

Определение остаточной прочности трехстрингерной клепаной панели с поперечной центральной трещиной в обшивке и разрушенным стрингером методом конечных элементов с помощью BK MSC.Marc

ГП «Антонов»

Представлены результаты исследования остаточной прочности трехстрингерной клепаной панели с поперечной центральной трещиной в обшивке под разрушенным стрингером. Выполнена верификация результатов расчета, полученных методом конечных элементов с помощью программы MSC.Marc, на основе экспериментальных данных и аналитических расчетов.

Ключевые слова: прочность, стрингер, трещина, панель, метод конечных элементов.

Введение

Алюминиевые сплавы широко применяются в аэрокосмической промышленности благодаря их высокой удельной прочности и жесткости и относительно низкой стоимости. Безопасность длительной эксплуатации в течение проектного ресурса авиационных конструкций из алюминиевых сплавов в настоящее время достигается применением принципов обеспечения безопасного ресурса и эксплуатационной живучести. Безопасный ресурс конструктивного элемента обеспечивается введением ограничения на наработку в эксплуатации. Эксплуатационная живучесть обеспечивается исходя из принципов безопасности разрушения и допустимости повреждений. Обеспечение приемлемых характеристик живучести при проектировании конструкции связано с оценкой допустимых размеров разрушений (трещин от производственных дефектов, случайных и коррозионных повреждений в эксплуатации) и длительности их развития [1], что связано со свойствами применяемого материала или полуфабриката. Оценка допустимых размеров разрушения и длительности их развития выполняется расчетными и экспериментальными методами.

В последнее время широкое распространение получил метод конечных элементов (МКЭ), который позволяет выполнить оценку остаточной прочности конструкции с дефектами различной конфигурации и оценить наиболее критичное его расположение, при минимальных затратах времени и материальных ресурсов. Здесь и далее под остаточной прочностью конструкции подразумевается несущая способность конструкции с дефектом типа трещины. Но на начальном этапе применения метода, стоит задача его верификации с помощью проверенных расчетных методов и экспериментальных данных.

Типовые дефекты и их размеры, для которых обеспечивается остаточная прочность конструкции, регламентированы нормами летной годности. Так, согласно требованию норм летной годности АП-25, пункт 25.571(b), оценка остаточной прочности оболочки фюзеляжа должна показать, что обшивка с типовым дефектом типа двухпролетной трещины в поперечном направлении с разрушенным стрингером способна воспринимать эксплуатационные нагрузки без разрушений.

Целью данной работы является отработка методики оценки на стадии проектирования остаточной прочности панели фюзеляжа с двухпролетной трещиной в поперечном направлении с разрушенным стрингером методом конечных элементов с помощью программного комплекса MSC.Marc – Mentat. Выполнена верификация полученного решения МКЭ путем сравнения численных результатов с экспериментом и аналитическим решением, полученным с помощью методов линейной механики разрушения.

Определение остаточной прочности конструкции методами линейной механики разрушения

Оценка остаточной прочности методами линейной механики разрушения базируется на определении остаточной прочности составных элементов подкрепленной конструкций в процессе последовательного их разрушения под действием статической нагрузки. С увеличением нагрузки составные элементы конструкции (обшивка, стрингера, крепеж) разрушаются последовательно по мере достижения в них разрушающих напряжений. Полное разрушение каждого элемента вызывает перераспределение нагрузки между оставшимися элементами.

Последовательность разрушения конструкции определяется величиной повреждений ее силовых элементов и характером распределения потоков усилий между ними. Так как остаточная прочность составной конструкции зависит не только от суммарной величины повреждений элементов, но и от последовательности их разрушения, то зависимость остаточной прочности от относительной площади повреждения таких конструкций неоднозначна. С изменением последовательности разрушения элементов изменяется и остаточная прочность конструкции.

При заданном повреждении конструкции все ее элементы разделяются на две группы. К первой группе относят те поврежденные элементы, разрушение которых не оказывает влияния на остаточную прочность, то есть они разрушаются при нагрузке ниже критической. Элементы второй группы определяют остаточную прочность конструкции, разрушение любого элемента из этой группы вызывает лом всей конструкции. Элемент второй группы, который первым разрушается при возрастании нагрузки, является критическим. Разбиение на группы и определение критического элемента производится следующим образом [2, 3]:

- выполняется расчет напряженного состояния составной конструкции с повреждением и анализируется перераспределение напряжений в процессе заданной последовательности разрушения элементов с целью определения наиболее нагруженных элементов конструкции;
- определяются величины повреждения каждого элемента (для многоочаговых повреждений);
- строятся кривые остаточной прочности каждого из поврежденных элементов;
- устанавливается последовательность разрушения составных элементов конструкции на основании данных о размерах повреждений, напряженного состояния и кривых остаточной прочности;
- строится зависимость остаточной прочности конструкции от величины повреждения.

С помощью данной методики выполнена оценка остаточной прочности трехстрингерной панели оболочки фюзеляжа самолета с разрушенным центральным стрингером и трещиной под ним начальной длины $2l=100$ мм. Эскиз панели показан на рис. 1. Материал панели – сплав Д16Т.

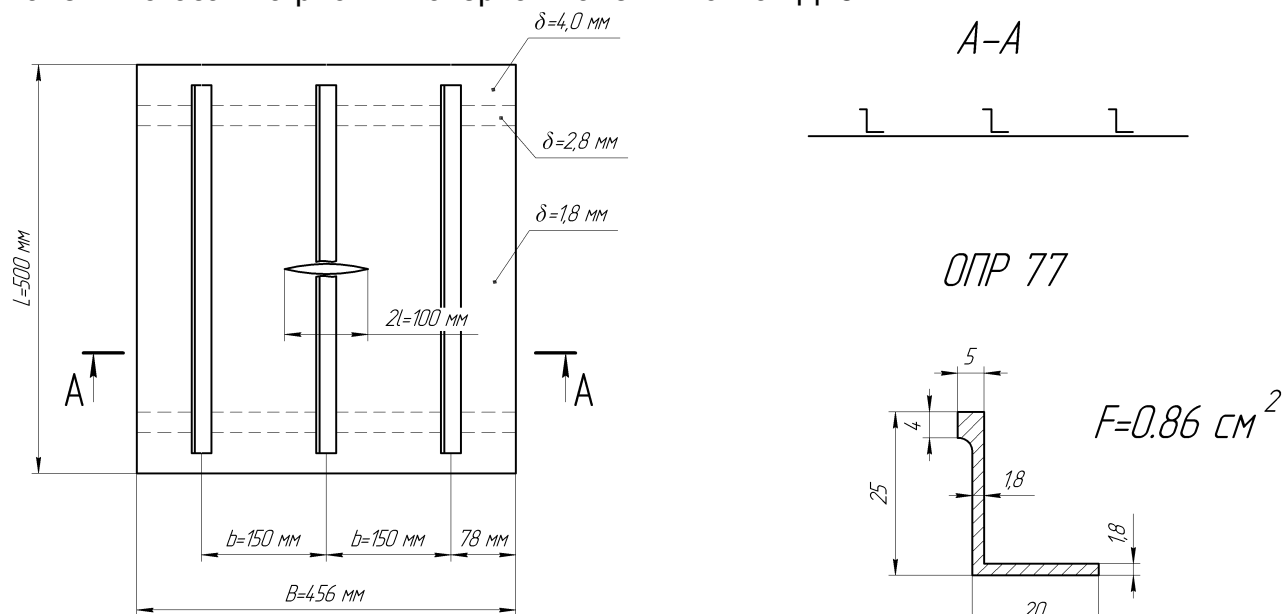


Рис. 1. Конструктивная схема клепаной панели с центральной трещиной под разрушенным стрингером

Все элементы рассматриваемой панели относятся ко второй группе, то есть разрушение обшивки, при достижении трещиной критической длины, или разрушение окантовывающего стрингера приведет к разрушению панели. Предварительный статический расчет панели не выполнялся, так как пути передачи нагрузки в случае роста трещины в обшивке очевидны: происходит догрузка окантовывающих стрингеров до тех пор, пока они не разрушатся.

Рассматривается только повреждение обшивки – трещина длиной $2l=100$ мм под разрушенным центральным стрингером.

Кривая остаточной прочности обшивки в системе подкрепленной панели определяется на основе пересчета кривой остаточной прочности неподкрепленного листа, по формуле [2, 3]:

$$\sigma_{обш} = \frac{K_C}{c\sqrt{\pi \cdot l_c}}$$

где $K_C = \gamma \cdot K_{IC}$ – вязкость разрушения обшивки ($K_{IC}=104.35$ МПа);

$\gamma = 1..1,2$ – безразмерный коэффициент, зависящий от материала (принято $\gamma=1$);

l_c – полудлина трещины;

c – экспериментальный коэффициент изменения напряжений в обшивке.

Графики для определения коэффициента c приведены в работе [3], материал обшивки считается упруго-пластичным.

Кривая остаточной прочности стрингера в системе подкрепленной панели описывается следующей формулой [2, 3]:

$$\sigma_{стр} = \frac{\alpha \cdot \sigma_{\epsilon_стр}}{\beta}$$

где $\sigma_{\epsilon_стр}=415$ МПа – предел прочности материала стрингера;

$\alpha = 0,9$ – коэффициент чувствительности материала к концентрации напряжений при статическом нагружении;

β – экспериментальный коэффициент увеличения напряжений в стрингере, определяемый по графикам, приведенным в работе [3].

Остаточную прочность трехстрингерной панели можно определить по следующей формуле:

$$P_{кр} = \sigma_{стр} \cdot n \cdot F_{стр} + \sigma_{обш} \cdot (B_{панели} - 2 \cdot l) \cdot \delta_{обш}$$

где n – количество стрингеров в расчетной панели,

$B_{панели}$ – ширина расчетной панели,

$2l$ – текущая длина трещины,

$\sigma_{стр}$, $\sigma_{обш}$ – напряжения, которые определены из графиков остаточной прочности.

График остаточной прочности панели фюзеляжа приведен на рис. 2.

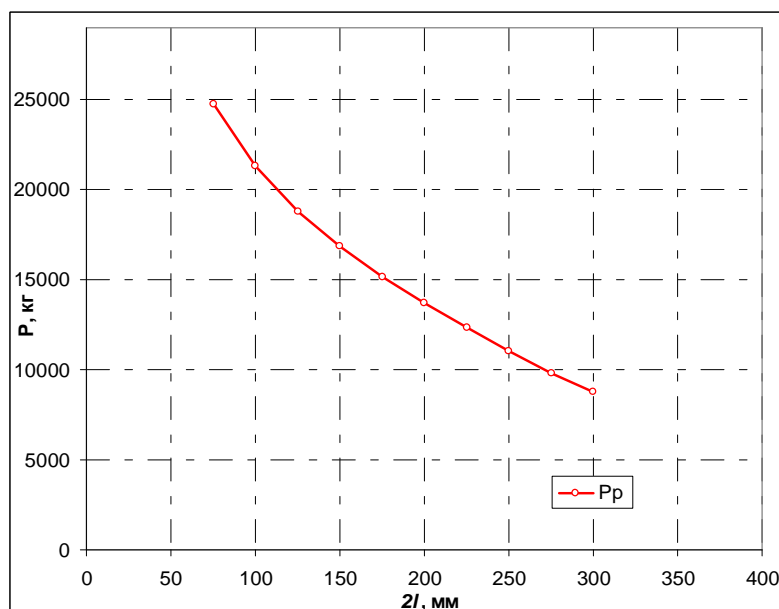


Рис. 2. Кривая зависимости остаточной прочности панели от длины трещины полученная методами ЛМР.

Определение остаточной прочности трехстрингерной панели экспериментальным путем

В лаборатории прочностных испытаний ГП «Антонов» проводились испытания панелей фюзеляжа самолета с поперечной трещиной $2l=100$ мм в обшивке и разрушенным стрингером на остаточную прочность. Общий вид образца для испытаний показан на рис. 3.

Под центральным стрингером выполнен сквозной надрез в обшивке и от него выращена трещина ($2l=100$ мм) рис. 4.

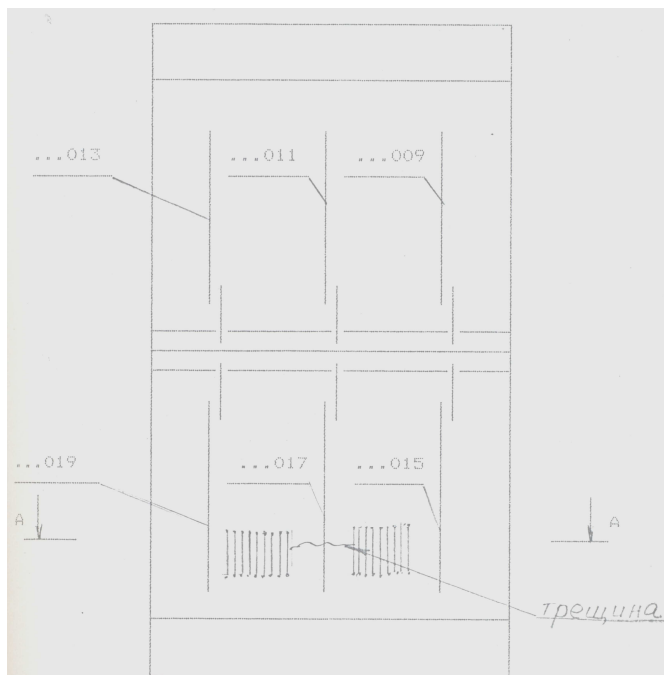


Рис. 3. Схема расположения трещины и сигнализаторов разрушения на образце для испытаний

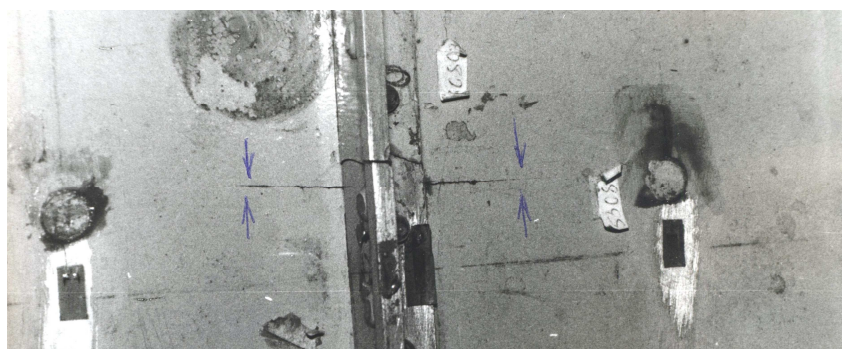


Рис. 4. Трещина от надреза $2l = 100$ мм. Вид изнутри

На образце поперек фронта распространения трещины были наклеены сигнализаторы разрушения с шагом ~ 10 мм, так чтобы заполнить равномерно пространство между вершиной трещины и окантовывающим стрингером. Количество сигнализаторов с каждой стороны 10 шт. Схема наклейки сигнализаторов показана на рис.5.

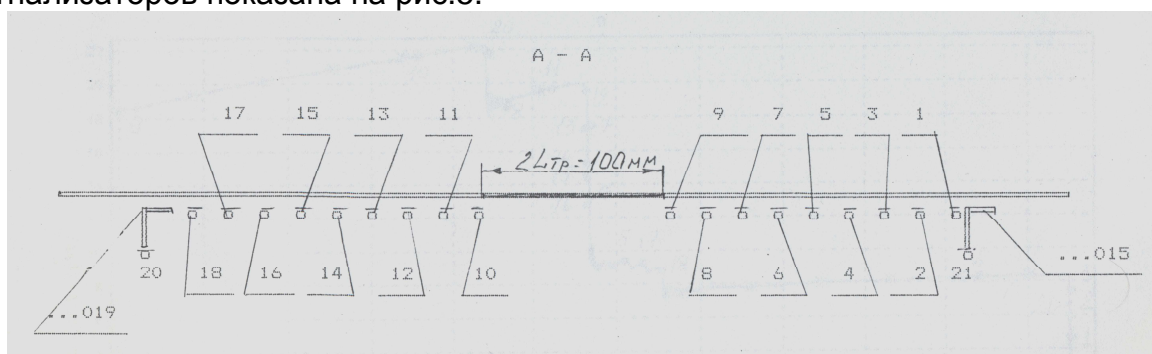


Рис. 5. Схема расположения сигнализаторов разрушения

Статическая нагрузка прикладывалась к торцам панели в плоскости центров тяжести сечения панели. Нагружение осуществлялось плавно возрастающей силой по линейному закону. В процессе нагружения проводилась тензометрия для контроля равномерности нагружения образца и определения напряженного состояния. Разность в показаниях тензорезисторов, контролирующих равномерность нагружения по сечениям, не превышала 5%. Разрушение образца произошло в момент достижения нагрузки $R_{кр}=22280$ кг. График срабатывания сигнализаторов разрушения типового образца и общий вид разрушения показан на рис.6.

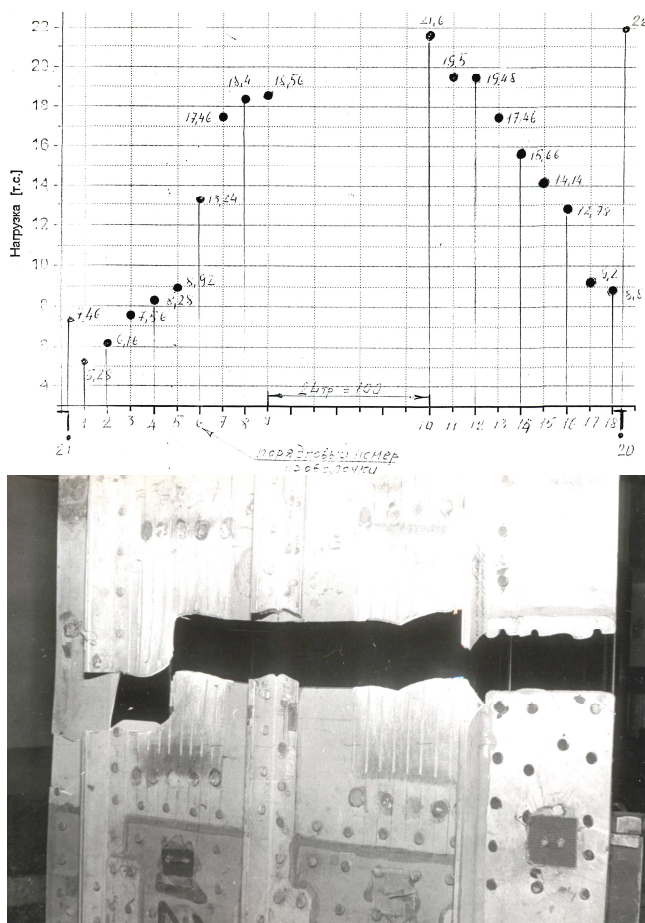


Рис. 6. График срабатывания сигнализаторов и общий вид разрушения панели
 $R_p = 22280$ кг

Определение остаточной прочности методом конечных элементов

Основу линейной механики разрушения составляет критерий разрушения, предложенный А. Гриффитсом: трещина распространяется под действием приложенной нагрузки только тогда, когда общая энергия системы при этом уменьшается. Гриффитс полагал, что движущей силой роста трещины является разница между высвобождаемой энергией и энергией, требуемой для образования новых поверхностей. Интенсивность высвобождения энергии деформирования [4]:

$$G = - \frac{d\Pi}{dl}$$

где Π – энергия деформации; l – длина трещины. Рост трещины начинается, если интенсивность высвобождения энергии деформации достигает критического значения:

$$G = G_c$$

где G_c – вязкость разрушения материала.

Критическое значение интенсивности высвобождения энергии - это работа, необходимая для «закрытия» трещины и равняется удельной поверхностной энергии образования новых поверхностей. Для плоского напряженного состояния (для 1-й моды трещины) G_c численно равна:

$$G_I = \frac{K_I^2}{E}$$

где K_I – коэффициент интенсивности напряжений [4].

Анализ прочности тел с трещинами и прогнозирование роста трещин методом конечных элементов в MSC.Marc основан на вычислении интенсивности высвобождения энергии деформирования. Для вычисления интенсивности высвобождения энергии используется техника виртуального закрытия трещины (VCCT) [5].

Рассмотрим простейшую конечно-элементную модель, показанную на рис.7.

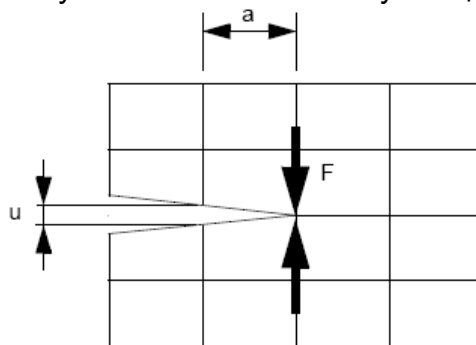


Рис. 7. КЭМ тела с трещиной

Для определения интенсивности высвобождения энергии используются только узловые усилия в вершине трещины и раскрытие узлов, ближайших к вершине трещины [5]:

$$G_I = -\frac{F_y u_y}{2a}$$

Перемещения и реакции вычисляются в местной системе координат у вершины трещины. Критерием продвижения трещины и перестройки сетки элементов является превышение текущего значения G_I вязкости разрушения материала G_c .

Конечно-элементная модель расчетной панели фюзеляжа создавалась с помощью препроцессора Mentat и показана на рис. 8.

Обшивка и стрингера заданы четырехузловыми элементами тип 75 (билинейная толстостенная оболочка, аналог Quad4 в MSC.Nastran). Это универсальный элемент, воспринимающий изгиб и усилия в срединной плоскости. Элементы расположены в нейтральном слое 3-D тела. Размер элементов по обшивке, в регулярной зоне, и стрингерам соответствуют шагам заклепок крепления обшивки к стрингерам и шпангоутам.

Для того чтобы получить значение градиента напряжений у вершины с удовлетворительной точностью, размер элемента у вершины трещины уменьшался в 8 раз, по сравнению с размерами элемента в регулярной зоне (см. рис. 9).

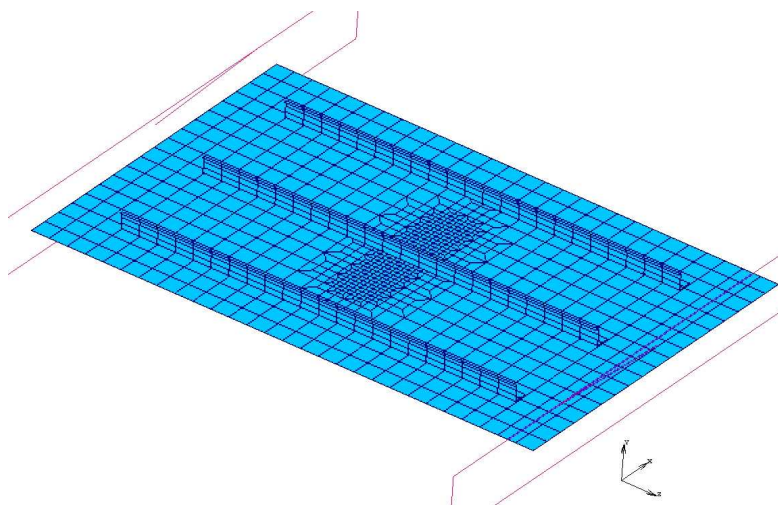


Рис. 8. Конечно-элементная модель

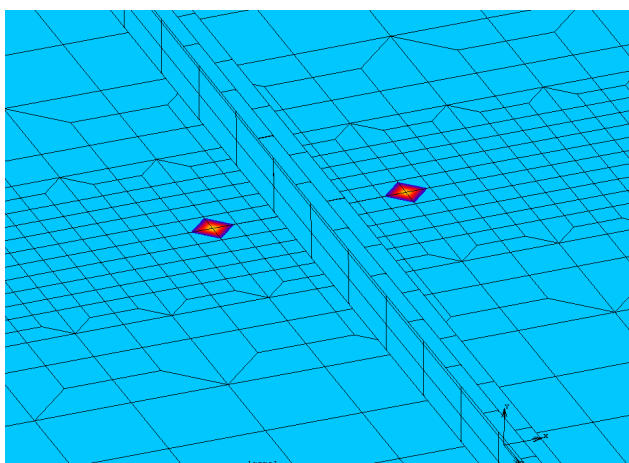


Рис. 9. Сгущенная локальная сетка при вершине трещины

Другой путь расчета напряженного состояния в вершине трещины с достаточной точностью - это применение элементов более высокого порядка, типа 8-узловых элементов, и расположение среднего узла на $\frac{1}{4}$ длины от кромки, ближе к вершине трещины. Но это требует больших затрат машинного времени. Анализ полученных результатов расчета показал, что сгущение сетки из 4-узловых элементов вместо применения 8-узловых элементов с переносом узлов дает эквивалентные результаты.

Стрингера с обшивкой соединены с помощью жестких связей.

Материал обшивки и стрингеров Д16АТ. Свойства материала, принятые для расчета: $E=69500$ МПа; $\mu=0,3$; $G_c=150$ МПа/мм. Используемая модель материала – упругопластическая.

Таблица 1

Диаграмма деформирования материала Д16АТ

σ , МПа	230	240	270	290	310	330	350	370	390	410	4150
ϵ	0	0,00046	0,00191	0,00408	0,00846	0,01721	0,03424	0,06643	0,12538	0,23028	0,26696

Граничные условия заданы с помощью жестких поверхностей, которые ограничивают перемещения торцов панели во всех направлениях. Одна из поверхностей подвижна и обеспечивает нагружение панели вдоль продольной оси. Нагрузка прикладывается в виде перемещений. Перемещения растут до момента разрушения панели.

При решении задачи применялась автоматическая переразбивка сетки для продвижения трещины.

Исследование остаточной прочности панели выполнялось серией последовательных расчетов с трещинами разной длины. Рассматривались панели со следующими длинами трещин: $2l=50$ мм, 100 мм, 150 мм, 200 мм, 250 мм, 350 мм в обшивке. Центральный стрингер в зоне трещины разрушен, что соответствует результатам расчетно-экспериментальных исследований.

Остаточная прочность панели определялась по моменту страгивания трещины. В момент страгивания трещины реакции на опорах принимают максимальное значение, и начинается перестроение конечно-элементной сетки. Кривая остаточной прочности трехстрингерной панели, полученная численным методом с помощью MSC.Marc, показана на рис. 10. На графиках приняты обозначения: t – расчетное время численного анализа, $2l$ – длина трещины.

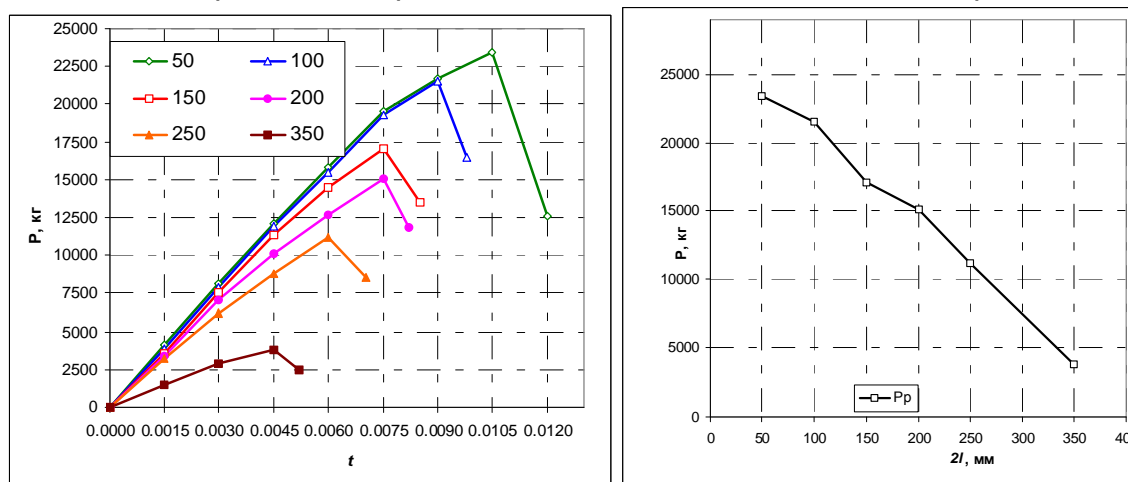


Рис. 10. Кривая зависимости остаточной прочности панели от длины трещины полученная методом конечных элементов

На рис. 11 показаны эквивалентные напряжения по Мизесу в момент времени (шаг по нагрузке), предшествующий страгиванию трещины.

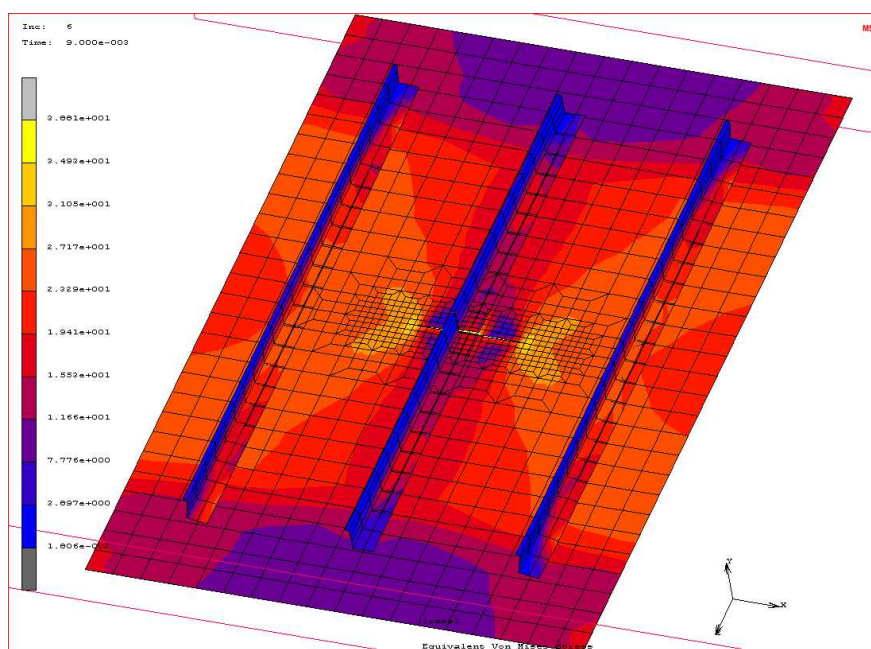


Рис. 11. Характер распределения эквивалентных напряжения по Мизесу

Сравнение результатов численного расчета остаточной прочности панели оболочки фюзеляжа с трещиной в обшивке под разрушенным стрингером с результатами расчетно-экспериментальных методов показано на рис.12 и таблице 2.

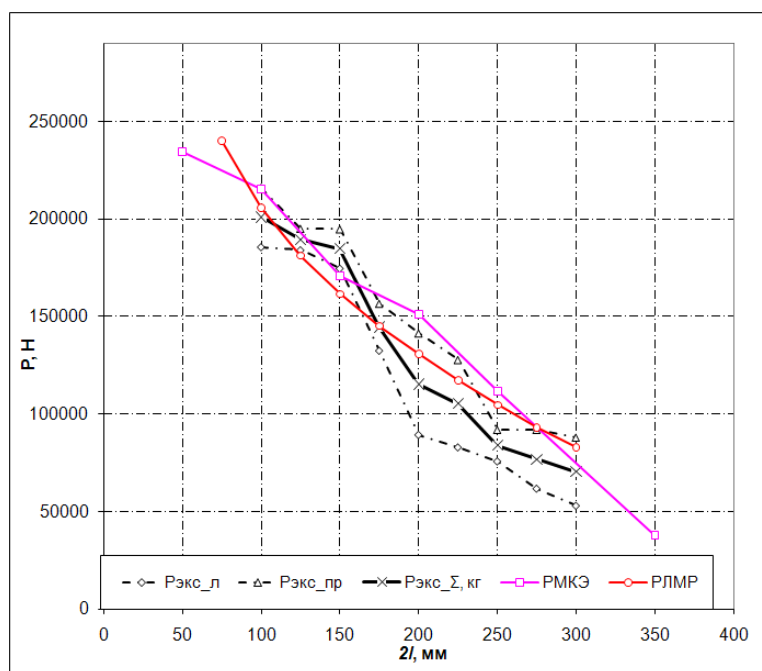


Рис. 12. Кривые зависимости остаточной прочности панели от длины трещины, полученные тремя способами

$P_{\text{экс_л}}$, $P_{\text{экс_пр}}$ – значение нагрузки на захватах экспериментальной установки при срабатывании сигнализаторов разрушения (проволок) слева и справа соответственно;

$P_{\text{экс_ср}}$ – осредненное значение нагрузок $P_{\text{экс_л}}$ и $P_{\text{экс_пр}}$ на захватах экспериментальной установки при срабатывании сигнализаторов разрушения;

$R_{\text{ЛМР}}$ – значение нагрузки остаточной прочности панели полученной методами линейной механики разрушения;

$R_{\text{МКЭ}}$ – значение нагрузки остаточной прочности панели полученной МКЭ.

Таблица 2

Анализ результатов численного расчета

$2l$, мм	$R_{\text{экс_л}}$, Н	$R_{\text{экс_пр}}$, Н	$R_{\text{экс_ср}}$, Н	$R_{\text{МКЭ}}$, Н	$\Delta_{\text{экс-МКЭ}}$, %	$R_{\text{ЛМР}}$, Н	$\Delta_{\text{экс-ЛМР}}$, %	$\Delta_{\text{МКЭ-ЛМР}}$, %
100	185600	216000	200800	215400	7,3	240140	19,6	-10,3
150	174600	194800	184700	170700	-7,6	181080	-2,0	-5,7
200	89200	141400	115300	150900	30,9	145070	25,8	4,0
250	75600	92000	83800	111600	33,2	117190	33,2	-4,8

Как следует из таблицы 2, принятый подход для конечно-элементного расчета с помощью программного комплекса MSC.Marc дает хорошую сходимость с результатами расчетов методами линейной механики разрушения во всем рассматриваемом интервале длин трещины и с экспериментальными данными для длин трещины не превышающих межстрингерное расстояние. Возможно, значительное расхождение результатов КЭ расчетов с экспериментальными данными объясняется недостаточной шириной испытанного образца для анализа остаточной прочности при длине трещины, превышающей межстрингерное расстояние.

Выводы

На основании проведенных расчетов и анализа можно заключить, что программный комплекс MSC.Marc при использовании соответствующих подходов к созданию конечно-элементных моделей конструкций с повреждениями дает достаточно достоверные данные и может быть использован при проектировании новых конструкций, не требуя при этом больших трудозатрат.

Список литературы

1. Нестеренко Г.И. Живучесть самолетных конструкций // Труды Киевского института инженеров гражданской авиации. Прочность, надежность и долговечность авиационных конструкций. Вып. 2. – Киев, 1976. – С. 60-70.
2. Нестеренко Г. И. Анализ остаточной прочности подкрепленных панелей // Тр. ЦАГИ, вып. 1879, 1977.
3. Нестеренко Г.И. Обеспечение эксплуатационной живучести самолетных конструкций на этапах создания и эксплуатации. – М.: ЦАГИ, 1985. – 180 с.
4. Троценко В.Т., Красовский В.В. и др. Сопротивление материалов деформированию и разрушению: Справочное пособие, часть 1. – К.: Наукова думка, 1993. – С.114-129.
5. MSC.MARC DOCUMENTATION. In:Volume A: Theory and user information. Version 2010.

Рецензент: начальник отдела, канд. техн. наук, доцент Е.Т. Василевский, ГП «Антонов», Киев

Поступила в редакцию 15.02.12

Оцінювання залишкової міцності панелі фюзеляжу з тріщиною в обшивці в поперечному напрямку зі зруйнованим стрингером методом скінченних елементів

Робота містить результати дослідження міцності тристрингерової клепаної панелі з поперечною тріщиною в обшивці під зруйнованим стрингером. Виконано верифікацію результатів розрахунку, отриманих методом скінченних елементів з допомогою програми MSC.Marc, на основі експериментальних даних і аналітичних розрахунків.

Ключові слова: міцність, стрингер, тріщина, панель, метод скінчених елементів.

Residual strength of panel fuselage with transverse crack of skin under fractured stringer has been got by finite element method

This work contains results of investigation residual strength of panel with transverse crack of skin under fractured stringer. The verification of results calculation, which has been got by finite element method to avail MSC.Marc of the assistance, has been by results of test and by analytical calculation.

Keywords: strength, stringer, crack, panel, finite element method.