

# **Анализ повреждаемости конструкции самолёта от нагружения, реализуемого на испытательном стенде.**

Смирнов Я. А. (ПАО «Корпорация «Иркут», Москва, Россия)

В данной работе исследуется задача оценки повреждаемостей, возникающих в агрегатах самолёта от теоретического нагружения и нагружения, реализуемого на испытательном стенде. Описывается подход к расчёту и определению эквивалентов нагружения стенда ресурсных испытаний нагружению, заданному программными нагрузками. Данный эквивалент используется для назначения допустимой наработки в эксплуатации воздушного судна. Предложено два метода расчёта эквивалентов. Упрощённый метод, согласно которому циклограммы строятся с использованием аналитических методов, позволяет получить приближённую консервативную оценку эквивалентов при минимальных затратах времени на расчет. Уточнённый метод, в котором циклограммы напряжений, возникающих в конструкции, строятся на основе результатов расчета КЭ модели, позволяет получить более точную оценку эквивалентов, но требует больших временных и вычислительных затрат. Предложенные методы были успешно применены для анализа ресурсных испытаний самолёта МС-21-310, созданного с использованием полимерных композитных материалов (ПКМ) российского производства и российских двигателей ПД-14. Полученные результаты используются в документации для сертификации данной модели самолёта.

## **Введение**

Для экспериментального подтверждения прочности конструкции в ходе эксплуатации проводятся натурные испытания самолёта и его агрегатов. Ресурсные испытания ставят своей задачей оказать на конструкцию такое циклическое воздействие, чтобы его влияние на усталостную прочность было эквивалентно реальной эксплуатации [1].

В ходе эксплуатации самолёт и его агрегаты испытывают воздействие циклических нагрузок. Однако срок эксплуатации самолёта составляет десятки лет, в то время как проведение ресурсных испытаний в течение столь долгого времени затруднительно. Поэтому при разработке программы ресурсных испытаний, ограниченной временем проведения самих испытаний, количество циклов приложения нагрузок сокращается до приемлемой величины, позволяющей провести испытания за срок в 2-3 года. Нагрузки циклограммы испытаний, воспроизводимые при этих испытаниях, эквивалентны по усталостной повреждаемости нагрузкам в типовой эксплуатации.

Для того, чтобы экспериментально подтвердить ресурс конструкции при реальной эксплуатации, нагружение стенда должно реализовывать в испытываемой конструкции повреждаемость не ниже повреждаемости, заданных программными нагрузками.

## **Цель работы**

Целью данной работы является разработка подходов к определению эквивалентов нагружения стенда ресурсных испытаний к нагружению, заданному программой, оценка их применимости, сравнение результатов.

## Общие сведения по расчёту повреждаемости и эквивалентности

Последовательность нагрузок, действующих на конструкцию в процессе полёта или в процессе ресурсных испытаний, называют циклограммой нагрузок (циклограммой нагружения). Последовательность внутренних силовых факторов или напряжений, возникающих в результате действия этих нагрузок, называют соответственно циклограммами внутренних силовых факторов и напряжений. В качестве примера рассмотрим нагружение опоры шасси (Рис. 1).

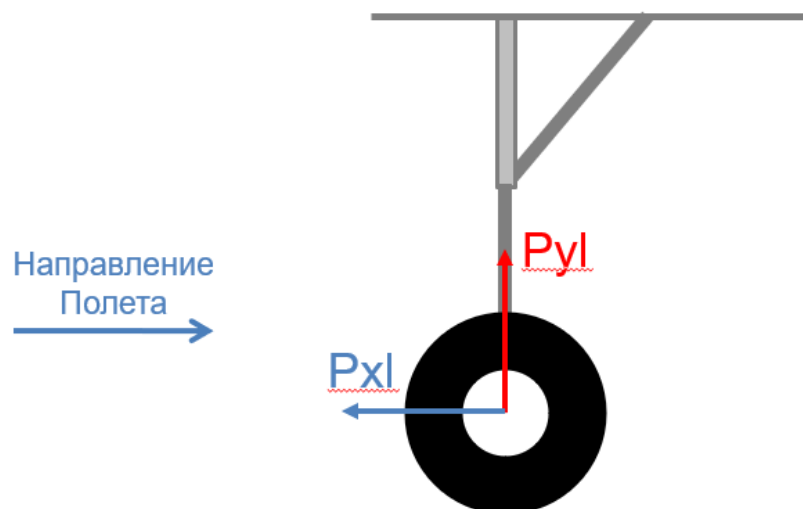


Рис. 1. Схема нагружения опоры шасси

На Рис. 2 представлена циклограмма нагружения опоры шасси, замеренная в процессе полёта.

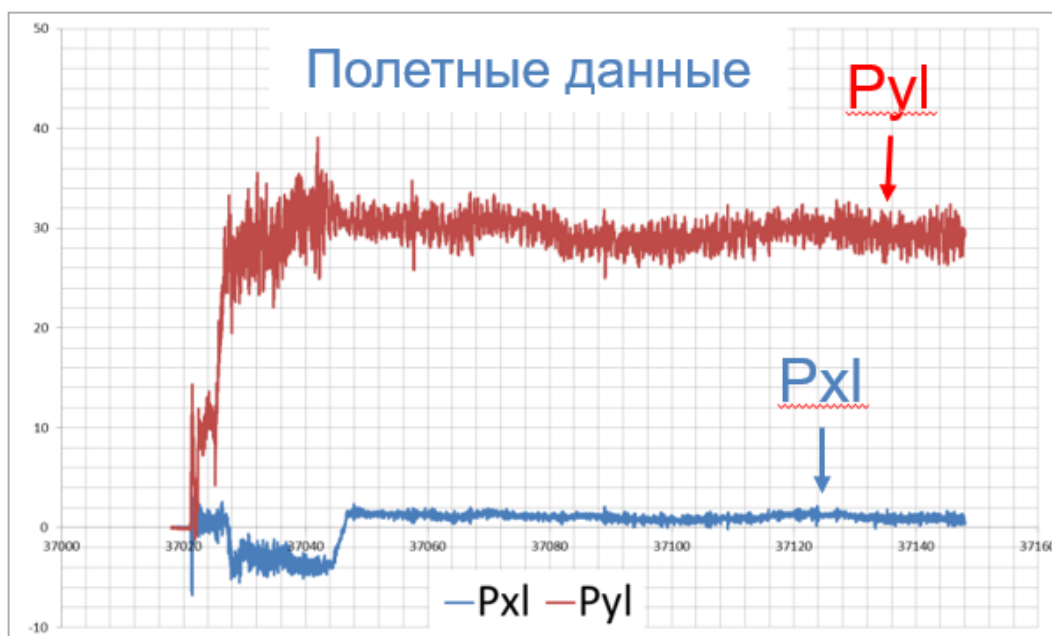


Рис. 2. Циклограмма нагружения опоры шасси, полученная при лётных испытаниях

Можно убедиться, что циклограммы, получаемые при лётных испытаниях, имеют сложную структуру. Воспроизводить такие циклограммы на стенде для ресурсных испытаний было бы не только затруднительно, но и потребовало бы больших временных затрат. Для того, чтобы преобразовать циклограмму нагрузок,

полученную при лётных испытаниях, в программную, необходимо определить повреждаемость от исходной циклограммы и решить обратную задачу, подобрав эквивалентную упрощённую циклограмму. Эквивалентность упрощенной циклограммы определяется понятием эквивалентности нагружения.

Эквивалентное нагружение для некоторого участка циклограммы – это такое нагружение, которое дает то же усталостное повреждение, что и участок циклограммы. Используя понятие эквивалентности нагружения, на этапе разработки программы ресурсных испытаний определяют циклограммы нагружения агрегатов самолета. На Рис. 3 показан результат преобразования циклограммы, полученной при лётных испытаниях.

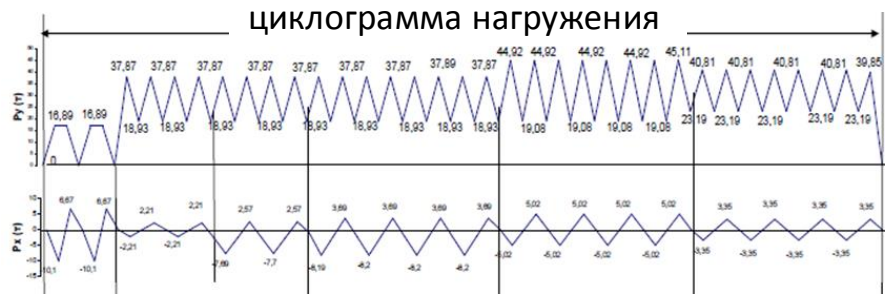


Рис. 3. Преобразование циклограммы нагружения

Повреждаемостью называется мера воздействия нагрузок или возникающих от них силовых факторов и напряжений на конструкцию. Оценка эквивалентности нагружения циклограмм производится с использованием метода полных циклов и формулы Одингга [2].

Повреждаемость одного цикла  $\xi$  вычисляется по формуле:

$$\xi = \begin{cases} \left(2P_{ya} (P_{ya} + P_{уср})\right)^2 n_i & P_{уср} \geq 0 \\ \left(\sqrt{2}P_{ya} (P_{ya} + 0.2P_{уср})\right)^4 n_i & \text{при } P_{уср} < 0, \quad (P_{уср} + P_{ya}) \geq 0, \\ 0 & (P_{уср} + P_{ya}) < 0 \end{cases} \quad (1)$$

где:

$P_{уср} = (P_{y\max} + P_{y\min}) / 2$  – среднее значение величины;

$P_{y\max}$  и  $P_{y\min}$  – максимальное и минимальное значения величины, соответственно;

$P_{ya} = (P_{y\max} - P_{y\min}) / 2$  – амплитуда величины;

$n_i$  – количество циклов при определённой амплитуде.

В качестве величины  $P$  могут выступать внутренние силовые факторы, напряжения или нагрузки.

Для расчета повреждаемости от всей циклограммы необходимо разделить ее на циклы по амплитуде с помощью метода полных циклов (Рис. 4). Данный метод описан в ГОСТ 25.101-83 [3].

1. Сначала в исходном процессе выделяются циклы с наименьшим размахом;

2. После этого отдельно рассчитывается повреждаемость от каждого из этих циклов;
3. Минимумы и максимумы рассчитанных на предыдущем этапе циклов исключаются из циклограммы, циклограмма сглаживается;
4. Описанные выше действия повторяются, пока не останется один цикл, образованный из экстремальных значений с наибольшим размахом;
5. Рассчитывается повреждаемость от последнего оставшегося цикла.
6. Используя гипотезу линейного суммирования усталостных повреждений, повреждаемость от циклограммы определяется путём суммирования этой повреждаемости и повреждаемостей от всех ранее выделенных циклов.

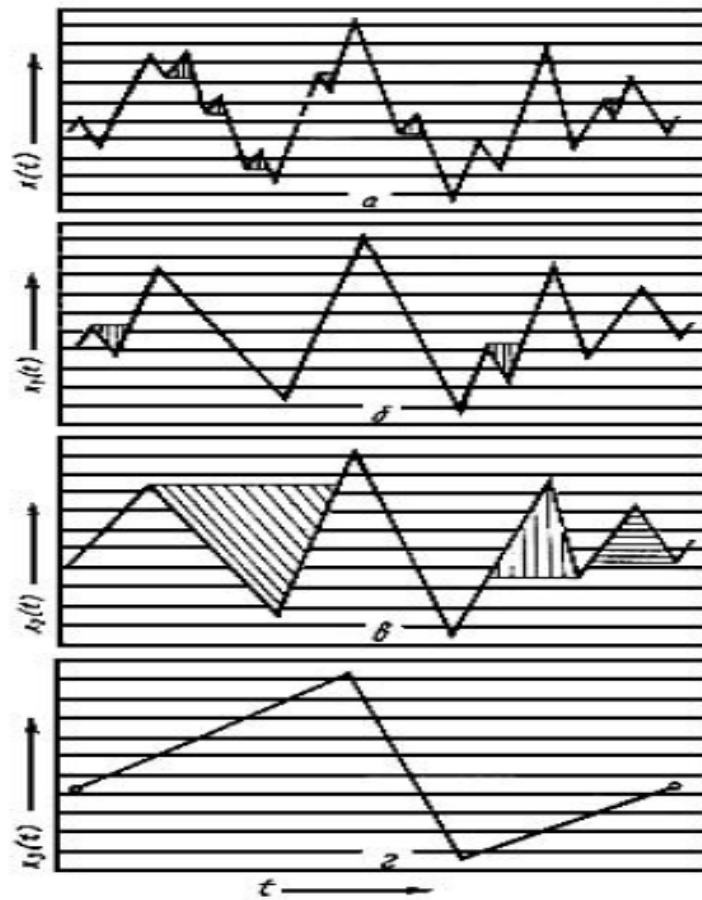


Рис. 4. Схематизация по методу полных циклов

Получив величины повреждаемостей от двух циклограмм, можно сравнить их, используя понятие эквивалента одной циклограммы по отношению к другой:

$$\mathcal{E} = \frac{\xi_2}{\xi_1}, \quad (2)$$

где:

$\xi_1$  и  $\xi_2$  – величины повреждаемостей сравниваемых циклограмм нагружений.

Эквивалент показывает соответствие двух нагружений. Если эквивалент некоторой циклограммы к другой равен 1, то эта циклограмма вносит такую же повреждаемость, как и другая. Если эквивалент некоторой циклограммы к другой

больше 1, то эта циклограмма вносит бóльшую повреждаемость, чем другая, и наоборот.

В рассматриваемой задаче проводится расчет соответствия нагружения стенда и нагружения, заданного программой ресурсных испытаний. Таким образом, необходимо, чтобы эквивалент нагружения стенда к заданному программой должен быть как можно ближе к 1, но не меньше 1:

$$\Theta = \frac{\xi_{стенд}}{\xi_{прог}} \geq 1 \quad (3)$$

Для решения описанной выше задачи было разработано два метода определения эквивалентов.

### Упрощённый метод определения эквивалентов

В данном методе повреждаемость вычисляется по циклограммам внутренних силовых факторов в сечениях рассматриваемых агрегатов. Упрощённый метод позволяет получить приближенную консервативную оценку эквивалентов при минимальных затратах времени на расчёт.

Циклограммы внутренних силовых факторов строятся с использованием аналитических методов [4]. При нагружении различных агрегатов самолёта (крыло, оперение, фюзеляж) используются лямки и ложементы. Нагрузки на агрегат передаются через лямки и ложементы по каналам (Рис. 5).

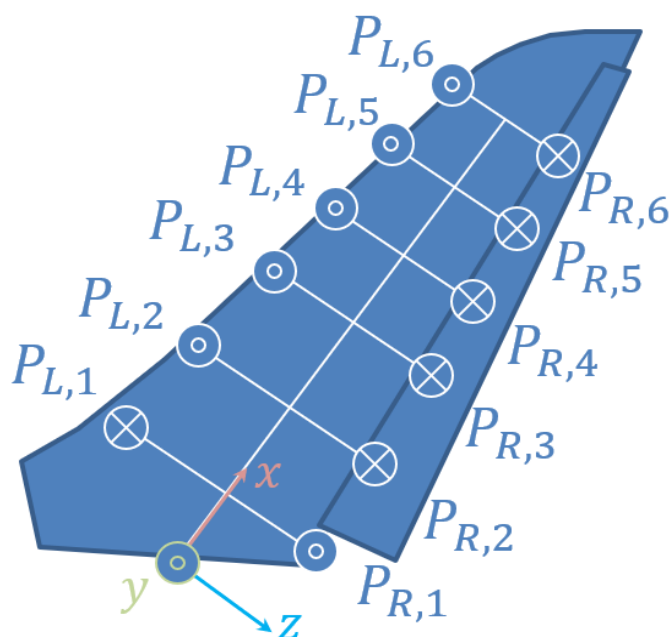


Рис. 5. Каналы нагружения киля самолёта на испытательном стенде

Реализуемые таким нагружением внутренние силовые факторы – крутящий момент  $M_{x,i}$ , изгибающий момент  $M_{z,i}$  и перерезывающая сила  $Q_{y,i}$  определяются при помощи следующих аналитических выражений:

$$M_{x,i} = -\sum_{k=i}^n (P_{L,k} \cdot z_{L,k} + P_{R,k} \cdot z_{R,k})$$

$$M_{z,i} = \sum_{k=i}^n (P_{L,k} \cdot (x_i - x_{L,k}) + P_{R,k} \cdot (x_i - x_{L,k})) \quad (4)$$

$$Q_{y,i} = \sum_{k=i}^n P_{L,k} + \sum_{k=i}^n P_{R,k}$$

Алгоритм определения эквивалентов по упрощённому методу изображён на схеме (Рис. 6):



Рис. 6. определение эквивалентов по упрощённому методу

1. Снимается циклограмма нагрузок по каналам со стенда;
2. Через аналитические формулы нагрузки по каналам пересчитываются в циклограммы внутренних силовых факторов;
3. По методу полных циклов с применением формулы Одингга считаются повреждаемости от циклограмм внутренних силовых факторов, реализуемых на стенде;
4. Параллельно по методу полных циклов с применением формулы Одингга считаются повреждаемости от циклограмм внутренних силовых факторов, заданных программой;
5. Определяется эквивалент нагружения на стенде к нагружению, заданному программой.

### Уточнённый метод определения эквивалентов

В данном методе повреждаемость вычисляется по циклограммам напряжений в элементах рассматриваемых агрегатов. Этот метод позволяет получить более точную оценку эквивалентов, но может потребовать больших временных и вычислительных затрат. Циклограммы напряжений, возникающих в элементах конструкции, могут быть построены на основе результатов расчёта конечно-элементной модели [5].

Уточнённый метод позволяет получать повреждаемости в отдельно взятых конечных элементах конструкции, что увеличивает точность анализа и позволяет более подробно рассматривать интересные участки агрегата, в отличие от упрощённого метода, в котором рассматривается сечение целиком.

Алгоритм определения эквивалентов по уточнённом методу изображён на схеме (Рис. 7):

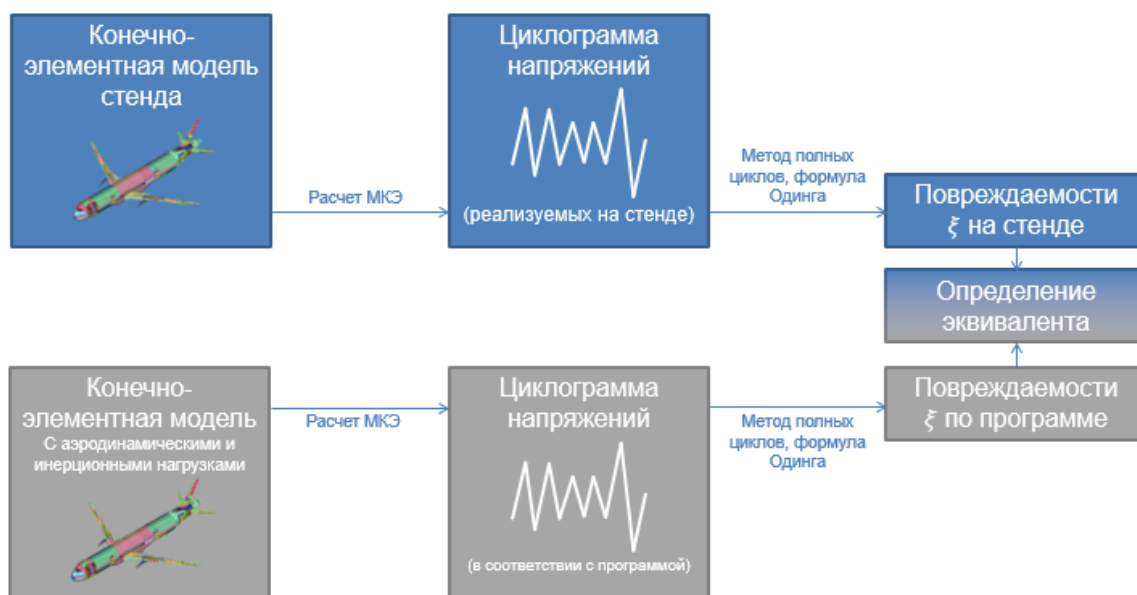


Рис. 7. определение эквивалентов по уточнённом методу

1. Циклограмма напряжений, возникающих в конструкции агрегата при ресурсных испытаниях, строится на основе напряжений, полученных в результате анализа конечно-элементной модели стенда для ресурсных испытаний;
2. По методу полных циклов с применением формулы Одинга считаются повреждаемости от циклограмм напряжений от нагрузок, реализуемых на стенде;
3. Параллельно циклограмма напряжений, заданных программным нагружением, строится на основе напряжений, полученных в результате анализа конечно-элементной модели конструкции с приложенными к ней аэродинамическими и инерционными нагрузками;
4. По методу полных циклов с применением формулы Одинга считаются повреждаемости от циклограмм напряжений от нагрузок, заданных программой;
5. Определяется эквивалент нагружения на стенде к нагружению, заданному программой.

#### Анализ результатов и выводы

Для расчёта эквивалентов и сравнения методов было выбрано три сечения фюзеляжа самолёта (Рис. 8).

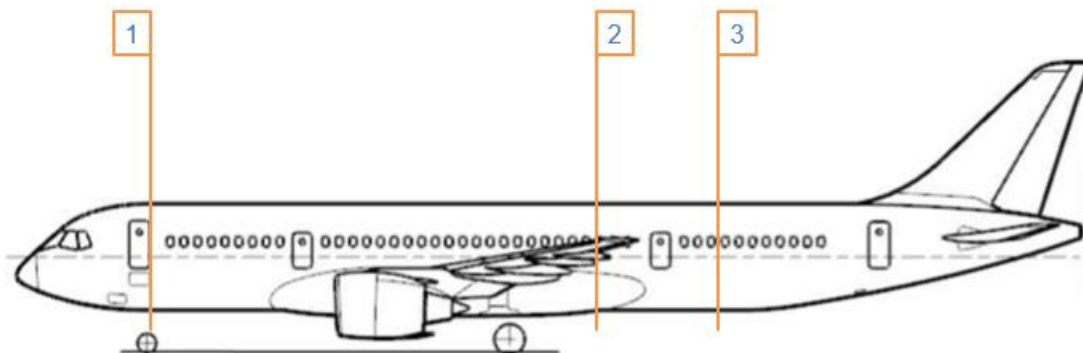


Рис. 8. Фюзеляж самолёта с рассматриваемыми сечениями.

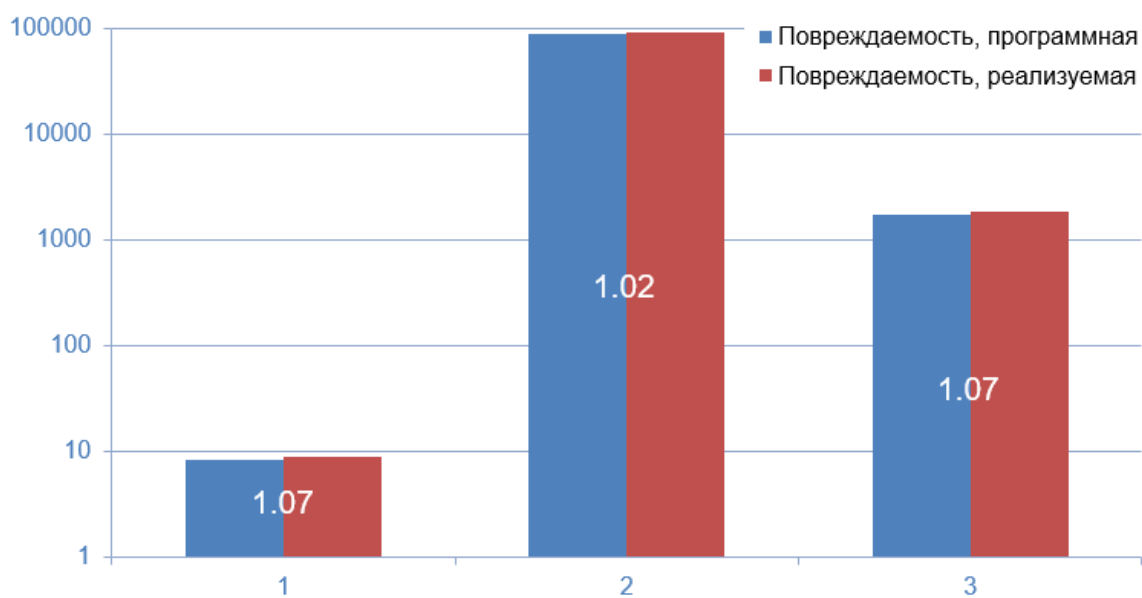


Рис. 9. Результаты расчёта эквивалентов по сечениям фюзеляжа упрощённым методом.



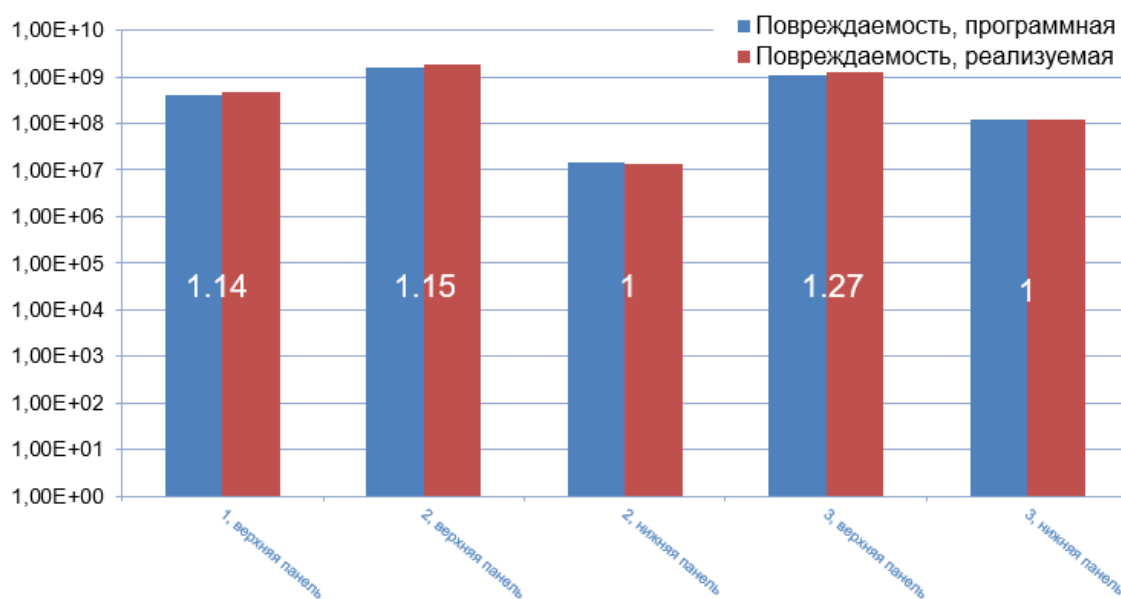


Рис. 10. Расчёт эквивалентов по сечениям фюзеляжа уточнённым методом.

Как видно из полученных результатов, эквиваленты, полученные обоими методами, оказались больше или равными единице. Решение, полученное упрощённым методом (Рис. 9) получилось более консервативным, чем решение, полученное уточнённым методом (Рис. 10). По результатам, полученным уточнённым методом, видно, что эквиваленты по одному сечению могут различаться. Плюсом уточнённого метода является возможность определить в сечении место с наименьшим значением эквивалента.

В результате данной работы была разработана методика расчета эквивалентов повреждаемостей, возникающих в результате нагружения стенда и нагружения, заданного программой ресурсных испытаний.

Было предложено два метода решения поставленной задачи:

- Упрощённый метод, который позволяет быстро оценить эквиваленты по всему сечению агрегата.
- Уточненный метод, который позволяет анализировать повреждаемости и рассчитывать эквиваленты в любом интересующем месте рассматриваемого агрегата, но требует больших временных и вычислительных затрат.

Методика является универсальной, и может быть применена для различных агрегатов самолета: фюзеляжа, кессона крыла, стабилизатора, киля и т. д.

Разработанная методика была успешно применена для анализа ресурсных испытаний импортозамещенного самолёта МС-21-310, созданного с использованием ПКМ российского производства и российских двигателей ПД-14. Полученные результаты используются в документации для сертификации данной модели самолёта.

### Библиографический список

[1]. Щербань К. С. Ресурсные испытания натурных конструкций самолётов [Текст], – М.: Издательство физико-математической литературы, 2009. – 236 с

- [2]. Расчеты и испытания на прочность. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. ГОСТ 25.101-83. - М.: Издательство стандартов, 1983. - 25 с.
- [3]. Лоим В.Б. Практика расчетной оценки долговечности авиаконструкций с использованием эффективных коэффициентов концентрации напряжений // Вестник машиностроения. 1998. №9. С. 31-37.
- [4]. Руководство для конструкторов по проектированию самолетов [Текст], - Том 3, Книга 4, Выпуск 14 Издательский отдел ЦАГИ 1994, 160с.
- [5]. Рудаков К.Н. FEMAP 10.2.0. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций [Текст], – К.: КПИ, 2011. – 317 с