

tion, error presence and its' correction. This article depicts the analysis on problem of non-volatile memory evaluation tests, key experimental conditions examples of use and corresponding results. Detailed Marginal Read(DMR) readout algorithm is described, the error distribution over reference voltages graph is built and highlighted the drawbacks of this research. It is found that despite the fact that DMR is a memory evaluation common test for lifetime prognostication and end product in an application quality assurance, it has a limitation. Also the experimental data is given with the proposals on a new algorithm of the test execution. Currently determination of the state of each memory cell the constant reference voltage step algorithm is used, so partially the results are noninformative. Based on the previously implemented experimental setup, used for the test reproduction and evaluation, gained the initial results and improvement assumptions are made. The DMR improvement possibility based on a binary lookup algorithm and informative area determination is depicted. Such an approach allows to shorten the iteration number for up to 28% which corresponds to 1.5 - 2 hours. This should lead to a tested memory volume per hour increase or would give an opportunity to perform a deeper memory state analysis in a saved amount of time.

Key words: non-volatile memory, Detailed Marginal Read test, memory evaluation.

Надійшла до редакції
12 квітня 2018 року

Рецензовано
29 квітня 2018 року

УДК 004.925.8:519.876.5

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТА ОБШИВКИ САМОЛЁТА ПРИ МНОГООЧАГОВОМ ПОВРЕЖДЕНИИ

Цыбульник С. А., Охота Б. А.

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского», Киев, Украина

E-mail: tsybulnik.s.a@gmail.com

Ошибки в проекте, неправильное обслуживание, усталость элементов конструкции и прочие факторы приводят к разрушению элементов обшивки самолёта в полете, что влечет за собой значительные материальные убытки и жертвы среди людей. Анализ большого количества аварий показал, что основные причины катастроф это: ошибки пилотов, террористы, усталость материалов конструкции и (реже) разрушение крепежных элементов. Имитационное моделирование в основном сосредоточено на столкновениях самолёта с крупным объектом (например, землей или другим самолётом). Поэтому целью данной работы является исследование напряженно-деформированного состояния элемента обшивки самолёта при наличии дефектов крепления. В данной работе с помощью программного обеспечения SolidWorks была построена трёхмерная модель элемента обшивки самолёта с заклёпками. Для определения векторных полей скорости воздушного потока и его давления в программном комплексе ANSYS проведено имитационное моделирование ветровой нагрузки на элемент конструкции с использованием его построенной геометрической модели. Анализ полученных результатов позволил определить напряженно-деформированное состояние элемента обшивки самолёта.

Ключевые слова: имитационное моделирование, ANSYS, заклепочное соединение, многоочаговое повреждение.

Введение

В настоящее время развитие авиатехники достигло значительных результатов, почти каждый человек использовал данный вид транспорта, ведь это быстро и достаточно комфортно. Каждый день по всему миру осуществляются тысячи полетов, и каждый из этих полетов по-своему опасен. Ведь не раз в истории [1] были случаи, когда перед вылетом самолет был полностью исправен, а при полете обнаруживались некоторые неисправности,

которые, в лучшем случае, приводили к экстренной посадке самолёта, а в худшем – к сотням жертв или пострадавших.

Перед вылетом самолёты проходят ряд проверок [2], после чего решается, сможет ли самолёт выйти на рейс. Включая человеческий фактор, можно сделать вывод, что визуально некоторые повреждения сложно обнаружить, поэтому в полете под действием внешних и внутренних, по отношению к самолёту, нагрузок эти повреждения

могут привести к непредсказуемым последствиям. Для исследования причин авиакатастроф используется бортовой самописец, регистрирующий основные показатели полета, переговоры экипажа, внешние условия, в которых находится самолет и т.д. После детального анализа этих показателей, эксперты могут восстановить события, которые произошли с самолетом и указать на причины катастрофы. Но не всегда с помощью этих данных возможно указать причины появления неисправности самолета.

Проанализировав большое количество авиакатастроф [1], [3], [4] можно сделать вывод, что большинство аварий, связанных с элементами конструкции, произошли из-за неисправностей самолета, которые проявили себя в полете. Поэтому, промежутки времени, который проводит самолет в полете, должен быть исследован. Но существуют факторы, на которые человек не может повлиять. Неоднократно самолеты были сбиты вражескими боевыми ракетами снаружи или бомбами изнутри, из-за недостатка топлива самолеты не долетали до конечной точки, при взлете в двигатели попадали птицы [4], выводя его из строя.

Работы, посвященные имитационному моделированию, в основном связаны с: исследованием столкновения самолета с крупными объектами [5], например, землей или другими самолетами; обтеканием самолета воздушными потоками [6, 7]. Это связано с тем, что отрыв элементов обшивки самолета происходит гораздо реже, чем влияние человеческого фактора (ошибка пилотов, террористы, неполный или плохой ремонт самолета). Но последствия изменения целостности элементов обшивки самолета в полете могут быть не менее катастрофическими. Ряд работ посвящен физическому моделированию и предсказанию развития трещин в обшивке самолета [8, 9] и его ключевых элементах [10, 11], разработке новых более стойких к повреждениям материалов [12 – 14]. Влияние всех этих факторов по отдельности и их комбинаций очень сильно сказывается на безопасности полета. Поэтому проблема надежности конструкции и работоспособности всех систем является весьма актуальной.

Постановка задачи

В авиационной технике широко используются заклепочные соединения. В конструкциях самолетов из алюминиевых сплавов, заклепочные соединения составляют около 60 % от общего числа соединений [15]. В самолетах, изготавливаемых из титановых и стальных сплавов, более широко применяются сварные соединения. Выбор вида соединения определяется назначением и условием работы агрегата или узла, нагрузками, действующими на конструкцию и применяемыми материалами. Исследования прочности и надежности заклепочных соединений элементов обшивки самолетов крайне

ограничены. Работы других авторов, в основном, сосредоточены на исследовании развития трещин, поэтому необходимо дополнительно проанализировать поведение элементов обшивки самолета при нарушении целостности заклепочного шва.

Необходимо определить напряженно-деформированное состояние пластины при разрушениях заклепок в разных местах элемента обшивки. Подобные исследования можно провести с помощью имитационного моделирования. Целью данной работы является проведение геометрического (создание трехмерной модели) и имитационного (исследование объекта по его модели) моделирования для определения векторных полей скорости воздушного потока, которые позволяют определить напряженно-деформированное состояние элемента обшивки самолета в условиях динамических возмущений, в качестве динамических возмущений было выбрано нагружение от воздушного потока со скоростью 20 м/с (турбулентность $\pm 5\%$).

Геометрическое и имитационное моделирование

В настоящее время особое внимание уделяется увеличению ресурса самолета и его системы. Ресурс пассажирского самолета должен быть увеличен с 30 тыс. до 40-60 тыс. человек. Установлено, что продолжительность безаварийной эксплуатации самолета, его надежность зависят в первую очередь от его возможности противостоять усталостным разрушениям. Опыт показал, что 75 – 80 % всех усталостных разрушений самолета происходит в местах соединения элементов конструкции. Отсюда очевидна необходимость увеличения ресурса заклепочных соединений. Это относится в первую очередь к швам со скрытыми заклепками, основным недостатком которых является низкое сопротивление усталости при работе на повторные и циклические нагрузки. В результате, в зоне концентрации нагрузки часто возникают трещины [15].

Создание авиационной техники самого высокого уровня сегодня немислимо без проведения всесторонних исследований, направленных на улучшение как летно-технических, так и экономических характеристик разрабатываемых объектов. Опыт разработки летательных аппаратов показал, что создание серьезной конкурентоспособной техники связано с моделированием: взаимодействия летательных аппаратов с набегающим потоком; работы воздушного винта и реактивной струи и их взаимодействия с элементами самолета; поведения аппарата на критических режимах; моделированием и анализом особенностей обтекания десятков, а то и сотен, и тысяч вариантов аэродинамической компоновки.

Известно [16], что моделирование – это исследование явлений, процессов, объектов или систем объектов путем построения и изучения их

моделей; использование моделей для определения или уточнения характеристик и рационализации способов построения ранее сконструированных объектов. Необходимость моделирования при создании новых образцов авиационной техники и выяснении их эксплуатационных возможностей определяется не только относительно высокой стоимостью этих образцов, но, зачастую, и физической невозможностью воспроизведения реальных условий их работы при испытаниях. В связи с широким кругом задач, которые приходится решать при создании любого летательного аппарата и других образцов авиационной техники (аэродинамики летательного аппарата и его отдельных частей, динамики полета, функционирование бортового оборудования и других задач) в каждой области используются свои характерные методы и средства моделирования [16].

Аналитическое исследование объектов высокой сложности часто невозможно по ряду причин: аналитические методы расчета крайне сложны и приходится вводить ряд упрощений, которые сказываются на конечном результате; значительное удаление, что затрудняет его натурное исследование; невозможность воспроизвести реальные внешние условия в полном масштабе и так далее.

В решении этой проблемы могут помочь численные методы, в частности, метод конечных элементов. Существует великое множество программ-

ных комплексов конечно-элементного моделирования, которые позволяют воспроизводить (имитировать) различные внешние воздействия на объекты любой сложности. При помощи имитационного моделирования проводится исследование геометрической модели объекта с сохранением основных его свойств. В свою очередь, имитационное моделирование – это разработка компьютерных моделей и постановка экспериментов на них с помощью специализированных программных комплексов.

Элемент обшивки самолёта (рис. 1) состоит из пластины и заклёпок. Их геометрические модели были созданы в программной среде CAD-системы SolidWorks (рис. 2).

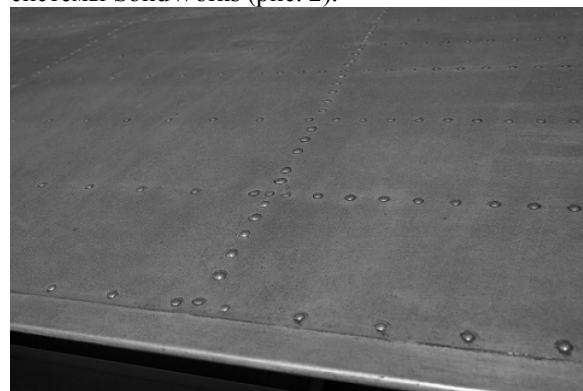


Рис. 1. Элемент обшивки самолёта с заклёпками

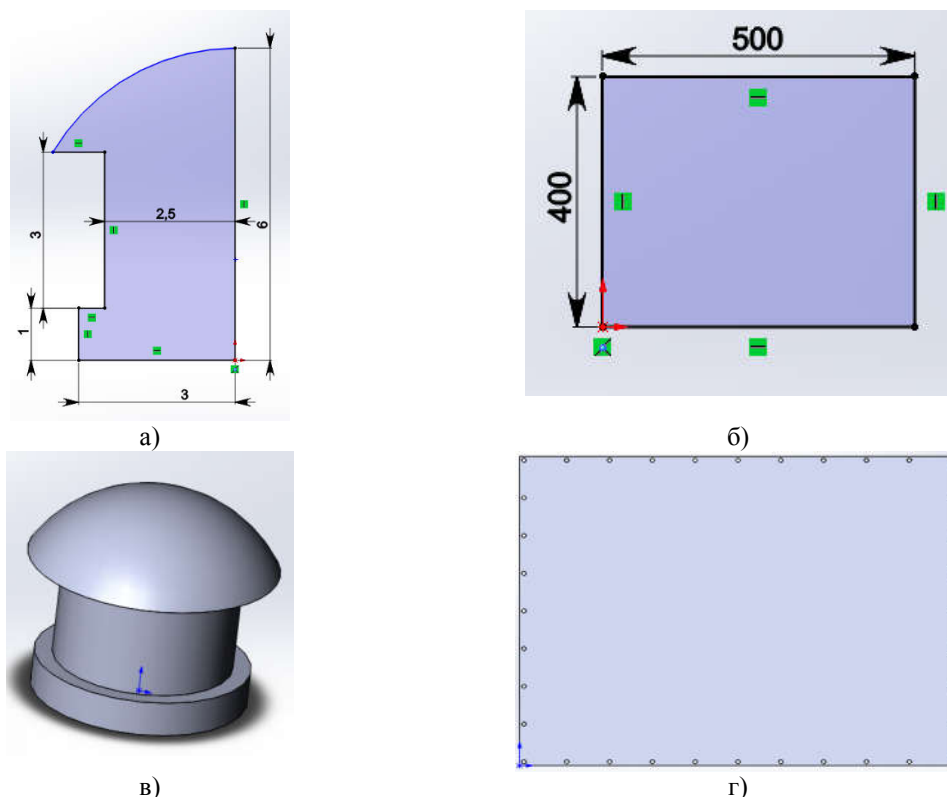


Рис. 2. Геометрическое моделирование: а) эскиз заклёпки; б) эскиз элемента обшивки самолета; в) трехмерная модель заклёпки; г) трехмерная модель элемента обшивки самолета

Модель елемента обшивки самолета представляет собой пластину прямоугольной формы (500 мм x 400 мм) с вырезанными отверстиями под заклепки: 11 по длинной стороне и 9 по короткой стороне пластины. Модель заклепки сделана с расплюснутым концом для сдерживания движения элемента обшивки самолета вдоль оси заклепки при имитационном моделировании.

Для проведения имитационного моделирования обтекания элемента обшивки воздушными потоками необходимо создать модель воздушной области. Геометрическая модель воздушного пространства представляет собой параллелепипед, из которого была вырезана модель элемента обшивки (рис. 3).

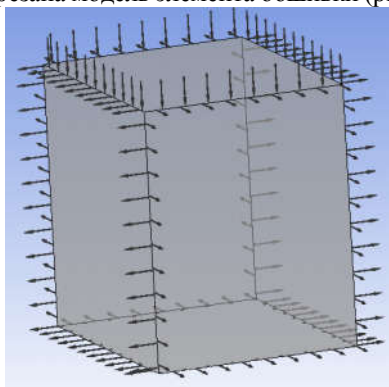


Рис. 3. Расчетная модель воздушного пространства

Имитационное моделирование проведено в программном комплексе ANSYS при помощи модуля ANSYS CFX. В качестве динамических возмущений была выбрана нагрузка от воздушного потока со скоростью 20 м/с (турбулентность $\pm 5\%$). Рассмотрен наихудший случай воздействия воздушного потока на обшивку самолета – элемент обшивки и входной вектор воздушного пото-

ка ортогональны, т.е. на пластину приходится вся нагрузка от ветра. В дальнейших работах будут рассмотрены случаи (более приближены к реальности) воздействия воздушного потока на элементы обшивки самолета по касательной. В результате имитационного моделирования были построены диаграммы контурного поля давления (рис. 4, а) и векторного поля скорости воздушных потоков (рис. 4, б). Из диаграммы контурного поля давления (рис. 4, а) видно качественное и количественное распределение давления по обшивке самолета, так давление меняется в пределах от -179 Па до 255 Па, что, в свою очередь, отвечает изменению цвета от синего к красному соответственно. Для дальнейшего статического анализа было использовано максимальное давление на элемент обшивки самолета. Из диаграммы векторного поля скорости воздушных потоков (рис. 4, б) видно, что при столкновении воздушных потоков с пластиной их скорость уменьшается до 1,8 м/с и постепенно увеличивается при приближении к краям пластины. Максимальная скорость воздушных потоков 22 м/с наблюдается при столкновении воздушных потоков с головкой заклепки.

Статический анализ был выполнен при повреждениях (в том числе многоочаговых), которые привели к выпадению разных заклепок, а именно: элемент обшивки без повреждений (эталон), разрушена одна заклепка по середине верхнего ряда заклепочного шва, разрушена одна заклепка по середине в верхнем ряду заклепок, разрушено две заклепки по середине в верхнем ряду заклепок, разрушено три заклепки по середине в верхнем ряду заклепок, разрушена одна заклепка в верхнем левом углу.

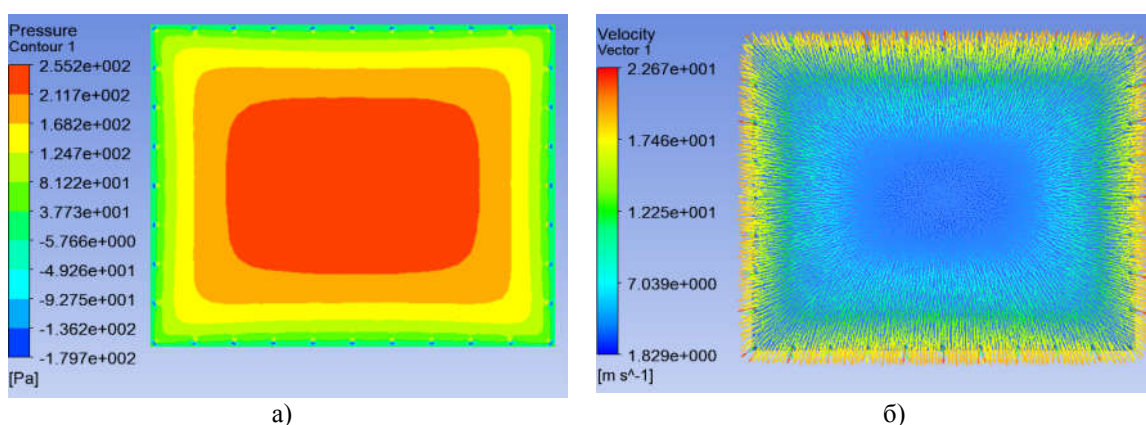


Рис. 4. Результаты имитационного моделирования: а) контурное поле давления; б) векторное поле скорости воздушных потоков

Для дальнейшего анализа были построены эпюры: деформации, перемещения и напряжения (рис. 5). Проанализировав эпюры напряжений и деформаций, можно сделать вывод, что при мно-

гоочаговом разрушении заклепок увеличивается зона распределения напряжений и деформаций со стороны соседних заклепок. Такая картина повторяется для каждого случая разрушения.

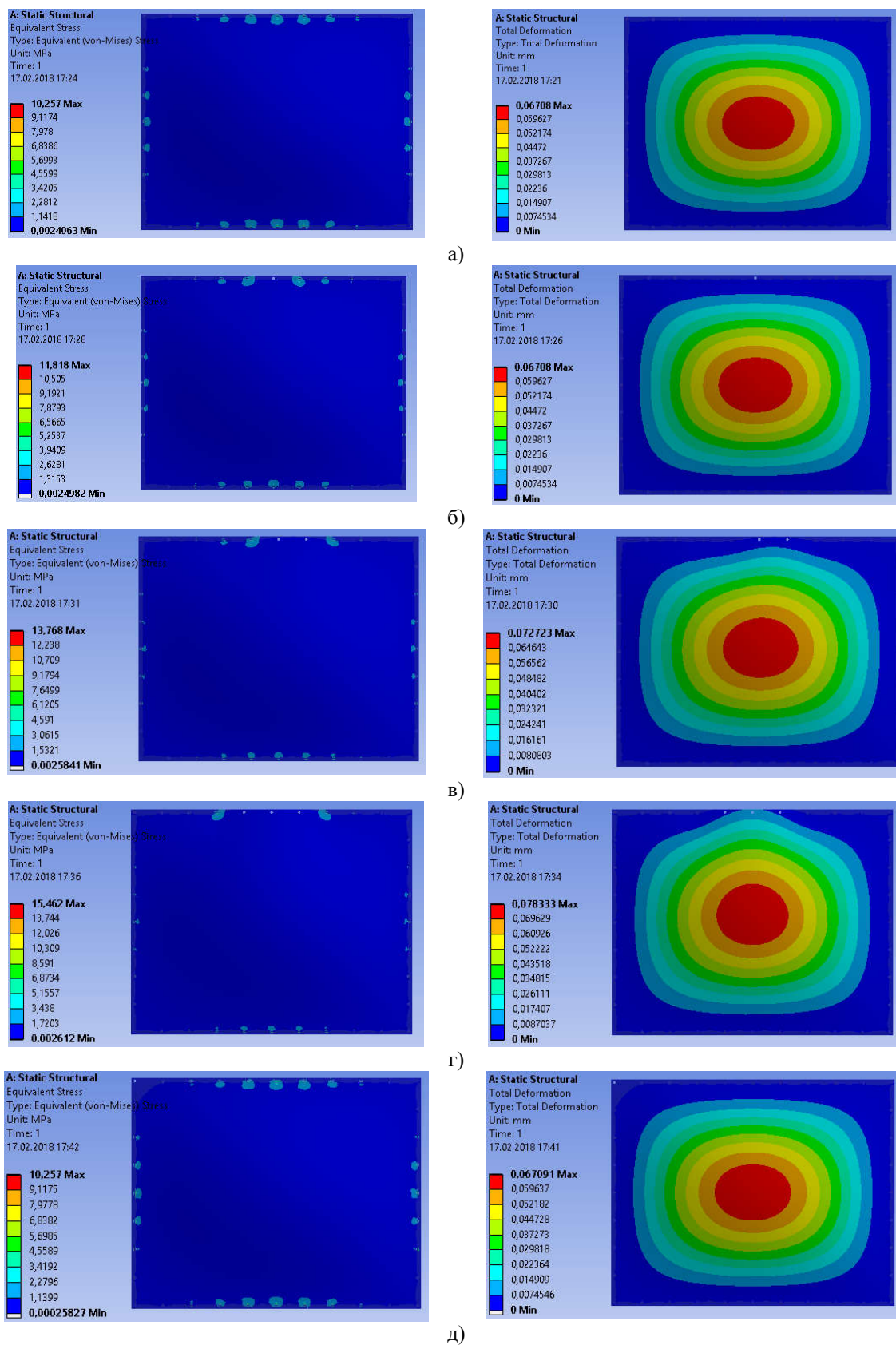


Рис. 5. Епюры деформаций: а) элемент обшивки без повреждений; б) разрушено одну заклепку по середине в верхнем ряду; в) разрушено две заклепки по середине в верхнем ряду заклепок; г) разрушено три заклепки по середине в верхнем ряду заклепок; д) разрушено верхнюю левую заклёпку

Зоны напряжений и деформаций увеличиваются при разрушении каждой последующей заклепки. Максимальные перемещения пластины под действием ветрового давления сосредоточены в центре пластины. Эпюра перемещений меняется значительным образом, начиная со случая разрушения двух соседних заклепок в центре верхнего ряда.

При разрушении верхней левой заклепки общая картина распределения зон напряжений, деформаций и перемещений практически не меняется, поэтому данное повреждение не несёт за собой скоротечных тяжёлых последствий в случае рассмотрения одного элемента обшивки самолета. С другой стороны, при наличии соединения нескольких элементов обшивки, отсутствие этой заклепки может привести к отрыву нескольких пластин от каркаса самолета. Именно поэтому в дальнейших работах необходимо более детально исследовать этот случай. Также в дальнейших работах будет проведено имитационное моделирование разрушения элемента обшивки самолета при наличии разрушенных заклепок для одной и нескольких (в сборке) пластин.

На рис. 6 изображено изменения напряжений на заклепке при наличии и отсутствии соседней заклепки.

Рис. 5 и рис. 6 показывают, что максимальное напряжение на заклепке выросло почти на 16 % при разрушении соседней заклепки. Такая же картина (рост напряжений) наблюдается при многоочаговом повреждении (одновременное разрушение нескольких заклепок).

Выводы

В данной работе с помощью программного обеспечения SolidWorks была построена трёхмерная модель элемента обшивки самолёта с заклепочными швами. Для определения векторных полей скорости воздушного потока и его давления в программном комплексе ANSYS проведено имитационное моделирование ветровой нагрузки на элемент конструкции с использованием его построенной геометрической модели. Анализ полученных результатов позволил определить напряженно-деформированное состояние элемента обшивки самолета при наличии многоочагового повреждения заклепочных швов.

Показано, что отсутствие одной заклепки в центре горизонтального верхнего шва не приводит к изменению напряженно-деформированного состояния всей пластины, но напряжения на соседние с ней заклепки возрастает почти на 16 %. Показано, что при отсутствии одной заклепки с левого края незначительно изменяется распределение напряжений и перемещений пластины.

Литература

1. Список авиационных катастроф в гражданской авиации. URL:

https://ru.wikipedia.org/wiki/Список_авиационных_катастроф_в_гражданской_авиации. Дата обращения: Фев. 9, 2018.

2. Проверка самолета перед полетом. URL: <http://avia.pro/blog/proverka-samoleta-pered-poletom> <http://avia.pro/blog/proverka-samoleta-pered-poletom>. Дата обращения: Фев. 9, 2018.
3. List of aircraft structural failures. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_aircraft_structural_failures. Дата обращения: Фев. 9, 2018.
4. Авиационные происшествия. URL: <https://www.avianews.com/incidents>. Дата обращения: Фев. 9, 2018.
5. C. Zhang, W. Binienda, F. Horvat, W. Wang “Application of Numerical Methods for Crashworthiness Investigation of a Large Aircraft Wing Impact with a Tree”, *Mathematical and Computational Forestry & Natural Resource Sciences*, vol. 5, no. 1, pp. 71-85, Mar. 2013.
6. O. Diaconescu, “Study of the air flows around an airplane”, *Journal of Industrial Design and Engineering Graphics*, vol. 8, no. 1, pp. 21-24, June 2013.
7. N.L. Maričić, “Numerical estimation of aircrafts’ unsteady lateral-directional stability derivatives”, *Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 33, no. 4, pp. 311-337, 2006. DOI: <https://doi.org/10.2298/TAM0604311M>.
8. S. Raffaele, A. Enrico, L. Pasqualedi, C. Roberto, “Crack Growth Behavior of Welded Stiffened Panel”, *Procedia Engineering*, vol. 109, pp. 473-483, 2015. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.06.251>.
9. A. Bergara, J.I. Dorado, A. Martin-Meizoso, J.M. Martínez-Esnaola “Fatigue crack propagation in complex stress fields: Experiments and numerical simulations using the Extended Finite Element Method (XFEM)”, *International Journal of Fatigue*, vol. 103, pp. 112-121, Oct. 2017. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2017.05.026>.
10. A. Saxena, K. Goebel, D. Simon, N. Eklund, “Damage Propagation Modeling for Aircraft Engine Run-to-Failure Simulation”, *International Conference on Prognostics and Health*. URL: <https://ti.arc.nasa.gov/publications/154/download/>. Дата обращения: Фев. 9, 2018.
11. T. Sadowski, P. Golewski, “Cracks path growth in turbine blades with TBC under thermo – mechanical cyclic loadings”, *Frattura ed Integrità Strutturale*, vol. 10, no. 35, pp. 492-499, 2016. DOI: <https://doi.org/10.3221/IGF-ESIS.35.55>.
12. M. Periasamy, B. Manickam, K. Hariharasubramanian, “Impact properties of aluminium - glass fiber reinforced plastics sandwich panels”, *Materials Research*, vol. 15, no. 3, pp. 347-354, 2012.
13. A. Fedotov, A. Tsypenko, “Analytical model of damaged aircraft skin bonded repairs assuming

- the material properties degradation”, *Naučnyj Vestnik MG TU GA*, vol. 19, no. 6, pp. 118-126, 2016.
14. “Fracture and strain rate behavior of airplane fuselage materials under blast loading”, *ICEM 14 – 14th International Conference on Experimental Mechanics*, 10 June 2010, 42017. DOI: <https://doi.org/10.1051/epjconf/20100642017>.
15. Войт Е. С., Ендогур А. И., Мелик-Саркисян З. А. *Проектирование конструкций самолетов*. Москва: Машиностроение, 1987.
16. Моделирование как метод исследования новой авиатехники. URL: http://www.aviajournal.com/arhiv/1999/499/st2_499.html. Дата обращения: Фев. 9, 2018.

УДК 004.925.8:519.876.5

С. О. Цибульник, Б. О. Охота

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна

ІМІТАЦІЙНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЕЛЕМЕНТА ОБШИВКИ ЛІТАКА ПРИ БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ ПОШКОДЖЕННІ

Помилки в проекті, неправильне обслуговування, втома елементів конструкції та інші фактори призводять до руйнування елементів обшивки літака в польоті, що тягне за собою значні матеріальні збитки та жертви серед людей. Аналіз великої кількості аварій показав, що основні причини катастроф це: помилки пілотів, терористи, втома матеріалів конструкції і (рідше) руйнування кріпильних елементів. Імітаційне моделювання в основному зосереджено на зіткненнях літака з великим об'єктом (наприклад, землею або іншим літаком). Тому метою даної роботи є дослідження напружено-деформованого стану елемента обшивки літака при наявності дефектів кріплення. У даній роботі за допомогою програмного забезпечення SolidWorks була побудована тривимірна модель елемента обшивки літака з заклепками. Для визначення векторних полів швидкості повітряного потоку і його тиску в програмному комплексі ANSYS проведено імітаційне моделювання вітрового навантаження на елемент конструкції з використаними його побудованою геометричній моделі. Аналіз отриманих результатів дозволив визначити напружено-деформований стан елемента обшивки літака при наявності багатоосередкового пошкодження клепаних швів. Показано, що відсутність однієї заклепки в центрі горизонтального верхнього шва не призводить до зміни напружено-деформованого стану всієї пластини, але напруження на сусідні з нею заклепки зростає майже на 16 %. Така ж картина (зростання напружень) спостерігається при багатоосередковому пошкодженні (одночасне руйнування декількох заклепок). Показано, що при відсутності однієї заклепки з лівого краю незначним чином змінюється розподіл напружень і переміщень пластини.

Ключові слова: імітаційне моделювання, ANSYS, заклепкове з'єднання, багатоосередкове пошкодження.

S. Tsybulnyk, B. Okhota

National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, Ukraine

SIMULATION OF THE AIRPLANE'S PLATING ELEMENT WITH MULTI-SITE DAMAGE

Background. Errors in the design, improper maintenance, structural fatigue, and other factors lead to the destruction of airplane's elements in the flight, which entails significant economic losses and human casualties. Analysis of the large number of accidents showed that the main causes of the disasters are: pilot errors, terrorists, fatigue of construction materials and (less) damage of fasteners. Simulation is mainly focused on collisions of an aircraft with a large object (for example, land or other aircraft).

Objective. The purpose of this work is to study the stress-strain state of the airplane's plating element in the presence of mounting defects. In this paper, with the help of SolidWorks software, a three-dimensional model of the airplane's plating element with rivets was constructed.

Results. To determine the vector fields of air flow velocity and its pressure in the ANSYS software, simulation of the wind load on the airplane's plating element was carried out using its constructed geometric model. Static analysis was performed in case of damage (including multi-site), which led to the loss of different rivets: the plating element without damage (standard), one rivet was destroyed in the middle of the upper row of the riveted seam, one rivet was destroyed in the middle of the upper row of rivets, two rivets were destroyed in the middle of the upper row of rivets, three rivets were destroyed in the middle of the upper row of rivets, one rivet in the upper left corner was destroyed.

Conclusions. The analysis of the results allowed to determine the stress-strain state of the airplane's plating element in the presence of multi-site damage of riveted joints. It is shown, that the absence of a single rivet in the center of the horizontal upper seam does not lead to a change in the stress-strain state of the entire plate, but the stress of the neighboring rivets increased by almost 16 %. The same pattern (stress increasing) is observed during multi-site damage of the airplane's plating element (simultaneous destruction of several rivets). It is shown, that in the absence

of one rivet on the left edge, the distribution of stresses and displacements of the plate changes insignificantly.

Keywords: simulation, ANSYS, rivet, multi-site damage.

Надійшла до редакції
27 березня 2018 року

Рецензовано
16 квітня 2018 року

УДК 621:535-1

АЛГОРИТМ РАСПОЗНАВАНИЯ ЧЕЛОВЕКА ПО ТЕРМОГРАФИЧЕСКОМУ ИЗОБРАЖЕНИЮ

Стадничук В. С., Колобродов В. Г., Кондратенко Д. Ю.

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского», Киев, Украина

E-mail: thermo@ukr.net

Представлен подход к исследованию термографических изображений, распознаванию человека для задач интеллектуального видеонаблюдения, медицинских, охранных, картографических целей. Предложен алгоритм автоматического выделения (распознавания) лица и определения температуры человека в инфракрасном (ИК) спектре излучения, приведены результаты его работы и проведен анализ эффективности. Анализ показал высокую эффективность работы алгоритма – 90 % успешно распознанных изображений.

Ключевые слова: тепловизор, распознавание образов; совмещение изображений.

Вступление

В нынешнее время для широкого круга задач, таких как видеонаблюдение, медицина, охрана, картографирование, применяются приборы, работающие в ИК-области спектра, а также методы и способы обработки таких изображений. Для имплементации термографических изображений применяются специальные тепловизионные камеры (тепловизоры или термографы). По сравнению с видеокамерами, работающими в видимом диапазоне, они обладают такими преимуществами:

- отсутствие чувствительности к внешнему освещению и способность работать в условиях полной темноты;
- возможность дать приемлемое для опознавания изображение при значительном удалении системы от человека;
- отсутствие чувствительности к внешней маскировке (например, элементам макияжа).

Данные особенные черты дают возможность использовать термографию в случаях, когда использование обычных видеокамер не рационально, недостаточно для реализации поставленных целей [1, 2].

Работы по распознаванию лиц, определению температуры в ИК-диапазоне, активно проводятся, совершенствуются последние 10 лет [2] и решаются при помощи высокочувствительных видеокамер, которые работают в ИК-диапазоне. Возможность использовать тепловизионные (термографи-

ческие) камеры для данного рода исследований появилась относительно недавно.

Информационными признаками в термографии являются подкожные рисунки артерий и вен, которые являются уникальными и неизменными для каждого человека, поскольку сосудистый рисунок не зависит от температуры лица, пластических операций, фактора старения человека, как и отпечаток пальца [3, 4].

Сейчас существует небольшое количество алгоритмов опознания человека на изображении и определения его температуры [4]. К их недостаткам можно отнести: сложность реализации, большое время обработки. Исходя из этого, в рамках данного исследования был разработан и отлажен алгоритм распознавания температуры человека по комбинации термографического изображения и изображения в видимом диапазоне. При этом были опробованы разные алгоритмы наложения двух изображений и выбран оптимальный.

Алгоритм поиска лица на термографических изображениях

Проведено исследование физиологических особенностей лица человека с целью выделения универсальной и стабильной температурной области, которую можно использовать как область привязки при выделении области лица.

В результате исследования было выяснено, что внутренний уголок глаза здорового человека