

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
федеральное государственное автономное образовательное учреждение  
высшего образования «Самарский национальный исследовательский  
университет имени академика С.П. Королева»  
(Самарский университет)

Институт авиационной и ракетно-космической техники  
Кафедра конструкции и проектирования летательных аппаратов

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

«Анализ напряженно-деформированного состояния руля высоты самолета  
С-130J Super Hercules»

по направлению подготовки 24.03.04 Авиастроение  
(уровень бакалавриата)  
направленность (профиль) «Самолетостроение»

Обучающийся \_\_\_\_\_ М.М. Паукара Уйса

Руководитель ВКР,

д.т.н., профессор \_\_\_\_\_ Е.И. Куркин

Консультант (при наличии) \_\_\_\_\_ И.О. Фамилия

Консультант (при наличии) \_\_\_\_\_ И.О. Фамилия

Нормоконтролер (при наличии) \_\_\_\_\_ И.О. Фамилия

Самара 2023

федеральное государственное автономное

образовательное учреждение высшего образования  
«Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королева»

Кафедра конструкции и проектирования летательных аппаратов

УТВЕРЖДАЮ  
Заведующий кафедрой  
А.В.Болдырев  
« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2023г.

**Задание на выпускную квалификационную работу (ВКР)**

Студент Паукара Уйса Марилус Майда группы 1412-240304D

1.Тема ВКР: Анализ напряженно-деформированного состояния руля высоты самолета С-130J Super Hercules

утверждена приказом по университету от \_\_\_\_\_ -

2.Перечень вопросов, подлежащих разработке в ВКР:

Разработка геометрической модели руля высоты, разработка геометрической модели руля высоты, расчет нагрузки на руле высоты, моделирование руля высоты на компас, анализ деформационного состояния методом конечных элементов в femap nx nastran с изотропными и ортотропными материалами

3.Консультанты по разделам ВКР (при наличии):

раздел ВКР: \_\_\_\_\_

разрабатываемые вопросы: \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_/\_\_\_\_\_/\_\_\_\_\_  
должность, степень / подпись / И.О.Фамилия

4.Дата выдачи задания: «18» апреля 2023г.

5.Срок представления на кафедру законченной ВКР: «16» июня 2023г.

Руководитель ВКР

д.т.н., профессор / Е.И.Куркин /  
должность, степень / подпись / И.О.Фамилия

Задание принял к исполнению \_\_\_\_\_ / М.М. Паукара Уйса /  
подпись студента / И.О.Фамилия студента

**РЕФЕРАТ**

Пояснительная записка: 54 страницы, 37 рисунков, 7 таблиц, 11

источников.

ИЗУЧЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ,  
ТРАНСПОРТНЫЙ ВОЕННЫЙ САМОЛЕТ С-130J, РАЗРАБОТКА  
ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ РУЛЯ ВЫСОТЫ, РАСЧЕТ НАГРУЗКИ НА  
РУЛЕ ВЫСОТЫ, МОДЕЛИРОВАНИЕ РУЛЯ ВЫСОТЫ НА КОМПАС,  
АНАЛИЗ ДЕФОРМАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ  
ЭЛЕМЕНТОВ В FEMAP NX NASTRAN С ИЗОТРОПНЫМИ И  
ОРТОТРОПНЫМИ МАТЕРИАЛАМИ

В дипломном проекте был собран, обработан и сравнен анализ деформированного состояния руля высоты формы С-130J Super Hercules с 1424 алюминиевыми и композитными материалами. Вывод был сделан после получения результатов каждого анализа

## СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ\ .....	7
1 КОМПОЗИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ .....	8
1.1 Определение Композитных Материалов .....	8
1.2 Классификация композиционных материалов по типу матрицы.....	10
1.2.1 Металлические КМ.....	10
1.2.2 Керамические КМ.....	11
1.2.3 Углеродные КМ .....	12
1.2.4 Полимерные КМ. ....	12
1.3 Классификация композиционных материалов по типу формы наполнителя .....	13
1.3.1 Композиционные материалы с частицами наполнителя. ....	14
1.3.2 Композитные материалы, армированные волокном .....	15
1.3.3 Композитные материалы слоистые.....	16
1.4 Композитные материалы в авиации .....	18
2 ПРОЕКТИРОВАНИЕ РУЛЬ ВЫСОТЫ САМОЛЕТА C-130J SUPER HERCULES.....	20
2.1 Общая характеристика и основные данные самолёта .....	20
2.2 Требования к агрегату .....	23
2.2.1 Разработка требований к агрегату.....	23
2.2.2 Функциональные требования к конструкции руля высоты.....	23
2.2.3 Требования достаточной прочности и жёсткости .....	24
2.2.4 Эксплуатационные требования .....	25
2.2.5 Экономические требования .....	25
2.3 Разработка конструктивно-силовой схемы .....	25
2.3.1 Варианты КСС .....	25

2.3.2	Выбор и описание КСС .....	26
2.4	Выбор и обоснование основного конструктивного материала .....	26
2.5	Разработка теоретического чертежа агрегата.....	29
2.6	Определение расчётных нагрузок и построение эпюр внутренних усилий.....	30
2.6.1	Нагрузки, действующие на руль высоты.....	30
2.6.2	Построение эпюр поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов.....	31
3	МЕТОДОЛОГИЯ .....	33
3.1	Компьютерные программы .....	33
3.1.1	Компас-3D .....	33
3.1.2	FEMAP .....	33
3.1.3	Моделирование руля высоты самолета с-130j.....	33
3.2	Механические характеристики материалов .....	34
3.3	Сетчатый .....	38
3.3.1	Направление армирующих волокон .....	40
3.3.2	создание сетки.....	43
3.4	Границы и условия нагрузки.....	43
4	АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ .....	45
4.1	Результаты руля высоты только с использованием металлов .....	45
4.2	Результаты руля высоты только с 1 композитным материалом.....	46
4.2.1	Kevlar49/epoxi.....	46
4.2.2	T300/5208.....	48
4.3	Результаты руля высоты с 2 композитными материалами .....	50
4.3.1	Kevlar49/epoxi.....	50
4.3.2	T300/5208.....	51

ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	53
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ .....	53

## ВВЕДЕНИЕ\

Эффективность самолета в значительной степени зависит от его конструкции и материалов, из которых он состоит. Одним из важнейших агрегатов самолета является руль высоты, представляющий собой аэродинамический руль, позволяющий летательному аппарату вращаться вокруг поперечной оси, то есть изменять угол тангажа. Высота руля влияет на высоту, скорость и траекторию полета, поэтому при его проектировании и производстве необходимо учитывать такие факторы, как вес, сопротивление и форма. В этой работе был проанализирован и изучен эффект использования различных материалов для изготовления руля высоты самолета C-130J Super Hercules, особенно композитных материалов, которые образуются путем объединения двух или более материалов для достижения комбинации свойств, которые невозможно получить в исходных материалах. Композитная структура состоит из ламинатов, уложенных друг на друга с разными углами ориентации волокон. Ожидается, что использование композитных материалов в рулевой колонке повысит эффективность самолета с точки зрения экономии топлива, пассажирских или грузовых перевозок и долговечности. Хотя использование композиционных материалов минимизирует вес конструкции, стоимость изготовления увеличивается, что является одним из его недостатков.

Цель работы является сравнение напряженно-деформированного состояния руля высоты самолета C-130J Super Hercules с использованием алюминия 1424 и композитных материалов Кевлар49/эпоксидная смола и Т300/5208 в обшивке и нервюры.

Для каждого материала выполняется анализ методом конечных элементов и оценивается поведение высоты руля под нагрузкой. Изучается взаимосвязь между сопротивлением и весом материалов и определяется, какой из них наиболее подходит для высоты руля.

Задачи работы: для достижения заданной цели были поставлены и выполнены следующие задачи:

- Изучить композитный материал и исходные данные самолета c-130j super hercules
- Разработка геометрической модели руля высоты;
- Расчет нагрузки на руле высоты;
- Моделирование руля высоты на КОМПАС;
- Анализ деформационного состояния алюминия 1424 методом конечных элементов в Femap px nastran как изотропном материале. спецификация материалов, сеток, режимов нагрузки;
- Анализ деформационного состояния с использованием Kevlar49 и T300/5208, нанесенных в обшивке и нервюры, методом конечных элементов в Femap px nastran как анизотропных материалов, для этого необходимо делать несколько слоев композитного материала, чтобы найти конфигурацию с наименьшей общей деформацией и эквивалентным напряжением (Von-Mises), Анализ геометрической конфигурации. спецификация материалов, сеток, режимов нагрузки.

## 1 КОМПОЗИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ

### 1.1 Определение Композитных Материалов

Композитные материалы — это те, которые образованы объединением

двух или более различных материалов, разделенных четкой границей раздела и обладающих свойствами, превосходящими свойства исходных материалов. Эти материалы являются неоднородными, то есть не обладают одинаковыми свойствами по всему своему объему, а зависят от сочетания компонентов, из которых они состоят []

Композиционные материалы состоят из матрицы и наполнителя показано на рисунке 1, разделенных границей раздела. Матрица представляет собой сплошную фазу, которая придает материалу форму и сцепление, передает нагрузки на начинку через интерфейс, поэтому матрица деформируема и защищает ее от факторов внешней среды при ее изготовлении и эксплуатации, не допуская распространения трещин в волокнах. Матрица может быть разного типа, например металлической, керамической, полимерной и углеродной, именно она определяет физико-химические свойства композиционного материала, а также его термическую и экологическую стойкость. []

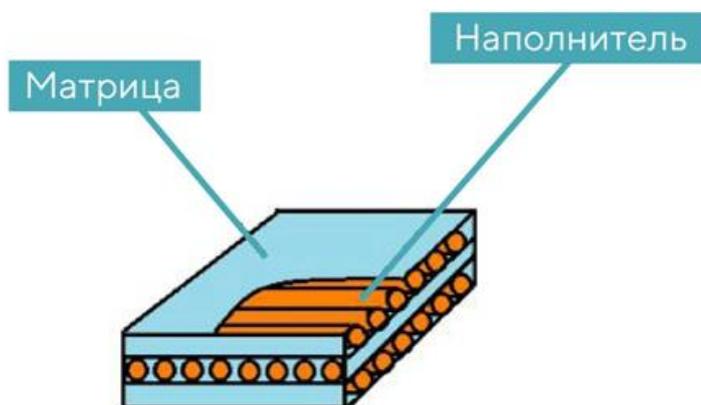


рис. 1 компоненты композиционного материала

Наполнитель представляет собой прерывистую или дисперсную фазу, которая прилипает к матрице, чтобы придать соединению некоторое свойство, которым матрица не обладает, будучи наполнителем более твердым и стойким, чем матрица, он обладает механическими и физическими свойствами композиционного материала, такими как сопротивление, жесткость и поведение при высоких температурах. Наполнитель может иметь различную

форму (частицы, волокна и слоистые) на рисунке 2, размеры (микро и нано), а также может быть изготовлен из различных материалов, таких как стекло, углерод, бор. Заполнение также определяет изотропные и анизотропию композиционного материала, в анизотропии можно различать разные направления, и может быть сплошным или прерывистым, выровненным или случайным, однонаправленным или разнонаправленным. Матрица и наполнителе должны иметь хорошую адгезию друг к другу, чтобы композитный материал функционировал должным образом.

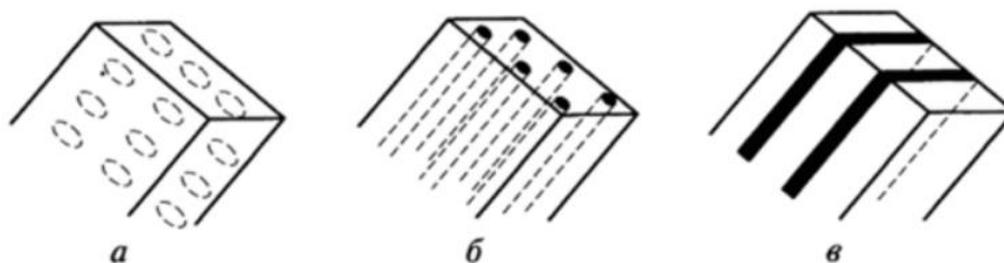


рис. 2 Виды наполнитель в зависимости от формы: а) частицы б) волокна в) слоистые

## 1.2 Классификация композиционных материалов по типу матрицы

- Полимерные КМ;
- Металлические КМ;
- Углеродные КМ;
- Керамические КМ;

### 1.2.1 Металлические КМ

Композитные материалы с металлической матрицей представляют собой материалы, в которых матрица из металла или сплава сочетается с армированием из другого материала, такого как волокна, частицы или листы. Эти материалы создаются с целью устранения или уменьшения некоторых основных недостатков металлов как конструкционных материалов, таких как их высокая плотность, низкая рабочая температура и низкая ударная вязкость. При этом используются такие преимущества металлов, как их высокая тепло-

и электропроводность, износостойкость и непоглощение влаги. Композиционные материалы с металлической матрицей характеризуются превосходными свойствами по сравнению с их отдельными компонентами, такими как:

- большее сопротивление;
- жесткость;
- ползучести или износостойкости;

Эти свойства зависят от вида и количества армирования, а также способа изготовления композиционного материала. Наиболее часто используемыми армирующими элементами являются углеродные волокна, бор, оксид алюминия, оксид бериллия, карбид бора и кремния, нитрид алюминия и кремния и др. Наиболее широко применяемыми матрицами являются алюминиевые, магниевые, никелевые и медные сплавы. Композитные материалы с металлической матрицей используются в различных областях, требующих высоких механических и тепловых характеристик, таких как аэрокосмическая, автомобильная или биомедицинская промышленность. Его главный недостаток – высокая стоимость.

### 1.2.2 Керамические КМ

Композитные материалы с керамической матрицей представляют собой материалы, в которых матрица из керамического материала сочетается с армированием из другого материала, такого как волокна, частицы. Эти материалы характеризуются наличием таких свойств, как:

- устойчивость к высоким температурам;
- высокая устойчивость к коррозии;
- высокая износостойкость;
- низкая плотность;
- низкая тепло и электропроводность;

Эти свойства зависят от вида и количества армирования, а также способа

изготовления композиционного материала. Наиболее часто используемыми армирующими элементами являются углеродные волокна, карбид кремния, нитрид бора и другие термостойкие материалы. Наиболее распространенными матрицами являются керамики на основе оксида алюминия, карбида кремния, оксида урана и других минеральных материалов. Композитные материалы с керамической матрицей используются в приложениях, которые должны выдерживать экстремальные условия температуры, давления или излучения, например, в аэрокосмической, атомной или химической промышленности. Основным его недостатком является хрупкость и низкая устойчивость к термическим ударам.

### 1.2.3 Углеродные КМ

Эти полимерные композиционные материалы армированы углеродными волокнами, которые получают из синтетических и натуральных волокон. Матрица этих материалов может быть терморезактивной или термопластичной. Углеродные композитные материалы имеют такие преимущества, как легкость, прочность и высокий модуль упругости по сравнению со стеклянными композитными материалами. Также могут изготавливаться графито-углеродные композиты, являющиеся наиболее термостойкими (углерод-углеродные композиты), способные выдерживать температуры до  $3000^{\circ}\text{C}$  в инертных или восстановительных средах. Их недостатками являются высокая стоимость изготовления и ремонта в случае повреждения, а также сложность обнаружения внутренних повреждений, поскольку они не ломаются легко и могут скрывать трещины или расслоения, влияющие на их стойкость.

### 1.2.4 Полимерные КМ.

Композитные материалы с полимерной матрицей представляют собой материалы, в которых матрица из полимерного материала сочетается с армированием из другого материала, обычно волокнами. Эти материалы

создаются с целью улучшения свойств чистых полимеров, таких как механическое, термическое или электрическое сопротивление. Матрица представляет собой полимер, а в качестве армирования используются различные волокна, такие как стекло, углерод или арамид. Композитные материалы с полимерной матрицей используются в различных приложениях, требующих высоких характеристик, таких как аэрокосмическая, автомобильная или биомедицинская промышленность. Основным его недостатком является низкая устойчивость к ударам, огню и температуре.

Полимерные композиционные материалы можно классифицировать по типу матрицы на композиционные материалы с термореактивной матрицей (реактопластичными) или с термопластичной матрицей. Достоинства и недостатки этих типов матриц и композиционных материалов из них аналогичны достоинствам и недостаткам термореактивное и термопластов.

- Термореактивные матрицы (реактопластичные) отличаются большей стойкостью, термической и химической стабильностью, меньшей вязкостью, хорошей пропиткой и адгезией, их также формируют из смолы, отвердителя, катализатора или инициатора отверждения и растворителя, что иногда добавляют для снижения вязкости и улучшения пропитки армирующих элементов;

- Термопластичные матрицы смолы характеризуются большей устойчивостью к ударам, растрескиванию, меньшими остаточными напряжениями и химической усадкой, а также возможностью вторичной переработки;

### 1.3 Классификация композиционных материалов по типу формы наполнителя

- частицы;
- волокна;
- слоистые;

### 1.3.1 Композиционные материалы с частицами наполнителя.

Композиты, наполненные частицами показано на рисунке 3, обладают изотропными свойствами, когда армирующий материал равномерно распределен в матрице и имеют следующие преимущества:

- Низкая стоимость;
- Высокая жесткость и прочность (неорганические частицы);
- Износостойкость;
- Более простой производственный процесс;
- Механические свойства зависят от армирования, изготовления и последующие обработки;



рис. 3 Структура композиционного материала с частицами наполнителем

Композиты, наполненные частицами, подразделяются на два подкласса: композиты, наполненные крупными частицами и композиты, наполненные дисперсией.

– Наполненные крупными частицами: Композиты, наполненные частицами, представляют собой композиты, в которых частицы одной фазы диспергированы в матрице другой фазы. Эти материалы используются для изменения или улучшения свойств исходного материала или для снижения его стоимости. Некоторыми примерами являются полимеры с наполнителями и бетон. Частицы могут иметь разную форму, но они должны быть разнородными и маленькими. Кроме того, объемная доля двух фаз влияет на поведение композитного материала. Модуль упругости композиционного материала зависит от объемной доли фаз и может быть оценен с помощью правил смешения, которые дают верхний предел и нижний предел;

– Композиты, наполненные дисперсией: представляют собой твердые,

инертные, однофазные частицы, диспергированные в металлической матрице или матрице из сплава. Эти материалы используются для повышения прочности и твердости исходного материала, особенно при высоких температурах и в течение длительного времени. Механизм упрочнения основан на взаимодействии между частицами и дислокациями в матрице, аналогичном дисперсионному упрочнению. Некоторыми примерами этих материалов являются никель с дисперсией тория и алюминий с дисперсией оксида алюминия;

### 1.3.2 Композитные материалы, армированные волокном

Это материалы, состоящие из дисперсной фазы волокон, объединенных с матрицей для улучшения механических свойств материала. Волокна обычно имеют высокий модуль упругости и высокую прочность на растяжение, а матрица обычно представляет собой полимерный материал, обеспечивающий сцепление и защиту волокон. Волокно должно иметь высокую температуру плавления, если композит должен использоваться при высоких температурах. Поэтому прочность и модуль на единицу веса волокна являются важными свойствами.

$$\sigma_s = \frac{\sigma_y}{\rho} \quad (1)$$

$$E_s = \frac{E}{\rho} \quad (2)$$

Где

$\sigma_s$  ; удельное сопротивление;

$\sigma_y$ ; предел упругости или предел прочности на растяжение;

$\rho$  ; плотность материала;

$E_s$  ; удельный модуль;

$E$  ; модуль Юнга или модуль упругости;

Волокна представляют собой удлиненные элементы очень малого диаметра и очень большой длины, что придает им высокую удельную прочность и жесткость. Матрица — это материал, который окружает волокна и скрепляет их, а также защищает от возможных внешних повреждений. Композитные материалы, армированные волокном, имеют множество применений в различных отраслях промышленности благодаря их малому весу, высокой прочности и жесткости, хорошей коррозионной и усталостной стойкости, а также большой гибкости конструкции. Однако они также имеют некоторые недостатки, такие как высокая стоимость производства, анизотропное поведение и уязвимость к повреждениям от ударов или факторов окружающей среды. Наиболее часто используемыми волокнами являются стеклянные, углеродные и арамидные. Все три материала обладают чрезвычайно высокой прочностью на растяжение.

### 1.3.3 Композитные материалы слоистые

Слоистые композиционные материалы представляют собой материалы, которые образуются путем соединения слоев или листов различных материалов, имеющих преимущественное направление высокой прочности, таких как древесина или пластмассы, армированные непрерывными и ориентированными волокнами. Слои укладываются и скрепляются друг с другом таким образом, что ориентация направления высокой прочности меняется с каждым последующим слоем. Таким образом достигается, что слоистый композиционный материал имеет относительно высокое сопротивление в нескольких направлениях в двумерной плоскости, хотя и меньшее, чем если бы все волокна были ориентированы в одном направлении. Многослойные композитные материалы используются для использования преимуществ каждого отдельного материала и получения материала с лучшими механическими, тепловыми или электрическими характеристиками. Слоистые композиционные материалы отличаются от других видов композиционных материалов многослойностью матрицы и армирования, в то

время как в остальных случаях матрица заполняется частицами разного размера и содержания.

#### Преимущества:

- Они позволяют получить материал с механическими, термическими или электрическими свойствами, превосходящими свойства отдельных материалов, из которых он состоит;
- Они обладают относительно высоким сопротивлением в различных направлениях в двумерной плоскости;
- Они имеют высокую точность размеров и высокое качество обработки поверхности;
- Они увеличивают срок службы продукта и улучшают характеристики металлов;
- Они позволяют обрабатывать детали больших размеров и различной формы;

#### Недостатки:

- Они снижают пластичность и коррозионную стойкость материала;
- Они требуют последующего процесса отжига, чтобы избежать деформации или анизотропного поведения;
- Остаточное напряжение может возникать из-за неравномерного охлаждения или более хрупкой и пористой структуры;
- Они не выдерживают надлежащих допусков и покрыты характерным оксидным слоем;
- Они дороже обычных материалов;
- Ориентация волокон относительно пластинки, можно увидеть на рисунке 3;
- Обычные ориентации волокон: 0, 90, +/-45. Комбинируя эти направления, желаемая прочность и достигается жесткость. Плоская изотропия может быть достигнута;

- Слои волокон расположены таким образом, чтобы прочность была максимальной, а вес был минимальным;

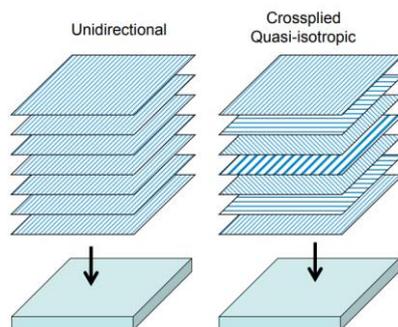


Рис. 4 направления

листов

Некоторые свойства, которым должны соответствовать ламинарные композитные материалы:

- Слоистые композиты всегда должны быть симметричны относительно их срединной плоскости, а также должны быть сбалансированы, чтобы избежать аномальных искажений в структуре;
- Прочность и жесткость сильно различаются в зависимости от ориентации;
- Укладка тканых материалов без какой-либо связи не имеет никакого конструктивного применения. Поэтому нужна матрица;

#### 1.4 Композитные материалы в авиации

Использование композиционных материалов в авиации приобретает все большее значение, так как они позволяют снизить вес летательных аппаратов, увеличить их эффективность и дальность полета. Композитные материалы используются в таких деталях, как крыло, триммер элерона, киль, руля направления, руль высоты, стабилизатор и т. д.

Общие композитные материалы, используемые в авиации, включают стекловолокно, углеродное волокно и матричные системы, армированные волокном, или любую их комбинацию.

Композитные материалы обладают физическими свойствами, которые можно оценить и количественно определить без изменения их химической природы, например плотностью, цветом, электропроводностью или

температурой плавления. Точно так же они обладают механическими свойствами, которые определяют их реакцию на приложенные силы, такие как сопротивление, жесткость, твердость или ударная вязкость. Эти свойства обусловлены составом и структурой композиционных материалов, т. е. типом составляющих их волокон и матрицы, а также их расположением и ориентацией. Диаметр и длина волокон определяют площадь контакта волокон с матрицей и способность передавать нагрузки, влияя, таким образом, на прочность и жесткость композитного материала. Как правило, чем больше диаметр и длина волокон, тем выше сопротивление и жесткость композитного материала. Ориентация волокон также влияет на механические свойства композитного материала, поскольку она определяет направление, в котором материал является наиболее прочным и жестким. Композитные материалы анизотропные, что означает, что они имеют разные свойства в зависимости от направления, в котором они измеряются, и могут быть как однонаправленными, так и двунаправленными.

Однонаправленный композитный материал характеризуется тем, что большинство волокон выровнено в одном направлении и обладает большой прочностью и жесткостью в этом направлении. Этот композиционный материал используется, когда силы действуют в основном в одном направлении или когда стремятся уменьшить вес и улучшить характеристики материала.

Двунаправленный композиционный материал отличается наличием волокон, расположенных в двух направлениях, ортогональных друг другу, и более равномерной прочностью и жесткостью в этих направлениях. Этот композиционный материал используется, когда силы распределяются по нескольким направлениям или когда необходимо повысить размерную стабильность и ударопрочность материала.

## 2 ПРОЕКТИРОВАНИЕ РУЛЬ ВЫСОТЫ САМОЛЕТА C-130J SUPER HERCULES

### 2.1 Общая характеристика и основные данные самолёта

C-130J Super Hercules — транспортный военный самолет средней и большой дальности американского производства, показано на рисунке 5. Самолет имеет типичную для транспортного самолета конструкцию: высокоплан и четыре турбовинтовых двигателя. Это основной транспортный самолет для США, стран НАТО и других стран. По состоянию на 2014 год это самый распространенный военно-транспортный самолет в мире. По состоянию на 1998 год Hercules налетал почти 25 миллионов часов по всему миру.



Рисунок 5 – Самолет C-103J Super Hercules

Руль высоты — подвижная часть горизонтального оперения, служащая для управления самолетом относительно поперечной оси. Конструкция Руль высоты состоит из рамы и вагонки. Рама выдерживает все виды нагрузок, действующих на Руль высоты. Обшивка лишь поддерживает и распределяет аэродинамическую нагрузку по элементам каркаса.

Чертеж общего вида самолета C-130J представлен на рисунке 6 и в таблице 1 приведены основные данные самолета

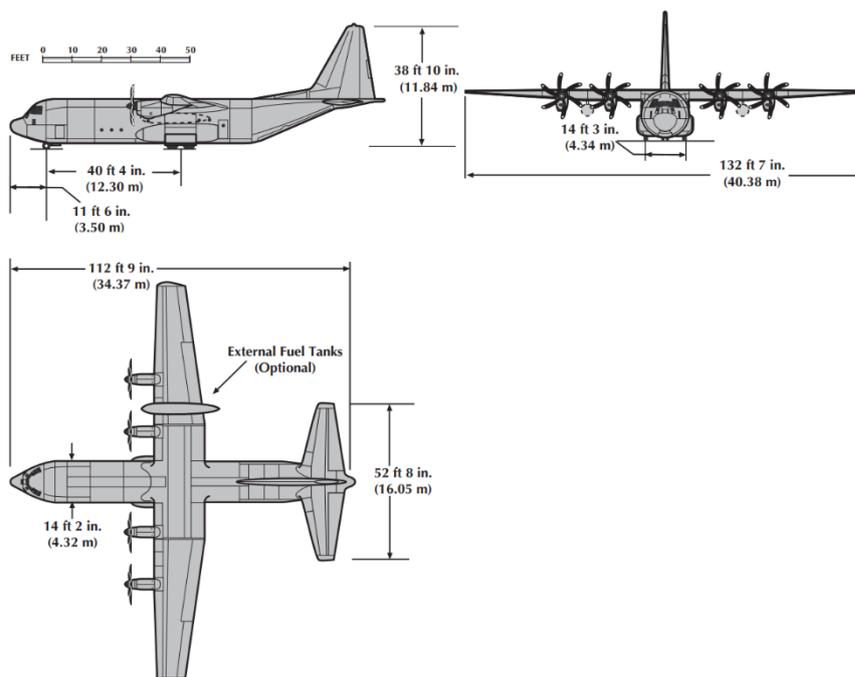


Рисунок 6 – чертеж общего вида самолета С-130J

Таблица 1 – Основные данные самолета

Модификация	С-130J
Размах крыла, м	40.38
Длина самолета, м	34.37
Высота самолета, м	11.81
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	162.20
Масса, кг	
пустого самолета	34274
нормальная взлетная	70304
максимальная взлетная	74390
топлива	20520
Тип двигателя	4 ТВД Allison AE2100D3
Мощность, э.л.с.	4 x 4591
Максимальная скорость, км/ч	671
Крейсерская скорость, км/ч	643
Практическая дальность, км	5220

Дальность действия с макс загрузкой, км	3890
Практический потолок, м	9300
Экипаж, чел	3-6
Полезная нагрузка (С-130J-30):	92 солдата или 64 парашютиста или 74 носилки или 16 стандартных контейнера или 21770 кг груза (максимально)

## 2.2 Требования к агрегату

### 2.2.1 Разработка требований к агрегату

#### Общие требования

Проектируемый руль высоты представляет собой тонкостенную подкрепленную оболочку и состоит из каркаса и обшивки, каркас состоит из лонжерона, стенок и нервюр.

К конструкции руля высоты предъявляются следующие требования:

- обеспечение курсовой устойчивости и управляемости ЛА на всех режимах полета;
- наименьшее лобовое сопротивление;
- максимально возможные значения прочности и жесткости при наименьшей массе конструкции;
- отсутствие вибраций;
- легкий монтаж и демонтаж;
- технологичность конструкции;
- простота установки рулей с учетом взаимозаменяемости;

### 2.2.2 Функциональные требования к конструкции руля высоты

Функциональные требования к рулю высоты:

- Должна быть обеспечена высокая эффективность руля высоты для получения необходимых характеристик продольной устойчивости и

управляемости самолёта на всех режимах его полёта, определяемых тактико-техническими требованиями к самолёту при наименьшей массе;

- Для обеспечения наименьшего снижения аэродинамического качества и наименьшего расхода энергии на балансировку и управление воздушным судном необходимо выбирать такие формы, размеры и внешние параметры руля высоты, которые минимизируют потери;

- Для предотвращения влияния друг на друга руля высоты и руля направления необходимо спроектировать конструкцию руля высоты так, чтобы при максимальном отклонении одной из управляющих поверхностей другая могла свободно перемещаться во всем диапазоне;

- При проектировании конструкции руля высоты необходимо предусмотреть отсутствие заклинивания и заедания в местах крепления руля высоты при максимальных перемещениях руля высоты и деформациях элементов каркаса.

### 2.2.3 Требования достаточной прочности и жёсткости

Прочностные и жёсткостей требования к рулю высоты:

- Конструкция руля высоты должна иметь такую прочность и жесткость, чтобы соответствовать нормам прочности и выдерживать без разрушения избыточные деформации, вибрации и рабочие нагрузки;

- Для конструкции руля высоты должны использоваться такие материалы и крепежные элементы, которые обеспечивают их надежность, прочность, долговечность на весь срок эксплуатации самолета и защищены от атмосферных воздействий во время всего полета;

- Конструкция руля высоты не должна содержать таких деталей и особенностей, которые могут привести к аварийным ситуациям и быть ненадежными;

- Места крепления руля высоты должны выдерживать нагрузки, действующие вдоль оси агрегата.

## 2.2.4 Эксплуатационные требования

Эксплуатационные требования к рулю высоты:

- Необходимо обеспечить возможность осмотра и проверки основных частей конструкции руля высоты, регулировки, необходимые для обеспечения летной годности самолета;
- Основные элементы конструкции руля высоты должны быть спроектированы с учетом взаимозаменяемости и надежной защиты от коррозии;
- конструкция руля высоты должна быть приспособлена к применению унифицированного наземного оборудования и должен быть обеспечен доступ к соответствующим элементам во время ремонта и технического обслуживания.

## 2.2.5 Экономические требования

- Экономические требования к рулю высоты:
- Обеспечить минимальную себестоимость производства руля высоты за счёт совершенствования технологических процессов и улучшения конструкции;
- Обеспечение минимальных эксплуатационных затрат на протяжении всей эксплуатации руля высоты;
- Возможное снижение производственных затрат за счет разумного снижения требований к точности и чистоте поверхности [6].

## 2.3 Разработка конструктивно-силовой схемы

### 2.3.1 Варианты КСС

Конструктивно-силовой схемы (КСС) руля высоты и горизонтальное оперение (ГО) во многом напоминает КСС крыльев.

- Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается в основном поясами лонжеронов, называется лонжеронным. Здесь сравнительно слабые

стрингеры и тонкая обшивка [5];

– Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается в основном обшивкой совместно с подкрепляющими её стрингерами или гофром, называется кессонным. Такие крылья имеют толстую обшивку, развитые стрингеры и слабые лонжероны [5]

### 2.3.2 Выбор и описание КСС

Так как данный самолёт является лёгким, мало скоростным и дозвуковым, то логичнее выбрать лонжеронную КСС для нашего руля высоты

Продольный набор состоит из одного лонжерона. В задней части руля высоты находится концевой стрингер, соединяющий верхнюю и нижнюю обшивку.

Поперечный набор состоит из рядовых нервюр, силовых нервюр и диафрагм носка, укрепляющих и придающих жесткость обшивке.

Поперечный и продольный набор составляют каркас руля высоты, к которому приклепана обшивка, несущая крутящий момент. Пояса лонжерона несут изгибающий момент, а стенка лонжерона несет сдвиговую силу, нервюры несут локальную воздушную нагрузку и сосредоточенные силы в местах крепления руля высоты распределенные аэродинамические силы и сосредоточенные силы от реакции узлов навески руля направления. Чтобы решать задачи статически

### 2.4 Выбор и обоснование основного конструктивного материала

Выбор подходящего материала для создания новой конструкции - один из факторов, влияющих на ее совершенство. При выборе материала важно учитывать следующее:

- 1) возможность применения в технологических процессах, необходимых для изготовления деталей определенной формы и размера;

- 2) стоимость;

3) уровень освоения технологических процессов для обработки данного материала;

4) возможность использования данного материала в условиях эксплуатации будущей конструкции;

5) усталостные свойства материала, определяемые скоростью образования и распространения усталостных разрушений;

6) удельные характеристики прочности и жесткости.

Качество материалов, применяемых в отечественной авиационной технике, во многом определяет ее конкурентоспособность. Конструкцию руля высоты можно сделать из так называемого традиционного варианта (полностью из металла), композитных материалов (КМ), или смешанного варианта (т.е. частично из металла и КМ).

Для нашего исследования мы начнем с проектирования руля высоты с алюминием, чтобы иметь модель, а затем иметь возможность сделать Анализ напряженно-деформированного, но не только с алюминием, но и с композитными материалами.

Мы выбрали алюминий, потому что алюминиевые сплавы используются в конструкции самолетов, летающих на умеренных дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Широкое применение алюминиевых сплавов объясняется высокими значениями удельного сопротивления и хорошими технологическими свойствами, и мы хотим проверить его удельное сопротивление по сравнению с композитными материалами

Поскольку самолёт С-130J летает на дозвуковых скоростях, то в качестве основного конструкционного материала логично выбрать современный высоко ресурсный сплав типа дюралюминий 1424. Его можно использовать для изготовления поясов лонжерона, стенки, обшивки, нервюр, всевозможных уголков, фитингов и т.д.

Заклепки могут быть изготовлены из алюминиевого сплава В95, сохраняющего достаточно высокие механические свойства при температурах

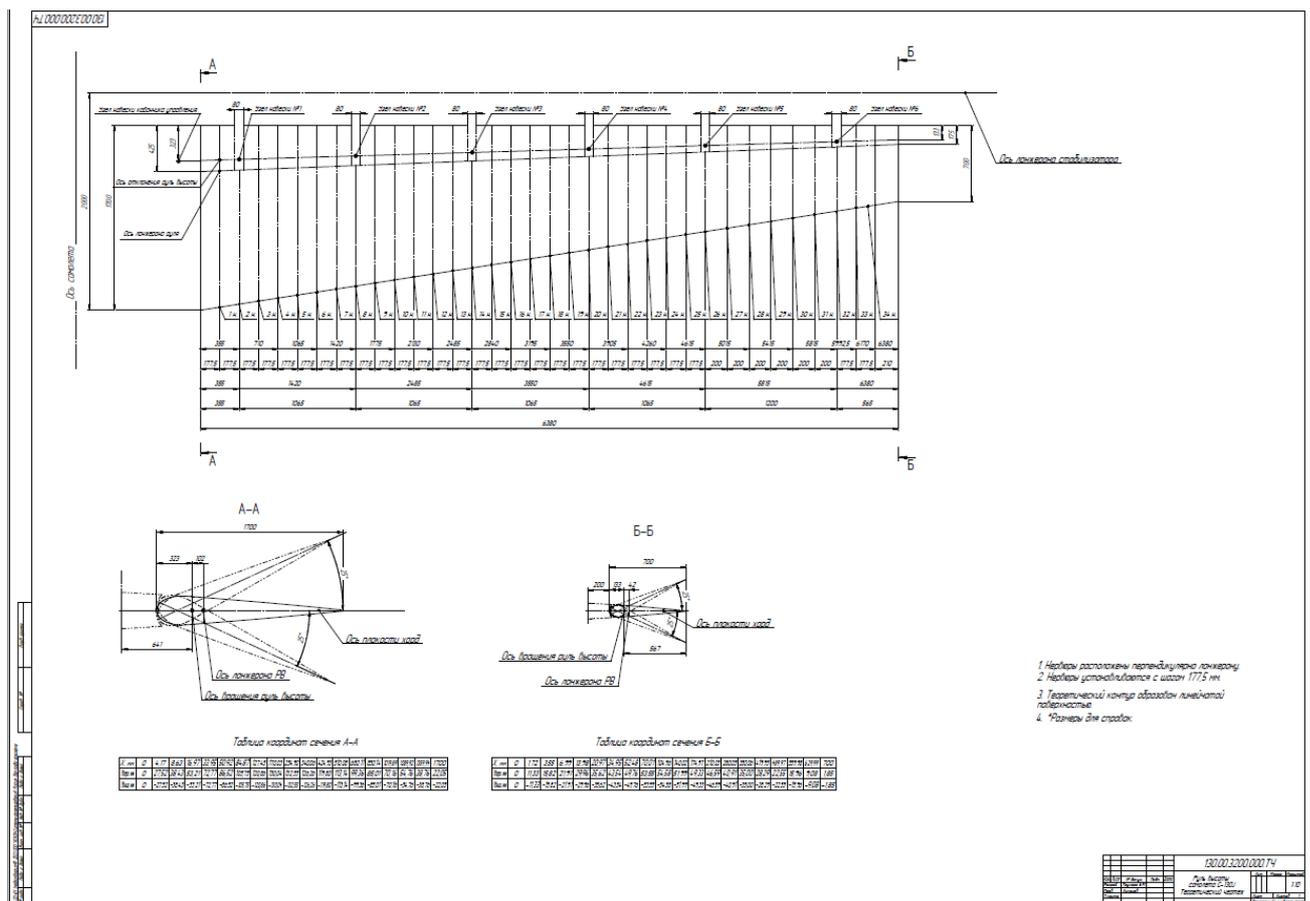
до 100-120°C. Болты крепления кронштейнов навески выполняются из материала Сталь 30ХГСА

Таблица 2 - Характеристики выбранных материалов [4].

Название элемента	Марка материала	Предел прочности $\sigma_B$ , МПа	Модуль продольной упругости E, ГПа
Пояс лонжерона	Алюминиевый сплав 1424	440	80
Пояс нервюры	Алюминиевый сплав 1424	440	80
Стенка лонжерона	Алюминиевый сплав 1424	440	80
Стенка нервюры	Алюминиевый сплав 1424	440	80
Обшивка	Алюминиевый сплав 1424	440	80
Заклепки	Алюминиевый сплав В95	560	72

## 2.5 Разработка теоретического чертежа агрегата

С учетом выбранной конструктивно-силовой схемы и заданных геометрических параметров руля высоты можно разработать теоретический чертеж, который необходим для дальнейшего проектирования. Теоретический чертеж служит основой для разработки конструкции руля высоты. Он полностью определяет внешние формы и содержит данные для построения концевых и корневых сечений. На теоретическом чертеже осевыми линиями и размерами задаются все основные элементы каркаса: лонжеронов и нервюр. Кроме того, на теоретическом чертеже указывается положение оси вращения руля высоты и положения узлов навески, а также положение узла кабанчика управления.



## 2.6 Определение расчётных нагрузок и построение эпюр внутренних усилий

### 2.6.1 Нагрузки, действующие на руль высоты

Руль высоты подвергается нагрузке от воздушных сил и реакций опор. Массовые силы от веса конструкции руля малы и обычно ими можно пренебречь. Для того, чтобы рассчитать нагрузку на руль высоты нужно сначала определить нагрузку на горизонтальное оперение в целом.

Расчётным случаем является случай вторая манёвренная нагрузка (когда уравнивающая нагрузка мала и ею можно пренебречь) [5].

Затем нагрузка на горизонтальное оперение вычисляется по формуле:

$$P_{ГО} = P_{ГО}^{\text{ман}} = \pm k_2 \cdot n^3 \frac{G}{S} \times S_{ГО} \times f \quad (1)$$

где  $P_{ГО}$  – манёвренная нагрузка;

$k_2$  – коэффициент пропорциональности, задаваемый Нормами прочности (Н.П.);

$n^3$  – максимальный коэффициент перегрузки;

$G$  – вес самолёта, Н;

$S$  – площадь крыла, м<sup>2</sup>;

$S_{ГО}$  – площадь горизонтального оперения, м<sup>2</sup>;

$f$  – коэффициент безопасности, задаваемый Н.П.

Величина коэффициента  $k_2$  в соответствии с Н.П. принимается равной 0,5. Коэффициент безопасности  $f = 2$

$$P_{ГО}^p = \frac{0,3 \times 2,5 \times 74390 \times 9,81 \times 43,14}{162,2} \times 2 = 291141,50 \text{ Н.}$$

Распределение нагрузки между стабилизатором и рулем высоты проводится пропорционально площадям

$$P_{РВ} = P_{ГО} \times \frac{S_{РВ}}{S_{ГО}}, \quad (3)$$

$$P_{СТ} = P_{ГО} \times \frac{S_{СТ}}{S_{ГО}}. \quad (4)$$

Тогда по формуле (2),

$$P_{PB} = 291,141.50 \times \frac{15,312}{43.14} = 103337,01 \text{ Н.}$$

Нагрузка на одной консоли равна

$$\frac{P_{PB}}{2} = \frac{103337,01}{2} = 51668,51 \text{ Н.}$$

Распределение нагрузки по размаху производится пропорционально хордам [9] и вычисляется по формуле:

$$q_{PB} = \frac{P_{PB}}{S_{PB}} \times b_{PB}$$

где  $q_{PB}$  – погонная нагрузка, действующая в сечении руля высоты, Н/м;

$b_{PB}$  – текущая хорда руля высоты, м.

$$q_{PB} = \frac{P_{PB}}{S_{PB}} \times b_{\text{корн}}$$

$$q_{PB} = \frac{103337,01}{15,312} \times 1,7 = 11472,89 \text{ Н/м}$$

$$q_{PB} = \frac{P_{PB}}{S_{PB}} \times b_{\text{конц}}$$

$$q_{PB} = \frac{103337,01}{15,312} \times 0,7 = 4724,13 \text{ Н/м}$$

### 2.6.2 Построение эпюр поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов

Для получения диаграмм поперечных сил и изгибающих моментов, воспользуемся программой «Балка». Необходимые геометрические исходные данные возьмем из теоретического чертежа. Подставив все необходимые данные в программу «Балка» и проведя расчеты, получим диаграммы поперечных сил и изгибающих моментов, изображенные на рисунке 8,9 и 10.

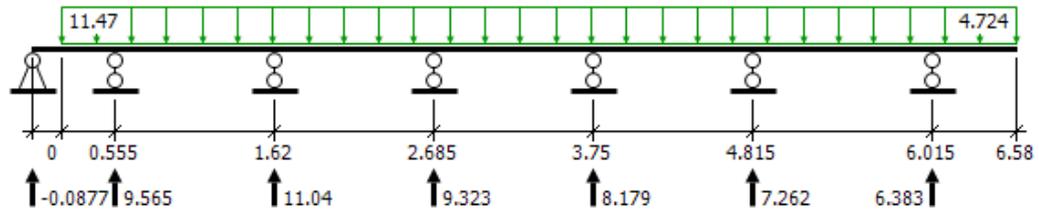


Рисунок 8 – Схема нагружения Р.В.

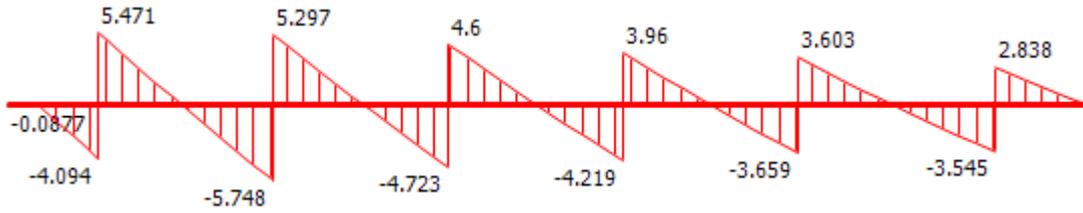


Рисунок 9 – Эпюра перерезывающих сил [Н].

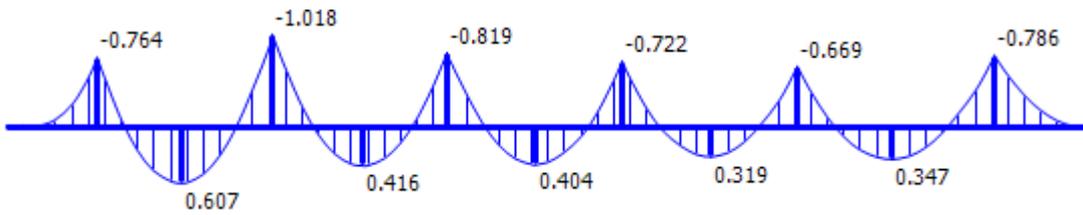


Рисунок 10 – Эпюра изгибающих моментов [Н×м].

## 3 МЕТОДОЛОГИЯ

### 3.1 Компьютерные программы

#### 3.1.1 Компас-3D

КОМПАС-3D — система трехмерного проектирования, которая широко применяется для создания изделий основных и вспомогательных производств в таких отраслях, как машиностроение (транспорт, сельское хозяйство, энергетика, нефтегазовая, химическая и др.), приборостроение, авиастроение, судостроение, станкостроение, автомобилестроение, металлургия, промышленное и гражданское строительство, товары народного потребления и др.

#### 3.1.2 FEMAP

В нашем исследовании мы используем платформу Femap, которая позволяет выполнять предварительную и последующую обработку передовых инженерных моделей на базе Windows и оценивать характеристики и устойчивость самолета. FEMAP также используется для оптимизации компонентов и деталей самолета для выполнения анализа методом конечных элементов.

#### 3.1.3 Моделирование руля высоты самолета с-130j

Для моделирования нашего агрегата в программе «Компас» мы используем данные, полученные из уже сделанного нами теоретического чертежа, и можем видеть это на рисунке 11 и 12.

Наш заполнитель имеет следующие геометрические характеристики:

- однолонжеронная схема с 34 нервюры;
- длина руля высоты самолета 6380 мм;
- длина концевой хорды 700мм;
- длина корневой хорды 1700мм;

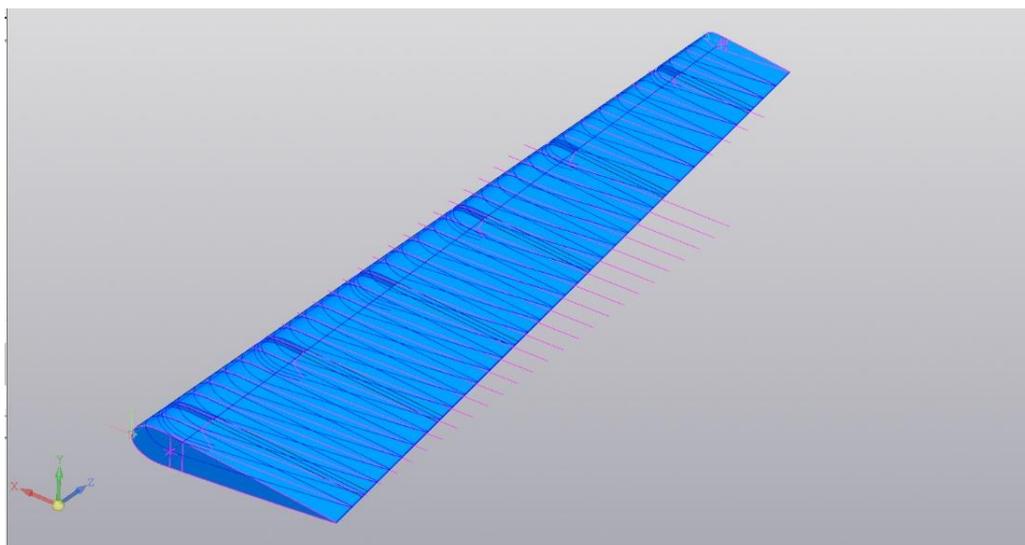


Рисунок 11 –3d модель внешней конструкции руля высоты самолета с-130j в компасе

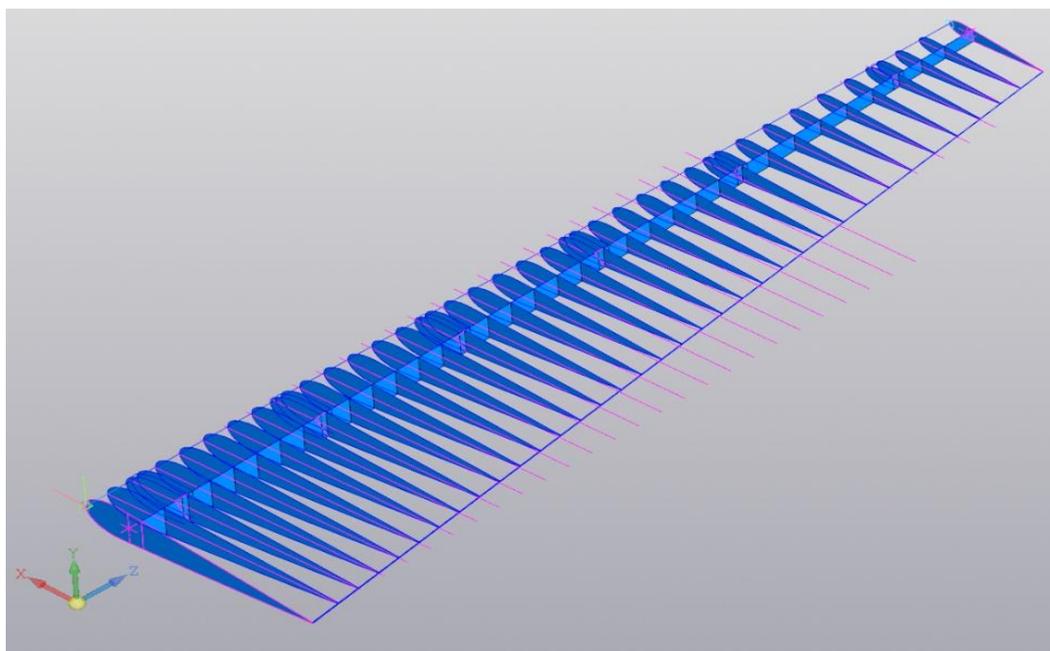


Рисунок 12 –3d модель внутреннего строения руля высоты самолет с-130j в компасе

### 3.2 Механические характеристики материалов

Алюминий 1424 — это алюминиевый сплав высокой прочности, который применяется в авиации и ракетостроении. Сплав характеризуется хорошей свариваемостью и коррозионной стойкостью, а также высокими

значениями прочности и усталости. Механические характеристики материала Алюминий 1424 можно увидеть в таблице 3.

Таблица 3 - Механические характеристики Алюминий 1424

Алюминиевый сплав 1424	
Плотность $\rho$ , г/м <sup>3</sup>	$2,54 \times 10^3$
Номер Пуассона	0,3
Модуль продольной упругости E, МПа	80
Предел прочности $\sigma_B$ , МПа	440
Предел текучести $\sigma_T$ , МПа	320

Kevlar49 представляет собой разновидность арамидного волокна, используемого для армирования композитных материалов, требующих высокой удельной прочности на растяжение. Эпоксидная смола представляет собой термореактивный полимер, используемый в качестве матрицы для консолидации волокон Kevlar49. Kevlar49 обладает высоким модулем упругости и низким удлинением при разрыве, что делает его идеальным. Кевлар 49/эпоксидный композитный материал применяется для различных целей, где требуется композитный материал с высокими эксплуатационными характеристиками, таких как аврокосмическая, автомобильная, морская, спортивная и военная промышленность. Механические характеристики материала Kevlar49 можно увидеть в таблице 4.

Таблица 4 - Механические характеристики Kevlar49

Kevlar49	
Плотность $\rho$ , г/м <sup>3</sup>	$1.39 \times 10^3$
Модуль продольной упругости E, МПа	$151,7 \times 10^3$

Модуль поперечный упругости E, МПа	$4,14 \times 10^3$
Номер Продольный Пуассона	0,35
поперечный Номер Пуассона	0.2
Модуль сдвига XY, G 12 , МПа	2900
Модуль сдвига YZ, G 23, МПа	1900
Модуль сдвига XZ, G 31МПа	2900
Продольная прочность на растяжение $\sigma_{x \text{ рас}}$ МПа	2700
Продольная прочность на сжатие $\sigma_{x \text{ сж}}$ МПа	517

### Т300/5208

Композитный материал из графитовых волокон Т300 и эпоксидной смолы 5208 образует материал Т300/5208. Производимые с 1971 года компанией Toray Industries<sup>1</sup>, графитовые волокна Т300 являются поперечно-изотропными и обладают высокой прочностью на растяжение, средним модулем упругости и низкой плотностью<sup>2</sup>. Эпоксидная смола 5208 представляет собой термореактивную смолу с хорошей адгезией к графитовым волокнам, которая затвердевает при высоких температурах. Этот материал нашел широкое применение в авиационной промышленности благодаря своей высокой прочности, малому весу и устойчивости к коррозии.

Механические характеристики материала Т300/5208 можно увидеть в таблице 5.

Таблица 5 - Механические характеристики Т300/5208

Т300/5208	
Плотность $\rho$ , г/м <sup>3</sup>	$1.55 \times 10^3$
Модуль продольной упругости E, МПа	$145 \times 10^3$
Модуль поперечный упругости E, МПа	$10 \times 10^3$
Номер Продольный Пуассона	0,3
поперечный Номер Пуассона	-
Модуль сдвига XY, G 12, МПа	5500
Модуль сдвига YZ, G 23, МПа	4500
Модуль сдвига XZ, G 31МПа	5500
Продольная прочность на растяжение $\sigma_{x \text{ рас}}$ МПа	1500
Продольная прочность на сжатие $\sigma_{x \text{ сж}}$ МПа	800

Для идентификации материалов, из которых изготовлены различные части руля высоты, мы присвоим каждой из них уникальный номер:

- Обшивка.....1;
- Стенка лонжерона.....2;
- Стенка нервюры.....3;

В следующей таблице 6 показаны материалы, используемые в каждом элементе руля высоты.

Таблица 6 - материалы, используемые в элементах руля высоты.

	конструктивные элементы руля высоты			Масса kg	наблюдения
	1	2	3		
М-М	Алюминиевый сплав 1424	Алюминиевый сплав 1424	Алюминиевый сплав 1424	134,66	руль высоты построено только из металлов
М-1КМ	Kevlar49/epoxi	Алюминиевый сплав 1424	Алюминиевый сплав 1424	93,01	руль высоты изготовлено из 2 металлов и 1 композитного материала.
	T300/5208	Алюминиевый сплав 1424	Алюминиевый сплав 1424	96,51	
	Алюминиевый сплав 1424	Алюминиевый сплав 1424	Kevlar49/epoxi	120,04	
	Алюминиевый сплав 1424	Алюминиевый сплав 1424	T300/5208	126,6	
М-2КМ	Kevlar49/epoxi	Алюминиевый сплав 1424	Kevlar49/epoxi	87,77	руль высоты изготовлено из 1 металлов и 2 композитного материала.
	T300/5208	Алюминиевый сплав 1424	T300/5208	92,33	

### 3.3 Сетчатый

Используя компас для моделирования руля высоты и имея данные о механических свойствах материалов, мы проведем анализ напряженно-деформированного состояния методом конечных элементов в программе femap, для этого мы должны определить тип анализа каждого материала.

– Алюминий 1424 — это изотропный материал, то есть его механические и тепловые свойства одинаковы в любом направлении. Это значит, что алюминий реагирует одинаково, когда на него действует сила или температура в любой точке или направлении. Мы можем видеть механические свойства, установленные в программе для алюминия, как изотропный материал на рисунке 13.

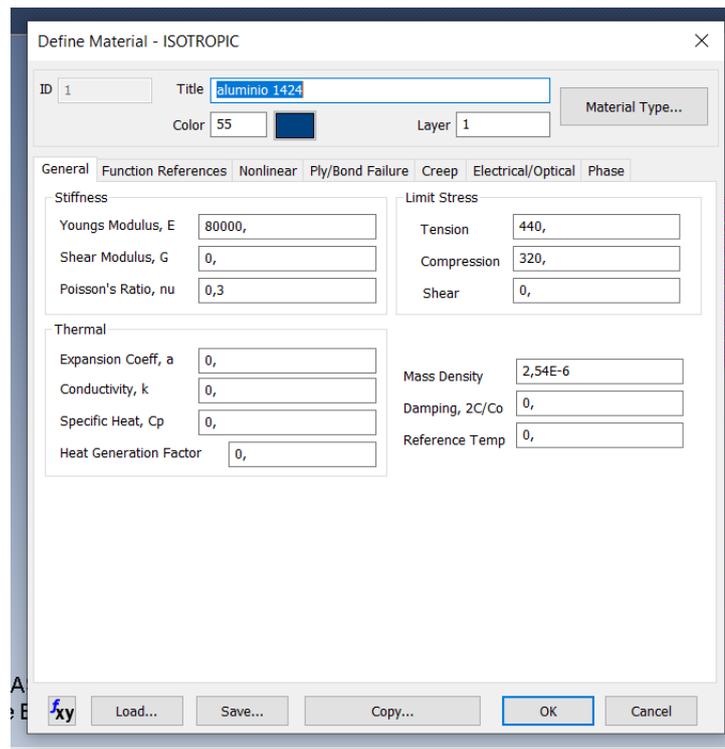


Рисунок 13 –

свойства алюминия 1424 в фемэпе

Изотропные

– Кевлар49/эпоксидная смола является ортотропным материалом, поскольку имеет три ортогональные оси симметрии: продольную ось волокон, поперечную ось волокон и ось, перпендикулярную плоскости волокон. Механические свойства материала меняются в зависимости от направления этих осей, но одинаковы в плоскостях, в которых они находятся. и мы можем видеть положение в фемар на рисунке 14.

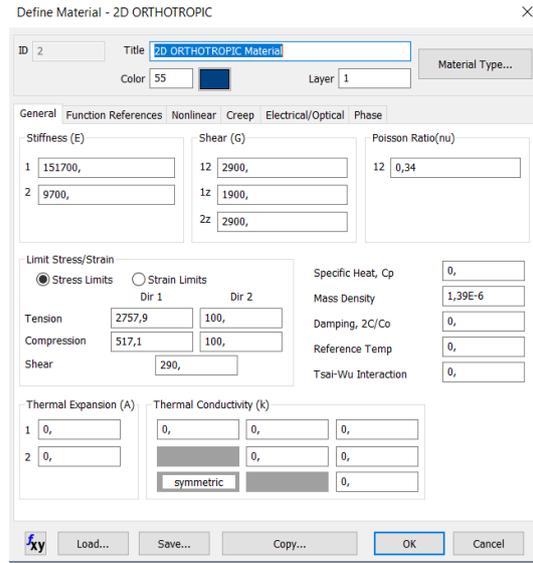


Рисунок 14–

Ортотропные

свойства Kevlar49/эпохи

– T300/5208 — ортотропный материал, и мы можем увидеть в программе на рисунке 15.

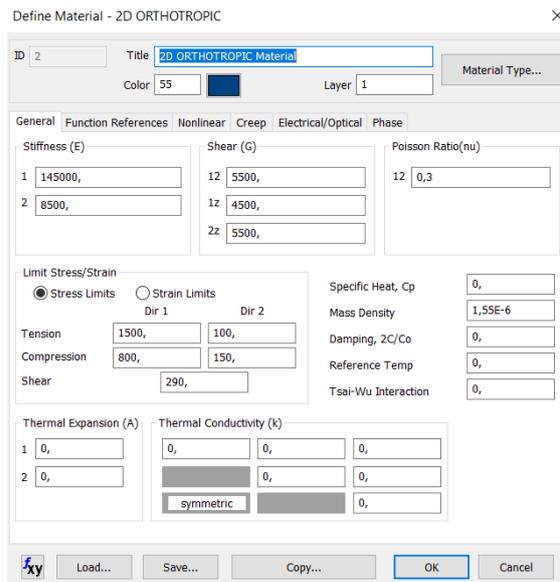


Рисунок 15 –

Ортотропные

свойства T300/5208

### 3.3.1 Направление армирующих волокон

Это относится только к композитным материалам.

В модуле femap выполняется композитная верстка. Из композитного материала создают несколько слоев, чтобы определить конфигурацию с минимальной общей деформацией и эквивалентным напряжением. Для изготовления прокладок используется классическая теория прослоек. С ее

помощью мы можем вычислить структурную реакцию многослойного композита на любой набор нагрузок и последовательность укладки.

Классическая теория ламинирования описывает поведение ламината на основе следующих допущений:

- Каждый слой ламината считается ортотропным и квазиоднородным; – Ламинат тонкий, его размеры в плоскости значительно больше толщины;
- Нагрузки, действующие на ламинат, приложены только в плоскостных направлениях;
- Смещения вне плоскости малы по сравнению с толщиной ламината, а смещения в плоскости линейно меняются по всей толщине ламината; – Все смещения малы по сравнению с толщиной ламината и расстояния от средней поверхности, перпендикулярные к ней, не изменяются;
- Связь между приложенными силами и моментами в любой точке (x, y) и результирующей кривизной и деформацией средней плоскости можно представить следующим образом на рис. 16. Матрица A/B/B/D в скобках это матрица жесткости ламината, а ее обратная — это матрица податливости ламината. Соотношение между приложенными силами и моментами и результирующими кривизной и деформациями средней плоскости;

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ \kappa \end{Bmatrix}$$

Рисунок 16 –Соотношения между приложенными силами и моментами в произвольной точке (x, y)

Для модели Kevlar49/ерохі применена последовательность слоев [0/45/-45/90].

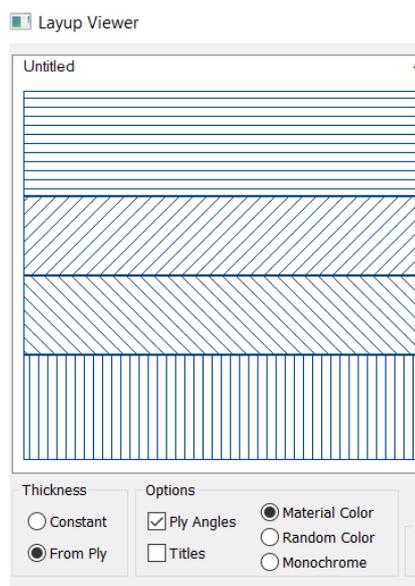


Рисунок 17 – Последовательность слоев материала Kevlar49/ерохі

Для модели T300/5208 применена последовательность слоев [0/-45/90/45/0].

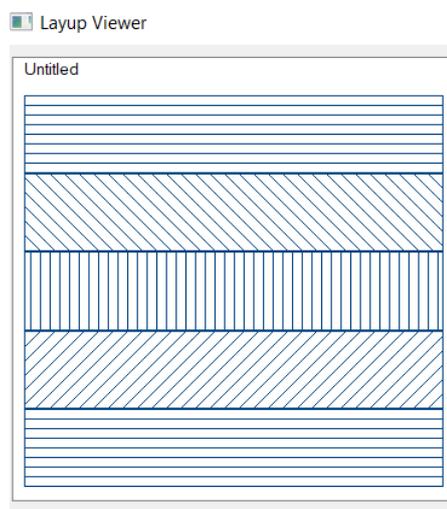


Рисунок 18 – Последовательность слоев материала T300/5208

### 3.3.2 создание сетки

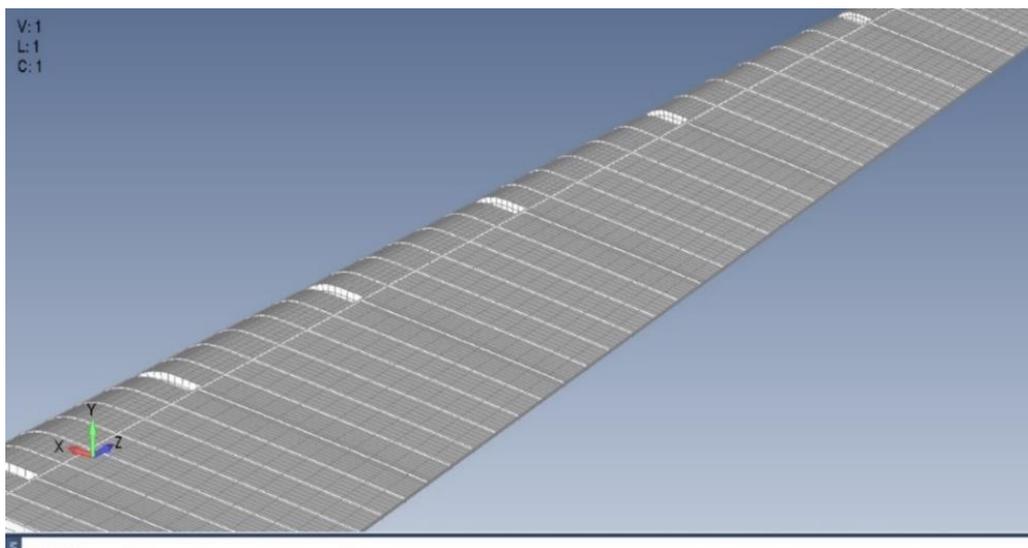


Рисунок 19 – внешняя сетка

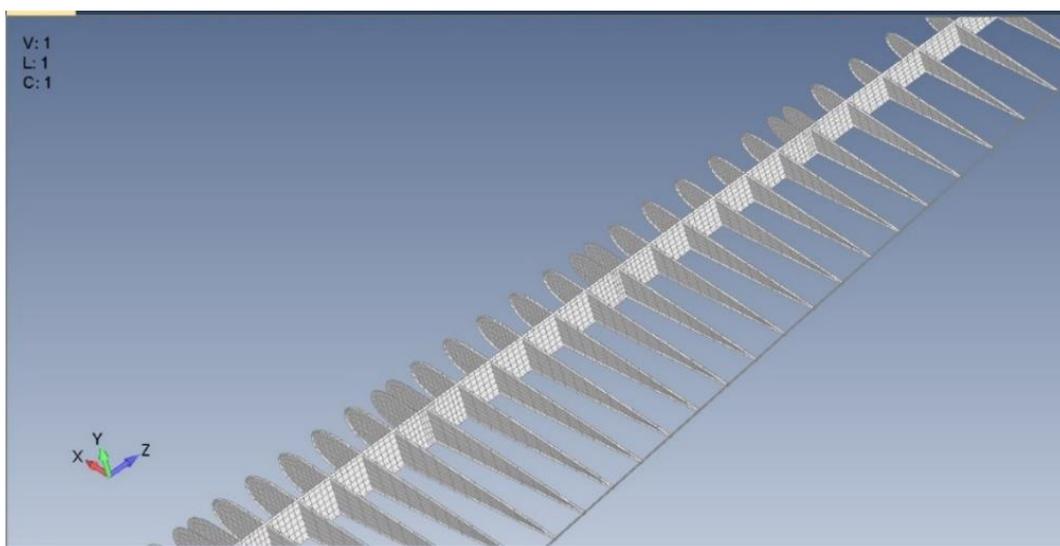


Рисунок 20– внутренняя сетка

### 3.4 Границы и условия нагрузки

Используя готовый теоретический чертеж, мы определим точку крепления руля высоты и нагрузку значением  $11472,89 \text{ Н/м}$ , распределенную по его полуразмаху, как показано на рисунке 21.

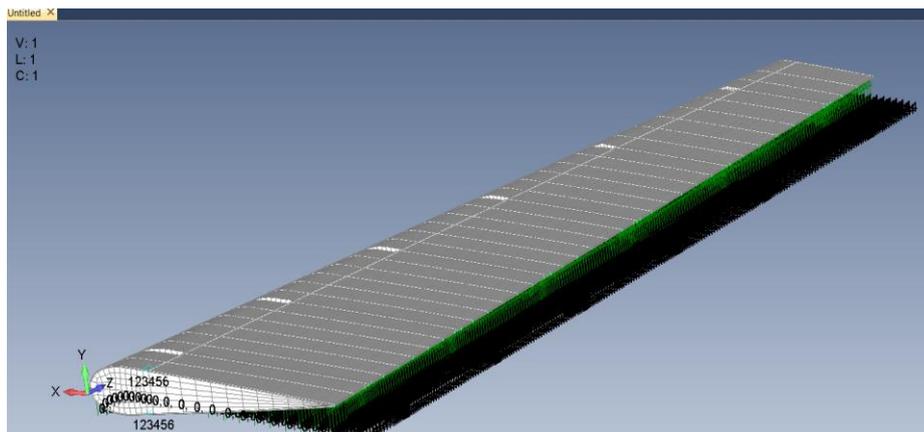


Рисунок 21– Нагрузка

После нагрузки, ставим закрепления в руль высоты используя 6 узел навески и узел навески кабанчика управления это позволит прикрепить руль высоты к стабилизатору, мы можем видеть это на рисунках 22 и 23.

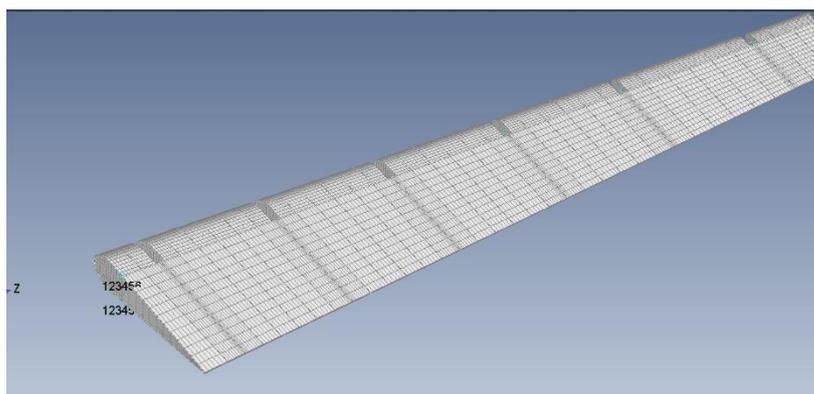


Рисунок 22– Закрепления руль высоты со стабилизатором используя узел навески кабанчика управления

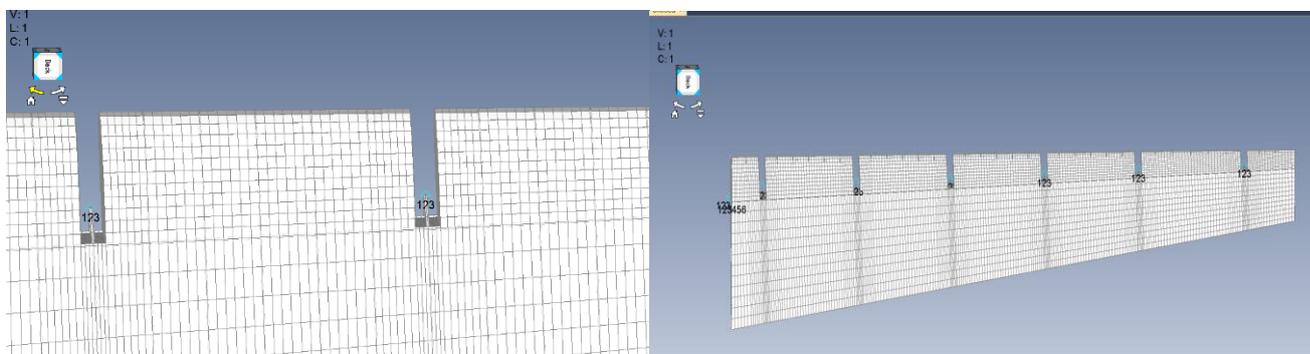


Рисунок 23– Закрепления руль высоты со стабилизатором используя 6 узел навески

## 4 АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

### 4.1 Результаты руля высоты только с использованием металлов

Статический структурный анализ модели с алюминием проводится для определения полной деформации и по Мизесу напряжений. графики напряжения

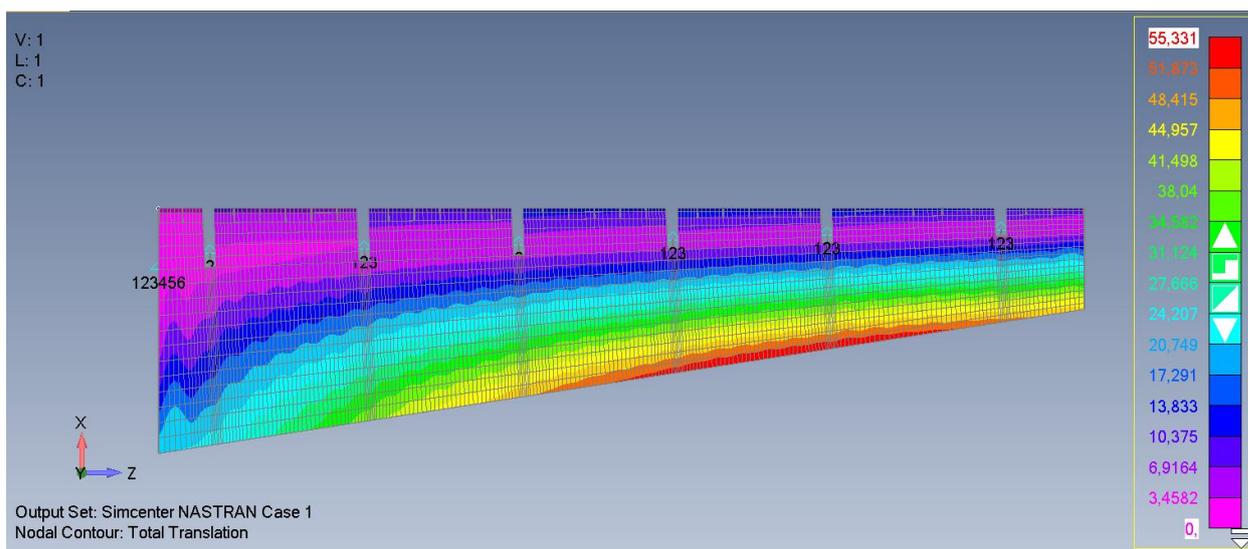


Рисунок 24– Поле полных перемещений с алюминием 1424 руля высоты, мм

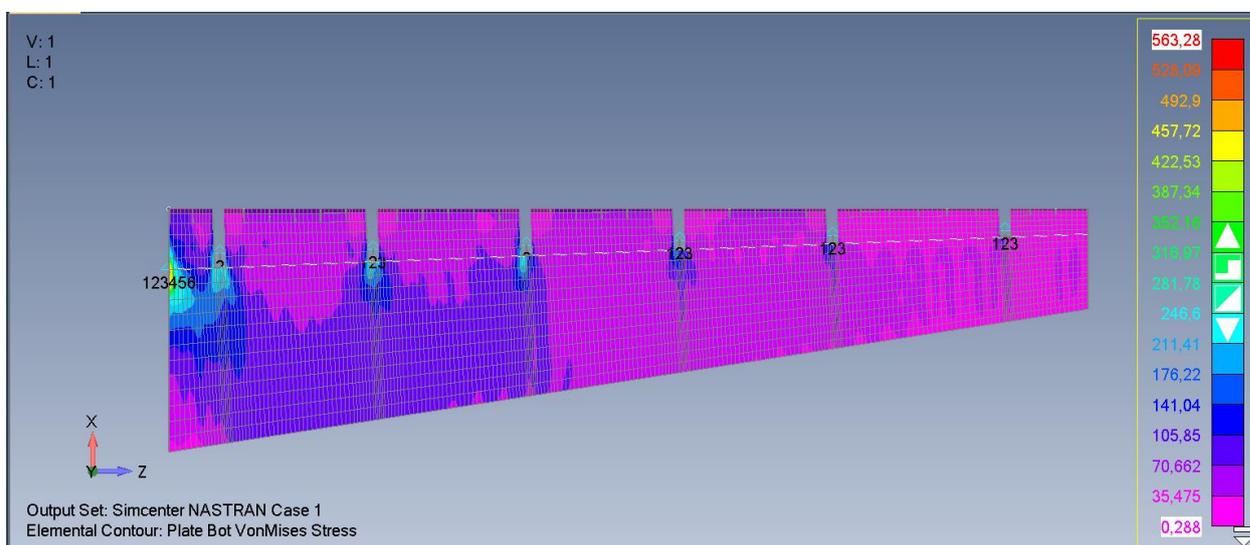


Рисунок 25– Распределение эквивалентных по Мизесу напряжений с алюминием 1424 руля высоты, МПа

На рисунке 24 и 25 видно, что руль высоты действует как консольная балка с корнем, прикрепленным к самолету. Ланжерон в основном несет

нагрузку модели. Это элемент, который обеспечивает структурную поддержку для руля высоты, с другой стороны, ребра представляют собой внутренние конструктивные части, которые проходят вперед и назад в руль высоты, обеспечивая аэродинамическую форму конструкции. Максимальная деформация в этом случае приходится на величину 55,331 мм и это отражается на вершине брусчатки, а минимальная деформация приходится на часть корня брусчатки. Кроме того, значения напряжения постепенно увеличиваются по мере удаления от детали, прикрепленной к самолету. Этого следовало ожидать, поскольку руль высоты ведет себя аналогично консольной балке. Максимальное значение напряжения составляет 563,26 МПа.

## 4.2 Результаты руля высоты только с 1 композитным материалом

### 4.2.1 Kevlar49/epoxi

В этой модели используются композитные слои в обшивке руля высоты с целью снижения деформации, значений напряжения и уменьшения веса руля высоты.

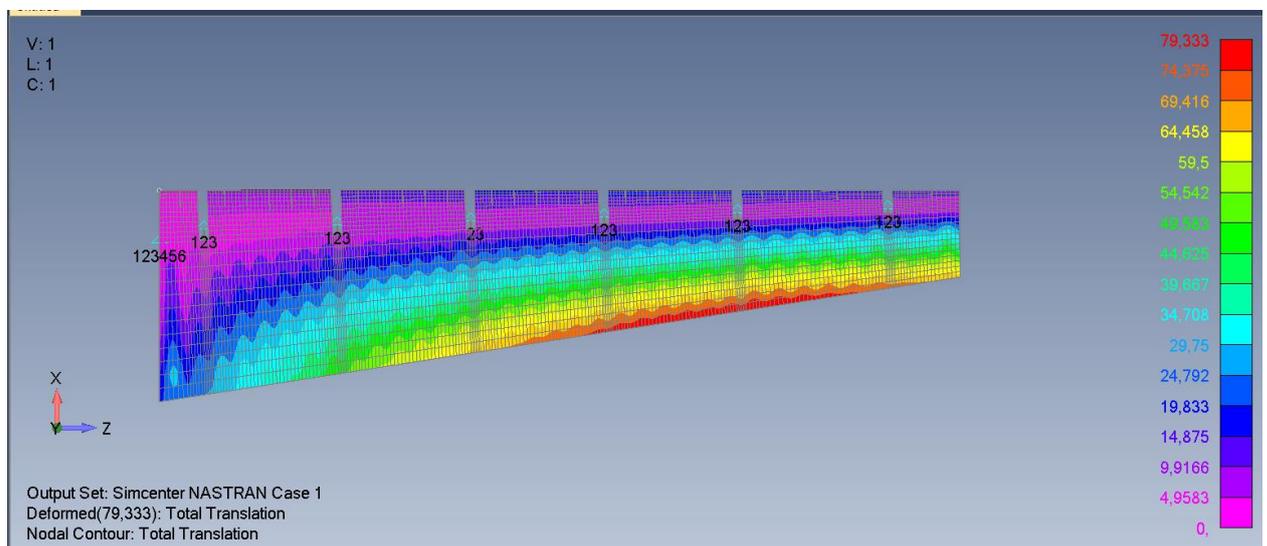


Рисунок 26– Поле полных перемещений с Kevlar49/epoxi в обшивке руля высоты, мм

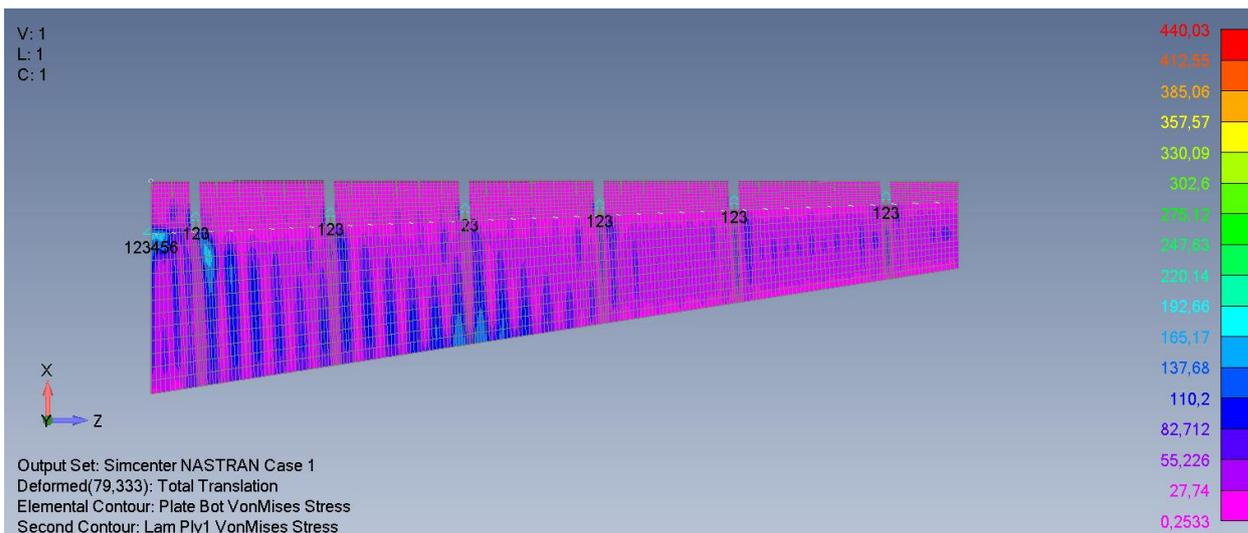


Рисунок 27– Распределение эквивалентных по Мизесу напряжений с Kevlar49/эпоксi в обшивке руля высоты, МПа

На рис. 26 и 27 общая деформация аналогична той, что была видна в алюминиевой модели. Максимальное значение деформации 79,33мм приходится на корень руля высоты. Здесь максимальное значение напряжения составляет 444,03 МПа и действует на кожу модели. Минимальное значение составляет 0,2533 МПа в основании руля высоты.

В следующей модели используются композитные слои в нервюры руля высоты с целью снижения деформации, значений напряжения и уменьшения веса руля высоты, это видно на рисунках 28 и 29.

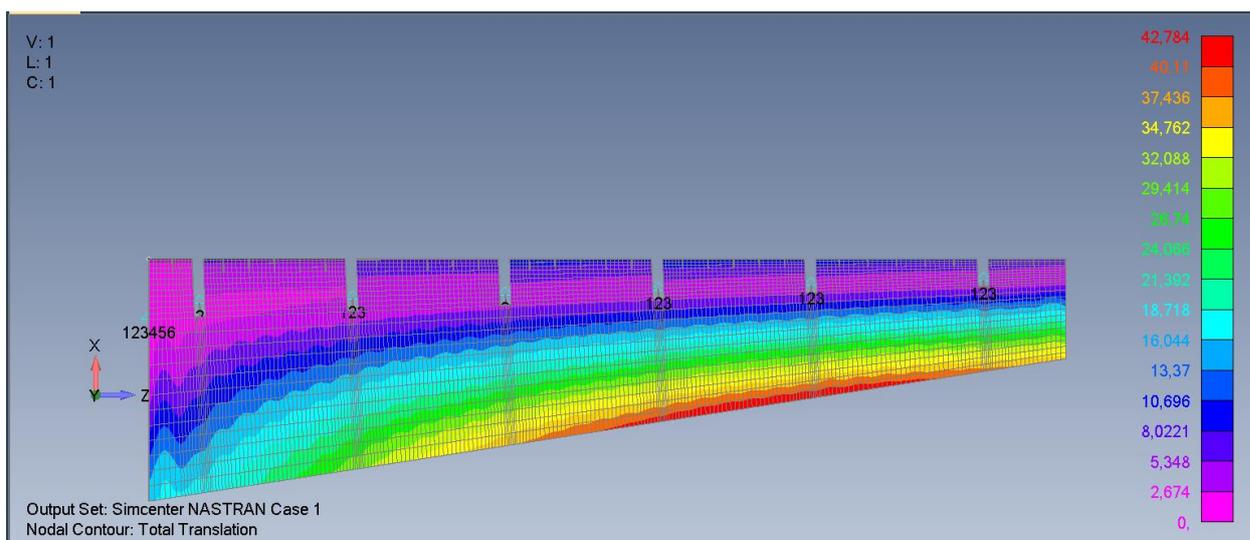


Рисунок 28– Поле полных перемещений с Kevlar49/эпоксi в нервюры руля высоты, мм

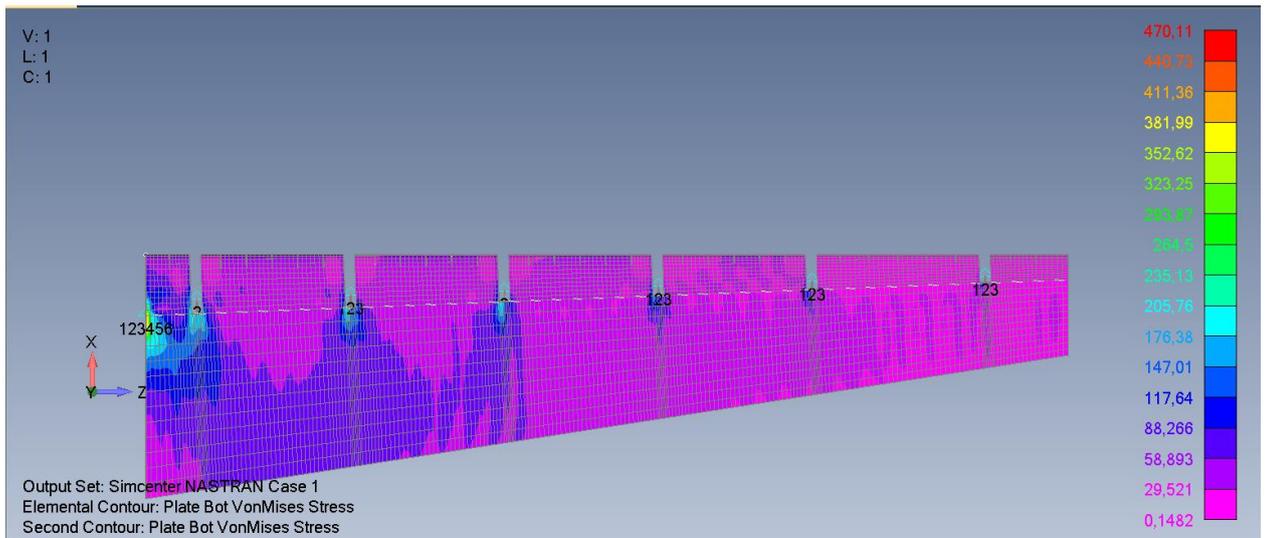


Рисунок 29– Распределение эквивалентных по Мизесу напряжений с Kevlar49/ерохі в нервюры руля высоты, МПа

Максимальная деформация модели при таком расположении слоев составляет 42,784мм. Глядя на график напряжения, мы видим, что максимальное значение напряжения составляет 470,11 МПа, а минимальное значение равно 0,12687 МПа на руле высоты.

#### 4.2.2 T300/5208

Теперь мы увидим поведение руль высоты по отношению к T300/5208 в обшивке. На рисунках 30 и 31 мы можем видеть проведенный анализ

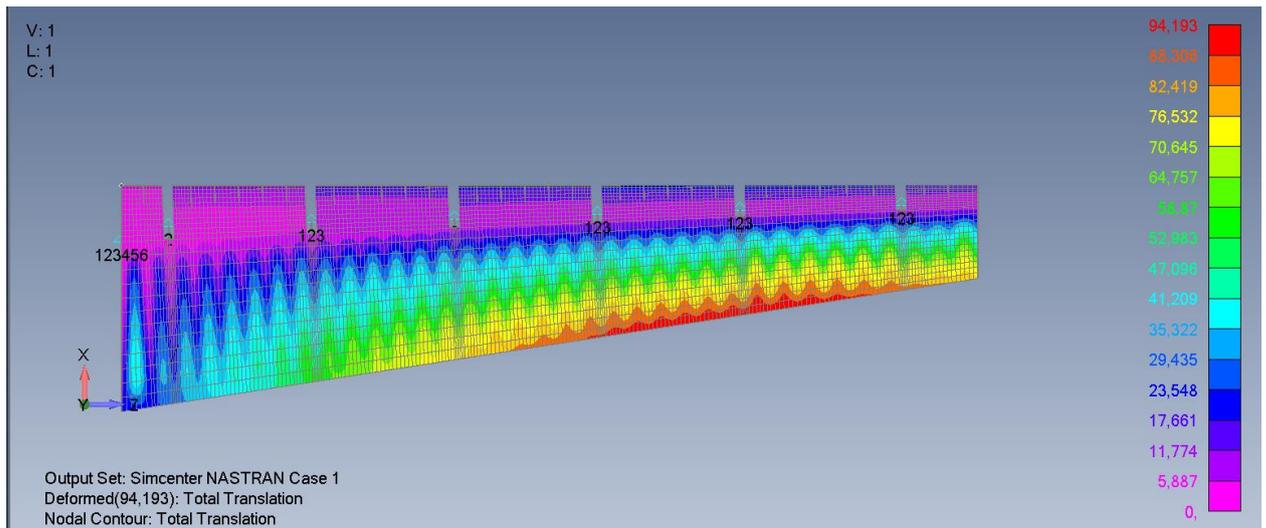


Рисунок 30– Поле полных перемещений с T300/5208 в обшивке руля высоты,

мм

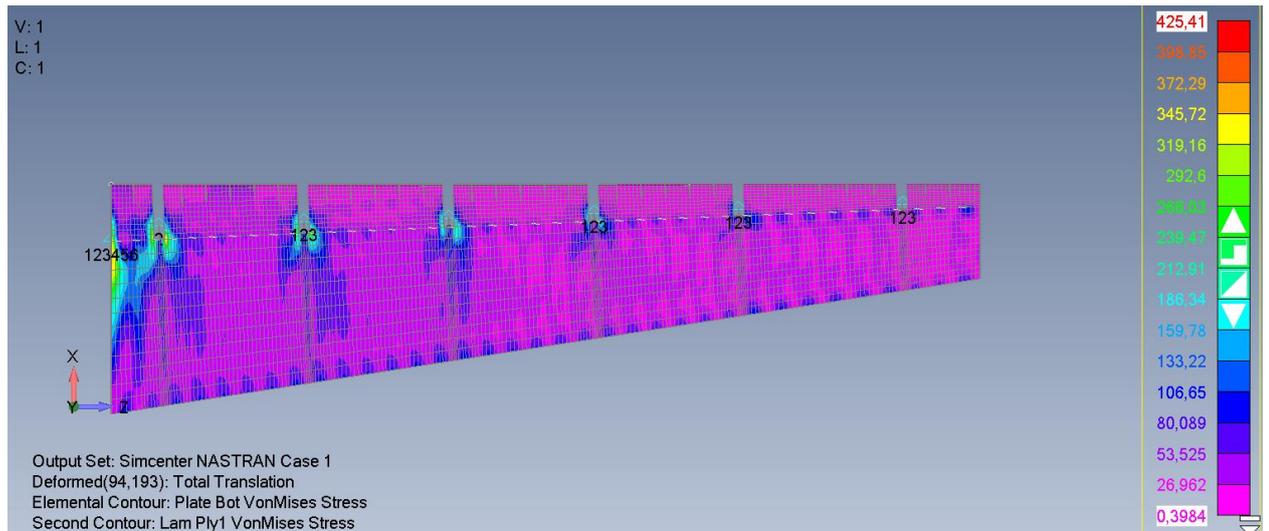


Рисунок 31– Распределение эквивалентных по Мизесу напряжений с с Т300/5208 в обшивке руля высоты, МПа

При такой ориентации слоев модель имеет максимальную деформацию 94,193 мм. Из графика напряжений видно, что максимальное напряжение достигает 425,41МПа, а минимальное напряжение составляет 0,3984 МПа на руле высоты.

В последующей модели применяются композитные материалы в качестве слоев для нервюр руля высоты. Это видно на рисунках 32 и 33

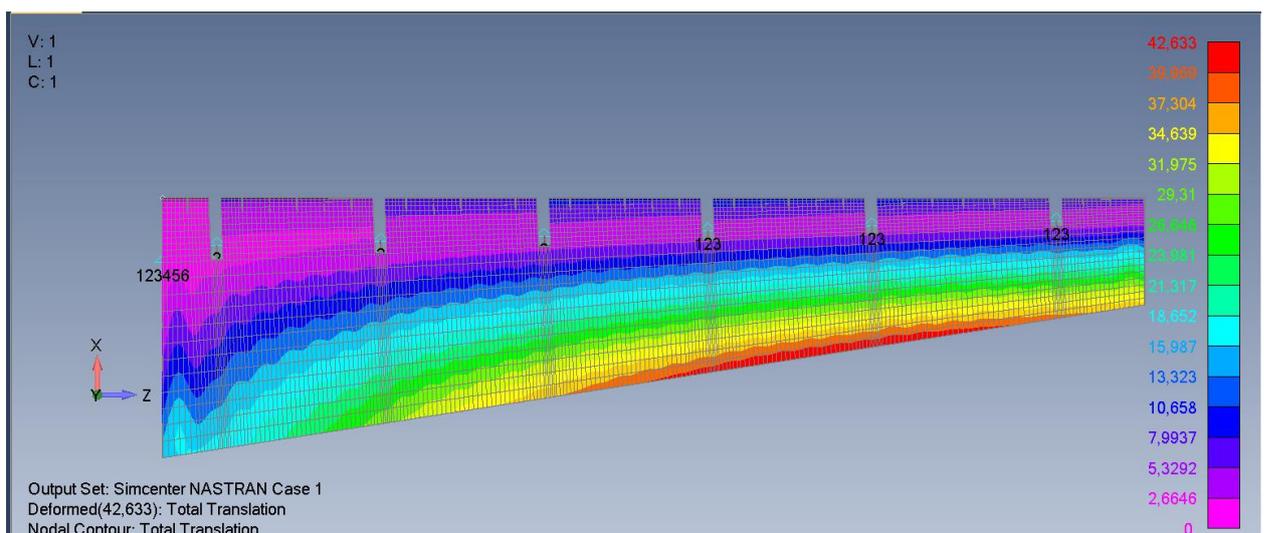


Рисунок 32– Поле полных перемещений с Т300/5208 в нервюры руля высоты, мм

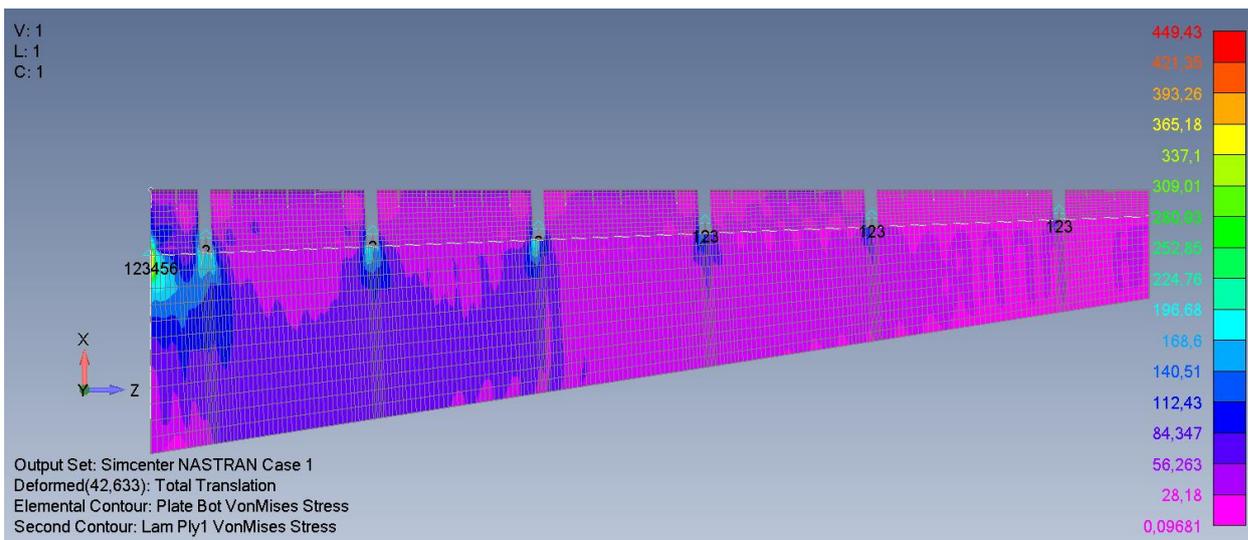


Рисунок 33– Распределение эквивалентных по Мизесу напряжений с с т300/5208 в нервюры руля высоты, МПа

При данном расположении слоев модель деформируется максимально на 42,833 мм. По графику напряжений можно увидеть, что напряжение достигает максимума в 449,43 МПа и минимума в 0,097 МПа на руле высоты.

#### 4.3 Результаты руля высоты с 2 композитными материалами

##### 4.3.1 Kevlar49/epoxi

Далее мы рассмотрим поведение руля высоты с Kevlar49/epoxi в обшивке и нервюры. На рисунках 34 и 35 представлен проведенный анализ.

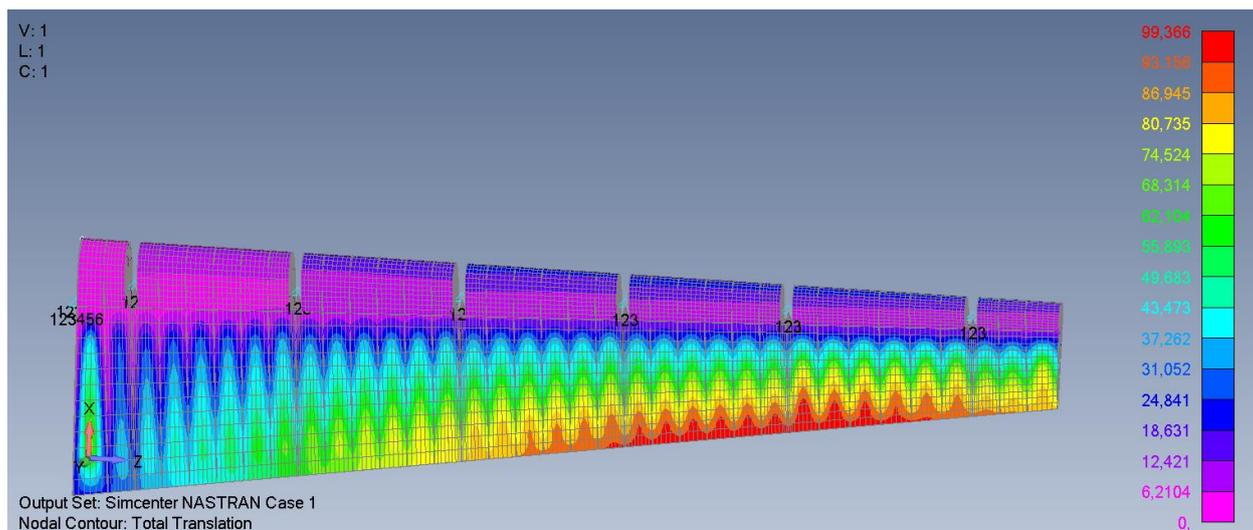


Рисунок 34– Поле полных перемещений с Kevlar49/epoxi в обшивке и нервюры руля высоты, мм

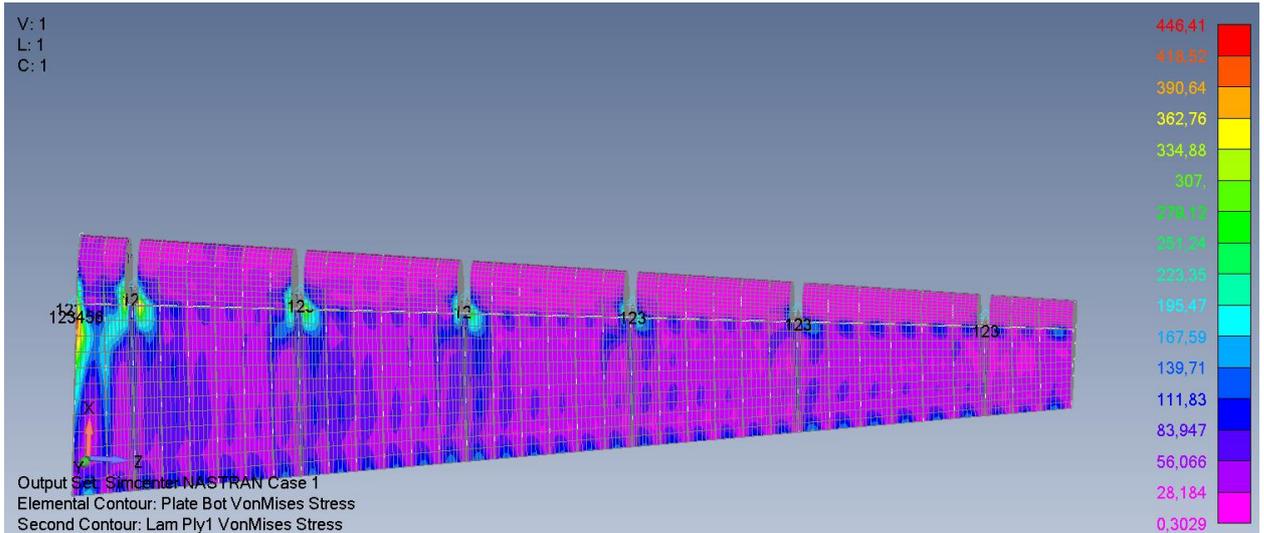


Рисунок 35– Распределение эквивалентных по Мизесу напряжений с Kevlar49/ерохі в обшивке и нервюры руля высоты, МПа

При такой модель имеет максимальную деформацию 99,36 мм. Из графика напряжений видно, что напряжение достигает пика в 448,41 МПа и минимума в 0,3029 МПа на руле высоты.

#### 4.3.2 T300/5208

Далее мы рассмотрим поведение руля высоты с T300/5208 в обшивке и нервюры. На рисунках 36 и 37 представлен проведенный анализ

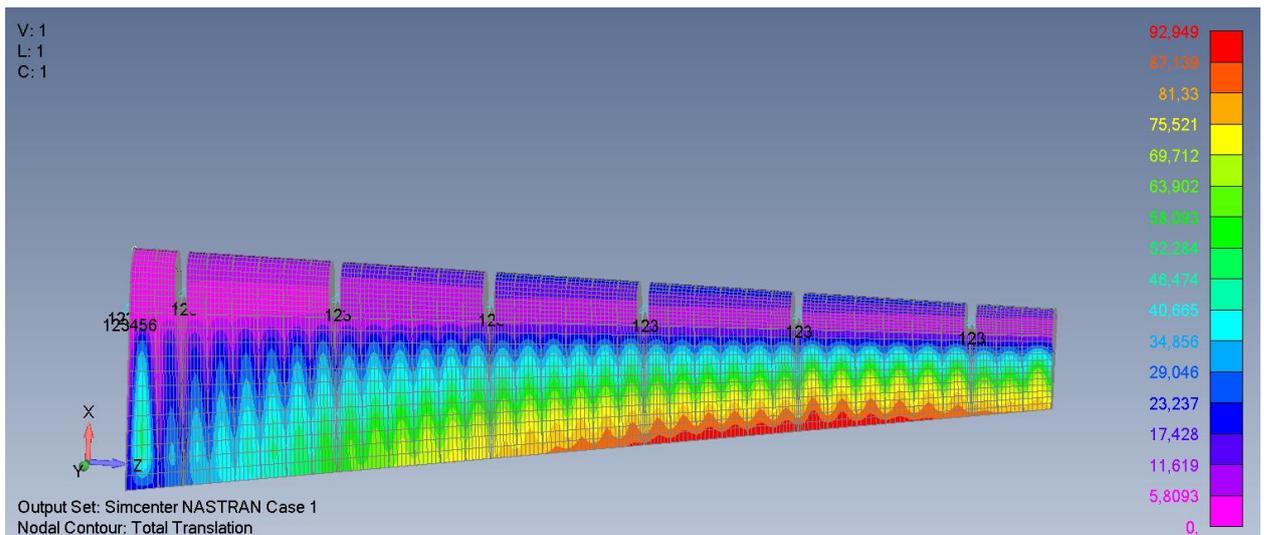


Рисунок 36– Поле полных перемещений с T300/5208 в обшивке и нервюры руля высоты, мм

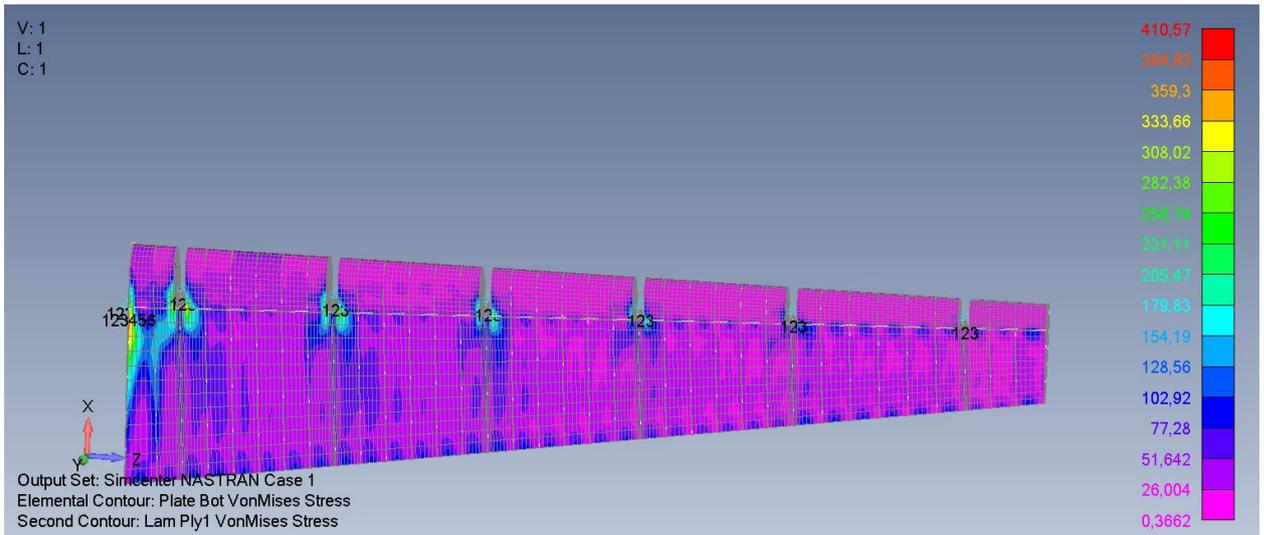


Рисунок 37–Распределение эквивалентных по Мизесу напряжений с Т300/5208 в обшивке и нервюры руля высоты, МПа

Модель имеет максимальную деформацию 92,949 мм. Из графика напряжений видно, что напряжение достигает пика в 410,57 МПа и минимума в 0,3882 МПа на руле высоты.

Таблица 7. Результаты анализа на модели руля высоты

	конструктивные элементы руля высоты			Масса kg	Поле полных перемещ ений, мм	Эквивалентное напряжение по Мизесу, МПа
	1	2	3			
М-М	Ал-1424	Ал-1424	Ал-1424	134,66	55,331	563,28
М-1КМ	Kevlar49/epoxi	Ал-1424	Ал-1424	93,01	79,333	440,03
	T300/5208	Ал-1424	Ал-1424	96,51	49,784	470,11
	Ал-1424	Ал-1424	Kevlar49/ epoxi	120,04	94,193	425,41
	Ал-1424	Ал-1424	T300/5208	126,6	42,633	449,43
М-2КМ	Kevlar49/epoxi	Ал-1424	Kevlar49/ epoxi	87,77	99,366	446,41
	T300/5208	Ал-1424	T300/5208	92,33	92,949	410,57

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В этой работе было представлено сравнение между моделями руля высоты самолета C-130J Super Hercules с аналогичными нагрузками и предельными условиями и аналогичной конструкцией с изменениями в материалах. Были рассмотрены три модели: одна из одних металлов, другая из композиционного материала и двух металлов и, наконец, две композиционных материала и одна металлическая. Эти материалы были нанесены на обшивку, лонжерон и нервюры.

В первую очередь анализируется модель, в которой использовался только алюминий 1424. Эта модель получила вес 134,66 кг, поле полных перемещений 55,331 мм и эквивалентное напряжение по Мизесу 563,28 МПа. Во-вторых, анализируются другие модели, в которых использовались композиционные материалы, такие как Кевлар49/эпоксидная смола и T300/5208 с различным наклоном их слоев. Получено, что наилучшим сочетанием по весу, перемещений и эквивалентное напряжение по Мизесу является модель из композиционного материала и двух металлов. В данном случае композиционный материал T300/5208 был нанесен на покрытие руля высоты с наклоном слоя 0/-45/45/90. Эта модель имела следующие результаты: вес 96,51 кг, перемещений 49,784 мм и эквивалентное напряжение по Мизесу 470,11 МПа.

Наконец, наблюдается снижение веса на 28,33%, перемещений на 10,02% и эквивалентное напряжение по Мизесу на 16,54% по сравнению с моделью, изготовленной только из алюминия. Таким образом, можно сделать вывод, что использование T300/5208 в обшивке руля высоты самолета C-130J по сравнению с алюминием 1424 обеспечивает более высокое отношение жесткости к массе.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Рысокович А.С. Применение композитных материалов в

строительстве ;Санкт-Петербург: СПб ПУ, 2016. – 1.

2. Franco Stupenengo *Materiales y materias primas*; Buenos Aires, Ministerio de Educación. Instituto Nacional de Educación Tecnológica, 2011. – 7 с.

3. <https://magazine.neftegaz.ru/articles/pererabotka/504745-kompozity-21-veka-vozmozhnosti-i-realnost/>[Электронный ресурс]

4. Шитова И.Ю., Самошина Е.Н., Кислицына С.Н., С.А. Болтышев *современные композиционные строительные материалы*; ПГУАС,2015. –17 с.

5. <https://www.inet.edu.ar/wp-content/uploads/2012/11/materiales-compuestos.pdf> / [Электронный ресурс]

6. Satishkumar .P *Composites*, Rathinam Technical Campus, Coimbatore; India,2015. –9с.

7. Тарасов Ю. Л. *Расчёт на прочность элементов конструкции самолёта* [Текст]: учебное пособие; 3-е изд., переработанное / Ю. Л. Тарасов, Б. А. Лавров; Самара: СГАУ, 2000. – 112 с.

8. Климов, В.Н. *Современные авиационные конструкционные сплавы* [Текст]: учеб. пособие / В. Н. Климов, Д. М. Козлов. – Самара: Изд-во Самар. гос. ун-та, 2017. – 40 с.

9. Мостовой А. С. *Расчёт на прочность элеронов, механизация крыла и оперения* [Текст]: учебное пособие; 2-е изд. – Куйбышев: КуАИ, 1981. – 44 с.

10. *Проектирование самолётов* [Текст]: учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев [и др.]. – М.: Машиностроение, 1983.– 616 с.

11. Мягков В.Д., Палей М.А., Романов А.Б., Брагинский В.А. *Допуски и посадки. Справочник. В 2-х ч. Том 2.* – Л.: Машиностроение, 1983. – 448 с.

