

Научная статья  
УДК 534.141.2  
DOI: [10.34759/trd-2022-122-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-06)

## КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УДАРНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КОНСОЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ НЕЛИНЕЙНЫХ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ

Денис Владимирович Потанин<sup>1</sup>, Петр Арсентьевич Самохин<sup>2</sup>,  
Андрей Евгеньевич Зелёный<sup>3</sup>, Иван Михайлович Яковлев<sup>4</sup>,  
Елена Александровна Самохина<sup>5</sup>✉

<sup>1,2,3,4,5</sup>Опытное конструкторское бюро «Новатор» им. Л.В. Люльева,

Екатеринбург, Россия

<sup>1</sup>[potanindv@yandex.ru](mailto:potanindv@yandex.ru)

<sup>2</sup>[SamPeter@mail.ru](mailto:SamPeter@mail.ru)

<sup>3</sup>[andreigreen@mail.ru](mailto:andreigreen@mail.ru)

<sup>4</sup>[iakovlev\\_im@mail.ru](mailto:iakovlev_im@mail.ru)

<sup>5</sup>[bahareva.e.a@mail.ru](mailto:bahareva.e.a@mail.ru)✉

**Аннотация.** Прогнозирование прочностных характеристик элементов конструкций летательных аппаратов на начальном этапе проектирования особенно важно для механизмов, подверженных в процессе эксплуатации ударным воздействиям. В данной статье исследуются динамические нагрузки и прочностные характеристики консоли летательного аппарата, возникающие в результате удара об упор при его раскрытии и стопорении на начальном участке полета, посредством динамического модуля в конечно-элементном программном комплексе на основании явной схемы

интегрирования дифференциальных уравнений движения. В расчетной схеме учтено трение между составными частями, а именно между втулками и осью, упором и консолью, а также между стопором и консолью. Свойства материалов деталей сборки, подверженные значительному деформированию, заданы с использованием диаграммы пластичности. В результате моделирования определены силы реакции между наиболее нагруженными деталями сборки, максимальный прогиб консоли летательного аппарата, характеристики поперечных колебаний консоли и продольных колебаний отсека (амплитуды и длительности). Исследованы поля напряжений и деформаций в условиях динамического кратковременного нагружения. Верификация расчета проведена посредством сравнения результатов моделирования со значениями, полученными в ходе проведения натурного эксперимента по раскрытию консолей пиротехническим механизмом. Относительные деформации упора и отсека при ударе замерялись тензорезисторами. Для регистрации поворота консоли проводилась видеосъемка. Продемонстрирована хорошая сходимость с натурным экспериментом: величины, полученные численным методом расчета, отличаются от результатов эксперимента менее чем на 8%.

**Ключевые слова:** летательные аппараты, консоль, метод конечных элементов, напряженно-деформированное состояние, диаграмма пластичности

**Для цитирования:** Потанин Д.В., Самохин П.А., Зелёный А.Е., Яковлев И.М., Самохина Е.А. Компьютерное моделирование ударных воздействий на консоли летательного аппарата с учетом нелинейных свойств материалов // Труды МАИ. 2022.

№ 122. DOI: [10.34759/trd-2022-122-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-06)

# COMPUTER MODELLING OF SHOCK IMPACTS INFLUENCING ON FLIGHT CONSOLES CONSIDERING NONLINEAR PROPERTIES OF MATERIALS

Denis V. Potanin<sup>1</sup>, Petr A. Samokhin<sup>2</sup>, Andrey E. Zelenyi<sup>3</sup>, Ivan M. Yakovlev<sup>4</sup>,  
Elena A. Samokhina<sup>5</sup>✉

<sup>1,2,3,4,5</sup>Experimental Machine-Design Bureau «Novator»,

Yekaterinburg, Russia

<sup>2</sup>[SamPeter@mail.ru](mailto:SamPeter@mail.ru)

<sup>3</sup>[andreigreen@mail.ru](mailto:andreigreen@mail.ru)

<sup>4</sup>[iakovlev\\_im@mail.ru](mailto:iakovlev_im@mail.ru)

<sup>5</sup>[bahareva.e.a@mail.ru](mailto:bahareva.e.a@mail.ru)✉

**Abstract.** The prediction of strength characteristics of flight elements at the initial stage of design is important for constructions subject in use to shock influences. This paper investigates dynamic loads and strength characteristics of flight control console at disclosure and latching of a console. These loads arise on the initial site of flight because of blow about an emphasis. Calculation is made in dynamic module finite element software based on the explicit method of integration of movement differential equations. Suggest calculation model considers friction between components. Friction is set between between plugs and an axis, between an emphasis and the console, and also between a stopper and the console. Elastoplastic properties of materials the most subject to deformation of assembly details are simulated with use of the diagram of plasticity. As a result of the simulation, the reaction forces between the most loaded parts of the assembly, the maximum flight console scope and fluctuations are defined. The period and amplitude of cross fluctuations of the console

and longitudinal fluctuations of a compartment mean fluctuations. The stress-strain state of a console as a part of a flight compartment is investigated in the conditions of short-term shock loading. Verification of calculation is carried out by means of comparison of modeling results with the values received at a natural experiment on disclosure of consoles by the pyrotechnic mechanism. The relative deformations of the emphasis and the compartment upon impact were measured by strain gauges. To register the rotation of the console, a video was taken. Good convergence of calculation results with a natural experiment is shown. Values received by a numerical method of calculation differ from results of an experiment less than for 8%.

**Keywords:** flights, console, finite element method, stress-strain state, diagram of plasticity

**For citation:** Potanin D.V., Samokhin P.A., Zelenyi A.E., Yakovlev I.M., Samokhina E.A. Computer modelling of shock impacts influencing on flight consoles considering nonlinear properties of materials. *Trudy MAI*, 2022, no. 122. DOI: [10.34759/trd-2022-122-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-06)

В настоящее время раскрываемые рули, крылья и полипланые системы становятся все более популярными в виду широкого распространения малогабаритных летательных аппаратов (ЛА) [1-6]. Численные и экспериментальные исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкций при раскрытии консолей ЛА в процессе полета актуальны на этапе конструкторских и проектно-проектировочных работ. Оценка таких воздействий сопряжена со сложным численным моделированием динамического процесса в связи

с необходимостью учитывать все элементы конструкции, а также силы трения между её составными частями. Успешно решить указанную проблему можно путем развития современных и эффективных методов прогнозирования динамических нагрузок с учетом особенностей эксплуатации ЛА.

Цель данной работы – создать численную методику расчета динамических нагрузок на элементы конструкции ЛА при ударе консоли об упор при ее раскрытии с использованием конечно-элементного программного комплекса (КЭ ПК).

Объектом исследования является пара консолей в составе отсека ЛА. В процессе раскрытия каждая консоль ЛА разворачивается из сложенного состояния на фиксированный угол относительно вертикальной оси, имея к концу раскрытия угловую скорость  $\dot{\varphi} = 2$  рад/с, упирается площадкой кронштейна в упор отсека, и одновременно фиксируется (застопоривается) с помощью выдвигаемого в поперечном направлении цилиндрического стопора. При этом нагрузка от удара консоли может восприниматься как упором, так и стопором. На рисунке 1 представлена расчетная модель с основными деталями конструкции (1 – балка, 2 – перо, 3 – отсек, 4 – стопор, 5 – упор, 6 – кронштейн, 7 – ось вращения консоли, 8 – упругая связь, имитирующая жесткость ложементов). В модели пренебрегли винтами крепления частей конструкции с целью сократить время расчета. Материалы для каждой детали сборки, а также их упругие свойства (плотность  $\rho$ , упругий модуль  $E$  и коэффициент Пуассона  $\mu$ ) приведены в таблице 1 [7-10].

Механические свойства материалов

Таблица 1

Деталь сборки	Материал	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$E$ , МПа	$\mu$	$\sigma_B$ , МПа
балка	18X2H4MA	7800	$2 \cdot 10^5$	0,3	1130

отсек, перо	АМг6	2650	$7 \cdot 10^4$	0,31	315
ось вращения	40ХН	7820	$2 \cdot 10^5$	0,3	1000-1100
Втулки	БрАЖ9	7500	$9,2 \cdot 10^4$	0,325	656
упор, гайка на упоре, кронштейн	30ХГСА	7850	$2,15 \cdot 10^5$	0,3	1100
Стопор	14Х17Н2	7750	$1,93 \cdot 10^5$	0,3	1078

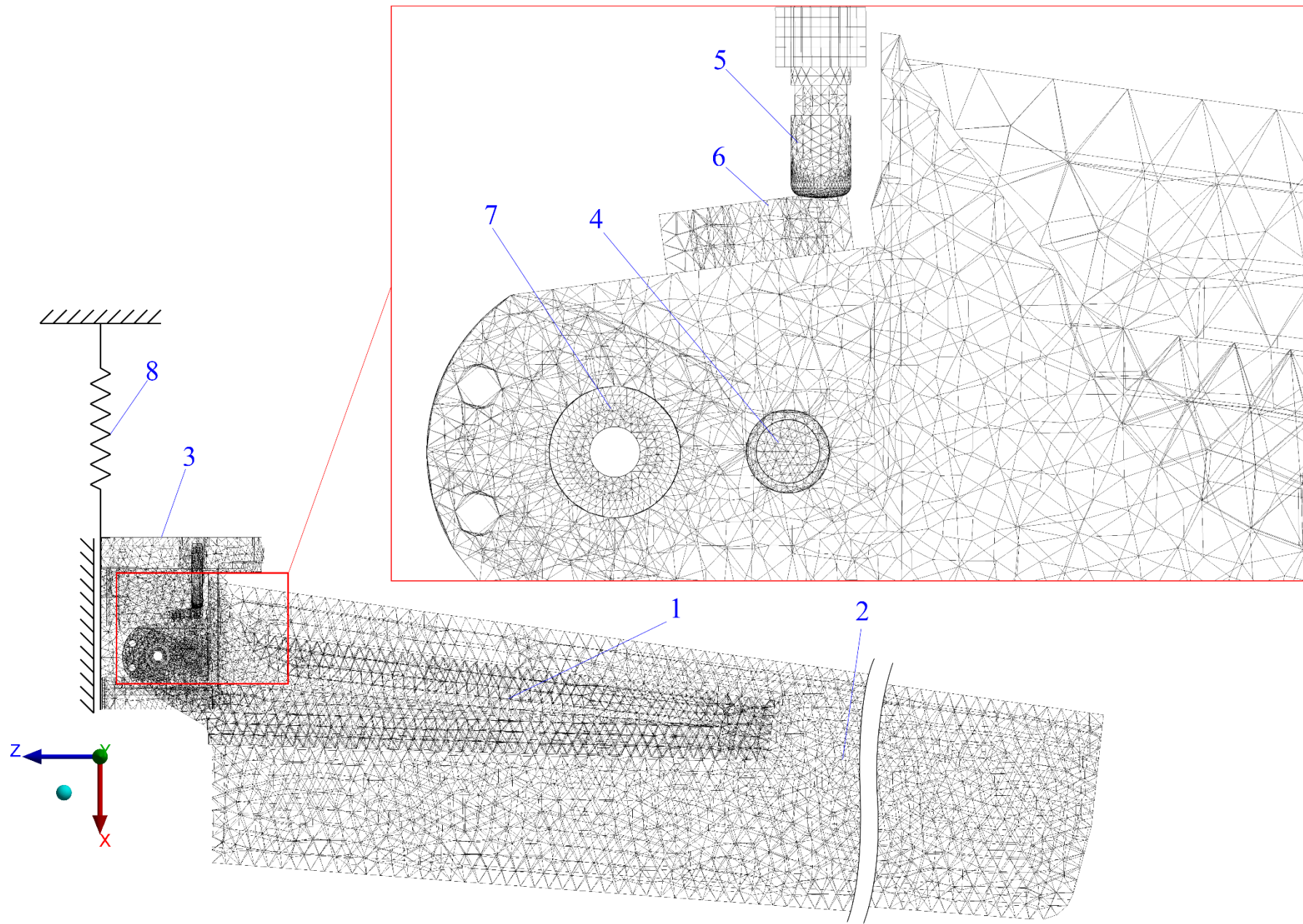


Рисунок 1 – Расчетная модель консоли ЛА

Опасность разрушения конструкции в области соударения составных частей вынуждает создавать расчетную модель максимально приближенную к реальности, в том числе учитывающую пластические свойства материалов. Наиболее «слабые» области в системе «консоль-отсек» – упор совместно с областью его крепления в отсеке и местом опирания на кронштейн консоли, а также стопор и отсек в области его контактного взаимодействия со стопором. Диаграммы пластических деформаций алюминиевого сплава АМг6 и стали 30ХГСА, из которых изготовлены отсек и кронштейн с упором соответственно, представлены на рисунках 2.*a* и 2.*b* [11,12].

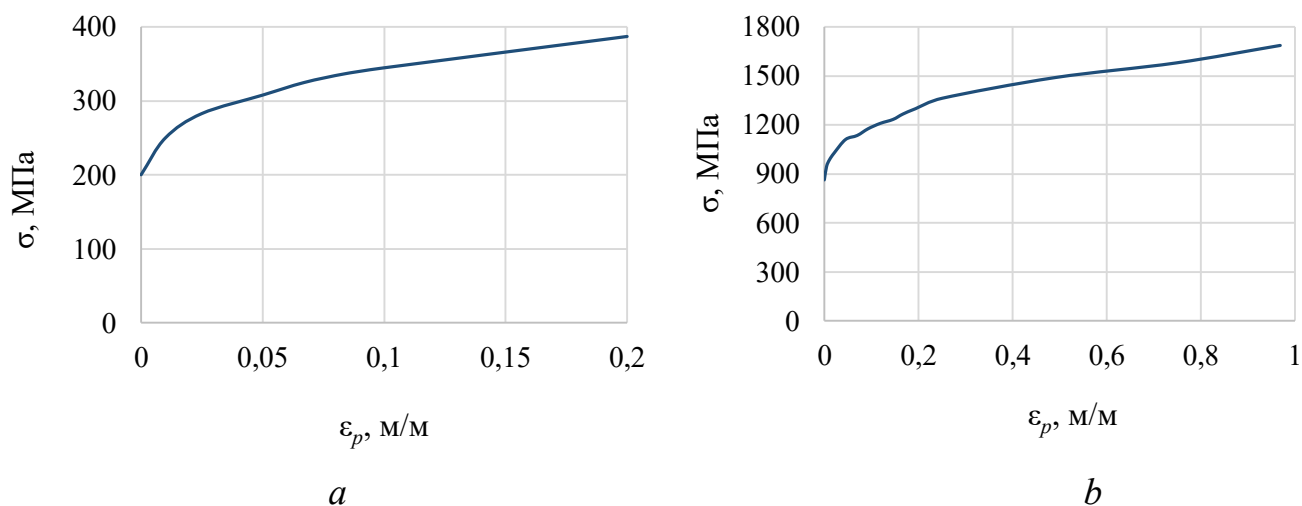


Рисунок 2 – Диаграммы пластичности: *a* – сплава АМг6, *b* – стали 30ХГСА

Исследование ударных воздействий на конструкцию «консоль + отсек ЛА» при раскрытии и стопорении проводится посредством КЭ ПК на базе метода конечных элементов [13]. Для уменьшения времени вычислений расчетная модель формируется с учетом условий симметрии. КЭ модель представлена на рисунке 1.

Особенность рассматриваемой задачи в статической неопределимости конструкции: консоль ЛА имеет 3 точки опирания, а именно на оси вращения, упоре



и стопоре. Причем деформирование одной из областей опирания влияет на НДС двух других опор консоли. Для наиболее адекватного моделирования реального состояния системы подвижные элементы в соединении оси с втулками задаются реальными контактами с одной отпущенной вращательной степенью свободы. Места контактного взаимодействия упора с балкой консоли и стопора с отсеком, то есть предполагаемые области ударов, моделировались свободными контактами с трением с коэффициентом 0,3 [14].

В качестве граничных условий используются закрепления конструкции по переднему и заднему торцам отсека от всех перемещений с одной разрешенной поступательной степенью свободы вдоль продольной оси ЛА, закрепление отсека по плоскости симметрии от перемещений в перпендикулярном направлении и ограничение перемещений конструкции в продольном направлении через упругую связь, имитирующую жесткость ложементов (см. рисунок 1). В качестве начальных условий к консоли, оси вращения и стопору прикладывается начальная угловая скорость  $\dot{\varphi} = 2$  рад/с, которую по расчету имеет консоль к моменту подхода к упору.

С целью адекватного моделирования сил трения и опорных реакций в шарнирном узле, в расчете также учитывается сила гравитации, прикладываемая ко всем деталям конструкции.

Для решения поставленной задачи в КЭ ПК предлагается использовать расчетный модуль нелинейной динамики, в основе которого лежит решение дифференциальных уравнений в частных производных, построенных на основании законов сохранения масс, импульсов и энергии. Модуль КЭ ПК для задач явной

нелинейной динамики выбран авторами для решения задачи, поскольку в сравнении с аналогичными ПК неявной динамики, наиболее приспособлен для моделирования кратковременных физических нагрузок, способных привести к разрушающим повреждениям элементов конструкции. Отметим, что моделирование данного типа задач можно проводить в любом КЭ ПК, поддерживающем явный метод решения дифференциальных уравнений движения.

В общем случае дифференциальное уравнение движения деформируемого твердого тела имеет вид [15]

$$[M]\{\ddot{D}_n, \dot{D}_n, D_n\} = \{F\}, \quad (1)$$

где  $\{D_n\}$ ,  $\{\dot{D}_n\}$  и  $\{\ddot{D}_n\}$  – вектора перемещений, скоростей и ускорений в момент  $t_n$ ;

$[M]$ ,  $[C]$  и  $[K]$  – матрицы масс, коэффициентов демпфирования и жесткостей;

$\{F\}$  – вектор внешних сил.

Решение вышеуказанного матричного уравнения движения осуществляется с помощью полшаговых конечных разностей

$$\ddot{D}_n = \left( \frac{\dot{D}_{n+\frac{1}{2}} - \dot{D}_{n-\frac{1}{2}}}{\Delta t}, \dot{D}_{n+\frac{1}{2}} - D_n \right) / \Delta t$$

для его интегрирования по времени по явной схеме.  $\ddot{D}_n$  находится из соотношения

$$\ddot{D}_n = -\frac{b}{m} + b / \rho, \text{ где } m - \text{узловая масса, } \rho - \text{плотность, } b - \text{массовая сила.}$$

Время шага интегрирования уравнения (1) зависит от размера КЭ сетки узлов по формуле  $\Delta t = h / c$  [16], где  $h$  – размер самого маленького элемента КЭ модели,  $c$  – волновая скорость в КЭ. Скорость звука продольной волны в однородном материале

равна  $c = \sqrt{\frac{E(1-\mu)}{(1+\mu)(1-2\mu)\rho}}$ , где  $E$  – модуль Юнга,  $\mu$  – коэффициент Пуассона [17].

В результате моделирования получены перемещения, НДС, скорости и ускорения элементов конструкции в каждый момент времени. Установлено, что наибольшее отклонение свободного края консоли от равновесного положения фиксируется при  $t = 15,6$  мс после касания кронштейном консоли упора. График движения свободного края консоли относительно продольной оси ЛА представлен на рисунке 3 синей кривой.

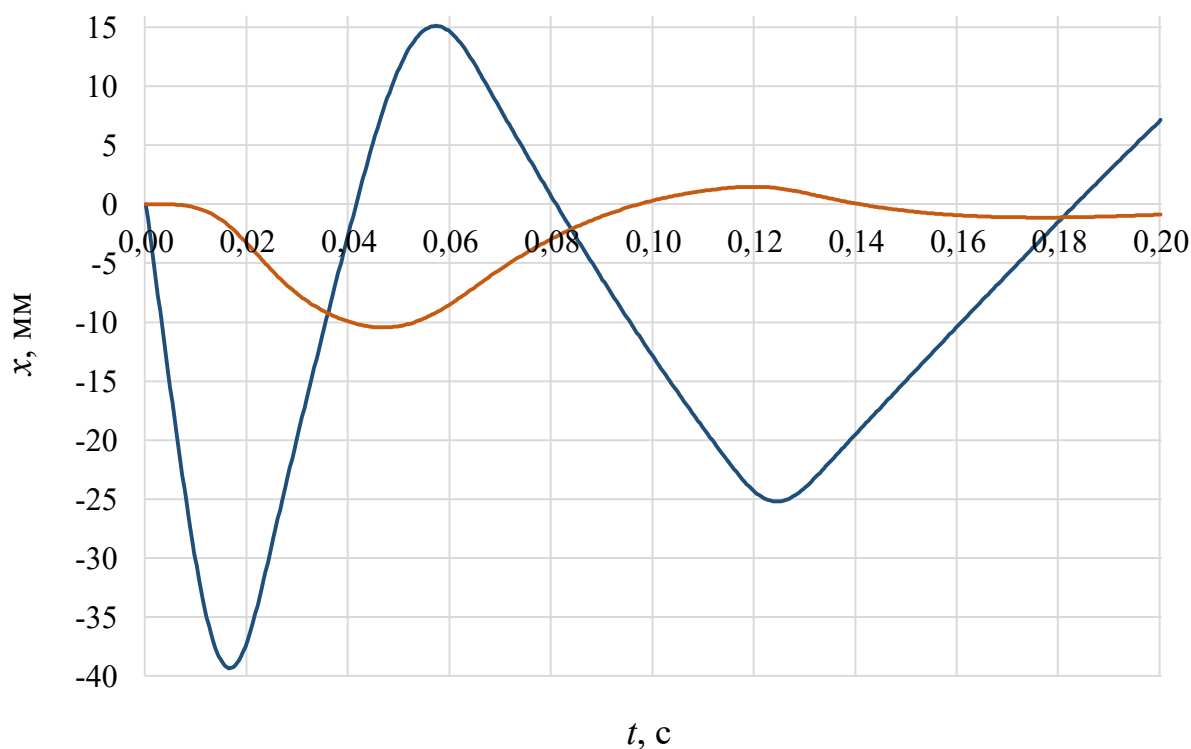


Рисунок 3 – Зависимость перемещений от времени: — перемещения свободного края консоли; — перемещения отсека

Там же красной пунктирной кривой приведен график зависимости продольного перемещения отсека от времени. Размах максимальных перемещений  $\Delta x_{\max}$  консоли

(разность между максимальными перемещениями свободного края консоли на прямом ходе раскрытия и на обратном ходе при отскоке) составила  $\Delta x_{\max} = 54$  мм. Отметим, что учет в расчетной схеме сил гравитации уменьшает размах перемещений свободного края консоли на 5 мм (9%).

При анализе контактных взаимодействий в КЭ ПК подтверждено, что при ударе консоли часть нагрузки воспринимается упором, а часть стопором. Силы реакции, приходящиеся на упор и стопор, представлены на рисунке 4 красной и синей линиями соответственно.

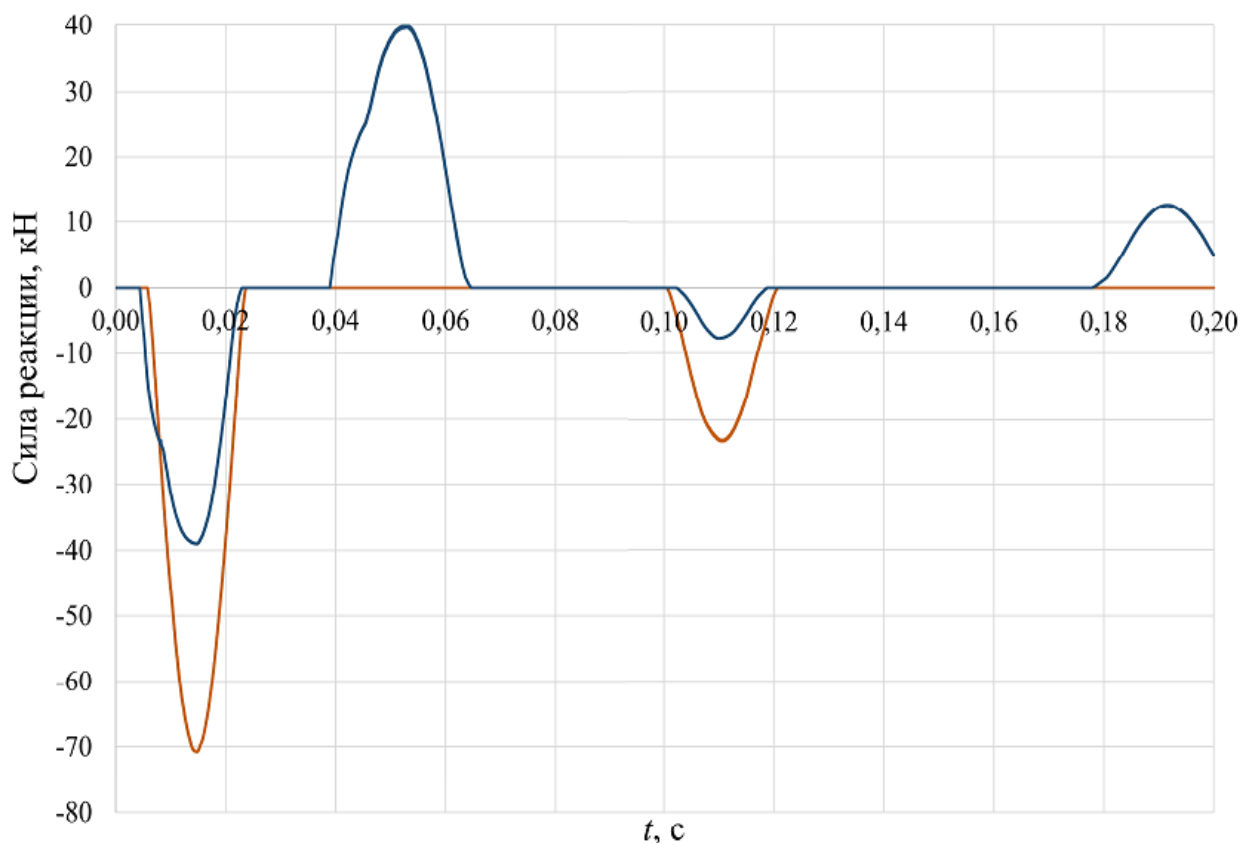


Рисунок 4 – Зависимость от времени силы реакции:

— упора; — стопора

График зависимости расчетной величины осредненных относительных деформаций на боковой поверхности упора от времени  $t$  представлен на рисунке 5

синей кривой. В момент времени  $t = 15,6$  мс осредненные относительные деформации достигают  $0,00118$  мм/мм.

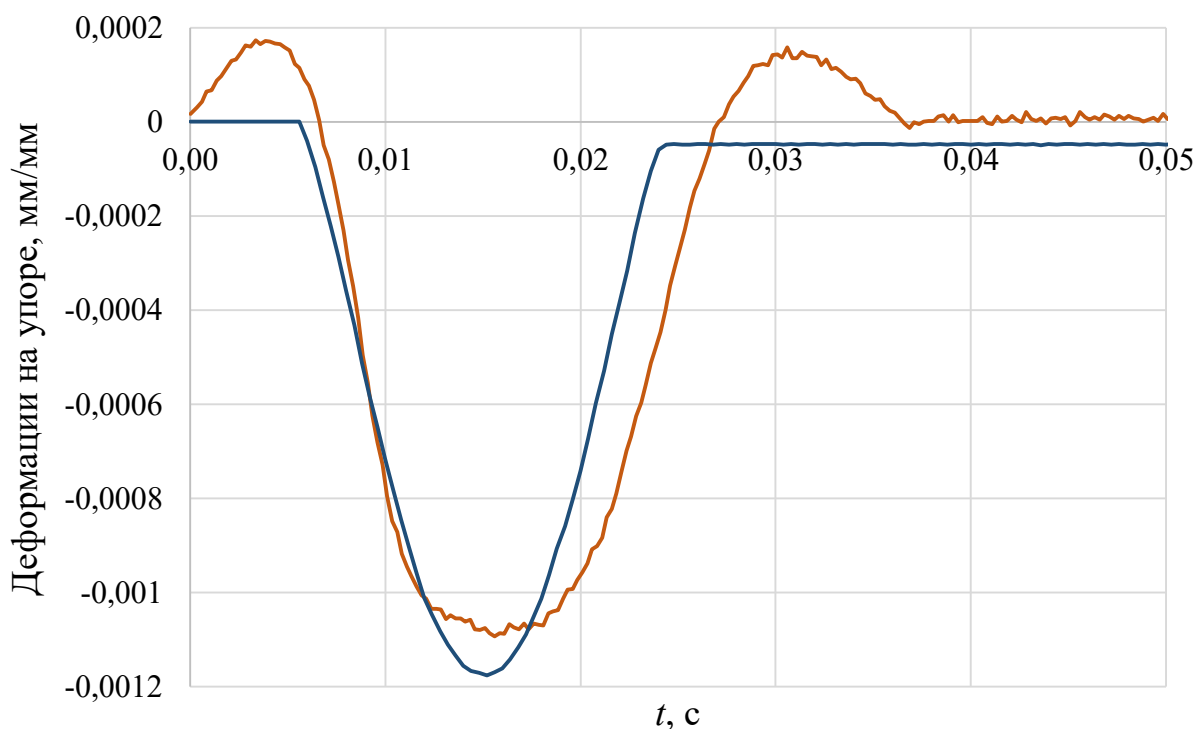


Рисунок 5 – Зависимость деформаций упора от времени:

— результаты расчетов; — результаты испытаний

Распределения полей пластических деформаций на кронштейне консоли в момент максимального отклонения консоли от равновесного состояния (при  $t = 15,6$  мс) представлены на рисунке 6. Из-за превышения предела текучести на опорной площадке кронштейна образуется вмятина диаметром около 5 мм и глубиной 0,1 мм. Однако локализация таких деформаций не повлияет на прочность и работоспособность консоли.

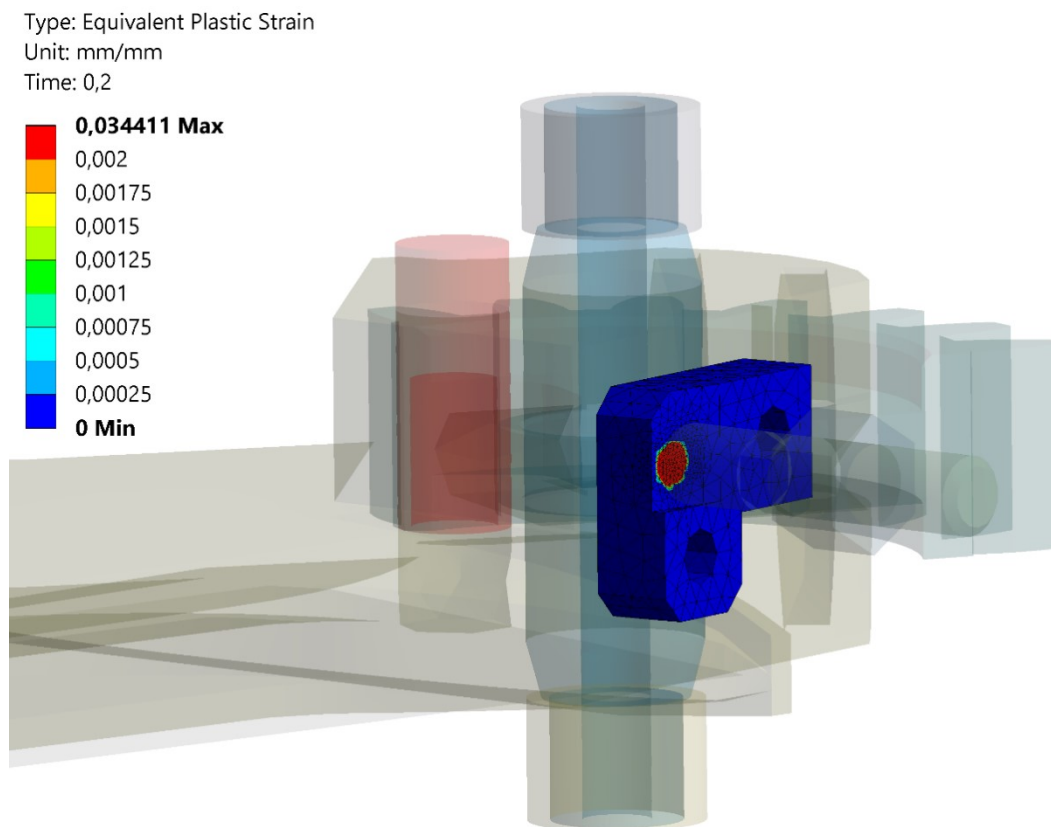


Рисунок 6 – Распределение пластических деформаций на кронштейне

Поля пластических деформаций на отске в районе стопора к моменту  $t = 0,2$  с, превышающие предел текучести, имеют достаточно обширную область и проиллюстрированы на рисунке 7. Смятие внутренней поверхности отверстия под

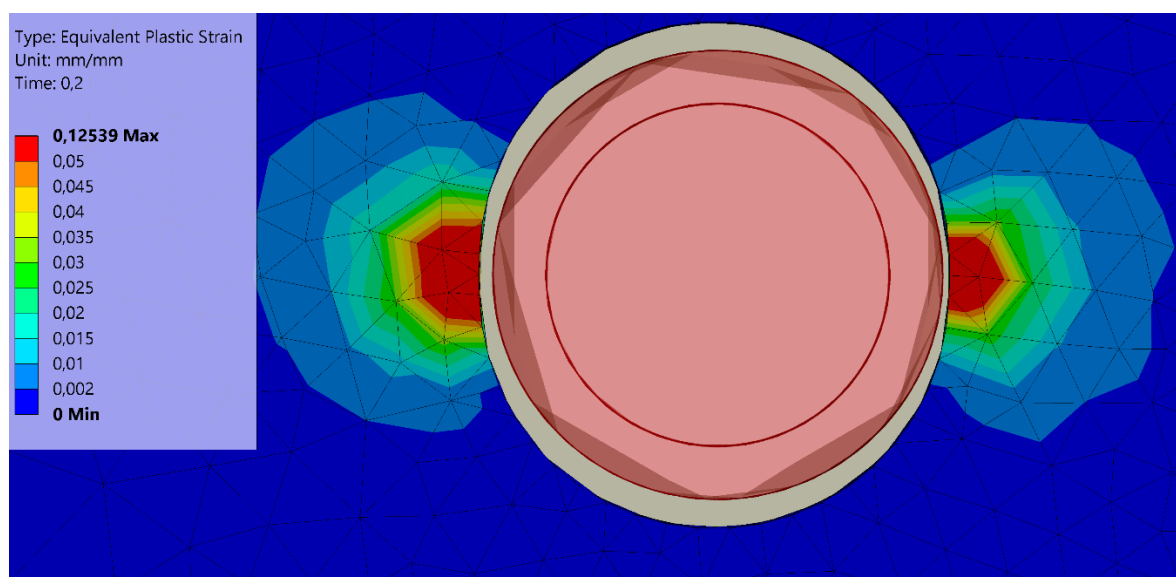


Рисунок 7 – Распределение пластических деформаций на отске в области стопора

стопор после снятия нагрузки от первого удара на прямом ходе раскрытия консоли составит около 0,35 мм, на обратном ходе консоли при отскоке – 0,22 мм, что также не приводит к потере прочности узла крепления консоли.

Для верификации полученных данных используются результаты испытаний по раскрытию консоли в составе корпуса ЛА, проводимые для оценки работоспособности механизма раскрытия консоли. В соответствии с программой динамических испытаний корпус ЛА, снаряженный механизмом поворота консолей и механизмом расстопорения, крепился с двух сторон на ложементы. Обе консоли раскрывались на полный угол до упоров и постановки на стопора в результате срабатывания пиротехнического устройства аналогичного используемому в реальных ЛА. Схема крепления отсека продемонстрирована на рисунке 8.

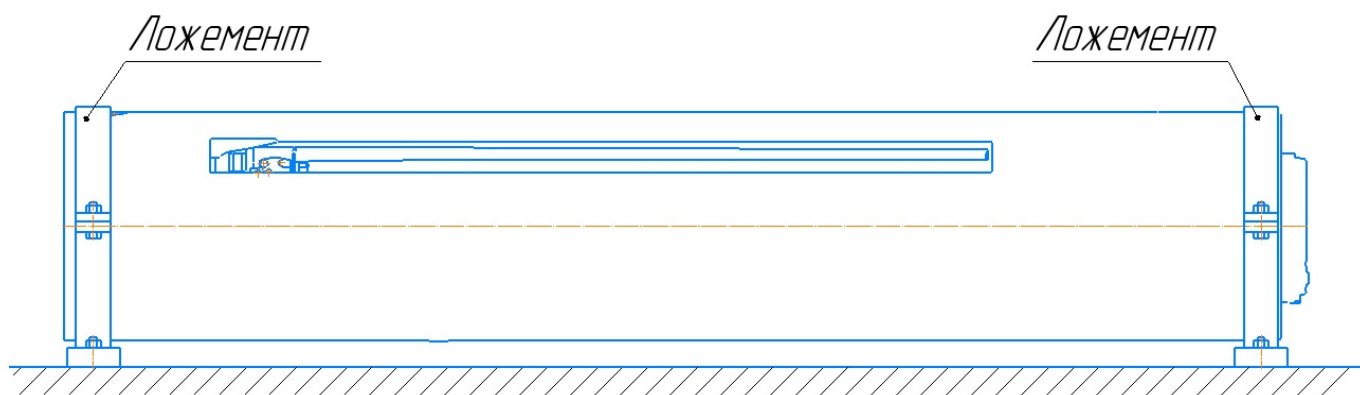


Рисунок 8 – Установка отсека при проведении динамических испытаний

Относительные деформации упора при ударе, а также относительные деформации отсека в области крепления упора, замерялись наклеенными на них тензорезисторами. Место установки тензорезисторов изображено рисунке 9. Для регистрации поворота консоли и продольных перемещений корпуса проводилась видеосъемка с частотой 1000 кадров в секунду.

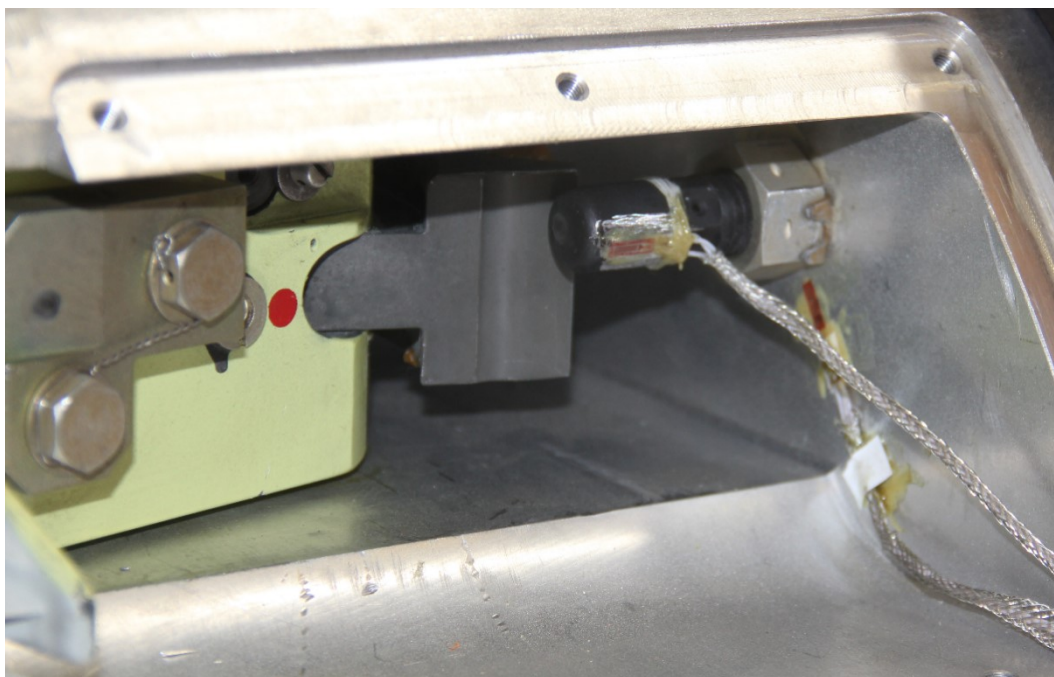


Рисунок 9 – Место установки тензорезисторов

В процессе натурального эксперимента размах перемещений свободного края консоли составил  $\Delta x_{\max} = 50 \pm 3$  мм. Величина получена путем совмещения двух кадров видеосъемки: первый – наибольшее отклонение консоли от равновесного положения на прямом ходе раскрытия и второй – отклонение консоли от равновесного положения на обратном ходе (при отскоке). На рисунке 10 представлена фотография двух совмещенных кадров видеосъемки. Аналогичным образом определен максимальный инерционный сдвиг отсека  $\delta \approx 11$  мм в продольном направлении при раскрытии консоли.

В сравнении с расчетными данными (см. рисунок 3) разница величины  $\Delta x_{\max}$ , полученной расчетным и экспериментальным методами, составила 8%. Данное отклонение можно объяснить несовершенством расчетной схемы и точностью измерения значений при проведении эксперимента, а также наличием зазоров и



возможным отклонением размеров деталей конструкции от 3D модели в пределах производственного допуска.

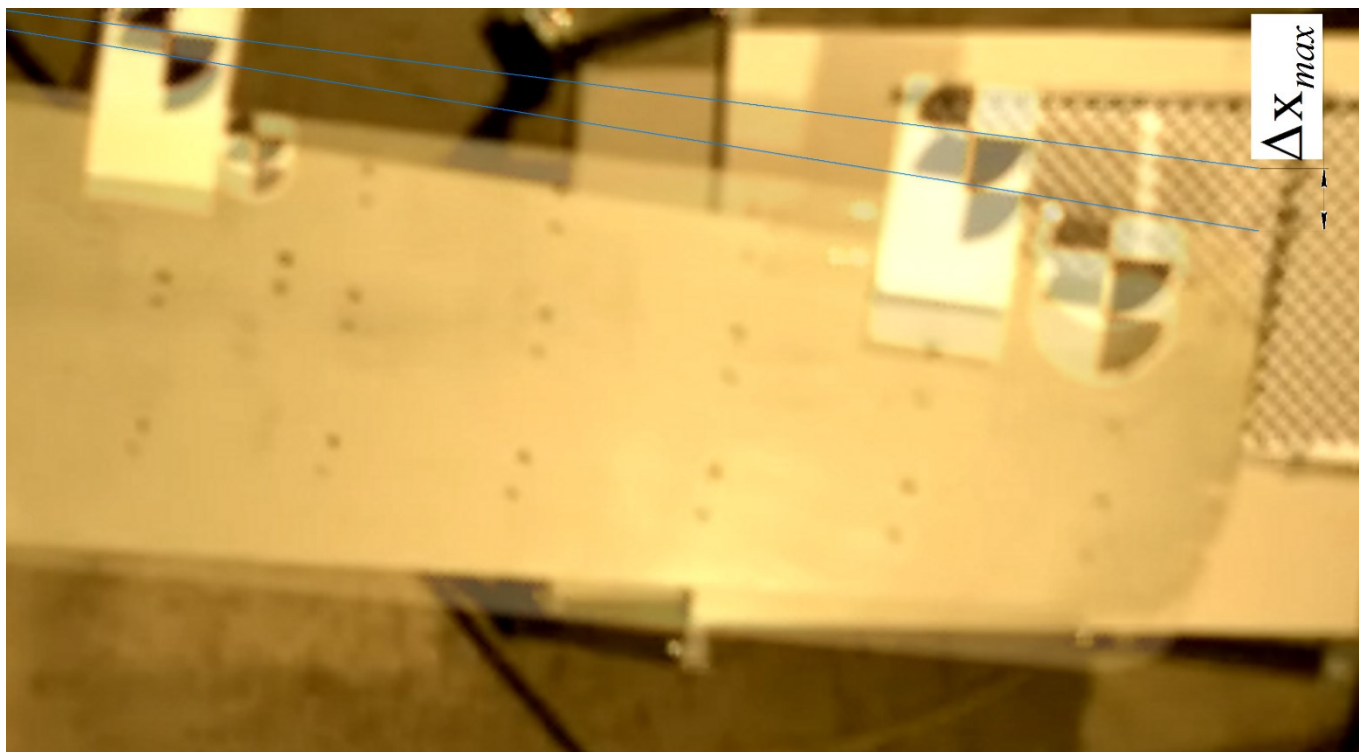


Рисунок 10 – Размах перемещений  $\Delta x_{max}$  свободного края консоли

График зависимости относительных деформаций от времени, зарегистрированных тензорезистором на боковой поверхности упора на расстоянии 5 мм от области его касания с кронштейном консоли, представлен на рисунке 5 красной линией. Длительность и амплитуда ударного импульса, замеренная в испытаниях, отличается от расчетной на 1,3 мс (6%) и 0,000086 мм/мм (8%) соответственно, что может быть связано с несовершенством расчетной модели, в которой была учтена ограниченная часть половины отсека (см. рисунок 1) с целью сокращения числа КЭ и получения приемлемой длительности выполнения расчета. В рамках поставленной задачи данная погрешность измерений и вычислений величин деформаций признана допустимой.

Результаты испытаний подтверждают правильность расчета динамических нагрузок и НДС конструкции «консоль ЛА + отсек» при ударе консоли об упор при ее раскрытии.

Предложенный подход, основанный на использовании КЭ ПК отличается от традиционных методов возможностью не разделять решение задачи на два этапа, а именно, на пересчет динамических нагрузок в квазистатические (изгибающий момент, поперечная и продольная силы) механические воздействия и на оценку прочности конструкции под действием квазистатических нагрузок. Это позволяет уменьшить вычислительную и физическую погрешности, а также сократить время расчета. Кроме того, к преимуществам метода КЭ для рассматриваемого класса задач следует отнести возможность высокой детализации расчетной модели с целью более точного моделирования элементов реальных конструкций ЛА.

Новизна исследований состоит в создании методики расчета удара об упор при раскрытии статически неопределимой консольной системы в динамической постановке с учетом пластических свойств материалов и нелинейности контактных взаимодействий с получением решения в любой интересующий момент времени и возможностью нахождения зависимости ударных нагрузок от времени с высокой частотой дискретизации.

Практическая значимость исследований состоит в применении разработанной методики инженерами АО «ОКБ «Новатор» совместно с внедренными ранее опубликованными авторами подходами [18-20] для расчета динамических нагрузок при раскрытии и ударе об упор консоли ЛА новой разработки с целью оценки

прочности и работоспособности всей конструкции после раскрытия консолей. Достоверность разработанного численного метода расчета ударных воздействий и НДС конструкции подтверждается путем сравнения расчетных данных с экспериментальными.

### **Список источников**

1. Зелёный А.Е., Норкин С.А. Создание нагрузок, имитирующих воздействие аэродинамических потоков, при раскрытии рулей // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Машиностроение. 2012. № 12. С. 176-181.
2. Гусев А.Н., Иваха О.С. К вопросу экспериментальной отработки ресурса авиационных пусковых устройств по срабатываниям // Труды МАИ. 2012. № 50. URL: <http://www.trudymai.ru/published.php?ID=28607>
3. Волков В.А., Земсков В.А., Каверин В.А. Раскрываемое крыло двухступенчатой ракеты. Патент RU 2482433 С 1, 20.05. 2013.
4. Шевченко В.А., Шестаков С.А., Земсков В.А., Дергачев А.А. Раскрываемый руль ракеты. Патент RU 2532286 С 1, 10.11.2014.
5. Платонов И.М., Быков Л.В. Исследование влияния качества сеточной модели на определение местоположения ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <http://www.trudymai.ru/published.php?ID=72677>

6. Колюхов И.К. Компактные несущие системы дозвуковых малоразмерных беспилотных и дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://www.trudymai.ru/published.php?ID=76961>
7. Гохфельд Д.А. и др. Механические свойства сталей и сплавов при нестационарном нагружении. – Екатеринбург: УрО РАН, 1996. – 408 с.
8. ГОСТ 4784-2019. Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые. – М.: Стандартиформ, 2019. – 35 с.
9. ТУ 14-1-950-86. Прутки и полосы из конструкционной легированной высококачественной стали размером до 200 мм включительно. Технические условия. – М.: Стандартиформ, 1986. – 38 с.
10. Авиационные материалы: Справочник в 9 т. Т. 1: Конструкционные стали / под ред. Н.М. Склярова, Я.М. Потака. – М.: ОНТИ, 1975. – 431 с.
11. Расчеты на прочность в машиностроении. Т. 2 / под ред. С.Д. Пономарева. – М.: Машгиз, 1958. – 974 с.
12. Скрипняк Н.В. Динамика разрушения алюминий-магниевого сплава АМг6 // Современные проблемы науки и образования. 2013. № 6. URL: <https://science-education.ru/ru/issue/view?id=113>
13. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975. – 541 с.
14. Бруйка В.А., Фокин В.Г., Кураева Я.В. Инженерный анализ в ANSYS Workbench. Ч. 2. – Самара: Самарский государственный технический университет, 2013. – 147 с.
15. Cook R.D., Milkus D.S., Plesha M.E., Witt R.J. Concepts and Applications of Finite Element Analysis. Fourth Edition, John Wiley & Sons. Inc., 2002, 733 p.

16. H.H. Lee. Finite Element Simulations with ANSYS Workbench 12, 14, SDC Publications, 2012, 619 p.
17. Физическая энциклопедия / Гл. ред. А.М. Прохоров. – М.: Большая Российская энциклопедия. 1994. Т. 4. – 704 с.
18. Самохина Е.А., Самохин П.А. К расчету динамических нагрузок на управляющие элементы летательных аппаратов при ударах // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». 2018. № 1. С. 51-57.
19. Самохин П.А., Самохина Е.А. Численное моделирование динамических воздействий на элементы управления летательных аппаратов при ударах в процессе полета // Космонавтика и ракетостроение. 2020. Т. 117. № 6. С. 100-108.
20. Самохин П.А., Самохина Е.А. Особенности моделирования ударных воздействий на элементы управления летательных аппаратов в процессе полета // Материалы XII межрегиональной отраслевой научно-технической конференции «Люльевские чтения». - Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2020. С. 32-34.

## References

1. Zelenyi A.E., Norkin S.A. *Vestnik Yuzhno-Ural'skogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Mashinostroenie*, 2012, no. 12. pp. 176-181.
2. Gusev A.N., Ivakha O.S. *Trudy MAI*, 2012, no. 50. URL: <http://www.trudymai.ru/eng/published.php?ID=28607>
3. Volkov V.A., Zemskov V.A., Kaverin V.A. *Patent RU 2482433 S 1*, 20.05. 2013.

4. Shevchenko V.A., Shestakov S.A., Zemskov V.A., Dergachev A.A. *Patent RU 2532286 C I*, 10.11.2014.
5. Platonov I.M., Bykov L.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 89. URL: <http://www.trudymai.ru/eng/published.php?ID=72677>
6. Konyukhov I.K. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL: <http://www.trudymai.ru/eng/published.php?ID=76961>
7. Gokhfel'd D.A. et al. *Mekhanicheskie svoistva stali i splavov pri nestatsionarnom nagruzhении* (Mechanical properties of steels and alloys at non-stationary loading), Ekaterinburg, UrO RAN, 1996, 408 p.
8. *GOST 4784-2019. Alyuminii i splavy alyuminievye deformiruemye* (State Standard 4784-2019. Aluminum and aluminum deformable alloys), Moscow, Standartinform, 2019, 35 p.
9. *TU 14-1-950-86. Prutki i polosy iz konstruktsionnoi legirovannoi vysokokachestvennoi stali razmerom do 200 mm vklyuchitel'no. Tekhnicheskie usloviya* (TS 14-1-950-86. Bars and strips from the constructional alloyed high-quality steel up to 200 mm in size inclusive. Specifications), Moscow, Standartinform, 1986, 38 p.
10. Sklyarov N.M., Potak Ya.M. *Aviatsionnye materialy: Spravochnik. Vol. 1: Konstruktsionnye stali* (Aviation materials: The reference book. Vol. 1. A structural steel), Moscow, ONTI, 1975, 431 p.
11. Ponomarev S.D. *Raschety na prochnost' v mashinostroenii. Vol. 2.* (Calculations on Durability in Mechanical Engineering. Vol. 2), Moscow, Mashgiz, 1958, 974 p.
12. Skripnyak N.V. *Sovremennye problemy nauki i obrazovaniya*, 2013, no. 6. URL: <https://science-education.ru/ru/issue/view?id=113>

13. Zenkevich O. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* (The Finite Element Method in Engineering), Moscow, Mir, 1975, 541 p.
14. Bruyaka V.A., Fokin V.G., Kuraeva Ya.V. *Inzhenernyi analiz v ANSYS Workbench. Ch. 2.* (Engineering analysis in ANSYS Workbench. Manual for graduate students. Part 2), Samara, Samarskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2013, 147 p.
15. Cook R.D., Milkus D.S., Plesha M.E., Witt R.J. *Concepts and Applications of Finite Element Analysis. Fourth Edition*, John Wiley & Sons. Inc., 2002, 733 p.
16. H.H. Lee. *Finite Element Simulations with ANSYS Workbench 12, 14*, SDC Publications, 2012, 619 p.
17. Prokhorov A.M. *Fizicheskaya entsiklopediya. Vol. 4.* (Physical Encyclopedia. Vol. 4), Moscow, Bol'shaya Rossiiskaya entsiklopediya, 1994, 704 p.
18. Samokhina E.A., Samokhin P.A. *Vestnik Kontserna VKO «Almaz-Antei»*, 2018, no. 1, pp. 51-57.
19. Samokhin P.A., Samokhina E.A. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2020, vol. 117, no. 6, pp. 100-108.
20. Samokhin P.A., Samokhina E.A. *Materialy XII mezhhregional'noi otraslevoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii «Lyul'evskie chteniya»*, Chelyabinsk, Izdatel'skii tsentr YuUrGU, 2020. pp. 32-34.

Статья поступила в редакцию 11.01.2022; одобрена после рецензирования 26.01.2022; принята к публикации 21.02.2022.

The article was submitted on 11.01.2022; approved after reviewing on 26.01.2022; accepted for publication on 21.02.2022.