

doi: 10.32620/oikit.2021.91.07

УДК 629.7.01

Yifang Sun, A.A. Вендин

Анализ напряженно-деформированного состояния фитингового стыка панелей отъемной части крыла и центроплана транспортного самолета

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский Авиационный Институт»*

Фитинги широко используются в конструкциях самолетов и отвечают за соединение важных компонентов. Анализ напряженно-деформированного состояния фитинга должен проводиться до анализа характеристик фитинга. С помощью программного обеспечения для 3D моделирования (CATIA) и программного обеспечения для анализа методом конечных элементов (ANSYS) было рассчитано напряженно-деформированное состояние каждого компонента в стыковочном узле отъемной части крыла. В CATIA твердотельная модель упрощена и сегментирована в соответствии с размером поперечного сечения и высотой центра тяжести модели. В ANSYS балочные элементы используются в качестве замены упрощенной сегментированной модели для получения распределения внутренних сил твердотельной модели, а также для определения величины и изменения напряжения, приложенного к концам твердотельной модели. При расчете силы, передаваемой крепежным элементом, принимается во внимание сила предварительного затягивания болта и взаимодействие поверхностей компонента для моделирования реальной ситуации. Использование CATIA и ANSYS для получения напряженно-деформированного состояния компонентов в фитинговом соединении центроплана и отъемной части крыла является вполне осуществимым методом.

Результаты показывают, что в условиях работы при 130 МПа фитинг отъемной части крыла имеет максимальное напряжение 245,79 МПа и коэффициент максимальной деформации 0,0035, стрингер крыла имеет максимальное напряжение 293,17 МПа и при максимальной деформации 0,0047, внешняя панель отъемной части крыла имеет максимальное напряжение 289,53 МПа и максимальную деформацию 0,0042. Соединительные болты (M8 и M6) имеют максимальное напряжение 686,81 МПа и максимальное напряжение 0,0063, что соответствует проектным требованиям. По результатам анализа напряженно-деформированного состояния фитинга отъемной части крыла получено распределение усилий болтов фитингового соединения. Было подтверждено, что из-за различных положений и областей действия болтов распределение силы между рядами болтов неравномерно и первый ряд болтов имеет большее усилие.

Ключевые слова: фитинговое соединение; напряженно-деформированное состояние; четыре ряда болтов, анализ методом конечных элементов.

Фитинговые стыки широко используют в конструкции самолетов для соединения ответственных и крупных агрегатов, таких, как центроплан и отъемная часть крыла, киль, стабилизатор и фюзеляж. Прочность конструкции самолета непосредственно связана с прочностью соединений его агрегатов. Поэтому анализ и проектирование фитинговых соединений – один из наиболее важных вопросов проектирования сложных конструкций. Передача усилий элементами фитингового стыка является многократно статически неопределимой задачей, и её аналитическое решение вызывает существенные затруднения. С развитием численных методов и применением методов конечных элементов компьютерно-интегрированными технологиями становится возможным анализировать фитинговые стыки, как в целом, так и

покомпонентно. Анализ характеристик напряженно-деформированного состояния фитингового соединения и его конструктивных элементов является важной задачей для оценки соответствия конструкции соединения проектным требованиям и выявления её критических зон. В статье описан расчёт напряженно-деформированного состояния для фитинга стыка отъёмной части крыла с центропланом.

Ученые, работающие в сфере авиационного проектирования, проводят множество исследований, посвященных проектированию, моделированию и анализу фитинговых соединений. Так, например, Е.Т. Василевский, А.Г. Гребеников, А.Ю. Ефремов и др. [1-3] анализируют общее напряженно-деформированное состояние фитинга стыка центроплана и отъёмной части крыла, определяя напряженно-деформированное состояние каждого компонента его сегментированной и упрощенной модели в соответствии с общим напряженно-деформированным состоянием целой модели. Ими доказана возможность использования упрощенных и сегментированных моделей для анализа характеристик фитинговых соединений. Wang и др. [4,5] разработали модель фитинга, воспринимающего радиальные нагрузки, и проверили прочность спроектированного соединения с помощью метода конечных элементов, Qin и др. [6] выполнили анализ ресурса фитингового стыка отъёмной части крыла с центропланом в ходе усталостных испытаний образцов. Ими были применены такие методы, как макро- и микрофотография изломов, металлографический контроль, численный анализ методом конечных элементов и натурные испытания. Результаты показывают, что именно частота нагружения, асинхронность нагрузок и недостаточное закрепление образца вызывают наибольшее напряжение в болтовом соединении, что приводит к возникновению усталостных трещин и малой долговечности экспериментальных образцов. Их работа является хорошим основанием для изменения модели конструкции фитинга. Zhao и др. [7] в своей работе использовали модуль анализа упругопластических контактов MARC, масштабируемого конечно-элементного анализа, для выполнения нелинейного сопряженного анализа стыков крыла и центроплана с непрерывным уточнением сетки. В ходе исследований на основе нелинейного метода конечных элементов создается упругопластическая контактная конечно-элементная модель стыкового соединения. Wang и др [8] объединили стандартный метод конечных элементов с улучшенным методом среднего значения для анализа надежности и жесткости фитингового стыка крыла с центропланом.

Из приведенных выше исследований сделан вывод, что использование методов инженерного анализа характеристик напряженно-деформированного состояния фитингового соединения с применением сегментированной и упрощенных моделей с приложением реальных нагрузок к ее элементам позволит эффективно определить эти характеристики. В данной работе, основанной на исследованиях Е.Т. Василевского, А.Г. Гребеникова, А.Ю. Ефремова и др., и предложенном методе, рассмотрен расчет напряженно-деформированного состояния фитингового стыка отъёмной части крыла с центропланом для подготовки к дальнейшему анализу его статической прочности и ресурса.

В качестве объекта анализа взят фитинг поперечного стыка между центропланом и внешней частью крыла [9] самолета транспортной категории Ан-148. На рисунке 1 показаны центроплан и отъёмная часть крыла самолета

Ан-148. Видно, что центральная секция и отъемная часть крыла соединены между собой рядом фитинговых соединений. В целом стык является сложной конструкцией, состоящей из однотипных элементов, поэтому модель фитингового соединения для выполнения анализа целесообразно упростить.

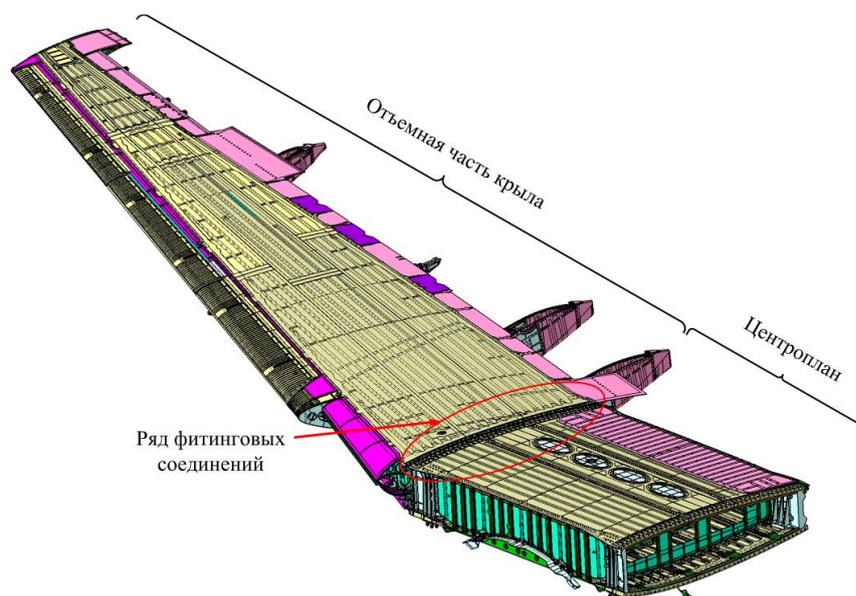


Рисунок 1 – Фитинговый стык центроплана и отъемной части крыла самолета Ан-148

Соединение между центропланом и отъемной частью крыла можно рассматривать как комбинацию множества подобных конструктивных элементов. Для подобных структурных единиц целесообразно использовать один и тот же метод расчета их напряженно-деформированного состояния. В данной работе в качестве объекта исследования для анализа взят один обобщенный соединительный элемент, расположенный в нижней части стыка центроплана и отъемной части крыла. Конструкция обобщенного фитинга показана на рисунке 2. Данная конструкция включает в себя панель центроплана, промежуточную вставку, фитинг отъемной части крыла, стрингер отъемной части крыла, панель внешней секции крыла, болты с шестигранной головкой (M18), болты с потайной головкой (M8 и M6) и заклепки с потайной головкой (M6), как показано на рисунках 2 и 3. Напряжения брутто регулярной зоны панели отъемной части крыла при эксплуатационной нагрузке составляет $\sigma_{ea} = 130 \text{ МПа}$. В сечении регулярной зоны продольное усилие P получим по следующей формуле:

$$P = \sigma_{eq} \cdot S_{sec}$$

где S_{sec} - площадь поперечного сечения регулярной зоны панели.

Крепление центроплана, промежуточной панели, фитинга отъемной части крыла, нижней панели внешней части крыла, стрингера отъемной части крыла – выполнены из алюминиевого сплава Д16Т. Основные характеристики алюминиевого сплава Д16Т приведены в таблице 1. Болты с шестигранной головкой (M18) и болты с потайной головкой (M8 и M6) изготовлены из

титанового сплава VT16. Основные характеристики титанового сплава VT6 приведены в таблице 2.

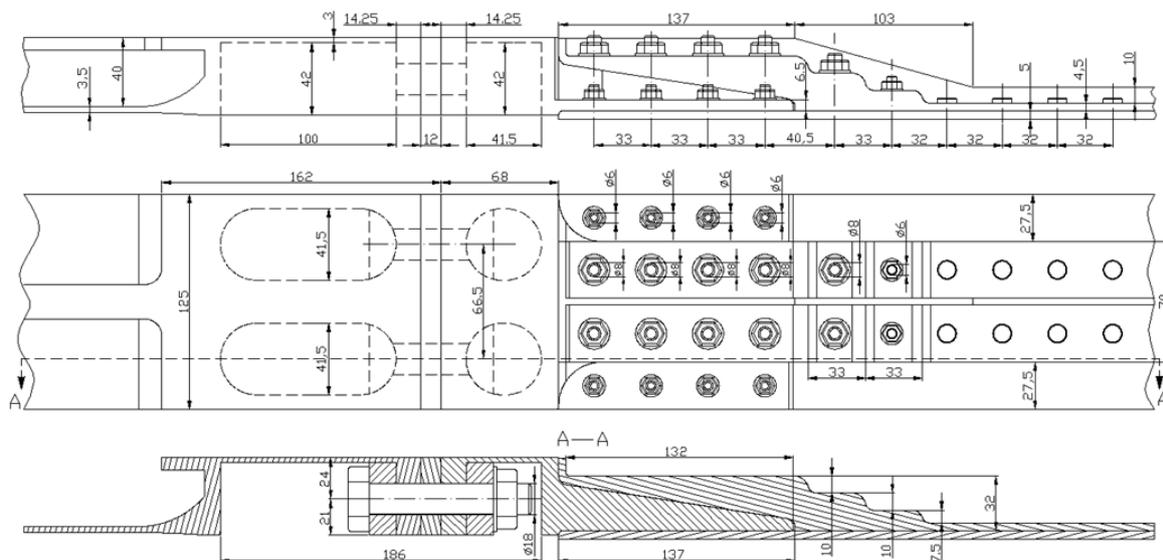


Рисунок 2 – Конструкция фитингового соединения

Таблица 1 – Основные характеристики алюминиевого сплава Д16Т

Плотность	Модуль упругости	Предел прочности	Предел текучести	Коэффициент Пуассона
2780 (кг/м ³)	72 (ГПа)	440 (МПа)	300 (МПа)	0,33

Таблица 2 – Основные характеристики титанового сплава VT6

Плотность	Модуль упругости	Предел прочности	Предел текучести	Коэффициент Пуассона
4450(кг/м ³)	115 (ГПа)	1100 (МПа)	835 (МПа)	0,32

Из-за сложности конструкции и большого числа деталей различной конфигурации стоимость проведения натурных испытаний будет высокой, а сроки длительными, что не позволяет удовлетворить современные производственные требования. Эффективным и рациональным методом является поэтапный анализ напряженно-деформированного состояния фитингового стыка отъемной части крыла и центроплана. Рассмотрим упрощение и сегментирование модели фитингового соединения, а затем выполним анализ характеристик его напряженно-деформированного состояния методом конечных элементов. Для расчета напряженно-деформированного состояния фитингового стыка, оценки соответствия проектным требованиям и последующего анализа его характеристик необходимо выполнить следующие задачи:

1) разбить модель фитинга в соответствии с геометрическими и массовыми характеристиками поперечного сечения трехмерной модели и представить каждый сегмент балочным элементом;

2) выполнить анализ характеристик общего напряженно-деформированного состояния сегментированной и упрощенной модели

фитинга методом конечных элементов, чтобы получить характер распределения внутренних силовых факторов;

3) в соответствии с действующими внутренними силовыми факторами приложить нагрузки и выполнить анализ локального напряженно-деформированного состояния методом конечных элементов сегментов модели;

4) сравнить полученные характеристики с требованиями технического задания и оценить соответствие фитинга проектным требованиям.

1 Сегментация и упрощение модели фитингового стыка

На основе проектировочного расчета конструктивных параметров стыка с использованием программного обеспечения САТІА создана трехмерная модель сборочной единицы фитингового соединения, которая показана на рисунке 3. На основе этой трехмерной модели создана расчетная схема для решения указанных выше задач.

С помощью представленной трехмерной модели получены конфигурации поперечных сечений сегментов. В соответствии с формой поперечного сечения определены 15 основных поперечных сечений, которые делят фитинг на соответствующие 15 сегментов, как показано на рисунке 4. Эти сегменты отражают геометрию поперечных сечений, а также конструктивные и массово-инерционные характеристики расчетной модели. Чтобы упростить сегментированную модель, каждый ее сегмент рассмотрен в дальнейшем как единое целое и смоделирован балочными элементами.

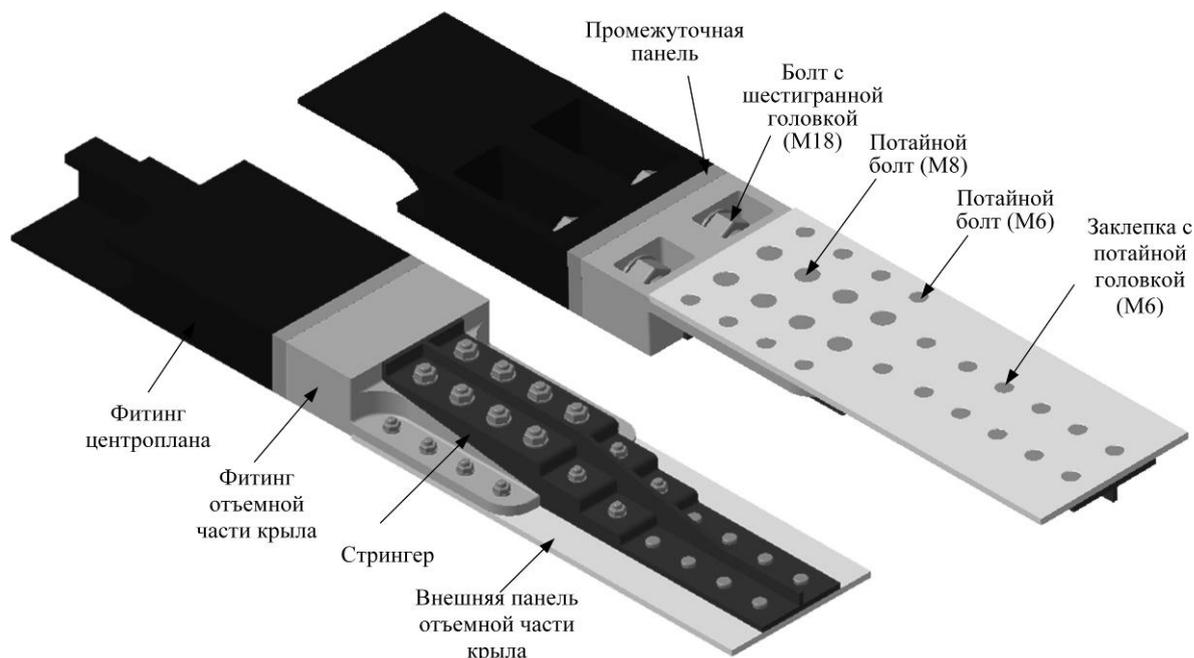


Рисунок 3 – Трехмерная модель фитингового стыка

На рисунке 4: а) схематично показано продольное сечение фитинга стыка; б) приведена схема разбиения модели; в) представлена упрощенная балочная модель стыка; г) схематично показано распределение площадей поперечных сечений; д) схематично показано положение центров тяжести сечений.

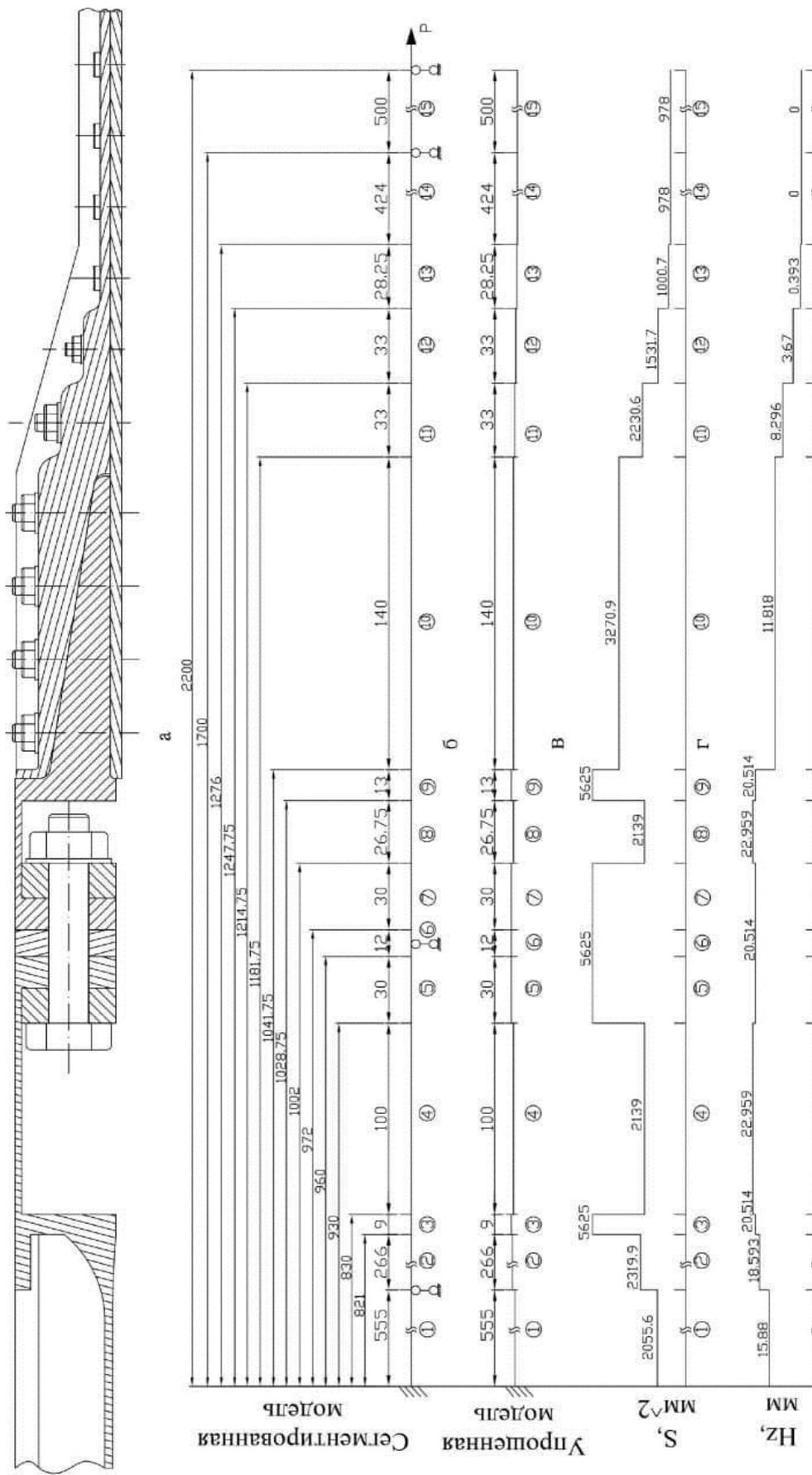


Рисунок 4 – Расчетная схема фитингового стыка:

а – продольное сечение фитингового стыка; б – разбиение модели на сегменты; в – упрощенная балочная модель стыка; г – диаграмма площадей сечений; д – линия центров тяжести сечений

2 Анализ методом конечных элементов

Чтобы выполнить вторую задачу и получить характер распределения внутренних силовых факторов, используем ANSYS Workbench. Модель для расчета создана, как показано на рисунке 5. В точке L_0 задано ограничение перемещения по осям X и Y . В точках L_{555} , L_{966} , L_{1700} и L_{2200} задано ограничение перемещения по оси Y , в точке L_{2200} приложена горизонтальная растягивающая нагрузка P . При расчете каждому сегменту назначена форма поперечного сечения в соответствии с формой сечений трехмерной модели. Результаты расчетов показаны на рисунках 6–9. При напряжении брутто в регулярной зоне панели 130 МПа результаты расчета перерезывающей силы, изгибающего момента, перемещений и растягивающих напряжений показаны на рисунках 6 – 9.



Рисунок 5 – Конечно-элементная модель в Workbench

Распределение поперечной силы по длине модели показано на рисунке 6, изгибающего момента по длине модели на рисунке 7, сдвиг каждого элемента модели показано на рисунке 8, растягивающие напряжения в каждом элементе модели на рисунке 9.

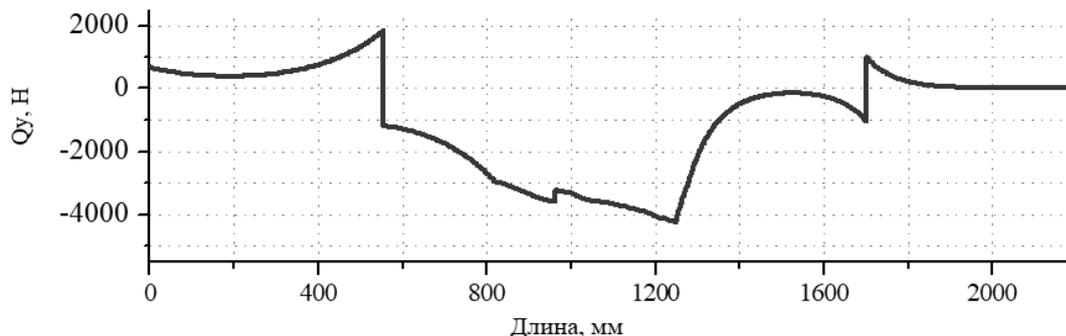


Рисунок 6 – Диаграмма перерезывающей силы при напряжении брутто 130 МПа

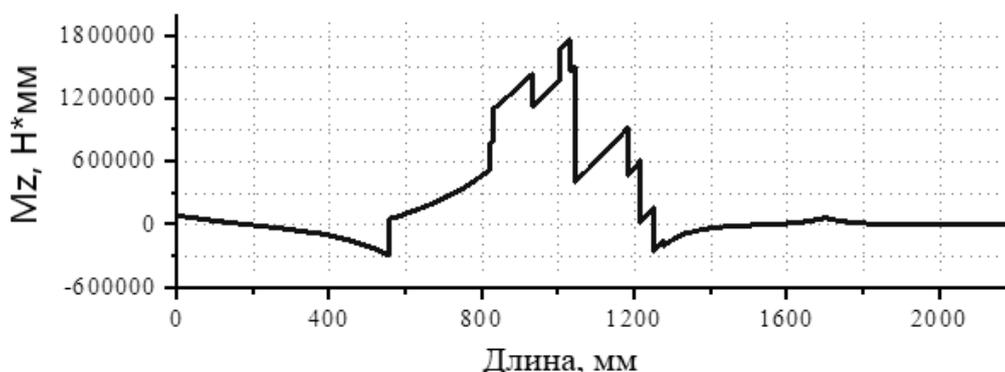


Рисунок 7 – Диаграмма изгибающего момента при напряжении брутто 130 МПа

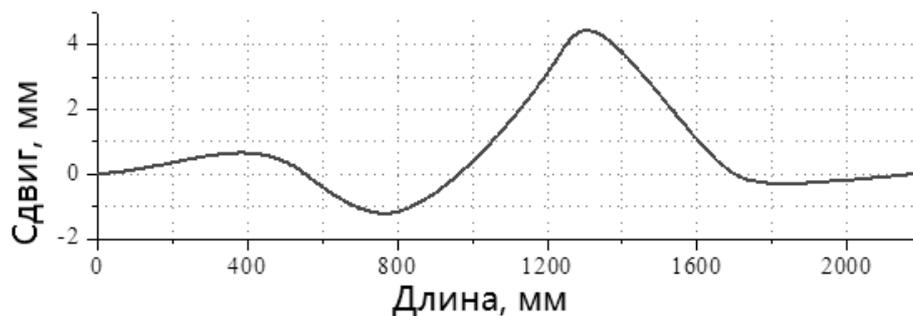


Рисунок 8 – Диаграмма сдвига при полном напряжении 130 МПа

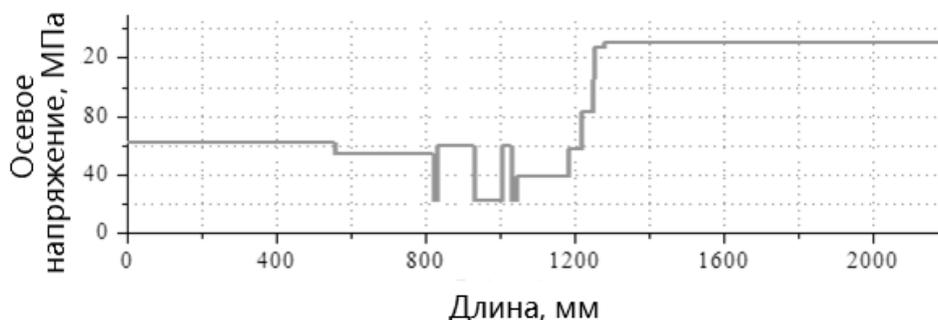


Рисунок 9 – Диаграмма осевого напряжения при общем напряжении 130 МПа

Из диаграмм, показанных на рисунках 7–9, видно, что при напряжении брутто 130 МПа в регулярной зоне панели в сечении 8 максимальная перерезывающая сила достигает 3938,1 Н, изгибающий момент – 924,5 Н*м, растягивающее напряжение – 38,86 МПа, а перемещение – 2,795 мм.

3 Анализ методом конечных элементов фитинга отъемной части крыла

Фитинговое соединение отъемной части крыла состоит из самого фитинга, стрингера крыла, нижней панели крыла и болтов с потайными головками (М8 и М6), как показано в трехмерной модели на рисунке 10. На основе результатов, полученных во второй задаче, заданы граничные условия модели соединения. Трехмерная модель стыка отъемной части крыла импортирована в Workbench через промежуточный формат *stp.*, Построенная конечно-элементная модель показана на рисунке 11. Так как конструкция стыка симметрична относительно вертикальной плоскости, расчет характеристик напряженно-деформированного состояния выполним для одной половины.

Для конечно-элементной модели фитингового соединения заданы следующие граничные условия:

1. Болты подвергаются осевому усилию предварительной затяжки. Усилие предварительной затяжки болта М8 составляет 12400 Н, усилие предварительной затяжки болта М6 составляет 6750 Н.

2. Трение в контактных парах между болтом и фитингом, стрингером крыла и нижней панелью крыла считаем пренебрежимо малым.

3. Контакты между гайкой и фитингом, стрингером отъемной части крыла и нижней панелью крыла смоделированы с коэффициентом трения 0,2.

4. На торцевых сечениях фитинга отъемной части крыла имеем поперечную силу 3938,1 Н, изгибающий момент 924,5 Н*м и растягивающее напряжение 38,86 МПа. Поперечная сила здесь вызвана различным

положением центра тяжести сегментов фитинга, а частичный изгиб происходит из-за эксцентриситета передачи нагрузки.

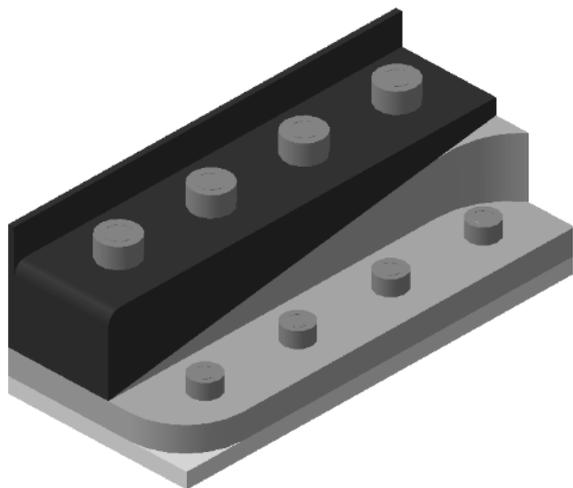


Рисунок 10 – Трехмерная модель фрагмента фитингового соединения отъемной части крыла

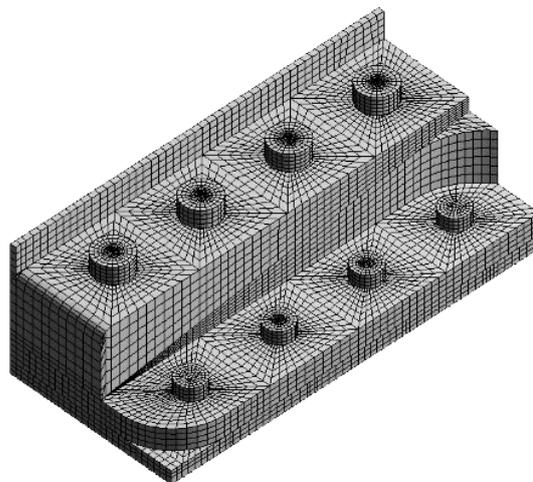


Рисунок 11 – Конечно-элементная модель фрагмента фитингового соединения отъемной части крыла

НДС компонентов в фитинговом соединении рассчитано с помощью Workbench, результаты показаны на рисунках 12 и 13.

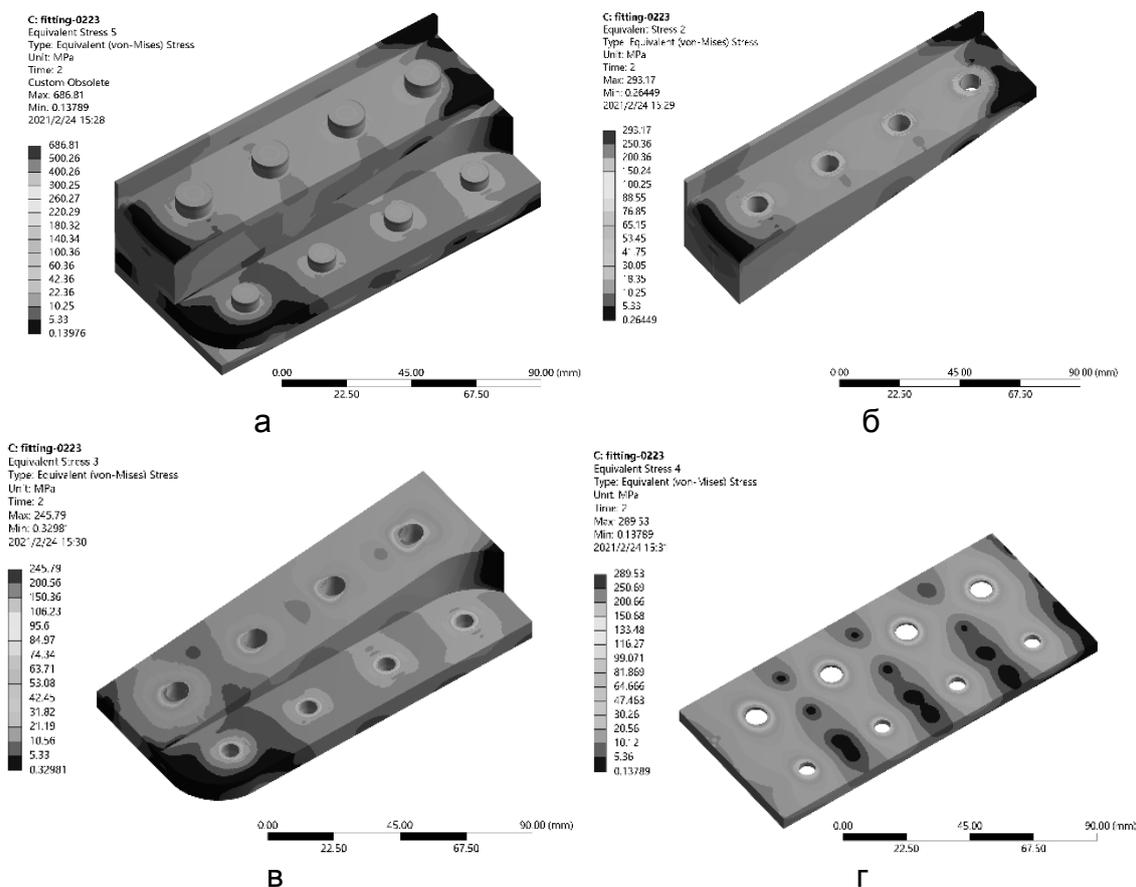


Рисунок 12 – Напряженное состояние элементов фитингового соединения

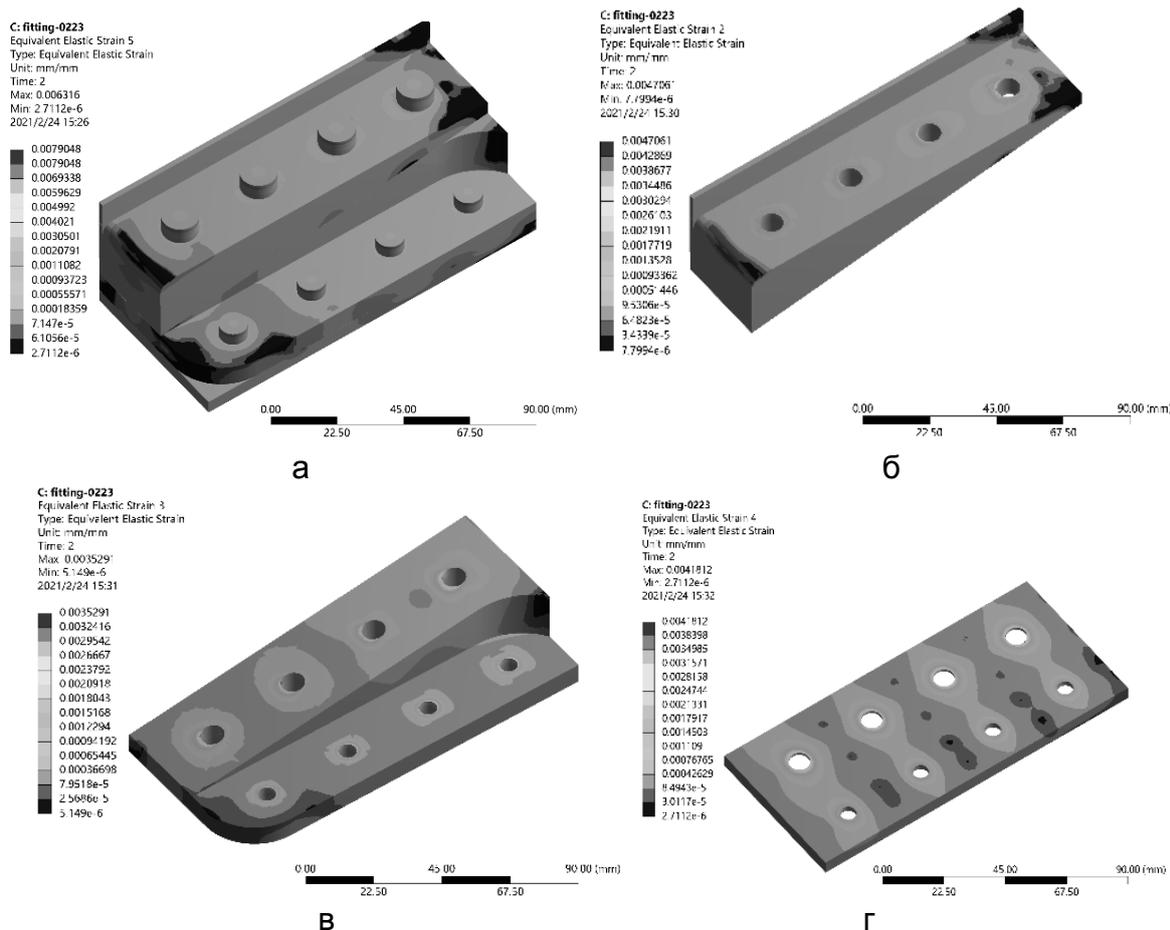


Рисунок 13 – Деформированное состояние компонентов фитингового соединения крыла

Результаты показывают следующее: при напряжениях брутто в регулярной зоне панели 130 МПа фитинг отъемной части крыла имеет максимальное эквивалентное напряжение Мизеса, равное 245,79 МПа и коэффициент максимальной деформации – 0,0035, стрингер крыла имеет максимальное эквивалентное напряжение 293,17 МПа и коэффициент максимальной деформации – 0,0047, нижняя панель крыла имеет максимальное эквивалентное напряжение 289,53 МПа и коэффициент максимальной деформации – 0,0042. Соединительные болты (М8 и М6) имеют максимальное эквивалентное напряжение 686,81 МПа и коэффициент максимальной деформации – 0,0063.

4 Анализ распределения усилий, передаваемых четырьмя рядами болтов

Расположение болтов в фитинговом соединении показаны на рисунке 14. Каждый ряд болтов содержит по два болта М6 и два болта М8. Болты М6 и М8 служат для установки и крепления фитинга, стрингера крыла, нижней панели крыла. Необходимо проанализировать распределение усилий, передаваемых каждым рядом болтов, чтобы убедиться в рациональности конструкции. Поскольку конструкция соединения фитинга является симметричной, распределение силы четырех рядов болтов может быть получено путем анализа лишь одной стороны. Структура одностороннего соединения четырех

рядов болтов показана на схеме обозначения рядов и распределения усилий между ними (рисунок 14).

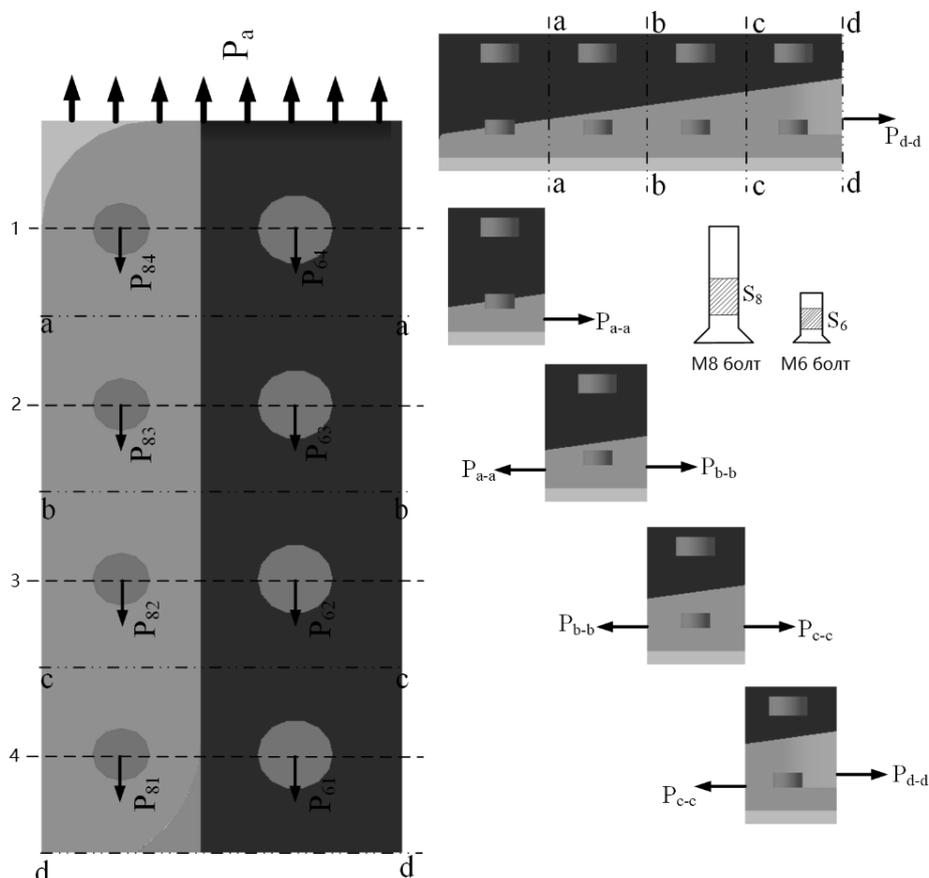


Рисунок 14 – Схема четырех рядов болтов и распределение усилий на них

Для решения этой задачи используют численный метод, описанный в статье [1]. Данный метод позволяет получить распределение сил между рядами болтов на основе средних эквивалентных напряжений в регулярном сечении между рядами болтов. Эквивалентные напряжения в регулярном сечении между рядами болтов получают из результатов анализа напряженно-деформированного состояния компонентов в фитинге. Сила одного ряда болтов равна разнице сил между поперечными сечениями с обеих сторон. Преимущество этого метода заключается в том, что он учитывает взаимодействие рядов болтов и характеристики взаимодействия элементов соединения. Следует отметить, что из-за того, что вместо фактического напряжения регулярного сечения используется среднее эквивалентное напряжение регулярного сечения, силы, воздействующие на болт, имеют некоторую погрешность.

В четырехрядной конструкции под действием тянущего усилия на болтах создается поперечное усилие, а после нагружения болты оказывают давление на фитинг. С учетом размещения болтов и крепления отъемной части крыла в целом сила, действующая на болты, эквивалентна силе, действующей на фитинг отъемной части крыла. Таким образом, необходимо только проанализировать воздействие фитинга отъемной части крыла на болты, а после получить распределение усилий на болтах. Сила каждого ряда болтов

рассчитывается следующим образом:

Усилие каждого ряда болтов можно высчитать по следующим формулам соответственно их порядковому номеру:

$$P_1 = P_{a-a}, P_2 = P_{b-b} - P_{a-a}, P_3 = P_{c-c} - P_{b-b}, P_4 = P_{d-d} - P_{c-c}.$$

Из-за разного диаметра и положения болтов М8 и М6 силы, передаваемые болтами М8 и М6, различаются. Усилие между болтами распределяется пропорционально площади поперечного сечения болта следующим образом:

Усилие необходимое для каждого болта М8 и М6 рассчитывают по следующим формулам:

$$P_{8i} = \frac{S_{8i}}{S_{6i} + S_{8i}} \cdot P_i, P_{6i} = \frac{S_{6i}}{S_{6i} + S_{8i}} \cdot P_i,$$

где $i = 1, 2, 3, 4$;

S_{6i} – площадь поперечного сечения одного болта М6 в i -м ряду;

S_{8i} – площадь поперечного сечения одного болта М8 в i -м ряду.

На основе результатов силы одного болта в соединительной конструкции из четырех рядов болтов, коэффициент распределения силы R между болтами М8 и М6 рассчитывают следующим образом:

Коэффициент распределения силы у каждого болта М8 и М6 в i -ом ряду:

$$R_{8i} = \frac{P_{8i}}{P_a}, R_{6i} = \frac{P_{6i}}{P_a},$$

где $i = 1, 2, 3, 4$.

На рисунке 15 отображено распределение усилия на болты М8 и М6 по рядам на фрагменте стыка фитинга. На рисунке 16 показан коэффициент распределения усилий R болтов М8 и М6 по рядам.

Из рисунков 15 и 16 видно, что сила четырех рядов болтов неравномерна, что вызвано разными площадями и положением болтов. Первый ряд болтов имеет наибольшее усилие, а коэффициент распределения усилия равен 0,307. Болты М8 первого ряда имеют наибольшее усилие, с коэффициентом распределения усилия, равного 0,196. Болты М6 имеют меньшее усилие, и соответствующий коэффициент распределения усилия равен 0,11.

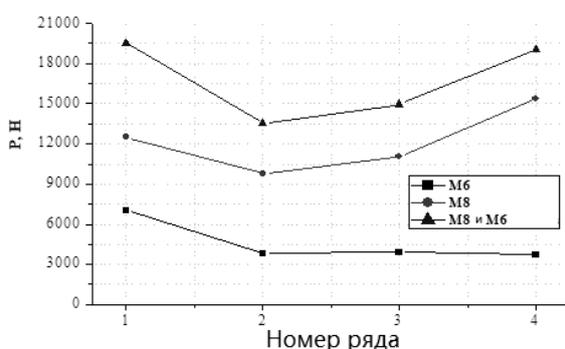


Рисунок 15 – Распределение усилий по рядам

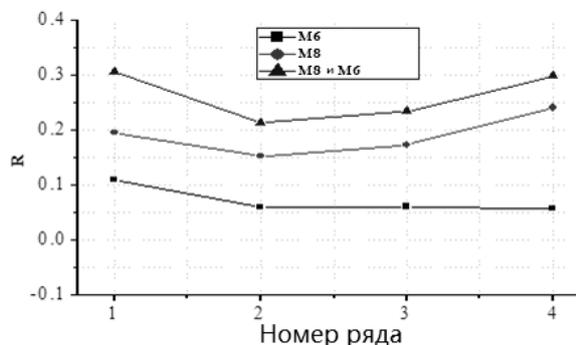


Рисунок 16 – Коэффициент распределения усилия R между четырьмя рядами болтов

Выводы

1. В результате анализа характеристик напряженно-деформированного состояния компонентов в стыковом узле отъемной части крыла видно, что стрингер отъемной части крыла испытывает наибольшее напряжение и будет повреждаться первым. Когда регулярная зона панели нагружена до 130 МПа, стрингер отъемной части крыла имеет максимальное напряжение 293,17 МПа и максимальную деформацию 0,0047. Соединительные болты (М8 и М6) имеют максимальное напряжение 686,81 МПа и коэффициент максимальной деформации 0,0063. Однако предел текучести D16Т составляет 300 МПа, предел текучести ВТ6 составляет 835 МПа, поэтому компоненты фитингового соединения отъемной части крыла с центропланом соответствуют требованиям прочности конструкции.

2. Распределение усилий в четырех рядах болтов неравномерно, что вызвано разной площадью и положением болтов. Первый ряд болтов имеет наибольшее усилие, а коэффициент распределения усилия равен 0,307. В первом ряду болты М8 имеют наибольшее усилие, и соответствующий коэффициент распределения усилия равен 0,196. Остальные три ряда болтов имеют меньшее усилие, при этом несущая площадь больше, что является более безопасным. Следовательно, в процессе проектирования следует уделять внимание конструкции болтов первого ряда, чтобы концентрация напряжений не приводила к повреждению конструкции.

3. В программе трехмерного моделирования CATIA твердотельная модель сегментирована и упрощена в соответствии с геометрическими и массовыми свойствами поперечного сечения твердотельной модели. В ANSYS балочные элементы используют для получения распределения внутренних силовых факторов модели, а также для определения величины и закона изменения растягивающих напряжений. При расчете силы, передаваемой крепежным элементом, приняты во внимание сила предварительной затяжки болта и взаимодействие поверхностей компонента для моделирования реальных нагрузок. Таким образом, предложенный метод анализа напряженно-деформированного состояния с использованием CATIA и ANSYS для моделирования конструкции фитингового стыка отъемной части крыла и центроплана позволяет получить надежные и достоверные результаты.

Список литературы

1. Василевский, Е. Т. Анализ характеристик общего напряженно-деформированного состояния в элементах фитингового стыка крыла с центропланом [Текст] / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2004. – Вып. 24. – С. 78 – 89.

2. Василевский, Е. Т. Методика определения характеристик локального напряженно-деформированного состояния в зоне монолитного профиля фитингового стыка крыла с центропланом [Текст] / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2005. Вып. 28. – С. 177 – 193.

3. Василевский, Е. Т. Метод интегрированного проектирования, конструирования и моделирования высокоресурсного фитингового стыка крыла

с центропланом самолета транспортной категории [Текст] / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, Н. В. Ефремова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2010. – Вып. 46. – С. 277 – 292.

4. Wang, X. T., Xia, L., Liu, X. K. Multi-joint and Large Load Wing Load Processing Method [Text] / X. T. Wang, L. Xia, X. K. Liu // Advances in Aeronautical Science and Engineering. – 2020. – Vol. 11, No. 2. – P. 251 – 256. DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.015.

5. Wang, X. T. Design and Analysis of Wing Fixture for Aircraft Structural Strength Test [Text] / X. T. Wang // Engineering and Test. – 2019. – Vol. 59, No. 3. – P. 131 – 132. DOI: 10.3969/j.issn.1674-3407.2019.03.051.

6. Qin, J. B., Ning, Y., Wang, X. B., Tan, S. G. Failure Analysis and Improvement Measures for Wing-fuselage Joint Fatigue Specimens [Text] / J. B. Qin, Y. Ning, X. B. Wang, S. G. Tan // Failure and Analysis. – 2017. – Vol. 12, No. 5. – P. 304 – 309. DOI: 10.3969/j.issn.1673-6214.2017.05.008.

7. Zhao, Y. Q., Wei, S. L. Research on the Connection of Composite Wing Roots [Text] / Y. Q. Zhao, S. L. Wei // Mechanical Engineer. – 2017. – Vol. 5, No. 12. – P. 99 – 102. DOI: 1002-2333(2017)05-0099-04.

8. Wang, X. S., Zhao, B., Li, Y. G., Yue, Z. F. Non-linear Finite Element Analysis of Wing-fuselage Connection Joint [Text] / X. S. Wang, B. Zhao, Y. G. Li, Z. F. Yue // Computer Simulation. – 2009. – Vol. 26, No. 7. – P. 37 – 40. DOI: 1006-9348(2009)07-0037-04.

9. Boguslayev, V. A. Concept of Development of Up-to-date Jet Regional Passenger Aircraft [Book] / V. A. Boguslayev, A. G. Grebenikov // ANTONOV Company, 2020.

References

1. Vasilevskii, E. T. Analiz kharakteristik obshchego napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya v elementakh fitingovogo styka kryla s tsentroplanom. Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye tekhnologii, 2004, Vyp. 24. – S. 78 – 89.

2. Vasilevskii, E. T. Metodika opredeleniya kharakteristik lokal'nogo napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya v zone monolitnogo profilya fitingovogo styka kryla s tsentroplanom. Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye tekhnologii, 2019, Vyp. 28. – S. 177 – 193.

3. Vasilevskii, E. T., Grebenikov, A. G., Efremov, A. Yu., Efremova, N. V. Metod integrirovannogo proektirovaniya, konstruirovaniya i modelirovaniya vysokoresursnogo fitingovogo styka kryla s tsentroplanom samoleta transportnoi kategorii. Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye tekhnologii. 2010. Vyp. 46. – S. 277 – 292.

4. Wang, X. T., Xia, L., Liu, X. K. Multi-joint and Large Load Wing Load Processing Method. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, Vol. 11, No. 2, pp. 251 – 256. DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.015.

5. Wang, X. T. Design and Analysis of Wing Fixture for Aircraft Structural Strength Test. Engineering and Test, 2019, vol. 59, no. 3, pp. 131 – 132. DOI: 10.3969/j.issn.1674-3407.2019.03.051.

6. Qin, J. B., Ning, Y., Wang, X. b., Tan, S. G. Failure Analysis and Improvement Measures for Wing-fuselage Joint Fatigue Specimens. Failure and

Analysis, 2017, vol. 12, no. 5, pp. 304 – 309. DOI: 10.3969/j.issn.1673-6214.2017.05.008.

7. Zhao, Y. Q., Wei, S. L. Research on the Connection of Composite Wing Roots. Mechanical Engineer, 2017, vol. 5, no. 12, pp. 99 – 102. DOI: 1002-2333(2017)05-0099-04.

8. Wang, X. S., Zhao, B., Li, Y. G., Yue, Z. F. Non-linear Finite Element Analysis of Wing-fuselage Connection Joint. Computer Simulation, 2009, vol. 26, no. 7, pp. 37 – 40. DOI: 1006-9348(2009)07-0037-04.

9. Boguslayev, V. A. Concept of Development of Up-to-date Jet Regional Passenger Aircraft [Book] / V. A. Boguslayev, A. G. Grebenikov // ANTONOV Company, 2020.

Надійшла до редакції 20.04.2021, розглянута на редколегії 20.04.2021

Аналіз напружено-деформованого стану фітингового стику панелей від'ємної частини крила та центроплана транспортного літака

Фітинги широко використовують в конструкціях літаків і відповідають за з'єднання важливих компонентів. Аналіз напружено-деформованого стану фітингу має проводитися до аналізу характеристик фітинга. За допомогою програмного забезпечення для 3D моделювання (CATIA) та програмного забезпечення для аналізу методу кінцевих елементів (ANSYS) було розраховано напружено-деформований стан кожного елемента в стиковому вузлі від'ємної частини крила. У CATIA твердотільну модель було спрощено та сегментовано відповідно до розміру поперечного перерізу та висоти центра ваги моделі. В ANSYS балкові елементи використовуються в якості заміників узагальненої сегментованої моделі для отримання розподілу внутрішніх сил твердотільної моделі, а також для визначення величин та змін напруження, що прикладаються до кінців твердотільної моделі. При розрахунку сил, переданих елементам кріплення, приймається до уваги сили попереднього затягування болта та взаємодії поверхонь компонента, для моделювання реальної ситуації. Використання CATIA та ANSYS для отримання напружено-деформованого стану компонентів у фітинговому з'єднанні центральної секції крила є повністю здійсненим методом.

Результати показують, що в умовах роботи при 130 МПа фітинг від'ємної частини крила та центроплана має максимальне напруження 245,79 МПа та коефіцієнт максимальної деформації 0,0035, стрингер крила має максимальне напруження 293,17 МПа та при максимальній деформації 0,0047, зовнішня панель від'ємної частини крила має максимальне напруження 289,53 МПа та максимальну деформацію 0,0042. З'єднувальні болти (М8 та М6) мають максимальне напруження 686,81 МПа та максимальне напруження 0,0063, що відповідає проектним вимогам. За результатами аналізу напружено-деформованого стану фітингу від'ємної частини крила та центроплана отримано розподіл зусиль болтів фітингового з'єднання. Було підтверджено, що через різне положення та ділянок дії болтів розподіл сил між рядами болтів нерівномірне, а перший ряд болтів має більше зусилля.

Ключові слова: фітингове з'єднання; напружено-деформований стан; чотири рядки болтів; аналіз методом кінцевих елементів.

Analysis of the stress-strain state of components in the fitting joint of outer wing section and center section of transport aircraft

Fitting joints are widely used in aircraft structures, and they are responsible for the interconnection of important components. The stress-strain state analysis of the fitting joint must be carried out before the performance analysis of the fitting joint. With the help of 3D modeling software (CATIA) and finite element analysis software (ANSYS), the stress-strain state of each component in the fitting joint of outer wing section was calculated in this paper. In the CATIA, the solid model is simplified and segmented according to the size of the cross section and the height of the center of gravity of the model. In the ANSYS, the beam elements are used to replace the simplified segmented model to obtain the internal force distribution of the solid model and to determine the magnitude and change law of the stress applied to the end of the solid model. When calculating the force transmitted by the fastener, the pre-tightening force of the bolt and the interaction between the surfaces of the component are taken into account, so as to simulate the real force situation well. Therefore, it is a very feasible method to use the CATIA and ANSYS to obtain the stress-strain state of components in the fitting joint of center wing section and outer wing section.

The results show that under the working conditions of the fitting joint (130Mpa), the fitting of outer wing section with center section has a maximum stress of 245.79Mpa and a maximum strain of 0.0035, the stringer of outer wing section has a maximum stress of 293.17Mpa and a maximum strain of 0.0047, the lower panel of outer wing section has a maximum stress of 289.53Mpa and a maximum strain of 0.0042. The connecting bolts (M8 and M6) have a maximum stress of 686.81Mpa and a maximum strain of 0.0063, which meets the design requirements. In addition, according to the analysis results of the stress-strain state of the fitting joint of outer wing section, the force distribution of the bolts in the fitting joint of outer wing section with center section was obtained in this paper. It has been confirmed that due to the different positions and force areas of the bolts, the force distribution between rows of bolts is uneven, and the first row of bolts has a more force.

Key words: fitting joint; stress-strain state; four rows of bolts; finite element analysis.

Сведения об авторах:

Yifang Sun, аспирант кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", e-mail: yifangsun939@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8482-1540.

Вендин А. А., вед. инженер учебного центра CAD/CAM/CAE Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» ORCID: 0000-0002-7784-5998.

About the Authors:

Yifang Sun, Graduate Student, Aircraft and Helicopter Design Department, National Aerospace University. by Zhukovsky "KhAI", e-mail: yifangsun939@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8482-1540.

Vendin A., leading engineer, CAD/CAM/CAE Training Center, National Aerospace University. by Zhukovsky "KhAI". ORCID: 0000-0002-7784-5998.