

Алгоритмы исследования ударного взаимодействия элементов авиационных конструкций

Голдовский А.А.*, Фирсанов В.В.**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия

**e-mail: gold4545@list.ru*

***e-mail: k906@mai.ru*

Статья поступила 10.02.20

Аннотация

В данной работе приведены результаты исследования ударных взаимодействий в авиационных конструкциях. Как правило, анализ ударных процессов происходит уже после совершившегося факта, например, обнаруженных вмятин, трещин, сколов и т.п. Данная задача является актуальной по причине необходимости стопроцентного обеспечения безопасности во время эксплуатации летательных аппаратов. Целью статьи является обобщение инженерных подходов к исследованию причин, которые могут привести к ударному процессу в авиационных конструкциях.

Ключевые слова: ударное взаимодействие, численное моделирование.

Введение

Как правило, анализ причин и исследование ударных процессов в авиационных конструкциях происходит при обнаружении реальных повреждений в

конструкциях, таких как вмятины, трещины, сколы и прочее. Для оценки причин, приведших к возникновению вышеуказанных процессов, как правило, применяют экспериментальные методы. Экспериментальные исследования по оценке ударной прочности приводит к значительным материальным затратам (разработка и производство оснастки, изготовление ударных моделей, а также защитных элементов). В связи с этим, для сведения к минимуму материальных затрат возникает проблема разработки методов моделирования ударных процессов.

Цель данной работы состоит в обобщении методики исследования пораженных участков и разработке численных моделей прогнозирования разрушения контактных зон в авиационных конструкциях.

Постановка задачи

Постановка задачи об исследовании ударного взаимодействия в авиационных конструкциях включает следующие этапы [1]:

1. Формулировка начальных условий.
2. Определение сил, приводящих к ударному взаимодействию.
3. Определение положения элементов соударения относительно друг друга.

В части начальных условий выбираются результаты контактного взаимодействия – замеренные при испытаниях пластические деформации и перемещения.

Для определения сил, приводящих к ударному взаимодействию, используются уравнения теории упругости и пластичности для решения обратной задачи, а также

определения сил, приводящих к аналогичным значениям перемещений и деформациям (при условии наличия данных о физических свойствах материала).

Для определения положение ударного элемента относительно авиационной конструкции, используется критерий сходимости площади пораженной области и площади проекции ударного элемента на недеформированную плоскость.

Численное моделирование

Рассматривается ударное взаимодействие металлической заглушки (рис. 1а) с алюминиевым элементом фюзеляжа летательного аппарата (рис. 1б). При этом металлическая заглушка имеет начальное ускорение, направленное перпендикулярно к продольному силовому элементу фюзеляжа, а твёрдая преграда, в свою очередь, жёстко закреплена по контуру.

Начальное условие моделирования принято в виде поля перемещений (рис. 2а) и деформаций (рис. 2б), рассчитанных предварительно.

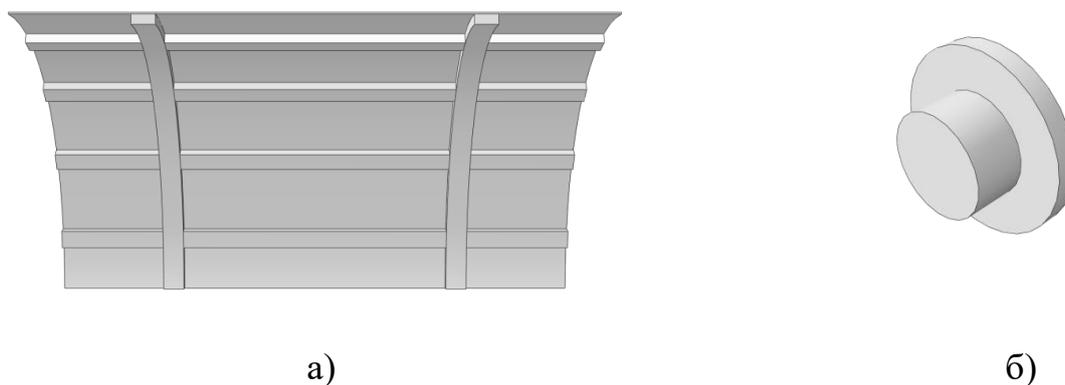


Рис. 1

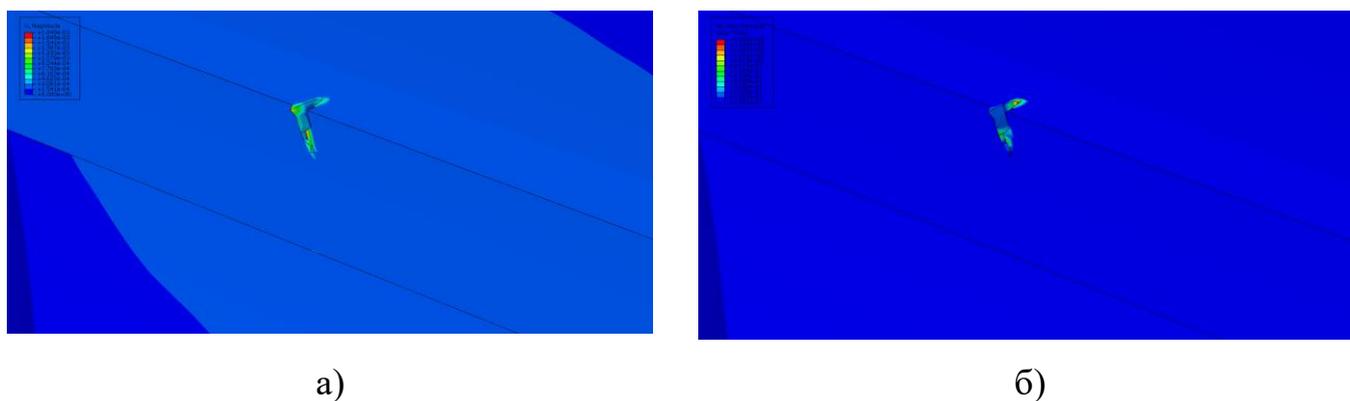


Рис. 2

Для определения точного расположения заглушки относительно элементов фюзеляжа проводится сравнение площади поверхности со значительным пластическим деформированием (рис.3) и площади проекции заглушки на недеформированную поверхность элемента фюзеляжа. Следует отметить, что заглушка имеет выступающие поверхности, и на рис. 3 видно, что площадь скола существенно меньше любой площади проекции заглушки. Поэтому далее рассматривается площадь проекции шляпки заглушки. При моделировании выбирается 5 или более положений наиболее близких по площади поверхности. Для проведения численного моделирования используется решатель с явной схемой интегрирования. Длительность ударного процесса составляет не более 0.001 сек.

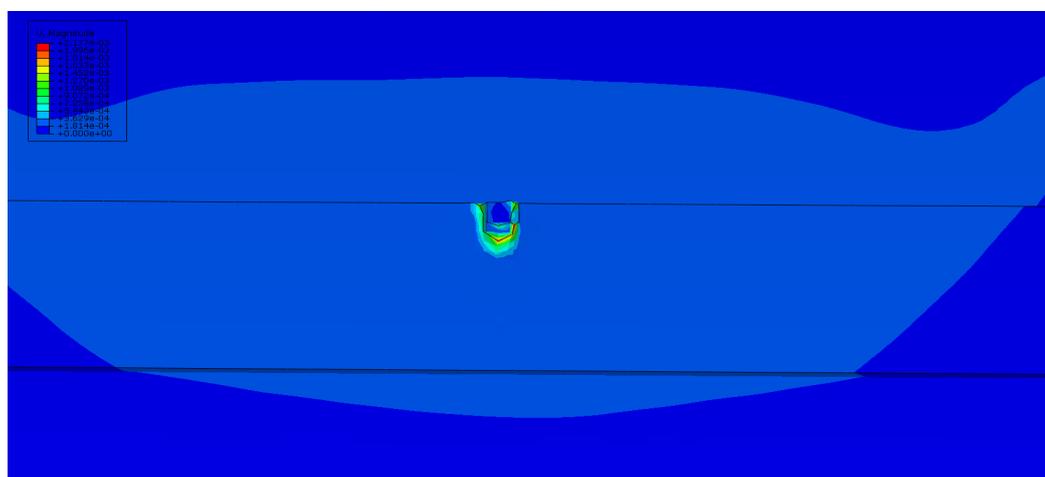


Рис. 3

После получения условий взаимного расположения элементов фюзеляжа и заглушки, а также силы, действующей на заглушку, с целью наиболее точного повторения физического процесса проводится численное моделирование, рис.4. Критерием точности является различие, не более чем на 10%, значений перемещений и деформаций в узлах модели.

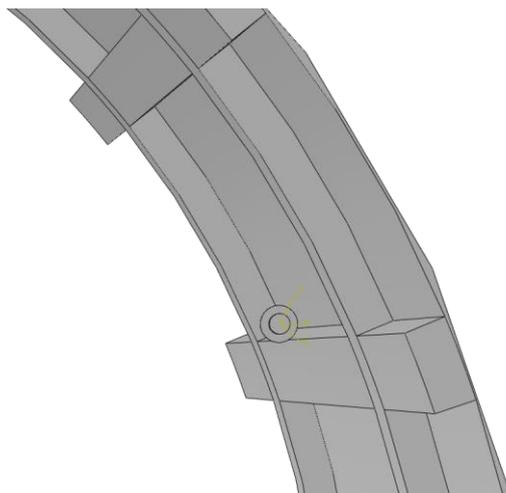
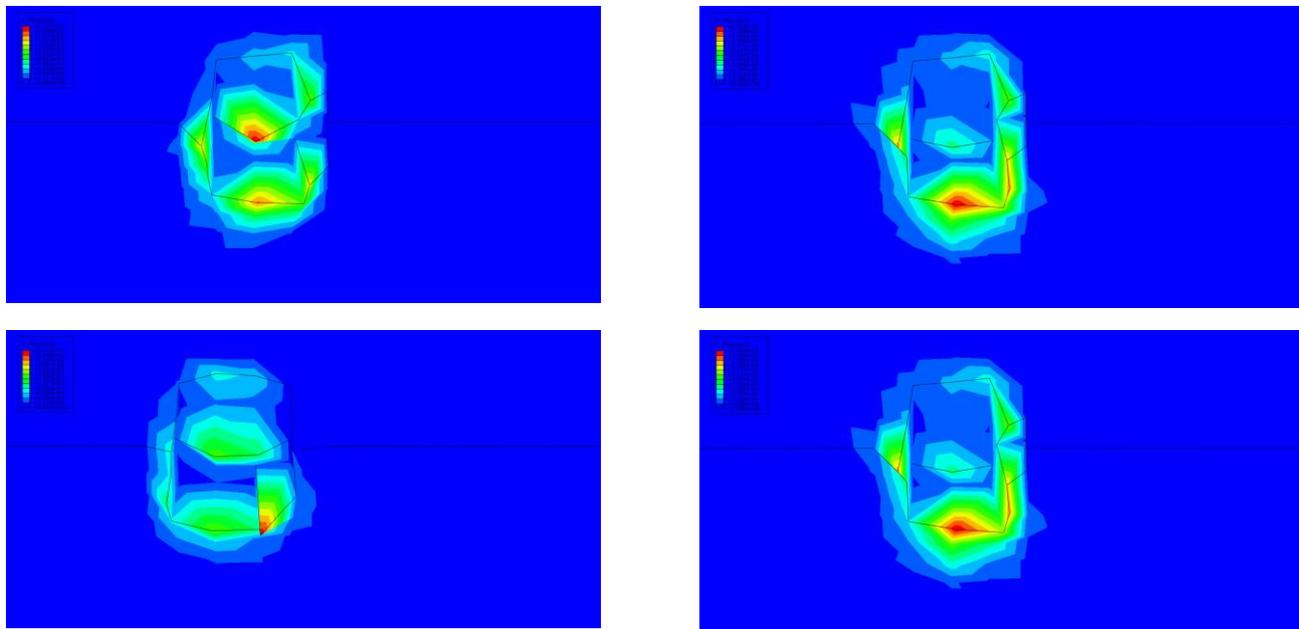


Рис. 4 – Расчётная модель



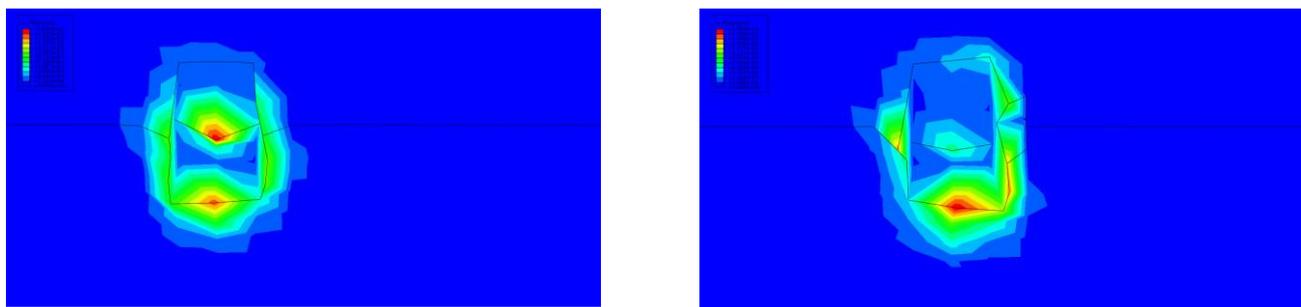


Рис. 5 – сопоставление результатов моделирования с начальным условием (поле перемещений)

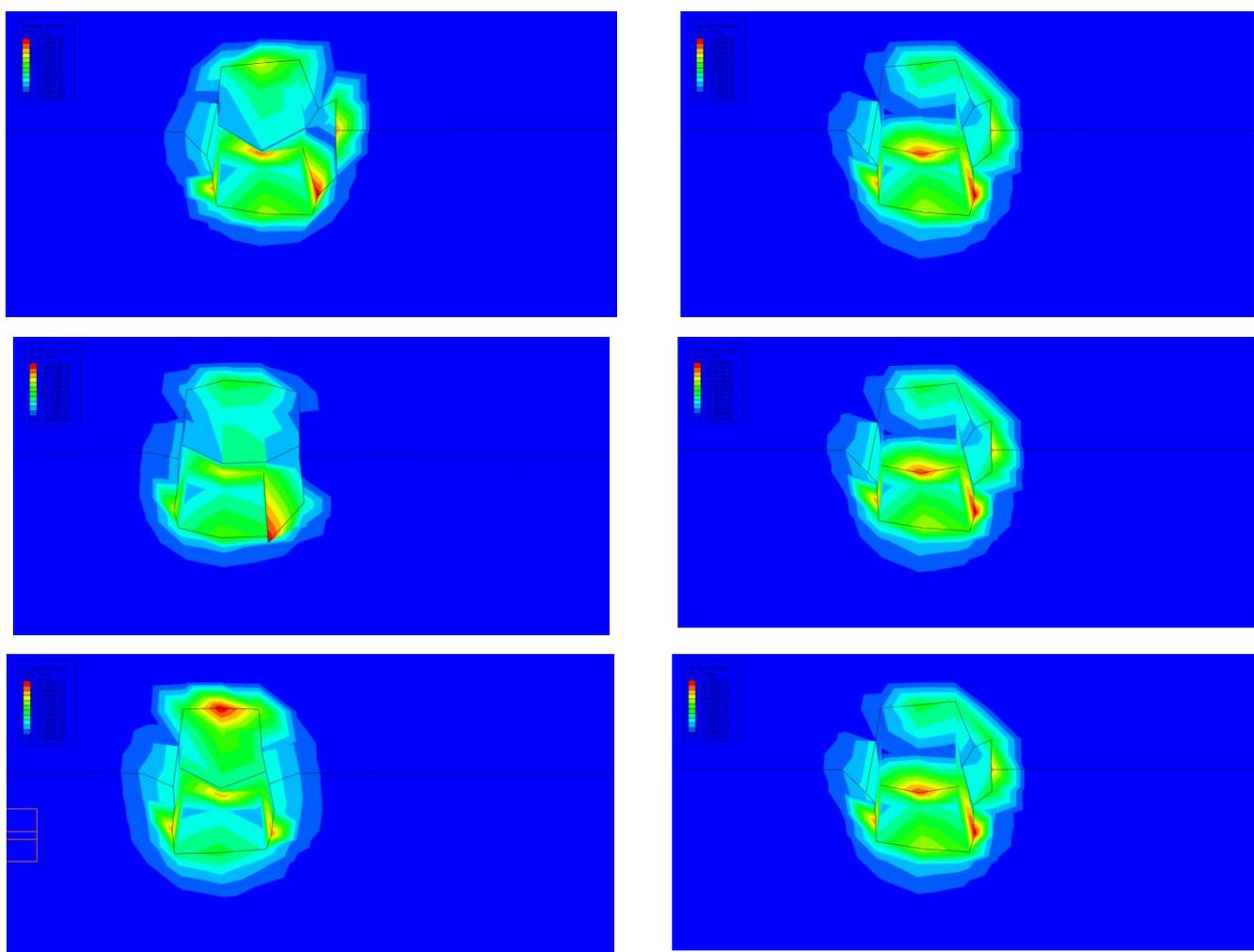


Рис. 6 – сопоставление результатов моделирования с начальным условием (поле деформаций)

На рисунках 5 и 6 приведено сопоставление результатов моделирования с начальными условиями (рисунки слева – моделирование, справа – начальное

условие). При этом при увеличении угла контакта более чем на 5 градусов критерий точности не выполняется (отличие значений перемещений и деформаций в узлах модели более чем на 10%).

Заключение

Построены конечноэлементные модели ударного процесса с учётом различных положений и начальных условий моделирования. Получены численные результаты расчёта НДС конструкции. Решена обратная задача по определению сил, действующих на ударный элемент (заглушка).

Предложены алгоритмы для исследования ударных взаимодействий в авиационных конструкциях с целью исследования поражённых участков в авиационных конструкциях.

Библиографический список

1. Голдовский А.А. Численные модели прогнозирования контактных зон в результате ударного взаимодействия авиационных конструкций с преградой при аварийных ситуациях // Труды МАИ. 2019. №107. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=107833>
2. Власов В.З. Общая теория оболочек. – М.: Гостехиздат, 1949. – 784 с.
3. Тишков В.В., Фирсанов В.В. Многоуровневый подход при построении расчётных моделей динамического состояния объектов авиационной техники при среднескоростном ударе о твёрдую преграду // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 161. С. 74 - 84.

4. Тишков В.В., Фирсанов В.В. Комбинированная аналитическая модель динамического состояния объекта авиационной техники при ударе о твёрдую преграду // Научный вестник МГТУ ГА. 2007. № 123. С. 58 - 67.
5. Тишков В.В., Фирсанов В.В. Расчётный метод для прогнозирования безопасности авиационных объектов при внештатных ситуациях // Труды МАИ. 2007. № 26. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34028>
6. Сидоренко А.С. Динамическое деформирование конструкции авиационного изделия при ударе о преграду // Научный вестник МГТУ ГА. 2007. № 123. С. 48 - 57.
7. Вербицкий А.Б. Сидоренко А.С. Динамическое состояние конструкции авиационного носителя при аварии на этапах взлёта и посадки // Труды МАИ. 2013. № 67. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41442>
8. Вербицкий А.Б. Сидоренко А.С. Динамическое деформирование конструкции авиационного изделия при аварийном соударении с преградой // Труды МАИ. 2014. № 78. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=53502>
9. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975. – 543 с.
10. Зенкевич О., Морган К. Конечные элементы и аппроксимация. – М.: Мир, 1986. – 318 с.
11. Формалев В.Ф., Ревизников Д.Л. Численные методы. – М.: Физматлит, 2004. – 400 с.
12. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. ANSYS для инженеров – М.: Машиностроение-1, 2004. – 512 с.
13. Лукьянова А.Н. Моделирование контактного взаимодействия деталей. – Самара:

Самарский государственный технический университет, 2012. – 86 с.

14. Филоненко-Бородич М.М. Теория упругости. – М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1959. – 364 с.
15. Малинин Н.Н. Прикладная теория пластичности и ползучести. – М.: Машиностроение, 1968. – 400 с.
16. Качанов Л.М. Основы механики разрушения. – М.: Наука, 1974. – 311 с.
17. Работнов Ю.Н. Ползучесть элементов конструкций. – М.: Наука, 1966. – 752 с.
18. Flores P., Ambrosio J., Claro J.C.P., Lankarani H.M. Influence of the contact-impact force model on the dynamic response of multi-body systems // Journal of Multi-body Dynamics, 2006, no.220(1), pp. 21 – 34. DOI: 10.1243/146441906X77722
19. Bathe K.J., Wilson E.L. Large Eigenvalue Problems in Dynamic Analysis // Journal of the Engineering Mechanics Division, 1972, vol. 98, pp. 1471 – 1485
20. Abrahamson G.R., Lindberg H.E. Peak load-impulse characterization of critical pulse loads in structural dynamics // Nuclear Engineering and Design, 1976, vol. 37(1), pp.35 – 46. DOI: [10.1016/0029-5493\(76\)90051-0](https://doi.org/10.1016/0029-5493(76)90051-0)
21. Xing YuFeng, Zhu DeChao. Analytical solutions of impact problems of rod structures with springs // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1998, vol. 160, issue 3–4, pp. 315 – 323.