

doi: 10.32620/oikit.2022.95.05

УДК 629.7.01

А.Г. Гребеников, Д.Ю. Жиряков

## **Анализ общего напряженно-деформированного состояния в зоне соединения силовой нервюры и панели крыла**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»*

Обеспечение назначенных ресурсных характеристик конструктивных элементов крыла достигается путем выбора конструкционных материалов, уровня расчетных напряжений, конструктивно-технологических методов повышения характеристик сопротивления усталости, как регулярных, так и нерегулярных зон конструкции. Значение и характер напряжения в конструкционных элементах значительно влияет на усталостную долговечность. Поэтому знание характера напряжений (особенно в нерегулярных зонах) дает возможность повысить ресурс конструкции. В статье было проанализировано одна из нерегулярных зон на крыле – соединение силовой нервюры и нижней панели крыла. Для построения расчетной модели была использована CAD система SIEMENS NX. Для дальнейшего анализа, модель была импортирована в CAE систему ANSYS. Были заданы все геометрические характеристики элементов конструкции рассматриваемого участка крыла (толщины, площади поперечного сечения, которые были получены при проектировочном расчете), а также присвоены соответствующие материалы (которые были выбраны для того или иного элемента из конструктивных соображений для повышения весовой эффективности и усталостной долговечности). При выпуске механизации изменяется общее напряженно-деформированное состояние консоли крыла. По мимо действия крутящего момента в следствии несоответствия центра давления и центра жесткости сечения крыла, при выпуске механизации действует дополнительное усилия, которые изменяет значения и влияние крутящего момента данного сечения крыла. Для расчетных случаев, таких как крейсерский режим, взлетный и посадочный режимы, были получены аэродинамические характеристики (в зависимости от положения механизации, скорости и высоты полета, массовых характеристик), которые в дальнейшем использовались для получения напряженно-деформированного состояния отсека консоли крыла. Рассматриваемая часть крыла была выбрана с наличием зоны предкрылка и закрылка. В ходе анализа сравнивались напряжения в панели при каждом режиме в зоне соединения нервюры и панели. Данное место имеет сложное напряженное состояние из-за действия растягивающих усилий и сдвигового потока между панелей и нервюрой. Для дальнейшего изучения усталостной долговечности в этой зоне, в зависимости от уровня нагружения, были проанализированы нормальные и касательные напряжения.

**Ключевые слова:** усталостная долговечность; НДС (напряженно-деформированное состояние); нерегулярная зона; силовая нервюра, МКЭ (метод конечных элементов), кница.

### **Вступление**

Прочность и надежность авиационной конструкции по-прежнему является актуальной проблемой. Наиболее важной проблемой считается усталость конструкции, потому что значительная часть конструктивных разрушений происходит по причине усталостного эффекта.

Изучение общего и локального напряженно-деформированного состояния отдельных частей конструкции самолета способствует увеличению долговечности конструкции при проектировании.

В конструкции крыла есть множество мест, к которым уделяют особое внимание при проектировании. Зачастую это места с резким изменением конструктивных особенностей (поперечные стыки панелей крыла, люки, вырезы, скосы стрингеров, перестыковка стрингеров, “брошенный” стрингер, отверстия для перетекания топлива). Такие зоны называют нерегулярными.

Как известно, усталостная долговечность нерегулярных зон должна соответствовать регулярным зонам (продольные швы и стыки, определяющие основную массу силовой конструкции, работающие в основном в условиях однонаправленного нагружения).

### **1. Анализ литературы и постановка проблемы**

Зона соединения силовой нервюры с обшивкой работает в сложно-напряженном состоянии, которые можно отнести к нерегулярным зонам. Это происходит введу значительных растягивающих усилий и действие сдвигового потока между нервюрой и обшивкой.

Анализ существующей литературы показал отсутствие каких-либо данных связанных с распределением напряжений в крыле при выпуске механизации.

Зачастую усталостная долговечность элементов крыла определяется нормальными напряжениями в элементе. Соединение обшивки и нервюры испытывает как растяжение так и сдвиговую нагрузку, что в свою очередь изменяет локальное напряженно-деформированное состояние в окрестности отверстия под крепеж.

В связи с этим, имеется большой интерес исследовать эту зону на предмет изменения напряжений при выпуске механизации (что порождает изменение напряженно- деформированного состояния (НДС)).

### **2. Цели и задачи анализа**

Цель анализа в данной статье — это определение уровня нагружения в зоне соединения силовой нервюры и панели крыла при учете изменения нагружения крыла от действия средств механизации крыла: взлетное положение; посадочное положение; крейсерский режим.

Для достижения поставленной цели необходимо выполнить следующие задачи:

- 1) определить аэродинамические характеристики при различных режимах полета (взлет, посадка и крейсерский);
- 2) определить нагрузки на консоль крыла в зависимости от режима полета (в частности нагрузки на предкрылок и закрылок);
- 3) выполнить проектировочный расчет консоли крыла. Определить геометрические параметры силовых элементов крыла;
- 4) создать расчетную модель рассматриваемой части консоли крыла. Задать геометрические параметры силовых элементов крыла. Задать механические свойства каждого элемента;

5) выполнить расчет с применением МКЭ. Оценить напряжение при различных положение механизации в зоне соединение силовой нервюры.

В данной статье описываются выполненные задачи номер 4 и 5. Задачи номер 1, 2, 3 были выполнены на ранних этапах анализа.

### 3. Методы анализа

Силовая нервюра выполняет множество функций в крыле. А именно: сохраняет/создает профиль крыла; воспринимает местную аэродинамическую нагрузку; воспринимает сжимающие нагрузки в следствии деформации изгиба крыла; подкрепляет стрингеры от потери устойчивости; воспринимает нагрузки от давления топлива при эволюциях; воспринимает сосредоточенные силы, такие как узлы крепления стоек шасси, крепление средств механизации, вес и тяга двигателя. В следствии выпуска средств механизации, в сечении крыла действует дополнительный крутящий момент, что изменяет общее напряженно-деформированное состояние крыла (вызвано дополнительной нагрузкой действующей на силовую нервюру).

Общая схема крыла и места узлов навески, представлены на рис. 1.

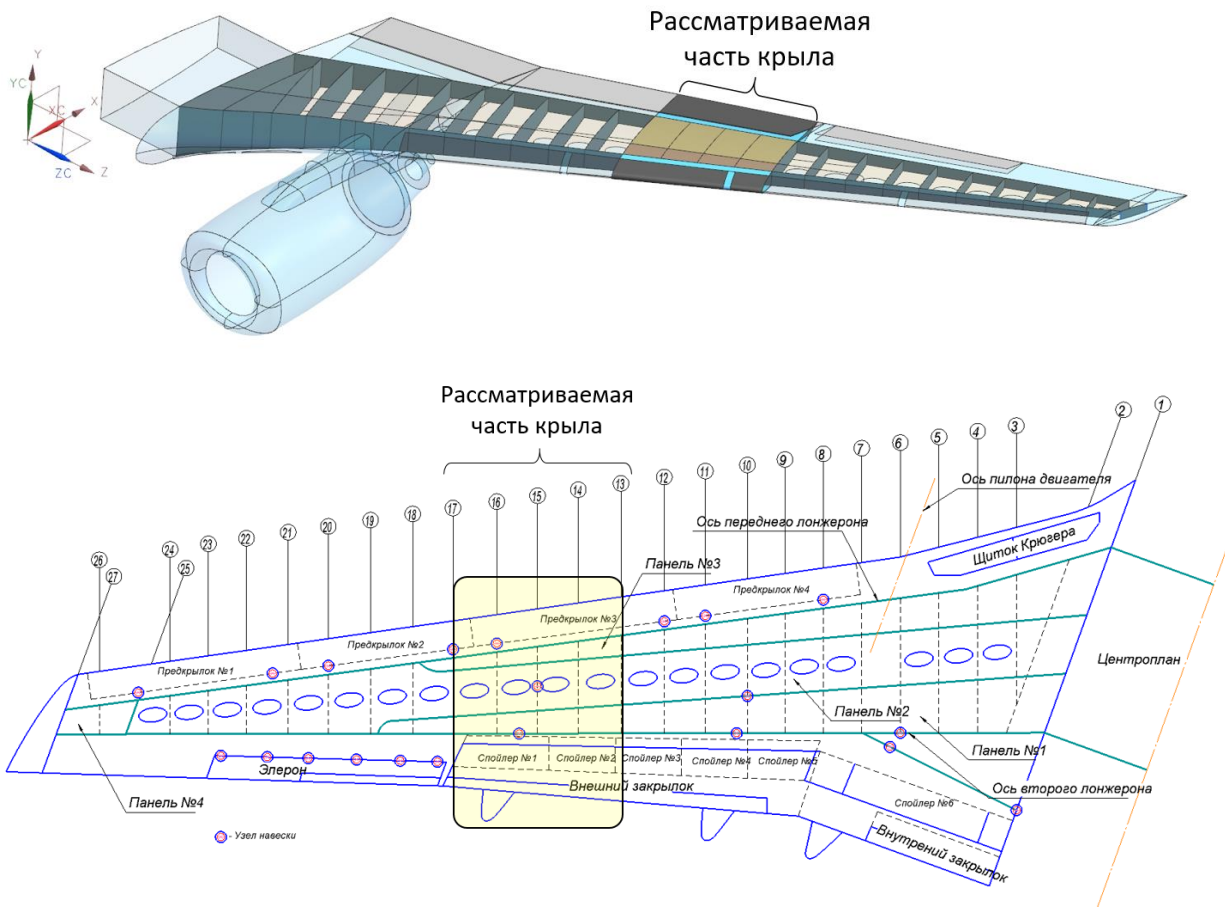


Рис. 1. Общий вид консоли крыла самолета транспортной категории

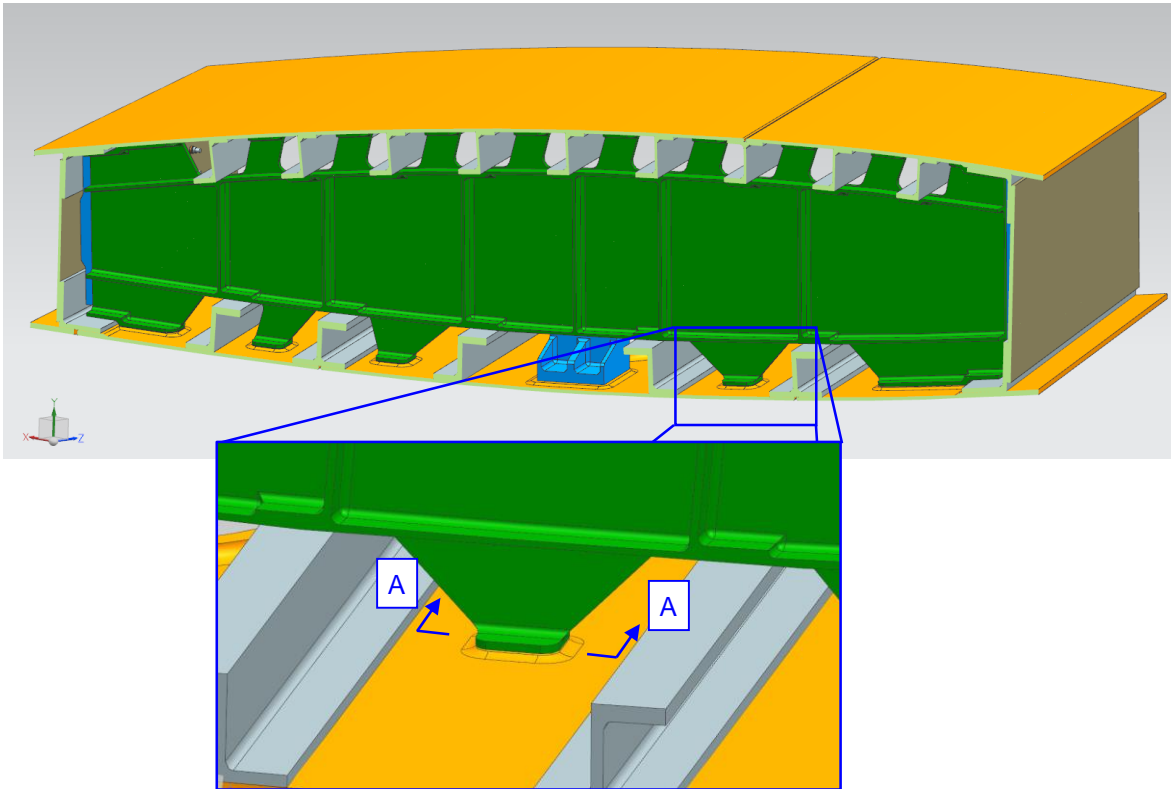


Рис. 2. Сечение кессонной части крыла между нервюрами №14 и №15

Крыло представляет собой тонкостенную конструкцию, подкрепленную в продольном и поперечном направлении. Обшивка выполнена фрезерованием плиты с поддержанием заданной толщины и геометрии. Продольный набор выполнен с прессованных стрингеров и полок лонжеронов. Поперечный набор состоит из силовых и рядовых нервюр.

На рис. 2 показана трехмерная модель поперечное сечение кессонной части крыла по силовой нервюре №15 (крепление траверсы закрылка).

Расчет с использованием МКЭ требует упрощения реальной конструкции, так как передача всех элементов конструкции без их упрощения потребует значительных затрат компьютерных возможностей и значительного увеличения расчетного времени. Поэтому первоначальная задача - создать расчетную модель с упрощениями конструкции, что не повлияют на достоверность расчета, и в тоже время, уменьшит время подготовки модели к расчету.

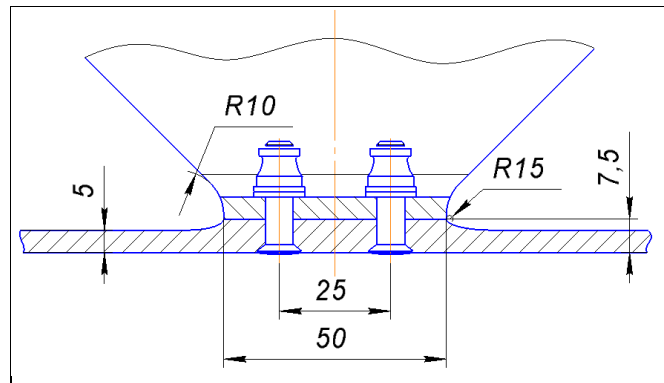


Рис. 3. Соединение силовой нервюры и нижней обшивки (сечение А-А)

#### 4. Результаты анализа общего напряженно-деформированного состояния в зоне соединении силовой нервюры и панели крыла

В статье было проанализировано общее НДС отсека кессонной части крыла от нервюры №13 до нервюры №17, как показано на рисунке рис. 1.

Нагрузки на крыло при крейсерском режиме, взлетном и посадочном режимах были получены в соответствии с методикой, изложенной в [1].

Таблица 1

Параметры расчетных случаев

	Положение механизации	Угол атаки, град.	Перегрузка	Скорость полета, км/ч	Высота полета, км
Крейсерский режим	Механизация убрана	4 [2]	1	875	11
Взлетный режим	Предкрылок – взлетное положение Закрылок – 22 градусов	10 [2]	1	342	0
Посадочный режим	Предкрылок – посадочное положение Закрылок – 37 градусов	10 [2]	1	299	0

Предкрылок №3 (как показано на рис. 1), крепится к нервюре №13 и №17. Внешний закрылок крепится к кессонной части крыла непосредственно через траверсы, которые в свою очередь имеют по две точки крепления на силовой конструкции крыла. Траверса, расположенная ближе к фюзеляжу, крепится на нервюре №10, а вторая точка крепления у заднего лонжерона между нервюрами №10 и №11. Внешняя траверса, расположенная дальше от фюзеляжа, имеет первую точку крепления на нервюре №15 и вторую точку крепления на заднем лонжероне, между нервюрами №15 и №16. В соответствии с этим, рассчитаны усилия от предкрылка и закрылка, что в последующем были приложены в данных узлах крепления, как показано на рис. 4.

К расчетной модели были приложены все действующие нагрузки (такие как вес топлива, поперечная сила, изгибающий момент и крутящий момент, силы от механизации), соответствующие данному режиму полета (крейсерский, взлетный и посадочный режимы).

В рассматриваемом отсеке кессонной части крыла, силовой нервюрой является нервюра №15. Исходя из этого все исследования будут производиться в окрестности этой нервюры.

В результате нагружения модели, в графическом режиме были визуализированы продольные напряжения ( $\sigma_x$ , направлены вдоль размаха консоли) и поперечные напряжения ( $\sigma_y$ , направлены вдоль фюзеляжа).

На рис. 6, рис. 7 и рис. 8 показаны напряжения для нижней и верхней обшивок в окрестности нервюры №15, для крейсерского, взлетного и посадочного режимов.

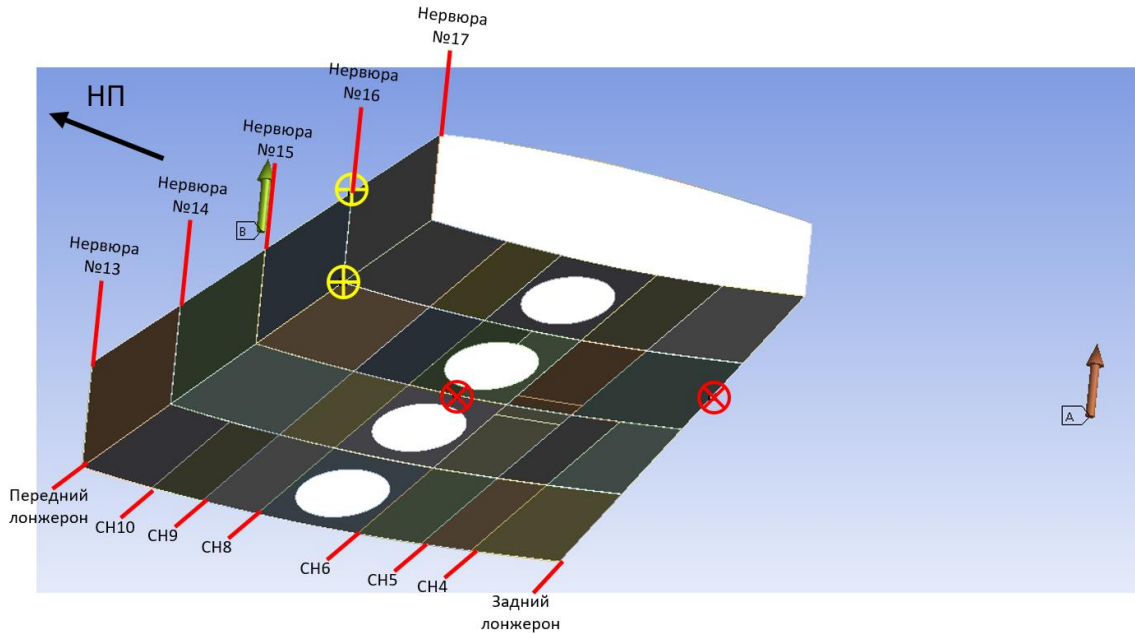


Рис. 4. Рассматриваемая часть крыла

Следует отметить, что на графиках присутствует значительное локальное напряжение (скачок напряжений). Этим можно пренебречь, так как эти локальные скачки вызваны резким перепадом площади продольных элементов, в частности стрингер нижней (СН) 4, который заканчивается на нервюре №15.

Для большей наглядности распределения продольных напряжений на нижней панели крыла в зависимости от полетного режима, был построен совместный график, который показан на рис. 5.

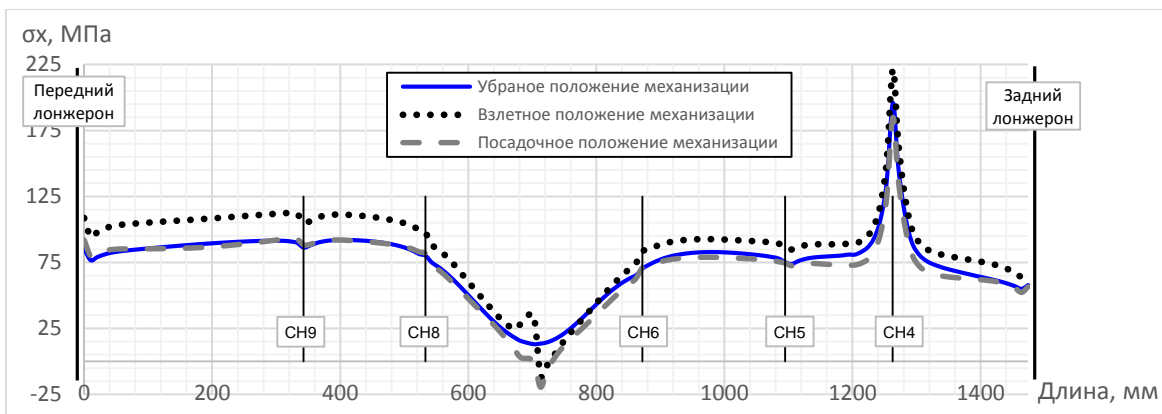
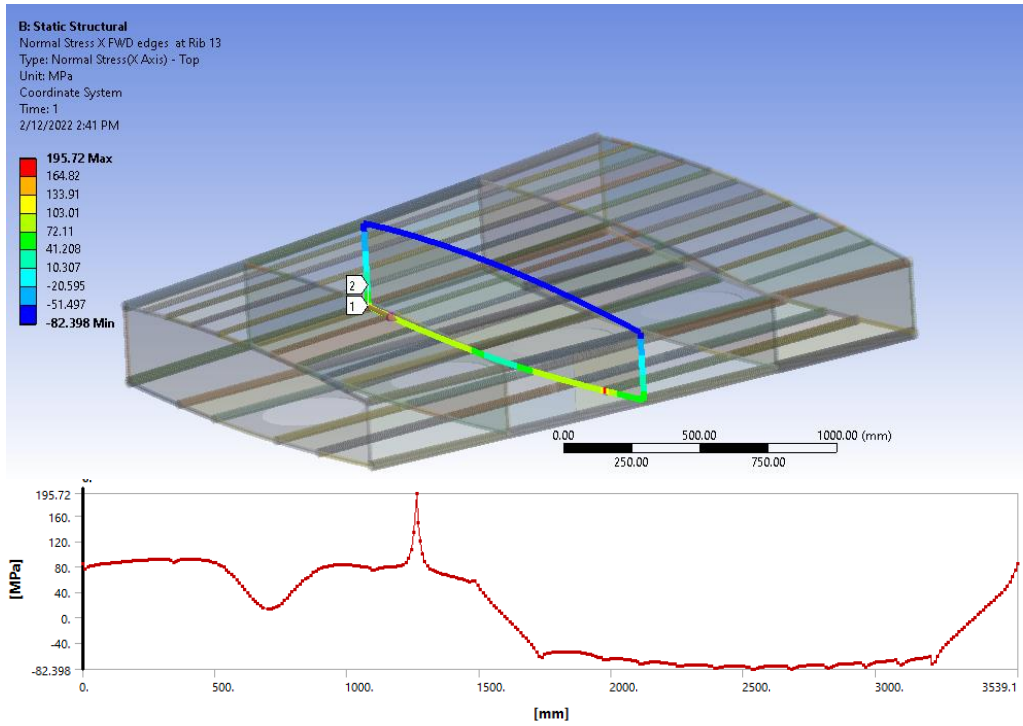
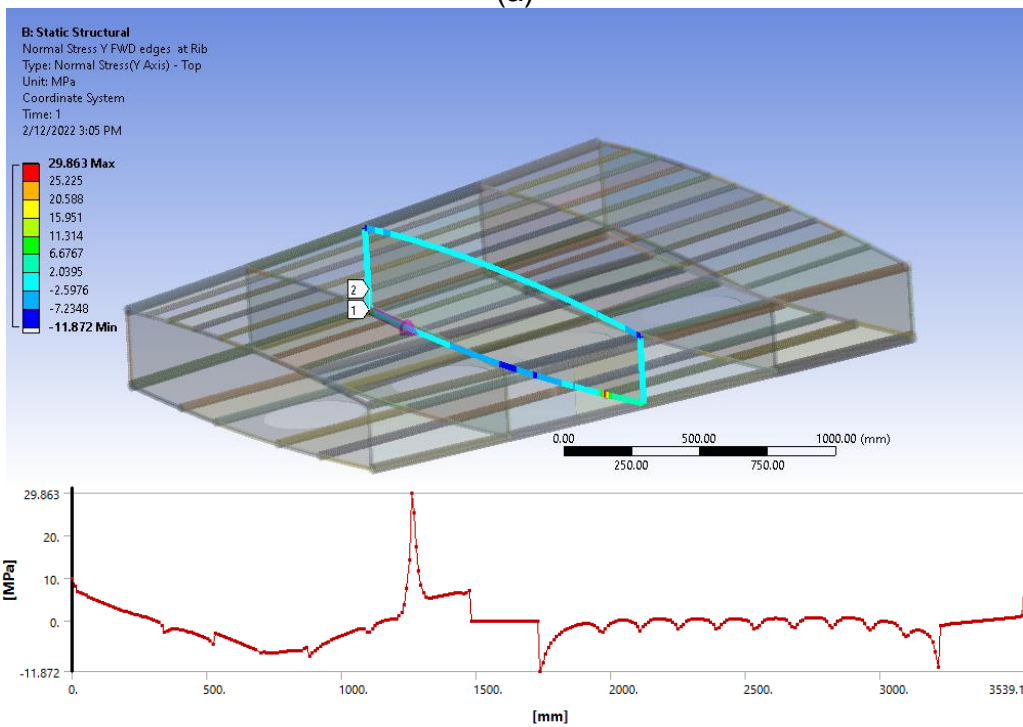


Рис. 5. Распределение нормальных (продольных) напряжений по нижней обшивке

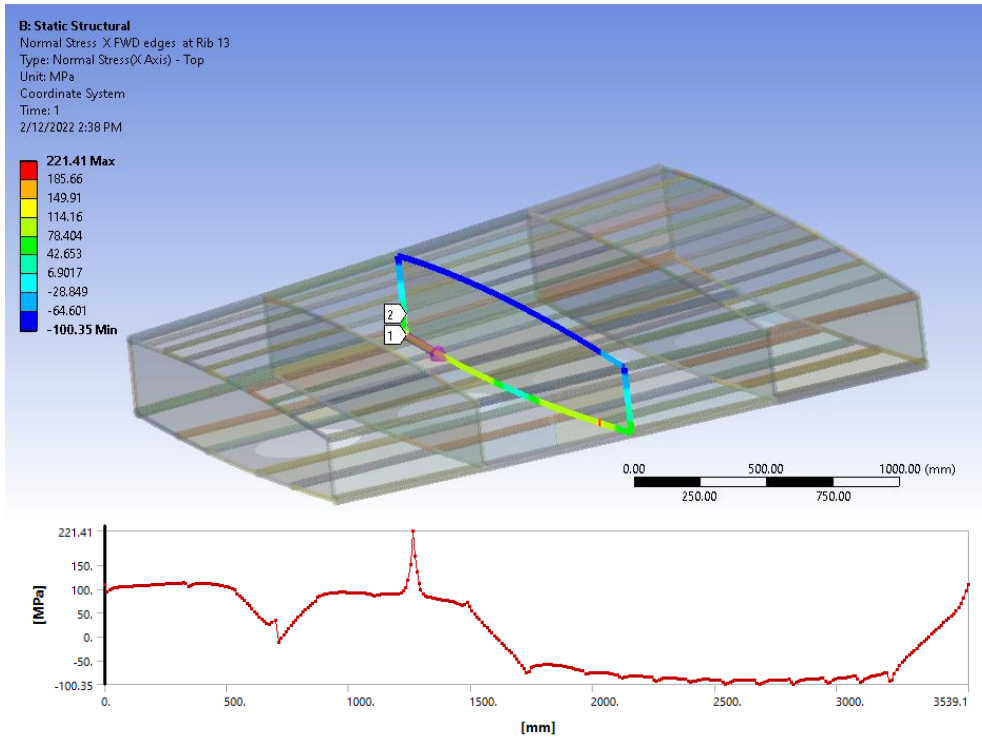


(a)

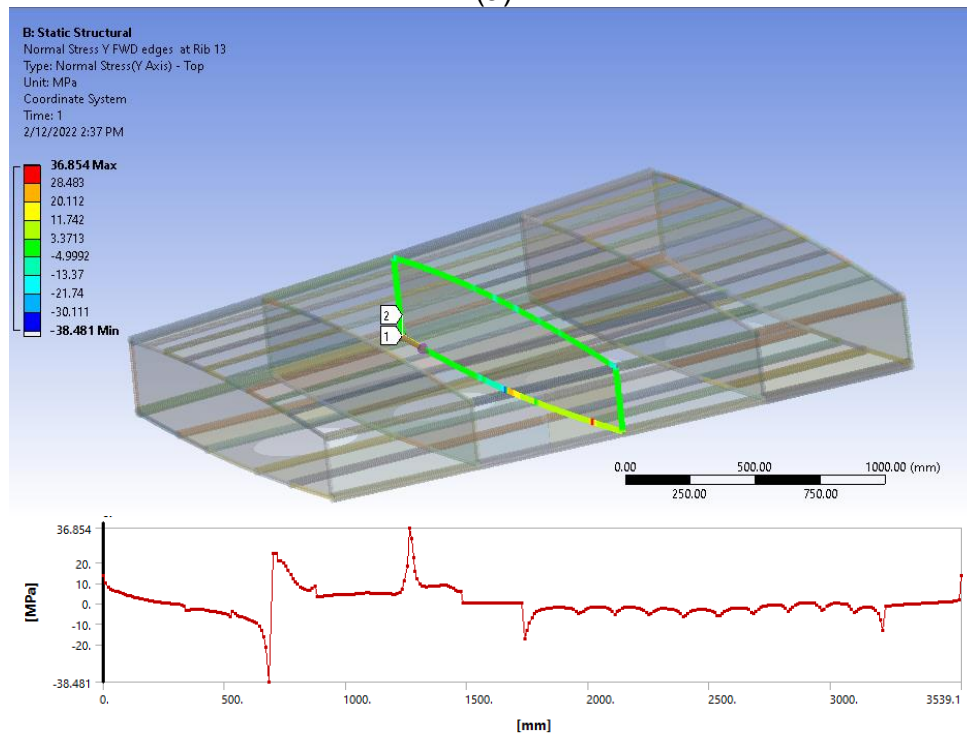


(б)

Рис. 6. Нормальные напряжения по обшивке, крейсерский режим  
 а – вдоль размаху консоли; б – поперек размаху консоли



(a)



(б)

Рис. 7. Нормальные напряжения по обшивке, взлетный режим  
 а – вдоль размаху консоли; б – поперек размаху консоли



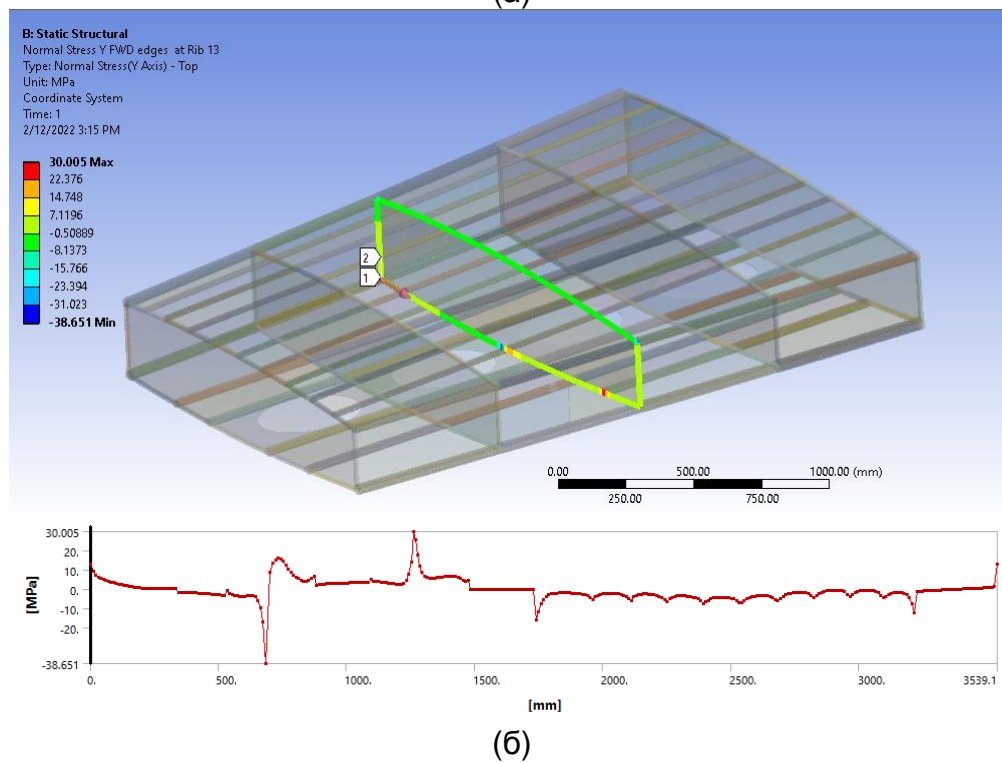
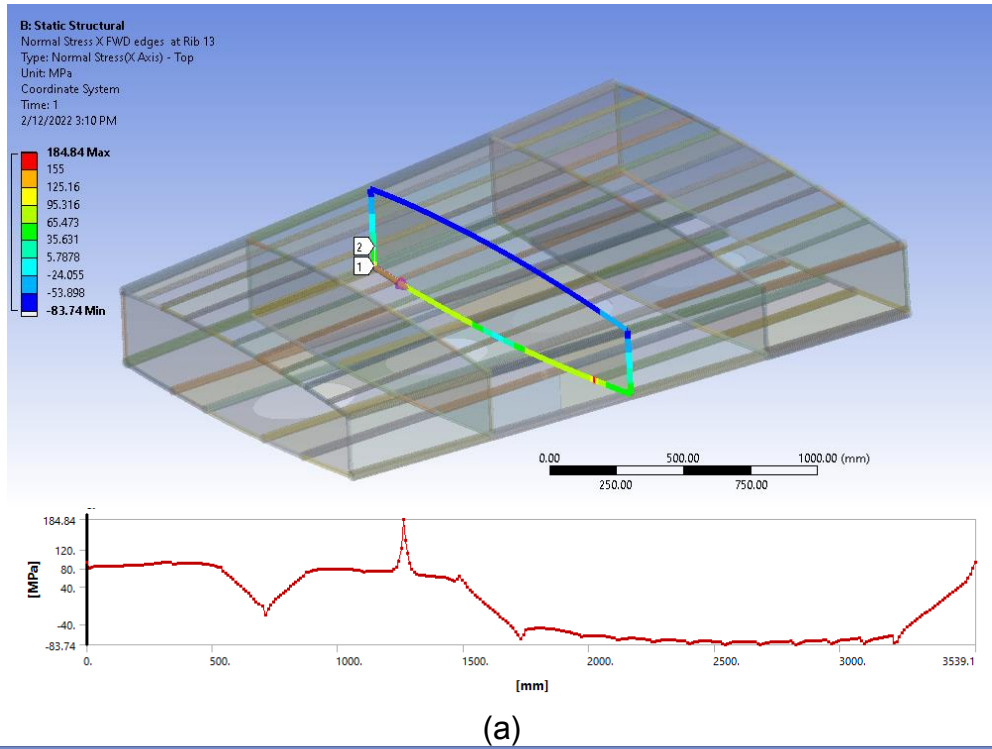


Рис. 8. Нормальные напряжения по обшивке, посадочный режим  
 а – вдоль размаху консоли; б – поперек размаху консоли

На рис. 5 видно, что в средней части наблюдается падение напряжения, что объясняется изменением жесткости, из-за вырезов под эксплуатационные люки.

Как уже говорилось, на крыле присутствует множество нерегулярных зон, одна из которых это зона соединения силовой нервюры к нижней обшивке крыла, посредством сдвигового элемента – кницы. Кница может быть интегрирована с нервюрой (если нервюра выполнена фрезерованием полностью с единой плиты, рис. 3) или как отдельный элемент (если нервюра сборной конструкции).

Проектирование этого соединения выполняется исходя из действия разрушающих нагрузок (проектировочный расчет), в том числе нагрузок функционирования. Для определения долговечности используются эксплуатационные нагрузки.

Рассмотрим, как изменяются  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  и  $T_{xy}$  обшивки в зоне соединения с силовой нервюрой №15, между стрингерами СН4 и СН5, а также между стрингерами СН8 и СН9. Результаты были получены для обшивок по обе стороны от нервюры.

Ниже приведены результаты напряжений  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ ,  $T_{xy}$ ,  $\sigma_1$  (максимальные главные напряжения) и  $\sigma_3$  (минимальные главные напряжения) относительно расчетной системы координат (ось X направлена вдоль размаха консоли, а ось Y направлена от переднего лонжерона к заднему) при расчетных случаях: крейсерский (механизация убрана); взлет (взлетное положение механизации) и посадка (посадочное положение механизации).

Рассмотрим напряжения обшивки между стрингерами СН 4 и СН 5 (пролет ближе к заднему лонжерону, таблица 2). Как видно из таблицы, максимальные главные напряжения при взлетном режиме больше в 1,13 раза по сравнению с крейсерским расчетным случаем. При посадочном положении механизации, максимальные главные напряжения меньше в 0,97 раз по сравнению с крейсерским расчетным случаем. Иная картина изменения касательных напряжений. При взлетном положении  $T_{xy}$  увеличились в 2,55 раза, а при посадочном положении в 4,18 раза по сравнению с крейсерским режимом (обшивка, находящаяся по левую сторону от нервюры по направлению полета,  $t=5$  мм).

Таблица 2

Изменение напряжений между стрингером СН4 и СН5

Толщина и положение обшивки относительно нервюры		Крейсерский режим	Взлетный режим	Посадочный режим	Взлетный / Крейсерский	Посадочный / Крейсерский
по левую сторону от нервюры по направлению полета, $t=5$ мм	$\sigma_x$ , МПа	79.820	90.343	77.044	1.132	0.965
	$\sigma_y$ , МПа	-4.328	4.271	3.121	-0.987	-0.721
	$T_{xy}$ , МПа	0.250	0.639	1.047	<b>2.552</b>	<b>4.183</b>
	$\sigma_1$ , МПа	79.820	90.348	77.059	<b>1.132</b>	<b>0.965</b>
	$\sigma_3$ , МПа	-4.329	4.267	3.106	-0.986	-0.718
по правую сторону от нервюры по направлению полета, $t=6$ мм	$\sigma_x$ , МПа	67.551	76.395	65.307	1.131	0.967
	$\sigma_y$ , МПа	-8.333	-0.291	-0.735	0.035	0.088
	$T_{xy}$ , МПа	1.425	2.917	4.017	<b>2.046</b>	<b>2.818</b>
	$\sigma_1$ , МПа	67.577	76.506	65.551	<b>1.132</b>	<b>0.970</b>
	$\sigma_3$ , МПа	-8.360	-0.402	-0.978	0.048	0.117

В пролете ближе к переднему лонжерону (между стрингерами СН8 и СН9, таблица 3) картина напряжений следующая. Максимальные главные напряжения

увеличились в 1.213 раза при взлетном режиме (обшивка, находящаяся по правую сторону от нервюры по направлению полета,  $t=6$  мм), и почти не увеличились при посадочном положении (увеличение напряжений меньше 1%). Касательные напряжения уменьшились почти в два раза, а на обшивке по правую сторону от нервюры по направлению полета, уменьшение составило даже больше.

Таблица 3

## Изменение напряжений между стрингером СН8 и СН9

Толщина и положения обшивки относительно нервюры		Крейсерский режим	Взлетный режим	Посадочный режим	Взлетный / Крейсерский	Посадочный / Крейсерский
по левую сторону от нервюры по направлению полета, $t=5$ мм	$\sigma_x$ , МПа	88.647	107.265	89.037	1.210	1.004
	$\sigma_y$ , МПа	-3.089	-3.998	-2.243	1.294	0.726
	$T_{xy}$ , МПа	3.191	1.552	2.052	<b>0.486</b>	<b>0.643</b>
	$\sigma_1$ , МПа	88.758	107.286	89.083	<b>1.209</b>	<b>1.004</b>
	$\sigma_3$ , МПа	-3.200	-4.020	-2.290	1.256	0.715
по правую сторону от нервюры по направлению полета, $t=6$ мм	$\sigma_x$ , МПа	76.140	92.451	76.740	1.214	1.008
	$\sigma_y$ , МПа	-7.165	-8.827	-6.250	1.232	0.872
	$T_{xy}$ , МПа	3.066	0.825	0.932	<b>0.269</b>	<b>0.304</b>
	$\sigma_1$ , МПа	76.252	92.458	76.750	<b>1.213</b>	<b>1.007</b>
	$\sigma_3$ , МПа	-7.278	-8.834	-6.260	1.214	0.860

Следует заметить, что все расчеты были проведены для перегрузки в 1, при соответствующей скорости полета и взлетном весе.

Нервюры нагружаются силами, которые передаются на них с обшивки и стрингеров. Нагрузки с обшивки передаются на нервюру сдвиговым потоком. Таким образом, в зоне соединения нервюры и панели, помимо растягивающих усилий, действует сдвиговой поток, направленный вдоль нервюры (а при выпуске механизации, действует дополнительная сдвиговая сила). Анализ общего НДС предоставлен в данной статье, показывает отношение нормальных и касательных напряжений в данной зоне соединения силовой нервюры и нижней панели.

Очевидно, для повышения усталостной долговечности и ресурса конструктивных элементов в зоне соединения силовой нервюры и нижней панели обшивки, необходимо исследовать локальное НДС с учетом растягивающих усилий и сдвигового потока, действующего в крепежном соединении между обшивкой и нервюрой.

### Выводы

Значение и характер напряжений в конструктивных элементах значительно влияет на усталостную долговечность. Поэтому, знание характера напряжений (особенно в нерегулярных зонах) дает возможность повысить ресурс конструкции (повысить рентабельность летательного аппарата). Одно из таких мест на крыле - зона соединения силовой нервюры и нижней панели крыла. Такое соединение нагружено значительными растягивающими усилиями (вдоль размаха консоли), и в тоже время, в соединении действует сдвиговой поток между обшивкой и нервюрой. В статье было проанализировано общее НДС этой зоны и показаны отношения как нормальных, так и касательных напряжений в данной зоне.

Для анализа характеристик напряжения был выполнен расчет НДС отсека крыла в зоне силовой нервюры, к которой крепится траверса закрылка и секция предкрылка. Расчет проводился для трех расчетных случаев: крейсерский режим, взлетный режим и посадочный. Нагрузки для каждого расчетного случая были получены при соответствующих параметрах скорости полета, высоты полета, текущего веса самолета. Аэродинамические характеристики для каждого расчетного случая были получены с помощью CFD расчета в CAE программе ANSYS, по методике, изложенной в [1].

Анализ показал, что увеличение максимальных растягивающих напряжений (напряжений вдоль размаха консоли) при взлетном режиме достигают 1,21 напряжений при крейсерском режиме. Максимальное изменение касательных усилий достигается при посадочном режиме (в 4,18 раз больше по сравнению с крейсерским режимом).

Все напряжения были проанализированы для обшивок, находящихся по обе стороны от силовой нервюры №15, что дает возможность оценить какая доля сдвигового потока была воспринята нервюрой. В дальнейшем полученные результаты будут использованы для оценки локального напряженного состояния зоны соединения нервюры и нижней панели, для изучения влияния уровня напряжений (нормальных растягивающих и касательных) на усталостную долговечность данного соединения.

### Список литературы

1. Гребеников, А. Г. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния в силовых элементах консоли крыла в зависимости от нагрузок функционирования/ Гребеников А. Г., Жиряков Д. Ю.: Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Вып. 92. – Х., 2021. – С. 26 – 40.
2. Проектирование самолетов : лаб. практикум для студентов специальности "Самолеты и вертолеты" / А. Г. Гребеников, А. А. Кобылянский, В. Н. Король, В. Н. Желдоченко [та др. ]. - Х. - Нац. аэрокосмический ун-т "ХАИ", 2002. - 176 с.
3. Бруяка, В. А. Инженерный анализ в ANSYS Workbench. Ч. 1. / В. А. Бруяка, В. Г. Фокин, Е. А. Солдусова, Н. А. Глазунова, И. Е. Адеянов. – Самара: СамГТУ, 2010. – 271 с.
4. Гребеников, А. Г. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отъемной части крыла самолёта с помощью системы ANSYS / Гребеников А. Г., Геремес Ю. Н., Светличный С. П., Яковлев Ю. А.: Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Вып. 39. – Х., 2008. – С. 37-51.

### References

1. Grebenikov, A. G. Metod opredelenija harakteristik obshhego naprjazhenno-deformirovannogo sostojanija v silovyh jelementah konsoli kryla v

zavisimosti ot nagruzok funkcionirovaniya/ Grebenikov A.G., Zhirjakov D. Ju.: Zhukovsky: National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ. 92., 2021. – 26 – 40 pages.

2. Proektirovanie samoletov : lab. praktikum dlja studentov special'nosti "Samolety i vertolety" / A. G. Grebenikov, A. A. Kobyljanskij, V. N. Korol', V. N. Zheldochenko National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute., 2002. - 176 pages.

3. Brujaka, V. A. Inzhenernyj analiz v ANSYS Workbench. Part 1. / V.A. Brujaka, V.G. Fokin, E.A. Soldusova, N.A. Glazunova, I.E. Adejanov. – Samara: Samara State Technical University, 2010. – 271 pages.

4. Grebenikov, A. G. Metod opredelenija harakteristik obshhego naprjazhjonno-deformirovannogo sostojanija otejomnoj chasti kryla samoljota s pomoshh'ju sistemy ANSYS / Grebenikov A.G., Geremes Ju.N., Svetlichnyj S.P., Jakovlev Ju.A.: Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ. 39., 2008. – 37-51 pages.

Поступила в редакцію 15.02.2022, рассмотрена на редколлегии 15.02.2022

## **Аналіз загального напружено-деформованого стану у зоні з'єднання силової нервюри і обшивки крила**

Забезпечення назначених ресурсних характеристик конструктивних елементів крила досягається шляхом вибору конструкційних матеріалів, рівня розрахункових напружень, конструктивно-технологічних методів підвищення характеристик опору втоми, як регулярних, так і нерегулярних зон конструкції. Значення та характер напружень у конструкційних елементах значно впливає на втомну довговічність. Тому, знання характеру напружень (особливо в нерегулярних зонах) дає можливість підвищити ресурс конструкції. У статті було проаналізовано одну з нерегулярних зон на крилі – з'єднання силової нервюри та нижньою панелі. Для створення розрахункової моделі була використана система CAD SIEMENS NX. Для подальшого аналізу модель була імпортована в CAE систему ANSYS. Були задані всі геометричні характеристики елементів конструкції (товщини та площі поперечного перерізу, які були отримані при проектувальному розрахунку), а так само присвоєні відповідні матеріали (які були обрані з конструктивних міркувань, тому чи іншому елементу, для підвищення вагової ефективності та втомної довговічності). При випуску механізації змінюється загальний напружено-деформований стан консолі крила. По мимо дії крутного моменту, внаслідок розбіжності центру тиску і центру жорсткості перерізу крила, при випуску механізації діє додаткове зусилля, які змінює значення і вплив крутного моменту даного поперечного перерізу крила. Для розрахункових випадків: крейсерський режим, злітний та посадковий режими були отримані аеродинамічні характеристики (залежно від положення механізації, швидкості та висоти польоту, масових характеристик), які надалі використовувалися для отримання напружено-деформованого стану відсіку консолі крила. Розглянута частина крила була обрана

з наявністю зони передкрилка та закрилка. В ході аналізу порівнювалися напруги в обшивці при кожному режимі у зоні з'єднання з силовою нервюрою. Дане місце має складний напружений стан через дію зусиль, що розтягують, і зсувного потоку між панеллю і нервюрою. Для подальшого вивчення втомної довговічності в цій зоні, залежно від рівня навантаження, були проаналізовані як максимальні нормальні напруги так і дотичні напруження.

**Ключові слова:** втомна довговічність; НДС (напружено-деформований стан); нерегулярна зона; силова нервюра, МСЕ (метод скінчених елементів), книця.

## **Analysis of the general stress-strain state at the joint area of the bulkhead rib and wing skin**

Ensuring the assigned fatigue life of the structural elements of the wing is achieved by choosing structural materials, the level of design stresses, structural and technological methods for improving the fatigue resistance characteristics, both regular and irregular zones of the structure. The value and character of local stresses in structural elements significantly affect fatigue life. Therefore, knowledge of the character of stresses (especially in irregular zones) makes it possible to increase the fatigue life of the structure. The article analyzed one of the irregular zones on the wing – joint of the rib and the lower skin. The SIEMENS NX CAD system was used to build the calculation model. For further analysis, the model was imported into the ANSYS CAE system. All geometric characteristics of structural elements were specified (thickness and cross-sectional area, which were obtained from the sizing analysis), and appropriate materials were assigned (which were chosen for each elements from design considerations to increase weight efficiency and fatigue life). When high – lift devices is used, the general stress-strain state of the wing changes. In addition to the torque moment due to the mismatch between the center of pressure and the center of rigidity of the wing section, when the high-lift devices are retracted, an additional force acts and changes the values and influence of the torque moment at specific wing section. For design cases, such as cruising, takeoff and landing, aerodynamic characteristics were obtained (depending on the position of slats and flaps, flight speed and altitude, mass characteristics), which were subsequently used to obtain the stress-strain state of the analyzed section of wing. The analyzed section of wing was chosen with the presence of a slat and flap zone. In the course of the analysis, the stresses in the skin were compared in each case near the rib-skin joint. This area has a complex stress state due to the action of tensile forces and shear flow (between the skin and the rib). For further study of fatigue life in this area, depending on the level of loading, maximum stresses and shear stresses were analyzed.

**Key words:** fatigue life; strain - stress distribution; irregular zone; main rib; FEM (finite element method); shear tie.

**Сведения об авторах:**

**Александр Григорьевич Гребеников** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

**Жиряков Дмитрий Юрьевич** – аспирант каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, d.zhyriakov@khai.edu, ORCID 0000-0002-7720-8219.

#### **About the Authors:**

**Alexander Grebenikov** – Dr. Tech. Sc., professor, Head of Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University named after M. Ye. Zhukovsky “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine.

**Dmytro Zhyriakov** – post-graduate students of the Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University named after M. Ye. Zhukovsky “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, d.zhyriakov@khai.edu, ORCID 0000-0002-7720-8219.