

УДК 629.735.07

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-1-49-61

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ УДАЛЕНИЯ КОРРОЗИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ

Д.П. САИДЖАНОВ¹, В.В. ЕФИМОВ¹

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

При длительной эксплуатации летательных аппаратов в элементах их конструкции возникают коррозионные повреждения, которые приводят к уменьшению прочности, жесткости и долговечности конструкции. В связи с этим при техническом обслуживании производится удаление коррозионных повреждений и восстановление лакокрасочного покрытия. В процессе зачистки элемента конструкции от коррозии удаляются не только продукты коррозии, но и частично нетронутый коррозией материал. В результате из-за уменьшения площади поперечного сечения элемента конструкции происходит рост действующих в нем напряжений, из-за чего снижается прочность, жесткость и долговечность конструкции. Однако отказаться от удаления коррозионных повреждений нельзя, но можно оптимизировать параметры области зачистки. В настоящей работе предлагается решить эту задачу путем применения математического моделирования напряженного состояния авиационных конструкций с помощью свободного программного обеспечения, реализующего метод конечных элементов. Перед проведением вычислительных экспериментов по теме настоящего исследования была произведена проверка адекватности программного обеспечения. Для этого была решена тестовая задача о концентрации напряжений в пластине с круглым отверстием – задача Кирша. При этом удалось добиться погрешности, не превышающей 3 %, в связи с чем адекватность выбранного программного обеспечения была признана достаточной для проведения вычислительных экспериментов с целью решения поставленной задачи исследования. Была разработана методика оптимизации удаления коррозионных повреждений авиационных конструкций, которая продемонстрирована на конкретном примере оптимизации зачистки пластины от коррозионного повреждения. В качестве критерия оптимальности площади зачистки был выбран минимум действующих напряжений после удаления коррозионного повреждения. С целью обобщения полученных результатов было введено понятие относительного параметра зачистки, представляющего собой отношение диаметра зачистки к глубине коррозионного повреждения. Серия вычислительных экспериментов показала, что существует оптимальное значение относительного параметра зачистки, при котором реализуется минимум напряжений, действующих в пластине после зачистки, что обеспечивает максимально возможную долговечность конструкции после ремонта.

Ключевые слова: летательный аппарат, конструкция, прочность, усталостная долговечность, коррозия, напряженное состояние, математическое моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

В процессе эксплуатации летательного аппарата (ЛА) на его конструкцию действуют факторы, которые приводят к коррозии металлических деталей. Процесс коррозионного разрушения элементов авиационных конструкций является серьезной проблемой, с которой сталкивается эксплуатационное предприятие. Современные требования к летной годности ЛА не допускают коррозию на элементах конструкции, поэтому при появлении коррозии она должна быть немедленно устранена. Для этого сначала производится подготовка поверхности, пораженной коррозией, а затем – восстановление защитного лакокрасочного покрытия. Подготовка поверхности состоит из ряда операций, одной из которых является зачистка, в том числе механическим способом. Это замедляет в дальнейшем распространение коррозии, но может привести к нежелательным последствиям. Во-первых, при зачистке обычно удаляются не только продукты коррозии, но и нетронутый коррозией материал, что приводит к уменьшению площади поперечных сечений силовых элементов конструкции, а это, в свою очередь, ведет к росту действующих напряжений, что может стать причиной снижения ресурса конструкции. Во-вторых, при местном удалении очагов коррозии концентрация напряжений полностью, как правило, не

устраняется, что также может негативно сказаться на ресурсе конструкции, в частности повысить вероятность возникновения усталостных трещин.

Несмотря на большое количество работ, посвященных исследованию коррозионных повреждений элементов конструкции ЛА [1–20], вопрос об оптимизации параметров зачистки при устранении коррозионных повреждений остается открытым. В связи с этим настоящая работа посвящена решению данной задачи с применением метода математического моделирования напряженного состояния авиационных конструкций.

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМЫ

По данным, приведенным в работе [4], наиболее распространенным видом повреждения конструкций самолетов при длительной эксплуатации является коррозия (примерно 30...65 % всех повреждений). Коррозия вызывает разрушение элементов конструкции ЛА, в том числе силовых элементов. Это приводит как к уменьшению прочности и жесткости конструкции, так и к уменьшению ее долговечности. Для того чтобы остановить возникшую коррозию и устранить или, по крайней мере, снизить концентрацию напряжений на пораженных коррозией элементах конструкции, при техническом обслуживании производится удаление коррозионных повреждений (зачистка) с последующим восстановлением защитного лакокрасочного покрытия. Руководства по техническому обслуживанию ЛА обычно содержат рекомендации по удалению очагов коррозионных повреждений. При этом, однако, остается открытым вопрос оптимизации зачистки.

Как указано в работах [4, 11], снижение усталостной долговечности элемента конструкции, пораженного общей коррозией, происходит в основном за счет повышения действующих напряжений из-за уменьшения площади поперечного сечения элемента вследствие коррозии. Влияние же изменения свойств материала и концентрации напряжений в очагах коррозии приводят к дополнительному уменьшению усталостной долговечности на 20...30 %. В процессе же зачистки площадь поперечного сечения элемента конструкции еще больше уменьшается. Однако от зачистки нельзя отказаться, но можно попытаться оптимизировать параметры области зачистки, минимизируя напряжения, которые будут возникать в конструкции после проведения антикоррозионных мероприятий.

Поставленную задачу можно решить как экспериментальными методами, так и теоретическими. В настоящей работе предпочтение отдается теоретическим методам как менее затратным. Предлагается использовать метод математического моделирования напряженного состояния упругого тела, основанный на методе конечных элементов. Для проведения вычислительных экспериментов предлагается использовать только свободное программное обеспечение (ПО).

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для моделирования напряженного состояния упругих тел в настоящее время существует как проприетарное, так и свободное ПО. Несмотря на то что на авиационных предприятиях и у исследователей в нашей стране наибольшее распространение получило проприетарное ПО, авторы настоящей работы для решения поставленной задачи использовали свободное ПО. Этот выбор объясняется тем, что в условиях ограниченного финансирования учебных заведений приобретение дорогостоящего ПО является нерациональным шагом. Кроме того, приобретение иностранного проприетарного ПО в современной политической обстановке сопряжено с опасностью применения различного рода санкций. Существует и отечественное проприетарное ПО, но оно также является платным. В связи с этим применение свободного ПО представляется наиболее рациональным.

Процесс математического моделирования задач механики сплошных сред обычно состоит из трех этапов:

- 1) препроцессинга, который включает в себя подготовительные операции для проведения вычислительного эксперимента (построение геометрии объекта исследования, разбиение расчетной области на конечные элементы, задание граничных и начальных условий и др.);
- 2) процессинга, во время которого производятся необходимые расчеты (формируются и решаются системы уравнений, создаются массивы результатов расчета);
- 3) постпроцессинга, при котором формируются отчеты с результатами расчетов, производится их визуализация.

Для построения геометрии исследуемых объектов при препроцессинге в настоящей работе использовались программы FreeCAD и Gmsh, которые позволяют создавать трехмерные твердотельные объекты. Для построения конечноэлементной сетки, задания геометрических и статических граничных условий использовался программный комплекс SALOME-MECA. Для построения сетки может также использоваться программа Gmsh.

Для процессинга использовалась программа Code_Aster, которая включена в программный комплекс SALOME-MECA. Для постпроцессинга использовался модуль Post-Pro, также включенный в SALOME-MECA.

Перед проведением вычислительных экспериментов по теме настоящего исследования была произведена проверка адекватности вышеперечисленного программного обеспечения. Для этого была решена тестовая задача о концентрации напряжений в пластине с круглым отверстием – задача Кирша [21] (рис. 1).

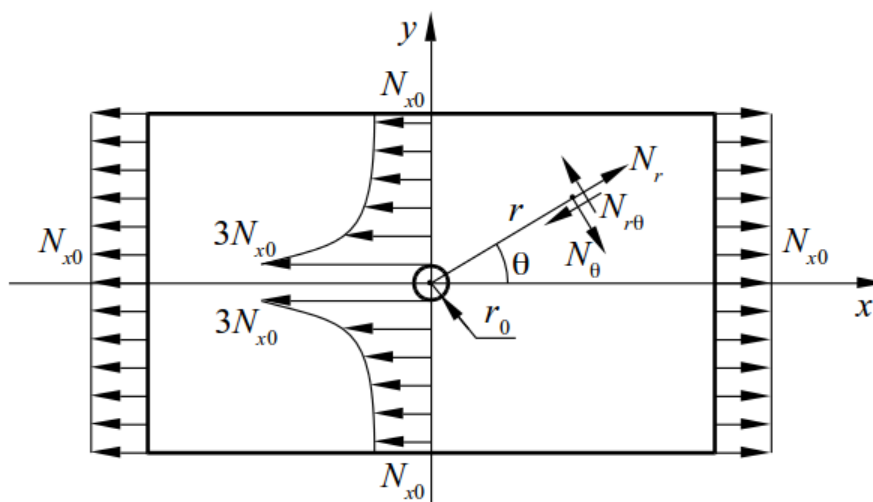


Рис. 1. Растяжение пластины с малым круглым отверстием
Fig. 1. Plate extension with a small circular hole

При растяжении пластины, показанной на рис. 1, распределенными усилиями N_{x0} вблизи отверстия радиуса r_0 произойдет рост усилий, которые можно определить по следующим формулам, записанным в полярной системе координат:

$$\begin{aligned}
 N_r &= \frac{N_{x0}}{2} \left(1 - \frac{r_0^2}{r^2} \right) + \frac{N_{x0}}{2} \left(1 + \frac{3r_0^4}{r^4} - \frac{4r_0^2}{r^2} \right) \cos 2\theta; \\
 N_\theta &= \frac{N_{x0}}{2} \left(1 + \frac{r_0^2}{r^2} \right) - \frac{N_{x0}}{2} \left(1 + \frac{3r_0^4}{r^4} \right) \cos 2\theta; \\
 N_{r\theta} &= -\frac{N_{x0}}{2} \left(1 - \frac{3r_0^4}{r^4} + \frac{2r_0^2}{r^2} \right) \sin 2\theta.
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

Из формул (1) вытекает, что в точках контура отверстия ($r = r_0$)

$$N_r = N_{r\theta} = 0; \quad N_\theta = N_{x0}(1 - 2\cos 2\theta). \tag{2}$$

Это значит, что нормальные тангенциальные усилия N_θ будут максимальными при $\theta = 90^\circ$, т. е. в точках контура отверстия, лежащих на оси y (рис. 1), причем $N_\theta^{\max} = 3N_{x0}$. Переходя к нормальным напряжениям, поделив усилия на толщину пластины h , получим

$$\sigma_x^{\max} = 3\sigma_{x0}. \tag{3}$$

С помощью программы Gmsh была создана трехмерная модель пластины с отверстием в центре. Пластина имела следующие размеры: длина – 50 мм, ширина – 50 мм, толщина – 2 мм, радиус отверстия – 2 мм. С помощью той же программы была построена конечноэлементная тетраэдральная сетка (рис. 2).

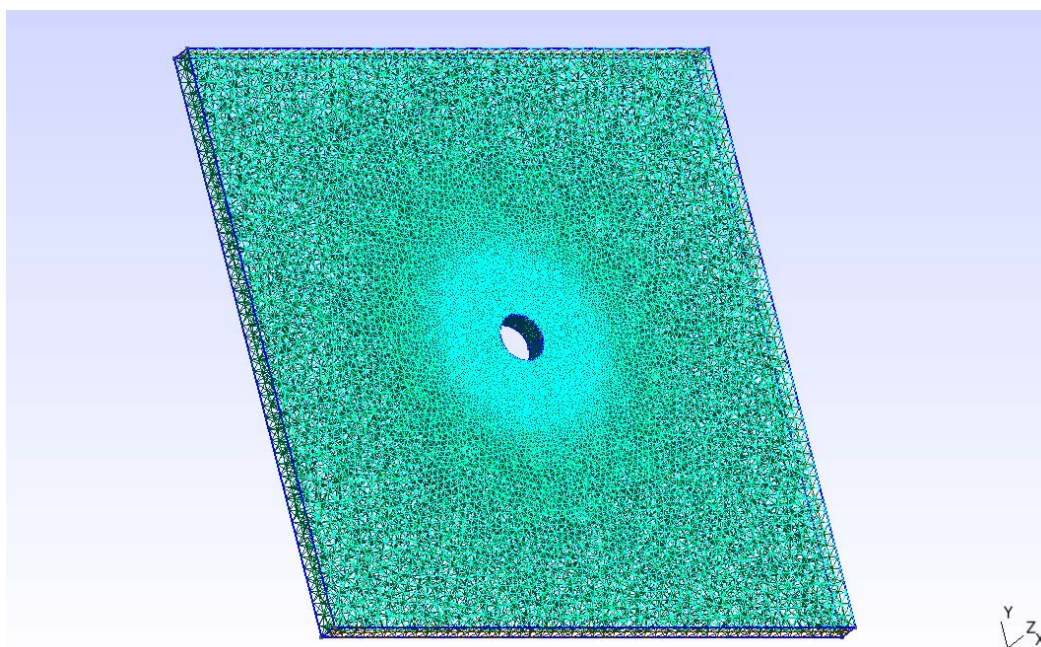


Рис. 2. Модель пластины с конечноэлементной сеткой
Fig. 2. A model of a plate with finite element grid

Далее данная сетка была импортирована в программный комплекс SALOME-MECA, где были заданы граничные условия: одна из сторон пластины, перпендикулярная оси x , была

жестко закреплена, а к противоположной стороне была приложена единичная растягивающая нагрузка, создающая, соответственно, нормальные напряжения $\sigma_{x0} = 1 \text{ Н/м}^2$. Таким образом, согласно формуле (3) теоретические нормальные напряжения в наиболее ослабленном сечении пластины на границе отверстия должны быть $\sigma_x^{\text{теор}} = 3\sigma_{x0} = 3 \text{ Н/м}^2$.

В вычислительном эксперименте было получено поле напряжений, показанное на рис. 3.

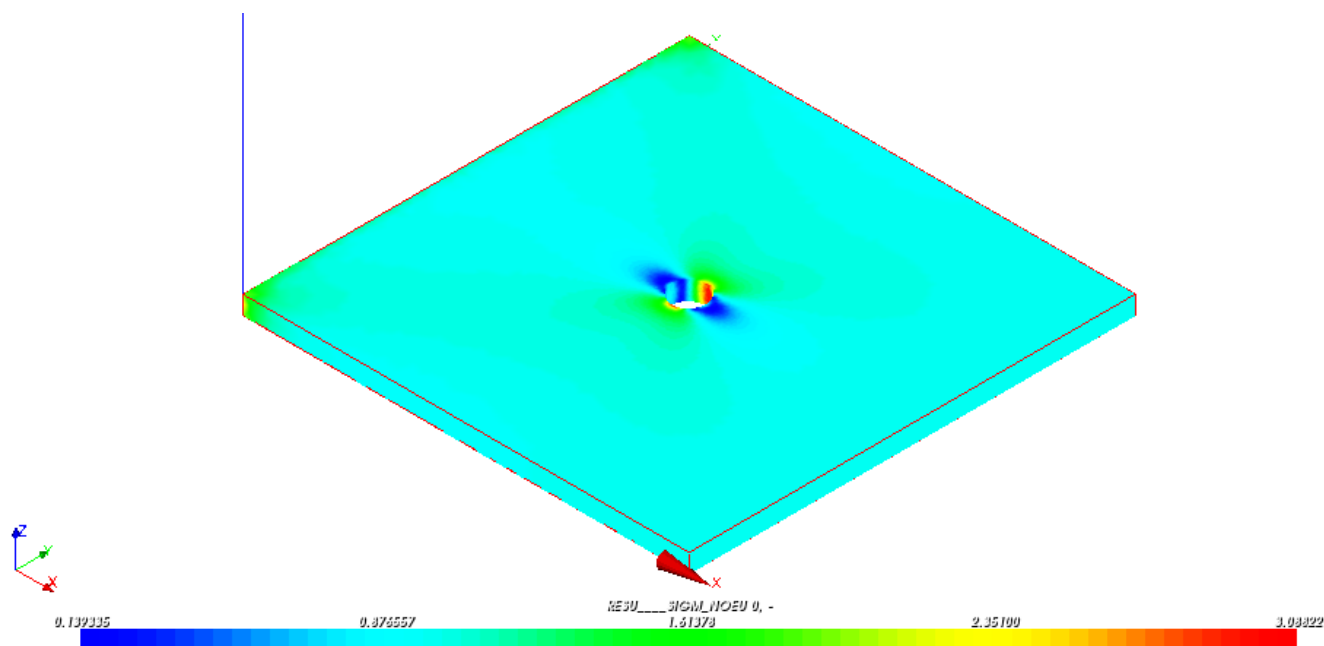


Рис. 3. Поле напряжений в пластине с круглым отверстием
Fig. 3. A stress field in a plate with the circular hole

Наибольшая величина напряжений, полученная в вычислительном эксперименте, на границе отверстия $\sigma_x^{\text{эксп}} = 3,08822 \text{ Н/м}^2$. Таким образом, погрешность относительно теоретического значения напряжений составила 2,94 %, что можно признать очень хорошим результатом. В связи с этим адекватность выбранного ПО можно считать достаточной для проведения вычислительных экспериментов с целью решения поставленной задачи исследования.

Была разработана методика оптимизации удаления коррозионных повреждений авиационных конструкций, которая продемонстрирована ниже на конкретном примере оптимизации зачистки пластины от коррозионного повреждения.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

В качестве модели была выбрана квадратная пластина со стороной $a = 100 \text{ мм}$, толщиной $h = 4 \text{ мм}$ и язвенным коррозионным повреждением, аппроксимированным эллипсоидом с большой осью $D = 10 \text{ мм}$ и малой осью $d = 5 \text{ мм}$ (рис. 4). Глубина коррозии $h_{\text{кор}}$ варьировалась от 0,4 до 4,0 мм при неизменных D и d . Как и в рассмотренной выше задаче Кирша, пластина была нагружена вдоль одной оси (оси x) растягивающим усилием N_{x0} . Задача состоит в определении коэффициентов концентрации напряжения в зоне коррозии, а также оптимальных размеров зачищаемой области в зависимости от глубины коррозионного повреждения.

Коэффициент концентрации напряжений определяется по формуле

$$\alpha_{\sigma} = \frac{\sigma_x^{\max}}{\sigma_x^{\text{НОМ}}}, \quad (4)$$

где $\sigma_x^{\text{НОМ}}$ – номинальные напряжения, т. е. напряжения, рассчитанные с учетом уменьшения площади поперечного сечения пластины за счет повреждения, но без учета эффекта концентрации напряжений.

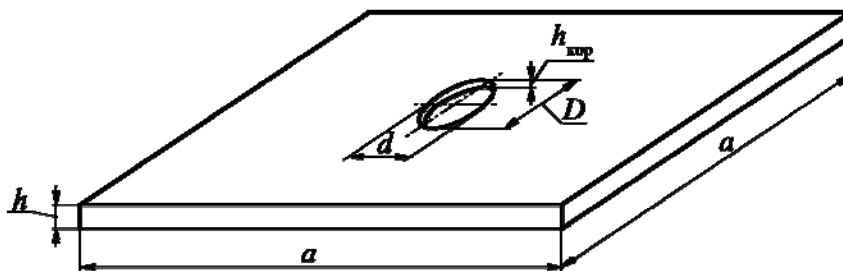


Рис. 4. Модель пластины с повреждением
Fig. 4. A plate model with some damage

Критерием оптимальности площади зачистки будет являться минимум действующих напряжений после удаления коррозионного повреждения.

Сначала было определено изменение коэффициента концентрации напряжений и величины максимальных напряжений с увеличением глубины коррозии $h_{\text{кор}}$ при растяжении пластины без зачистки. Результаты вычислительного эксперимента приведены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Результаты вычислительного эксперимента при растяжении пластины без зачистки
The results of numerical simulations while stretching of a plate without grinding

$h_{\text{кор}}, \text{ мм}$	$\bar{h} = \frac{h_{\text{кор}}}{h} \cdot 100\%$	$\sigma_x^{\max}, \text{ кПа}$	$\sigma_x^{\text{НОМ}}, \text{ кПа}$	α_{σ}
0,4	10	3244,97	2509,55	1,29
0,8	20	4501,21	3515,66	1,28
1,2	30	5168,48	3507,02	1,47
1,6	40	6530,21	3530,80	1,85
2	50	7616,62	3642,43	2,09
2,4	60	7801,37	3623,98	2,15
2,8	70	8661,26	3647,62	2,37
3,2	80	9560,00	3711,52	2,58
3,6	90	9487,00	3773,04	2,51
4	100	10540,00	3733,11	2,82

По данным результатам построены графики зависимостей коэффициента концентрации напряжений и максимального напряжения от глубины коррозии (рис. 5 и 6), которые имеют практически линейный характер. При увеличении глубины коррозии коэффициент концентрации напряжений и величина максимального напряжения увеличиваются.

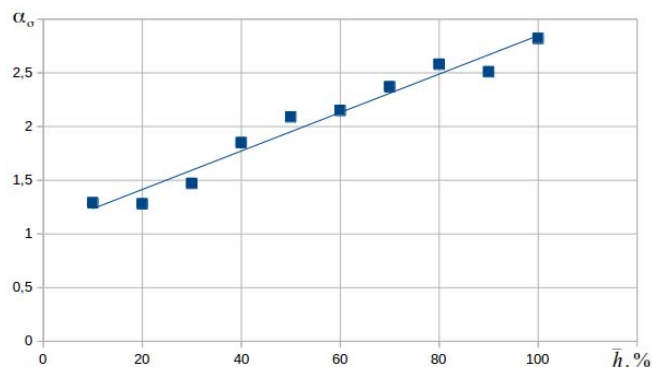


Рис. 5. Зависимость коэффициента концентрации напряжений от глубины коррозии
Fig. 5. The dependence of stress concentration coefficient on the corrosion depth

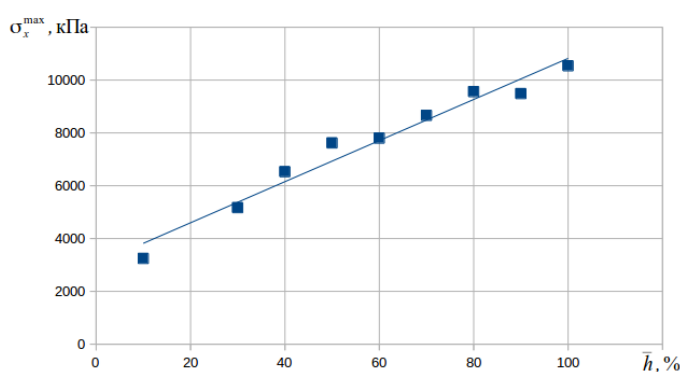


Рис. 6. Зависимость максимальных напряжений от глубины коррозии
Fig. 6. The dependence of maximum stresses on the corrosion depth

Далее путем вычислительных экспериментов определялось влияние диаметра зачистки $D_{\text{зач}}$ на коэффициент концентрации напряжений α_σ и величину максимальных напряжений σ_x^{\max} при фиксированной глубине коррозионного повреждения $h_{\text{кор}}$. Результаты вычислительных экспериментов для $h_{\text{кор}} = 0,4$ мм и $h_{\text{кор}} = 0,8$ мм приведены в табл. 2 и 3 соответственно.

Таблица 2
Table 2

Результаты вычислительного эксперимента при растяжении пластины с зачисткой для $h_{\text{кор}} = 0,4$ мм
The results of numerical simulations while stretching of a plate with grinding for $h_{\text{кор}} = 0,4$ mm

$D_{\text{зач}}$, мм	$\mu = D_{\text{зач}} / h_{\text{кор}}$	σ_x^{\max} , кПа	$\sigma_x^{\text{ном}}$, кПа	α_σ
10	25	3321,47	2662,99	1,24
12	30	3019,43	2481,22	1,21
14	35	2948,13	2485,11	1,18
16	40	3083,74	2498,06	1,23

Таблица 3
Table 3

Результаты вычислительного эксперимента при растяжении пластины с зачисткой
для $h_{\text{кор}} = 0,8$ мм
The results of numerical simulations while stretching of a plate with grinding
for $h_{\text{кор}} = 0,8$ mm

$D_{\text{зач}}, \text{мм}$	$\mu = D_{\text{зач}} / h_{\text{кор}}$	$\sigma_x^{\text{max}}, \text{кПа}$	$\sigma_x^{\text{НОМ}}, \text{кПа}$	α_σ
12	15	3159,13	2490,64	1,27
14	17,5	3149,55	2509,44	1,26
16	20	3128,67	2520,76	1,24
18	22,5	3110,5	2534,33	1,23
20	25	3093,32	2562,21	1,21
22	27,5	3076,07	2566,96	1,20
26	32,5	3071,85	2592,72	1,18
28	35	3068,64	2607,38	1,18
30	37,5	3148,52	2630,24	1,20

С целью обобщения полученных результатов было введено понятие относительного параметра зачистки:

$$\mu = \frac{D_{\text{зач}}}{h_{\text{кор}}} . \quad (5)$$

На рис. 7–10 показаны графики зависимостей коэффициента концентрации напряжений и максимального напряжения от относительного параметра зачистки, построенные по результатам, приведенным в табл. 2 и 3.

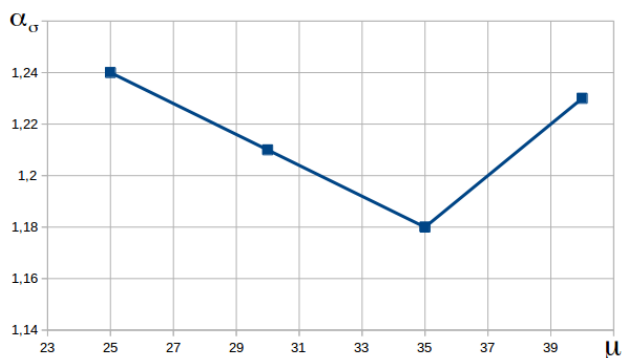


Рис. 7. Зависимость коэффициента концентрации напряжений от относительного параметра зачистки при $h_{\text{кор}} = 0,4$ мм
Fig. 7. The dependence of stress concentration coefficient on the relative grinding parameter for $h_{\text{кор}} = 0,4$ mm

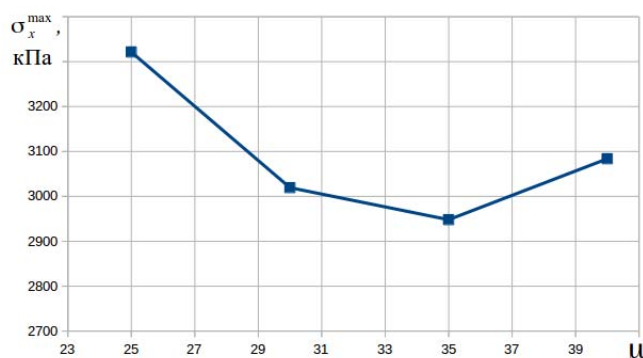


Рис. 8. Зависимость максимальных напряжений от относительного параметра зачистки при $h_{\text{кор}} = 0,4$ мм
Fig. 8. The dependence of maximum stresses on the relative grinding parameter for $h_{\text{кор}} = 0,4$ mm

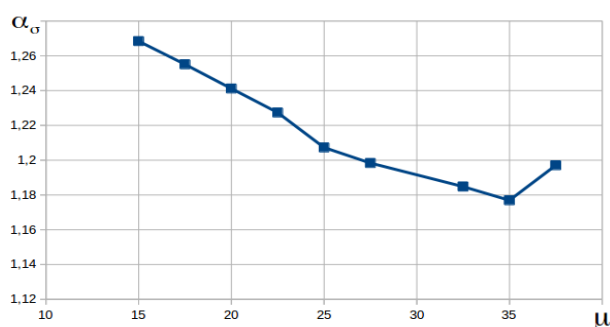


Рис. 9. Зависимость коэффициента концентрации напряжений от относительного параметра зачистки при $h_{\text{кор}} = 0,8$ мм

Fig. 9. The dependence of stress concentration coefficient on the relative grinding parameter for $h_{\text{кор}} = 0,8$ mm

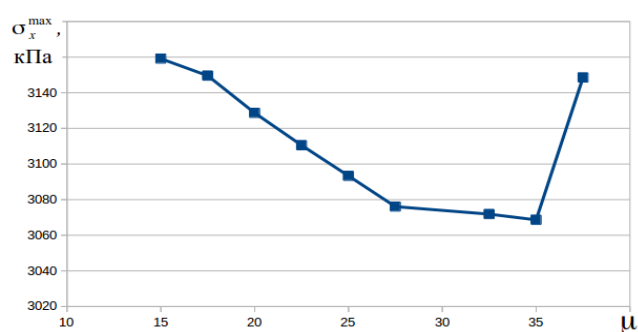


Рис. 10. Зависимость максимальных напряжений от относительного параметра зачистки при $h_{\text{кор}} = 0,8$ мм

Fig. 10. The dependence of maximum stresses on the relative grinding parameter for $h_{\text{кор}} = 0,8$ mm

Графики на рис. 7–10 имеют выраженный минимум при относительном параметре зачистки $\mu = 35$. Такой характер графиков можно объяснить тем, что сначала при увеличении диаметра зачистки максимальные напряжения уменьшаются за счет снижения концентрации напряжений в районе повреждения, а затем увеличиваются из-за уменьшения площади поперечного сечения пластины. Минимальное значение относительного параметра зачистки показывает, какое сочетание глубины коррозии и диаметра области зачистки является оптимальным.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей работе предложена методика оптимизации удаления коррозионных повреждений авиационных конструкций, основанная на математическом моделировании напряженного состояния элементов авиационных конструкций с применением свободного программного обеспечения, адекватность которого была подтверждена на примере решения задачи о концентрации напряжений в пластине с круглым отверстием (задачи Кирша).

Методика оптимизации удаления коррозионных повреждений была продемонстрирована на конкретном примере оптимизации зачистки пластины от коррозионного повреждения.

В качестве критерия оптимальности площади зачистки был выбран минимум действующих напряжений после удаления коррозионного повреждения.

Для обобщения полученных результатов было введено понятие относительного параметра зачистки как отношение диаметра зачистки к глубине коррозионного повреждения. Путем проведения серии вычислительных экспериментов с помощью свободного программного обеспечения было определено оптимальное значение относительного параметра зачистки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Байков В.М. Использование электрохимической диагностики для оценки зависимости скорости развития коррозии силового набора ВС из В95 от величины эксплуатационной и лабораторной наработки / В.М. Байков, С.В. Бутушин, В.Ю. Васильев, В.С. Шапкин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2005. № 84. С. 79–83.

2. Волчек В.А., Лапаев А.В. Анализ развития коррозионных поражений в эксплуатации самолетов Ил-86 // Научный Вестник МГТУ ГА. 2006. № 103. С. 187–189.

3. **Лапаев А.В.** Анализ современных подходов к оценке прочностных характеристик элементов конструкций воздушных судов с эксплуатационными коррозионными поражениями // Научный Вестник МГТУ ГА. 2006. № 103. С. 190–193.

4. **Васильев В.Ю.** Коррозия и старение воздушных судов при длительной эксплуатации: монография / В.Ю. Васильев, В.С. Шапкин, Е.С. Метелкин, А.В. Дуб. М.: Логос, 2007. 224 с.

5. **Гришин А.Н., Лапаев А.В., Шапкин В.С.** Концепция определения уровня коррозионного повреждения листового конструкционного материала на основе расчетно-экспериментальной оценки допустимых размеров коррозионного поражения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 130. С. 14–21.

6. **Акопян К.Э.** Оценка влияния значений параметров, характеризующих коррозионное поражение листового конструкционного материала, на его долговечность / К.Э. Акопян, В.М. Байков, С.В. Бутушин, А.В. Лапаев, А.С. Ковалевский // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 130. С. 21–26.

7. **Бутушин С.В., Ковалевский С.А., Шапкин В.С.** Анализ коррозионных повреждений силовой конструкции планера самолетов типа Ан-24 // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 130. С. 41–47.

8. **Лапаев А.В.** Оценка долговечности и предельного состояния элементов конструкции с коррозионными поражениями из сплава марки 1163АТВ // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 130. С. 119–123.

9. **Акопян К.Э.** Теория и практика оценки коррозионных повреждений элементов конструкции планера воздушных судов / К.Э. Акопян, С.В. Бутушин, А.Н. Гришин, А.В. Лапаев, А.В. Семин, В.С. Шапкин / Под ред. В.С. Шапкина, С.В. Бутушина. М.: ЗАО «НЦ ПЛГ ВС ГосНИИ ГА», 2010. 288 с.

10. **Акопян К.Э.** Исследование усталостной долговечности фрагмента конструкции фюзеляжа самолета типа Ту-154 с коррозионным повреждением / К.Э. Акопян, В.М. Байков, А.Н. Гришин, А.С. Ковалевский, А.В. Лапаев, В.С. Шапкин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 153. С. 37–44.

11. **Байков В.М., Лапаев А.В., Шапкин В.С.** Исследование характеристик усталостной долговечности и трещиностойкости при коррозионном поражении алюминиевого сплава 1163, применяемого в конструкциях современных самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 163. С. 110–116.

12. **Лапаев А.В., Семин А.В., Шапкин В.С.** Применение информационно-аналитической базы данных для анализа технического состояния конструкции планера транспортных самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 7–12.

13. **Лапаев А.В.** Методика оценки усталостной долговечности материала при коррозионном поражении и учета влияния коррозии при расчете длительности роста усталостной трещины // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 187. С. 74–82.

14. **Лапаев А.В., Шапкин В.С.** К вопросу оценки влияния коррозионных поражений планера на летную годность воздушных судов по условиям усталостной прочности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2014. № 4 (315). С. 17–21.

15. **Акопян К.Э.** Экспериментальная оценка влияния технологии восстановления материала конструкционных алюминиевых сплавов при коррозионном поражении на статическую прочность для решения задач по поддержанию летной годности воздушных судов / К.Э. Акопян, С.А. Грачев, А.В. Лапаев, В.К. Орлов, А.О. Титов, В.С. Шапкин, С.А. Школин // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 8 (319). С. 7–15.

16. **Акопян К.Э.** Экспериментальная оценка влияния коррозионного поражения на статическую прочность конструкционного алюминиевого сплава / К.Э. Акопян, С.А. Грачев, А.В. Лапаев, В.С. Шапкин // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 12 (323). С. 7–14.

17. **Разиньков Ф.Ф., Акопян К.Э.** Анализ изменения параметров коррозионных повреждений элементов конструкции центральной части фюзеляжа с увеличением сроков службы вертолетов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 32. С. 53–64.

18. **Gao Z.** Research on corrosion damage evolution of aluminum alloy for aviation / Z. Gao, Y. He, S. Zhang, T. Zhang, F. Yang // Applied Sciences. 2020. Vol. 10, iss. 20. ID 7184. Pp. 1–16. DOI: <https://doi.org/10.3390/app10207184>

19. **Xu Q.** Research and test of electrochemical corrosion in NC machining of 7 series aluminum alloy aircraft structure parts / Q. Xu, X. Chen, Y. Fei, W. Wang // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. 2020. Vol. 546. ID 042053. Pp. 1–7. DOI: 10.1088/1755-1315/546/4/042053

20. **Janovec M., Černan J., Škultéty F.** Use of non-destructive eddy current technique to detect simulated corrosion of aircraft structures // Korozje a ochrana materialu. 2020. Vol. 64, iss. 2. Pp. 52–58. DOI: <https://doi.org/10.2478/kom-2020-0008>

21. **Образцов И.Ф., Булычев Л.А., Васильев В.В. и др.** Строительная механика летательных аппаратов: учебник для вузов / Под ред. И.Ф. Образцова. М.: Машиностроение, 1986. 536 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Саиджанов Далер Пулатович, аспирант кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, akpla@yandex.ru.

Ефимов Вадим Викторович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, akpla@yandex.ru.

APPLICATION OF MATHEMATICAL MODELING OF THE AIRCRAFT STRUCTURES STRESS STATE TO OPTIMIZE CORROSION DAMAGE REMOVAL

Daler P. Saidzhanov¹, Vadim V. Efimov¹

¹*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

ABSTRACT

During the long-term aircraft operation, corrosion damage occurs on the aircraft structure. This leads to reducing of construction strength, rigidity and durability. Due to this corrosion damage removal and paintwork restoration are performed during the maintenance operation. During the corrosion damage removal not only corrosion products, but the material partially untouched by corrosion are removed as well. As a result, the cross-sectional area is reduced. This causes the increase of the stresses and decrease of the construction strength, rigidity and durability. However, it is impossible to refuse the removal of corrosion damage, but it is possible to optimize the stripping area parameters. The purpose of this paper is to solve the problem by applying mathematical modeling of the aircraft structures stress state by using open source software based on a finite element method (FEM). For preprocessing (creating geometry of the model, meshing) such software as FreeCAD, Gmsh, SALOME can be used, for processing (computation) – Code_Aster, which is included in SALOME-MECA software, for post processing (calculations visualization) can be used Post-Pro, which is also a part of SALOME-MECA software. Before the conducting computational experiments on the topic of this study the adequacy of the above mentioned software was checked. For this, the test problem of stress concentration in a plate with a circular hole – Kirsch task – was solved. At the same time, it was possible to achieve inaccuracy not exceeding 3%, due to this the adequacy of the selected software was considered as sufficient for conducting computational experiments in order to solve the problem. A technique of optimizing the removal of corrosion damage in aircraft structures was developed. It was demonstrated on a specific example of optimization of a plate corrosion damage stripping. After removal of the corrosion damage the minimum of the effective stresses was chosen as a criterion for optimality of the stripping area. In order to generalize the obtained results, the concept of the relative parameter of stripping was introduced which is the ratio of the stripping diameter to the

depth of the corrosion damage. A number of computational experiments showed that there was an optimal value of the relative parameter of stripping, where a minimum of stresses acting in the plate after stripping was realized thus providing for the maximum possible durability of the structure after repair.

Key words: aircraft, construction, strength, fatigue endurance, corrosion, stress state, mathematical modeling.

REFERENCES

1. **Baikov, V.M., Butushin, S.V., Vasilyev, V.Yu. and Shapkin, V.S.** (2005). *Ispolzovaniye elektrokhimicheskoy diagnostiki dlya otsenki zavisimosti skorosti razvitiya korrozii silovogo nabora VS iz V95 ot velichiny ekspluatatsionnoy i laboratornoy narabotki* [The usage of electrochemical diagnostics to assess the dependence of the corrosion rate in the power set of aircraft from V95 on the value of operational and laboratory operating time]. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 84, pp. 79–83. (in Russian)
2. **Volchek, V.A. and Lapaev, A.V.** (2006). *The analysis of development of corrosion defeats in operation of planes of IL-86*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 103, pp. 187–189. (in Russian)
3. **Lapaev, A.V.** (2006). *The analysis of the modern approaches to an estimation strength of the characteristics of elements of designs of air courts with operational corrosion defeats*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 103, pp. 190–193. (in Russian)
4. **Vasilyev, V.Yu., Shapkin, V.S., Metelkin, E.S. and Dub, A.V.** (2007). *Korroziya i starenkiye vozdukhnykh sudov pri dlitelnoy ekspluatatsii: Monografiya* [Corrosion and aging of aircraft during long-term operation: Monography]. Moscow: Logos, 224 p. (in Russian)
5. **Grishin, A.N., Lapaev, A.V. and Shapkin, V.S.** (2008). *The concept of definition of a level of corrosion damage of a sheet constructional material on the basis of a settlement-experimental estimation of the admissible sizes of corrosion defeat*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 130, pp. 14–21. (in Russian)
6. **Acopjan, K.E., Baikov, V.M., Butushin, S.V., Kovalevskiy, A.S. and Lapaev, A.V.** (2008). *Estimation of influence of values of parameters, corrosion defeat of a sheet constructional material, on his durability*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 130, pp. 21–26. (in Russian)
7. **Butushin, S.V., Kovalevsky, S.A. and Shapkin, V.S.** (2008). *The analysis corrosion damages of planes type AN-24*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 130, pp. 41–47. (in Russian)
8. **Lapaev, A.V.** (2008). *Estimation of longevity and limiting condition of elements of the design with corrosion defects from the alloy of 1163ATV*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 130, pp. 119–123. (in Russian)
9. **Acopjan, K.E., Butushin, S.V., Grishin, A.N., Lapaev, A.V., Semin, A.V. and Shapkin, V.S.** (2010). *Teoriya i praktika otsenki korrozionnykh povrezhdeniy elementov konstruktsii planera vozdukhnykh sudov* [Theory and practice of assessing corrosion damage to aircraft airframe structural elements], in Shapkin V.S, Butushin S.V. (Ed.). Moscow: ZAO «NC PLG VS GosNII GA», 288 p. (in Russian)
10. **Acopjan, K.E., Baykov, V.M., Grishin, A.N., Kovalevsky, A.S., Lapaev, A.V. and Shapkin, V.S.** (2010). *Research of fatigue durability of the fragment of the design fuselage plane type TY-154 with corrosion damage*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 153, pp. 37–44. (in Russian)
11. **Baykov, V.M., Lapaev, A.V. and Shapkin, V.S.** (2011). *Research of characteristics of fatigue durability and crack resistences at corrosion damage the aluminium alloy 1163 applied in construction of modern planes*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 163, pp. 110–116. (in Russian)
12. **Lapaev, A.V., Semin, A.V. and Shapkin, V.S.** (2012). *Application of informational and analytical database for the analysis of the technical condition of the transport planes's glider construction*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 175, pp. 7–12. (in Russian)

13. Lapaev, A.V. (2013). *Technique of the assessment of fatigue durability of the material at corrosion defeat and the accounting of influence of corrosion at calculation of duration of growth of the fatigue crack*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 187, pp. 74–82. (in Russian)

14. Lapaev, A.V. and Shapkin, V.S. (2014). *To the question of the evaluation of influence of corrosion defeats of the airframe on the flight validity of aircrafts under the terms of fatigue durability*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 4 (315), pp. 17–21. (in Russian)

15. Akopyan, K.E., Grachev, S.A., Lapaev, A.V., Orlov, V.K., Titov, A.O., Shapkin, V.S. and Shkolin, S.A. (2015). *Experimental assessment of influence of technology of restoration of material constructional aluminum alloys at corrosion defeat on static durability for the solution of tasks of maintenance of the flight validity of aircrafts*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 8 (319), pp. 7–15. (in Russian)

16. Akopyan, K.E., Grachev, S.A., Lapaev, A.V. and Shapkin, V.S. (2016). *Experimental assessment of corrosion defeat on static durability for constructional aluminum alloy*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 12 (323), pp. 7–14. (in Russian)

17. Razinkov, F.F. and Akopyan, K.E. (2020). *Analysis of changes in parameters of corrosion damage to structural elements of the central fuselage with an increase in the service life of Mi-8 helicopters*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 32, pp. 53–64. (in Russian)

18. Gao, Z., He, Y., Zhang, S., Zhang, T. and Yang, F. (2020). *Research on corrosion damage evolution of aluminum alloy for aviation*. Applied Sciences, vol. 10, issue 20, ID 7184, pp. 1–16. DOI: 10.3390/app10207184

19. Xu, Q., Chen, X., Fei, Y. and Wang, W. (2020). *Research and test of electrochemical corrosion in NC machining of 7 series aluminum alloy aircraft structure parts*. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, vol. 546, ID 042053, pp. 1–7. DOI: 10.1088/1755-1315/546/4/042053

20. Janovec, M., Černan, J. and Škultéty, F. (2020). *Use of non-destructive eddy current technique to detect simulated corrosion of aircraft structures*. Koroze a ochrana materialu, vol. 64, issue 2, pp. 52–58. DOI: 10.2478/kom-2020-0008

21. Obratsov, I.F., Bulychev, L.A. and Vasilev, V.V. (1986). *Stroitel'naya mekhanika letatel'nykh apparatov : uchebnik dlya vuzov* [Construction mechanics of aircraft: Textbook for Universities], in Obratsov I.F. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 536 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Daler P. Saidzhanov, Postgraduate Student, Aerodynamics, Airframe and Strength of Aircraft Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, akpla@yandex.ru.

Vadim V. Efimov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of Aerodynamics, Airframe and Strength of Aircraft Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, akpla@yandex.ru.

Поступила в редакцию 11.02.2020
Принята в печать 28.01.2021

Received 11.02.2020
Accepted for publication 28.01.2021