

# Содержание

	Ст
Список условных сокращений	7
Введение	11
1. Объект анализа	14
1.1 Особенности компоновки легкого самолета	14
1.2 Основные геометрические характеристики легкого самолета	19
1.3 Технологические особенности конструкции самолета	21
1.4 Конструктивно-технологический анализ консольной части крыла	23
1.5 Предварительный анализ прочности крыла легкого самолета	26
1.6 Анализ элементов конструкции крыла легкого самолета	34
Выводы по Разделу 1	40
2. Структурный анализ конструкции крыла легкого самолета	41
2.1 Формирование конечно-элементной модели структуры крыла	41
2.2 Структура конечно-элементной модели кессона крыла	49
2.3 Параметры конечных элементов	52
2.4 Условия закрепления модели	53
Вывод по разделу 2	54
3. Анализ напряженно-деформированного состояния консоли крыла легкого самолета	55
3.1 Условия нагружения	55
3.2 Анализ результатов расчета методом конечных элементов	56
3.2.1 Анализ напряжений в обшивках	56
3.2.2 Анализ нормальных напряжений в стрингерах	58
3.2.3 Анализ напряжений в лонжеронах	59
3.2.4 Анализ напряжений в нервюрах	61
3.2.5 Анализ деформаций.	62
Вывод по разделу 3	63

4	Анализ клёпанных соединений крыла легкого самолета	64
4.1	Анализ качества клёпанных соединений крыла легкого самолета	64
4.2	Расчетная модель клёпанных соединений крыла легкого самолета	68
4.3	Анализ напряженно-деформированного состояния клёпанных соединений крыла легкого самолета	69
	Вывод по разделу 4	72
5	Разработка технологии сборки клепаного соединения	73
5.1	Оценка технологичности конструкции крыла и его частей	73
5.2	Конструктивно-технологическое членение крыла	75
5.2.1	Технологических процесс общей сборки консоли крыла	75
5.2.2	Методы сборки крыла легкого самолета	77
5.2.3	Увязка сборочной оснастки крыла	78
5.2.4	Средства и методы обеспечения взаимозаменяемости	79
5.2.5	Анализ точности выполнения обвода крыла	79
5.2.6	Технические условия на поставку подборок в стапель бщей сборки	82
5.2.7	Анализ маршрутно-операционного процесса сборки крыла	83
5.3	Оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета	90
5.3.1	Технические требования сборки клёпанных соединений	90
5.3.2	Сверление отверстий	91
5.3.3	Образование гнезд	92
5.3.4	Контроль качества сверления отверстий и образования гнезд	93
5.3.5	Подготовка технического процесса клепки	94
6	Стартап проекта	95
	Выводы	106
	Список литературы	107
	Приложение	108

## **Перечень сокращений**

МКЭ – метод конечных элементов;

ОЧК – отъемная часть кессона крыла;

КЭМ – конечно-элементная модель;

КЭ – конечный элемент;

НДС – напряженно-деформированное состояние.



## Введение

Настоящий отчет является одним из основополагающих документов для формирования программы доказательных испытаний в ходе сертификации базовой, сельскохозяйственной и учебно-тренировочной моделей самолета ХИАТ-650 по согласованному сертификационному базису СБ-650. Определенные в отчете исходные аэродинамические характеристики самолета являются базовыми для дальнейшего расчета аэродинамических нагрузок, действующих на агрегаты всех моделей самолета ХИАТ-650 в полете, характеристик устойчивости и управляемости, летно-технических и взлетно-посадочных характеристик. Предполагаемая эксплуатация базовой, сельскохозяйственной и учебно-тренировочной моделей самолета ХИАТ-650 – самолет короткого взлета и посадки - предъявляет повышенные требования к прочности конструкции и безопасной летной эксплуатации.

Выполнение взлетов и посадок с коротких неподготовленных площадок, проведение полетов на авиационных работах сельскохозяйственной модели самолета ХИАТ-650СХ предполагает частый выход самолета на режимы близкие к критическим, частое изменение режима работы силовой установки. Это приводит к резкому изменению условий нагружения конструкции самолета и существенно большему, по сравнению с обычным легким самолетом, количеству циклов нагружения во время одного полета.

Специфика эксплуатации учебно-тренировочной модели самолета ХИАТ-650УТ предполагает простоту и безопасность управления самолетом во всем диапазоне углов атаки, скоростей и перегрузок. Пилотирование учебно-тренировочной модели самолета ХИАТ-650УТ должно быть доступным

пилотам начального уровня подготовки, прощать грубые ошибки курсантов.

Качественное проектирование эффективной по весу и ресурсу конструкции самолета, а также необходимая простота и безопасность его летной эксплуатации требуют применения в качестве исходных аэродинамических характеристик весьма достоверной информации.

Исходными аэродинамическими характеристиками базовой, сельскохозяйственной и учебно-тренировочной моделей самолета ХИАТ-650, определяемыми в отчете являются зависимости  $C_{ya}=f(\alpha)$ ,  $C_{ya}=f(C_{xa})$ , самолета в сбалансированном состоянии с убранной и отклоненной механизацией. В настоящем отчете в качестве базовой методики для определения исходных аэродинамических характеристик используется расчетная оценка аэродинамических характеристик самолета-аналога Як-12, последующий пересчет результатов летных испытаний самолета-прототипа. Такая методика определения исходных данных, подробно изложенная ниже, позволяет с достаточной точностью результатов отказаться от использования дорогостоящего трубного эксперимента и малодостоверного численного моделирования. Значения коэффициентов аэродинамических сил и моментов отдельных агрегатов самолета, используемые в расчете, принимаются на основании обобщенных результатов трубных испытаний, приведенных в [2], [3], [7]. Определение эффективности механизации крыла и расчетная оценка поляр моделей самолета ХИАТ-650 во взлетно-посадочных конфигурациях производится согласно [4], [6], [7].

Самолет ХИАТ-650 по аэродинамической компоновке, геометрическим, весовым и другим характеристикам соответствует сведениям, приведенным в разделе 1 данного отчета.

Актуальность диссертации:

- автоматизация проектирования сборочной операции;
- меньшая масса и стоимость конструкции планера самолета;
- увеличение скорости флаттера.

Объект исследования

Процесс сборки клёпанных соединений на крыльях лёгкого самолёта

Предмет исследования

Последовательность сборки клёпанных соединений для получения заданного качества при минимальных затратах



# 1. ОБЪЕКТ АНАЛИЗА

## 1.1. Особенности компоновки легкого самолета

Самолет ХИАТ-650 предназначен для выполнения в ходе эксплуатации широкого спектра задач. Эксплуатация самолета предусматривает использования в качестве ВПП площадок малой протяженности как с искусственным покрытием, так и малоподготовленных грунтовых площадок. В зависимости от поставленной задачи самолет ХИАТ-650 может производиться в следующих моделях :

- базовая модель ХИАТ-650Б;
- сельскохозяйственная модель ХИАТ-650СХ;
- учебно-тренировочная модель ХИАТ-650УТ

Крыло самолета ХИАТ-650 для достижения высоких несущих свойств и безопасного сваливания образовано из высоконесущих механизированных профилей серии Р-III-15 (рис 1.1).

Самолет ХИАТ-650 выполнен по схеме подкосный высокоплан с обычным хвостовым оперением, неубирающимся шасси и тянущим винтом (рис. 1.2).

Для улучшения технологичности конструкции самолета крыло при виде в плане выполнено прямым, без крутки. Подкос крыла – одностоечного типа, сечение стойки подкоса – каплевидный удобообтекаемый профиль.

Механизация передней кромки крыла выполнена в виде с фиксированного щелевого предкрылка, установленного по всему размаху крыла. Собственный угол установки предкрылка относительно хорды основного крыла  $\delta_{пр}=39^\circ$ , относительная собственная хорда  $\bar{b}_{пр}=0,128$ .

Механизация задней кромки крыла выполнена в виде отклоняемого однощелевого закрылка и щелевых элеронов.

Закрылки с относительной хордой  $\bar{b}_3=0,3$  и относительным размахом  $\bar{\ell}_3= 0,106\div 0,63$  отклоняются относительно неподвижной оси: на взлете на угол  $\delta_3=20^\circ$ , при заходе на посадку  $\delta_3=32^\circ$  и пробеге  $\delta_3= 40^\circ$  и  $50^\circ$ . Размеры щелей и перекрытий закрылка приняты оптимальными согласно [6].

Элероны, расположенные на размахе крыла  $\bar{z}=0,63\div 1,0$ , имеют относительную хорду  $\bar{b}_\varepsilon=0,3$  и углы отклонения  $\delta_\varepsilon=+20^\circ-30^\circ$ .

Угол установки крыла обеспечивает потребную ориентацию фюзеляжа в полете ( $\alpha_\phi=1^\circ\div 2^\circ$ ).

Фюзеляж самолета, закрытого типа с площадью миделя  $S_\phi=1.524\text{м}^2$ , длиной  $l_\phi=6.5$  м и удлинением  $\lambda_\phi=4.665$  обеспечивает достаточно низкий для самолетов такого типа уровень аэродинамического сопротивления. Доводка теоретических обводов сопряжения крыла, горизонтального и вертикального оперения с фюзеляжем позволила обеспечить оптимальный характер обтекания сочленения крыла, фюзеляжа и оперения.

Хвостовое оперение - классическое.

Горизонтальное оперение – фиксированное, трапециевидное, свободнонесущее. Угол стреловидности горизонтального оперения по передней кромке  $\chi_0=15^\circ$ , профилировка на базе симметричных профилей НАСА-0010 (рис.1.3) с максимальной относительной толщиной  $\bar{c}_{\max}=10\%$  и малое значение удлинения горизонтального оперения  $\lambda_{го} = 3,0$  обеспечивают высокую эффективность горизонтального оперения во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета. Угол установки горизонтального оперения относительно строительной плоскости фюзеляжа равен  $\phi_{го}=0$ . Коэффициент статического момента  $A_{го}= 0,536$ . Относительная хорда руля высоты без учета роговой компенсации  $\bar{b}_{рв}=0.38\dots 0.42$ .

Угол стреловидности вертикального оперения по передней кромке  $\chi_0=23^\circ$ . Вертикальное оперение образовано симметричными профилями НАСА-0012 (рис.1.4) с максимальной относительной толщиной  $\bar{c}_{\max}=12\%$  Коэффициент статического момента  $B_{v_0}=0,04$ . Относительная хорда руля направления без учета роговой компенсации  $\bar{b}_{рн}=0,44$ .

Силовая установка размещена на мотораме в носовой части фюзеляжа под удобообтекаемым съемным капотом, чем достигаются наилучшие условия для работы двигателя и винта. На базовой ХИАТ-650Б и учебно-тренировочной ХИАТ-650УТ моделях самолета устанавливается двигатель ROTAX-914F. На сельскохозяйственной модели ХИАТ-650СХ самолета устанавливается двигатель ROTAX-914F/S.

На всех моделях применяется тянущий двухлопастный винт изменяемого шага MTV-21, с реверсом и автономной исполнительной системой.

Шасси - трехопорное с хвостовой опорой, неубирающееся. Все опоры одностоечные. Стойки основных опор шасси в сечении имеют удобообтекаемый каплевидный профиль. Колеса основных опор шасси для уменьшения аэродинамического сопротивления предполагается закрыть обтекателями.

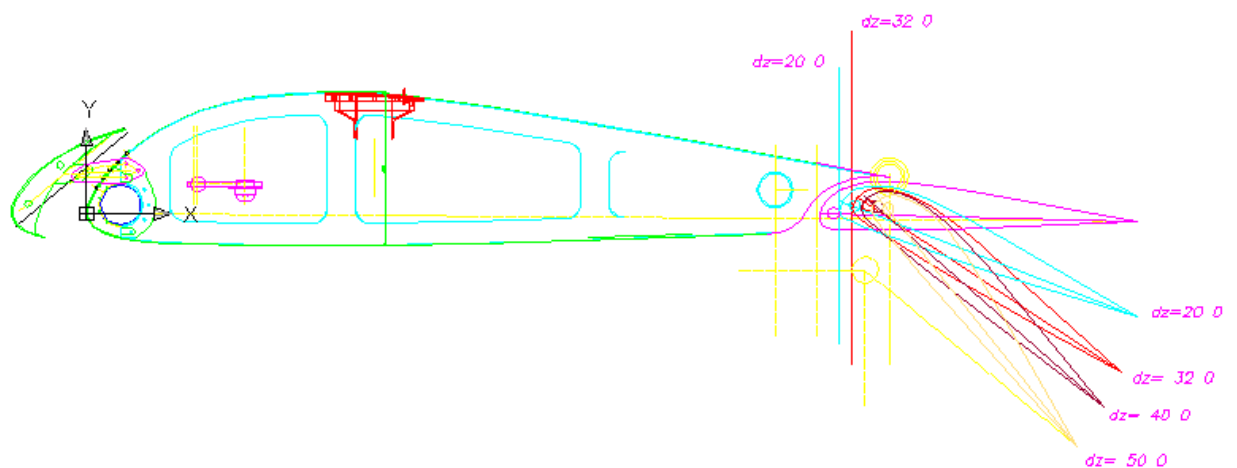


Рис.1.1 Самолет ХИАТ-650. Типовое сечение крыла с механизацией.

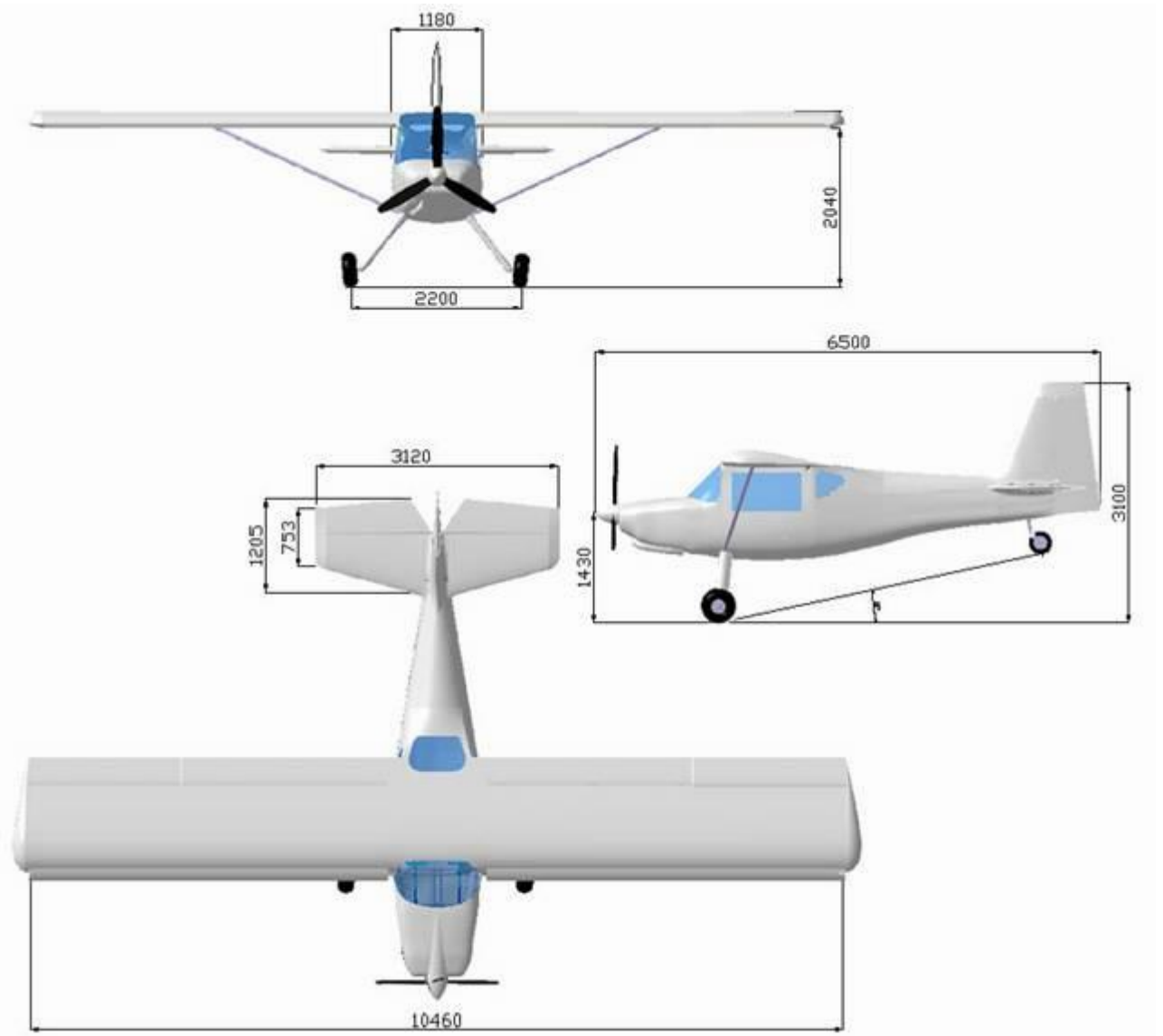


Рис.1.2 Самолет ХИАТ-650. Общий вид.

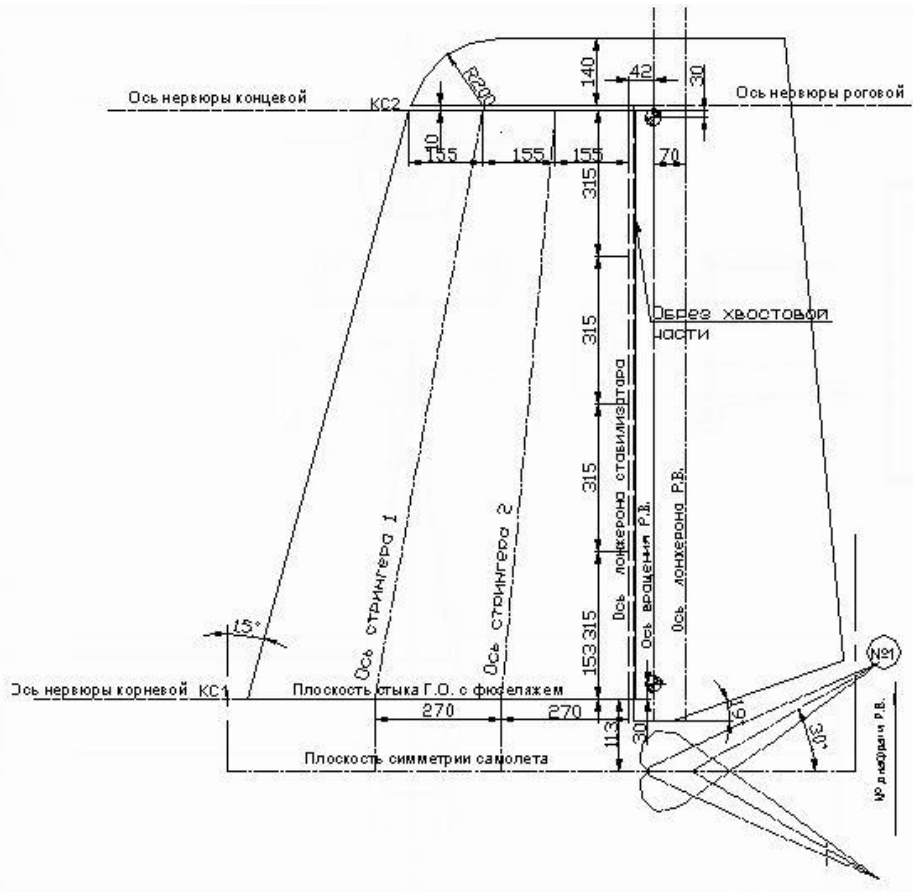


Рис.1.3 Самолет ХИАТ-650. Горизонтальное оперение.

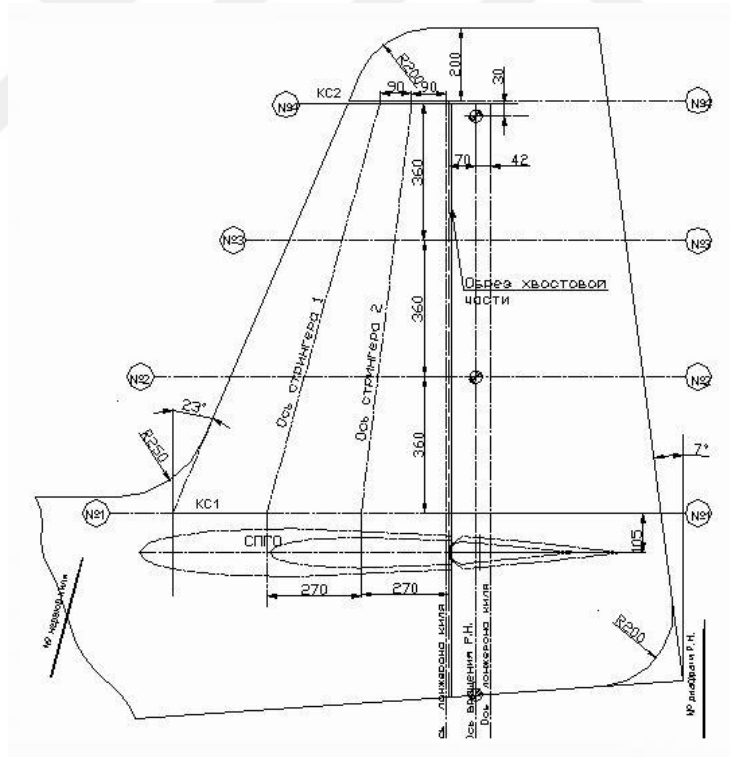


Рис.1.4 Самолет ХИАТ-650. Вертикальное оперение.

## 1.2. Основные геометрические характеристики легкого самолета

Табл.1.1. Основные геометрические характеристики самолета ХИАТ-650

Предварительные геометрические параметры самолета	
<b>Крыло</b>	
Размах $l_{кр}$ , м	10,46
Хорда корневая $b_{0кр}$ , м	1,481
Хорда концевая $b_{ккр}$ , м	1,481
Средняя аэродинамическая хорда крыла $b_{САХ}$ $_{кр}$ , м	1,481
Положение Ц. Т. самолета $X_{ЦТ}$ (25% САХ крыла), м	0,37025
Сужение $\eta_{кр}$	1
Стреловидность по передней кромке $\chi_{кр}$ , град.	0
Стреловидность по линии $1/4$ хорд $\chi_{1/4}$ , град.	0
Тип профиля	Р-III-15 с фиксированным предкрылком
Относительная толщина профиля $\bar{c}_{кр}$ , %	15
Размах элерона $l_{эл}$ , м	1,943
Хорда корневая элерона $b_{0эл}$ , м	0,45
Хорда концевая элерона $b_{кэл}$ , м	0,45
Размах закрылка $l_{закр}$ , м	2,721
Хорда корневая закрылка $b_{0закр}$ , м	0,45
Хорда концевая закрылка $b_{кзакр}$ , м	0,45
Площадь, м <sup>2</sup>	15,5
<b>Горизонтальное оперение</b>	
Плечо центра давления $X_{ЦДГО}$ (на 25% СГХ ГО), м	3,7
Размах $l_{ГО}$ , м	3,12
Хорда корневая ГО $b_{0ГО}$ , м	1,355
Хорда концевая ГО $b_{кГО}$ , м	0,743
Средняя геометрическая хорда ГО $b_{СГХГО}$ , м	1,0
Сужение ГО $\eta_{ГО}$	1,82
Стреловидность по передней кромке $\chi_{ГО}$ , град.	15
Размах руля высоты $l_{РВ}$ , м	3,12
Хорда корневая РВ $b_{0РВ}$ , м	0,495
Хорда концевая РВ $b_{кРВ}$ , м	0,346
Площадь, м <sup>2</sup>	3,1
Площадь РВ, м <sup>2</sup>	1,2

Табл.1.1. Продолжение

<b>Вертикальное оперение</b>	
Плечо центра давления $X_{ЦДВО}$ (на 25% СГХ ВО), м	3,5
Высота кия $l_{ВО}$ , м	1,32
Хорда корневая $b_{0ВО}$ , м	1,35
Хорда концевая $b_{кВО}$ , м	0,61
Средняя геометрическая хорда ВО $b_{СГХ ВО}$ , м	1,03
Сужение $\eta_{ВО}$ , м	2,2
Стреловидность по передней кромке $\chi_{ВО}$ , град.	23
Высота руля направления $l_{РН}$ , м	1,32
Хорда корневая РН $b_{0РН}$ , м	0,45
Хорда концевая РН $b_{кРН}$ , м	0,39
Площадь, м <sup>2</sup>	1,45
Площадь РН, м <sup>2</sup>	0,906
<b>Шасси</b>	
Колея В, м	
База b, м	
Вынос основных колес e, м	
Вынос хвостового колеса a, м	
Размеры колес (диаметр/ширина), м	0,42/0,15
<b>Фюзеляж</b>	
Длина $l_{Ф}$ , м	6,5
Площадь миделя $S_{Ф}$ , м	1,524
Удлинение $\lambda_{Ф}$	4,665
Диаметр воздушного винта $D_{ВВ}$ , м	1,8

### Основные конфигурации самолета

Все модели самолета ХИАТ-650 имеют следующие полетные конфигурации :

- Основная полетная конфигурация – закрылки убраны.
- Взлетная конфигурация – закрылки отклонены на 20°.
- Посадочная конфигурация – закрылки отклонены на 32°.

Возможно уточнение полетных конфигураций самолета в результате оптимизации конструкции в ходе эксплуатации.

### Весовые и центровочные данные

Для определения исходных аэродинамических характеристик основным принимается вес самолета 750 кгс. Полетный диапазон центровок - 18...34 % . В дальнейшем допустимый полетный диапазон центровок может быть уточнен по результатам расчетов и летных испытаний.

### *1.3 Технологические особенности конструкции самолета*

Конструкция самолёта по своим конструктивно-технологическим особенностям обладает высокой преимуществом по отношению к типовым конструкциям легких самолётов. Основные материалы, применяемые на фюзеляже: обшивка 1163АТВ, Д16, типовые стрингера - 1450 Т; силовые шпангоуты, кронштейны - 1933Т2.

Конструктивно-технологические решения, влияющие на технологию изготовления фюзеляжа:

применение клееных металлических конструкций автоклавного склеивания;

применение заклёпок повышенного ресурса и герметичности с уменьшенной высотой закладной головки для панелей фюзеляжа;

стык центроплана с крылом - фланцевый;

- оптимальное для данного класса машин применение на фюзеляже композиционных материалов (зализы, обтекатели шасси).

Фюзеляж не имеет конструктивно-эксплуатационных разъёмов по длине.

В качестве герметизирующих материалов и материалов антикоррозионной защиты в конструкции фюзеляжа применяют герметик У30МЭС-5М, ВМТЭФ-1НГ, наполнитель ВЗ-27М, грунты ЭП-0214 и ЭП-0215, эмаль ЭП-140, противокоррозионное средство НГ-222, что позволяет применить традиционную технологию и существующие средства механизации.

## Технологические особенности конструкции крыла:

- неразъёмность крыла по размаху с технологическим фланцевым стыком центральной части крыла (ЦЧК) и консольной части крыла (КЧК);

- наличие съёмных панелей на ЦЧК и КЧК, люки на нижних панелях для установки и демонтажа топливных агрегатов;

панели КЧК сборно-клепанной конструкции;

лонжероны сборно-клепанной конструкции (материал поясов - 1973Т2, стоек - прессованный профиль 1161Т, стенка - Д16Т);

узлы навески рамы крепления силовой установки выполнены из материала ЗОХГСНА, силовые кронштейны узлов навески из сплава 1933Т2;

- хвостовая часть, закрылки, элероны крыла выполнены из алюминиевых и композиционных материалов;

- болтовые соединения - с упругопластическим натягом, болты в основном из титановых сплавов ВТ-16;

заклёпочные соединения - повышенного ресурса и герметичности.

Конструкция крыла позволяет выделить в самостоятельные под сборки секции панелей, лонжероны с носовой и хвостовой частью, нервюры, и производить окончательную сборку консоли крыла в стапеле на базе КФО, закладываемых в нервюрах и лонжеронах, с использованием ручных и встраиваемых в стапель механизированных устройств.

При рассмотрении применяемых в конструкции самолёта Материалов следует, что в ХИАТ-650 в значительно меньших объёмах по отношению к другим легким самолётам применены титановые сплавы и полимерные композиционные материалы,

что позволяет существенно -снизить трудоёмкость изготовления деталей и узлов.

#### *14 Конструктивно-технологический анализ консольной части крыла*

Основной каркас крыла состоит из центральной и консольной части крыла. КЧК трапецевидной формы в плане и включает в себя: силовой каркас, выполненный в виде кессона, носовую часть и хвостовой отсек. Кессон КЧК (межлонжеронная часть) состоит из продольного и поперечного наборов, двухлонжеронной конструкции.

Поперечный набор состоит из 25 нервюр (3-27) сборно-клепаной конструкции балочного типа. Нервюры состоят из стенок, верхнего и нижнего поясов, стоек и крепятся к панелям, стрингерам посредством книц-компенсаторов и стрингерных книц, расположены перпендикулярно СПК, параллельно оси симметрии. Нервюры 3,13,15 и 25 герметичны. Между нервюрами 13 и 15 расположен расходный бак.

Продольный набор состоит из двух лонжеронов сборно-клепаной конструкции, нижней и верхней панелей. Первый и второй лонжероны состоят из верхнего (В95ПЧТ2) и нижнего (1163АТ) поясов из прессованных профилей, стенки (1163АТ), стоек (Д16Т) и кронштейнов (1933Т2). На первом лонжероне по нервюрам 8, 9 и 10 и на нижней панели установлены узлы навески фермы крепления двигателей. На втором лонжероне по нервюрам 4, 9, 13, 18, 21, 23 и 26 установлены кронштейны механизмы крепления закрылков и элеронов.

Панель верхняя сборно-клепаной конструкции, состоит из трёх отдельных панелей, выполненных из фрезерованного листа с приклепанными стрингерами, материал: В95ПЧТ2 первая и третья панели имеют поперечный по 18 нервюре стык, делящий их на две части (3-18 н. и 18-27 н.). Стрингеры по размаху выполнены со стыком по 24 нервюре и имеют  $I_{max}=9600$  мм, материал В95ПЧТ2.

По 3 нервюре на верхней панели устанавливается профиль разъема, состоящий из трёх частей, материал - В95ПЧТ2. Средняя панель съёмная, состоит из 4 частей, со стыками по 13, 24 и 25 нервюрам.

Панель нижняя (материал 1163АТВ) состоит из одной сборно-клепаной панели между первым и вторым лонжеронами, выполненной фрезерованием из листа с приклепанными стрингерами и имеет стык по 18 нервюре, который выполнен через подкладную накладку. На нижней панели предусмотрены овальные люки для обслуживания топливных насосов. Стрингеры по размаху выполнены со стыком по 24 нервюре, материал 1163АТ. По третьей нервюре на панели устанавливают профиль разъёма, аналогично верхней панели, но состоящий из пяти частей. В профилях разъёмов по третьей нервюре выполнены стыковочные отверстия и цилиндрические колодцы для установки стыковочных болтов. Плоскость разъема кессона по третьей нервюре расположена параллельно оси симметрии самолёта. Кессон КЧК выполнен, как законченный гермоотсек, то есть нервюра №3 относится к КЧК и является герметичной.

Носовая часть крыла включает в себя корневую и концевую части. Корневая носовая часть крыла между нервюрами №3-8 несъёмная, состоит из оболочки кессонной конструкции, закреплённой на кессоне крыла и подкреплённой клепаными нервюрами и двух нижних откидных панелей клееной конструкции. Все детали выполнены из листов и прессованных профилей. Концевая носовая часть крыла между нервюрами №10-27 - несъёмная, оснащена воздушно-тепловой противообледенительной системой, состоит из оболочки, закреплённой на кессоне крыла, подкреплённой клепаными нервюрами, стенки тепловой камеры и четырёх нижних съёмных панелей клееной конструкции. Оболочка клееной конструкции с гофрами, служащими для подачи и распределения горячего воздуха по всей поверхности. Оболочка вместе со стенкой образует герметичную тепловую камеру.

Хвостовой отсек крыла состоит из хвостовых частей (между нервюрами №3-20 и №20-27), закрылков, элеронов и законцовки. Хвостовые части крыла включают в себя верхнюю и нижнюю трёхслойные композиционные

панели и каркас, выполненный в виде продольных верхних и нижних балок, закреплённых на нервюрах хвостовой части крыла и на кронштейнах навески закрылков. Для обеспечения доступа в нишу хвостовой части нижние панели выполнены съёмными на замках. Двухщелевые (с фиксированным дефлектором) поворотные закрылки выполнены двухпорными с подводом управления по приводным нервюрам хвостовой части крыла в зоне нервюр №6 и №15.

Конструкция закрылков сборно-клепаная, однолонжеронная дефлектор выполнен из композиционных материалов. Элероны сборно-клепаной конструкции трёхпорные с роговой и осевой компенсациям, снабжены сервокомпенсаторами.

Центроплан и консольная часть крыла собираются в разных стапелях, и только затем собираются по стыку, расположенному по нервюре №3. Фрезерование плоскости разъёма КЧК с центропланом выполняется на продольно-фрезерном станке с ЧПУ ФП-9М с применением специального приспособления. Заклёпочные соединения включают высокоресурсные и обычные заклёпки.

Обшивка панелей выполнена с применением химического Фрезерования, что облегчает конструкцию КЧК. Применение монолитной панели в конструкции ведёт к повышению усталостной прочности за счёт сокращения количества отверстий, что положительно влияет на аэродинамику, так как повышается гладкость внешней поверхности с минимальными отклонениями от теоретического контура. С уменьшением количества крепежа уменьшается и масса конструкции. Входящие детали в КЧК можно изготавливать с применением высокопроизводительных обрабатывающих станков с ЧПУ. Эскиз КЧК приведён на рисунке 1.5

### 1.5 Предварительный анализ прочности крыла легкого самолета

Данные для проектировочного расчёта представлены в Таблице 1.1.

По формулам произведем расчёт:

$$G_{i,i+1} = 1/3\gamma h(S_i + S_{i+1} + \sqrt{S_i S_{i+1}}),$$

где  $\gamma = 8 \text{ кН/м}^3$

$$z_{ц.т.i,i+1} = 1/4h \frac{S_i + 3S_{i+1} + 2\sqrt{S_i S_{i+1}}}{S_i + S_{i+1} + \sqrt{S_i S_{i+1}}}$$

Здесь производим расчёт веса и центра тяжести секций-баков.  $S_i$  - площадь большего основания,  $S_{i+1}$  - площадь меньшего,  $h$  - высота. Разделим крыло на сечения.

Результаты расчета сведём в таблицу 1.2

Таблица 1.2

№сеч.	0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9
$S_i$	0,47	0,386	0,318	0,249	0,195	0,166	0,127	0,106	0,076
$S_{i+1}$	0,386	0,318	0,249	0,195	0,166	0,127	0,106	0,076	0,07
$h_i$	0,494	0,452	0,384	0,354	0,315	0,284	0,247	0,209	0,178
$G_{i,i+1}$	1,389	3,321	3,492	—	1,397	1,144	0,916	0,722	—
$Z_{ц.т.i,i+1}$	0,65	0,6	0,729	—	0,458	0,449	0,456	0,444	—

$$\sum G_{i,i+1} = 15,328 \text{ кН}$$

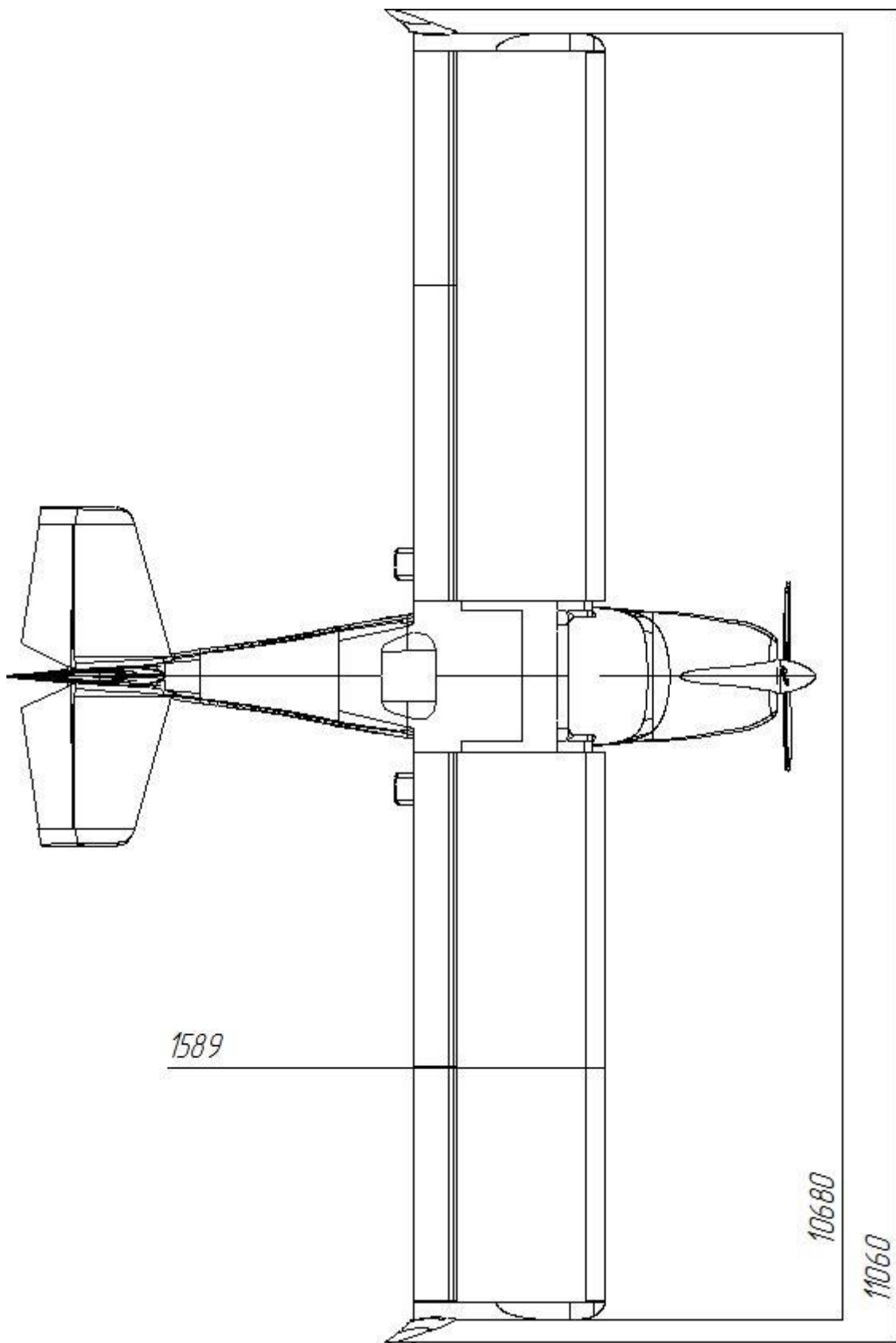


Рис.1.5. КЧК кріла легкого самолета

## Распределение воздушной нагрузки подлине крыла

По размаху крыла нагрузка  $Y$  распределяется по закону относительной циркуляции, то есть:

$$q_y^d = \frac{n^p G_0}{L} \Gamma$$

где  $n^p = n \cdot f$  - расчетная перегрузка;

$n$  - эксплуатационная перегрузка;

$f = 1,5$  - коэффициент безопасности;

$n^p = 3 * 1,5 = 4,5$ ;

$G_0 = 323,7$  кН;

$L = 24,32$  м;

$\Gamma$  - циркуляция.

Пренебрегая круткой и  $X_{кр}$  определим сужение крыла  $\eta = 2$ .

$$q_y^d = \frac{4,5 * 186,445}{24,32} \Gamma = 34,5243 \text{ кН}$$

Распределение массовой нагрузки конструкции крыла Массовую нагрузку  $q_{Py}$  находим по следующей методике:

$$G_{кр}/2 = q_1 l_0 / 2 \rightarrow \text{из уравнения}$$

В приближенных расчетах можно считать, что погонная нагрузка массовых сил крыла пропорциональна хордам. Тогда воспользуемся формулой:

$$q_y^{kp} = \frac{n^p G_{kp}}{S} b(z),$$

где  $b(z)$  - хорда крыла;

$$q_y^{kp} = \frac{4,5 * 16,17}{55} b(z) = 1,323 b(z) \text{ кН / м}$$

Определим составляющие суммарной погонной нагрузки на крыло по формуле  $q_i(z) = q_{by} - q_{укр}$ .

Распределение поперечных сил и изгибающих моментов по размаху крыла определяем по формулам:

$$\Delta Q_i = (q_i - q_{i+1}) \frac{\Delta z_i}{2}$$

$$Q_i = \Delta Q_{i+1} + Q_{i+1}$$

где  $i = 8, 7, 6$

$$\Delta M = (Q_i + Q_{i+1}) \frac{\Delta z_i}{2};$$

$$M = \Delta M_{i+1} + M_{i+1},$$

где  $i=8,7,6$ ;  $M_a=0$ ;

Результаты расчетов сведём в таблицу 2 и по полученным результатам построим график.

Проверка:

$$Q_{\Sigma \text{корн}} = 4,5 * 1/2 * (186,445 - 16,17) = 323,1 \text{ кН}$$

(погрешность  $\Delta=0,03\%$ )

$$M_{\text{корн}} = n * 1/2 * (G_0 - G_{\text{кр}}) * c,$$

Где  $n=2$ ;

$$c = (2+2)/(1+2) * 20,95/6 = 4,6 \text{ м},$$

$$M_{\text{корн}} = 4,5 * (186,445 - 16,17) * 4,6 = 1412,3 \text{ кН*м};$$

(погрешность  $\Delta=0,06\%$ ).

Эпюра приведенных моментов от воздушной нагрузки в связанной системе координат

$$q_n^e = \frac{\cos(\theta - a)}{\cos \theta} * q_y$$

Разложим воздушную нагрузку на составляющие.

Профиль крыла NACA 0015

угол атаки  $a = 18^\circ$ ;  $\theta = \text{arctg}(C_x/C_y)$ .

Для NACA 0015  $C_x = 0,119$ ;  $C_y = 1,3$

Тогда

$$q_n^B = q_y^B \frac{\cos(0,314 - 0,0899)}{\cos 0,0899} = 0,973 q_y^B$$

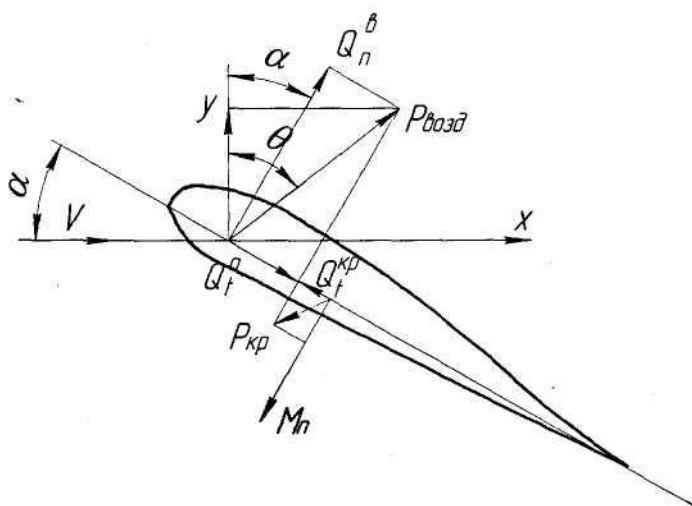


Рис.1.6. Схема действия нагрузок

Массовые нагрузки от крыла находим по формуле

$$q_n^{kp} = \frac{\cos(\theta - a)}{\cos \theta} * q_y^{kp} = 0,979 q_y^{kp}$$

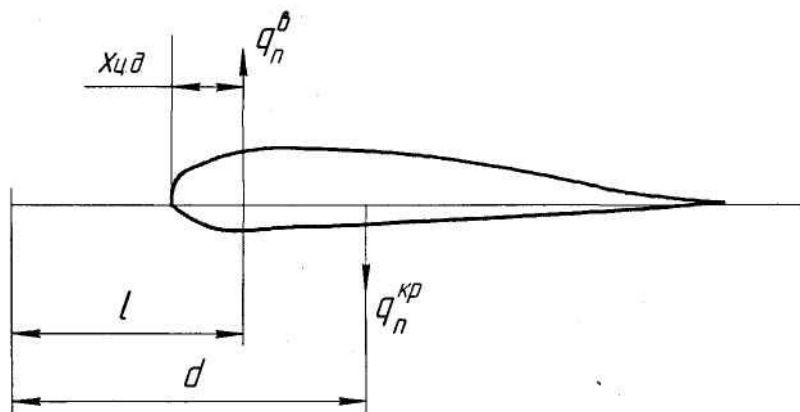


Рис.1.7. Схема действия нагрузок

Для НАСА 0015 при  $a = 18^\circ$   $x_{цд} = 0,238$

$$x_{цдi} = x_{цд} * b_i;$$

Проверка  $M_{зккор} = n^p (1/2 G_0 l - 1/2 G_{kp} d),$

где  $l$  и  $d$  лежат в плоскости  $z-c$

$c=4,6$  м;  $l=0,639$  м;  $d=0,948$  м.

$$M_{зккор} = 4,5(1/2 * 186,445 * 0,639 - 1/2 * 16,37 * 0,948) = 194,31 \approx 19248(\text{кН} / \text{м})$$

Учёт массы двигателя и топлива

$$Q(\text{мТ}) = Q(\text{мТ})_i + Q(\text{мТ})_{i+1};$$

$$M(\text{Т})_i = m(\text{мТ})_i * l * z_i$$

$$M(\text{Т8-7}) = G(\text{Т8-7}) * l_k = 0,68 * 8,291 = 5,57 (\text{кН});$$

$$M(\text{Т7-6}) = 0,88 * 7,265 = 6,39 (\text{кН});$$

$$M(\text{Т6-5}) = 1,1 * 6,326 = 6,95 (\text{кН});$$

$$M(\text{Т5-4}) = 1,38 * 5,388 = 7,4 (\text{кН});$$

$$M(\text{Т4-3}) = 1,38 * 5,388 = 7,4 (\text{кН});$$

$$M(\text{Т3-2}) = 3,45 * 3,239 = 11,17 (\text{кН});$$

$$M(\text{Т2-1}) = 3,28 * 1,894 = 6,2 (\text{кН});$$

$$M(\text{Т1-0}) = 4,6 * 0,65 = 2,99 (\text{кН});$$

$$M_{дв} = 3,75 * 2,509 = 9,4 (\text{кН});$$

$$M_{кр} = n^p \left( \frac{S_{отс}}{S_{конс}} (G_0 l - G_{кр} d) - \sum G_T \delta_i r_i \right); \text{ Выбираем расчётное сечение №4}$$

$S_{отс} = 9,208 \text{ м}^2$   $l = 0,63 \text{ м}$ ;  $d = 0,94 \text{ м}$ .  $M_{кр} = 125 \text{ (кНм)}$

Результаты вычислений по всем сечениям сведены в таблицу 2. По ним строим графики (рисунок 1)

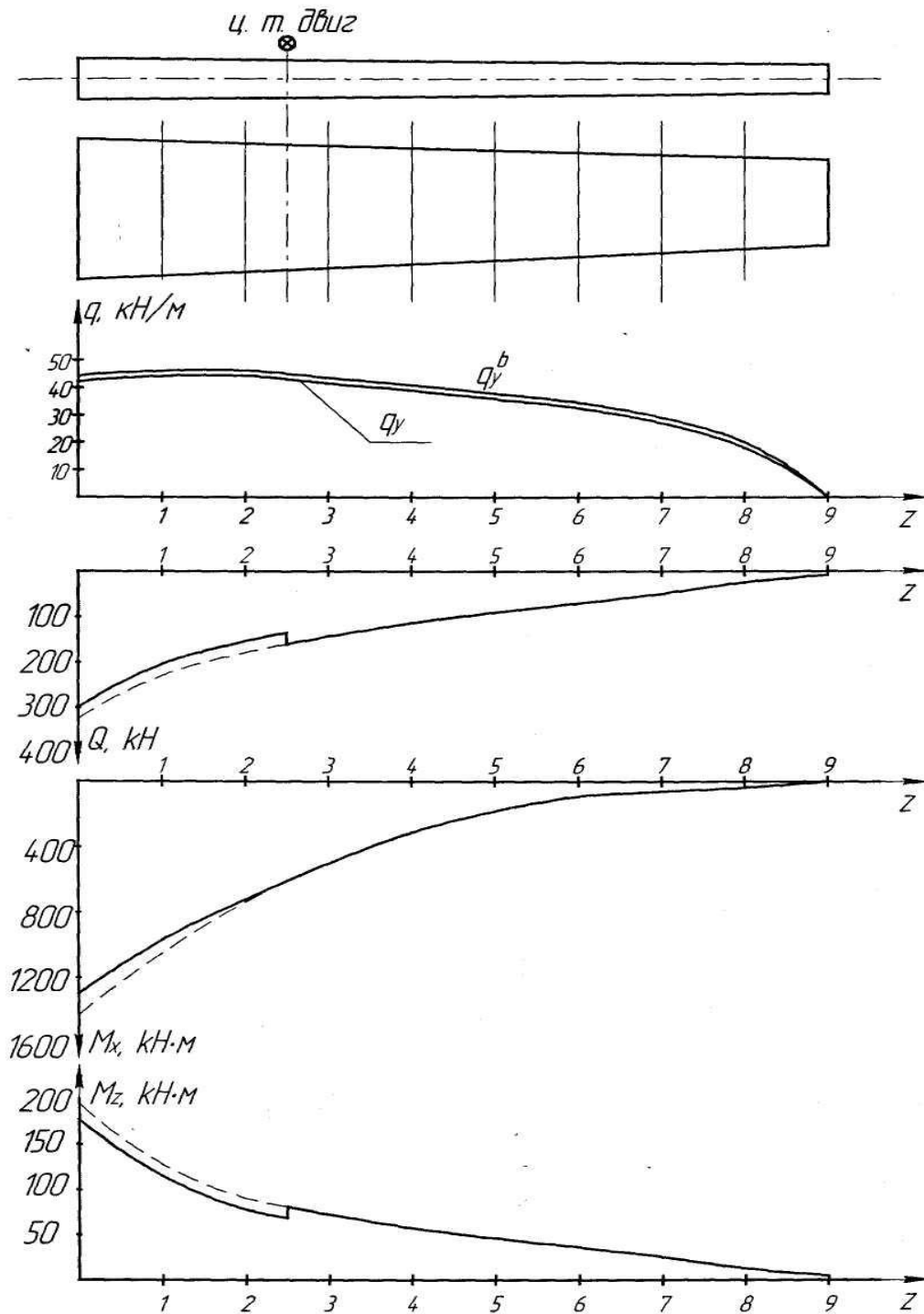


Рис.1.8. Результаты расчета

Таблица 1.3

i	z	Г	$q_y^b$ , кН/м	$\Delta Q_i$ , кН	$Q_i$ , кН	$\Delta M_i$ , кНм	$M_i$ , кНм	$q_{ni}^b$ , кН/м	$l_i$ , м	d м	$q_y^{kp}$ , кН/м	$q_{ni}^{kp}$ , кН/м	m zi, кНм	$\Delta M_{zi}$ кНм	$M_{zi}$ кНм	q кН/м
0	0	1,272	43,91	0	321,86	0	1407	42,98	0,67	1,08	3,57	5,5	25	0	192,48	40,33
1	0,128	1,262	42,82	53,47	268,39	395,7	1011,3	41,88	0,66	1,03	3,35	328	24,26	33,02	159,46	39,43
2	0,239	1,236	41,75	45,39	223	285,6	725,7	40,87	0,65	1,018	3,08	3,02	23,49	27,75	131,71	38,67
3	0,385	1,189	38,64	56,94	166,06	247,5	428,2	37,83	0,64	0,96	2,85	2,79	21,53	34,43	97,28	35,79
4	0,47	1,129	37,26	31,32	134,74	133,86	294,3	36,48	0,63	0,94	2,67	2,61	20,53	18,72	78,56	34,59
5	0,56	1,059	35,19	31,72	103,02	112,08	182,26	34,45	0,62	0,918	2,49	2,44	19,12	18,69	59,87	32,7
6	0,65	0,898	32,43	29,6	73,42	83,17	99,09	31,75	0,61	0,896	2,34	2,29	17,32	17,18	42,69	30,09
7	0,74	0,808	29,67	27,13	46,29	56,43	42,66	29,05	0,60	0,87	2,2	2,15	15,56	15,49	27,2	27,47
8	0,83	0,651	25,88	24,18	22,11	32,24	10,42	25,34	0,59	0,85	2,05	2,01	14,59	14,21	12,99	23,83
9	0	0	0	22,11	0	10,42	0	0	0,58	0,81	0	0	0	12,99	0	0

## *1.6 Анализ элементов конструкции крыла легкого самолета*

### Параметры лонжерона

Исходные данные для проектирования лонжерона

- площадь крыла  $S=56 \text{ м}^2$ ;
- относительная толщина крыла  $c = 0,12$ ;
- масса крыла  $m_{\text{кр}}=1650 \text{ кг}$ ;
- масса двигателя  $m_{\text{дв}}=382,8 \text{ кг}$ ;
- удельная нагрузка на крыло  $p_o=450 \text{ даН/м}^2$ ;
- коэффициент перегрузки  $n^p=4,5$ ;
- масса топлива  $m_T=4000 \text{ кг}$ .

Проектировочный расчёт лонжерона произведён с помощью ЭВМ. Результаты расчёта приведены в приложении.

### Параметры панелей

В конструкции планера самолёта широко применяются панели различных видов: сборные и монолитные, с одной и двумя несущими обшивками, выполненные из металлических и неметаллических материалов.

Каждый вид имеет свои преимущества и недостатки .

Ниже приведен проектировочный расчёт монолитной панели и трёхслойной панели, после чего произведён сравнительный анализ в весовом отношении.

### Расчёт монолитной панели

Монолитные панели представляют собой конструкцию, в которой обшивка и подкрепляющие рёбра образуют единое целое. Метод расчёта основан на том, что при сжатии панель работает как широкая стойка, т. е. потеря устойчивости может произойти в направлении, перпендикулярном плоскости панели и жесткостью на изгиб в поперечном направлении можно пренебречь.

Широкую стойку можно рассматривать как несколько отдельных стоек расположенных вплотную друг к другу и одинаково напряжённых. Ширина панели считается постоянной, нагрузки составляют погонные осевые усилия. Расчёт будем вести исходя из следующих исходных Данных:

$$M_{\text{изг}} = 1,407 \cdot 10^6 (\text{Н} \cdot \text{м});$$

$$Q = 0,32186 \cdot 10^6 (\text{Н});$$

$$\text{Ширина панели } b = 1,38 (\text{м});$$

Приближенную высоту коробки определяем по формуле

$$H_0 = 0,98 \frac{H_{\text{пл}} + H_{\text{зл}}}{2},$$

где  $H_{\text{пл}}$  и  $H_{\text{зл}}$  - высоты соответственно переднего и заднего лонжеронов.

$$H_0 = 0,98 \frac{0,3 + 0,28}{2} = 0,2842 (\text{м})$$

Усилие, которое воспринимает панель

$Q=P=0,32186 \cdot 10^6 (\text{Н})$  Погонные осевые усилия определим по формуле

$$N = \frac{P}{b}$$

$$N = \frac{0,32186 \cdot 10^6}{1,38 \cdot 10^3} \text{ (ДаН/мм)}$$

Расстояние между нервюрами  $a=440$  мм. Материал панели В95ПЧТ2, его механические характеристики:  $\sigma_b=500$  Мпа;  $\sigma_{0,2}=440$  Мпа;

$$\delta=7\%; E=7,15 \cdot 10^9 \text{ (даН/м}^2\text{)}.$$

Задаваясь параметрами панели (рисунок 1.9)

$$b/N = 3,5; \delta/\delta_p = 0,75$$

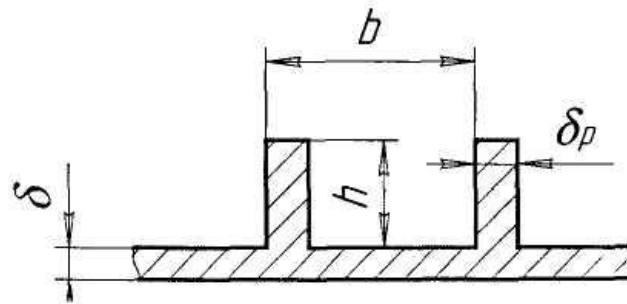


Рис.1.9. Параметры панели

Определим поправочный коэффициент  $\xi$ , учитывающий действительную форму стойки и зависящий от поперечного сечения:

$$\xi = \frac{1}{1 + \alpha} \sqrt{1 + 4\alpha},$$

$$\text{где } a = \alpha = \frac{b}{h} \cdot \frac{\delta}{\delta_p} = 3,5 \cdot 0,75 = 2,625$$

Тогда

$$\xi = \frac{1}{1 + 2,625} \sqrt{1 + 4 \cdot 2,625} = 0,9355.$$

Определим коэффициент формы, определяющий конструктивную эффективность панели

$$\Phi = 0,95 \sqrt{c\kappa_2} \sqrt{\frac{\xi \cdot \delta / \delta_p}{1 + a}}$$

где  $\kappa_2$  - коэффициент учитывающий взаимное влияние обшивки и рёбер при совместной работе.

По графику  $\kappa_2 = f(b/h; \delta/\delta_p)$

$\kappa_2 = 4,75$ ; тогда

$$\frac{\delta_p}{\eta^{3/8}} = \phi \sqrt{E} \sqrt{\frac{N}{Q}} = 0,73376 \sqrt{7150} \sqrt{\frac{8,8647}{440}} = 9,155 (\text{даН} / \text{мм}^2)$$

По графику функций  $\delta_p$  по пособию [1, стр. 15] находим величину разрушающих напряжений  $\sigma_p = 19 (\text{даН} / \text{мм}^2)$

$$\delta_p = \frac{N}{\sigma_p (\delta / \delta_p + h / b)} = \frac{8,8648}{19(0,75 + 0,285)} = 2,95 (\text{мм})$$

Определим ширину панели по формуле

$$b = \sqrt{\frac{k_2 \eta}{12(1-h^2)} \sqrt{\eta E \delta^2} \frac{1}{\delta_p}}$$

$$b = 176,2(\text{мм})$$

где  $\eta$  - коэффициент пластичности

$$\eta = 1,023;$$

$$\sigma_{\text{дм}} = (1,1 \dots 1,2) \sigma_{0,2} = 48(\text{даН/мм}^2).$$

Согласно проведенным расчётам конструктивно принимаем следующие размеры панели:

$$b = 176 \text{ мм};$$

$$h = 50 \text{ мм};$$

$$\delta_p = 4 \text{ мм};$$

$$\delta = 3 \text{ мм}.$$

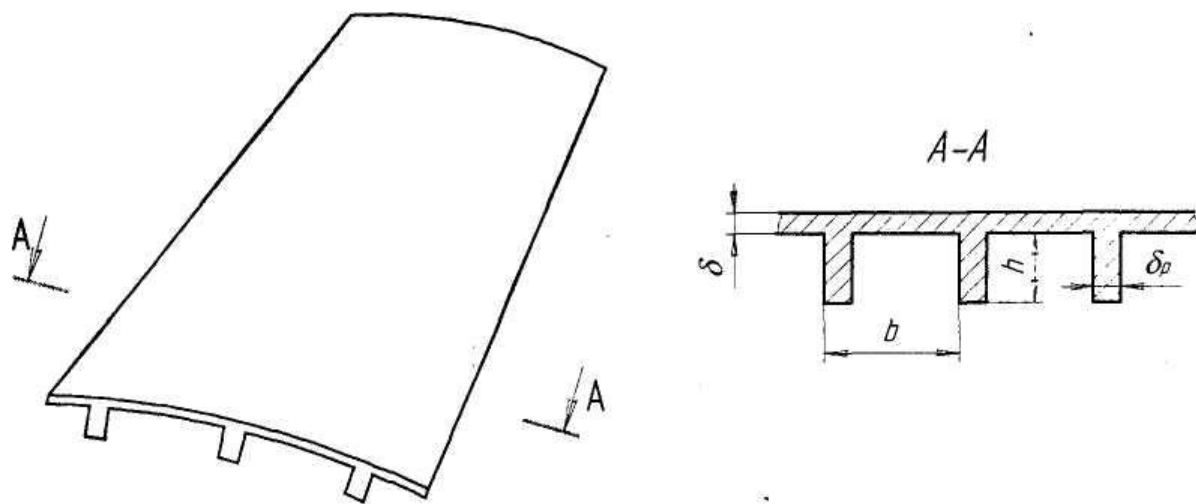


Рис.1.10. Компоновка панели

### Расчёт трёхслойной панели

Трёхслойная панель с сотовым наполнителем определяется рядом параметров:  $\delta_1$ ,  $\delta_2$ ,  $2h$ ,  $r$  (рисунок 1.21).

Все эти параметры должны удовлетворять условиям прочности, жесткости и минимума массы:

$\delta_1$  - толщина верхнего несущего слоя;

$\delta_2$  - толщина нижнего несущего слоя;

$2h$  - высота блока сотового наполнителя;

$r$  - радиус ячейки сот.

Материалом несущего слоя выбираем Д16АТВ:

$$\sigma_B = 4200 \text{ даН/см}^2$$

$$r_g = 2730 \text{ даН/см}^2$$

$$E = 7,2 \cdot 10^5 \text{ даН/см}^2$$

Для сотового наполнителя выбираем фольгу АМГ-2-Н  $\sigma_g = 2600 \text{ даН/см}^2$

$$r_B = 1690 \text{ даН/см}^2$$

Определим усилие сжатия  $N$  и сдвига  $\tau$  на единицу ширины панели. Проектируемая панель воспринимает 70% изгибающего момента, а также усилие сдвига, которое возникает вследствие действия крутящего момента:

$$N_{сж} = \frac{P_{пан}}{B_{пан}} = \frac{225302}{0,85} = 253148,31 \text{ (Н / м)},$$

где  $P_{пан}$  - нагрузка, действующая на панель;

$B_{пан}$  - приведенная ширина панели (средняя).

$$\tau_{сд} = \frac{M_{кр}}{2F} = 112040,48(H / м)$$

$M_{кр} = Q \cdot a$  - крутящий момент в сечении, где  $Q$  - расстояние от ц.т. сечения до линии действия силы  $Q$ .

$$M_{кр} = 166060 \cdot 0,336 = 55796,16 (H/м)$$

$$F = 0,249 (м^2)$$

При совместном действии сжатия и сдвига критическое значение приведенной нагрузки определяют по формуле

$$N_e^* = \sqrt{N_{сжс}^2 + 3\tau_{сд}^2} = 318971695(H / м)$$

Условная ширина панели:

$$b^* = \beta \cdot b$$

где  $\beta = 0,47$  при  $a/b > 3$ ,  $w = 0,005$ .

Таким образом

$$b^* = 0,89 \cdot 0,47 = 0,4211 (м). \text{ Вычислим}$$

$$N_e^*/b^* = 759457,02 (H/м^2)$$

По графику из методического пособия [1] для  $N_e^*/b^* = 7,6$  (даН/см<sup>2</sup>) и  $w = 0,005$  находим оптимальное соотношение  $\frac{2(L + \delta)}{b^*}$

Решаем систему уравнений, определяем параметры сот:

$$\begin{cases} \frac{\delta}{2(L + \delta)} = 0,0244 \\ \frac{2(h + \delta)}{b^*} = 0,0535 \\ \frac{\delta_c}{r} = 0,016 \end{cases}$$

Имеем:  $\delta = 0,0005482$  (м),  $2h = 0,0214$  (м).

Учитывая ограничения, которые изложены в методическом пособии [1], стр.31, получим:

толщина наружного слоя:  $\delta_1 = 0,001$  (м); толщина внутреннего слоя:  $\delta_2 = 0,0003$  (м); толщина стенки сот:  $\delta_c = 0,00004$  (м);

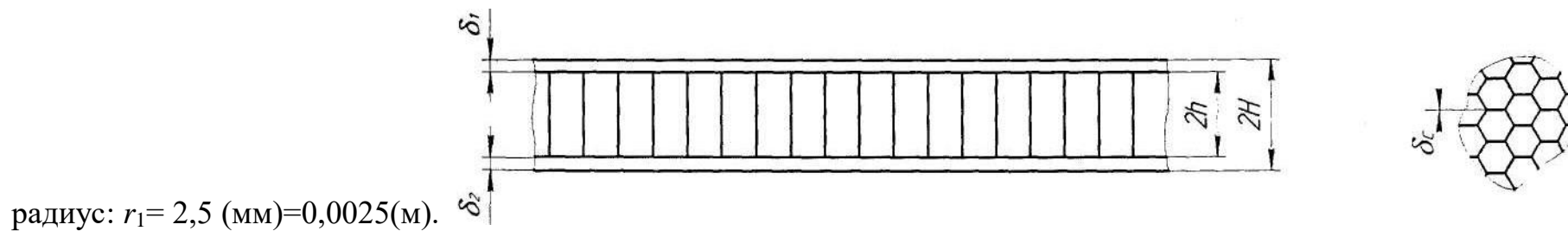


Рис.1.11. Компоновка 3-х слойной панели

### Весовой анализ конструктивных решений

Запишем уравнение балансов для трёхслойной панели:

$$G_{\text{пр}} = G_{\text{зап}} + G_{\text{общ}} + G_{\text{кл}}$$

где  $G_{\text{зап}}$  - вес заполнителя;

$G_{\text{общ}}$  - вес обшивки

$$G_{\text{общ}} = (\delta_1 + \delta_2) \gamma S,$$

где  $\delta_1, \delta_2$  - толщина верхнего и нижнего слоя;

$S$  - площадь панели;

$\gamma$  - удельный вес панели ( $\gamma = 2700 \text{ кг/м}^3$ );

$C_{\text{кл}}$  - вес клея ( $C_{\text{кл}} = 140-170 \text{ г/м}^2$ )

$$\delta_{\text{зап}} = 1,54 \cdot 2h \frac{\delta_c}{r} A_1$$

где  $A_1$  - коэффициент, учитывающий вес клея, соединяющего ячейки заполнителя ( $A_1 = 1,01$ ).

$G_{\text{мон}} = 120,132 \text{ (кг)}$ ;

$G_{\text{пр}} = 83,47 \text{ (кг)}$ .

Коэффициент уменьшения веса агрегата

$$a = 83,47 / 120,132 = 0,69.$$

Выигрыш трёхслойной панели над монолитной составляет 36,662 кг. В связи с этим более целесообразно применять в конструкции ОЧК трёхслойные панели.

## **Вывод по разделу 1.**

Принятый к анализу легкий самолет ХИАТ-650 является классическим самолетом общего назначения, конструкция которого выполнена из анизотропных материалов, что позволяет применить для решения задачи оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета метод конечных элементов.



## 2. СТРУКТУРНЫЙ АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА ЛЕГКОГО САМОЛЕТА

Для уточненной оценки значений напряжений в ОЧК разработана конечно-элементная модель (КЭМ), поскольку метод конечных элементов (МКЭ) позволяет оценивать характер распределения напряжений по хорде сечения кессона. Кроме того, МКЭ позволяет оценить величину изгиба крыла.

### 2.1. Формирование конечно-элементной модели структуры крыла

Основным элементом силового набора кессона крыла является обшивка, которая воспринимает нагрузки от изгибающего момента  $M_x$ , обусловленного действием подъемной силы  $Q_y$ . Кроме того, обшивка воспринимает крутящий момент  $M_z$  и перерезывающую силу  $q_x(z)$ , действующую параллельно оси ОХ. Поскольку обшивка воспринимает основные продольные нагрузки, мы считаем ее частью продольного набора.

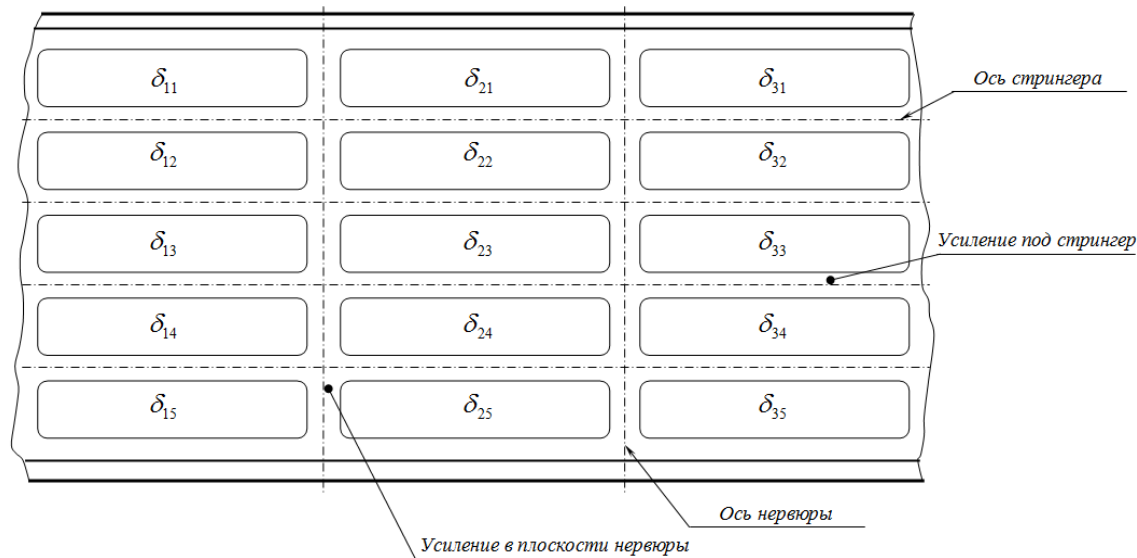


Рис. 2.1. Эскиз фрагмента типовой панели обшивки.

(  $\delta_{ij}$  – местная толщина обшивки )

В регулярных зонах конструкции кессона максимально возможное количество вариантов толщины обшивки соответствует количеству промежутков, заключенных между двумя соседними нервюрами и двумя соседними элементами продольного набора, которые в дальнейшем будем называть "зонами постоянной толщины обшивки" (ЗПТО). Такая степень дискретности

толщин обшивки обусловлена технологическими и экономическими критериями (рис. 2.1).

Ввиду отсутствия больших градиентов толщины, для моделирования одной ЗПТО регулярной зоны кессона достаточно одного плоского КЭ (рис. 2.2). Таким образом, количество КЭ, моделирующих обшивку кессона в регулярных зонах, примерно соответствует количеству ЗПТО.

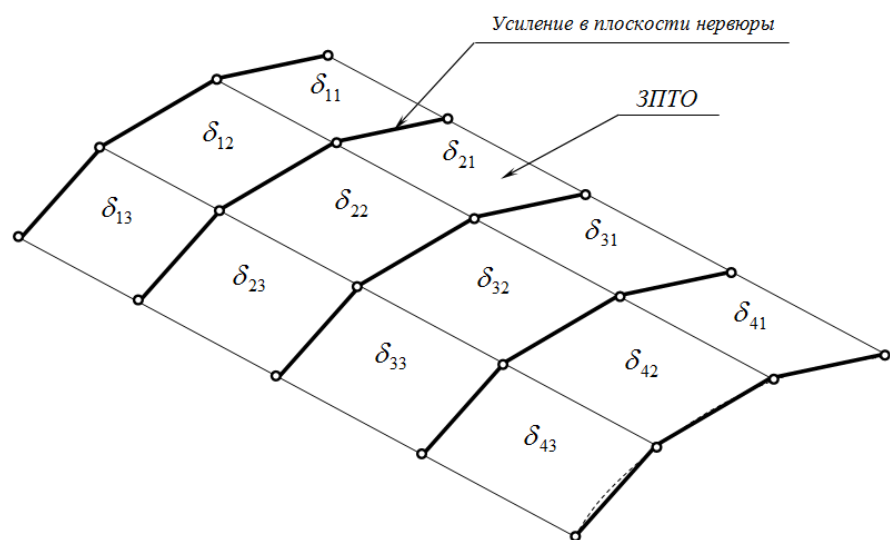


Рис. 2.2. Структура КЭМ обшивки в регулярной зоне кессона.

Стрингеры моделируются в виде двух-поясных балок (рис.2.3), образованных плоскими четырехугольными КЭ, окантованными стержневыми КЭ. Плоские КЭ обеспечивают моделирование стенок стрингеров. В качестве продольных

окантовывающих элементов используются стержневые КЭ, моделирующие "усиления" обшивки в зонах соединения со стрингерами и "шапки" стрингеров.



Рис. 2.3. Модель двух-поясной балки.

В качестве поперечных окантовывающих элементов используются условные стержневые КЭ, соединяющие узлы, расположенные на теоретическом контуре крыла, с соответствующими узлами, объединяющими стержневые КЭ, моделирующие "шапки" стрингеров. Поперечные окантовывающие элементы, обеспечивают моделирование усиления стенок стрингеров в местах крепления книц и расположены только в плоскостях обычных и дополнительных нервюр. Оси стержневых КЭ, моделирующих усиления под стрингеры, расположены на теоретическом контуре крыла, а оси стержневых КЭ, моделирующих "шапки" стрингеров, проходят через центры тяжести "шапок" (рис. 2.4):

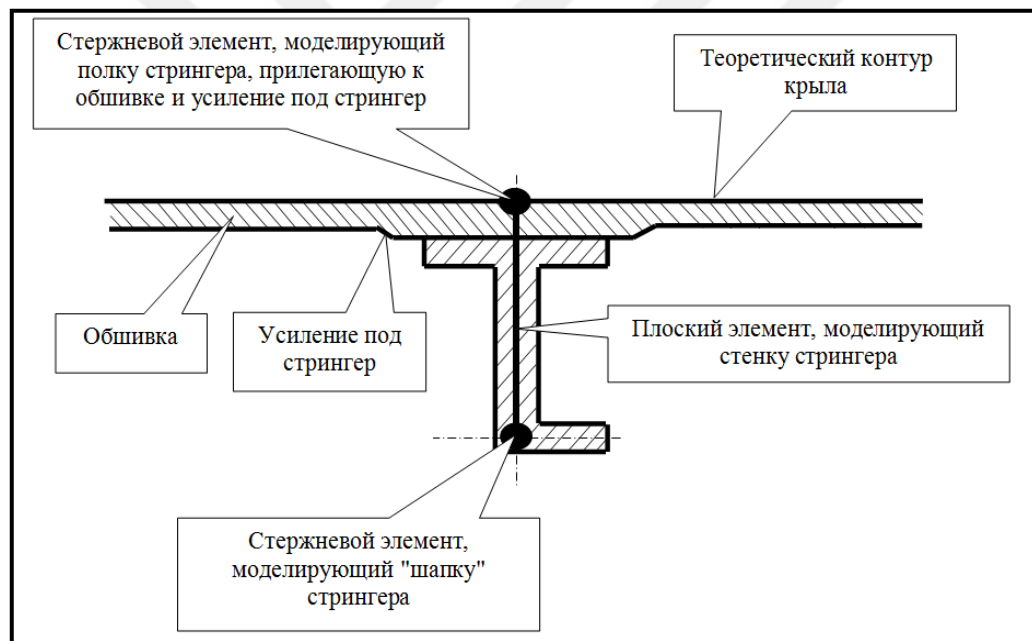


Рис. 2.4. Моделирование сечения стрингера.

Моделирование стрингеров в виде двух–поясных балок позволяет использовать стержневые КЭ, имеющие условно круглое сечение, что избавляет от необходимости вводить в модель специальные узлы ориентации.

Вследствие значительного сужения консольных частей кессона крыла, часть стрингеров не доходит до торцевых нервюр соответствующих отсеков кессона, оканчиваясь на промежуточных нервюрах, где формируются, так называемые, "окончания" стрингеров. На расчетной модели каждое окончание формируется путем соединения стержневых КЭ, моделирующих усиление под стрингер, и стержневых КЭ, моделирующих "шапку" стрингера, с одним из ближайших узлов КЭм следующей нервюры, находящимся на теоретическом контуре крыла. Участок обшивки между нервюрой, на которой оканчивается стрингер, и следующей нервюрой формируется, соответственно, из треугольной и четырехугольной панелей. Стенка стрингера в зоне окончания не моделируется (рис. 2.5):

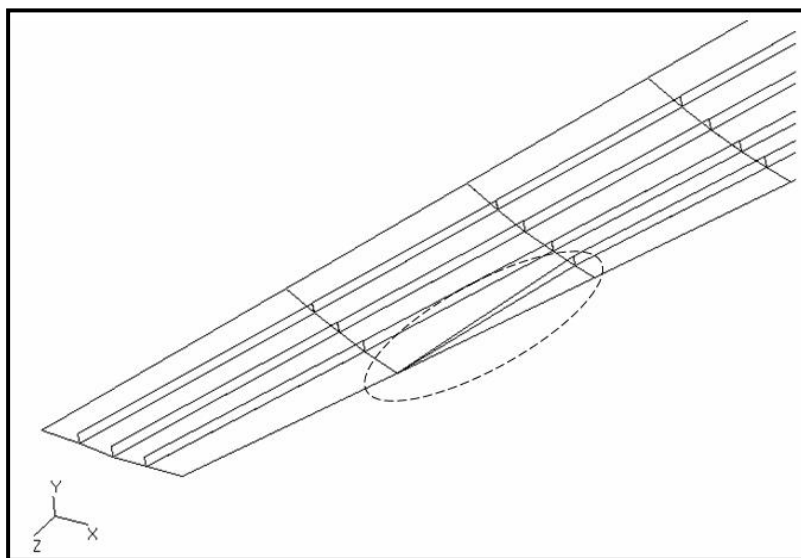


Рис. 2.5. Структура КЭМ в зоне окончания стрингера.

КЭМ переднего и заднего лонжеронов включают в себя следующие элементы (рис. 2.6):

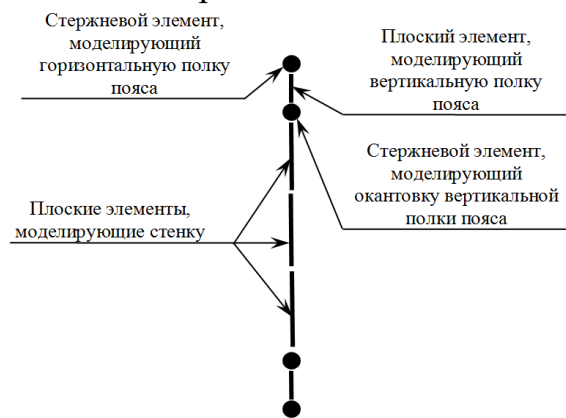
- стержневые КЭ, моделирующие горизонтальные стенки верхней и нижней полок;
- четырехугольные КЭ, моделирующие вертикальные стенки верхней и нижней полок;
- стержневые КЭ, окантовывающие вертикальные стенки верхней и нижней полок;
- четырехугольные КЭ, моделирующие стенки.

Структурно модели лонжеронов разделены на отдельные участки (шпации), ограниченные вертикальными стержневыми КЭ, расположенными в плоскостях нервюр и дополнительных сечений, предназначенных для повышения дискретности расчетной модели в зонах соединения центроплана с фюзеляжем и стыка консоли с центропланом. В свою очередь, стенки лонжеронов в пределах каждой шпации разделены по вертикали на 3 равных участка. При этом продольные окантовывающие стержневые КЭ между указанными участками отсутствуют. Стойки лонжеронов не моделируются, за исключением межнервюрных пролетов, содержащих дополнительные сечения.

Рис. 2.6. "Сечение" конечно-элементной модели лонжерона

Кроме вышперечисленных КЭ, модели лонжеронов содержат ряд дополнительных КЭ, моделирующих зоны стыков.

Усиления обшивок в зонах продольных стыков между монолитными панелями обшивки моделируются в виде цепочек



стержневых КЭ.

Все стержневые и плоские КЭ, моделирующие обшивку, стрингеры, лонжероны и продольные стыки должны воспринимать изгибные нагрузки (элементы типа "Bar" и "Plate" в MSC.Nastran).

Основным элементом поперечного набора кессона крыла, является типовая нервюра, предназначенная для восприятия и передачи на элементы продольного набора небольших и умеренных поперечных нагрузок. Кроме того, типовые нервюры препятствуют изменению контура соответствующих сечений, вызванному деформацией кессона. Конструктивно типовые нервюры могут быть сборными и монолитными. Сборные нервюры состоят из деталей, соединенных с помощью заклепок. Монолитные нервюры представляют собой цельную конструкцию, формируемую с помощью фрезерования.

Модель сборной нервюры (рис.2.7) включает в себя следующие основные элементы:

стержневые КЭ, моделирующие пояса нервюры;

стержневые КЭ, моделирующие кницы;

условные стержневые КЭ, предназначенные для окантовки четырехугольных КЭ, моделирующих стенки стрингеров, с целью передачи нагрузок с моделей книц на модели стенок стрингеров;

стержневые КЭ, моделирующие стойки нервюр;

четырехугольные КЭ, моделирующие компенсаторы;

плоские КЭ, моделирующие стенки нервюры.

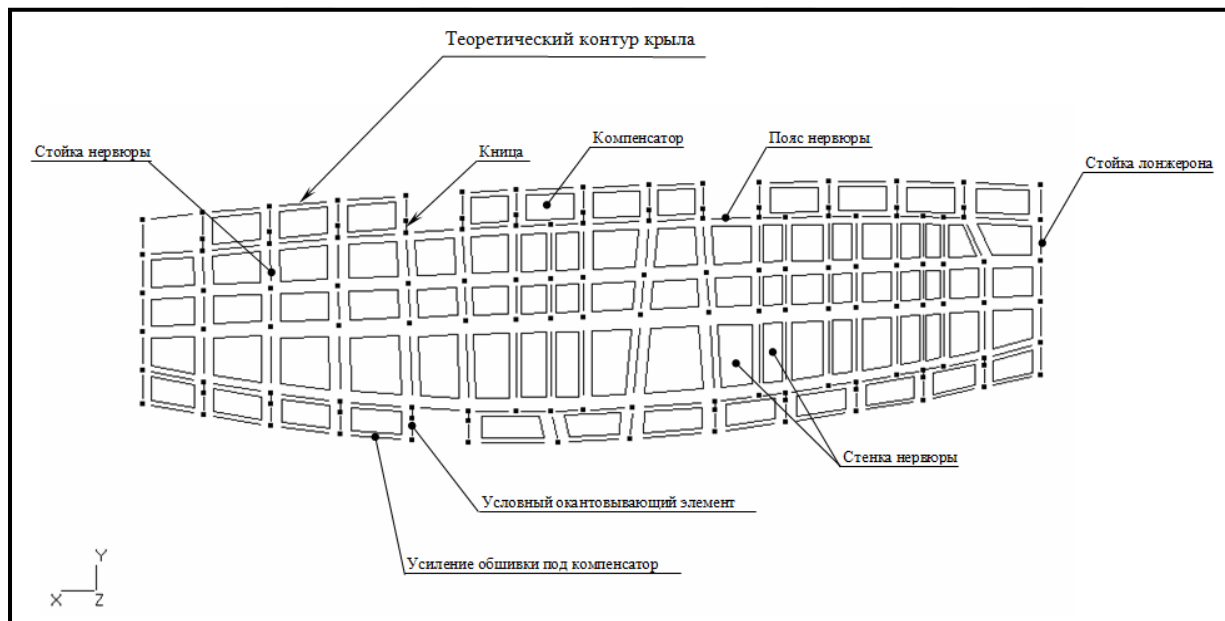


Рис. 2.7. КЭМ сборной нервюры (для наглядности КЭ сжаты).

Количество и расположение стержневых КЭ, моделирующих стойки сборных нервюр, в основном, определяются необходимостью передачи нагрузок с книц на стенки, и не везде соответствуют их реальному количеству и расположению. При этом суммарная жесткость КЭ, моделирующих стойки, определяется, исходя из суммарной жесткости стоек моделируемых нервюр. Количество и расположение четырехугольных КЭ, моделирующих компенсаторы, в основном, соответствуют их количеству и расположению на моделируемых нервюрах.

Каждая модель компенсатора располагается в плоскости соответствующей нервюры в промежутке, образованном двумя соседними стрингерами, теоретическим контуром крыла и поясом нервюры, и включает в себя два узла, расположенные на теоретическом контуре, и два узла, расположенные на поясе нервюры (рис. 2.8).



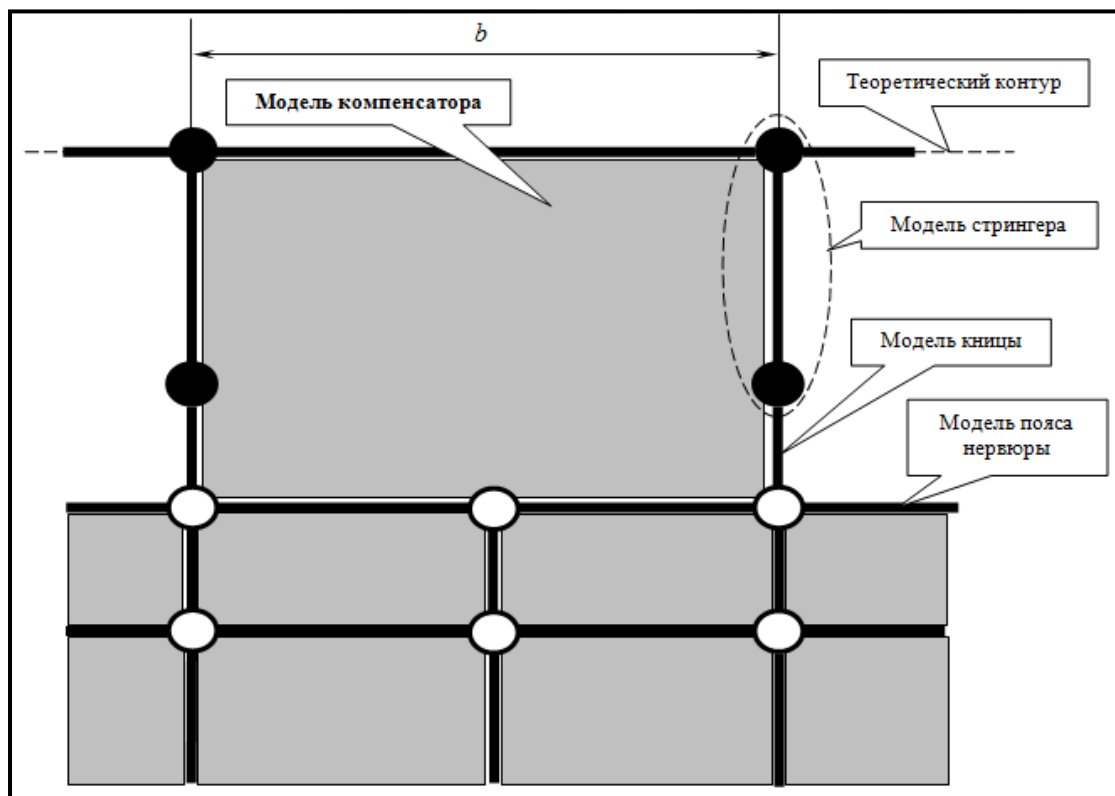


Рис. 2.8. Принцип моделирования компенсатора.

В отличие от других элементов конструкции, кницы и компенсаторы моделируются соответственно с помощью стержневых КЭ, работающих только на растяжение–сжатие (в системе MSC.Nastran элементы типа "Rod"), и четырехугольных КЭ, работающих только на сдвиг (в системе MSC.Nastran элементы типа "Shear Panel"). Это обусловлено тем, что в реальной

конструкции кницы работают только на растяжение–сжатие, а компенсаторы только на сдвиг, поскольку закреплены соответственно на стрингерах и обшивке.

С целью повышения дискретности модели, все участки стенок нервюр, заключенные между стойками, дополнительно разделены по вертикали на три отдельных плоских КЭ, между которыми нет дополнительных окантовывающих стержневых КЭ. Деление КЭМ стенок нервюр по высоте обусловлено необходимостью более точного анализа распределения касательных напряжений, особенно в зонах крепления кронштейнов навески элеронов и элементов механизации крыла.

Все стержневые и плоские КЭ, входящие в структуру КЭМ нервюр, должны воспринимать изгибные нагрузки (элементы типа "Bar" и "Plate" в MSC.Nastran), за исключением КЭ, моделирующих кницы и компенсаторы.

## 2.2. Структура конечно-элементной модели крыла

Формирование КЭМ отсека кессона, а также расчет и анализ напряженно–деформированного состояния осуществлялись с помощью расчетного программного комплекса MSC.Nastran. При этом назначение координат узлов, а также выбор конечных элементов и задание их свойств производились в интерактивном режиме, с использованием стандартной библиотеки конечных элементов MSC.Nastran.

В качестве материала конструкции использован алюминиевый сплав Д16Т, чьи параметры приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1. характеристики Д16Т

Модуль упругости кГ/мм <sup>2</sup>	Модуль сдвига кГ/мм <sup>2</sup>	Коэффициент Пуассона	Удельный вес кГ/м <sup>3</sup>
7200	2700	0.3	2700

С учетом размерностей, в которых задавались параметры материала, значения координат узлов задаются в миллиметрах, а величины силовых факторов в кГ ("килограммах–силы").

Поскольку объем бакалаврского проекта не позволяет провести детальный анализ НДС конструкции кессона крыла, исследованная КЭМ имеет упрощенную структуру, включающую упрощенные модели стрингеров, лонжеронов и нервюр.

Верхняя и нижняя обшивки являются основными силовыми элементами продольного набора кессона крыла. Они работают на растяжение, сжатие и сдвиг. Поэтому для моделирования обшивок использовались конечные элементы типа "Plate", которые воспринимают растягивающие, сжимающие нагрузки, а также сдвиговые нагрузки и изгибающие моменты.

Стрингеры предназначены для обеспечения устойчивости обшивки крыла в сжатой зоне. Кроме того, стрингеры принимают на себя часть растягивающих и сжимающих нагрузок, вызванных действием изгибающего момента от подъемной силы крыла. Модели стрингеров имеют упрощенную структуру, представляющую собой набор последовательно соединенных стержневых КЭ типа "Bar", которые воспринимают растягивающие, сжимающие нагрузки, а также кручение и изгибающие моменты. Особенности сечений стрингеров не моделировались.

Упрощенные КЭМ лонжеронов содержат модели поясов, стенок и стоек. Пояса лонжеронов предназначены для обеспечения соединения обшивок и стенок лонжеронов, в результате чего образуется замкнутый контур кессона крыла, воспринимающий крутящий момент, действующий на крыло. Кроме того, пояса принимают на себя часть растягивающих и сжимающих нагрузок, вызванных действием изгибающего момента от подъемной силы крыла. Поэтому для моделирования поясов лонжеронов использованы стержневые элементы типа "Bar", которые воспринимают растягивающие, сжимающие нагрузки, а также кручение и изгибающие моменты.

Стенки лонжеронов предназначены для восприятия сдвиговых нагрузок, вызванных действием крутящего момента, действующего на крыло. Кроме того, по стенкам передается, в виде перемыкающих сил, подъемная сила крыла. Поэтому для

моделирования стенок лонжеронов использовались конечные элементы типа "Plate", которые воспринимают растягивающие, сжимающие нагрузки, а также сдвиговые нагрузки и изгибающие моменты. Упрощенные модели стенок не делятся по высоте.

Стойки стенок лонжеронов обеспечивают устойчивость стенок под действием сдвиговых нагрузок. При взаимодействии со стенкой стойки испытывают изгибающие нагрузки. Поэтому для их моделирования использованы стержневые элементы типа "Bar". Модели стоек располагаются только в плоскостях нервюр.

Упрощенные модели нервюр включают модели стенок и стоек. Поскольку в КЭМ ОЧК не моделируется высота стрингеров, модели поясов нервюр и усиления обшивок в зоне крепления нервюры объединены и представляют собой последовательно соединенные стержневые КЭ типа "Bar". Кницы и компенсаторы не моделируются.

Стенки нервюр предназначены для восприятия сжимающих и растягивающих нагрузок, вызванных изгибом крыла и действием сил давления. Кроме того, стенки нервюр воспринимают и передают сдвиговые нагрузки. Поэтому для их моделирования использовались конечные элементы типа "Plate", которые воспринимают растягивающие, сжимающие нагрузки, а также сдвиговые нагрузки и изгибающие моменты. Упрощенные модели стенок не делятся по высоте.

Стойки нервюр обеспечивают устойчивость стенок под действием сжимающих и сдвиговых нагрузок. При взаимодействии со стенкой и поясом нервюры стойки испытывают изгибающие нагрузки. Поэтому для их моделирования использованы стержневые элементы типа "Bar", работающие на общий НДС.

Структура КЭМ ОЧК представлена на рис. 2.9, 2.10.

Толщина обшивки вдоль хорд межнервюрных пролетов приняты постоянными. Вдоль размаха толщина обшивок меняется по ступенчатому закону, с шагом 0.5 мм.

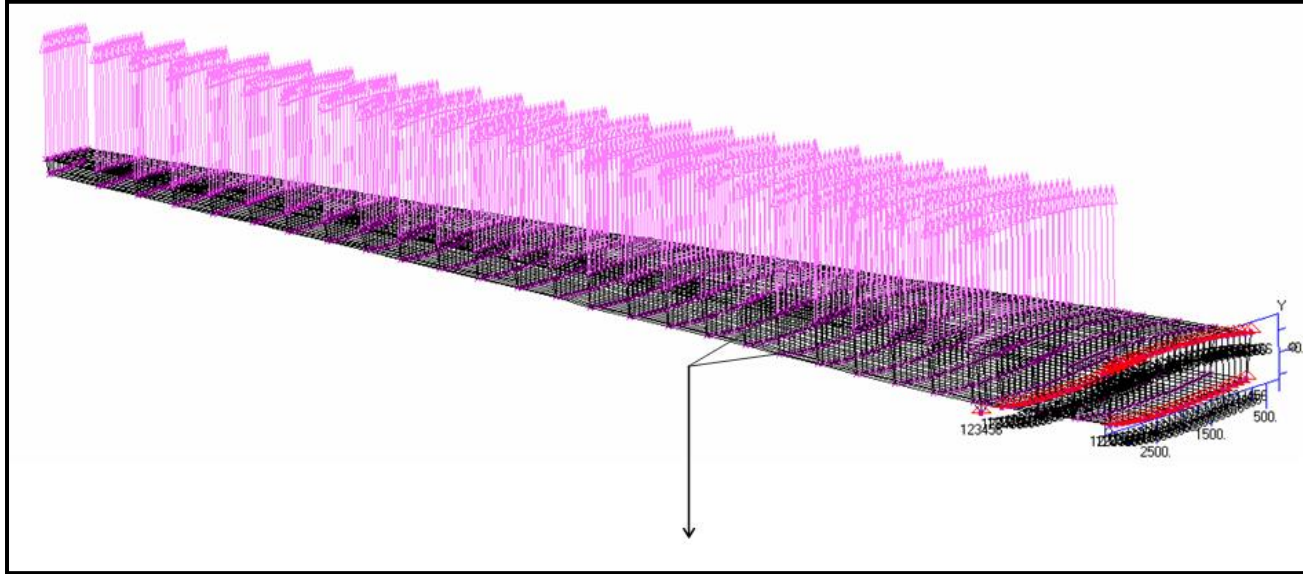


Рис. 2.9. Общий вид структуры КЭМ ОЧК

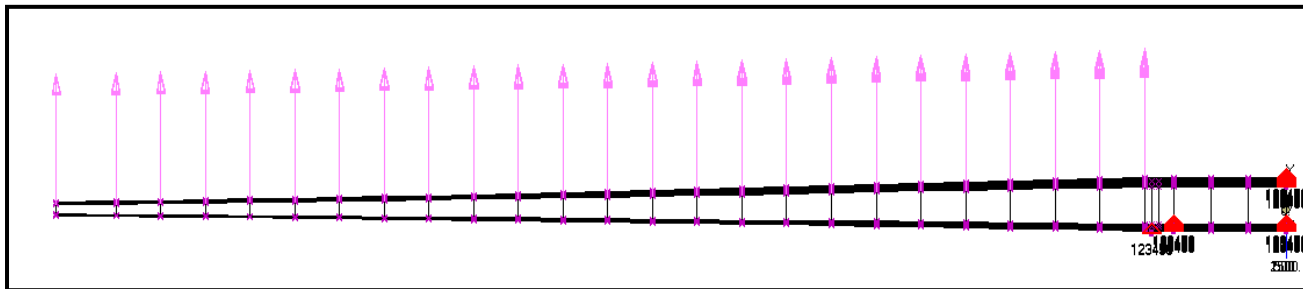


Рис. 2.10. Структура КЭМ ОЧК (вид спереди)

### 2.3. Параметры конечных элементов

Значения условных толщин плоских КЭ, моделирующих обшивки и стенки лонжеронов, приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2. Условные толщины плоских КЭ

$\Delta Z_{\text{ОЧК}}$ , мм	0÷3600	3600÷5400	5400÷7200	7200÷10800	10800÷14600
$\delta$ общ. верхн., мм	3.8	3.3	2.8	2.2	1.5
$\delta$ общ. нижн. , мм	3.7	3.1	2.6	2.1	1.5
$\delta$ лонж. пер. , мм	4.0	3.6	2.8	2.1	1.5
$\delta$ лонж. задн. , мм	3.0	3.0	2.5	2.0	1.5

Значения площадей условных сечений стержневых КЭ, моделирующих стрингеры и полки лонжеронов, приведены в таблице 2.3.

Таблица 2.3. Условные сечения стержневых КЭ

$\Delta Z$ ОЧК, мм	0÷3600	3600÷5400	5400÷7200	7200÷10800	10800÷14600
F стр. верхн., мм <sup>2</sup>	360	265	208	150	100
F л. верхн., мм <sup>2</sup>	720	530	416	300	200
F стр. нижн., мм <sup>2</sup>	220	160	130	100	100
F л. нижн., мм <sup>2</sup>	440	320	260	200	200

Значения условных толщин  $\delta$  плоских КЭ, моделирующих стенки нервюр, и площадей условных сечений стержневых КЭ, моделирующих пояса и стойки, приведены в таблице 2.4.

Таблица 2.4. Параметры КЭ поясов и стоек

$\Delta Z$ ОЧК, мм	0÷2400	3000 (зона двигателя)	3600÷7200	7200÷10800	10800÷14600
$\delta$ стенки, мм	1.5	4.0	1.5	1.0	1.0
F пояса, мм <sup>2</sup>	240	600	200	160	100
F стойки, мм <sup>2</sup>	120	300	100	80	50

#### 2.4. Условия закрепления модели.

Для уменьшения влияния граничных условий, которые задаются в узлах модели, в структуру КЭМ ОЧК включен отсек, имитирующий центроплан, для которого не проводится анализ НДС. В структуру модели центроплана включены КЭ, моделирующие кронштейны, предназначение для передачи подъемной силы с крыла на фюзеляж ("радиаторы"). Модели кронштейнов включены в структуру моделей переднего и заднего лонжеронов в районе стыка ОЧК и центроплана. В указанных моделях кронштейнов предусмотрены узлы, для которых исключается в перемещение вдоль оси ОУ.

В структуре центроплана предусмотрены дополнительные нервюры, нижние узлы модели которых закреплены от перемещения вдоль оси OX. От перемещения вдоль оси OZ закреплены все узлы центральной нервюры центроплана, расположенной в ПСС. Схема размещения закрепленных узлов приведена на рис. 2.11.

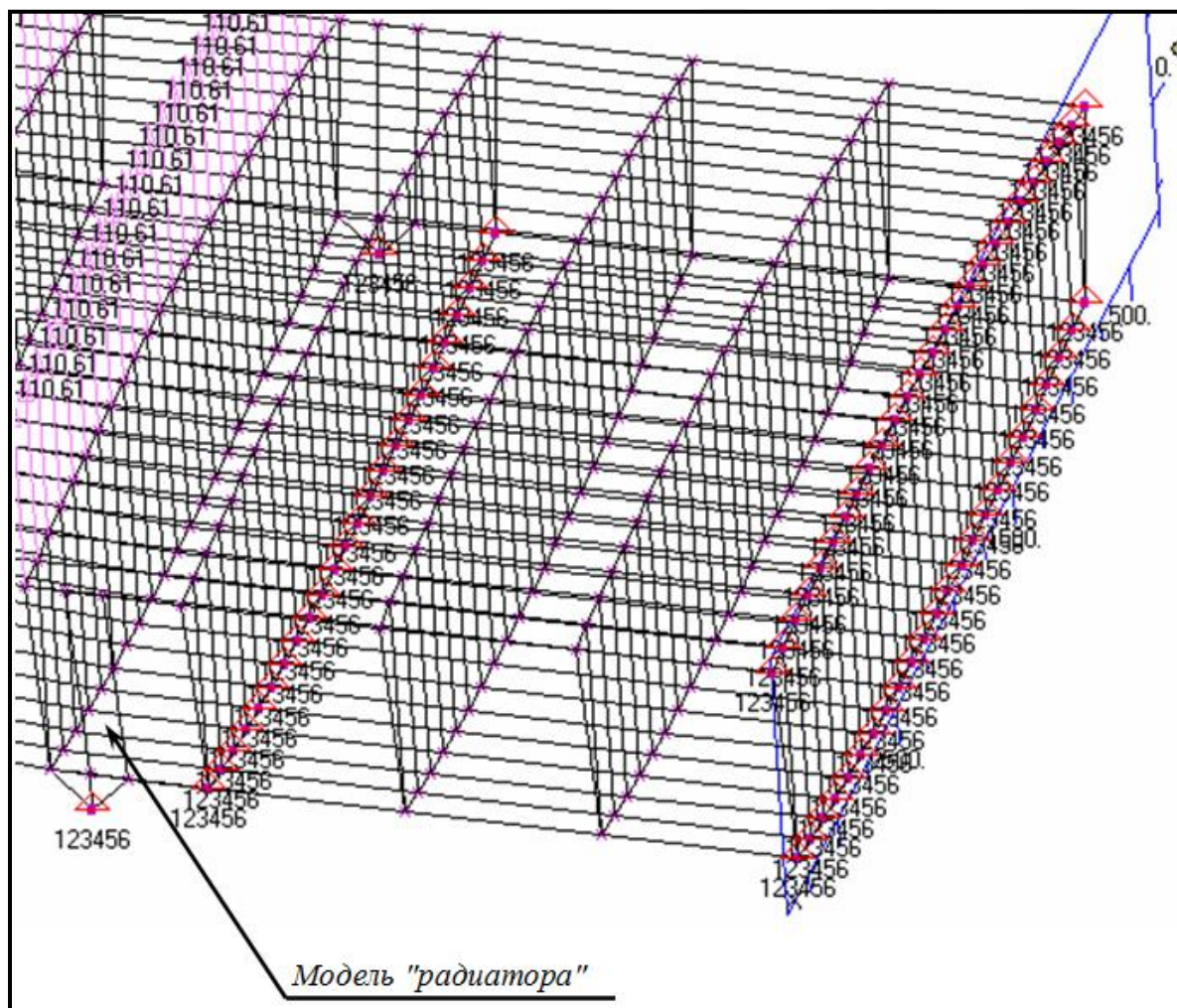


Рис. 2.11. Схема наложения граничных условий.

## **Вывод по разделу 2.**

Значения жесткостных параметров КЭ, входящих в структуру КЭМ, имитирующей центроплан, соответствуют значениям, приведенным в таблицах 16÷18 для  $\Delta Z = 0\text{--}2400$  мм. Ребра жесткости "радиаторов", моделируются стержневыми КЭ типа "Bar", имеющими площадь условного сечения 500 мм<sup>2</sup>. Условные толщины плоских КЭ типа "Plate", моделирующих стенки лонжеронов в районе "радиаторов" составляют 8 мм.

### 3. АНАЛИЗ НАПРЯДЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОНСОЛИ КРЫЛА ЛЕГКОГО САМОЛЕТА

#### 3.1. Условия нагружения

Нагрузки, действующие ОЧК, заданы в виде вертикальных усилий  $R_{yi}$ , приложенных к узлам верхней поверхностей КЭМ.

Первичные значения  $R_{yi}$  для всех узлов одинаковые и определяются по формуле:

$$R_{yi} = \frac{Y_{ОЧК}}{N_{верхн.узн.}} \cdot 100 \text{ кГ}$$

где:  $Y_{ОЧК} = 22500$  кГ - подъемная сила, действующая на ОЧК;  $n_y = 2.5$  - максимально допустимая вертикальная перегрузка, равная;  $N_{верхн.узн.} = 562$  - количество узлов на верхней поверхности КЭМ ОЧК.

Затем, на основании результатов сравнения эпюр распределения подъемной силы по размаху, были определены поправочные коэффициенты к первичным значениям узловых нагрузок. Значения коэффициентов  $K$  приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1. поправочные коэффициенты

ОЧК, мм	0÷9000	9600	10200	10800	11400	12000	12600	13200	13800	14400
K	1.1	1.0	0.98	0.95	0.92	0.92	0.85	0.75	0.7	0.58

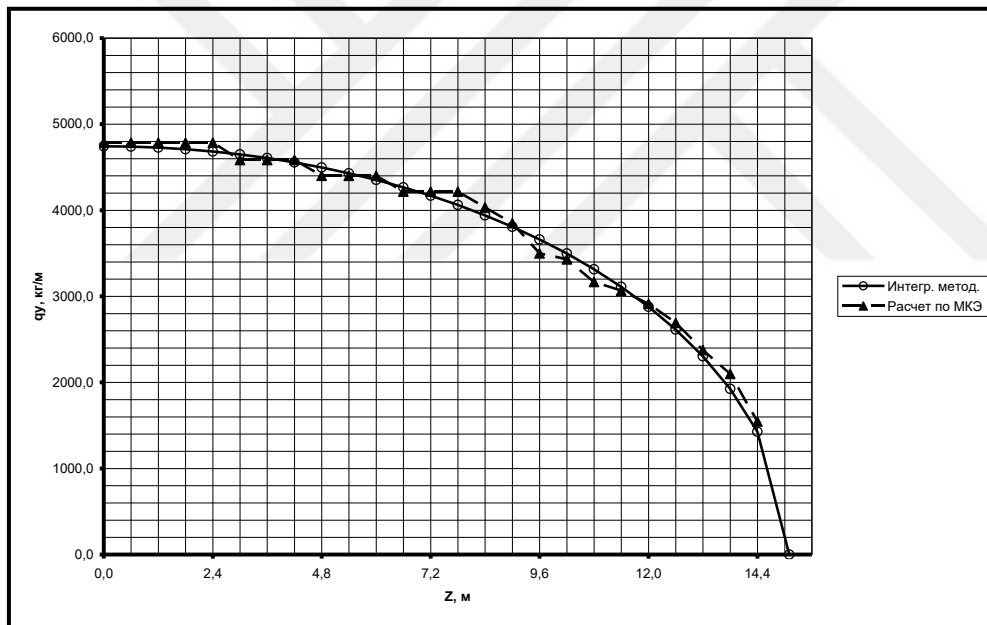


Рис. 3.1. Сравнение эпюр распределения  $q_y$  по размаху ОЧК.

Такая методика обеспечивает приемлемую сходимость эпюры распределения подъемной силы вдоль размаха крыла, рассчитанной для КЭМ, с эпюрой распределения подъемной силы (рис. 3.1).

Моделирование крутящего момента  $M_z$  осуществлялось путем корректировки значений  $R_{y_i}$ , приложенных в узлах сечений КЭМ, расположенных в плоскостях лонжеронов. Для этого к значениям указанных узловых нагрузок прикладывались дополнительные нагрузки  $\Delta R_{y_i}$ .

Для нагрузок  $R_{y_i}$ , приложенных в узлах КЭМ переднего лонжерона, значения  $\Delta R_{y_i}$  положительные, для нагрузок  $R_{y_i}$ , приложенных в узлах КЭМ заднего лонжерона, отрицательные. Суммарные значения нагрузок в сечениях при этом не меняются.

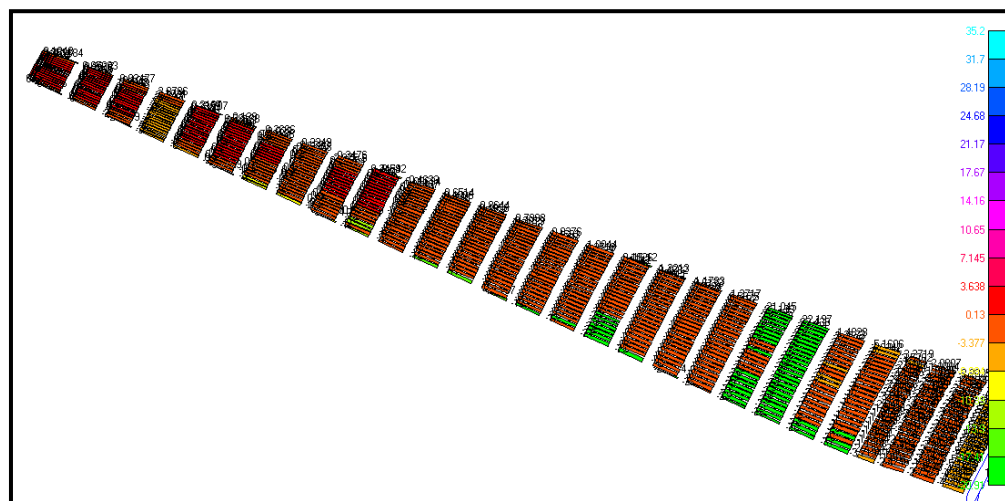
Сосредоточенная нагрузка  $P_{уСУ} = 600$  кГ, имитирующая вес силовой установки, с учетом максимальной перегрузки, приложена в переднем узле модели пилона (рис. 3.2).

### 3.2. Анализ результатов расчета методом конечных элементов

Результаты расчета НДС ОЧК по МКЭ представлены в виде эпюр распределения нормальных и касательных напряжений в силовых элементах конструкции. Отдельно указываются величины максимальных напряжений и места их локализации. Анализ НДС модели центроплана и условной модели пилона силовой установки не проводились.

#### 3.2.1. Анализ напряжений в обшивках.

Рис. 3.2. Расчетная эпюра нормальных напряжений в верхней обшивке.



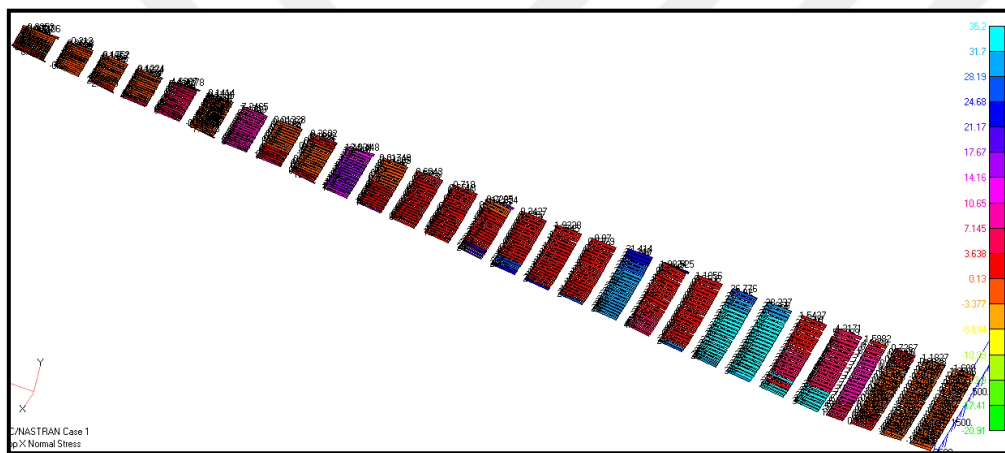


Рис.3.3. Расчетная эпюра нормальных напряжений в нижней обшивке.

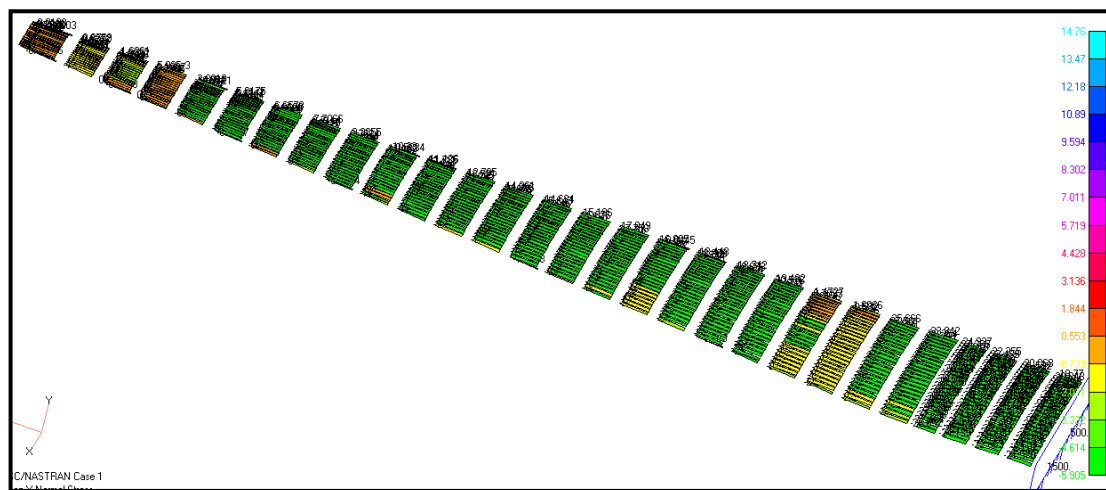


Рис. 3.4. Расчетная эпюра касательных напряжений в верхней обшивке.

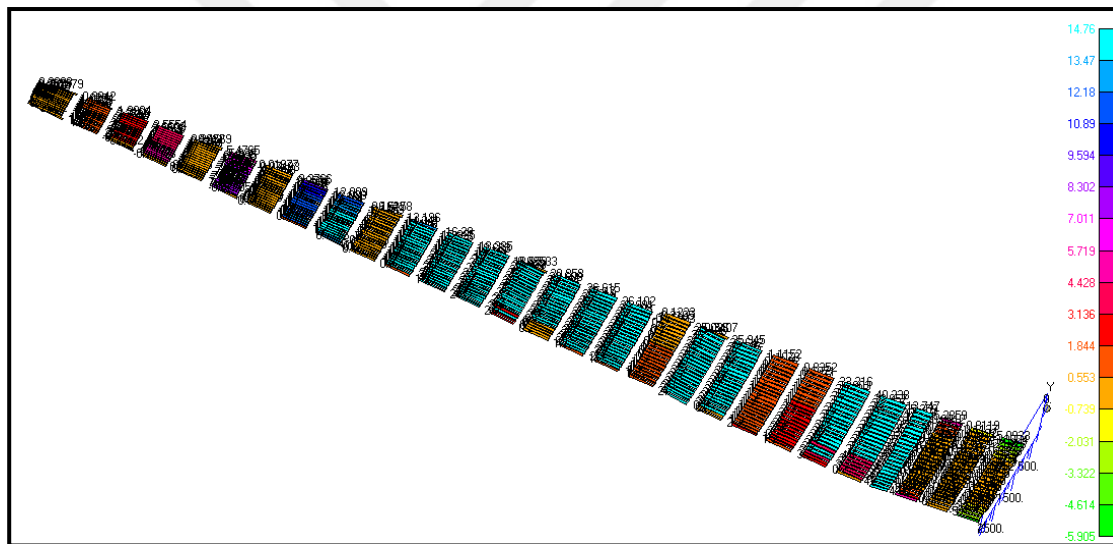


Рис. 3.5. Расчетная эпюра касательных напряжений в нижней обшивке.

Результаты расчета НДС верхней и нижней обшивок ОЧК представлены в виде эпюр нормальных и касательных напряжений на рис. 3.2÷3.5.

Максимальные значения нормальных напряжений локализованы в корневой зоне ОЧК и равны, соответственно,  $35.14 \text{ кГ/мм}^2$  для нижней обшивки и  $-29.7 \text{ кГ/мм}^2$  для верхней обшивки. При этом практически не наблюдается дополнительная догрузка обшивок в корневой зоне ОЧК, обусловленная влиянием стреловидности.

Максимальные абсолютные значения касательных напряжений локализованы в промежутке между 5-й и 6-й нервюрами ОЧК и составляют  $6.8 \text{ кГ/мм}^2$ .

### 3.2.2. Анализ нормальных напряжений в стрингерах

Результаты расчета НДС верхних и нижних стрингеров ОЧК представлены в виде эпюр нормальных напряжений на рис. 3.6.

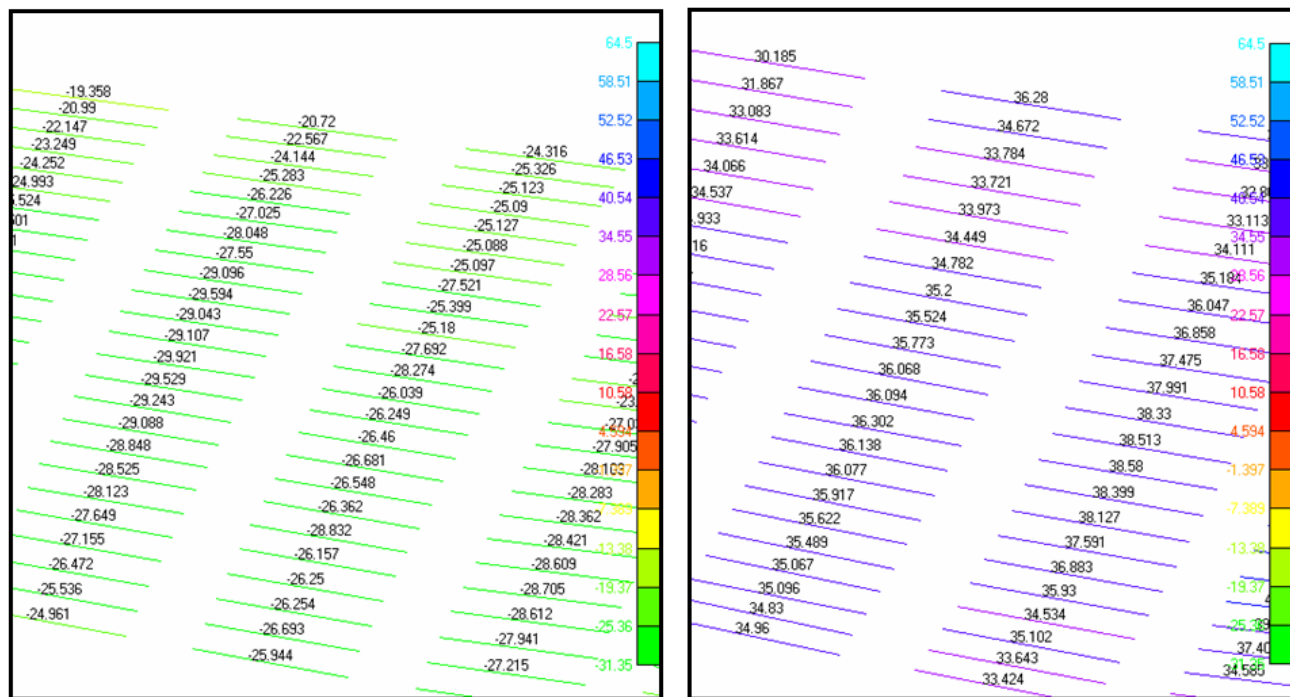


Рис. 3.6. Нормальные напряжения в верхних (слева) и нижних (справа) стрингерах

Максимальные значения нормальных напряжений в стрингерах локализованы в корневой зоне ОЧК, там, где толщина профиля максимальна. Максимальные растягивающие напряжения равны 38.58 кГ/мм<sup>2</sup>, максимальные сжимающие напряжения равны -30 кГ/мм<sup>2</sup>. Некоторое превышение максимального значения нормального напряжения в сжатой зоне по сравнению с принятым предельным напряжением -28 кГ/мм<sup>2</sup>, не влияет на устойчивость панелей, так как среднее значение нормального напряжения в стрингерах в указанной зоне равно -27.6 кГ/мм<sup>2</sup>.

### 3.2.3. Анализ напряжений в лонжеронах

Результаты расчета НДС переднего и заднего лонжеронов ОЧК представлены в виде эпюр нормальных и касательных напряжений на рис. 3.7÷3.8.

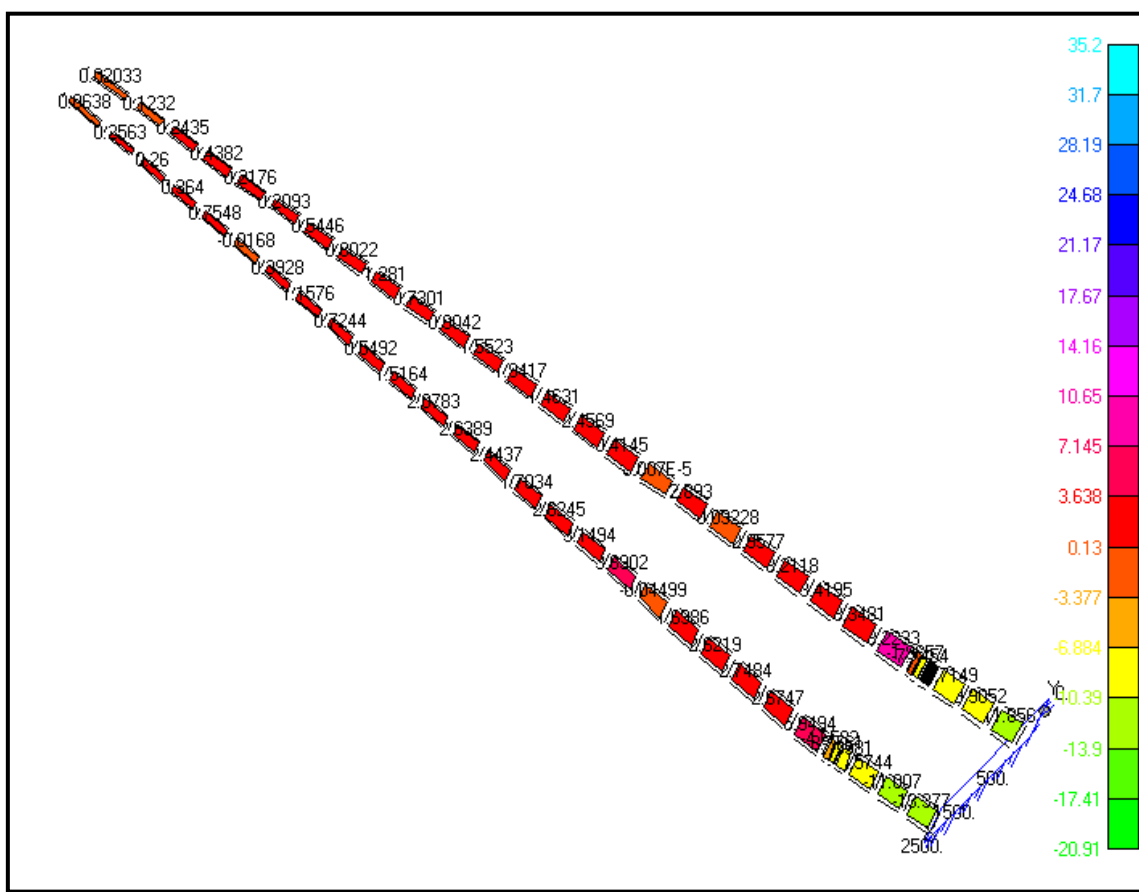


Рис. 3.7. Расчетная эпюра нормальных напряжений в стенках и поясах лонжеронов.



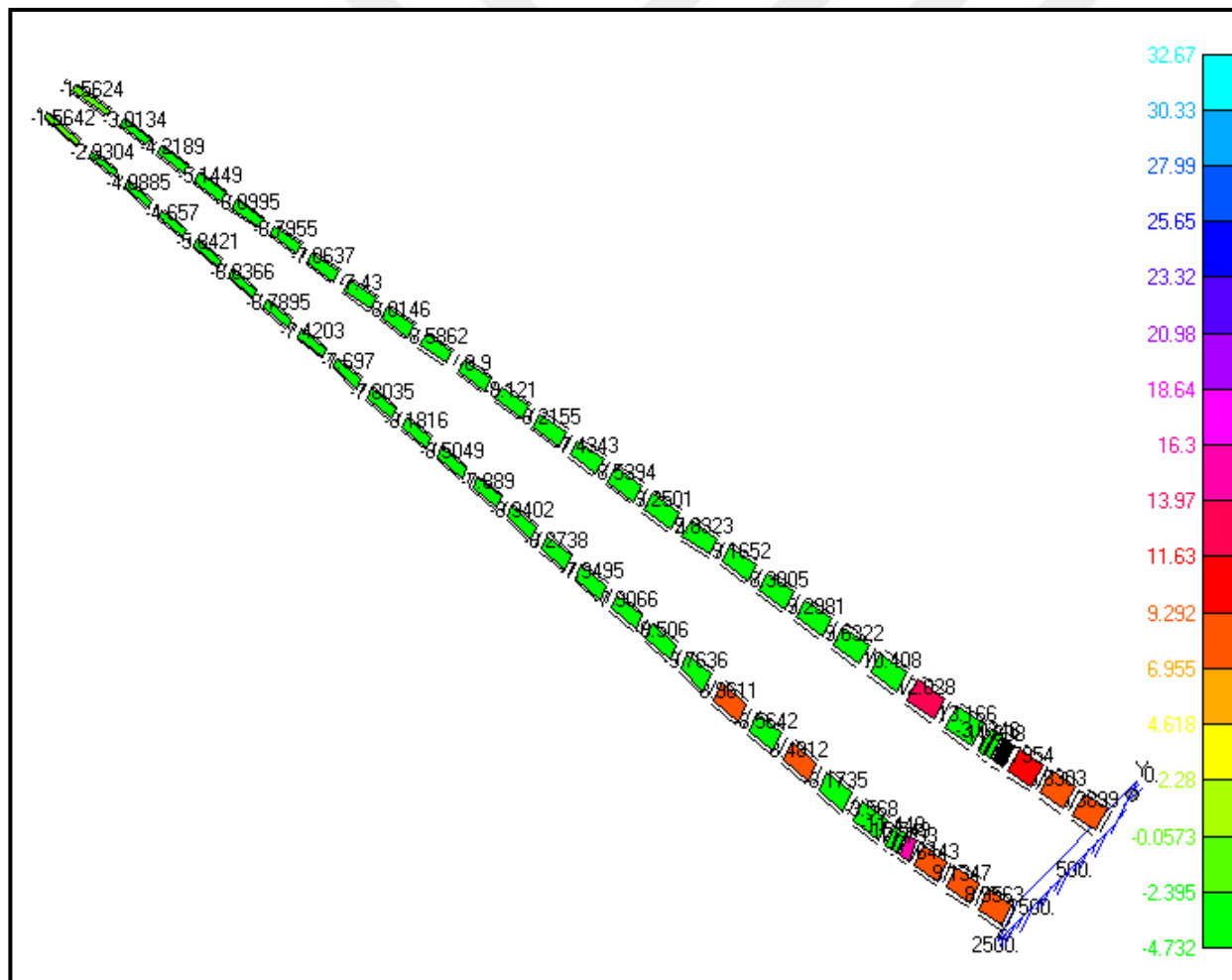


Рис. 3.8. Расчетная эпюра касательных напряжений в стенках лонжеронов.

Максимальные значения нормальных напряжений локализованы в поясах лонжеронов, в корневой зоне ОЧК, и составляют, соответственно, 30.2 кГ/мм<sup>2</sup> для нижнего пояса и -25.4кГ/мм<sup>2</sup> для верхнего пояса.

В отличие от нормальных напряжений, максимальные касательные напряжения локализованы в стенках лонжеронов, в зоне между 18-й и 19-й нервюрами ОЧК, что обусловлено малой площадью поперечного сечения кессона в указанной зоне и малыми значениями толщин стенок лонжеронов. Максимальные абсолютные значения касательных напряжений локализованы в стенке заднего лонжерона и составляют  $18.64 \text{ кГ/мм}^2$ , что достаточно хорошо согласуется с результатами интегрального расчета, приведенными в Разделе 3.4.



### 3.2.4. Анализ напряжений в нервюрах.

Результаты расчета НДС нервюр ОЧК представлены в виде эпюр нормальных и касательных напряжений на рис. 3.9÷3.10. Анализ НДС нервюр проведен с целью оценки их устойчивости к нагрузкам, приложенным к конструкции ОЧК, поскольку потеря устойчивости нервюр привела бы к перераспределению нагрузок в конструкции, что не позволило бы корректно анализировать НДС элементов продольного набора.

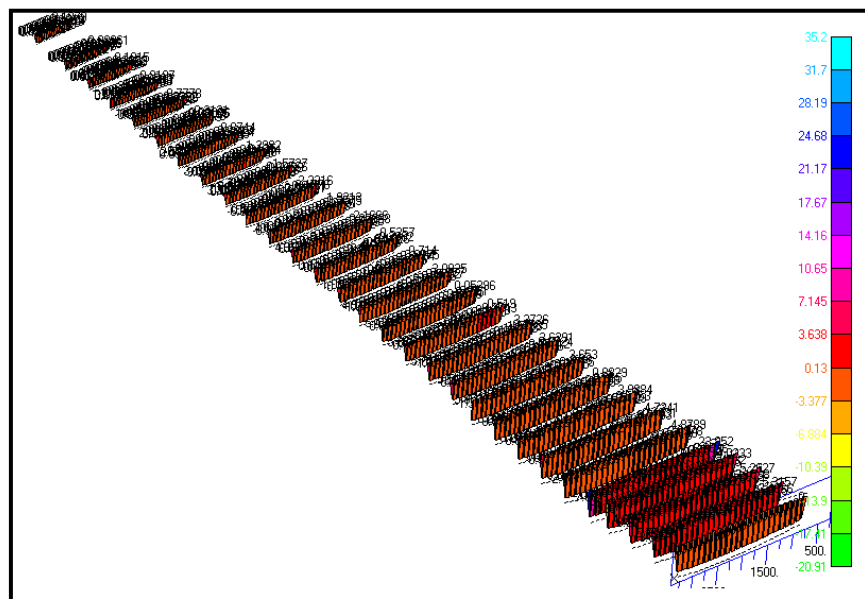


Рис. 3.9. Расчетная эпюра нормальных напряжений в нервюрах.

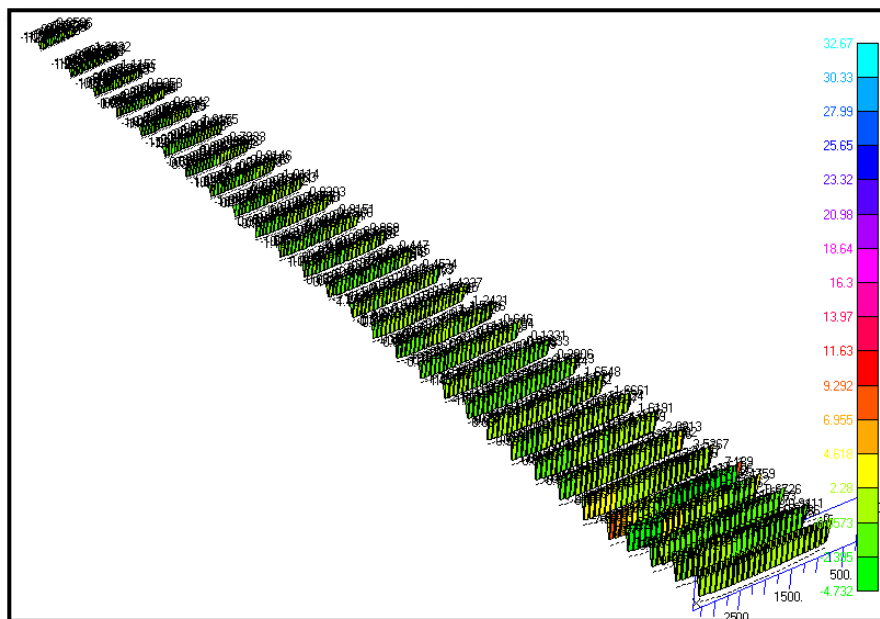


Рис. 3.10. Расчетная эпюра касательных напряжений в нервюрах.

Максимальные значения нормальных и касательных напряжений локализованы в КЭМ нервюры №5, что обусловлено влиянием веса силовой установки, навешенной на указанную нервюру.

Максимальное растягивающее напряжение приложено к верхнему поясу и составляет  $10.6 \text{ кГ/мм}^2$ . Максимальное сжимающее напряжение приложено к нижнему поясу и составляет  $-9.3 \text{ кГ/мм}^2$ . Абсолютное значение касательного напряжения в стенке нервюры составляет  $2.5 \text{ кГ/мм}^2$ .

Таким образом, максимальные напряжения в КЭМ нервюр не превышают допустимых значений для выбранного материала, указанных в Разделе 3.3. Следовательно, расчетные значения напряжений в КЭМ элементов продольного набора могут быть использованы для оценки соответствия их параметров условиям прочности авиационных конструкций.

### 3.2.5. Анализ деформаций.

Результаты расчета деформаций конструкции ОЧК представлены в виде эпюры абсолютных перемещений узлов КЭМ на рис. 3.11.

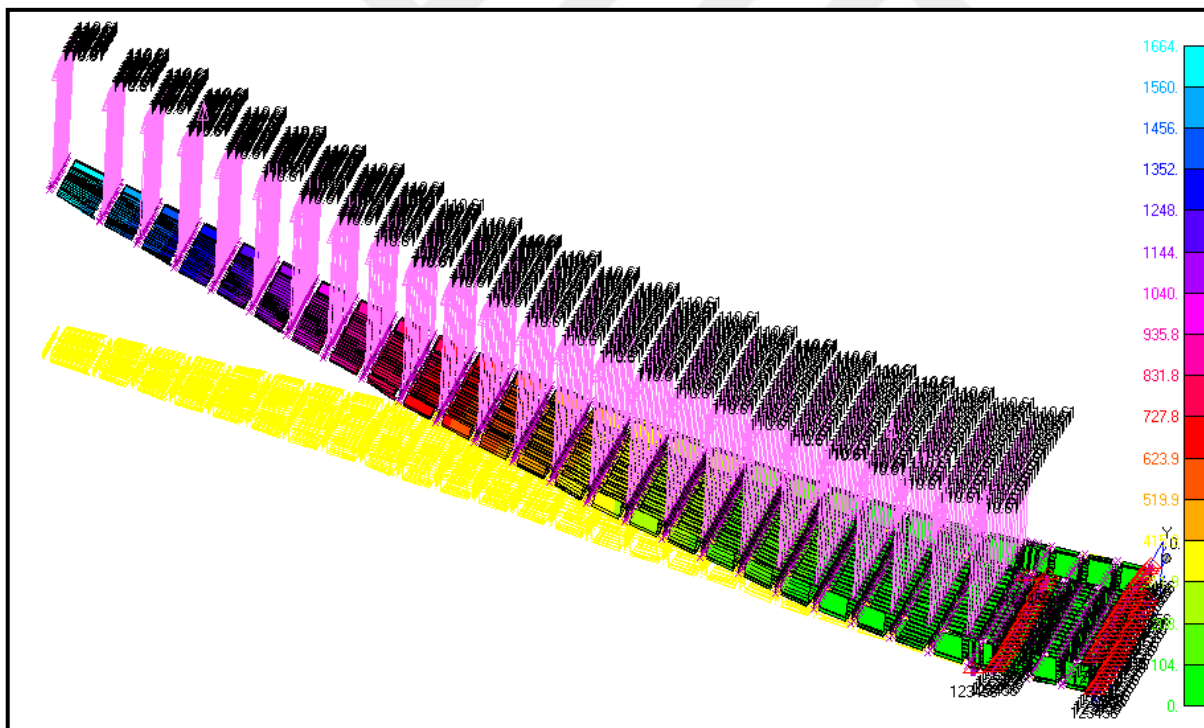


Рис. 3.11. Расчетная эпюра деформаций конструкции ОЧК.

Максимальные расчетные значения вертикальных деформаций локализованы в зоне концевой нервюры ОЧК и составляют  $\Delta Y = 1700$  мм.

### **Выводы по разделу 3**

На основании анализа расчетных напряжений в структуре КЭМ ОЧК, представленных в виде эпюр можно сделать следующие выводы:

- максимальные значения растягивающих напряжений не превышают допустимых значений для выбранного материала и хорошо совпадают со значениями напряжений, полученными с помощью интегральных методов расчета;
- максимальные значения сжимающих напряжений не превышают критических значений потери устойчивости для элементов продольного набора и хорошо совпадают со значениями напряжений, полученными с помощью интегральных методов расчета;
- выбранные параметры элементов продольного набора ОЧК соответствуют условиям прочности авиационных конструкций.

## 4. АНАЛИЗ КЛЁПАННЫХ СОЕДИНЕНИЙ КРЫЛА ЛЕГКОГО САМОЛЕТА

### 4.1 Анализ качества клёпанных соединений крыла легкого самолета

Соединения элементов планера, формирующие наружную поверхность, выполняют заклепками с потайными закладными головками. В конструкции планера самолета потайные заклепочные соединения крыла самолета выполняют заклепками с корончатым компенсатором по ОСТ1 34052-85. Особенностью соединений этими заклепками является то, что требуемое по условиям на качество внешней поверхности (КВП) выступание закладных головок может быть реализовано только путем их механической зачистки (фрезерования), поскольку объем выступающей перед клепкой части закладной головки (объем компенсатора) значительно превышает величину, необходимую для заполнения зазоров на участке зенкованного гнезда и создания радиального натяга в соединении по высоте заклепки. В процессе зачистки удаляется защитное антикоррозионное покрытие с закладных головок заклепок и не исключается повреждение его и обшивки на примыкающих к закладным головкам участках из-за имеющей место утяжки последней. Поэтому в технологический процесс выполнения соединения необходимо вводить дополнительные операции по обеспечению коррозионной защиты планера, заключающиеся в нанесении грунта на закладные головки.

Результаты исследования состояния КВП планера самолета в зонах заклепочных швов, выполненных заклепками по ОСТ1 34052-85, показаны на рис. 4.1 и 4.2.

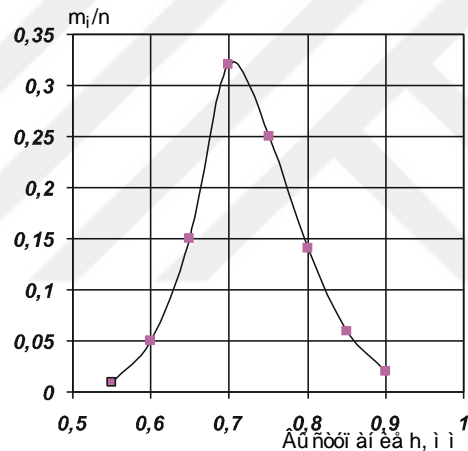


Рис. 4.1. Величина выступания закладных головок заклепок по ОСТ1 34052-85 после клепки до фрезерования

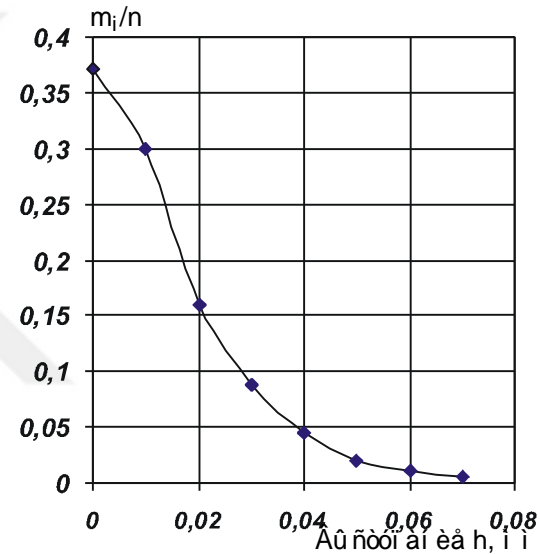


Рис. 4.2. Величина выступания закладных головок заклепок по ОСТ1 34052-85 после фрезерования

Замеры выступания закладных головок заклепок после клепки до фрезерования были проведены на верхней панели крыла в области 8 стрингера, 15 - 18 нервюры, после фрезерования - выборочно по всей поверхности крыла.

Анализ результатов измерений величин выступания закладных головок заклепок по ОСТ1 34052-85 над поверхностью обшивки показал, что после клепки до фрезерования фактически реализуется высота выступания закладных головок заклепок от 0,55 до 0,9 мм, после фрезерования - от 0 до 0,07 мм. При этом высота выступания до 0,05 мм реализуется у 96 % заклепок.

Трудоемкость доводочных операций (фрезеровка, контрольный замер выступания, грунтовка закладной головки заклепки после клепки) составляет 26,4% от общей трудоемкости установки заклепки и в денежном эквиваленте – 0,10 грн на одну заклепку. На крыле самолета ставят около 25,5 тыс. заклепок по ОСТ1 34052-85, стоимость доводочных операций в этом случае составляет 2550 грн.

Для устранения доводочных операций разработана специальная конструкция заклепки АНУ 0347 [1, 2], имеющая компенсатор в виде двойного усеченного конуса (рис. 4.3).

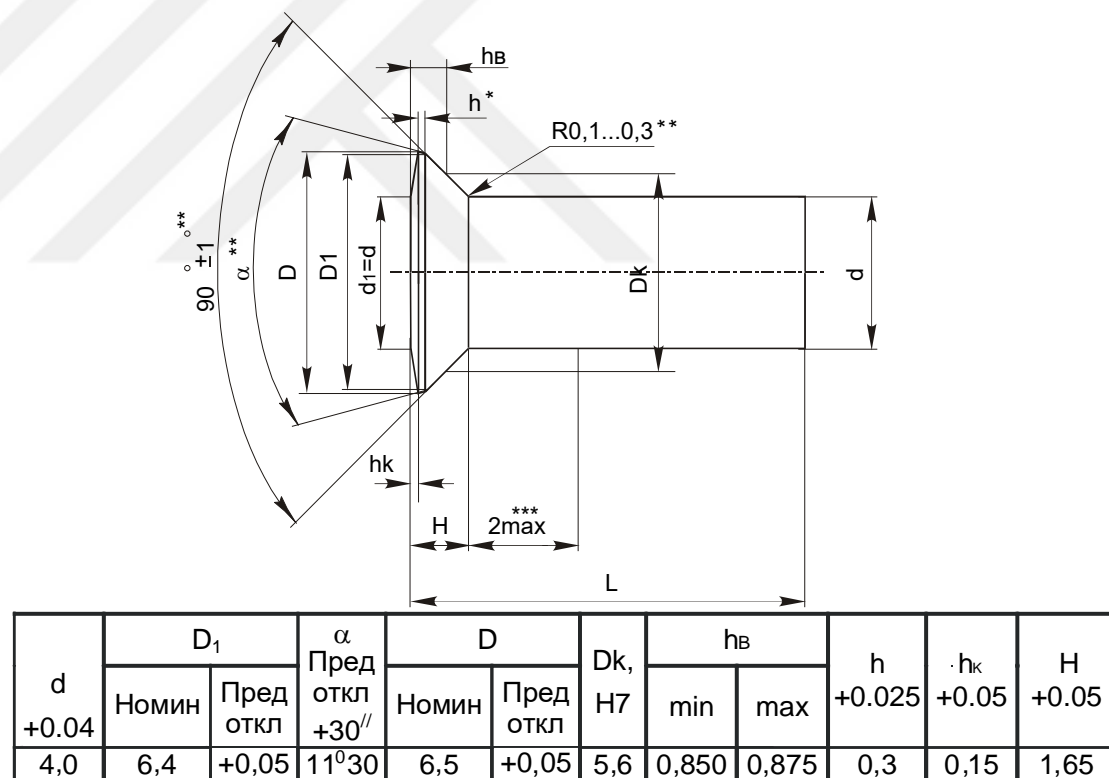


Рис. 4.3. Конструкция и размеры заклепки 4-9-АНУ 0347

Разработку конструкции новой заклепки АНУ 0347 проводили с учетом возможных технологических отклонений, которые могут возникнуть в процессе ее изготовления [1]. Однако не было предварительно исследовано влияние отклонений диаметра  $d_1$  и угла  $\alpha$  конических компенсаторов заклепки на распределение радиального натяга по толщине пакета, а также на качество внешней поверхности, определяющиеся величиной остаточного выступа закладной головки заклепки после клепки, величиной утяжки и вспучивания склепываемого пакета.

Целью данной работы является исследование влияния этих отклонений с помощью системы CAD/CAE ANSYS [3].

В качестве объекта исследований выбрано соединение двух пластин из материала Д16АТл2 с тремя отверстиями, заполненными заклепками 4-9-АНУ 0347. Принятая величина отклонений диаметра  $d_1$  и угла  $\alpha$  компенсаторов показана на рис. 4. Исследования этих отклонений проводим для номинальных значений остальных размеров компенсатора, а также для их значений с учетом принятых ранее технологических отклонений (рис. 4.3).

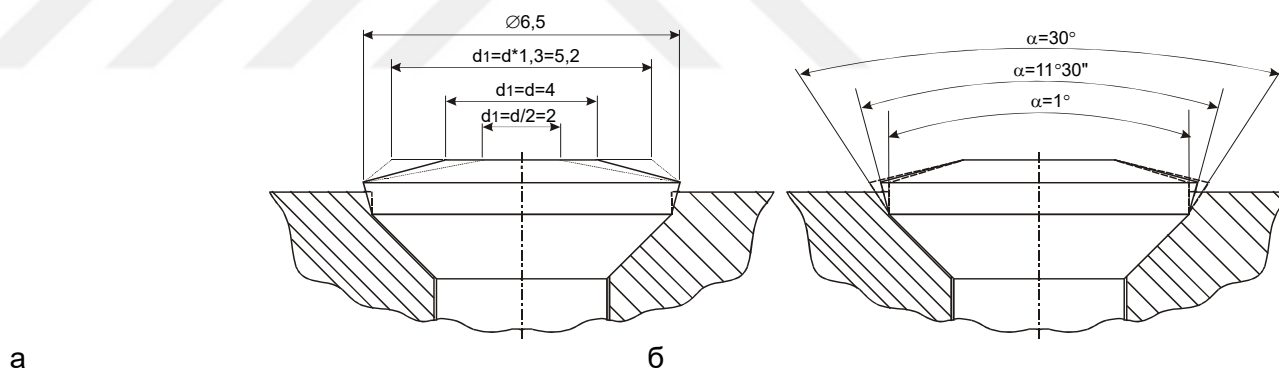


Рис. 4.4. Возможные технологические отклонения диаметра  $d_1$  (а) и угла  $\alpha$  (б) компенсаторов

Для поставленной задачи проводим расчет трехрядного соединения двух пластин с расстоянием между отверстиями под заклепку, равным  $5d_3$ , шириной  $6d_3$  (рис.4.5).

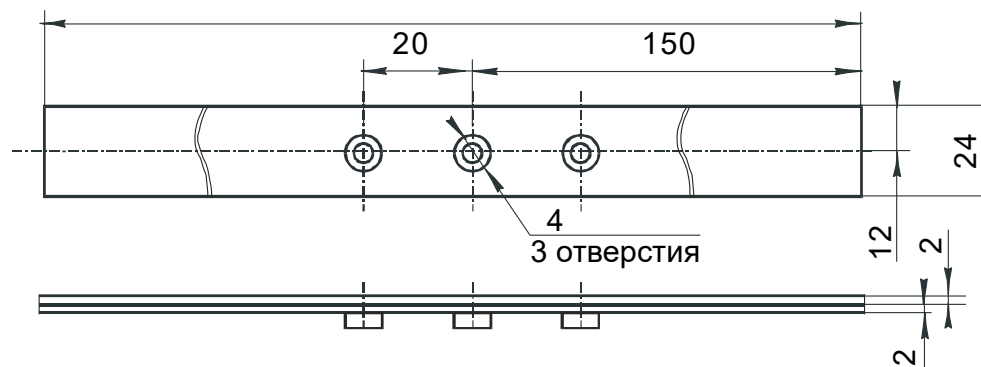


Рис. 4.5. Образец соединения двух пластин заклепочного соединения

Расчетная схема соединения показана на рис. 6. Учитывая симметрию образца и характер приложения внешней нагрузки, рассматриваем 1/4 часть модели с соответствующими условиями закрепления. Для ограничения перемещений модели по осям  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  для всех узлов, лежащих на торцевой поверхности пластины в месте приложения внешней нагрузки, были заданы нулевые перемещения. Ограничения по  $X$ -й и  $Y$ -й компонентам вектора перемещений задавали по плоскостям симметрии модели (см. рис.4.6). Процесс клепки смоделирован перемещением абсолютно жестких штампов (1, 2) (см. рис.4.5). На первом этапе перемещается штамп 2, формируя замыкающую головку до величины  $0,4d_3$ . Далее включается в работу верхний штамп 1, заканчивающий формирование закладной головки заклепки. На последнем этапе штампы возвращаются в исходное положение.

#### 4.2 Расчетная модель клёпанных соединений крыла легкого самолета

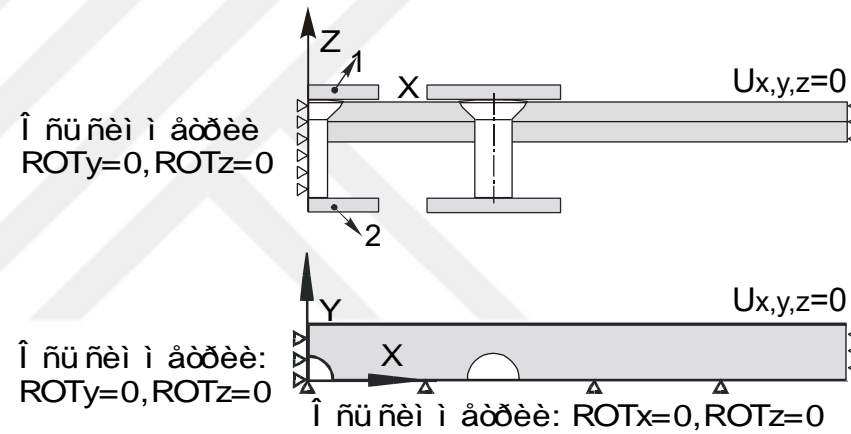


Рис. 4.6. Расчетная схема трехрядного заклепочного соединения

Конечно-элементная модель (рис. 4.7) состоит из объемных восьмиузловых элементов SOLID45, контактных элементов второго порядка TARGET170 и CONTA173, представленных в системе ANSYS [3]. Всего модель содержит 19155 конечных элементов. Высота конечного элемента в зоне перехода конической части в цилиндрическую не превышает 0,15 мм.

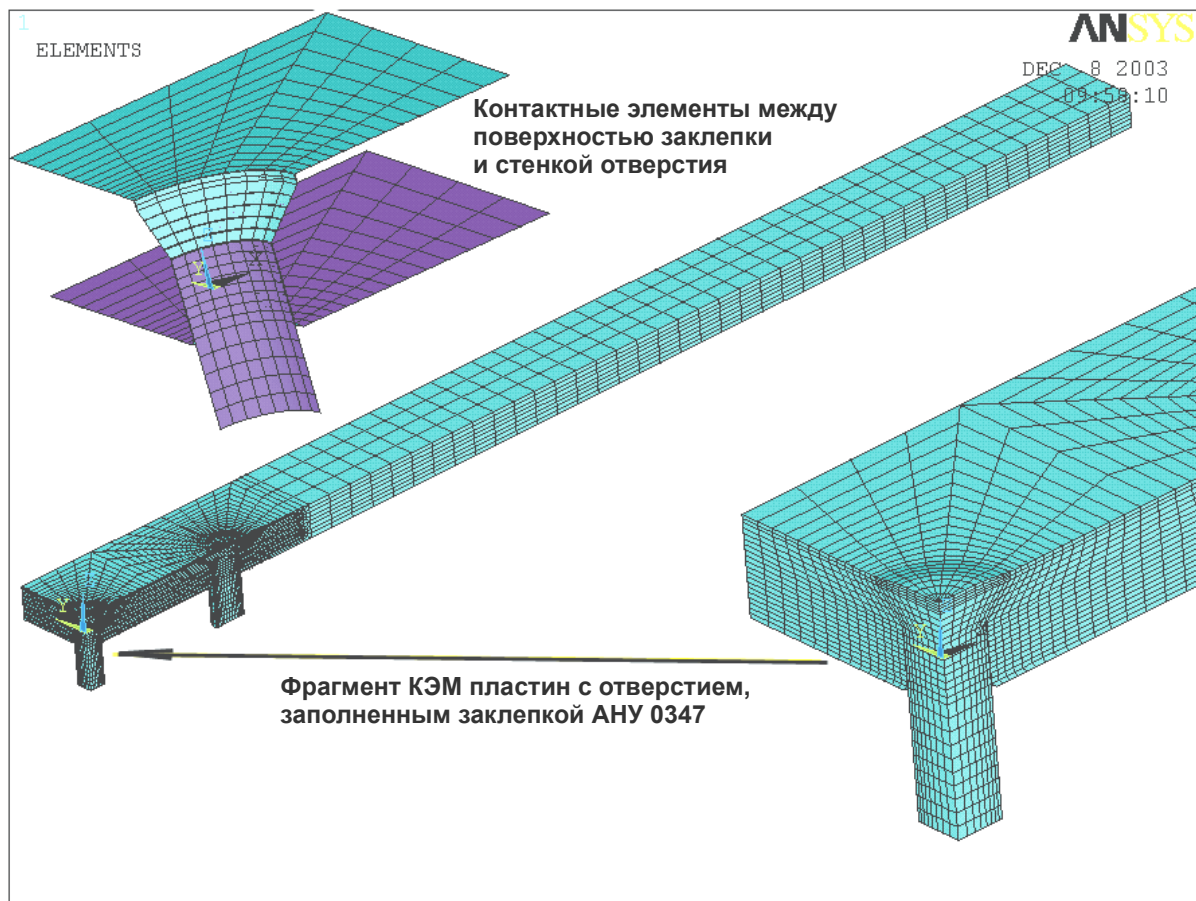


Рис. 4.7. Конечно-элементная модель заклепочного соединения

### 4.3 Анализ напряженно-деформированного состояния клёпанных соединений крыла легкого самолета

На рис. 4.8 и 4.9 показан характер деформирования закладной головки заклепки для различных значений диаметра компенсатора  $d_1$  при номинальных значениях  $h=0,3$  мм,  $h_k=0,15$  мм, а также при их максимальных значениях  $h=0,325$  мм,  $h_k=0,2$  мм. Пунктиром указана форма компенсатора перед процессом клепки.

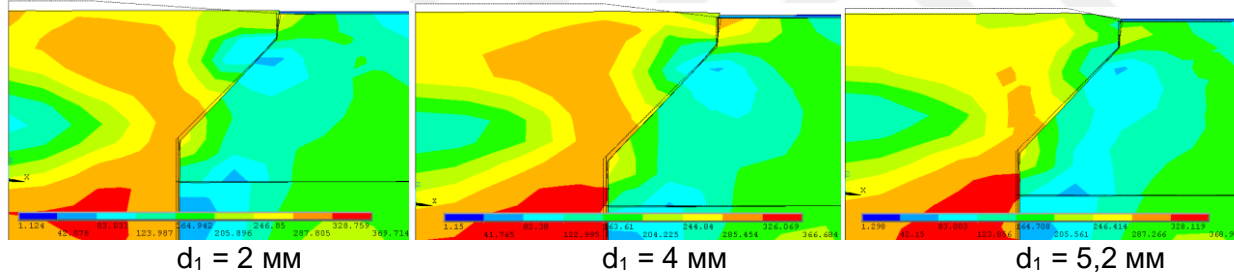


Рис. 4.8. Характер раздачи заклепки и распределения эквивалентных напряжений в заклепке и пакете при численных значениях  $h=0,3$  мм,  $h_k=0,15$  мм

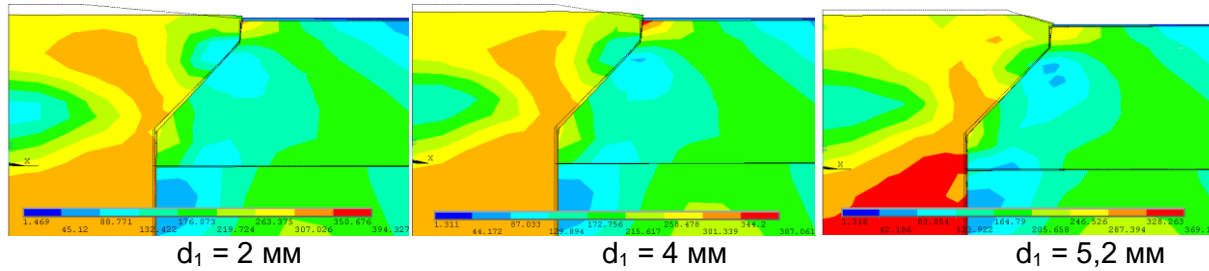


Рис. 4.9. Характер раздачи заклепки и распределения эквивалентных напряжений в заклепке и пакете при численных значениях  $h=0,325$  мм,  $h_k=0,2$  мм

Характер распределения радиального натяга по толщине пакета для рассмотренных отклонений показан на рис. 4.10.

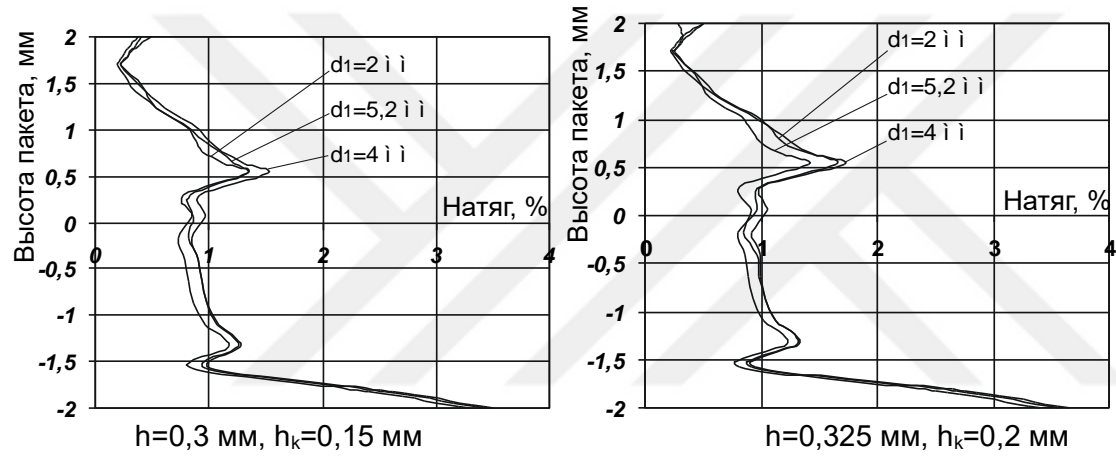


Рис. 4.10. Характер распределения радиального натяга по толщине пакета в зависимости от технологических отклонений диаметра  $d_1$  компенсатора

Очевидно, что величина технологических отклонений размеров закладной головки приводит к изменениям величины радиального натяга по толщине пакета не более чем на 5 %. На основании этих и ранее проведенных расчетов [1, 2] можно сделать вывод, что разработанная форма компенсатора заклепки позволяет получить "стабильный" радиальный натяг по толщине пакета при различных возможных технологических отклонениях.

В ряде случаев интерес может представлять не относительное, а абсолютное значение радиального натяга. Так, величина абсолютного натяга для исследуемых отклонений показана на рис.4.11.

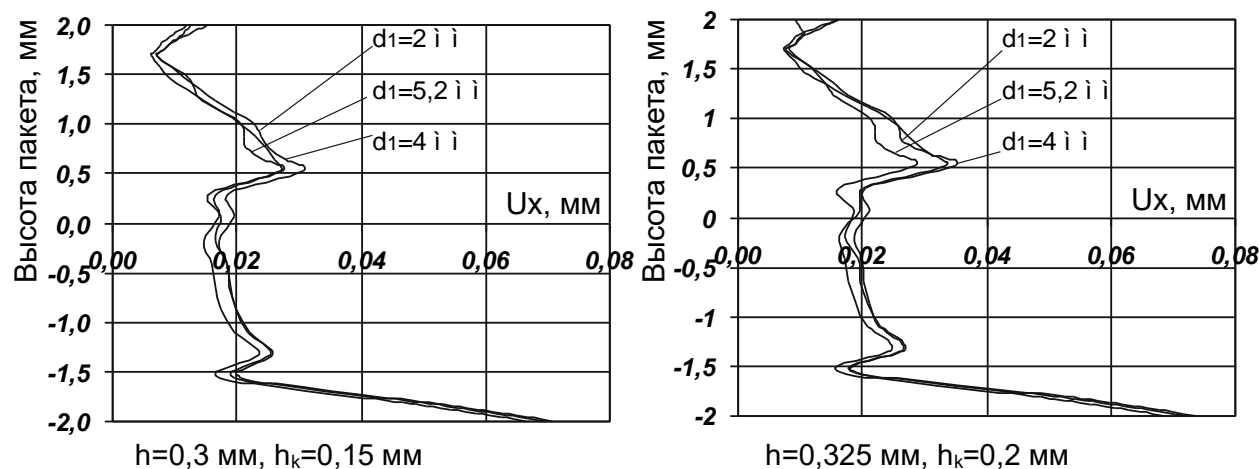


Рис. 4.11. Характер распределения абсолютного радиального натяга по толщине пакета в зависимости от технологических отклонений диаметра  $d_1$  компенсатора

Характер деформирования пластин после клепки изображен на рис. 4.12. Влияние исследуемых технологических отклонений на величины остаточного выступания закладной головки заклепки, а также на величину вспучивания и утяжки пакета показано на рис. 4.13.

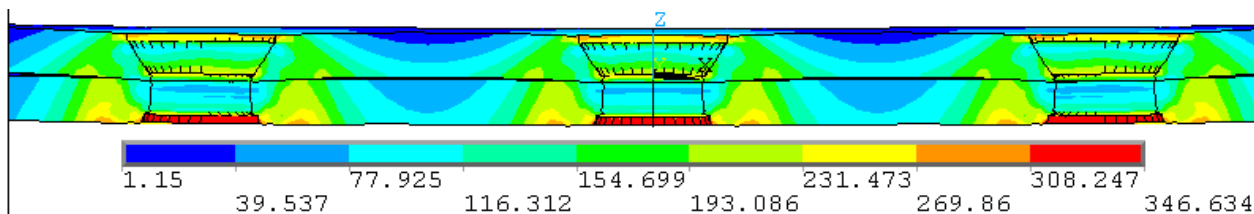


Рис. 4.12. Характер распределения эквивалентных напряжений и деформирования пакета соединяемых пластин после клепки. Масштаб отображений 10:1. Заклепки условно не показаны

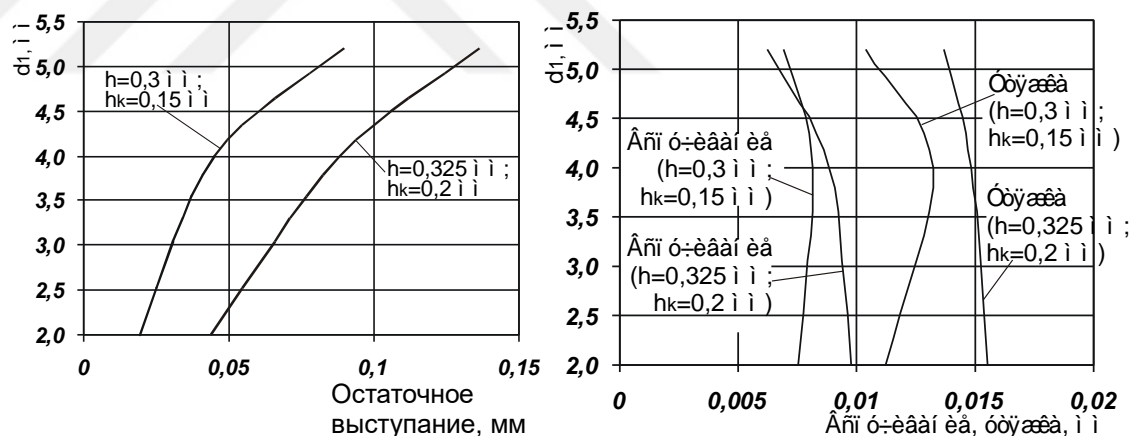


Рис. 4.13. Характер влияния технологических отклонений диаметра  $d_1$  конического компенсатора на величины остаточного выступания закладной головки заклепки после клепки, а также на величину вспучивания и утяжки пакета.

Увеличение диаметра  $d_1$  компенсатора закладной головки приводит к увеличению остаточного выступания закладной головки заклепки. Так, при значениях геометрических размеров закладной головки  $d_1=5,2$  мм,  $h=0,3$  мм,  $h_k=0,15$  мм остаточная величина выступания достигает 0,08 мм, что превышает требуемую величину 0,05 мм.

В то же время значения величин вспучивания и утяжки пакета незначительно зависят от исследуемого параметра и при рассматриваемых отклонениях не превышают 0,01 и 0,016 мм соответственно.

Для исследования влияния технологических отклонений угла  $\alpha$  конического компенсатора в расчетную схему были внесены изменения. Во-первых, размер конечного элемента как самой заклепки, так и пластины в области постановки заклепки уменьшен в

два раза. Во-вторых, из-за значительно возросшего времени счета расчет пластины проводили с отверстием, заполненным одной заклепкой. Характер распределения радиального натяга по толщине пакета и величины остаточного выступания закладной головки после клепки в зависимости от технологических отклонений угла  $\alpha$  конического компенсатора показан на рис. 4.14.

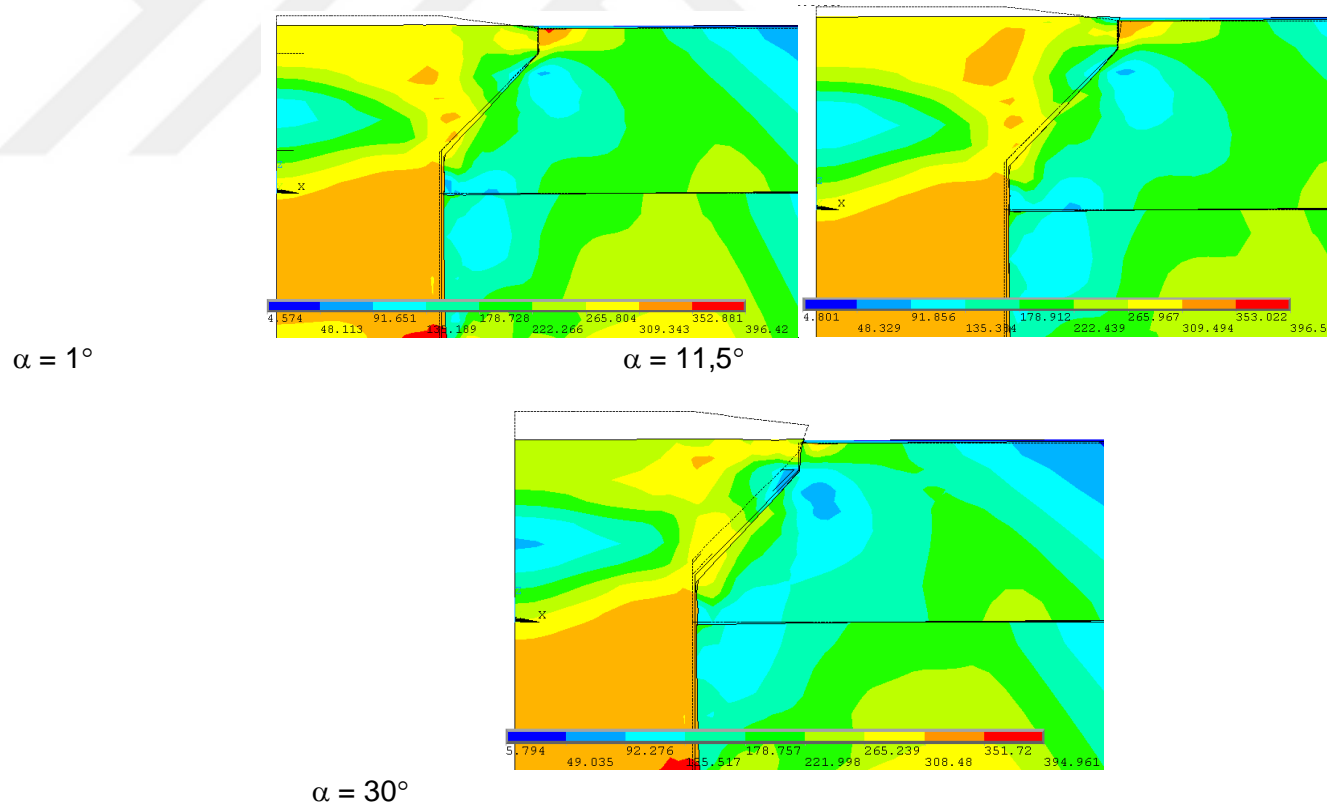


Рис.4.14. Характер распределения радиального натяга по толщине пакета и величины остаточного выступания закладной головки после клепки в зависимости от технологических отклонений угла  $\alpha$ .

Вывод по разделу 4



## 5. РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ СБОРКИ КЛЕПАНОГО СОЕДИНЕНИЯ

### 5.1 Оценка технологичности конструкции крыла и его частей

Технологичность - свойство конструкции, заложенное в ней при проектировании и позволяющее получить изделие с заданным уровнем качественных характеристик и высокими технологическими показателями в производстве и эксплуатации. По области проявления свойств различают производственную и эксплуатационную технологичность. Производственная технологичность конструкции крыла проявляется в экономии затрат средств и времени на конструкторскую и технологическую подготовку производства, а также на изготовление. Эксплуатационная технологичность конструкции проявляется в сокращении средств и времени на техническое обслуживание и ремонт, а также на подготовительные и заключительные работы, связанные с подготовкой к полетам.

Проведем оценку технологичности изготовления крыла легкого самолёта по общим технологическим требованиям к конструкции самолетов:

а) простота форм поверхностей агрегатов.

Крыло - важнейший агрегат самолёта, основной источник создания подъемной силы. К крылу предъявляются высокие аэродинамические требования, которыми и определяется его форма. Следовательно, крыло имеет сложную геометрию и требует высокой точности изготовления.

б) рациональное членение конструкции.

Крыло имеет рациональное конструктивно-технологическое членение, которое обуславливается не только повышением технологичности, но и уменьшением веса конструкции. Только при рациональном членении конструкции можно получить под сборки с

простыми формами. Таким образом, при серийном производстве технологично использовать максимально глубокое членение агрегата для упрощения форм под сборку;

в) как можно более широкое применение в конструкции стандартных узлов и деталей.

г) унификация элементов конструкции.

д) как можно большая конструктивная преемственность.

е) максимальное использование в конструкции материалов с хорошими технологическими свойствами.

Использование таких материалов позволяет ускорить процессы обработки и сборки, а следовательно снизить трудоёмкость изготовления крыла. В конструкции данного крыла применяются различные материалы. Некоторые из них не являются легкообрабатываемыми и их применение связано с необходимостью снижения веса конструкции, достижения требуемой прочности и ресурсных характеристик;

з) отсутствие высоких требований к точности размеров и чистоте обработки поверхностей элементов конструкции.

По отношению к обводам крыла — это требование не выполняется. Точность же взаимного расположения внутренних элементов крыла обеспечивается в частности при помощи книц, компенсаторов и других деталей. Также применяется совместная разделка отверстий, что позволяет компенсировать погрешности изготовления каждой детали в отдельности;

и) наличие достаточных подходов к местам соединений.

Данное условие выполняется частично.

Исходя из вышеперечисленного, можно сделать вывод, что рассматриваемая конструкция крыла легкого самолета в целом является технологичной.



## *5.2. Конструктивно-технологическое членение крыла*

Конструктивно-технологические разъемы крыла определяются для решения следующих задач:

- организация параллельно-последовательной схемы сборки узлов, панелей с целью расширения фронта работ и сокращения цикла сборки;
- обеспечение доступа к агрегатам топливной и дренажной систем, П.О.С., а также к системе централизованной заправки топливом кессон-бака;
- применение сборки узлов и агрегатов в стапелях и приспособлениях упрощённой конструкции; максимальное использование прессовой клёпки в сборно-клёпаных узлах и панелях;
- механизация операций разделки классных отверстий и постановки болтов с упруго-пластическим натягом.

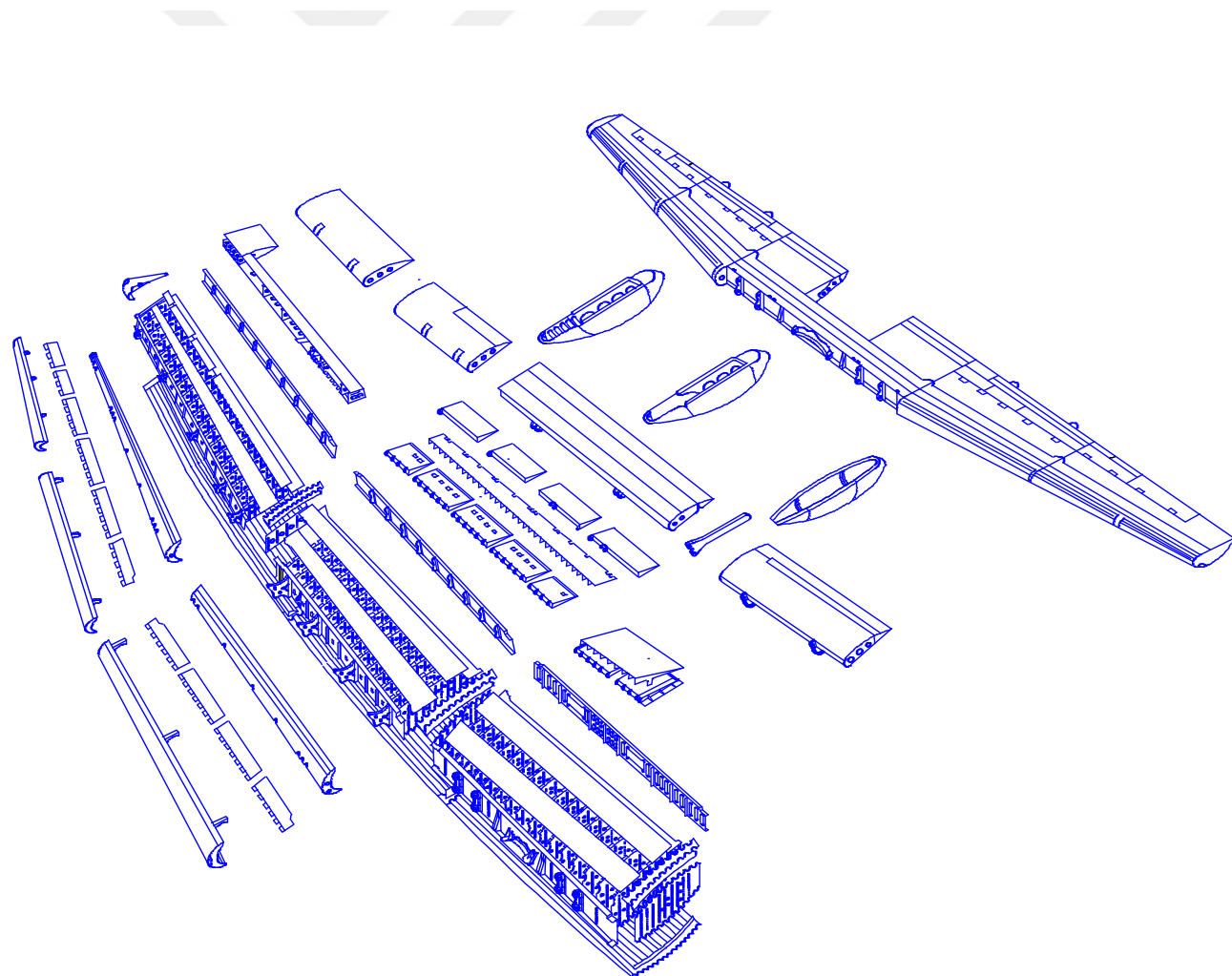
Исходя из конструктивно-технологического членения крыла разрабатывается и сборочная оснастка. Она проектируется и выполняется в виде стационарных или передвижных металлических приспособлений с базово-фиксирующими устройствами: ложементами, рубильниками со стандартными механизмами прижима и фиксации, а также с кондукторами и кондукторными линейками, обеспечивающими высокое качество сборки конструкции.

В стапель сборки крыла поступают лонжероны, нервюры, панели, | носовые и хвостовые части крыла, собранные предварительно. Агрегаты механизации устанавливаются на внестапельной сборке.

### *5.2.1. Технологический процесс общей сборки консоли крыла*

Технологический процесс сборки крыла выполняется по последовательно-параллельной схеме. В отдельных приспособлениях собирают 1-й и 1-й лонжероны, верхние и нижние панели, нервюры межлонжеронной части крыла, а также носовую и хвостовую части, концевой обтекатель и элементы механизации крыла.

Перечисленные узлы и под сборки по мере готовности должны поступать в стапель общей сборки крыла.



**рис 5.1** Схема членения крыла

В стапеле общей сборки производится установка и соединение 1-го и 2-го лонжеронов, нервюр, верхних и нижних панелей и других подсборок.

Собранная межлонжеронная часть крыла с установленными на ней носовой и хвостовой частями из стапеля поступают на стенд для внестапельных работ. На стенде производится испытание топливной и дренажной систем, системы централизованной заправки топливом на герметичность, а также испытание гермоотсеков и всего кессона топливом на герметичность.

Испытанная часть крыла поступает на стенд окончательной сборки и отработки механизации крыла. В этом стенде монтируют механизмы управления, навешивают элероны, закрылки, предкрылки, интерцепторы, а также устанавливают откидные панели носовой и хвостовой частей, обтекатели механизмов закрылков.

Отличительной особенностью технологического процесса сборки является необходимость последовательной установки нервюр с трубами топливной и дренажной систем и системой центральной заправки топливом. Это вызвано тем, что значительная длина трубопроводов и схема магистралей внутри крыла не позволяет завести трубопроводы после сборки кессона.

Такая конструкция систем заправки, и дренажа является не достаточно технологичной, что создаёт дополнительные неудобства при сборке и в значительной степени определяет выбор самой схемы сборки.

### *5.2.2 Методы сборки крыла легкого самолета*

Метод сборки характеризует, как базируются и с помощью каких средств устанавливаются и закрепляются детали (или другие сборочные единицы) друг относительно друга в целях обеспечения их правильного и точного взаиморасположения при сборке.

Сборка конструкции заключается в установке собираемых элементов в положение, предусмотренное чертежом и образовании соединений.

Установочные работы в значительной степени влияют на точность обводов и прочность изделия, определяют величину затрат и определяются базированием (методом сборки). Принимая принцип использования поверхностей базирования в качестве отличительной особенности сборочного процесса в самолётостроении, выделяем метод сборки по координатно-фиксирующим отверстиям. Рассмотрев сущность базирования сборочных единиц в этом методе, можно отметить, что отверстия расположены на плоских поверхностях деталей и могут быть заданы системой линейных размеров в плоской системе координат с последующим переносом осей отверстий на оснастку. Координаты осей отверстий, расположенных в узлах сборочных приспособлений легко могут быть получены с помощью плаз-кондуктора и инструментального стенда. Таким образом, отверстия -базы могут быть заданы в плоской системе координат и предназначены для установки и фиксации деталей в сборочном приспособлении.

### 5.2.3 Увязка сборочной оснастки крыла

Для сборки данного крыла рассмотрим координатно - шаблонный метод сборки (КШМ), который предпочтительнее эталонно - шаблонного метода вследствие своей дешевизны. КШМ получил широкое использование для самолётов тяжелого и среднего типов. Так как он исключает наличие эталона поверхности, который довольно громоздкий для самолётов данных типов и следовательно его изготовление создаёт излишние трудности. Для увязки панелей и агрегатов по стыкам используются мастер - плиты и калибры стыковых узлов. Изготовленные по мастерплитам стапельные плиты и калибры стыковых узлов выставляют по монтажным плитам и контркалибрам.

Изготовление стапелей осуществляется следующим образом: втулки рубильников заливают на плаз - кондукторе, а вилки в стаканах устанавливаются на инструментальном стенде, зазоры заливаются цементом НИАТ-МЦ.

При монтаже стапеля используются монтажные плиты и ОМС.

#### *5.2.4 Средства и методы обеспечения взаимозаменяемости*

Детали, узлы, агрегаты называются взаимозаменяемыми только в том случае, если условия их отдельного изготовления позволяют осуществить сборку без подгонки.

Необходимость обеспечения взаимозаменяемости диктуется следующими условиями:

а) производственные условия.

При сборке узлов и агрегатов, детали должны занимать свои места без подгонки. В противном случае в процессе сборки появляются подгонные работы. Что нарушает ритм производства, увеличивает трудоёмкость работ на изделие и снижает его качество;

б) эксплуатационные требования.

В процессе эксплуатации происходит износ деталей. Задача взаимозаменяемости состоит в том, чтобы изношенные детали и узлы можно было бы заменить из запасного комплекта в аэродромных условиях быстро и без подгоночных работ;

в) требования качества.

Детали и узлы, поступающие на сборку и не обладающие взаимозаменяемостью подвергаются подгонке по месту. Это вызывает наличие трещин в деталях, нарушение наружных контуров, способствует созданию внутренних напряжений, что может явиться причиной преждевременного разрушения деталей и узлов в процессе изготовления, нарушение аэродинамических обводов, а следовательно ухудшение аэродинамических качеств.

Для увязки сборочной, монтажной и заготовительной оснастки в данном проекте применяется система, использующая плазы, шаблоны, плаз-кондуктора, инструментальный стенд. Увязка оснастки производится по параметрам: контур, разъем, обвод.

Увязка оснастки по контуру и обводам обеспечивается методом построения и копирования с помощью инструментального стенда, плаз-кондуктора, шаблона приспособления (ШП), монтажных плит, оптико-механических средств.

### 5.2.5 Анализ точности выполнения обвода крыла

Точность выполнения объекта сборки характеризуется отклонениями основных размеров деталей от номинального значения. Величины отклонений оговариваются в технических условиях и ограничиваются допусками.

В процессе последовательного переноса информации с первоисточника на объект (в данном случае обшивка) происходит накопление погрешностей, сумма которых определяет точность выполнения объекта.

В данном случае при координатно-шаблонном методе увязки оснастки схема образования погрешностей сборочного приспособления (стапель сборки панелей) может быть представлена согласно рис. 5.3.

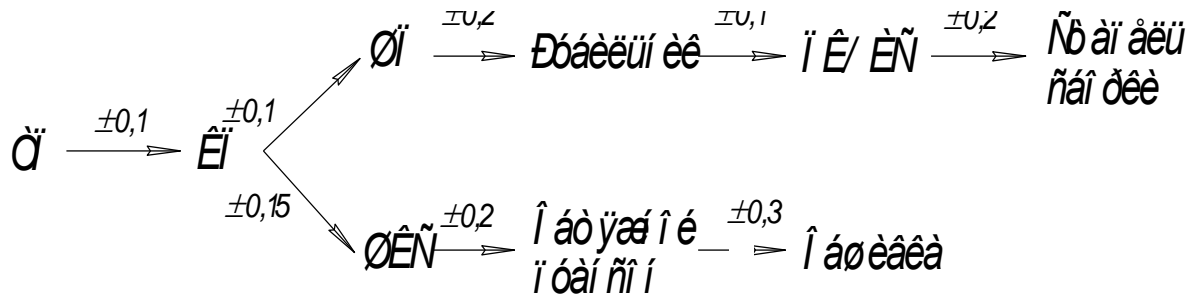


рис 5.3. Схема образования погрешностей

Отклонения размеров приспособления от теоретически заданных, как видно из схемы, определяется суммой погрешностей, накопленных на отдельных этапах переноса размеров.

Закон распределения на отдельных этапах - нормальный закон распределения Гаусса. В этом случае допуск на точность определяется по формуле:

$$\delta_{\text{общ}} = \sum_{i=1}^n A_i \times \Delta_i \pm \sqrt{\sum_{i=1}^n A_i^2 \times \left(\frac{\delta_i}{2}\right)^2} \quad (5.1)$$

где  $A_i$  - коэффициент передачи, в данном случае  $A_i = +1$ ;

$\frac{\delta_i}{2}$  - половина поля допуска отдельного этапа переноса:

$$\frac{\delta_i}{2} = \frac{BO + HO}{2}$$

$\Delta_i$  - координата середины поля допуска этого же этапа переноса:

$$\Delta_i = \frac{BO + HO}{2}$$

BO, HO - верхнее и нижнее предельные отклонения размеров от номинального значения.

Результаты расчетов представлены в виде таблицы 5.1.

Таблица 5.1

Этапы переноса размеров	Технологический процесс	BO/HO	$\Delta_i$	$\frac{\delta_i}{2}$	$A_i$	$A_i * \Delta_i$	$(\delta_i/2)^2$
ТП → КП	Расчерчивание	+0,1/-0,1	0	0,1	+1	0	0,01

КП→ШП	Припиловка	+0,1/-0,1	0	0,1	+1	0	0,01
ШП→Руб.	Припиловка	+0,2/-0,2	0	0,2	+1	0	0,04
Руб.→ПК/ИС	Разметка, заливка	+0,1/-0,1		0,1	+1	0	0,01
ПК/ИС→Стап.	Фиксация штырями	+0,2/-0,2	0	0,2	+1	0	0,04
КП→ШКС	Припиловка	+0,15/-0,15	0	0,15	+1	0	0,0225
ШКС→Обт. пуанс	Фрезерование	+0,2/-0,2	0	0,2	+1	0	0,04
Обт. пуан. → Обш.	Обтяжка	+0,3	+0,15	0,15	+1	0,15	0,0225

Подставив значение в формулу (5.1), получим:

$$\delta_{обв} = 0,15 \pm \sqrt{0,195} = 0,15 \pm 0,44$$

$$ВО = +0,59 \text{ мм}; \quad НО = -0,29 \text{ мм}$$

Общая погрешность приспособления:  $\delta_{пр} = 0,88 \text{ мм}$ .

$$\delta_{сб} = \delta_{пр} + \delta_{баз} + \delta_{проч}, \quad \delta_{проч} = 0,4\delta_{сб}$$

Общая погрешность базирования:  $\delta_{баз} = 0,88 \text{ мм}$ .

$$\delta_{сб} = 0,88 + 0,5\kappa + 0,4\delta_{ст},$$

Для заключения о точности обвода необходимо полученное значение сравнить с погрешностью отклонения размеров, оговариваемой в технических условиях.

$$\delta_{обв.т.у.} = \pm 1 \text{ мм}$$

$$ВОт.у. = +1 / НОт.у. = -1$$

При сравнении получаем, что погрешность, полученная при расчете меньше погрешности, оговариваемой в ТУ, т. е.

$\delta_{обв.} \langle \delta_{обв.т.у.}$

Таким образом, точность обвода обеспечена.



### 5.2.6 Технические условия на поставку подборок в стапель общей сборки

а) панели:

- панели подаются на сборку с припуском +2 мм в сторону лонжеронов;
- стрингеры панелей в местах установки рубильников несклепаны;
- панели ЦИК и КЧК соединены по 8й нервюре технологическими болтами М 4.

б) лонжероны:

лонжероны подаются в стапель с припуском по длине;

допуск на расстояние межлонжеронной части  $\pm 1$  мм.

в) нервюры:

- нервюры поступают в стапель в собранном виде;
- допуск на отклонение осей нервюр  $\pm 1$  мм.

### 2.1.9. Технические условия на проектирование стапеля общей

сборки

а) стапель общей сборки крыла представляет собой стационарное сооружение;

б) в стапель общей сборки поступают:

1-й и 2-й лонжероны;

верхние и нижние панели;

нервюры;

носовая и хвостовая части крыла;

трубопроводы.

в) в стапеле общей сборки предусмотрены:

фиксаторы 1-го и 2-го лонжеронов;

рубильники обвода хвостовой части;

рубильники крепления панелей;

фиксаторы по узлам навески;

возможность выема агрегата вверх;

фиксация всех узлов при помощи: классных штырей.

г) для удобства выполнения работ предусмотрено два уровня помостов с откидными площадками;

д) крыло в стапеле собирается в вертикальном положении.

### *5.2.7 Анализ маршрутно-операционного процесса сборки крыла*

Технологический процесс сборки - это последовательность установки в сборочное приспособление деталей, узлов и панелей, их фиксации и соединение между собой способами, предусмотренными чертежом, определение специальности, разрядам количества

рабочих, а также норм времени, выбор инструмента оборудования. Разработку рабочего технологического процесса сборки крыла для серийного производства осуществляем в соответствии с чертежом конструкции крыла и схемой сборки. (см. Приложение)

Директивный технологический процесс монтажа стапеля:

1. Согласно чертежу заложить фундамент.
2. После установки оснований с применением рулеток, отвесов, струн

монтировать балки стапеля. Монтаж осуществляется в два этапа:

предварительный и окончательный.

В процессе предварительного монтажа балки приспособления устанавливаются по чертежу с максимально возможной точностью. Окончательный монтаж их проводят по чертежу при помощи монтажных плит и оптической системы ППС-11. При этом выбирают базовую балку, относительно которой выставляют остальные балки стапеля.

Базовую балку устанавливают на опорные приспособления, на те же места, которые были приняты опорными в инструментальном стенде. Правильность установки проверяется оптическими приборами. Зазоры между опорными плоскостями балки и опорными приспособлениями заливаются цементом НИАТ — МЦ. После 24-х часовой выдержки балку крепят болтами.

3. По монтажным отверстиям вилок базовой балки устанавливают монтажные плиты. После проверки их положения они фиксируются штырями.

4. На кронштейны колонн устанавливают верхнюю продольную балку. Для этого монтажные отверстия в ушках монтажных плит совмещают с отверстиями в вилках балки, вставляют штыри и зазоры между балкой и опорными кронштейнами заливают цементом. После выдержки балку закрепляют болтами.

5. В стапель устанавливают и предварительно крепят макет межлонжеронной части крыла (установка макета межлонжеронной части крыла в стапель схематично показана на рис. 5.3.). На монтажные ушки пакета устанавливают и фиксируют штырями ответные монтажные вилки с предварительно заведенными хвостовиками в стаканы балок. В таком положении вилки заливают в стаканах балок цементом НИАТ-МЦ. По базовым отверстиям монтажной плиты с помощью калиброванных штырей устанавливают стапельные плиты и также предварительно крепят к каркасу. На монтажные ушки стапельных плит устанавливают и фиксируют штырями ответные монтажные вилки с предварительно заведенными хвостовиками в стаканы балок, после чего вилки заливают в 1 стаканах балок цементом.

На калибрах, закреплённых на соответствующих вилках балок приспособления, устанавливают и фиксируют штырями фиксаторы пространственных стыков узлов. В таком положении зазоры между опорными поверхностями заливают цементом, выдерживают и крепят фиксаторы стыков к каркасу болтами. Калибр расфиксируют и снимают с приспособления.

Навешивают рубильники хвостовой части.

Контроль правильности монтажа и сдача в эксплуатацию.

### Организация процесса сборки

#### *Организационная форма сборки агрегата*

Каждому типу производства присущи свои формы организации сборочных процессов. Так как в данном случае имеется серийное производство, применяем операционную форму сборки. Для небольших серий выпуска узлов, панелей и секций используется операционная форма сборки, которая характеризуется тем, что бригада полностью собирает узел (секцию) или выполняет группу операций.

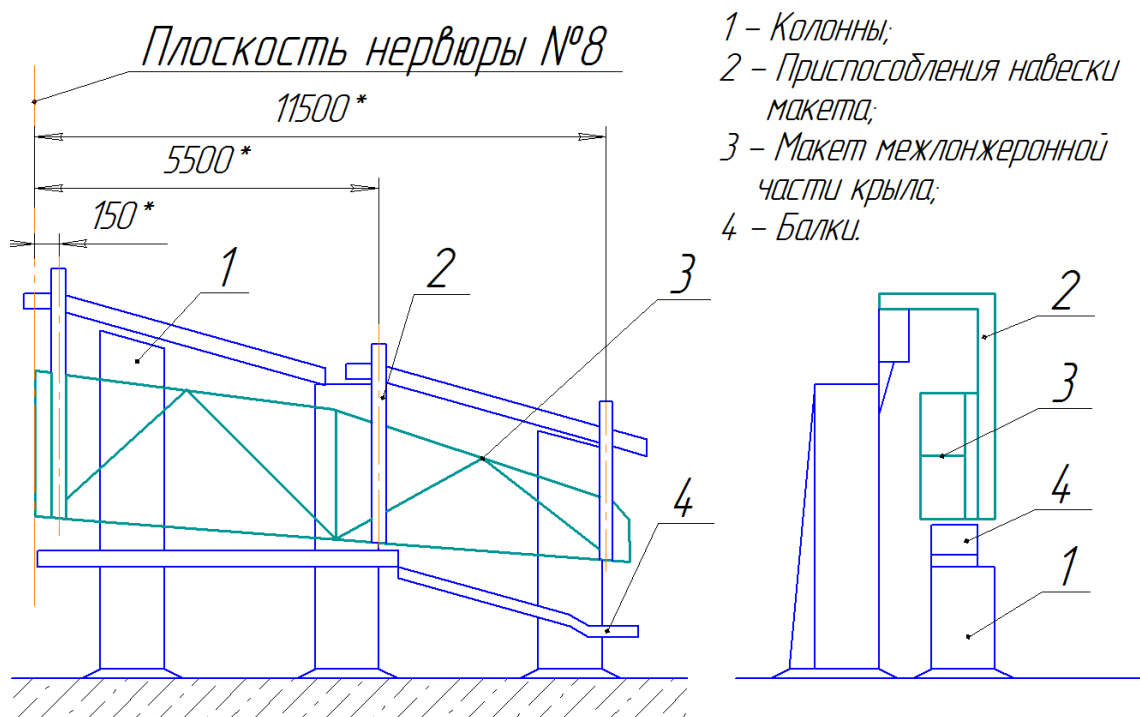


Рис.5.3. Установка макета крыла в стпель

Процесс сборки в данном случае разбивают на ряд последовательных операций. Эти операции можно разделить на основные, вспомогательные и дополнительные, закрепляя за ними работников соответствующей квалификации. Иногда технологический процесс сборки узла разбивают на два этапа: сборка в приспособлении и окончание сборки вне приспособления. Эти этапы выполняют две различные бригады. Такая разбивка целесообразна при высокой трудоемкости и программе выпуска, обеспечивая полную загрузку рабочих.

*Составление циклового графика*

Принимаем поточную форму организации процесса сборки. Производство - серийное. Для поточной линии сборки составляем цикловой график.

Характер циклового графика определяется тактом выпуска изделий. Такт выпуска – интервал времени между выпуском с линии двух очередных изделий.

Цикловой график является основным техническим документом поточной линии сборки. Характер циклового графика определяется тактом выпуска изделий. Такт – это отрезок времени между последовательным выпуском следующих друг за другом изделий.

Величину такта рассчитываем по формуле:

$$\tau = \frac{\Phi_p}{N}$$

где  $\Phi_p$  – расчетный фонд рабочего времени;

$N=27$ ; – объём выпуска изделий.

$$\Phi_p = mst$$

где  $m$  – количество рабочих дней в году;

$s$  – количество рабочих смен в сутках;

$t$  – продолжительность одной смены.

Принимаем  $m=365-105=260$

$105$  – количество выходных дней,  $s=1$ ;  $t=8$  ч

$$\Phi_p = 260 \cdot 8 = 2080 \text{ ч}$$

Такт выпуска:

$$\tau = \frac{\Phi_p}{N} = \frac{2080}{27} = 78 \text{ ч}$$

Цикловой график характеризуется продолжительностью цикла сборки изделия. Технологическим циклом называется рабочее время, в течении которого изготавливается изделие:

$$Ц = \frac{T}{n},$$

где T – трудоёмкость изготовления;

n – количество одновременно работающих.

Количество работающих определяем по формуле:

$$n = \frac{T \cdot N}{\Phi_o \cdot k},$$

где T – трудоёмкость изготовления (ч);

N – объём выпуска (шт);

$\Phi_o$  - действительный годовой фонд рабочего времени (ч);

k=1,1 – коэффициент перевыполнения норм.

$$n = \frac{3200 \cdot 27}{2080 \cdot 1,1} = 38 \text{ чел}$$

Принимаем  $n=38$  человек. Технологический цикл равен:

$$Ц = \frac{T}{n} = \frac{3200}{19} = 164 \text{ ч}$$

Потребное количество ступеней

$$m = \frac{T \cdot N}{\Phi_{\text{oo}} \cdot n} = \frac{3200 \cdot 27}{2080 \cdot 19} = 1,97$$

Принимаем  $m=2$  ступень.

### 2.2.3. Организация рабочих мест в цехе

В целях максимального использования оборудования и приспособлений, обеспечения высокой производительности труда необходимо рационально организовывать рабочее место, т.е. исключить возможность потерь рабочего времени, вызванное лишними передвижениями, несвоевременной подачей инструмента на рабочее место, несвоевременным ремонтом оборудования и сборочной оснастки. Для устранения всех этих недостатков следует правильно расположить рабочие места в цехе, организовать своевременную выдачу инструмента, обеспечить подвод сжатого воздуха, хорошее освещение рабочих мест, выдачу материалов, деталей и нормалей, не допускать загромождения рабочих мест готовыми изделиями.

Стеллажи для деталей располагать возле рабочих мест. Инструмент у каждого рабочего места должен размещаться в специальном инструментальном ящике.

Оборудование, приспособления для сборки должны находиться в полной исправности благодаря четко организованной системе планово-предупредительного ремонта, согласно паспортам оборудования и приспособлений. Распределительные колонки сжатого воздуха должны находиться на безопасном расстоянии от рабочих мест, нормами доставляются на рабочие места согласно сменным заданиям.

Схема обслуживания рабочего места

Схема обслуживания рабочего места показана на рисунке 5.4

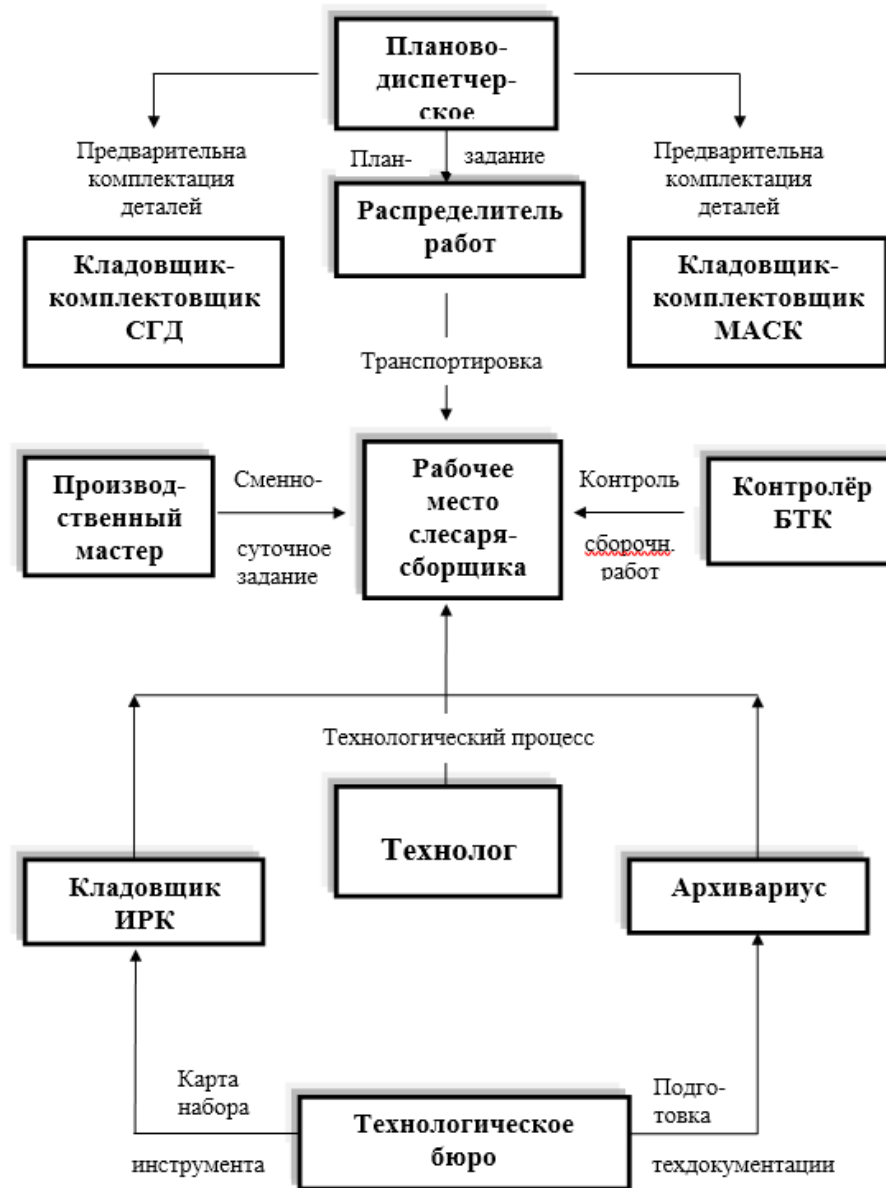


Рис.5.4 Схема обслуживания рабочего места



### *5.3 Оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета*

Алгоритм сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета предназначена для специалистов, занятых проектированием и производством изделий клепаной продукции с повышенным качеством внешней поверхности.

Алгоритм сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета устанавливает требования к процессу выполнения потайных соединений заклепками по АНУ 0309 с обеспечением после клепки необходимой величины выступания закладных головок без удаления материала заклепок.

Алгоритм сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета включает в себя вновь вводимые элементы технологического процесса и составлена с учетом действующих инструкций ПИ-249-78 «Клепка металлических инструкций заклепками по ГОСТ 14797-75 – ГОСТ 14803-75» и ТИ 36-21-86 «Выполнение высокоресурсных герметичных соединений заклепками с компенсатором».

#### *5.3.1. Технические требования*

- \* Заклепки, поступающие на сборку, должны удовлетворять нормам АНУ 0309 и техническим условиям по ОСТ 1 34104-80.
- \* Качество сборки узлов под клепку должно соответствовать требованиям ПИ-249-78 и ТИ 36-21-86.
- \* Технологический процесс выполнения соединений заклепками по АНУ 0309 аналогичен технологическому процессу выполнения обычных заклепочных соединений и включает в себя следующие операции:
  - сверление отверстий;
  - образование гнезд под закладные головки заклепок;
  - контроль качества сверления отверстий о образования гнезд;
  - подготовка узла к клепке;
  - вставка заклепок в отверстия;

- образование замыкающих головок заклепок;
- контроль качества выполнения заклепочных соединений.

Примечание. В технологическом процессе предусматривать операцию цекования, если это требование содержится в чертежах изделия.

### 5.3.2. Сверление отверстий

- Способы и средства для сверления отверстий под заклепки по АНУ 0309 аналогичны изложенным в ПИ-249-78 и ТИ 36-21-86.
- Требования к качеству выполнения отверстий соответствуют инструкции ПИ-249-78, а также ТИ 36-21-86, с учетом дополнений, приведенных ниже.
- Сверление отверстий производить сверлами-развертками. Окончательные размеры отверстий и номинальные диаметры сверл для их образования должны соответствовать значениям, указанным в Таблице 5.2. Шероховатость поверхности отверстий после сверления должна быть не выше R=20.

Таблица 5.2.

Диаметр отверстий		3,0	3,5	4,0	5,0	6,0
Размер отверстия	Номин.	3,05	3,55	4,05	5,05	6,05
	Пред. Откл.	+0,12				+0,15
Диаметр сверла		3,05	3,55	4,05	5,05	6,05

В особо оговоренных случаях разрешается применение режущего и контрольного инструмента по ПИ-249-78. При этом отверстия сверлить в две операции: сверление предварительных отверстий; рассверливание отверстий до окончательного

размера. Допускается для сверления отверстий в окончательный размер использовать сверла, номинальные диаметры которых соответствуют таблице 4 в инструкции ПИ-249-78.

- Образование отверстий на стационарном сверлильном оборудовании и, как исключение, в труднодоступных местах и при стапельной сборке с помощью ручных сверлильных машин при обязательном сжатии пакета технологическими болтами.
- После образования отверстий удалить заусеницы на их кромках со стороны выхода сверла. Удаление заусенцев производить зенковкой с применением зенковальной насадки с упором-ограничителем глубины зенкования. Глубина фаски не более 0.2 мм, величина угла 120°. В местах с ограниченным подходом разрешается удалить заусенцы в соответствии с рекомендациями инструкции ПИ-249-78.

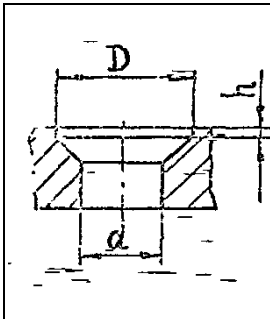
### 5.3.3. Образование гнезд

Образование гнезд под потайные головки заклепок по АНУ 0309 производить по методике, изложенной в ПИ-249-78, специальной зенковкой (чертеж 61905 в инструкции ТИ, 36-21-86).

- Настройку глубины зенкования производить по калибр-заклепке, соответствующей чертежу 61934 в ТИ 36-21-86, обеспечив ее выступание над пакетом в пределах (0,05... 0,1) мм.

- Размеры и конфигурация гнезд под потайные закладные головки заклепок по АНУ 0309 приведены в таблице 5.3 (размеры для справок).

Таблица 5.3

<p>- Зенкование гнезд зенковками не затуплении зенковок появление дробленой налипание стружки на поверхности</p> <p>- Шероховатость</p>		Диаметр заклепки	3,0	3,5	4,0	5,0	6,0	<p>затупленными допуская. О свидетельствует поверхности гнезда и режущие кромки. поверхности</p>
		D	4,8	5,6	6,4	8,0	9,6	
		h	0,2	0,25	0,3	0,4	0,5	
		d	см. раздел 3					

зенкованного гнезда должна быть не выше  $R_z 20 \sqrt{\quad}$ .

- После образования гнезд удалить заусенцы на кромках их цилиндрических участков. Удаление заусенцев производить инструментом типа шпатель из неметаллических материалов (оргстекло, текстолит и т.п.).

#### *5.3.4. Контроль качества сверления отверстий и образования гнезд*

В соответствии с требованиями, предъявляемыми к качеству заклепочных соединений, проверке подлежат:

- форма отверстий под заклепки и гнезд под потайные закладные головки заклепок;
- диаметр отверстий под заклепки и диаметр, цилиндрического участка гнезд под закладные головки заклепок;
- глубина гнезд под потайные закладные головки заклепок;
- состояние кромки отверстий со стороны выхода сверла и кромки цилиндрического участка гнезд под закладные головки заклепок;
- состояние поверхности отверстий и гнезд.

Отклонения формы (круглость) отверстий и цилиндрических участков гнезд под закладные головки заклепок не должны превышать допустимые отклонения на их диаметры, соответствующие полю допуска H12. Отклонение оси отверстия от нормали к поверхности пакета контролировать по методике, изложенной в ПИ-249-78 (пункт 3.1.6).

Диаметры отверстий и цилиндрических участков гнезд под закладные головки контролировать специальными калибр-пробками (чертеж 611146 в ТИ 36-21-86). Проверке подлежат не менее, чем 10% отверстий от общего их количества в шве.

Контроль глубины гнезд осуществлять калибр-заклепкой (чертеж 61934 в ТИ 36-21-86) и индикаторным приспособлением (см. прилож. 34 к ПИ-249-78). Проверке подлежат не менее 20 % гнезд от общего их количества в шве.

Качество кромок (отсутствие заусенцев) и шероховатость поверхностей контролировать визуально. В спорных случаях шероховатость поверхностей сравнивать с эталоном.

#### *5.3.5. Подготовка технического процесса клепки*

При подготовке изделий к клепке руководствоваться рекомендациями раздела 5 инструкции ТИ 36-21-86 и разделов 5 и 6 инструкции Ш-249-78.

- Заклепки, поступающие на сборку, должны соответствовать нормам АНУ-0309 и удовлетворять техническим условиям по ОСТ 1-34104-80.
- Заклепки должны вставляться в отверстия свободно (от руки). Принудительная вставка заклепок запрещается.
- При вставке заклепок в отверстия контролировать величину выступания закладных головок над поверхностью пакета (не менее, чем у 20% заклепок от общего их количества в шве), которая должна составлять  $0,1 \pm 0,025$  мм.
- Длину заклепок подбирать по ОСТ 1 34102-80. Величина выступания хвостовика стержня заклепки из отверстия должна составлять (1,15...1,25) диаметра заклепки (контролировать не менее, чем у 5% заклепок).
- Остальные требования в соответствии с разделом 7 инструкции ПИ-249-78.

Образование замыкающих головок заклепок

- Образование замыкающих головок, выбор способов клепки и инструмента производить в соответствии с ПИ-249-78 и ТИ 36-21-85.
- Замыкающие головки должны быть плоскими, иметь бочкообразную форму и размеры, соответствующие таблице 3.
- Для обеспечения после клепки-величины выступания закладных головок над поверхностью пакета не более 0,05мм диаметр замыкающих головок должен быть близким к максимальным значениям, указанным в табл.5.4.

Т а б л и ц а 5.4

Диаметр заклепки		3,0	3,5	4,0	5,0	6,0
Диаметр замыкающей головки	Номин.	4,8	5,6	6,4	8,0	9,6
	ПРЕД. ОТКЛ.	+0,3	+0,35	+0,4	+0,5	
Высота замыкающей головки (минимальная)		1,2	1,4	1,6	2,0	2,4

- Выступание потайных головок заклепок относительно поверхности пакета контролировать индикаторным приспособлением по методике, изложенной в инструкции ПИ-249-78.

Контроль качества выполнения заклепочных соединений

- Контроль качества заклепочных соединений производить в соответствии с требованиями раздела 9 инструкции ПИ-249-78.

- Диаметр замыкающих головок контролировать микрометром (допускается штангенциркулем), а их высоту - индикаторным приспособлением. Контролю подвергать не менее 10 % заклепок в шве.

## **6. СТАРТАП ПРОЕКТА**

### **6.1. Название проекта**

Оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета

### **6.2. Короткий опис проекту**

На сьогодні актуальною є задача покращення льотних характеристик літальних апаратів без надмірного ускладнення та збільшення маси конструкції. Також принципово забезпечити більшу живучість та надійність систем. За рахунок відмови від системи випуску-забирання шасі (включаючи гідравлічні та електричні системи випуску) та зміни конструкції шасі на фіксовану з обтікачем, можна досягти як зниження маси літака та витрати палива, так і підвищення надійності системи літака в цілому.

Така конструкція раніше була розповсюдженою на багатьох літаках, включаючи військові винищувачі. Зараз вона використовується в основному в легкій авіації, але її можна застосувати і на сучасних літаках, крейсерська швидкість яких не перевищує 500 км/год.

Необхідно виокремити два основні напрямки впровадження конструкції фіксованого шасі з обтікачем: виробництво регіональних вантажно-пасажирських літаків і виробництво тренувальних літаків.

Для виробництв регіональних вантажно-пасажирських літаків можна окреслити такі вигоди:

#### **1. Зниження маси конструкції:**

- зменшення витрати палива;
- збільшення дальності польоту;

#### **2. Зменшення складності конструкції:**

- збільшення надійності;
- краща ремонтпридатність.

Для виробництв тренувальних літаків можна виділити такі переваги:

1. Зниження маси конструкції:

- зменшення витрати палива;
- збільшення дальності польоту;

2. Зменшення складності конструкції:

- збільшення надійності;
- збільшення ремонтпридатності;
- більша простота керування літальним апаратом.

В Україні досі впроваджують складніші конструкції з шасі, що забирається, незважаючи на те, що до суттєвих втрат це не приводить. Хибно вважається, що це негативно вплине на аеродинаміку літаків, що мають крейсерську швидкість до 500 км/год.

### **6.3. Бізнес-модель**

#### **І. Цінний продукт**

*Цінними якостями продукту» Оптимізація алгоритма сборки клёпанних соединений крыла легкого самолета» відмінними від існуючих є (фактори створення цінності):*

- Вартість є сильною стороною на відміну від інших.
- Енергоспоживання повністю відсутнє.
- Ремонтпридатність є максимально ефективною.

#### **Виконує вимоги:**

- *забезпечується* більша надійність конструкції.
- Мінімізація маси завдяки використанню композитів.

- Дальність польоту літака є вищою.

- Мінімізація габаритів завдяки відкиданню елементів механізації.

*Унікальність «Оптимізація алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета»*

*– вперше шасі втілює в собі вирішення безлічі невирішених питань.*

## **II. Сегмент споживачів**

1. Регіональні вантажо-пасажирські літаки - Власники можуть заощадити великі гроші. Економія на паливо, на ресурси.
2. Тренувальні літаки - Власники заощадять на ремонті, збільшиться простота керування літком.

## **III. Канали збуту**

Головний канал збуту «Оптимізація алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета» :

1)Продаж проектних розробок від виробника.

Або

2)Непрямі через посібники по проектуванню та онлайн консультаціям інші.

3)Від виробника на замовлення *ПРОЕКТУ* для масового виробництва.

Інформаційний ,що описаний в п. IV.

## **IV.Взаємодія зі споживачами**

Залучення та підтримка будуть вестись наступним чином :

Реклама і просування послуг, що надаються в рамках проекту, що здійснюється в два етапи. Перший етап — первинна рекламна кампанія, що включає в себе створення та первинне розміщення інформаційних матеріалів з метою ознайомлення і залучення уваги

потенційних замовників. Даний етап здійснюється безпосередньо після придбання необхідного обладнання до початку перших продажів.

Первинна рекламна кампанія:

- створення сайту компанії, групи в Facebook, каналу на YouTube. Даний етап буде реалізований власними силами без залучення сторонніх фахівців або компаній;
- розміщення рекламного пропозиції в фахових виданнях, на форумах, сайтах оголошень, тематичних порталах;
- створення відеопрезентації і комерційної пропозиції компанії та адресна розсилка потенційним корпоративним клієнтам;
- репортажна зйомка спільно зі ЗМІ (регіональні телекомпанії) на соціальну тематику, вихід у телеэфір;
- встановлення контактів з професійними фотографами, операторами відеомонтажерами з метою взаємовигідного співробітництва.

Другий етап рекламної кампанії має своєю метою підтримку і просування власних ресурсів в мережі інтернет, розширення клієнтської бази та інформаційну підтримку замовників (у тому числі потенційних). Даний етап здійснюється на регулярній основі після первинної реалізації рекламної кампанії і початку продажів основного комплексу послуг.

Основна рекламна кампанія:

- регулярне оновлення інформації на власних і сторонніх інтернет-ресурсах, спілкування та інформаційна підтримка користувачів і підписувачів;
- розміщення контекстної реклами в пошукових системах (Яндекс, Google, Mail і т. д.);
- розширення кола спілкування з фотографами, операторами, монтажерами, а також з фахівцями суміжних видів діяльності — дизайнерами, діджеями, провідними весіль, музичними групами та їх продюсерами, організаторами свят, фестивалів, масових заходів, учасниками клубів і товариств і т. д.;

- адресна розсилка комерційної пропозиції і обдзвін потенційних корпоративних клієнтів (будівельні організації, агентства нерухомості, бази відпочинку, промислові підприємства, заклади культури та освіти, громадські організації, політичні партії тощо);
- розповсюдження друкованих рекламних матеріалів, розміщення оголошень в рекламно-інформаційних друкованих ЗМІ, реклама у міському громадському транспорті, зупинкових комплексах і т. д.

Основний упор в проведенні рекламної кампанії ставиться на досягнення результатів з мінімальними фінансовими витратами, в тому числі на роботу у форматі «послуга за послугою».

#### **V. Дохід (монетизація)**

*дохід буде отримуватись шляхом прямих та посередницьких продажів готових «Оптимізація алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета» .*

#### **VI. Дохід стартапом**

*буде отримуватись від Каналів збуту ПРОЕКТІВ відповідно до п. iv.*

#### **VII. Ключові види діяльності**

*- . Ключовим видом діяльності стартапу буде здійснення Проекту по проектуванню та реалізації «Оптимізація алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета» для вирішення низки проблем, з якими стикаються авіаційні виробники та любителі, яке згруповує в собі низку корисних властивостей на відміну від звичайних проектів шасі.*

#### **VIII. Ключові ресурси**

- Матеріальні – комплектуючі складові по ПРОЕКТУ будуть виготовляться на виробництві у замовника.*
- матеріали закупатись на погляд замовника, відповідно до методичних вказівок, що комплектуються з проектною розробкою.*

**- Інтелектуальні ресурси:**

- будуть використані власні технічні розробки, патенти, креслення, розрахунки, дані експериментальних досліджень .

**Людські ресурси:**

1) Директор – менеджер управлінець-економіст, маркетолог із вищою освітою із сертифікатом менеджера стартапу і досвідом роботи не менше 3 роки.

2) Головний конструктор проекту інженер-конструктор із вищою освітою із досвідом роботи не менше 3 роки. .

3) Головний бухгалтер – бухгалтер-фінансист із досвідом роботи не менше 2 роки.

4) Спеціалісти в сфері систем CAD із досвідом роботи не менше 1 року.

5) Працівники робочих спеціальностей - кваліфікованими робітниками (токаря, зварник, слюсар, електрик) із досвідом роботи не менше 3 роки.

6) Завідувач матеріальним складом продукції для експериментальних моделей, складом інструментів.

7) Спеціалісти-дослідники (аеродинамік, матеріаліст, сопр. спеціаліст)

Всього: 11 працівників.

**Фінансові ресурси:**

**ІХ.Ключові партнери**

**Табл.6.1**

<i>№ п/п</i>	<i>Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів</i>	<i>Готовність споживачів прийняти продукт</i>	<i>Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)</i>	<i>Інтенсивність конкуренції в сегменті</i>	<i>Простота входу у сегмент</i>
1.	Великі підприємства, що виготовляють транспортні літаки		Середній попит	Середня конкуренція	Легко
2.	Великі підприємства, що виготовляють пасажирські літаки		Низький попит	Висока конкуренція	Дуже важко
3.	Приватні підприємці		Низький попит	Висока конкуренція	Важко
4.	навчальні центри		Середній попит	Середня конкуренція	Важко

**Х.Витрати (підрховуються для конкретного інвестора за таким порядком)**

***1.Проектування та реалізація ПРОЕКТУ***

- Повна собівартість реалізованої продукції стартапу .....
- Прибуток стартапу.....
- Оптова ціна розробника проекту.....
- Непрямі податки:
- Акцизні збори.....
- Податок на додану вартість.....
- Посередницька надбавка до ціни
- Витрати посередника.....
- Прибуток посередника.....
- Податок на додану вартість посередника.....
- Оптова ціна закупки.....
- Торгівельна надбавка до ціни
- Витрати торгівельної організації.....
- Прибуток торгівельної організації.....
- Податок на додану вартість торгівельної організації.....
- Ціна реалізації.....

## **2.Споживчі властивості товару**

Таблиця 6.2

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
-------	---------	----------------------------	-------------------------------------

1.	Забезпечення більшої надійності конструкції шасі в сегменті літаків, що мають крейсерську швидкість до 500 км/год	Надійність конструкції; Дальність польоту літака; Мінімізація маси; Мінімізація габаритів; Вартість; Енергоспоживання; Вплив на пілотування літака; Ремонтопридатність.	Простота конструкції, ремонтопридатність
2.	Забезпечення простоти і безпеки керування навчальним літаком	–Надійність конструкції – Мінімізація маси – Вартість –Вплив на пілотування літака –Ремонтопридатність	Простота керування літаком, ремонтопридатність

### **3.Дослідження ринку**

*На світовому ринку проектів по оптимізації шасі даного типу не багато . З такими ж характеристиками-немає.*

### **4.Дослідження конкурентного оточення**

*Конкурентне оточення продажу аналогів*

*- в і д с у т н є.*

## 5.Маркетингова стратегія просування

*Новий товар на існуючий ринок Проектів.*

## 6.Елементи фінансового плану

Опис бізнес-проекту

*Організація проектування та перевірка кожного на стендах або за допомогою систем CAD у формі фірми з проектування та надання послуг консультивання.*

Маркетинг та продаж

Незважаючи на перспективність створення та використання системи фіксованого шасі з обтікачем, існує низка проблем, які стримують їх розвиток і швидке впровадження.

В Україні підприємства мають налагоджену методику виготовлення літаків, в тому числі шасі, яке «за звичкою» одразу проектують таким, яке забирається. Мало яке підприємство згодиться відійти від стандартів, яких притримуються десятки років.

Фінансовий план (розробляється для конкретного інвестора)

*Витрати на організацію старту на період 9 місяців:*

*1. Організацію виробничої ділянки, електропостачання, виробничого приміщення, закупівля обладнання, організація складу матеріалів та інструментів, умов безпечної роботи, охорони .....С1*

*2. Створення робочої команди старту, прийом на роботу 11-ти робітників.....С2*

*3. Закупівля матеріалів та інструментів.....С3*

*4. Закупівля програмного забезпечення.....С4*

*5. Оренда приміщенн .....С5*

6. Комунальні платежі.....	С6
7. Резерв, непередбачувані витрати .....	С7
<b>ВСЬОГО</b> .....	<b>Сзаг</b>

## **V.Резюме**

*Літаки з фіксованим шасі в період Другої Світової війни досить часто використовувалися. Вони нічим не поступалися аналогічним літакам з шасі, що забирається, а іноді були й кращими.*

*Як приклад, японський експериментальний літак Ki-27, оснащений радіальним двигуном Накадзіма На-1в, ліцензійним відтворенням американського авіаційного двигуна Райт R-1820-04, продемонстрував виняткові льотні дані, перевершивши через мале навантаження на крило по горизонтальній маневреності кращий по цьому показнику радянський винищувач І-15 (час радіусу повного віражу становило 8 секунд), по швидкості - І-16 тип 10, а по скоропідйомності і тактико-технічними характеристиками - всі літаки даного класу.*

*На сьогодні актуальною є задача покращення льотних характеристик літальних апаратів без надмірного ускладнення та збільшення маси конструкції. Також принципово забезпечити більшу живучість та надійність систем. За рахунок відмови від системи випуску-забирання шасі (включаючи гідравлічні та електричні системи випуску) та зміни конструкції шасі на фіксовану з обтікачем, можна досягти як зниження маси літака та витрати палива, так і підвищення надійності системи літака в цілому.*

### **1. Презентація проекту інвестору**

Ідея (суть) проекту

*Організація Проектування та реалізації «Оптимізація алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета» у формі стартап виробничої фірми у відповідності до заявленого проекту.*

Опис проблеми або можливості

*На світовому ринку проектів по «Оптимізація алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета» не багато .*

*З такими ж характеристиками-немає.*

Рішення (Продукт або Послуга)

Табл.2

Конкуренти

*Конкурентне оточення продажу аналогів «Оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета»*

**- відсутнє.**

Ринок

*Новий товар на старий ринок*

***Бізнес модель***

### **I. Цінний продукт**

*Цінними якостями продукту «Оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета» відмінними від існуючих є (фактори створення цінності):*

- Вартість є сильною стороною на відміну від інших.
- Енергоспоживання повністю відсутнє.
- Ремонтпридатність є максимально ефективною.

### **Виконує вимоги:**

- *забезпечується* більша надійність конструкції.
- Мінімізація маси завдяки використанню композитів.
- Дальність польоту літака є вищою.
- Мінімізація габаритів завдяки відкиданню елементів механізації.

*Унікальність «Оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета»*

*– вперше шасі втілює в собі вирішення безлічі невирішених питань.*

Маркетингова стратегія

*Торги*

*Аукціони*

*Участь у ярмарках*

*Активне просування через інтернет-платформи*

*Поточна ситуація*

*Стартап у стадії розробки*

*Команда проекту*

*Попередні домовленості про участь 11-ти потенційних робітників*

*Фінансові показники*

*Доопрацьовуються*

*Попередньо на 9 місяців витрати 10тис. долл США*

*Пропозиція інвестору*

*Вкласти угоду на фінансування проектування і продаж 1-го ПРОЕКТУ протягом 9-ти місяців із подальшими переговорами про продовження співпраці за результатами першого етапу роботи.*

## **2. Подальші кроки в проекті**

*Наукова діяльність*

*Продовження дослідницько-експериментальних робіт по перевірці властивостей «Оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета»*

*Організаційна діяльність*

*Розширення проєктувальної бази, кількості робочих місць, обсягів «Оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета»*

*Маркетингова діяльність*

*Збільшення каналів донесення інформації до потенційних покупців ПРОЕКТУ «Оптимизация алгоритма сборки клёпанных соединений крыла легкого самолета»*

Комерційна діяльність

*Збільшення каналів збуту за рахунок збільшення кількості угод із посередниками, які відповідають концепції –«Get», “Keep”, “Grow”*

## ВЫВОДЫ

1. Проведен анализ параметров потайных заклепочных соединений элементов крыла легкого самолета. Установлено, что клепку обшивок выполняют заклепками ОСТ1 34052-85 диаметром 3-4 мм (нормаль АНУ 0301). Показано, что фактическая величина выступания закладных головок заклепок ОСТ1 34052-85 после клепки и механической зачистки выступающей над поверхностью пакета после клепки части закладной головки не в полной мере соответствует ТУ на качество внешней поверхности (КВП) данного изделия.
2. Разработана конструкция потайной заклепки с цилиндрическим компенсатором, обеспечивающая заданное выступание закладной головки в процессе клепки без дополнительной механической зачистки головок. На основании проведенных работ разработан отраслевой стандарт ОСТ1 34055-92 "Заклепки с потайной головкой L90<sup>0</sup> с цилиндрическим компенсатором". На ООО «ХиАТ» высажены опытные партии заклепок ОСТ1 34055-92. Показано, что геометрические параметры высаженных заклепок находятся в допуске определенном ОСТ1 34055-92.
3. Получено, что применение разработанной заклепки обеспечивает радиальный натяг в соединениях, соизмеримый с радиальным натягом при постановке заклепок ОСТ1 34052-85.
4. Показано, что использование разработанной заклепки ОСТ1 34055-92 обеспечивает статическую прочность, сопротивление усталости и герметичность соединений на уровне статической прочности, усталостной долговечности и герметичности соединений с заклепками ОСТ1 34052-85.
5. Разработана технологическая инструкция "Выполнение соединений заклепками по ОСТ1 34055-92".
6. Разработанную заклепку и технологию выполнения соединений на ее основе рекомендуется внедрить при сборке крыла легкого самолета, что обеспечит снижение ее трудоемкости



# ПРИЛОЖЕНИЯ

		ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СБОРКИ			Чакар Эмре	Лис	
					Проектирова	Лис	6
№ операции	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Норма времени	Приспособление и инструмент		
					наименован	шифр	
	2	3		5	6	7	
	Маршрутный технологический процесс сборки						
	Получить входящие детали, узлы и стандартные изделия в ПРОСКе визуально проверить наличие клейм БТК и отсутствие мех повреждений	Слесарь сборщик					
	Подготовить стапель для сборки. Установить фиксаторы в рабочее положение. Открыть рубильники стапеля.	Слесарь сборщик			Стапель сборки кессона		
	Установить в стапель I лонжерон в сборе с носовой частью базировать по т.к. носовой части, стыков, отв. 3 и.к., узлам навеск моторамы по 8, 10 н.к., в стенке лонжерона, фиксировать.	Слесарь сборщик			Классные штыри (9 шт.)		
	Установить в стапель 11 лонжерон в сборе с каркасом хвостовой части базировать по стыковым отверстиям разъема 3 п.к., кронштейн навески закрылков и элеронов, БО в стенке лонжерона, фиксировать.	Слесарь сборщик			Классные штыри (9 шт.)		
	Навесить секцию верхней панели на откатные устройства стапеля подкатить секцию к лонжеронам, базировать по стыковым отверстиям разъема 3 н.к., фиксировать рубильники, прижав панель к полкам лонжеронов, крепить технологическим крепежом с лонжеронами.	Слесарь сборщик			Кран - балка, Р = 5т, траверса с ремнями (тросами.), Классные штыри (2 шт.)		
	Контроль прилегания панелей к полкам лонжеронов	Контролер			Измерительные		

				Чакар	Лис	
				Проектиро	Лис	6
	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Н о р м	Приспособление и инструмент	
1	2	3		5	6	7
1	Поочередно установить нервюры в сборе №4 - 25, выставить относительно внутреннего контура верхней панели, стоек лонжеронов, крепить к стойкам технологическим крепежом	Слесарь сборщик			т/винты М3.5 т/гайка М3. 5 отвёртка г/ключ	
1	Контроль прилегания стенок нервюр к стойкам лонжеронов и зазоров между стрингерами и стенками	Контролер			Измерительные	
1	Установить на нервюры № 4-25 кницы компенсаторы, стрингерных кницы, профили под съёмные панели - коробочки, базируя их по плоскости поясов и стенок нервюр, крепить технологически крепежом с поясами и стенками	Слесарь сборщик			т/винты М3.5 т/гайка М3.5 отвёртка г/ключ	
1	Сверлить со стороны каркаса, рассверлить, зенковать со стороны ТК предварительные отверстия под штатный крепеж верхней панели с каркасом кессона, оставить припуск в	Сверловщик			П/дрельСМ2 1-9-2500 сверло Ø3.1 мм	
1	Расфиксировать, снять технологический крепеж крепления верхней панели с каркасом, откатить секцию верхней панели от каркаса	Слесарь сборщик			г/ключ, отвёртка, ванночки для крепежа	
1	Выполнить операции 1.4— 1.10 для секций нижней панели	Слесарь сборщик				
1	Закрепить нервюры № 4 - 25 со стойками I и II лонжеронов окончательно штатным крепежом согласно чертежам, инструкциям	Сверловщик, Клепальщик			клепальный молоток КМ.	

		ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СБОРКИ			Тымко В.	Лис
					Проектиро	Лис
						6
№ опера	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Норма времени	Приспособление и инструмент	
1	2	3		5	6	7
	ТИ, РТМ с внутришовной герметизацией на гермонервюрах	Герметизаторщик			пневмоскобы, МР, машина для	
1 . 1 3	Закрепить кницы - компенсаторы, пояса, угловые коробочки, фитинг на нервюрах № 4-25 окончательно штатным крепежом согласно чертежам, инструкциям, ТИ, РТМ с внутришовной герметизацией на гермонервюрах	Слесарь сборщик, Клепальщик			клепальный молоток КМ, пневмоскобы, МР,	
1 . 1	Клепать анкерные гайки под. такелажные узлы по 6 и 15 н.к. согласно чертежу, инструкциям, ТИ, РТМ	Клепальщик			П/молоток КМП, Обжимка	
1 . 1	.Контроль выполнения заклепочных, болтовых соединений герметизации согласно чертежу, инструкциям, ТИ, РТМ	Контролер			Измерительные	
1 . 1	Обезжирить, нанести внутренний герметик на пояса лонжеронов 1.16 кницы - компенсаторы, коробочки, пояса по всем нервюрам согласно (чертежу, ТИ	Герметизаторщик			Кисть банка с герметиком	
1 . 1 7	Подкатить секцию верхней панели к каркасу, фиксировать, по стыковым отверстиям разъема 3 н.к., крепить окончательно штатным крепежом с лонжеронами и нервюрами согласно чертежу инструкциям, ТИ, РТМ	Слесарь сборщик			клепальный молоток КМ, пневмоскоб	

		ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СБОРКИ			Тымко В.	Лис	
					Проектиро	Лис	6
№ операции	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Норма времени	Приспособление и инструмент		
					наименовани	ш	
1	2	3		5	6	7	
					заверчивани я болтов		
1.1.1	Консоль качества заклепок, болтовых соединений и герметизации соответствия с требованиями инструкций, ТИ, РТМ	Контролер			Измерительн ые инструмент		
1.1.9	Расфиксировать, открепить рубильники от верхней панели, откатить рубильники	Слесарь сборщик			г/ключ, отвертка, ванночки для крепежа		
1.2.0	Расфиксировать, снять технологический крепеж крепления съемных панелей № 1, 2, 3, снять съемные панели	Слесарь сборщик			Стеллаж, г/ключ, отвертка, ванночки		
1.2.1	Подкатить секцию нижней панели к каркасу, закрепить окончательно штатным крепежом с лонжеронами и нервюрами на внутришовном герметике согласно чертежу, инструкциям, ТИ, РТМ, повторит операции 1.16 - 1.18	Слесарь сборщик			клепальный молоток КМ, пневмоскоб ы, МР машина		
1.2.2	Установить кронштейны навески моторамы на нижнюю панель по нервюрам № 8 и 10 н.к., базировать и фиксировать по отверстиям крепить штатным крепежом согласно чертежу, инструкциям, ТИ, РТМ	Слесарь сборщик, Клепальщ ик			машина для заверчивания болтов МБЗ		

		ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СБОРКИ		Чакан	Лис	
				Проектир	Лис	6
№опер ации	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальнос ть		Норма времени	Приспособление и инструмент	
					наименование	ш
1	2	3		5	6	7
1	Контроль болтовых соединений согласно чертежу, инструкциям, РТМ	Контроле р			Измерительные инструменты	
1 . 2 4	Установить гермостенку нервюры № 3 в сборе и стыковочные накладки (угольники), крепить окончательно штатным крепежом на внутришовном герметике согласно чертежу, инструкциям, ТИ, РТМ	Слесарь сборщик, Клепальщ ик			Сверлильные машины, клепальный млот, спец света	
1	Контроль заклепочных соединений и герметизации согласно чертежу инструкциям, РТМ	Контроле р			Измерительные инструменты	
1 . 2 6	Установить стенку и пояса нервюры № 27, крепить с лонжеронами панелями штатным крепежом согласно чертежу, инструкциям, ТИ РТМ	Слесарь сборщик, Клепальщ ик			Сверлильные машины, клепальный млот, спец	
1	Контроль качества установки и заклепочных соединений согласно чертежу, инструкциям, ТИ, РТМ	Контроле р			Измерительные инструменты	
1 . 2 8	Установить съемные панели № 1,2, 3, фиксировать по разьему 3 н.к. крепить технологическим крепежом с односторонним подходом	Слесарь сборщик			Технологически й крепеж с односторонним подходом	
1 . 2	Разделать окончательно отверстия под болты крепления съемных панелей по продольным стыкам и нервюрам	Сверловщ ик			Развертывательн ые машины,	

ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СБОРКИ				Чакар	Лис	
				Проектиро	Лис	6
№ операции	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Норма времени	Приспособление и инструмент	
					наименован	шиф
1	2	3		5	6	7
1 . 3	Расфиксировать съемные панели по разьему 3 н.к., снять технологический крепеж, снять панели	Слесарь сборщик			комплект Стеллаж, г/ключ, отвёртка,	
1 . 3	Провести клепку гермогаек под болты крепления съемных панелей согласно чертежу, инструкциям, ТИ, РТМ	Клепальщик			Клепальный молоток, пневмоскоб	
1 . 3	Контроль качества выполнения заклепочных соединений согласно чертежу, инструкциям, ТИ, РТМ	Контролер			Измерительные	
1 . 3	Очистить внутренний объем бак - кессонов от посторонних	Слесарь			Пылесос	
1 . 3	Приклеить гермопрокладку под съемные панели по продольным стыкам и нервюрам согласно чертежу, инструкциям, ТИ, РТМ	Слесарь сборщик			Кисть банка с клеем	
1 . 3	Установить съемные панели № 1, 2, 3, крепить технологическим болтами через 2 -3 шага (30% крепежа)	Слесарь сборщик			Гайковерт МРЗТ	
1 . 3	Установить рубильники, фиксировать. Произвести контроль обводов кессона в соответствии чертежом, инструкциями, ТИ, РТМ фиксацию, кронштейнов навески, моторам, закрылков,	Слесарь сборщик, Контролер			Измерительные инструмент	

		ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СБОРКИ				Чакар Эмре	Лист	
						Проектировал	Листов	6
№ операции	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Норма времени	Приспособление и инструмент			
					наименова	шифр		
1	2	3	4	5	6	7		
	разъем							
1	Расфиксировать рубильники, кронштейны разъема 3 н.к., кроме кронштейнов навески моторам, откатить рубильники	Слесарь сборщик	4		Стеллаж, г/ключ, отвёртка, ванночки для крепежа			
1	Установить транспортировочные балки по 6 и 16 н.к. со стороны верхней панели, крепить болтами к анкерным гайкам такелажных узлов согласно чертежу по I и II лонжеронам	Слесарь сборщик	4		Кран - балка Р = 5 т., спец. Транспорт			
1	Застропить тросс траверсы за балки, слегка натянуть тросса расфиксировать кессон окончательно по всем узлам, произвести выем и кантовать из вертикального положения в горизонтальное, установить на ложементы стенда	Слесарь сборщик	4		Кран — балка Р = 5т.			

		ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СБОРКИ			Чакар Эмре	Лист	
					Проктиронал	Листок	
№ операции	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Норма времени, мин	Приспособление и инструмент		
					наименование	шифр	
1	2	3		5	6	7	
	Маршрутный технологический процесс сборки типовой						
00	Установить стенку в приспособление, базировать по БО, фиксировать прижимами	Слесарь сборщик			Универсальное приспособление		
01	Установит на стенку пояса верхний и нижний, базировать по упорам, фиксировать прижимами, крепить т/крепежом.	Слесарь сборщик			Универсальное приспособление		
02	Расфиксировать, снять стенку, развернуть на 180°.	Слесарь			Верстак		
03	Установить на стенку стойки, базировать по СО, крепить т/крепежом.	Слесарь сборщик			Прижимные фиксаторы		
04	Контроль качества установки деталей.	Контролер			Стандартный измерительный		
05	Выполнять скрепление деталей заклепками в автоматическом режиме на клепальном автомате модели ЛК, согласно чертежу, инструкции ТИ, ПИ, ОСТ, РТМ	Слесарь сборщик			Клепальный ав-томат ЛК-5,5-1,2		
06	Произвести доклепку заклепок в местах недоступных для клепки на клепальном автомате.	Слесарь сборщик					
07	Контроль качества клепки в соответствии с чертежом, инструкции ТИ, ПИ, ОСТ, РТМ.	Контролер			Стандартный измерительный инструмент		
08	Покрывать ЛКП головки заклепок в соответствии с чертежом и ОСТ.	Слесарь сборщик			Стеллаж		
09	Транспортировать нервюру, уложить в стеллаж.	Слесарь сборщик					

		ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СБОРКИ			Чакар	Л
					Проекты	Л 4
№ операции	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Норма времени, мин	Приспособление и инструмент	
					наименование	ши
1	2	3	4	5	6	7
	Маршрутный технологический процесс сборки типовой 2-го лонжерона и каркаса хвостовой части					
00	Установить в стапель фитинг по 3 н.к., базировать по стыковочным отверстиям разъема, фиксировать винтовыми	Слесарь сборщик	4		Стапель сборки	
01	Установить стенки, базировать по БО в стенках, фиксировать винтовыми прижимами.	Слесарь сборщик	4			
02	Установить верхний и нижний пояса лонжерона, базировать по упорам на рубильниках, выставить, совмещая привалочные поверхности на фитинге и поясах, фиксировать, крепить	Слесарь сборщик	4			
03	Установить типовые стойки, базировать по СО, крепить	Слесарь	4			
04	Установить фитинги, кронштейны, стойки, кницы по нервюрам №4-26, базировать по отверстиям и упорам, крепить т/крепежом.	Слесарь сборщик	4			
05	Контроль качества установки деталей.	контроль	5		Стандартный из-	
06	Разметить на стенках лонжерона контуры деталей для определение границ нанесения внутришовного герметика.	Слесарь сборщик	4			
07	Расфиксировать, снять лонжерон со стапеля, переместить к сверлильной установке.	Слесарь сборщик	4		тельфер, траверса	
08	Выполнить сверление отверстий под заклепки крепления фитингов поясов, стоек, кронштейнов со стенкой 2-го лонжерона согласно чертежу, ТИ, ПИ.	сверловщик	4		Сверлильная установка	

		ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СПОРКИ			Чакар Эмре		Лист	
					Проектировал		Листовп	
№операции	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Норма времени, мин	Приспособление и инструмент			
					наименова	шифр		
1	2	3		5	6	7		
	Снять т/крепеж, снять детали со стенки лонжерона, удалить заусеницы.	Слесарь сборщик			ложементы			
	Обезжирить, нанести виутришовный герметик на поверхность деталей согласно чертежу и ТИ.	Слесарь сборщик			шпатель, салфетка			
	Собрать стенку лонжерона с поясами, фитингами, стойками, кницами, кронштейнами на внутришовном герметике, крепить	Слесарь сборщик						
	Переместить лонжерон на клепальный пресс.	Слесарь						
	Крепить детали лонжерона заклепками на клепальном прессе в течение жизнеспособности герметика согласно чертежу, ТИ, ПИ,	Клепальщик			Клепальный пресс			
	контроль качества выполнения заклепочных соединений в соответ-твии чертежу, чертежу, ТИ, ПИ.	контролер			Стандартный измерительный инструмент			
	Установить лонжерон в стапель, фиксировать элементами стапеля по БО и базовым поверхностям.	Слесарь сборщик						
	Крепить фитинги, кронштейны, стойки, кницы болтами согласно чертежу, ТИ, ПИ, РТМ.	Слесарь сборщик			Сверлильная машинка,			
	Покрыть ЛКП заклепочные и болтовые соединения в соответствии с ост.	Слесарь сборщик						
	Контроль качества сборки в соответствии с чертежом, ТИ, ПИ, РТМ	контролер			Стандартный измерительный			

		ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА СВОРКИ			Чакар Эмре	Лист	
					Проектиро	Листов	4
№ операции	Наименование операций и переходов с указанием наименований и номеров собираемых изделий	Специальность	Разряд	Норма времени, мин	Приспособление и инструмент		
					наименование	шифр	
	2	3		5	6	7	
	ОСТ.				инструмент		
19	Установить кронштейны навески закрылков по 4, 9, 13, 18 н.к., базировать по отверстиям с втулками и упорами, крепить болтами с лонжеронами согласно чертежу, ТИ, ПИ, РТМ, ОСТ.	Слесарь сборщик			Сверлильная машинка, сверлиль-но-зенковальная		
20	Повторить операцию 18.	контролер			Стандартный измерительный		
21	Установить кронштейны навески элеронов по 21, 23, 26 н.к., базировать по отверстиям и упорам стапеля, крепить болтами с лонжероном согласно чертежу, ТИ, ПИ, РТМ, ОСТ.	Слесарь сборщик			Сверлильная машинка, сверлиль-но-зенковальная машинка, резьбо-завертывающая		
	Установить торцевые и промежуточные хвостовые нервюры по 3-17 н.к., базировать по рубильникам и упорам, крепить заклепками и болтами согласно чертежу, ТИ, ПИ, РТМ, ОСТ.	Слесарь сборщик			Сверлильная машинка, клепальная машинка, резьбозавертывающая		
	Установить нервюры 1-8 элеронной зоны, базировать по рубильникам и упорам, крепить заклепками и болтами согласно чертежу, ТУ ПИ, РТМ, ОСТ.	Слесарь сборщик			Сверлильная машинка, клепальная машинка,		
	Установить профили, уголки, кницы продольного набора каркаса хвостовой части по 3-20 н.к. (зона закрылка), базировать по упорам	Слесарь сборщик			Сверлильная машинка, клепаль-		

## Список использованной литературы

1. Евсеев Л.А. Расчёт на прочность крыла большого удлинения. -Харьков., ХАИ - 1985, 98 с.
2. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. - М., Машиностроение - 1991, 396 с.
3. Кононенко В. Г. Технология производства летательных аппаратов. - Киев., 1974, 221 с.
4. Тихомиров В.А. Основы проектирования самолётостроительных заводов и цехов. - М., Машиностроение - 1965, 328 с.
5. Набатов А.С. Технологическое проектирование участков и цехов. -Харьков., ХАИ,-2002, 79 с.
6. Бабушкин А. И. Экономическое проектирование производственного подразделения предприятия. - Харьков., ХАИ, - 1999,85 с.
7. Григорьев В.П., Ганиханов Ш.Ф. Приспособления для сборки узлов и агрегатов самолётов и вертолётот. - М., Машиностроение - 1977, 137 с.
8. Нормали завода пневмо-гидрооснастки для станочных и сборочных приспособлений. - 1985, 88 с.
9. ХГАПП технологическая и конструкторская докумен

