Trudy TsAGI*. 2011. No. 2698. P. 112. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 09.09.2024

Одобрена после рецензирования 20.09.2024

Принята к публикации 25.12.2024

The article was submitted on 09.09.2024; approved after reviewing on 20.09.2024; accepted for publication on 25.12.2024