

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи

Колпаков Андрей Михайлович



**Исследование трехслойных несущих поверхностей
авиационных конструкций с возможностью управления
пограничным слоем**

Специальность 05.07.02. Проектирование, конструкция и производство
летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук,
профессор
Долгов Олег Сергеевич

Москва 2020

Оглавление

Введение.....	3
Актуальность темы исследования	28
Степень разработанности темы	29
Цели и задачи исследования	30
Научная новизна.....	32
Теоретическая и практическая значимость работы.....	33
Методология и методы исследования.....	34
Положения, выносимые на защиту	34
Степень достоверности и апробация результатов	35
Апробация результатов работы	36
Глава 1. Общие сведения о различных заполнителях ТК.....	37
Глава 2. Управление пограничным слоем	73
Глава 3. Прочностной анализ закрывка ТК с различными вариантами дискретного заполнителя	91
Глава 4. Ключевые принципы обеспечения технологичности конструкции закрывка с заполнителем в виде регулярных дискретных элементов.....	105
Заключение	120
Словарь терминов.....	122
Список литературы	124
Список иллюстрированного материала	140
Приложение 1. Описание эксперимента по изготовлению образцов заполнителей имеющих дискретную структуру	150
Приложение 2. Предлагаемые варианты дискретных заполнителей состоящие из различных дискретных ячеек	155

Введение

Требования по прочности, весу и функциональности, предъявляемые к современным *авиационным конструкциям* (АК), непрерывно повышаются, а условия эксплуатации становятся все более жесткими.

Таким образом, современные АК ввиду расширения рабочего поля эксплуатации авиационной техники должны удовлетворять целым комплексам различных требований:

- Обладать необходимыми прочностными характеристиками;
- Сопротивляемости химическому воздействию агрессивных сред;
- Сопротивляемости воздействию ультрафиолетового излучения;
- Нормальному функционированию в условиях работы при высоких и низких температурах;
- Обеспечение теплоизолирующей функции;
- Обеспечение звукоизолирующей функции;
- Работе в условиях высокой влажности;
- Работе в условиях высокого и низкого давления;
- Экономических факторов;
- Требований экологичности;
- Технологичности конструкции.

Создание АК, из существующих на сегодняшний день материалов, способной одновременно удовлетворить всем предъявляемым требованиям, является весьма затруднительной задачей.

При этом, существует множество различных элементов АК, в которых, исходя из условий эксплуатационных нагрузок, допускается использование панелей с очень малыми толщинами обшивки, а иногда наличие не одной, а двух таких обшивок, ограничивающих панель с обеих сторон. Особенно это касается таких элементов АК, как панели крыла, рули, элероны, интерцепторы, закрылки, и т.п.

С технологической точки зрения проектирование подобных АК с классическим силовым набором (состоящим из продольных и поперечных элементов), является трудной задачей из-за необходимости присоединения второй обшивки. Данное обстоятельство значительно усложняет технологические процессы при изготовлении конструкций такого рода. Также из-за необходимости увеличения значения местных критических напряжений в обшивке вынуждает авиаконструктора устанавливать множество подкрепляющих элементов, что в свою очередь увеличивает общую массу АК.

Выходом из данной ситуации на сегодняшний день является применение *трёхслойных конструкций (ТК)* в конструкции *летательных аппаратов (ЛА)*.

ТК являются весьма обширным и важным классом многослойных конструкций. Принцип работы двутавровой балки и **ТК** схожи.

Стремление конструкторов использовать **ТК** обуславливается тем, что в любом поперечном сечении изогнутой балки нормальные напряжения распределены по линейному закону с максимальными значениями во внешних слоях и нулевым значением в нейтральном (серединном) слое (Рисунок 1). Следовательно, в полной мере работают только крайние волокна сечения.

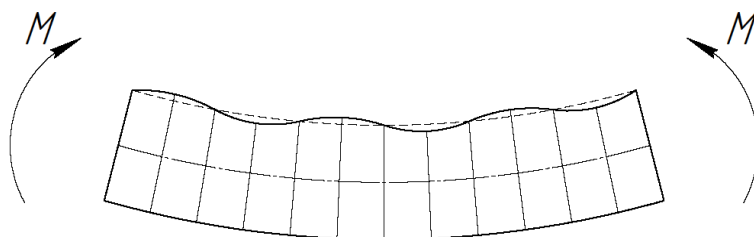


Рисунок 1. Деформированное состояние ТК при изгибе

Несущие слои воспринимают продольные нагрузки (растяжение, сжатие, сдвиг) в своей плоскости и поперечные изгибающие моменты.

Несущие слои авиационных **ТК**, как правило, изготавливают из листов более прочных и лёгких материалов:

Металлов:

- Алюминиевых сплавов;
- Титановых сплавов;
- и т.п.

Композиционных материалов:

- Углепластик;
- Стеклопластик;
- и т.п.

В зависимости от условий эксплуатации, несущие слои могут состоять из нескольких разнородных материалов, являясь многослойными.

Заполнитель в **ТК** воспринимает поперечные силы при изгибе и обеспечивает совместную работу и устойчивость несущих слоев, это свойство делает работу заполнителя схожей с работой стенки двутавровой конструкции.

На сегодняшний день в **АК** применяется множество разнообразных типов заполнителей, которые отличаются друг от друга своими структурами (Рисунок 2) и материалами из которых они изготавливаются (металлические, неметаллические (в том числе композиционные)).

При выборе материала и структуры заполнителя в авиационных **ТК** всегда преследуется цель снизить плотность наполнения материалом объема занимаемого конструкцией. Это связано с тем, что основную работу выполняют несущие слои **ТК** и задача заполнителя сводится к скреплению между собой несущих слоёв при разнесении их на необходимое расстояние.

Различные комбинации материалов несущих слоев и заполнителя **ТК**, позволяет реализовывать необходимые для авиационных конструкций физико-механические свойства, при относительно малом весе.

Таким образом, **ТК** при малом весе обладают повышенной жесткостью на изгиб. Мировой опыт эксплуатации **ТК** в **АК** показал их высокую эффективность, а порой – их незаменимость.



Рисунок 2. Классификация структур наполнителей трёхслойных конструкций.

Одним из направлений, подтверждающих актуальность данных исследований, является задача обеспечения возможности, использования в качестве ВПП сверхкоротких грунтовых площадок расширяя тем самым возможности применения самолётов, что особенно актуально в ситуации повсеместного сокращения аэродромов классов Д и Е.

Облик трёхслойной несущей поверхности с возможностью управления пограничным слоем оказывает существенное влияние на его прочностные, аэродинамические и технологические параметры.

Среди ведущих мировых аэрокосмических предприятий наблюдается устойчивая тенденция к переходу на использование методов мультидисциплинарных подходов к проектированию авиационных конструкций. Внедрение научных достижений по указанным направлениям в область разработки ТНПСВУПС создаёт предпосылки перехода от традиционных методов к парадигме проектирования на основе мультидисциплинарного подхода, что обеспечит повышение эффективности разрабатываемых авиационных систем, а так же сокращение временных затрат на процесс разработки.

Актуальность работы заключается в том, что разработанная методика позволяет решать широкий круг важных практических задач, востребованных при проведении спасательных, учебных и транспортных полётов, и позволяет повысить эффективность проектирования дискретных заполнителей ТНПСВУПС, и достигнуть улучшения требуемых характеристик по нескольким критериям.

Актуальность диссертационного исследования обусловлена следующими факторами:

1. Проблема определения облика ТНПСВУПС затрагивает большую номенклатуру прикладных задач, связанных с учётом различных аспектов;
2. Методика определения облика ТНПСВУПС повышает эффективность авиационных систем и воздушных операций, включающих спасательные, учебные и транспортные полёты;

3. Перспективным направлением развития методов проектирования ТНПСВУПС считается переход от решения отдельных монодисциплинарных задач к созданию комплексных мультидисциплинарных систем определения облика;

4. Необходимость обеспечения требуемых критериев конструкции ТНПСВУПС, для решения проблемы негативного воздействия срывных явлений на несущих поверхностях ЛА;

В конце 20-х, начале 30-х годов XX-го века, авиационная промышленность всего мира стала заменять материалы авиационных конструкций с деревянных на металлические.

В 80-е годы прошлого века в авиации началась "композитная революция": в элементах конструкции сначала военных, а потом и гражданских самолетов все чаще стали применять полимерные композиционные материалы (ПКМ) в основном стеклопластики и углепластики на основе тканей различного плетения и их комбинации.

Использование ПКМ в авиации началось именно с военных ЛА. В то время конструкторов в первую очередь волновала проблема решение задачи снижения массы элементов конструктивно-силовой схемы (КСС) обеспечивающих требуемую прочность и жесткость агрегатов планера (стрингеры, лонжероны, нервюры, шпангоуты, обшивка), при воздействии на них силовых факторов - изгиба, сдвига, кручения.

Эти меры работы были направлены в первую очередь на повышение тактико-технических характеристик (ТТХ) боевых ЛА ради получения преимущества над противником при выполнении боевых операций (увеличения: скорости; допустимых перегрузок ЛА - маневренности; массы полезной нагрузки и т.д.) и только в конце повышение ресурса.

В самом начале применение ПКМ ограничивалось не самыми ответственными и малогабаритными элементами конструкции ЛА (лючки, обтекатели, и т.д.) и только спустя количество времени дошла очередь до

основных элементов конструкции (панелей крыла, закрылков, предкрылков и т.д.). На сегодняшний день доля ПКМ в конструкции новейших истребителей составляет от 40% до 60%.

Поскольку большинство ТК применяемых в авиастроении имеют в качестве несущих слоёв листы из ПКМ, внедрение ТК можно сказать идёт рука об руку с внедрением именно композиционных материалов в конструкции новых ЛА.

На сегодняшний день повсеместно происходит массовый продуманный переход от металлических авиационных конструкций на конструкции из ПКМ. Доля композиционных материалов в конструкции гражданских ЛА также постоянно растёт [1].

При проектировании современных гражданских ЛА наивысшим приоритетом является требование обеспечения безопасности перелётов, за ним следуют комфортабельность, экологичность, оперативность и т.д.

В настоящее время скорость пассажирских авиалайнеров колеблется в пределах от 800 до 1000 км/ч. При этом полёты пассажирских авиалайнеров, как правило, совершаются на высотах от 9 до 12 тысяч метров.

Данное значение не является случайным. Всё дело в том, что дальность полёта на высотах 9-12 км у реактивных самолётов возрастает более чем в 1,5 раза по сравнению с дальностью у земли, а так же метеорологические условия на большой высоте не зависят от погоды у земли.

При этом на летательный аппарат воздействуют факторы окружающей среды, такие как давление и температура. Изменение давления и температуры в зависимости от высоты не является линейной (рис.3).

Поскольку полёты стали доступнее, чем когда-либо ранее и годовое значение перевезённых авиапассажиров во всём мире уже превысило 4 000 000 000 - особенно важным является обеспечение безопасности, надёжности и регулярности выполнения пассажирских рейсов.

На высотах от 9 до 12 тысяч метров температура окружающей среды снижается с ростом высоты от $-43,5^{\circ}\text{C}$ до $-56,5^{\circ}\text{C}$, давление так же снижается, составляя примерно с $0,3 \div 0,2$ от значения на уровне моря (Рисунок 4).

При этом авиационная техника должна стабильно работать и обеспечивать жизнедеятельность человеческого организма не способного самостоятельно выжить в таких экстремальных условиях. Нормальная жизнедеятельность человеческого организма на большой высоте обеспечивается с помощью герметических кабин.

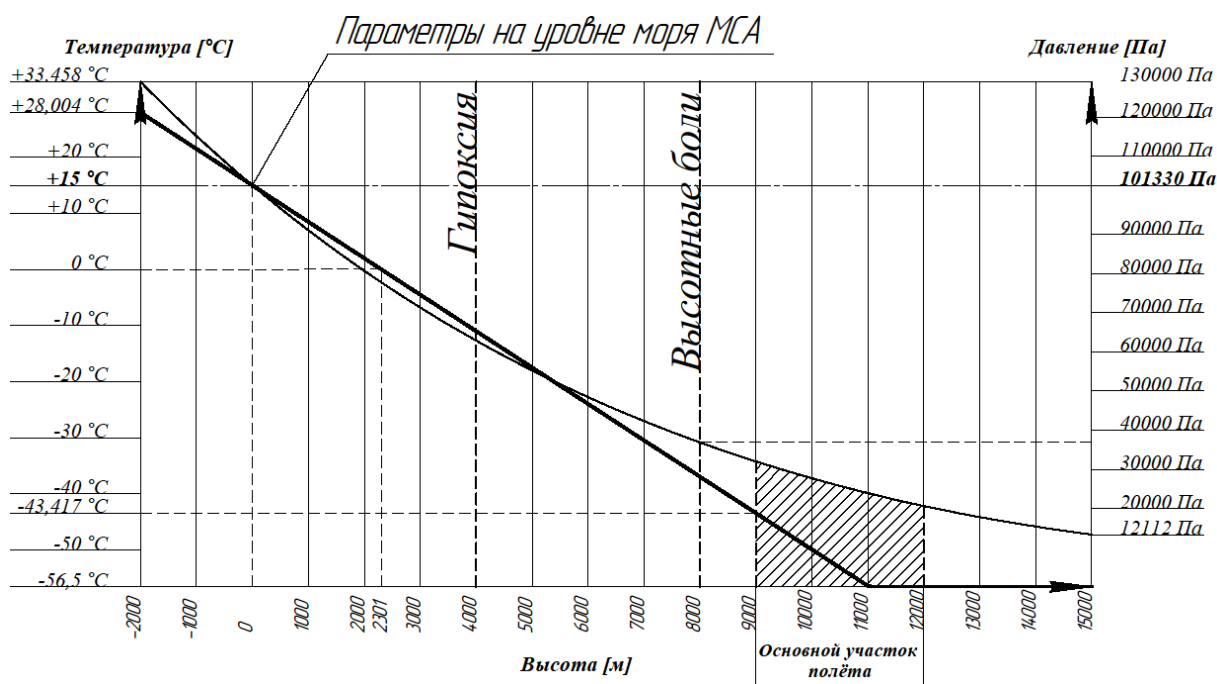


Рисунок 3. График изменения давления и температуры в зависимости от высоты на высотах от -2000 м до 15000 м (ГОСТ 4401-81[2])



Рисунок 4. График изменения давления и температуры в зависимости от высоты на высотах от 9000 м до 12000 м (ГОСТ 4401-81[2])

Давление в герметических кабинах меняется в зависимости от высоты полёта. Дело в том, что необходимость поддержания давления на уровне одной атмосферы на больших высотах будет приводить к существенному усилению конструкции гермокабины и как следствие снижению весовой отдачи конструкции самолёта в целом.

Таким образом, всегда выбирается компромиссное решение между необходимостью обеспечить допустимое давление на необходимом уровне и конструктивными соображениями, чтобы величина избыточного давления в кабине не приводила бы к утяжелению конструкции.

Во избежание негативного влияния высоты на человеческий организм в гермокабине, как правило, до некоторой высоты давление плавно изменяется, а далее на основном участке полёта на больших высотах сохраняется постоянный перепад давлений $P_{изб} \approx 0,4 \div 0,6$ атм. и осуществляется добавление необходимого количества кислорода для нормальной жизнедеятельности экипажа и пассажиров (Рисунок 5).

Для пассажирских самолётов, совершающих полёты на высотах до $H=12$ км, обычно применяют закон регулировки (кривая 123, Рисунок 5). В этом случае

обеспечивается плавное изменение давления допустимое для человеческого организма.

На сегодняшний день компания Boeing являющаяся одним из крупнейших мировых производителей авиационной, космической и военной техники взяла курс на применение в конструкции пассажирских авиалайнеров композиционных материалов.

На сегодняшний день одним из ярчайших примеров такого внедрения ПКМ в конструкцию ЛА может служить самолёт Boeing 787 Dreamliner, 50% элементов конструкции которого изготовлены из композитных материалов на основе углерода (для сравнения у модели 777 это лишь 9%), что позволило значительно уменьшить его массу. В результате 787-й стал легче и прочнее, чем обычный лайнер из алюминиевых сплавов.

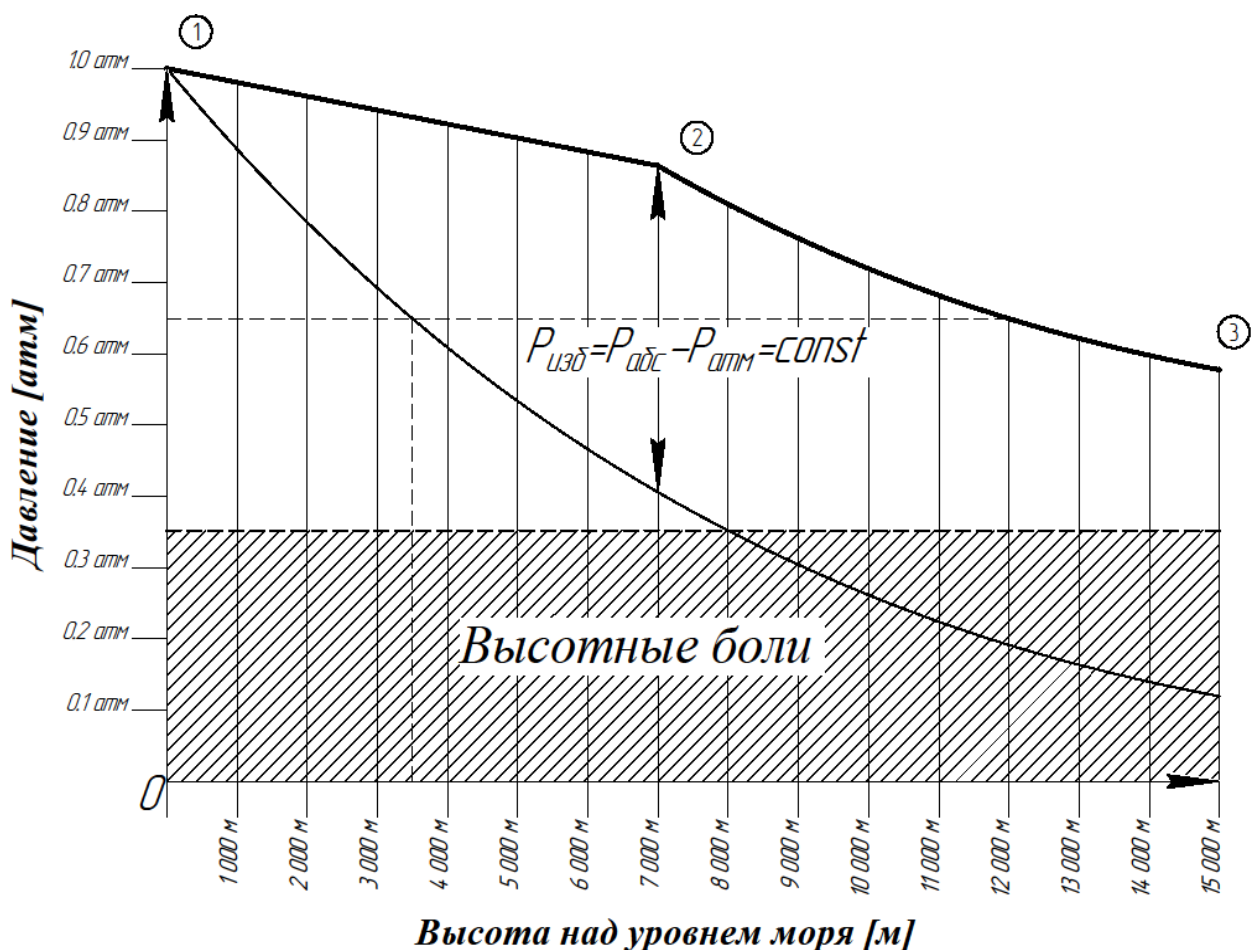


Рисунок 5. Изменение давления воздуха в герметической кабине в зависимости от высоты на основном участке полёта

Более упругий композитный корпус Boeing 787 Dreamliner позволяет поддерживать в салоне давление на уровне, соответствующем высоте 1800 м, тогда как в салоне обычного алюминиевого пассажирского самолёта давление соответствует высоте 2400 м.

На Рисунок 6 показано применение композитов в конструкции широкофюзеляжного двухдвигательного пассажирского самолёта Boeing 787 Dreamliner (американская корпорация The Boeing Company).

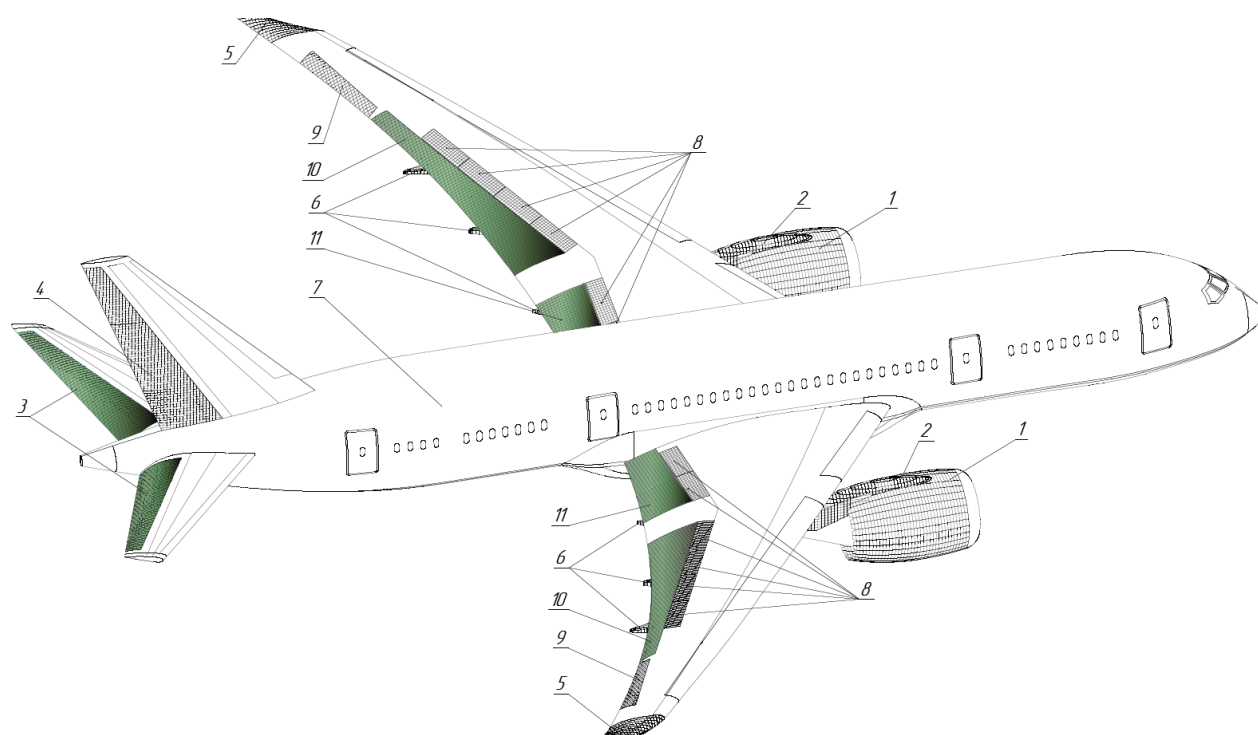


Рисунок 6. Применение трёхслойных композиционных материалов в конструкции самолета Boeing 787 Dreamliner

- 1- мотогондола;
- 2- пилон;
- 3- руль высоты;
- 4- руль направления;
- 5- законцовки крыла;
- 6- обтекатели закрылков;
- 7- панели пола;
- 8- интерцепторы;

- 9- элероны;
- 10- флапероны;
- 11- закрылки.

Как видно на Рисунок 6 в конструкции самолета нашло применение большое количество трёхслойных элементов конструкции выполненных из ПКМ.

Как упоминалось выше переход на конструкции их ПКМ происходит повсеместно и необходимо упомянуть, что кроме американской корпорации The Boeing Company внедрение ПКМ в конструкции ЛА так же занимаются множество зарубежных и отечественных производителей авиационной техники. Приведём несколько конкретных примеров:

Продукция компании Airbus S.A.S. - являющейся одной из крупнейших авиастроительных компаний в мире, производящая пассажирские, грузовые и военно-транспортные самолёты под маркой *Airbus*.

– **Airbus A320** - узкофюзеляжный двухдвигательный турбореактивный самолёт для авиалиний малой и средней протяжённости, разработанный в середине 80-х годов XX-го века, доля применения ПКМ составляет **15%** от общей массы ЛА;

– **Airbus A350** - дальнемагистральный широкофюзеляжный двухдвигательный турбореактивный пассажирский самолёт, первый самолёт Airbus, в котором фюзеляж и крыло в основном изготовлены из углепластика, доля применения ПКМ составляет **52%** от общей массы ЛА;

– **Airbus A380** - широкофюзеляжный двухпалубный четырёхдвигательный турбореактивный пассажирский самолёт, спроектированный в конце 1990-х годов (крупнейший серийный авиалайнер в мире) доля применения ПКМ составляет **25%** от общей массы лайнера;

Продукция отечественной авиастроительной компании ПАО «Туполев»:

– **Ту - 204** - среднемагистральный узкофюзеляжный двухдвигательный пассажирский самолёт, разработанный в конце 80-х - начале 90-х годов XX-го века. В процессе проектирования Ту – 204 с целью снижения массы

разработчики приняли решение о широком внедрении в конструкцию самолёта ПКМ Масса применённых на самолёте композитных материалов составила **14%** от массы конструкции.

Продукция отечественной авиастроительной компанией «Гражданские самолёты Сухого»:

– **Sukhoi Superjet 100 (Су - 95) (Сухой Суперджет 100)** – узкофюзеляжный двухдвигательный ближнемагистральный пассажирский самолёт спроектированный в 2003 году, (первый пассажирский самолёт, разработанный в Российской Федерации, после распада СССР), доля ПКМ составляет около **12%** от общей массы лайнера.

Продукция отечественной авиастроительной корпорации «Иркут» совместно с входящим в её состав «ОКБ Яковлева»:

– **МС - 21 («Магистральный самолёт XXI века»)** - перспективный российский среднемагистральный узкофюзеляжный двухдвигательный пассажирский самолёт. У МС - 21 на сегодняшний день наивысший показатель по весовой доле применения ПКМ в конструкции среди самолётов отечественного производства. Этого удалось достигнуть за счёт изготовления крыла (впервые для отечественного авиапрома) из ПКМ. На момент выпуска МС - 21 в мире имелось всего три самолёта, у которых крыло так же изготовлено из подобного материала: (Boeing B787 Dreamliner; Airbus A350 XWB; Airbus A220 (Bombardier CSeries)). В итоге доля ПКМ составила около **35%** от общей массы лайнера.

Полную (взлетную) массу ЛА можно выразить в виде уравнения существования ЛА (формулы Можайского).

Распишем полную взлётную массу ЛА, как сумму составляющих элементов:

m_0 **полная взлётная масса ЛА:**

$$m_0 = m_k + m_{cy} + m_{эк} + m_m + m_{об} + m_{nn} \quad (1)$$

– m_k **масса конструкции**

$$m_k = m_{ф} + m_{кр} + m_{он} + m_{кэ} + m_{тс} + m_{пу} \quad (2)$$

- $m_{\text{ф}}$ масса фюзеляжа;
- $m_{\text{кр}}$ масса крыла и механизации;
- $m_{\text{оп}}$ масса оперения;
- $m_{\text{кэ}}$ масса кабины экипажа;
- $m_{\text{тс}}$ масса топливной системы;
- $m_{\text{пу}}$ масса шасси и посадочных устройств.
- $m_{\text{су}}$ **масса силовой установки**

$$m_{\text{су}} = m_{\text{дв}} \cdot k_{\text{дв}} \quad (3)$$

$m_{\text{дв}}$ масса одного двигателя;

$k_{\text{дв}}$ количество двигателей.

$m_{\text{эк}}$ **масса экипажа**

$$m_{\text{эк}} = m_{1\text{эк}} \cdot k_{\text{эк}} \quad (4)$$

$m_{1\text{эк}}$ масса одного члена экипажа в лётном снаряжении;

$k_{\text{эк}}$ количество членов экипажа.

$m_{\text{т}}$ **масса топлива**

$m_{\text{об}}$ **масса авиационного, радио- и другого оборудования**

$m_{\text{пн}}$ **масса полезной нагрузки**.

Для примера рассмотрим Boeing 787 Dreamliner (787-9)

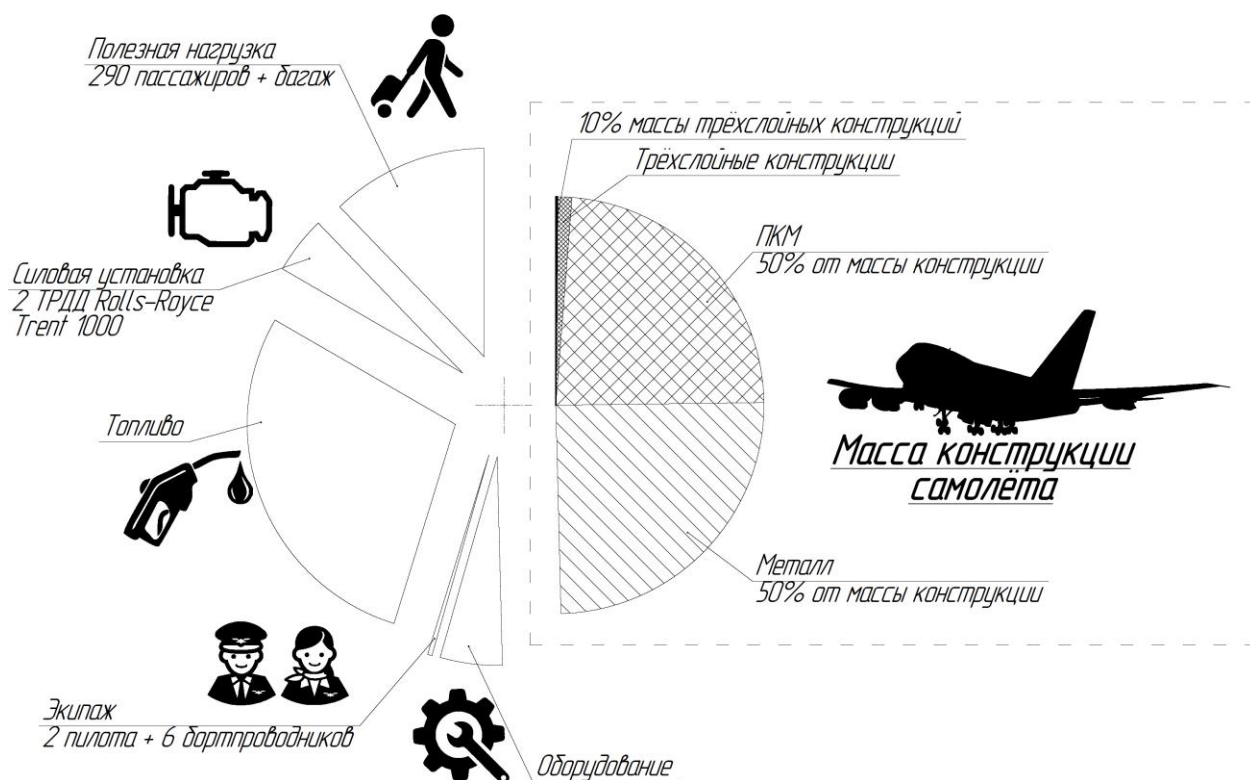


Рисунок 7. Графическое изображение уравнения существования ЛА (формулы Можайского) для авиалайнера Boeing 787 Dreamliner (787-9)

Максимальный взлётный вес равен	254 011 кг	100%
Масса конструкции	126 000 кг	<u>49,604%</u>
Масса двигателей (2 ТРДД×Rolls-Royce Trent 1000)		
	2×6120кг= 12 240 кг	<u>4,8187%</u>
(Масса экипажа = 2 пилота + 6 бортпроводников = 8 членов экипажа ×107 кг)		
	856 кг	<u>0,337%</u>
Масса топлива	72 574 кг	<u>28,571%</u>
Масса оборудования	11 311 кг	<u>4,453%</u>
Масса полезной нагрузки (290 пассажиров с багажом = 290×(87 кг+20 кг)		
	31 030кг	<u>12,216%</u>

Из Рисунок 7 видно, что даже в случае сокращения массы трёхслойных конструкций на 10% это не окажет значительного эффекта на полную взлётную массу самолёта.

При этом необходимо учесть трудозатраты необходимые для модернизации существующих самолётов такие как:

- Разработка новой конструкторской документации и переделывание готового руководства по лётной эксплуатации;
- Разработка новых технологических процессов изготовления деталей;
- Комплектация складов снабжения новыми запасными частями;
- Необходимость множества дорогостоящих сертификационных испытаний.

Экономическая целесообразность столь огромных вложений ради такого эффекта крайне сомнительна и не целесообразна.

Таким образом, можно подытожить, что совершенствование конструкции ЛА за счёт снижения массы трёхслойных конструкции входящих в него, т.е. решения задачи “*в лоб*” не может считаться актуальной задачей, поскольку на сегодняшний день трёхслойные конструкции уже практически достигли предела весового совершенства.

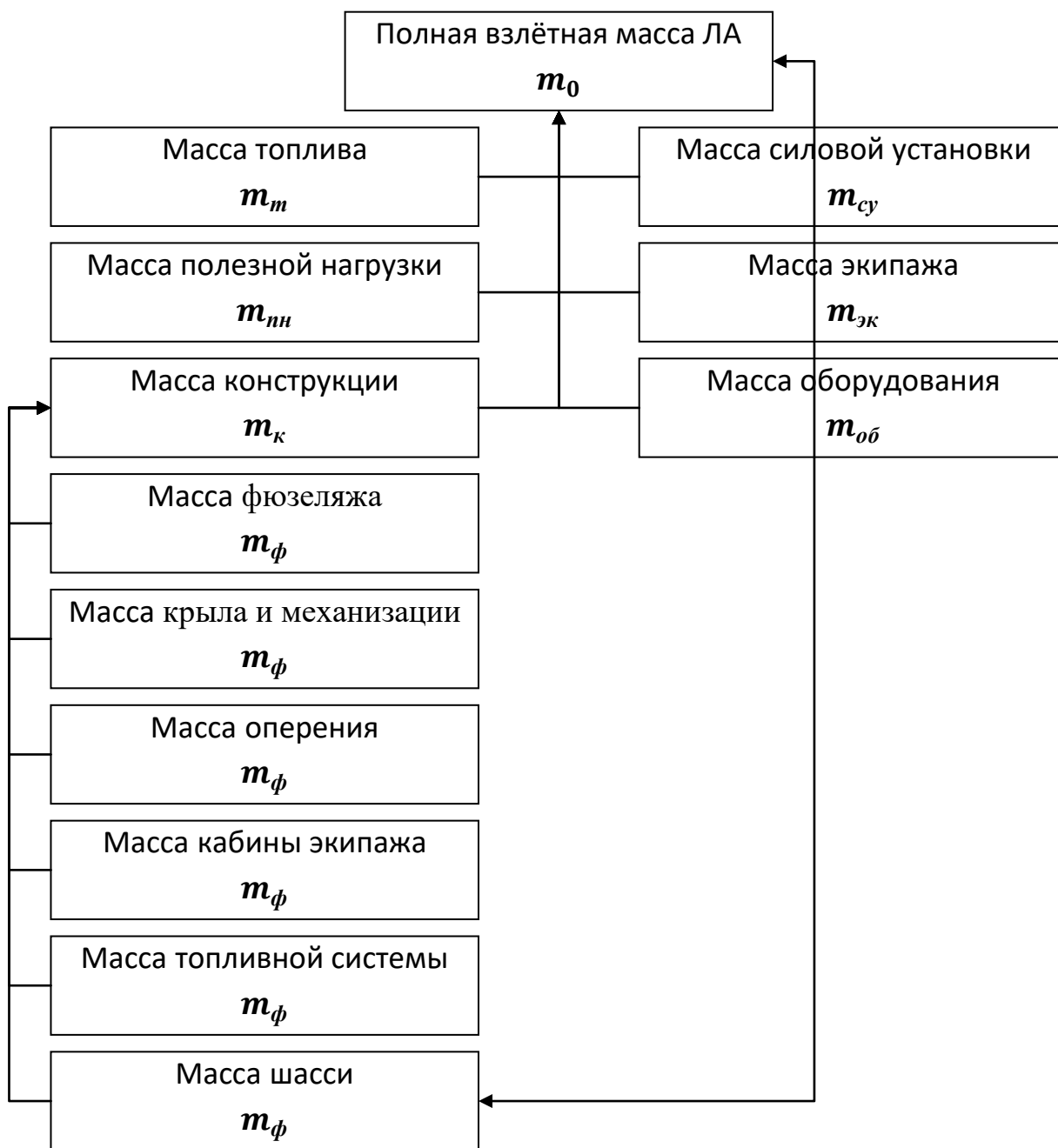


Рисунок 8. Полная взлётная масса ЛА

Связь взлетной массы ЛА (самолета) с требованиями ТЗ схематично представлена на (Рисунок 9).



Рисунок 9. Связь взлетной массы самолета с требованиями ТЗ

- $m_{пн}$ - масса полезной (коммерческой) нагрузки (пассажиры, их багажа, грузов и почты), которую самолет доставляет в место назначения;
- $m_{сн}$ - масса снаряжения и оборудования, которое обеспечивает определенные условия комфорта полезной нагрузки на борту. Масса снаряжения составляет не только оборудование (кресла, кухни и питание, системы кондиционирования и т.д.), но и масса экипажа и летно-подъемного состава (бортпроводников), которые обслуживают пассажиров. Следует отметить, что $m_{сн}$ существенно зависит от заданных ТЗ условий эксплуатации и применения. Предполагается эксплуатация самолета с элементарно подготовленных аэродромов, в состав оборудования должны

быть включены встроенные трапы и вспомогательная силовая установка, обеспечивающая работу системы кондиционирования во время стоянки самолета и подготовки его к полету. Такое же решение может быть принято, если требуется обеспечить независимость самолета от аэродромных средств обслуживания даже в высококлассных аэропортах;

– m_{ou} - масса оборудования управления, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное оборудование, система самолетовождения и энергетическое оборудование для работы всех систем). Состав и масса оборудования управления также существенно зависят от условий эксплуатации и применения самолета, состава и возможностей наземного оборудования, обеспечивающего навигацию в районе аэропорта назначения и по всей трассе полета;

– m_{cy} - масса силовой установки (двигателя, топливных систем), обеспечивающей необходимую скорость полета для доставки полезной нагрузки за время T на расстояние L ;

– m_k - масса конструкции самолета (фюзеляжа, крыла, оперения, шасси, системы управления рулями и элеронами).

Стоит отметить, что максимальная взлётная масса воздушного судна практически никогда не соответствует его полной снаряжённой массе. Существует понятие максимальной взлётной массы (**MTOW - max takeoff weight**) - максимальная масса воздушного судна, при которой оно может взлететь с соблюдением всех правил безопасности полётов.

- полной заправке топливом;
- полной загрузке полезным грузом.

Характерные массы ЛА показаны на (Рисунок 10).

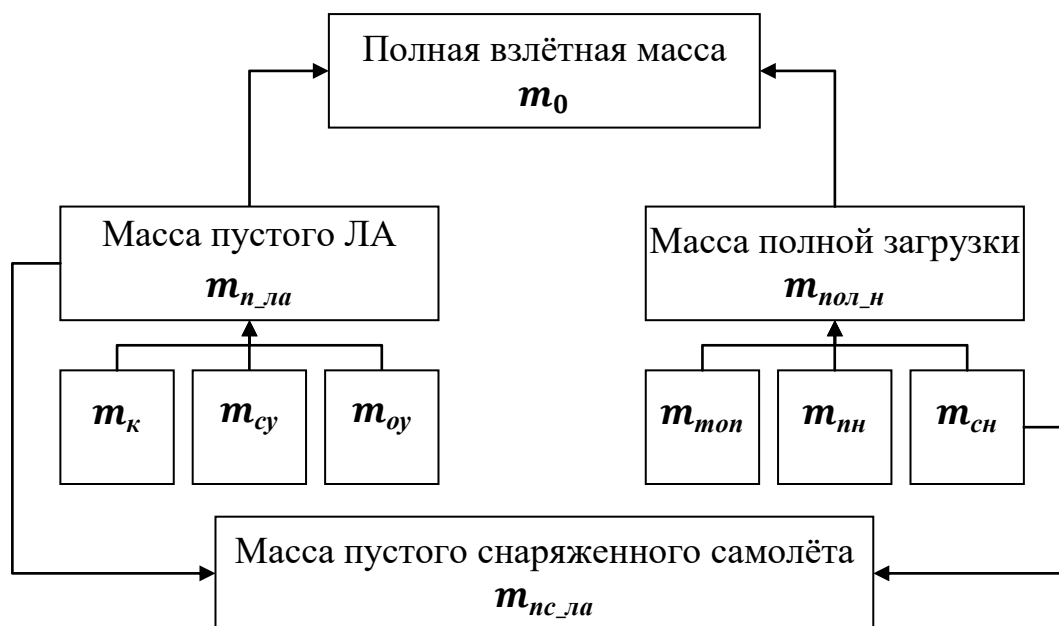


Рисунок 10. Характерные массы ЛА

$$m_0 = m_{п_ла} + m_{пол_н} \quad (5)$$

$$m_{п_ла} = m_k + m_{cy} + m_{oy} \quad (6)$$

$$m_{пол_н} = m_{топ} + m_{сн} + m_{пн} \quad (7)$$

Практически все входящие в уравнение существования массы зависят от взлётной массы самолета m_0 .

Существует циклическая взаимосвязь значений m_k и m_0 .

Чем больше m_0 , тем, больше материала придется затратить для обеспечения прочности и жесткости конструкции ЛА, т.е. будет расти m_k , входящая в m_0 .

m_k – масса конструкции самолета (фюзеляжа, крыла, оперения, шасси, системы управления рулями и элеронами);

m_{cy} – масса силовой установки (двигателя, топливных систем), обеспечивающей необходимую скорость полета для доставки полезной нагрузки за время T на расстояние L ;

m_{oy} – масса оборудования управления, которое обеспечивает

эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное оборудование, система самолетовождения и энергетическое оборудование для работы всех систем). Состав и масса оборудования управления также существенно зависят от условий эксплуатации и применения самолета, состава и возможностей наземного оборудования, обеспечивающего навигацию в районе аэропорта назначения и по всей трассе полета;

$m_{топ}$ – масса топлива на борту включает в себя топливо, необходимое для прогрева двигателей, маневрирования по ВПП, топливо для выполнения полетного задания, а также аэронавигационный запас, связанный с возможными изменениями в полете;

$m_{сн}$ – масса снаряжения и оборудования, которое обеспечивает определенные условия комфорта полезной нагрузки на борту. Массу снаряжения составляет не только оборудование (кресла, кухни и питание, системы кондиционирования и т.д.), но и масса экипажа и летно-подъемного состава (бортпроводников), которые обслуживают пассажиров. Следует отметить, что

$m_{сн}$ существенно зависит от заданных ТЗ условий эксплуатации и применения. Если предполагается эксплуатация самолета с элементарно подготовленных аэродромов, в состав оборудования должны быть включены встроенные трапы и вспомогательная силовая установка, обеспечивающая работу системы кондиционирования во время стоянки самолета и подготовки его к полету. Такое же решение может быть принято, если требуется обеспечить независимость самолета от аэродромных средств обслуживания даже в высококлассных аэропортах;

$m_{ни}$ – масса полезной (коммерческой) нагрузки (пассажиры, их багаж, грузов и почты), которую самолет доставляет в место назначения.

Здесь:

Относительная масса i -го элемента является отношением массы элемента конструкции ЛА к взлётной массе ЛА:

$$\xi_i = \frac{m_i}{m_0} \quad (8)$$

Группируя известные нам массы элементов от неизвестных, получаем:

$$m_0 = (m_{\text{ЭК}} + m_{\text{Т}} + m_{\text{ПН}} + m_{\text{СУ}}) + m_0(\xi_{\text{Ф}} + \xi_{\text{КР}} + \xi_{\text{ХО}} + \xi_{\text{КЭ}} + \xi_{\text{ТС}} + \xi_{\text{ПУ}} + \xi_{\text{ОБ}}) \quad (9)$$

Сокращая на m_0 , получаем:

$$1 = \frac{m_{\text{ЭК}} + m_{\text{П}} + m_{\text{ПН}} + m_{\text{СУ}}}{m_0} + (\xi_{\text{Ф}} + \xi_{\text{КР}} + \xi_{\text{ХО}} + \xi_{\text{КЭ}} + \xi_{\text{ТС}} + \xi_{\text{ПУ}} + \xi_{\text{ОБ}}) \quad (10)$$

Или, окончательно:

$$m_0 = \frac{m_{\text{ЭК}} + m_{\text{П}} + m_{\text{ПН}} + m_{\text{СУ}}}{1 - (\xi_{\text{Ф}} + \xi_{\text{КР}} + \xi_{\text{ХО}} + \xi_{\text{КЭ}} + \xi_{\text{ТС}} + \xi_{\text{ПУ}} + \xi_{\text{ОБ}})} \quad (11)$$

Сегодня трехслойные конструкции находят все более широкое применение в промышленности и в народном хозяйстве.

Необходимость одновременного удовлетворения ряду противоречивых требований приводит к идее разработки **ТК**, в которой её отдельные составляющие выполняли бы не только одну, а сразу целый ряд функций.

Таким образом, совмещение различных свойств в элементах авиационных **ТК** позволит отказаться от проектирования дополнительных систем, узлов и

агрегатов [3]. Такой подход позволит добиться “упрощения” конструкции и как следствие позволит снизить вес, увеличит надёжность и в конечном итоге повысит эффективность проектируемого ЛА.



Рисунок 11. Актуальность темы исследования.

Рассмотрим для примера закрылок самолёта. На сегодняшний день существует проблема, состоящая в том, что у щелевого закрылка имеется существенный недостаток, состоящий в том, что при больших углах его отклонения естественной струи, проходящей через щель между крылом и закрылком, недостаточно для ликвидации отрыва пограничного слоя.

Ликвидировать отрыв пограничного слоя на щелевом закрылке можно используя активные методы воздействия на *пограничный слой (ПС)*, а именно его отсос или сдув, что позволит значительно повысить подъёмную силу, что актуально для всех самолётов особенно на режимах взлёта и посадки.

Для обеспечения *управления пограничным слоем (УПС)* необходимо обеспечить беспрепятственное прохождение газа внутри конструкции закрылка. Таким образом,

- Современные трёхслойные конструкции достигли предела по минимизации массы. Дальнейшее облегчение заполнителей ТК не приведёт к существенному выигрышу по массе самолёта в целом.
- Для улучшения ЛТХ самолёта необходимо разрабатывать новые заполнители ТК совмещающие в себе множество функций (заполнителю ТК необходимо обеспечивать дополнительную функцию по транзиту газа).
- Возможно осуществить совершенствование ЛТХ самолета, в конструкции которого применяются закрылки ТК с возможностью управления пограничным слоем, за счёт применения заполнителей имеющих дискретную структуру.

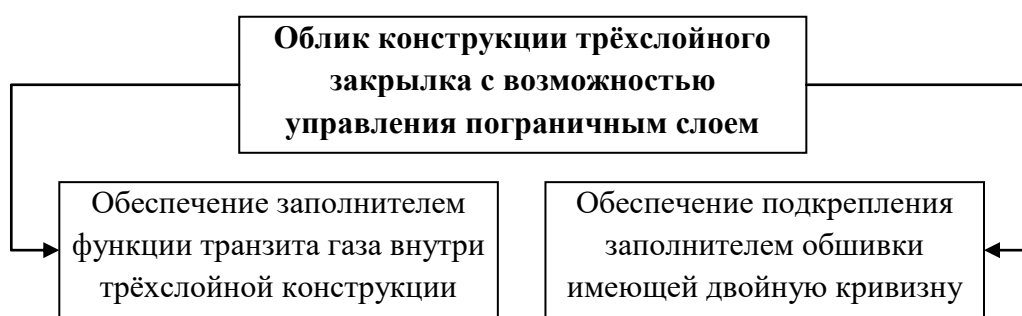


Рисунок 12. Облик конструкции трёхслойного закрылка с возможностью управления пограничным слоем.

При написании диссертационной работы автор опирался на труды известных учёных в области проектирования ТК. Обзор литературных источников посвящённых исследованиям различных ТК представлен в главе 1 и 2.

В последнее время появились новые нетрадиционные дискретные структуры, используемые в качестве заполнителя.

Следует отметить, что на сегодняшний день работы по исследованию авиационных **ТК** с такого типа заполнителями практически не ведутся.

Таким образом, многофункциональность трехслойных конструкций с дискретным заполнителем, требует более тщательного подхода к их проектированию.

Актуальность темы исследования

Проблема расширения авиационной мобильности требует расширения функций составных частей трёхслойных конструкций. Известным решением повышения мобильности летательных аппаратов является управление пограничным слоем, однако его применение в трёхслойных конструкциях требует детального исследования, поскольку требует обеспечения целого ряда специфических противоречивых требований, в первую очередь это касается структуры заполнителя. Предлагается решить двуединую задачу, которая позволит повысить эффективность летательных аппаратов за счёт обеспечения необходимых прочностных характеристики конструкции и обеспечения транзита воздуха внутри несущей поверхности к зоне обшивки, на которой осуществляется управление пограничным слоем. С помощью применения несущих поверхностей, имеющих трёхслойную конструкцию с возможностью управления пограничным слоем, можно решать широкий круг прикладных задач таких, как:

- снижение расстояния необходимого для разбега самолёта при взлёте и пробега при посадке;

- оперативная доставка грузов в районы ЧС не имеющих оборудованных ВПП с помощью самолётов;

- более точная посадка самолёта за счёт снижения воздушной скорости самолёта в момент касания ВПП;

- приводнение летающих лодок на поверхность небольших озёр;

- снижения импульса при касании ВПП и обеспечение возможности снижения массы посадочного устройства;

- увеличение точности касания торца ВПП за счёт увеличения времени на принятие решения членом экипажа, выполняющего функции командира воздушного судна.

Таким образом облик ТНПсВУПС позволяет увеличить вероятность успешного выполнения полётного задания.

Степень разработанности темы

Основы методик по расчёту и проектированию трёхслойных конструкций были заложены во второй половине 20-го века. Основные принципы расчёта трёхслойных авиационных конструкций, а так же отдельные аспекты разработки систем управления пограничным слоем систем были подробно рассмотрены отечественными учёными.

В работах Ендогура А.И. описана идеология проектирования трёхслойных авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов, а так же широко освещена перспектива применения заполнителей сотового типа.

В работах Халиулина В.И. описана технология изготовления регулярных складчатых конструкций, перспективы применения заполнителей шевронного типа.

В работе Абдуллина И.Н. рассмотрены трёхслойные конструкции с перспективным заполнителем стержневого типа.

В работе Стрелкова В.В. описана перспективность использования энергетических систем увеличения подъёмной силы самолетов короткого взлета и посадки (систем управления пограничным слоем).

В работах сотрудников кафедры №104 МАИ Бойцова Б.В., Абибова А.Л., Кириллова А.П., Кондратенко Р.М., Сироткина О.С. и Зайцева И.М. описаны перспективы применения пространственно-армированных заполнителей трёхслойных конструкций («тетра» конструкций), изготавливаемых из однонаправленных жгутов стекло- и углепластика. Конструкции этого типа имеют большую жесткость, и впоследствии они нашли применение в корпусах ракет и самолетов.

Согласно анализу открытых источников, задача синтеза облика ТНПСВУПС, для решения проблем негативного воздействия срывных явлений на несущих поверхностях ЛА, исследована недостаточно, отсутствуют методики, основанные на современных подходах мультидисциплинарного и мультикритериального проектирования. В связи с этим существует необходимость в разработке методики определения облика ТНПСВУПС, учитывающей двуединость проблемы с помощью современного методологического аппарата.

Цели и задачи исследования

Целью диссертационной работы является — разработка методики определения облика конструкции трехслойных несущих поверхностей, учитывающей специфику возможности управления пограничным слоем за счёт транзита воздуха через наполнитель и обладающей необходимой несущей способностью

Поставленная цель достигается последовательным решением следующих задач:

ЗАДАЧА 1

Разработка геометрических моделей трёхслойных конструкций, позволяющих решить двуединую задачу обеспечения требуемой несущей способности с обеспечением проницаемости наполнителя для транзита воздушного потока через наполнитель трёхслойной конструкции учитывающих технологические ограничения

ЗАДАЧА 2

Исследование картины обтекания несущей поверхности с точки зрения её влияния на требования, предъявляемые к геометрическим параметрам внутренних элементов конструкции, по обеспечению критерия проницаемости наполнителя для обеспечения подвода дополнительного объёма воздуха к проблемным зонам обшивки, для обеспечения возможности управления пограничным слоем.

ЗАДАЧА 3

Разработка прочностных моделей конструктивно-силовых схем ТНПСВУПС, соответствующих специфическим требованиям накладываемым условиями эксплуатации.

ЗАДАЧА 4

Проведение исследований по определению влияния технологических параметров на облик конструкции, полученной на базе разработанной методики, исходя из известных на сегодняшний день технологических возможностей.

Объектом исследования является трехслойная несущая поверхность с возможностью управления пограничным слоем.

Предметом исследования является процесс определения облика несущей поверхности имеющей трёхслойную конструкцию с возможностью управления пограничным слоем.

Научная новизна

Научная новизна диссертации заключается в создании методики определения облика ТНПсВУПС, позволяющей найти оптимальный по нескольким критериям вектор конструктивных параметров учитывающий специфические требования, предъявляемые к системам управления пограничным слоем, и построенной на архитектуре мультидисциплинарного подхода:

- разработана комплексная методика определения облика КСС ТНПсВУПС, особенностью которой является учёт междисциплинарных связей;
- решена комплексная задача мультидисциплинарных исследований, позволяющая проводить автоматизированное определение облика ТНПсВУПС, которая отличается от существующих тем, что методика учитывает специфику требований, предъявляемых к системам управления пограничным слоем и многокритериальность оценки эффективности системы;
- в работе сформулирована концепция увеличения подъёмной силы трёхслойного закрылка посредством системы принудительного сдува пограничного слоя с поверхности его верхней обшивки, что позволяет снизить требования самолётов, предъявляемые к протяжённости и покрытию поверхности ВПП;
- решены прикладные задачи по определению критических зон и допустимых напряжений возникающих в авиационных трёхслойных конструкциях с дискретной структурой заполнителя, увеличению устойчивости обшивки ТНПсВУПС за счёт местных усилений толщины обшивки, разработан способ изготовления дискретных заполнителей различных типов, который отличается от существующих учётом специфики сложности геометрии дискретных заполнителей трёхслойных конструкций и ориентирован на возможность серийного производства.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость работы заключается в создании методики решения задачи определения оптимального облика ТНПсВУПС с учётом требований и ограничений предъявляемых к решению задачи мультикритериальной оптимизации на базе численных методов и обобщений известных решений в области проектирования систем управления пограничным слоем.

Практическая значимость диссертационной работы заключается в том, что разработанная методика определения облика ТНПсВУПС позволяет при наличии технико-экономических ограничений определить оптимальный по заданным критериям облик и принять решение при наличии нескольких критериев оптимальности.

Разработанные алгоритмы и программная реализация решения задачи определения облика ТНПсВУПС, позволяют при проектировании такой системы:

- повысить качество проектно-конструкторских работ по созданию ТНПсВУПС;
- сократить время этапа предварительного проектирования за счёт широкого использования современных средств компьютерного математического моделирования;
- сформулировать целевые рекомендации по определению облика ТНПсВУПС.

Методология и методы исследования

В работе используются расчётно-теоретические методы исследования. Декомпозиция задач, построение математических моделей базируются на принципах системного подхода. Математическая задача отыскания оптимальных значений геометрических параметров дискретного заполнителя поставлена как задача многокритериальной оптимизации. Задача оптимизации прочностных характеристик конструкции решалась методом конечных элементов, который обладает следующими преимуществами:

- универсальности, (т.е. возможности решать практически любые краевые задачи), поскольку с его помощью можно описать любую область, так как, треугольники и тетраэдры легко покрывают объекты, имеющие крайне сложную геометрическую форму, например, такие как дискретный заполнитель.
- в нужных подобластях можно увеличить плотность вычислительной сетки, чтобы повысить точность вычислений в особенно критических зонах.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся следующие **научные положения**:

- методика определения облика ТНПсВУПС при наличии краевых ограничений в мультидисциплинарной мультикритериальной постановке задачи;
- алгоритмы и модели автоматизированного определения облика системы по заданным требованиям и ограничениям;
- результаты параметрических исследований.

Степень достоверности и апробация результатов

Достоверность обосновывается адекватным применением сертифицированных пакетов прикладного программного обеспечения (пакета ANSYS и многоцелевого конечно-элементного комплекса для инженерного анализа ABAQUS), верификацией и валидацией математических моделей, заключающейся в сравнении данных полученных на выходе моделей с экспериментальными данными.

Апробация результатов работы

Основные положения работы были доложены и обсуждены на следующих научно-технических конференциях и выставках техники:

- RoboticsExpo 2017;
- 12-й форум российского вертолетного общества;
- 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2017»;
- Молодежь и будущее авиации и космонавтики-2017;
- международный форум по коммерческой космонавтике и БПЛА InSpaceForum – 2018;
- Московский международный салон образования 2018;
- HeliRussia-2018;
- HeliRussia-2019;
- Гидроавиасалон Геленджик-2018;
- XXIV международная научная конференция “Системный анализ, управление и навигация”;
- МАКС2019;
- Молодежь и будущее авиации и космонавтики-2019;
- IX Национальная научно-техническая конференция;

Публикации автора по теме диссертации

Основные теоретические положения и результаты исследования опубликованы автором в 3 научных статьях в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК при Министерстве науки и высшего образования РФ, а также содержатся в тезисах докладов (4 работ) на научно-технических конференциях всероссийского и международного значения.

Глава 1. Общие сведения о различных заполнителях ТК

Трёхслойные конструкции можно классифицировать по ряду признаков и свойств (Рисунок 13):



Рисунок 13. Классификация трёхслойных конструкций.

Рассмотрим более подробно каждую из структур заполнителя:

Сотовые конструкции

Трёхслойные конструкции с сотовым наполнителем можно охарактеризовать как регулярные структуры, набранные из трубчатых элементов, имеющих сквозной канал между обшивками.

На сегодняшний день в авиационных конструкциях очень широко применяются трёхслойные конструкции с сотовым наполнителем. Такое широкое применение данного типа материала обусловлено тем, что сотовый наполнитель в сочетании с двумя внешними слоями представляют собой сэндвич-панель, обладающую более высокими прочностными характеристиками по сравнению с классическими авиационными конструкциями при том же или даже меньшем весе.

Название «*сотовые*» конструкции получили за наиболее распространённую гексагональную (шестигранную) структуру ячеек наполнителя, сходную с пчелиными сотами.

В большинстве случаев используют именно соты гексагональной формы. Они обеспечивают высокую удельную прочность и наиболее технологичны в изготовлении [4].

Принцип работы сотовых конструкций (СК)

Несущие слои воспринимают растяжение-сжатие, сдвиг в плоскости слоев и поперечный изгиб и предохраняют от внешнего воздействия сотовый наполнитель, при этом сотовый наполнитель воспринимает поперечный сдвиг и предохраняет тонкие несущие слои от потери устойчивости при продольном сжатии, обеспечивая в то же время их совместную работу.

Такое взаимодействие элементов СК обеспечивает большую жёсткость и высокую несущую способность СК при малой массе.

СК по принципу работы относятся к слоистым (трёхслойным) конструкциям, а по конструктивному исполнению наполнителя (в виде сотовых ячеек) являются ячеистыми конструкциями.

СК различают по различным характеристикам (Рисунок 14), [5], [6], [7].



Рисунок 14. Классификация сотовых конструкций.

- сплошные соты, не имеющие соединений, полученные, например, ткачеством на жаккардовых станках, экструзией из металлов и полимеров или прессованием из керамики;

- отдельные соты, образованные, как и в первом случае, гофрированными лентами, но не имеющие соединений по высоте трубчатых элементов, а только в локальных зонах (Рисунок 15).

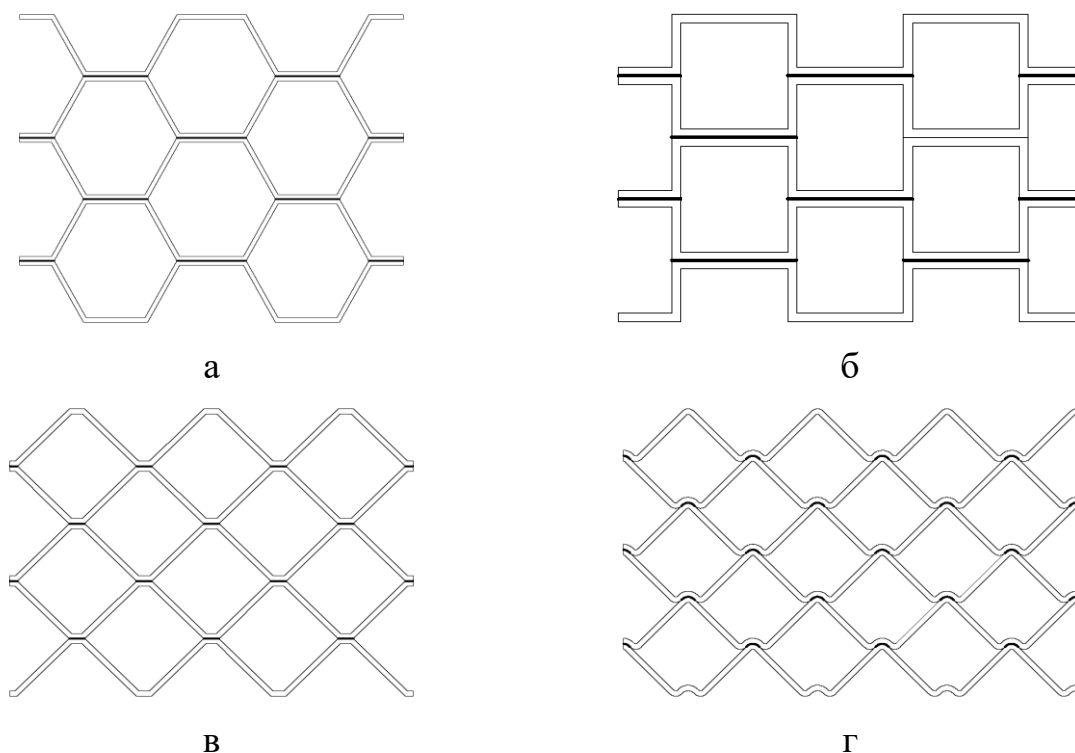


Рисунок 15. Различные типы форм ячеек сотового заполнителя.

а – гексагональный; б,в – четырёхгранный; г – специальный.

Гексагональный сотовый заполнитель

Данные заполнители представляют собой равносторонние шестиугольные соты, имеющие шесть одинаковых граней с углом $\theta = 120^\circ$, высотой стенок H , и шириной стенок l_s , соединенными между собой различными способами - клеем, сваркой, пайкой. Общий вид гексагонального сотового заполнителя представлен на (Рисунок 16).

Наиболее распространённой конструкцией заполнителя являются гексагональные сборные соты получаемые соединением предварительно гофрированных лент листового материала, как правило бумаги (в некоторых случаях металлической фольги, стеклопластика, углепластика и т.д.).

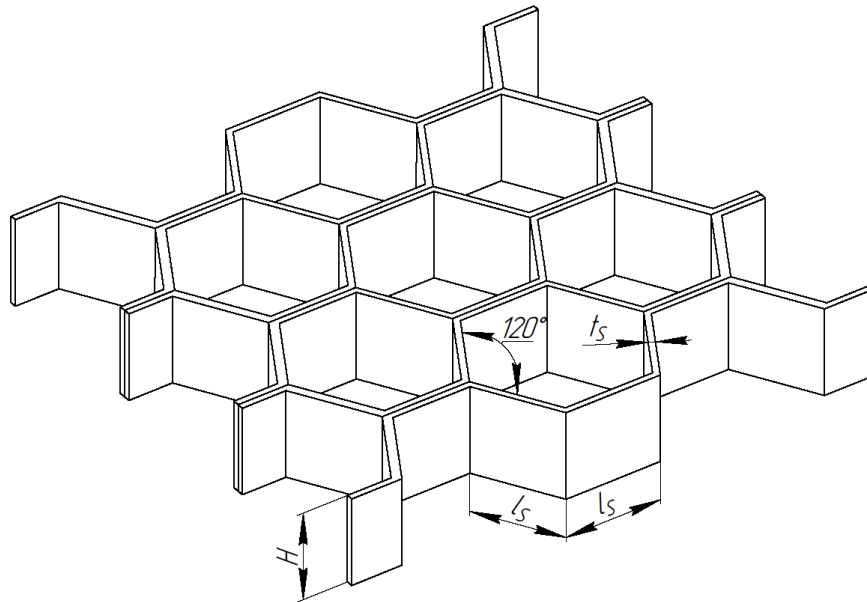


Рисунок 16. Гексагональный сотовый наполнитель.

H – высота стенок; l_s – ширина стенок; t_s – толщина стенок

Прямоугольный сотовый наполнитель

На (Рисунок 17) представлен наполнитель с квадратными ячейками.

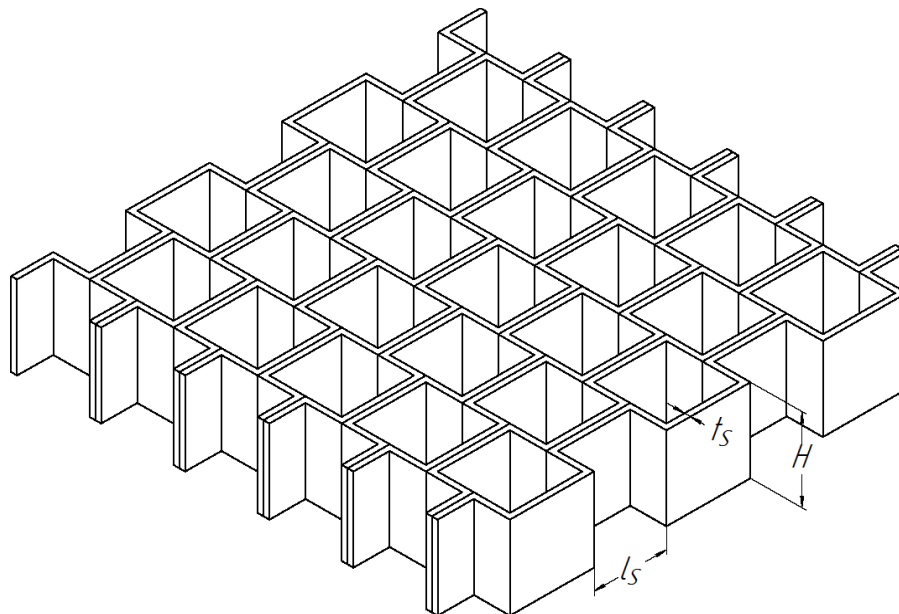


Рисунок 17. Сотовый наполнитель с квадратными ячейками.

H – высота стенок, t_s - толщина стенок; l_s - расстояние между стенками

Применение сотовых конструкций

Сотовые материалы широко используются как при плоских, так и при изогнутых поверхностях. Сферы применения: аэрокосмическая

промышленность, при производстве лёгких промышленных композиционных материалов, мебельной промышленности, судостроения, автомобилестроения, перерабатываемой тары, упаковки и пр.

СК применяются, в основном в авиа- и ракетостроении и предназначены для восприятия и передачи распределенных нагрузок, действующих на элементы конструкции летательного аппарата. СК выполняют также и специальные функции: звукоизоляционные, демпфирующие, теплозащитные, радиопрозрачные, аэродинамические (гладкость обшивки), декоративные и др.

СК используются для изготовления следующих элементов летательного аппарата: фюзеляжа, оперения, крыла (в том числе носовые и хвостовые части крыла, закрылки, тормозные щитки, рули, лонжероны, нервюры), обтекателей антенн, воздухозаборников, перегородок, панелей пола, стеллажей, багажных полок, кресел, декоративных панелей, дверей, лопастей несущего винта вертолётов и др.

Металлические сотовые заполнители могут быть с дренажными отверстиями и без них (Рисунок 18).

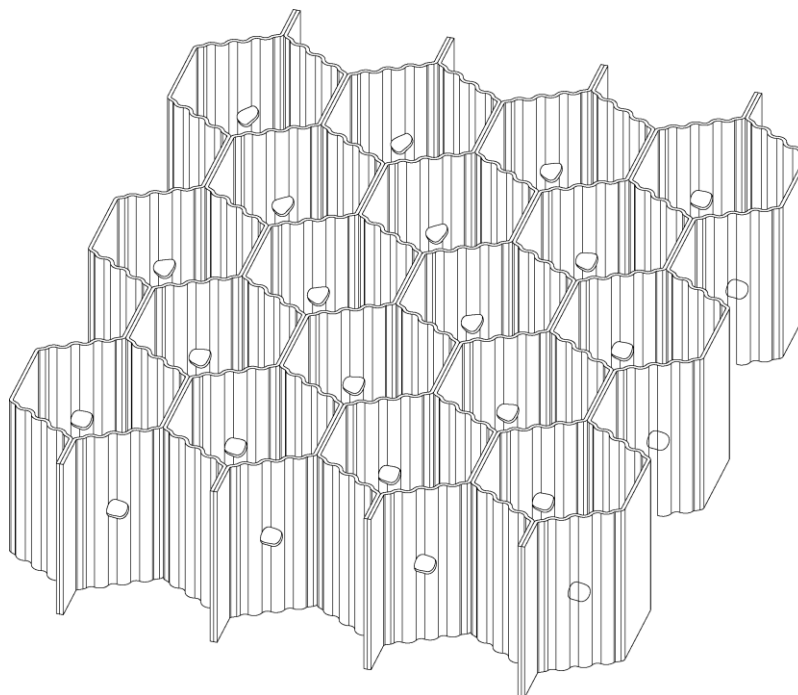


Рисунок 18. Усиленный гексагональный сотовый заполнитель с дренажными отверстиями.

Основное назначение дренажных отверстий — выравнивание давления между полостями сотовых ячеек и окружающей средой, а также удаление газообразных продуктов, выделяющихся из клея при его отверждении.

Дренажные отверстия располагают на несклеиваемых гранях заполнителя.

Недостатком перфорированного сотового заполнителя является негерметичность конструкции, что приводит к образованию внутри ячеек конденсата и проникновению влаги в полость сотовой ячейки. Это, естественно, сказывается на долговечности клееной конструкции.

При эксплуатации сотовых конструкций с заполнителем из алюминиевых сплавов в определенных условиях возможна коррозия фольги. Чтобы избежать коррозии, на сотовые заполнители наносят защитные покрытия, тщательно герметизируют панели в углах и на всех наружных клеевых швах, а также заклепки.

Технология изготовления сотовых конструкций

Сотовые заполнители изготавливаются с помощью процесса расширения и гофрировки из композитных материалов, таких как стеклопластик (также известный как стекловолокно), металл (обычно алюминий), полипропилен, фанера. Соты из металла производятся в процессе расширения. Непрерывный процесс, складывания соты из одного алюминиевого листа после резки прорези, был разработан в 1920 г. Непрерывная линия производства сот из металла может быть сделана из металлических рулонов в процессе резки и сжатия. Термопластичные сотовые заполнители (обычно из полипропилена), как правило, обрабатываются с помощью блока экструдированных профилей или экструдированных труб, из которых нарезают сотовые листы.

Достоинства сотовых конструкций

Благодаря эффективной шестиугольной форме, прочность на сжатие сотовидного ядра выше (в этом же весе), чем у пенопластовых слоев. Полипропиленовый заполнитель, в сравнении с бумажным, обладает рядом преимуществ. Такие панели обладают прекрасной устойчивостью к воде, а также к большинству кислот, щелочей и солей, отличаются низкой (0,065

Вт/мК) теплопроводностью. Защита сотовых панелей от воздействия огня и ультрафиолета обеспечивается за счёт правильного выбора облицовочных материалов.

Недостатки сотовых конструкций

Из недостатков сотового заполнителя следует отметить, что поведение сотовых структур ортотропное, следовательно, панели срабатывают по-разному в зависимости от ориентации структуры.

Литература: [8], [9], [10], [11], [12], [13], [14], [15]

Сплошные «пористые» (газонаполненные) конструкции

Термин "пористые заполнители" относится к клеточным материалам, обладающим случайным строением. Это случайное строение преобладает в естественных материалах, таких как древесина, кость, пробка, коралл, а также в искусственных материалах, таких как металл, пенные заполнители, и показывает случайное распределение пор или пустот в пределах структуры. На (Рисунок 19) представлено несколько часто используемых пористых материалов.

Существуют два вида пористых заполнителей:

- с открытыми ячейками (рисунок Рисунок 19.а);
- с закрытыми ячейками (рисунок Рисунок 19.б).



а

б

Рисунок 19. Пористые наполнители.

а) с открытыми, б) с закрытыми ячейками

Рассмотрим относительную плотность данных наполнителей.

Относительная плотность $\bar{\rho}$ ячеистой структуры есть отношение плотности структуры наполнителя к плотности его материала. При увеличении количества пор модуль упругости уменьшается, соответственно, уменьшается относительная плотность наполнителя.

Заполнители в виде пенистой структуры, изготовленные из полимеров, керамики, металла, имеют неравномерную структуру клеток с относительно большим количеством дефектов и неодинаковым размером ячеек. В результате данной неоднородности прочность и жесткость меняется в пределах клеточной структуры. Следовательно, пористые наполнители из полимерной и металлической структуры имеют низкие прочность и модуль упругости.

[16], [17], [18] [19], [20], [21], [22], [23], [24], [25],[26],

ТК со складчатыми наполнителями.

Складчатые наполнители представляют собой волнистую поверхность с чередующимися выступами и впадинами.

Поверхность линейчатых гофров получается перемещением образующей в виде прямой линии по направляющей. Направляющая может иметь вид любой ломаной линии или ритмично изменяющейся плавной кривой.

Наполнители такого типа являются ортотропными.

С точки зрения простоты изготовления этот тип наполнителя стоит на первом месте, однако приводит к значительным трудностям при попытках создать панели двойной кривизны. Гофрированные наполнители чаще всего изготавливают из металлов, пластиков или бумаги.

На (Рисунок 20) представлен общий вид ТК с гофрированным наполнителем.

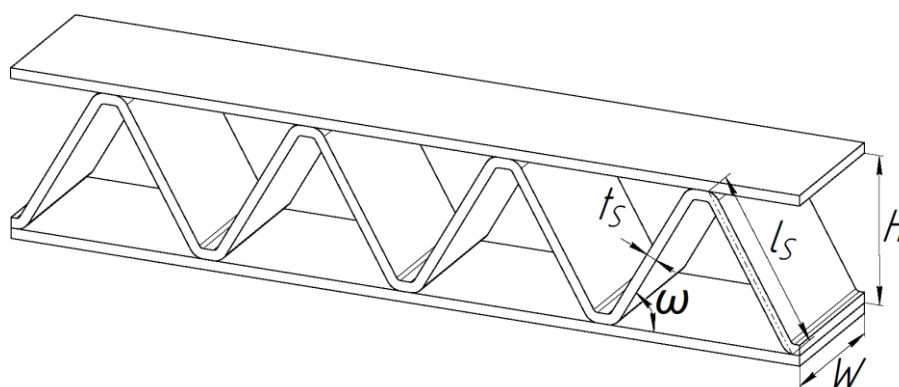


Рисунок 20. Общий вид ТК с гофрированным наполнителем.

l_s – длина ребра;

ω – угол наклона ребра;

H – высота наполнителя;

l_s – толщина стенки наполнителя;

W – ширина наполнителя.

Угол наклона ω_s определяет прочность на сжатие и, как правило, лежит в пределах $45^\circ \div 60^\circ$. Прочность такого наполнителя зависит в первую очередь от толщины стенок, угла наклона граней и высоты наполнителя.

ТК с гофрированными наполнителями используются в АК для подкрепления обшивки или в составе трехслойных панелей, образующих перегородки, пол кабины и т.п.

В то же время образующая линия может быть ломаной или криволинейной. Таким образом получают так называемые зигзагообразные гофрированные структуры (иногда их ещё называют шевронными) (Рисунок 21, Рисунок 22).

В нашей стране работниками КАИ разработана ТК с заполнителем имеющим складчатую структуру (СС).

Складчатые структуры - это объемные регулярные рельефные конфигурации, полученные из плоскости путем ее изгибания (складывания) по намеченным на развертке линиям.

ТК с СС разрабатывались для решения задачи борьбы с шумом в ЛА. Наряду с решением акустических задач данные акустические конструкции выполняют и другие функции, например: восприятие нагрузок, обеспечение герметичности, вибростойкости и теплоизоляции.

При его разработке важной задачей являлось повышение прочности соединения блока заполнителя с обшивкой. Одним из путей её решения является создание заполнителя с большой площадью контакта с обшивкой.

Многослойные панели с заполнителем складчатой структуры обеспечивают хорошую звукоизоляцию за счет следующих свойств:

- Широкополосное звукопоглощение, обусловлено резонансным эффектом в камерах, образованных каналами z-гофра с переменной высотой. Данное обстоятельство позволяет снизить уровень шума путем его поглощения и не допустить проникновение нежелательного шума внутрь салона ЛА путем изоляции.

- Потери энергии звуковой волны за счет трения при прохождении воздуха через материал складчатого заполнителя и «чешуйчатого» гофра, использовании гибридных материалов с различным акустическим сопротивлением.

Повышение звукопоглощения за счет эффекта «лабиринта» - трения внутри каналов.

- Складчатый заполнитель имеет достаточное звуковое поглощение даже без использования резонансных камер Гельмгольца, обладает большим

поглощением по сравнению с обычным линейным гофром и имеет более широкий интервал эффективного звукопоглощения по сравнению с конструкциями резонансного типа поглощения.

– Комбинацией нескольких слоев заполнителя из различных материалов и с различной высотой.

Основным требованием к любой авиационной конструкции является весовая эффективность, исходя из этого для решения вопросов акустики применительно к ЛА существуют ограничения на допустимые в применении материалы, поскольку они должны удовлетворять критерию весовой эффективности.

Одной из самых простых базовых складчатых структур является плоский z-гофр. Однако используя разработанные приемы модифицирования, можно получать новые формы складчатых заполнителей с полезными для практики свойствами:

- с ячеистой структурой;
- одинарной или двойной кривизны;
- с криволинейными огибающими поверхностями
- площадками контакта для склейки с обшивками;
- оформлением периметра детали формой, удобной для соединения с элементами каркаса или блоков заполнителя друг с другом.

С этой целью в КАИ был разработан большой класс структур, имеющих такие площадки в огибающих поверхностях.

Также можно спроектировать конструкцию с несколькими слоями заполнителя без увеличения высоты панели (конструкция типа «Матрешка»).

Панели со специальным типом складчатого заполнителя 2Z-гофр и V-гофр, по энергетическому и силовому критерию превосходят сотовый заполнитель.

В рамках работ с Airbus и EADS в КАИ была разработана технология изготовления ТК с СС фюзеляжа и клиновидных панелей самолета (Рисунок 23). При этом заполнитель в панелях имеет складчатую структуру оптимально подобранную для прилегания к заданному контуру.

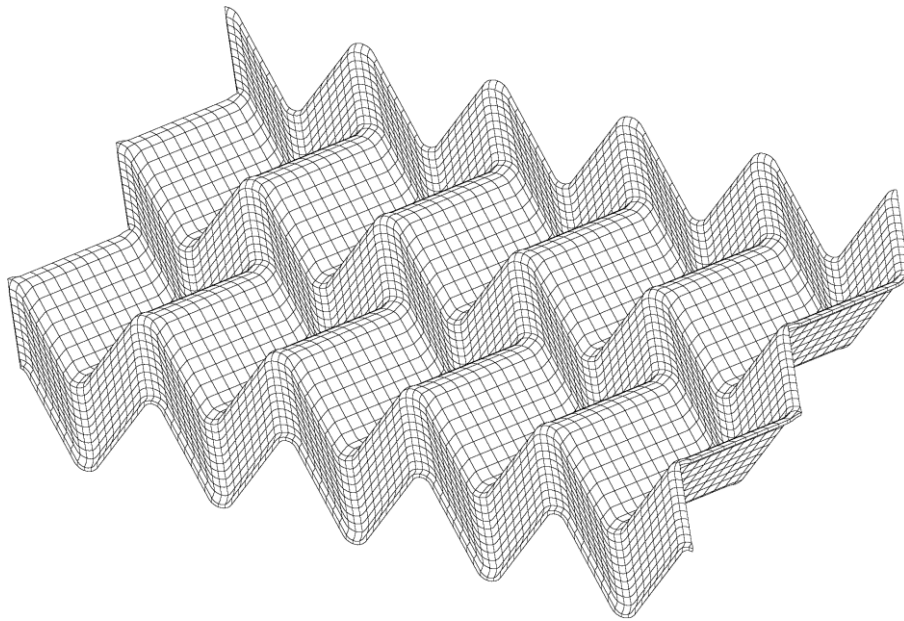


Рисунок 21. Общий вид плоской зигзагообразной СС.

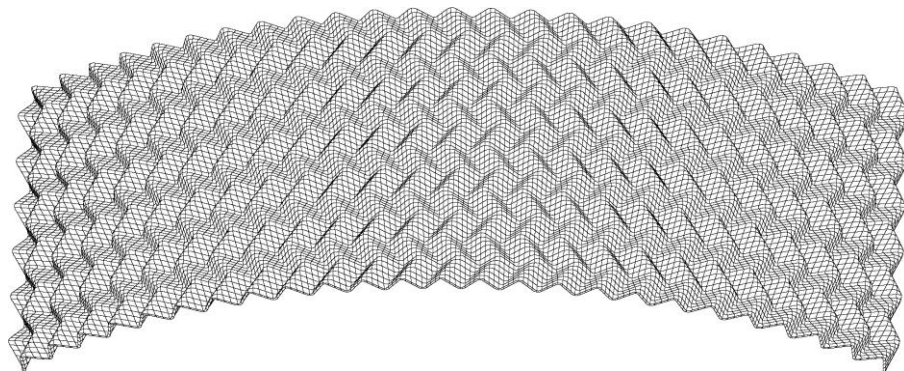


Рисунок 22. Зигзагообразный наполнитель СС для цилиндрической панели фюзеляжа.

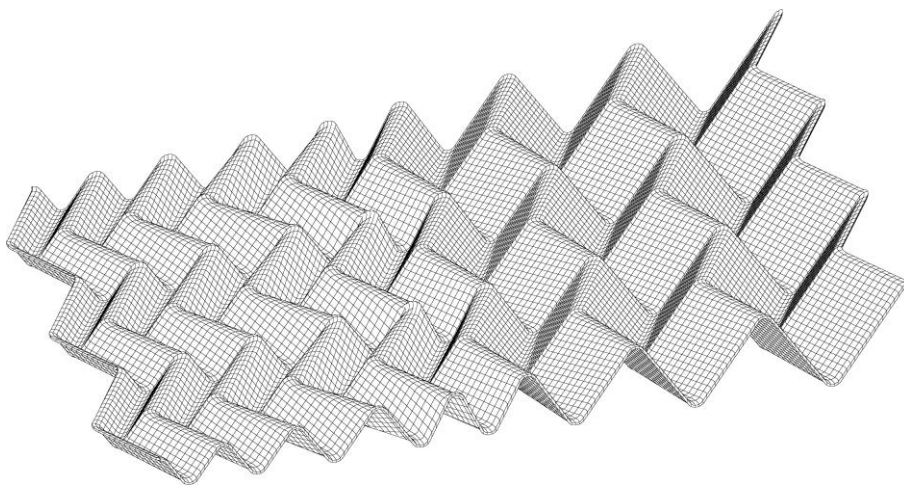


Рисунок 23. Зигзагообразный наполнитель СС для клиновидной панели.

Технология изготовления складчатых конструкций

Складчатые структуры получают из плоскости путем ее изгибания (складывания) по намеченным на развертке линиям.

Для изготовления складчатых конструкций разработаны различные технологии. Они позволяют применять для конструкций самые разнообразные материалы: стекло- угле- органопластики, листовой металл, термопласты, картон, бумагу, различные полимерные пленки. Для каждого материала необходимо подбирать оптимальные параметры технологического процесса позволяющие получить наполнитель с заданными геометрическими параметрами и свойствами.

Классификация технологических схем изготовления z-гофра

Для изготовления наполнителя складчатой конструкции разработаны два основных метода: **синхронный** и **циклический**.

Синхронный процесс изготовления z-гофра характеризуется тем, что деталь изготавливается из листовой заготовки за одну технологическую операцию. При этом формообразование наполнителя осуществляется одновременно по всей поверхности заготовки методом гибки по линиям разметки.

Операция деформации выполняется с помощью трансформируемых матриц по сопряженной или несопряженной схемам.

Достоинства синхронного процесса:

- малое время деформации листа заготовки в готовый наполнитель складчатой конструкции;
- нечувствительность к материалу - можно изготавливать складчатый наполнитель из разных материалов без дополнительной настройки установки;
- многообразие рельефов и типоразмеров изготавливаемых складчатых наполнителей.

Недостатки синхронного процесса:

- сложность применения данного метода к непрерывным рулонным материалам;

- сложность автоматизации и зацикливания процесса.

Циклический процесс характеризуется последовательным применением операций формообразования к локальному участку заготовки, позволяющие изготавливать наполнитель непрерывно из ленты или рулонного материала.

Достоинства циклического процесса:

В случае серийного изготовления однотипных деталей циклический процесс обладает неоспоримыми преимуществами, такими как: получение складчатых наполнителей практически неограниченной длины в направлении гофрирования, минимальным количеством ручных операций, высокой производительностью процесса.

Достоинства складчатых конструкций

- Возможность удаления влаги из внутренней полости многослойной панели.
- Высокая прочность и жесткость.
- Высокая ударостойкость.
- Хорошие акустические характеристики, как при звукоизоляции, так и при звукопоглощении.
- Возможность изготовления структур из широкого спектра материалов.
- Простая технологическая схема изготовления наполнителей без дополнительных операций склейки, нарезки и пропитки наполнителя.
- Выбирая тип складчатого наполнителя, возможно изменять стойкость панели к ударному воздействию в достаточно широком диапазоне.

Исследования складчатых наполнителей при различных видах нагружения и различные варианты технологических приёмов изготовления складчатых структур, описаны в работах: [27], [28], [29], [30].

Стержневые (ферменные) конструкции;

В последнее время все большее внимание уделяется наполнителям, представляющим пространственную структуру, состоящую из

повторяющихся элементов некоторой формы, стержни которой работают на растяжение и сжатие (Рисунок 24, Рисунок 25).

Хотя удельная жесткость данных заполнителей по сравнению с сотовыми заполнителями, как правило, мала, но благодаря открытому пространству между их стержнями, они обладают уникальным набором характеристик:

- Позволяют выполнять криволинейную форму панелей фюзеляжа двойной кривизны;
- Позволяют осуществить проточное воздушную продувку внутреннего пространства панели;
- Имеют хорошее сопротивление коррозии за счёт отсутствия замкнутых полостей;
- Могут быть использованы в качестве теплообменника;

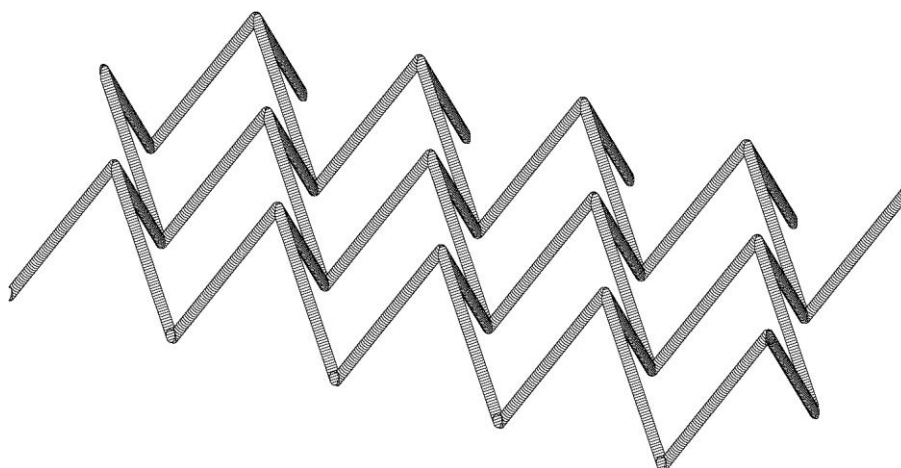


Рисунок 24. Стержневой (ферменный) заполнитель ТК состоящий из тетраэдральных ячеек

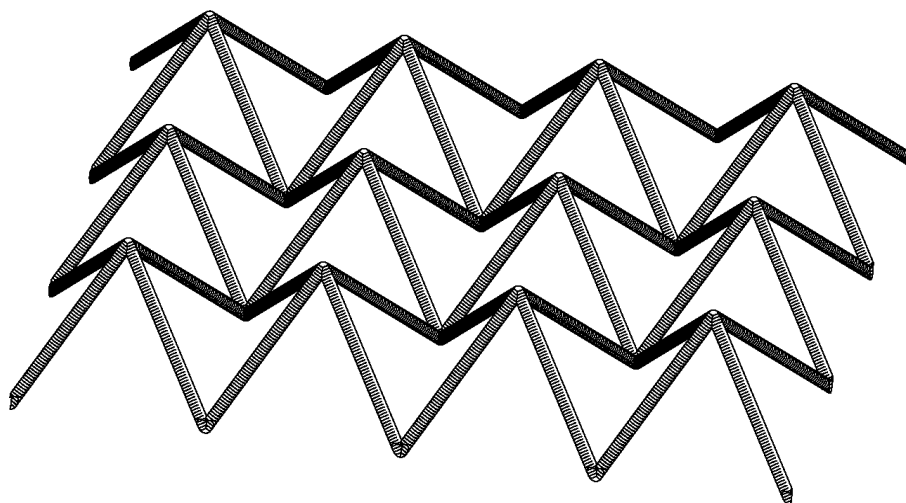


Рисунок 25. Стержневой (ферменный) наполнитель ТК состоящий из пирамидальных ячеек

В работе С.М. Мусави Сафави [31] была описана методика определения рациональных геометрических параметров элементарной ячейки X-образного наполнителя, (состоящего из элементарных ячеек в форме песочных часов, образованных соединением «паз-паз» двух плоских X-образных ферменных элементов, изготовленных резкой металлической листа). В результате проведенной работы были получены результаты показывающие, что при одинаковых механических характеристиках относительная плотность рационального X-образного наполнителя меньше относительной плотности рациональных пирамидальных и тетраэдральных наполнителей.

Далее приведён перечень источников, посвящённых стержневым (ферменным) конструкциям [32], [33], [34], [35].

Конструкции из тканей с зазором (3D плетение);

3D состоит из двух слоев деки, соединенных между собой вертикальными сваями, которые вплетены в слои деки, таким образом, они могут образовывать целостную многослойную структуру.

Данный полуфабрикат, получают из велюровых тканевых конструкций (ковровое покрытие). Две тканевых обшивки связаны с зазором нитяной перемычкой и образуют, таким образом, сэндвич - структуру с очень легким ядром и высоконагруженными внешними слоями (Рисунок 26, Рисунок 27).

Такие ткани производятся из стекловолокна, кварцевого волокна и других высокоэффективных волокон [36].

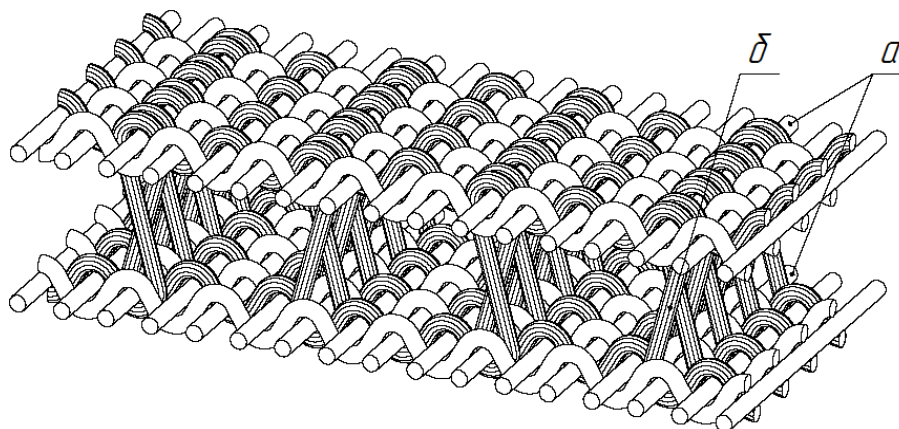


Рисунок 26. Структура плетения 3D ткани.

а - покрывающая ткань, б – нитяной наполнитель.

Ткань с зазором можно легко пропитать и упруго расширить без вспомогательных средств на высоту предусмотренную перемычкой. Если высота ограничена с обеих сторон, то копируется контур приспособления. Можно воспроизвести любой контур сэндвича с переменным распределением толщины за один рабочий проход [36].

Особое преимущество, по сравнению с обычными сэндвич-конструкциями с пенистым наполнителем, состоит в том, что наполнителю не должна быть заранее придана форма.



Рисунок 27. 3D сетка ткань технические трикотажные ткани

Применение трёхслойных 3D плетёных конструкций

Композиты на основе плетёных 3D тканей широко используются для изготовления:

- внутренних стеновых панелей холодильных установок;
- потолочных панелей высокоскоростных поездов;
- дверей поездов метро.

Тканые 3D сетки из технических трикотажных тканей используются в широком спектре продуктов, включая:

- наполнители подушек инвалидных колясок и медицинских матрасов, при лечении и профилактике пролежней у малоподвижных пациентов;
- спортивная обувь;
- автомобильные сидения;
- ортопедические поддерживающие и компрессионные повязки.

Технология изготовления трёхслойных 3D плетёных конструкций.

Рабочие шаги:

Во время процесса пропитки, такой ткани необходимо учесть, что за счёт капиллярного эффекта смола будет поднимается вверх по нитяному наполнителю.

Сперва необходимо равномерно нанести на подготовленную поверхность оснастки примерно 40% от необходимого количества смолы.

Уложить ткань на слой смолы и прокатать эластичным валиком.

Нанести оставшееся количество смолы поверх ткани с последующим равномерным распределением путем прокатки.

Ровная поверхность и максимальная высота достигаются путем финишной обработки с плавным накатыванием в направлении утка против направления ворса.

Достоинства трёхслойных 3D плетёных конструкций

Благодаря цельной структуре композиты из сэндвич-ткани 3D не подвержены расслоению в отличие от всех остальных трёхслойных конструкций.

Капиллярное действие также смазывает соединительные звенья, так что когда ткань восстанавливается до полной высоты, образуется полое ядро.

Одним из преимуществ является его высокая формуемая характеристика; драпируемая структура сэндвича может очень легко прилегать к контурным поверхностям.

Пустое пространство между слоями может быть многофункциональным, что позволяет встраивать вовнутрь конструкции датчики и проводку, а так же заполнить пространство пеной.

Основные преимущества:

соотношение прочности и веса;

стойкость к расслаиванию;

огнестойкость;

звукоизоляция;

простой процесс ламинирования;

радиопрозрачность.

Недостатки трёхслойных 3D плетёных конструкций

На сегодняшний день мировая промышленность выпускает лишь ткани с толщиной между двумя слоями деки от 2 мм до 30 мм, что не может позволить изготовление пакетов толщиной более 30 мм.

Выходом из ситуации является применение 3D конструкции из множества слоёв такой ткани, однако это приводит к перетяжелению конструкции из-за создающихся двойных слоёв деки, а также теряется свойство по устойчивости к расслаиванию.

Так же следует отметить высокое соотношение массы смолы по отношению к наполнителю, что так же приводит к перетяжелению конструкции.

Тетрагональные конструкции

Тетрагональные ТК образуются из повторяющихся по толщине стенки оболочки слоев систем перекрещивающихся спиральных, продольных и кольцевых лент из однонаправленных нитей, скрепленных полимерным

связующим, образующих спиральные, кольцевые, продольные и дополнительные ребра. Общий вид заполнителя трёхслойной конструкции имеющего тетрагональную структуру представлен на Рисунок 28 и Рисунок 29.

В работах сотрудников кафедры №104 МАИ Бойцова Б.В., Абибова А.Л., Кириллова А.П., Кондратенко Р.М., Сироткина О.С. и Зайцева И.М. описаны перспективы применения пространственно-армированных заполнителей трёхслойных конструкций («тетра» конструкций), изготавливаемых из однонаправленных жгутов стекло- и углепластика. Конструкции этого типа имеют большую жесткость, и впоследствии они нашли применение в корпусах ракет и самолетов [37].

Тетрагональные **ТК**, на сегодняшний день, используются для создания сетчатых оболочечных конструкций, применяемых в изделиях авиационной и ракетно-космической техники. В основном подобные оболочечные конструкции из **ПКМ** используются при создании корпусных деталей или межступенчатых отсеков-адаптеров летательных аппаратов, применяемых в ракетной и авиационной технике, работающих в условиях повышенных нагрузок (подобная сетчатая оболочка из **ПКМ** используется в качестве силового каркаса спутника для ракетносителя «Протон»).

Такие сетчатые оболочки из **ПКМ** изготавливается на стандартном оборудовании методом намотки по известным технологиям.

В результате получается сетчатая оболочка вращения из композиционных материалов, образованная множеством пересекающихся, выполненных за одно целое спиральных и кольцевых ребер, образованных из повторяющихся по толщине стенки оболочки слоев систем перекрещивающихся спиральных и кольцевых лент, ленточных наклонных переходов между кольцевыми лентами, равномерно смещенных относительно друг друга в окружном и спиральном направлениях, и покрывающие их слои наружной обшивки с соответственно ориентированными в них однонаправленными нитями, скрепленными полимерным связующим.

При нагружении сетчатой оболочки из композиционных материалов осевыми локальными нагрузками спиральные, кольцевые и зигзагообразные ребра и внешняя обшивка работают совместно в пределах допустимого напряженно-деформированного состояния за счет эффективного подключения к работе с помощью зигзагообразных ребер практически всех спиральных и кольцевых ребер при обеспечении восприятия повышенных критических нагрузок без разрушения конструкции. Все вышеперечисленные достоинства заполнителей имеющих тетрагональную структуру обуславливают высокий интерес со стороны учёных авиационной и ракетно-космической отрасли, которые опубликовали множество научных работ посвящённых их изучению [38], [39], [40], [41], [42], [43], [44], [45], [46], [47], [48], [49], [50], [51], [52], [53], [54], [55], [56].

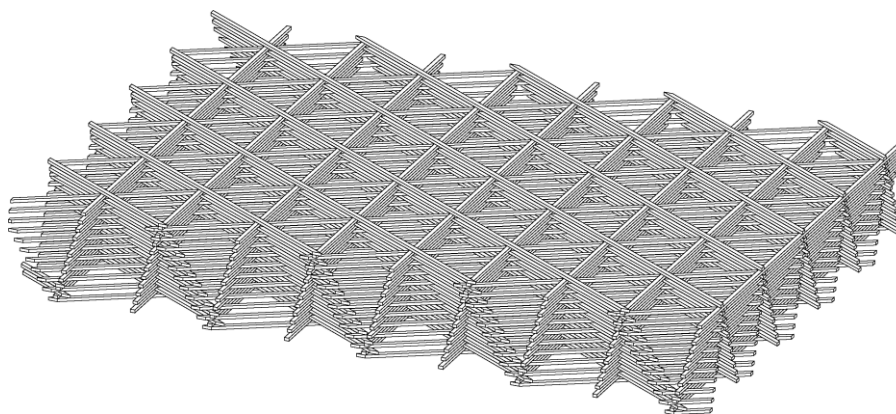


Рисунок 28. Структура тетрагонального заполнителя.

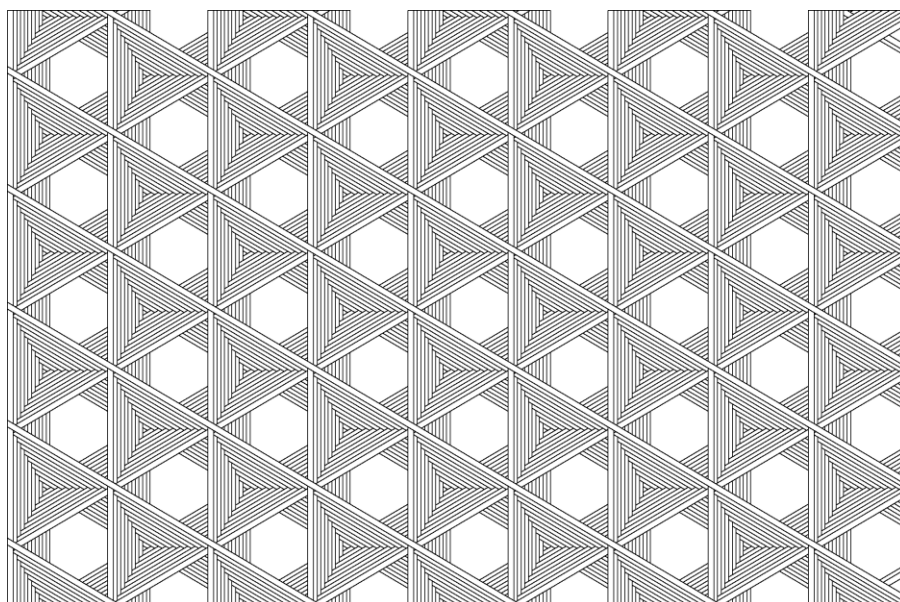


Рисунок 29. Структура тетрагонального заполнителя (вид сверху)

ТК с дискретными заполнителями.

В настоящее время появился определенный интерес к **дискретным** заполнителям. Их преимущества по организации дренажа, возможность использовать в конструкциях, имеющих одинарную и двойную кривизну, привлекают инженеров и конструкторов. Ведутся работы по использованию таких конструкций в некоторых элементах летательных аппаратов. Однако для широкого использования есть ряд нерешенных проблем, которые сейчас находятся в стадии исследования.

Известна работа Захарова А.Г., Аношкина А.Н. и Копьева В.Ф. [57], в которой было проведено исследование нового вида заполнителя имеющего ячеистую структуру, изготовленного из полимерных композиционных материалов на предмет возможности применения в шумопоглощающих конструкциях, имеющих потенциал применения в звукопоглощающих конструкциях современных авиационных двигателей. Данное обстоятельство обусловлено тем, что ячейки заполнителя могут выполнять функцию резонаторов Гельмгольца и обеспечивать гашение акустических колебаний. В результате проведенных сравнительных акустических испытаний было выявлено, что эффективность шумопоглощения трёхслойных конструкций

имеющих ячеистый наполнитель выше по сравнению сотовыми и гофрированными.

В работе Зотова А.А., Колпакова А.М., Волкова А.Н. [58] был разработан алгоритм построения и технология изготовления трехслойных оболочек вращения с конусообразными ячейками наполнителя и изменяемой формой образующей с помощью аддитивных технологий производства (3D-печати), а так же была доказана возможность более успешного решения задачи удаления конденсата, тепло- и звукоизоляции, за счёт применения наполнителя предлагаемой структуры, проведён сравнительный анализ с ферменными (стержневыми) наполнителями в результате которого было выявлено преимущество, заключающееся в обеспечении большей жесткости конструкции при практически равном весе. В результате сравнения современных технологических приемов соединения наполнителей с несущими слоями (сварки, припаивания и склеивания), имеющих низкие прочностные характеристики при продольном сдвиге, было выявлено существенное улучшение надёжности соединений наполнителя трёхслойных конструкций с несущими слоями при сохранении регулярной структуры ячеек за счёт изготовления при помощи 3D-печати, позволяющей производить трехслойную структуру единым элементом.

В работе Зотова А.А., Долгова О.С, Колпакова А.М., Волкова А.Н. [59] были представлены результаты подробного исследования несущих трехслойных элементов авиационных конструкций с нетрадиционной дискретной структурой наполнителя при работе на изгиб и устойчивость. Разработан алгоритм выбора оптимальных с точки зрения прочности, устойчивости и массы конструктивных параметров наполнителя, обладающего рядом эксплуатационных преимуществ по сравнению с сотовыми и складчатыми структурами.

В работе Долгова О.С., Зотова А.А., Колпакова А.М., Волкова А.Н. [60], проведено исследование имеющихся аэродинамических, конструктивных, прочностных и технологических соображений при разработке конструкции

закрылка со сдувом пограничного слоя. В результате междисциплинарного подхода принципы обеспечения функциональности и надёжности конструкции были рассмотрены совместно с принципами, обеспечивающими её технологичность, что позволило выделить основные аспекты технологического проектирования закрылка со сдувом пограничного слоя.

В работе Устарханова О.М., Муселемова Х.М., Акаевой З.К. [61] проведены теоретические исследования приведенных характеристик дискретного заполнителя в виде усеченных пирамид с целью определения несущей способности цилиндрических оболочек изготовленных в виде трехслойных конструкций. Рассмотрена возможность использования дискретного заполнителя в архитектуре, при проектировании цилиндрических сводов зданий в качестве основного несущего элемента.

В работе Устарханова О.М., Алибекова М.С., Устарханова Т.О. [62] представлены экспериментальные исследования, подтверждающие эффективность теоретических расчетов параметров дискретных конических заполнителей. В статье описано экспериментальное исследование прочности конического заполнителя для трехслойных конструкций, используемых в авиационной космической технике, а также в строительстве и машиностроении. Определены параметры дискретного конического заполнителя: модуль упругости, модуль сдвига, пределы прочности при сдвиге и сжатии.

В работе Устарханова О.М., Муселемова Х.М., Устарханова Т.О. [63] исследовано влияние статических нагрузок на несущую способность ТК с дискретным заполнителем пирамидальной формы.

В работе Киявова У.А., Муселемова Х.М., Устарханова О.М., Устарханова Т.О. [64] проведены экспериментальные исследования влияния параметров граней ячеек дискретного заполнителя на несущую способность трехслойных балок.

В работе Устарханова О.М., Кобелева В.Н., Алибекова М.С., Устарханова Т.О. [65], посвящённой теоретическим и экспериментальным

исследованиям напряженно деформированного состояния трехслойных балок с пирамидальным дискретным заполнителем при статическом нагружении, проведена проверка эффективности расчетных зависимостей, описывающих работу дискретного пирамидального заполнителя. Экспериментально исследована трехслойная балка, с пирамидальным дискретным заполнителем жестко защемленная по кромкам и изгибаемая по цилиндрической поверхности.

В работе Устарханова О.М., Муселемова Х.М. Устарханова Т.О. [66] исследовано влияние клея и размеров ячеек дискретного заполнителя на несущую способность трехслойных балок.

В работе Керимова Р.М., Муселемова Х.М., Устарханова О.М. [67], посвященной теоретическим исследованиям расчета трехслойных конструкций при динамическом нагружении сосредоточенной нагрузкой, приведены графические и аналитические зависимости относительной толщины пробивания свободно-армированного заполнителя от плотности и высоты дискретного пирамидального заполнителя.

В работе Устарханова О.М., Алибекова М.С., Устарханова Т.О. [68], посвященной экспериментальным исследованиям параметров призматического заполнителя при статическом нагружении приведены данные экспериментальных исследований, которые можно использовать при проектировании трехслойных конструкций в космической, авиационной технике, а так же в строительстве и машиностроении.

Трехслойная панель с дискретным заполнителем это новый элемент, для использования которого в конструкции необходимо знать его механические и прочностные характеристики. В настоящее время результатов проведенных исследований и разработок недостаточно для прочностных расчетов в связи со сложностью их геометрической формы для учета всех особенностей нагружения заполнителя с **дискретной** структурой в виде повторяющихся тетраэдральных, пирамидальных и гексагональных элементарных ячеек.

Актуальной задачей является создание метода расчета и оптимизации конструкции многослойной панели с **дискретным** наполнителем с учетом различных геометрических конфигураций, специфических особенностей изготовления, а также технологических ограничений и вида нагрузки, решение которой позволяет получить рациональную конфигурацию наполнителя для каждого конкретного случая.

Продолжительный и неослабевающий интерес к этому классу конструкции объясняется тем, что в идее континуальной конструкции содержится возможность примирения трёх наиболее противоречивых требований - максимума жесткости, минимума веса и простоты изготовления (технологичности).

Пустоты в наполнителе **дискретного** типа могут быть использованы как каналы транзита газа для управления пограничным слоем.

Так же эти пустоты могут служить для теплоизоляции, либо как каналы для прокладки проводки и других коммуникаций и т.п.

На рисунках Рисунок 30, Рисунок 31, Рисунок 32 представлены различные виды трэтраэдральных, пирамидальных и гексагональных элементарных ячеек дискретного наполнителя, имеющих отличительные особенности.

Классификация структур дискретных наполнителей представлена на Рисунок 33.

На Рисунок 30, Рисунок 31, Рисунок 32 изображены параметризованные облики различных вариантов дискретных ячеек, при этом **варьируемыми параметрами** являются:

R1 – Радиус_скругления_01

R2 – Радиус_скругления_02

R3 – Радиус_скругления_03

H – Высота наполнителя

ls – Длина ребра дискретного элемента

bs – Ширина контактной площадки элемента

ts – Толщина материала наполнителя

α – Угол конусности элемента

Радиусы скругления R_1 , R_2 , R_3 выбираются исходя из технологических требований, все остальные параметры выбираются исходя из требований, предъявляемых к геометрическим и прочностным характеристикам изделия.

На (Рисунок 30, Рисунок 31, Рисунок 32, Рисунок 32, Рисунок 32, Рисунок 33) представлены различные варианты взаимного расположения дискретных ячеек.

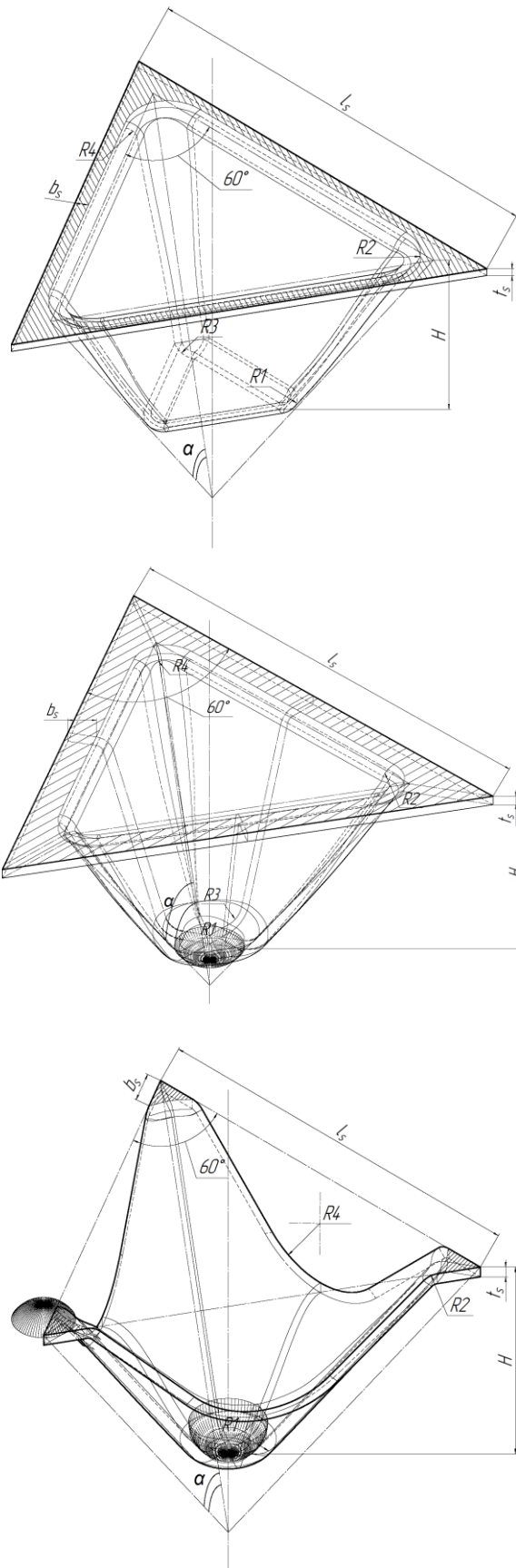


Рисунок 30. Различные виды элементарных ячеек трэтраэдрального дискретного заполнителя.

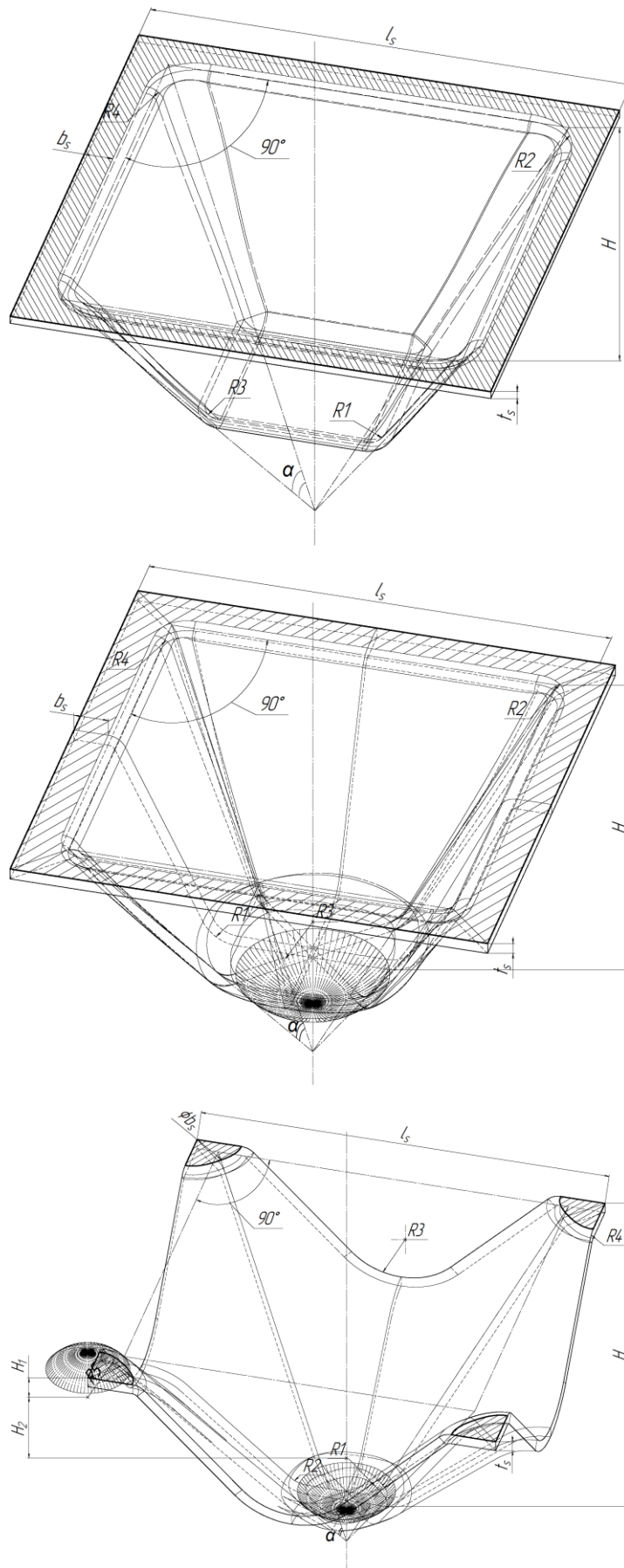


Рисунок 31. Различные виды элементарных ячеек пирамидального дискретного заполнителя.

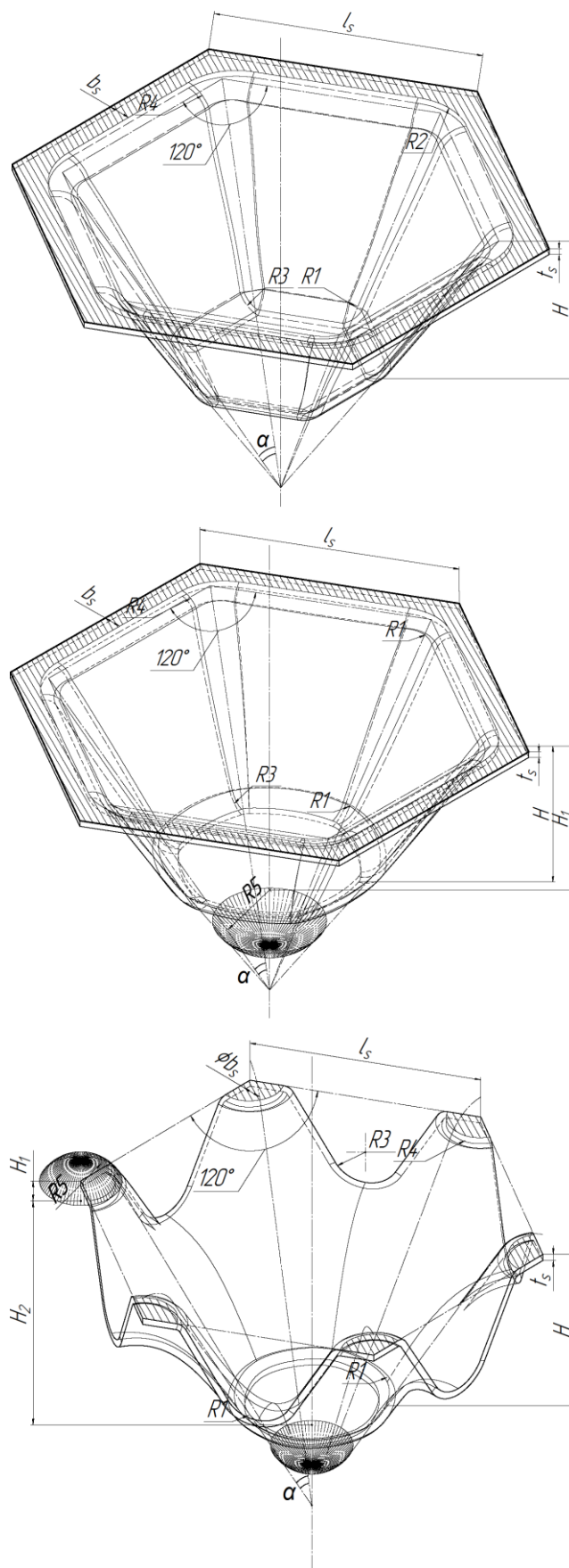


Рисунок 32. Элементарная ячейка изолированного гексагонального дискретного заполнителя.

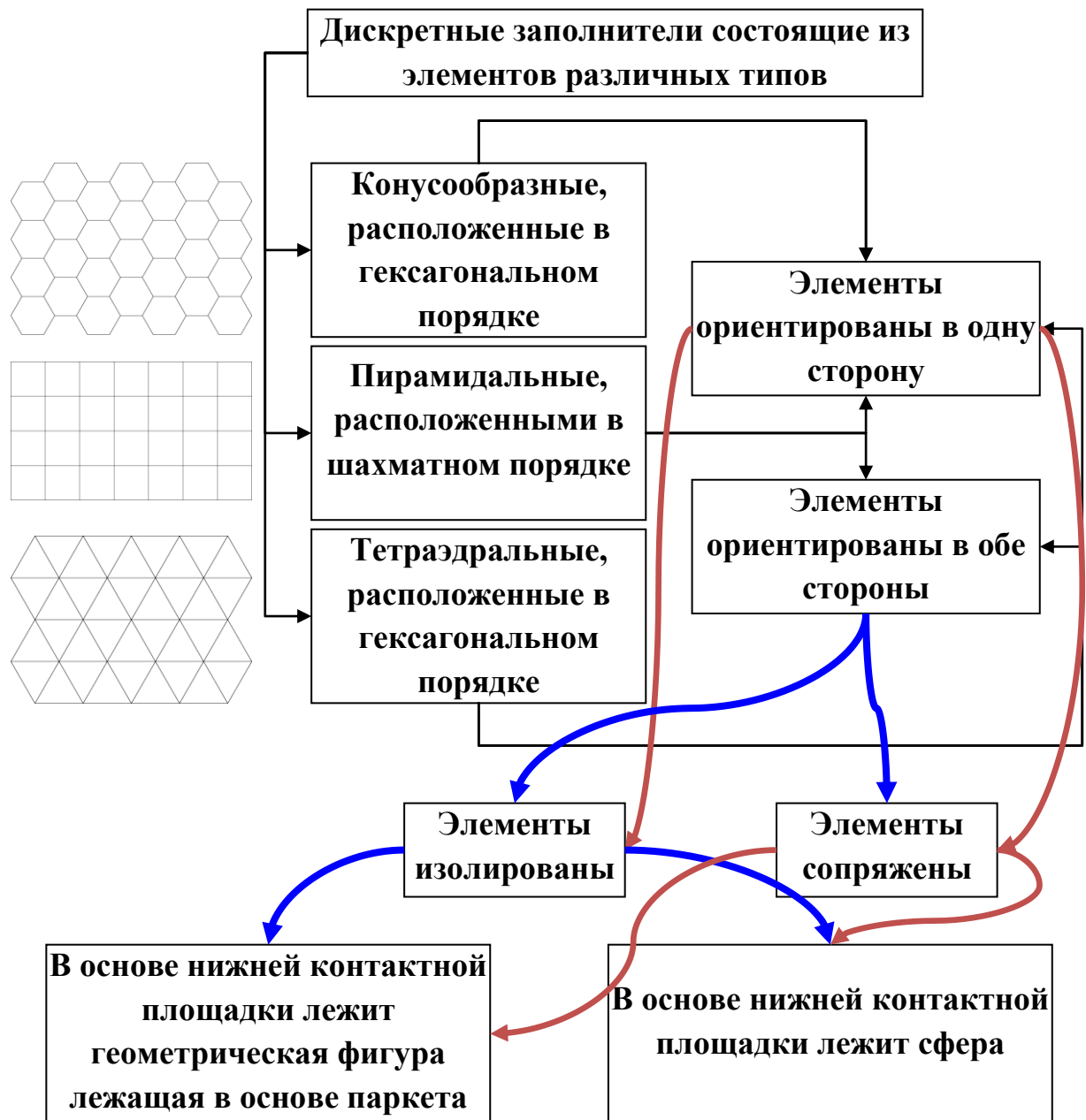
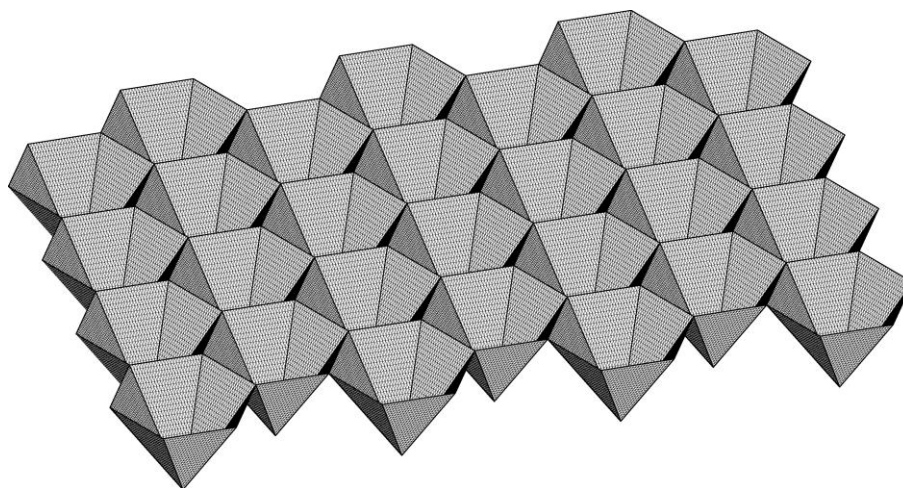
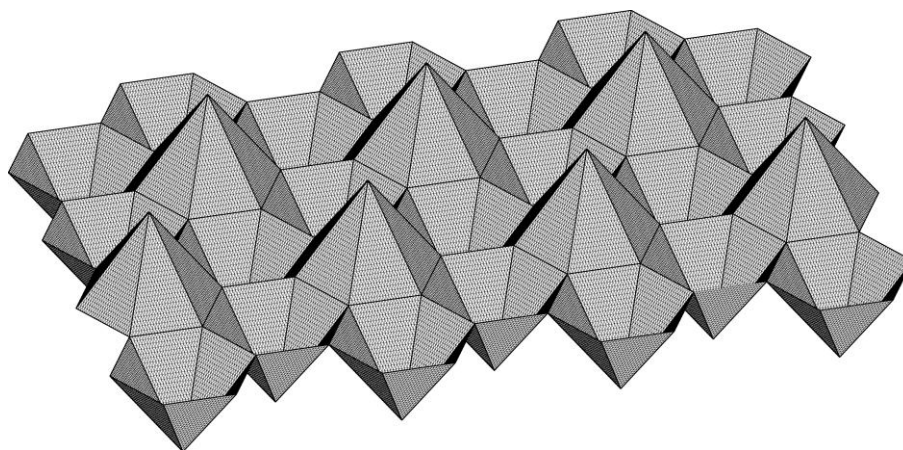


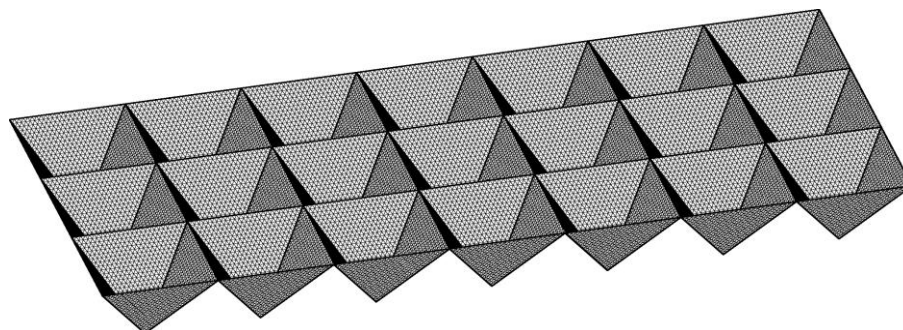
Рисунок 33. Классификация структур дискретных заполнителей.



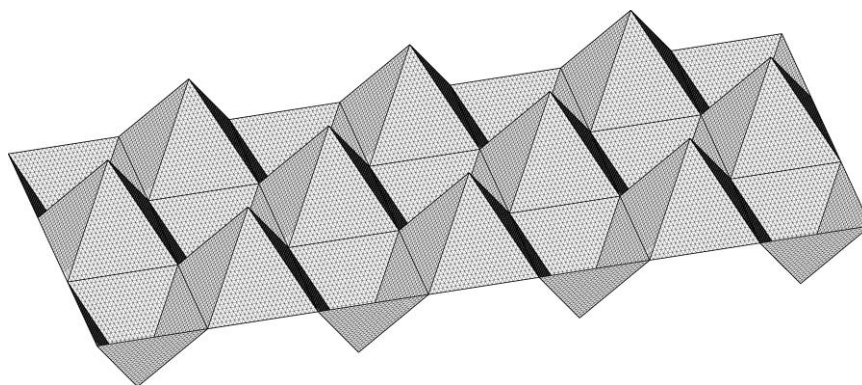
**Рисунок 34. Принципиальная схема гексагонального дискретного
заполнителя (элементы ориентированы в одну сторону)**



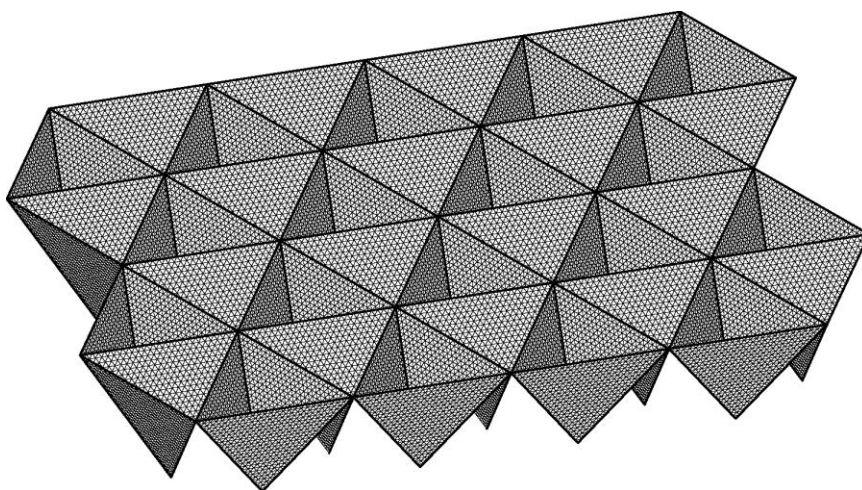
**Рисунок 35. Принципиальная схема гексагонального дискретного
заполнителя (элементы ориентированы в обе стороны в
гексагональном порядке)**



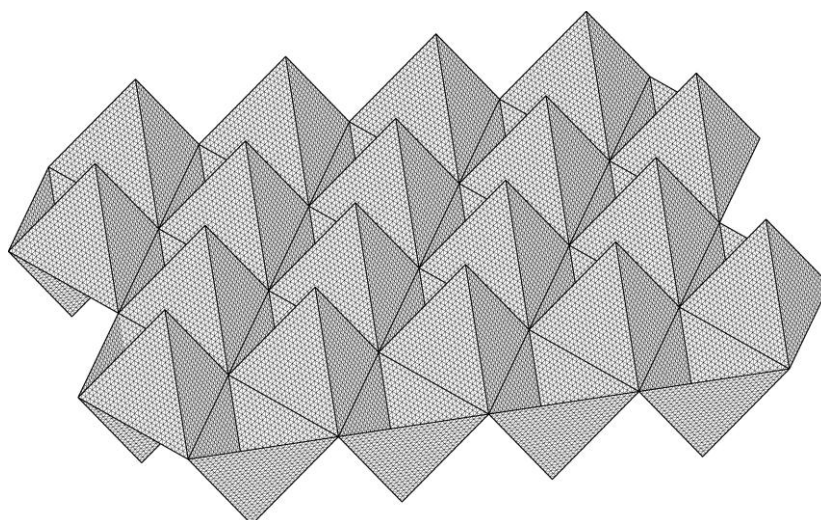
**Рисунок 36. Принципиальная схема пирамидального дискретного
заполнителя (элементы ориентированы в одну сторону)**



**Рисунок 37. Принципиальная схема пирамидального дискретного
заполнителя (элементы сориентированы в одну обе стороны в
шахматном порядке)**



**Рисунок 38. Принципиальная схема тетраэдрального дискретного
заполнителя (элементы сориентированы в одну сторону)**



**Рисунок 39. Принципиальная схема тетраэдрального дискретного
заполнителя (элементы сориентированы в обе стороны поочерёдно)**

Как видно на (Рисунок 40) облику конструкции трёхслойного закрывка с возможностью УПС по всем требованиям соответствуют только два типа заполнителей.



Рисунок 40. Соответствие требованиям к облику конструкции трёхслойного закрывка с возможностью управления пограничным слоем заполнителей различных структур.

Таким образом далее необходимо рассматривать только их.

Необходимо сравнить между собой стержневые и дискретные типы наполнителей для выбора наиболее подходящего закрывку ТК с возможностью УПС.

Следует выбрать по каким именно параметрам необходимо их сравнивать.

Поскольку конструкция является авиационной, то в первую очередь встаёт вопрос о минимизации веса конструкции при сохранении прочностных характеристик. В этом смысле дискретная структура безусловно является

наиболее предпочтительной, поскольку является континуальной в отличие от стержневой, являющейся сегментарной.

Выводы по главе 1:

1. Можно рассматривать дискретные структуры в качестве заполнителя закрывка **ТК** с возможностью **УПС** как перспективную альтернативу стержневым структурам.
2. Дискретные заполнители более пригодны для формирования структур со сложной геометрией по сравнению со всеми заполнителями, кроме стержневых.

Глава 2. Управление пограничным слоем

В настоящее время множество зарубежных и отечественных исследователей занимаются исследованиями в направлении изучения возможности управления пограничным слоем несущих поверхностей ЛА [69], [70], [71], [72], [73], [74], [75], [76], [77],[78], [79], [80], [81], [82], [83]. Это обусловлено большими перспективами, связанными с возможностью увеличения подъёмной силы без необходимости увеличения габаритов ЛА.

Поскольку Россия занимает первое место в мире по площади государственной территории – 17 миллионов квадратных километров. Для транспортного обслуживания такой громадной страны нужна авиация, альтернативы нет.

В одобренной правительством стратегии Российской Федерации на период до 2030 года поставлена задача создания единого транспортного пространства, для осуществления высококачественных конкурентоспособных услуг по перевозке пассажиров и грузов. Ведущую роль здесь должна сыграть региональная авиация. Её возрождение – это безальтернативный, наиболее быстрый и, в конечном счете, наименее затратный путь обеспечения жизнедеятельности населения в регионах, что соответствует геополитическим задачам обеспечения целостности России.

Необходимо воссоздать местные воздушные пути сообщения, ранее работавшие весьма успешно.

При решении этой задачи в сфере воздушного транспорта предстоит преодолеть огромные трудности, поскольку сокращение аэродромной и аэропортовой сети привело к катастрофическому нарушению баланса интересов общества и государства в области авиаперевозок.

Для примера можно привести статистические данные:

В 1991 году в России действовало 1450 аэропортов и аэродромов, сейчас осталось 228 (Рисунок 41). Для сравнения – это меньше, чем в одном штате США - Аляска, где их 282, в общей же сложности в США 19 тысяч аэродромов и аэропортов на общую площадь 9,5 миллионов квадратных

километров. Так же следует отметить, что в состав США входит 50 штатов, значит в среднем на один штат приходится по $19000/50 = 380$ аэродромов, следовательно число аэродромов в штата Аляска на 98 аэродромов меньше, чем в среднем на один штат.

Для проведения сравнения между странами в целом введём коэффициент плотности аэродромов на площадь страны – КПА.

$$\text{КПА}_{\text{РФ}} = \frac{\text{Количество}_{\text{РФ}}}{\text{Площадь}_{\text{РФ}}} = \frac{228}{17} = 13,41 \quad (2.1)$$

$$\text{КПА}_{\text{США}} = \frac{\text{Количество}_{\text{США}}}{\text{Площадь}_{\text{США}}} = \frac{19000}{9,5} = 2000 \quad (2.2)$$

$$\frac{\text{КПА}_{\text{США}}}{\text{КПА}_{\text{РФ}}} = 149,12 \quad (2.3)$$

Из-за такого значительного разрыва по количеству аэродромов объёмы отечественных авиаперевозок значительно уступают западным авиакомпаниям.

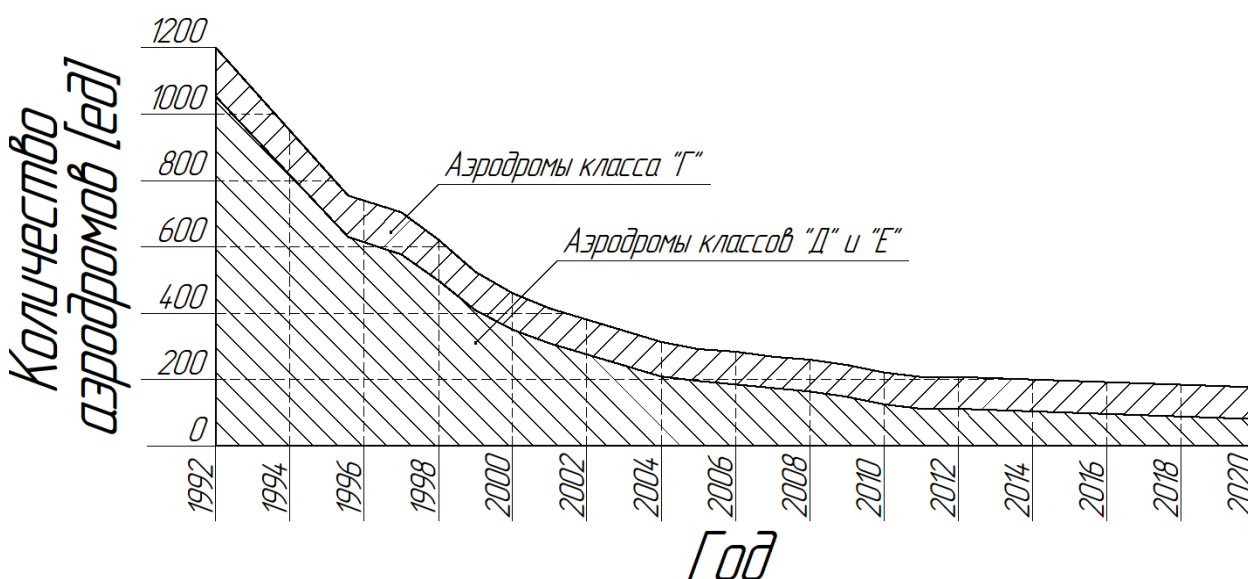


Рисунок 41. Сокращение числа аэродромов Г, Д, Е в Российской Федерации по данным ГосНИИ ГА

Для решения задачи поставленной для реализации стратегии Российской Федерации до 2030 года, исходя из сложившейся ситуации, может стать использование в качестве ВПП коротких грунтовых площадок.

Ограничением данного типа площадок является то, что из-за их недостаточной длины при разбеге самолёта не всегда есть возможность

набрать необходимую скорость для создания подъёмной силы на крыле, достаточной для осуществления взлёта до окончания ВПП. Также не следует забывать о пробеге самолёта. У современных самолетов длина разбега больше, чем длина пробега.

При заходе на посадку дистанция необходимая для пробега начинается с момента касания ВПП. Перед касанием ВПП самолёт движется в приземном слое атмосферы на большой скорости. Естественная турбулентность на высотах до 100 метров оказывает большое влияние на выполнение взлета и посадки.

Как известно стабильный запас до скорости сваливания критически важен на двух участках полёта самолёта - при взлёте, когда ЛА ещё не набрал достаточную для нормального полёта скорость и при посадке, когда необходимо подойти к торцу взлётно-посадочной полосы (ВПП) на минимально возможной скорости, не потеряв при этом управляемость ЛА. Также необходимо понимать, что именно на этих участках полёт происходит на минимальной высоте, что исключает возможность “размена” высоты на скорость для увеличения подъёмной силы.

При пересечении атмосферных вихрей ЛА подвергается воздействию вертикальных и горизонтальных порывов ветра. При этом изменяется угол атаки крыла и подъёмная сила, возникает тряска и вибрация, ЛА испытывает “болтанку”. Особенно опасным является резкое изменение ветрового режима вдоль траектории движения ВС.

В такой ситуации посадка может сопровождаться «подбрасыванием», что приводит к перелету заданной точки касания ВПП и в конечном счёте может привести к выкатыванию ЛА за пределы дальней концевой полосы безопасности.

У большого самолёта скорость захода на посадку выше, чем у легкомоторного и резкий сдвиг ветра по курсу не оказывает критического значения по отношению к скорости движения самолёта.

Для примера у Boeing 737 скорость захода на посадку примерно 72-83 м/с, а скорость сваливания 60 м/с. У легкомоторного Tecnam P2002 Sierra скорость захода на посадку около 30 м/с, а скорость сваливания 20 м/с.

Если в момент посадки данные самолёты попадут в попутный сдвиг ветра равный 15 м/с, то воздушная скорость тяжёлого самолёта снизится примерно на 19%, тогда как у легкомоторного самолёта скорость сразу упадёт на 50%, что неминуемо приведёт к сваливанию на крыло и уходу ЛА в плоский штопор на малой высоте.

Так же естественная турбулентность может привести к осложнениям при взлете. Это может произойти в случае ослабления встречного ветра, что может спровоцировать падение подъемной силы и «проваливания», вследствие чего ЛА может выйти за нижний предел сектора безопасного набора высоты.

На взлете и посадке из-за боковых сдвигов ветра возникает тенденция к смещению воздушного судна (ВС) с осевой линии ВПП и уход влево или вправо от оси. При посадке может произойти касание земли рядом с ВПП, а при взлете – боковое смещение за пределы сектора безопасного набора высоты.

Из-за этого полоса должна быть ещё более широкой и протяжённой.

Как известно формула расчёта подъёмной силы имеет следующий вид:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S \quad (2.4)$$

Где:

Y — подъёмная сила [Н];

C_y — коэффициент подъёмной силы, зависящий от угла атаки;

ρ — плотность воздуха на высоте полёта [кг/м³];

V — скорость набегающего потока [м/с];

S — характерная площадь [м²].

Чтобы обеспечить при взлёте минимально-допустимую для полёта ЛА воздушную скорость (V_{\min}) на фиксированной длине ($l_{\text{впп}}$) сверхкороткой

ВПП можно пойти по пути увеличения мощности силовой установки, либо за счёт применения катапульты. При посадке таких ЛА на сверхкороткие ВПП необходимо использование улавливающих устройств, таких как - аэрофинишеры и аэродромные тормозные установки (примером может служить организация взлёта и посадки самолётов с авианосцев и авианесущих крейсеров). Данный метод требует сильного дооснащения ВПП дополнительным аэродромным оборудованием, что в нашем случае не представляется возможным.

Для снижения требований к размерам ВПП при заходе на посадку необходимо максимально снизить значение скорости ЛА относительно земли. Для этого самолёт всегда заходит на посадку против направления ветра в момент посадки. Дополнительно снизить скорость может только снижение значения V_{min} , но при этом, как видно из формулы (1) снизится значение Y , что в свою очередь в лучшем случае приведёт к жёсткой посадке, а в худшем приведёт к сваливанию самолёта на крыло.

Сохранить необходимое значение Y при снижении V_{min} можно за счёт увеличения площади крыла (S), но этот вариант имеет свой недостаток, а именно увеличение габаритных размеров ЛА, что в нашем случае противоречит концепции универсальности применения.

Единственным рациональным вариантом решения проблемы предлагается увеличение коэффициента подъёмной силы (C_y).

Повысить C_y можно за счёт увеличения кривизны профиля, однако, как известно данный путь сопровождается негативным эффектом, а именно смещением точки отрыва потока ближе к носку, что в свою очередь будет снижать эффективность крыла с ростом угла атаки. Ликвидировать отрыв ПС можно за счёт ламинаризации ПС.

На сегодняшний день в большинстве случаев в серийных машинах ламинаризирующие устройства применяют только лишь в виде элементов механизации крыльев, а именно использовании закрылков и предкрылков.

В настоящее время в случае с предкрылками задача их аэродинамического совершенствования остро не стоит, поскольку они позволяют ламинаризовать поток на значительной длине верхней части профиля, что является эффективным методом повышения C_y . Недостатками предкрылков являются – ослабление конструкции крыла и увеличение общей массы конструкции, что является характерным для любых элементов механизации крыла. При этом у щелевого закрылка имеется существенный недостаток, состоящий в том, что при больших углах его отклонения естественной струи, проходящей через щель между крылом и закрылком, недостаточно для ликвидации отрыва пограничного слоя (рис. 42).

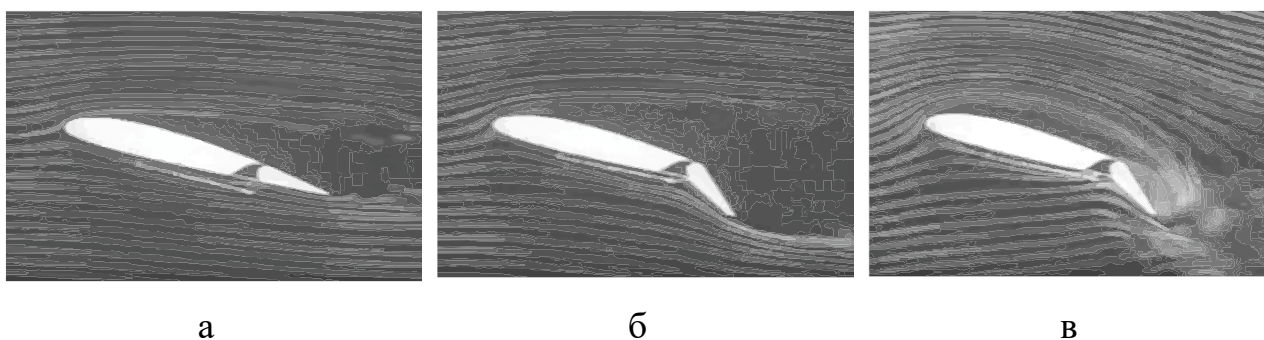


Рисунок 42. Обтекание крыла с закрылоком.

а - закрылок в убранном положении, б - закрылок в полувыпущенном положении, в - закрылок в выпущенном положении

В данный момент возможность совершенствования конструкции закрылка в рамках существующих конструктивно-технологических решений и имеющихся подходов технологического проектирования исчерпана. Поэтому, необходимо применить новые принципы, основанные на ориентировании конструкции на прогрессивные, высокоэффективные технологии производства.

Ликвидировать отрыв пограничного слоя на щелевом закрылке можно используя активные методы воздействия на ПС, а именно отсос или сдув ПС, что позволит значительно повысить подъёмную силу крыла.

Обзор существующих конструкций ЛА с реализацией УПС

Ранее уже были попытки создания *самолётов с укороченным взлётом и посадкой (СУВП)*, а так же проводились исследования по применению ЛА в труднодоступных районах [84]. В основном они сводились к созданию самолётов с возможностью вертикального взлёта и посадки, реализуемой за счёт поворотных реактивных сопел, либо установкой дополнительных поворотных двигателей, (Як-141, Як-38, F-35, Hawker Siddeley Harrier).

В качестве яркого современного примера создания **СУВП** с использованием управления ПС можно считать такие самолёты как советский Ан-72 и японский ShinMaywa US-2 (Рисунок 43).



Ан-72



ShinMaywa US-2

Рисунок 43. Самолёты с УПС

В данных весьма удачных конструкциях было с помощью реактивной струи, вырывающейся из сопла двигателей, организован сдув ПС с верхней поверхности крыла. Такой подход к решению проблемы управления ПС требует создания новой **КСС ЛА**.

Решение же задачи технологического проектирования закрылка со сдувом пограничного слоя позволит, не изменяя **КСС** существующих самолётов, получать большую подъёмную силу по сравнению с ЛА использующих закрылки традиционной схемы.

Благодаря внедрению устройств совмещающих эффекты активной и пассивной ламинаризации пограничного слоя (**ПС**) можно создать новый сегмент **ЛА**, а именно самолётов, позволяющих осуществлять взлёт и посадку с использованием ультракоротких *взлётно-посадочных полос (ВПП)*.

Как правило воздух на сдув пограничного слоя отбирается за последней ступенью компрессора двигателя и подаётся в специальные отсеки в крыле и далее через щели на верхнюю поверхность закрылков по всему их размаху. Элементами управления системы сдува являются электромеханизмы. Электромеханизм с двумя электродвигателями, работающими на общий дифференциальный редуктор, соединен системой жёстких тяг с заслонками, регулирующими подачу воздуха на правый и левый закрылки. Включение системы сдува пограничного слоя производится автоматически при выпуске закрылков на угол, большее 30° .

Впервые закрылок со сдувом пограничного слоя был сконструирован в Великобритании и был популярен в самолётостроении 1960-х годов. Однако со временем применение его сошло на нет из-за сложности системы сдува в обслуживании.

В советском самолётостроении впервые была отработана система сдува пограничного слоя на МиГ-21 для увеличения подъёмной силы крыла на посадке и взлёте. От компрессора двигателя отбирался воздух под давлением и выдувался через щель в передней кромке закрылков.

Похожим методом увеличения коэффициента подъёмной силы является реактивный закрылок (англ. *Jet flap*). Он представляет собой плоский поток воздуха, вытекающего с большой скоростью через заднюю кромку под углом к нижней поверхности крыла (Рисунок 44). За счёт реактивного закрылка увеличивается эффективная площадь крыла, изменяется характер обтекания профиля, за счёт импульса вытекающей струи создаётся вертикальная составляющая силы, разгружающая крыло.

Применение реактивного закрылка позволяет получить большое значение коэффициента подъёмной силы, однако при этом требуется существенно больший коэффициент импульса выдуваемой струи, чем для управления пограничным слоем. Эффективность реактивного закрылка сильно падает с уменьшением удлинения крыла.



Рисунок 44. Экспериментальный британский самолёт Hunting H.126, предназначенный для испытаний реактивных закрылков

Общий вид современных систем УПС представлен на Рисунок 45.

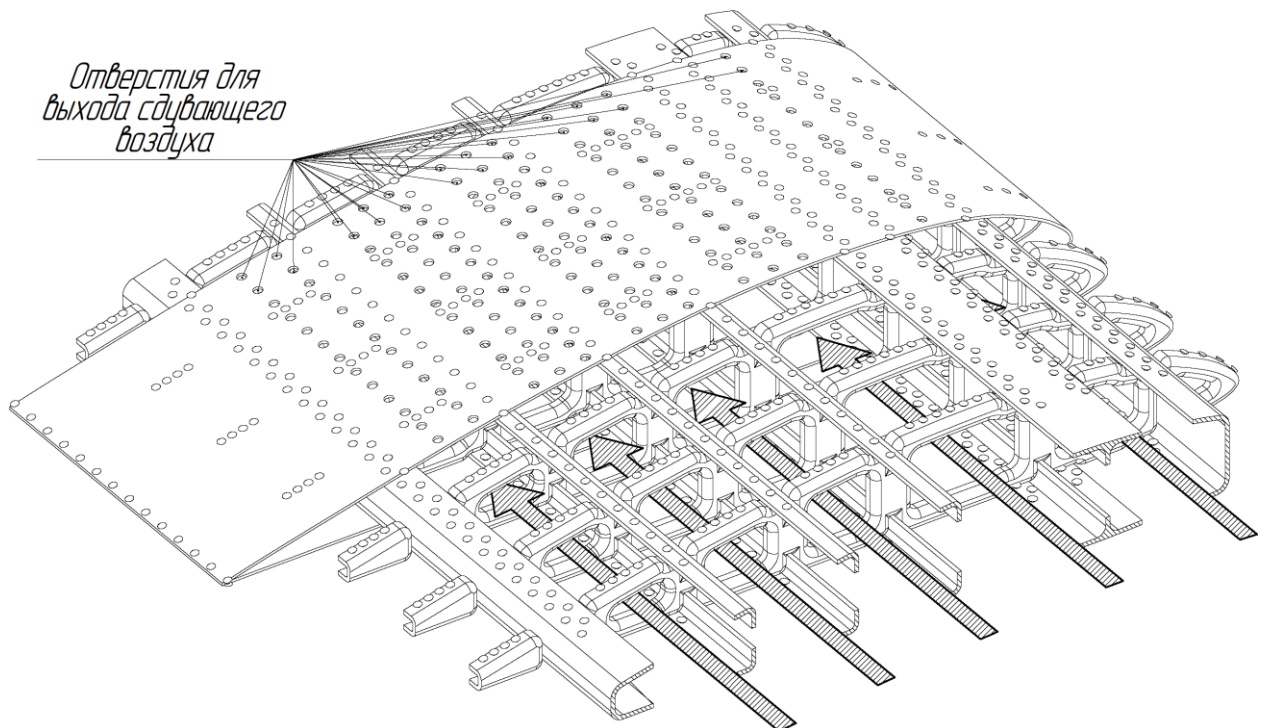


Рисунок 45. Пример современной конструкции обеспечивающей возможность управления пограничным слоем

Определение граничных условий перед началом проектирования закрылка с возможностью УПС

Закрылки традиционной схемы имеют конструкцию, содержащую типовой набор силовых элементов, состоящий из лонжеронов, стрингеров, нервюр и

обшивки. Так же в настоящее время в конструкции элементов механизации крыла и винта вертолета широкое применение находят трехслойные структуры с сотовыми и пенопластовыми наполнителями, а также композиционные материалы (Рисунок 46).

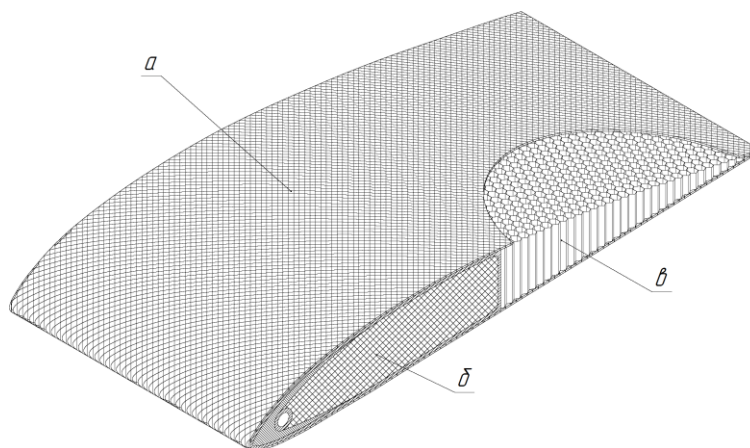


Рисунок 46. Пример конструкции с сердечником, состоящим из комбинации вспененного материала и сотовых элементов

а - внешняя оболочка, б – пенопластовый сердечник, в – сотовый наполнитель

Однако при наличии очевидных преимуществ данного типа трехслойных конструкций, конструирование, изготовление и обслуживание воздушных каналов для щелевого выдува или отсоса представляет собой большую проблему.

Таким образом, использование активных ламинаризаторов до сегодняшнего дня является скорее исключением, чем правилом из-за их сложности и малоизученности.

Аэродинамические характеристики несущих поверхностей летательных аппаратов (ЛА) очень сильно зависят от состояния пограничного слоя (ПС).

Турбулизация ПС уменьшает сопротивление, но при этом снижается несущая способность несущих поверхностей ЛА. Ламинаризация ПС, наоборот, существенно увеличивает несущую способность.

Для достижения любого из этих эффектов необходимо включать в конструкцию дополнительные элементы: турбулизаторы, либо ламинаризирующие устройства, что, в свою очередь, усложняет конструкцию, снижая её надёжность, добавляя дополнительный вес, а так же увеличивает трудозатраты на её изготовление.

Анализ конструктивных решений реализующих воздействие на пограничный слой

Если совместить два варианта воздействия на ПС, т.е. активный с пассивным, а именно использование закрылков с возможностью отсоса ПС, то можно устранить главный недостаток профиля с щелевым закрылком, а именно ликвидировать отрыв пограничного слоя с поверхности закрылка на больших углах атаки.

Все варианты активного воздействия на ПС предъявляют к конструкции дополнительные требования по возможности внутренней вентиляции для обеспечения подвода дополнительных объёмов воздуха, либо отвода лишнего воздуха. При этом все они негативным образом влияют на лётно-технические характеристики ЛА, а именно: увеличивают вес конструкции, усложняют её и в то же время ослабляют конструкцию.

При этом необходимо обеспечить сохранение геометрических, прочностных и технологических характеристик деталей аэродинамического профиля.

В процессе работы профиль не должен деформироваться для сохранения изначальных аэродинамических характеристик, следовательно, необходимо обеспечить надёжное соединение верхней и нижней частей обшивки конструктивными элементами, которые будут поддерживать верхнюю и нижнюю обшивку друг относительно друга в исходном положении, при этом должно обеспечиваться прохождение воздушной массы внутри элемента оперения с минимальным сопротивлением.

Отсюда следует, что для реализации такой схемы не подходят варианты с заполнением в виде сплошных сердечников из вспененных материалов. Так же не подходят сердечники из всевозможных сотовых заполнителей,

поскольку сотовые ячейки располагаются вертикально, что так же не позволяет организовать внутреннюю вентиляцию в необходимых направлениях.

Разумеется, данная конструкция должна обладать небольшой массой для обеспечения хорошей весовой отдачи летательного аппарата в целом.

Для решения данной задачи предлагается использовать трехслойные конструкции с наполнителем в виде регулярных дискретных элементов (Рисунок 47).

Данная трехслойная конструкция состоит из внешних несущих слоев, соединенных дискретным наполнителем. Разделение обшивки на два слоя, расположенных на некотором расстоянии друг от друга позволяет, как известно, значительно увеличить изгибную жесткость крыла. Кроме того, трехслойная конструкция не нуждается в стрингерном подкреплении и позволяет уменьшить количество или вообще отказаться от нервюр.

Сам наполнитель воспринимает поперечные силы, возникающие при местном изгибе обшивки и обеспечивает совместную работу несущих поверхностей.

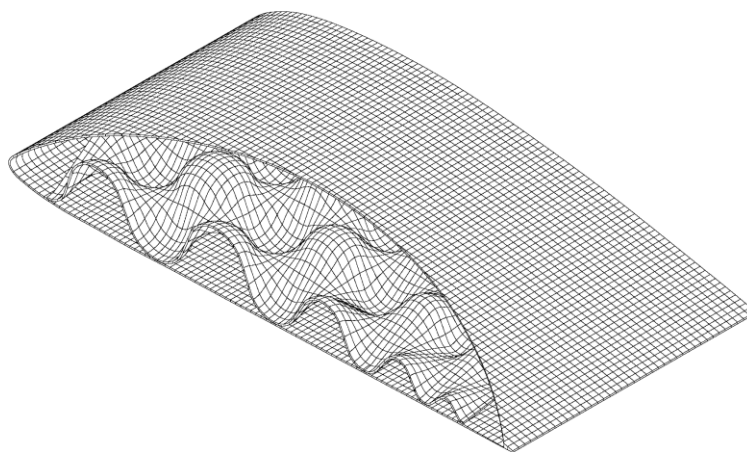


Рисунок 47. Структура закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке

Для определения влияния на картину обтекания выдува воздуха через перфорированную поверхность, расположенную в верхней части обшивки был проведён численный эксперимент в программном комплексе ANSYS

Рисунок 50, Рисунок 50, Рисунок 50, Рисунок 51, Рисунок 52, Рисунок 53,
Рисунок 54.

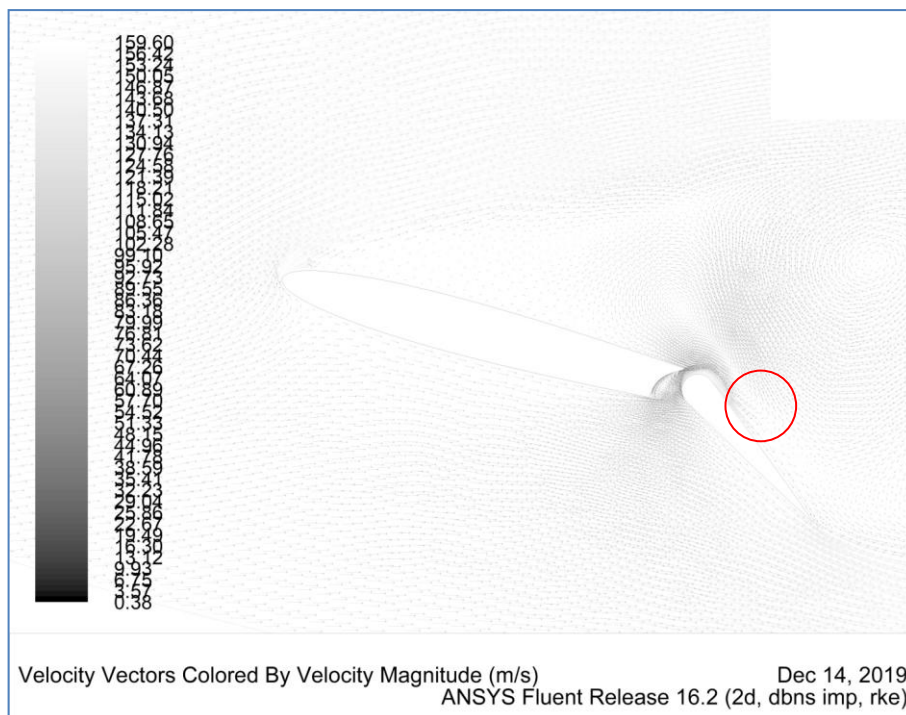


Рисунок 48. Зона закрылка, к которой необходимо обеспечить транзит газа для осуществления УПС.

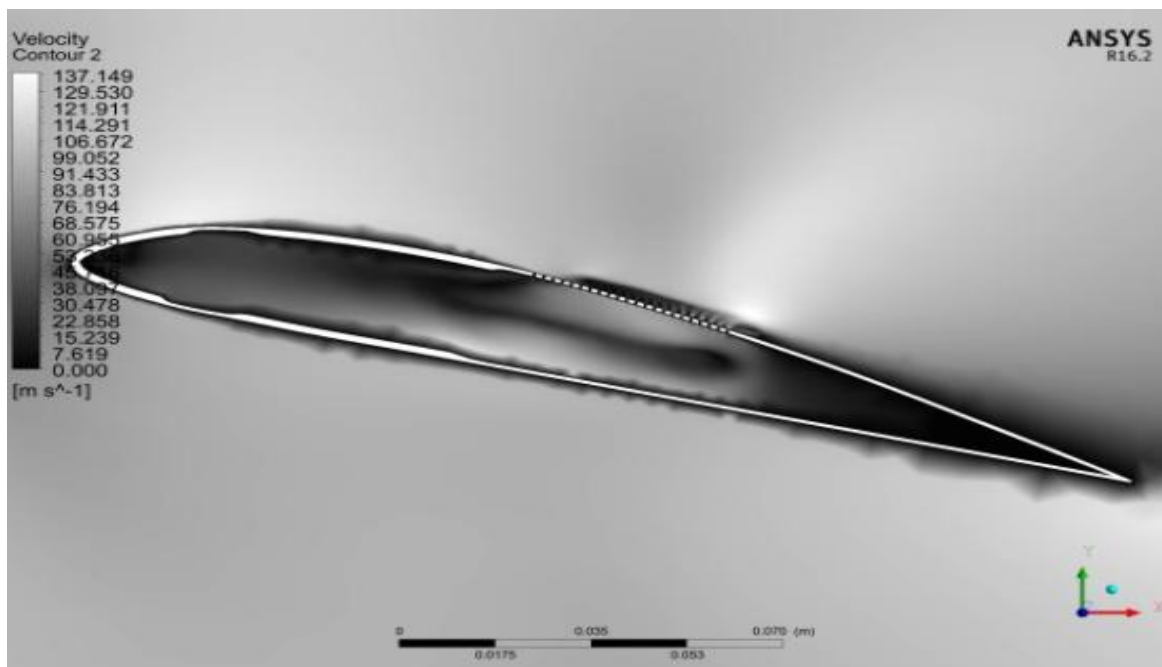


Рисунок 49. Распределение поля скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с выдувом воздуха через отверстия, расположенные на верхней обшивке

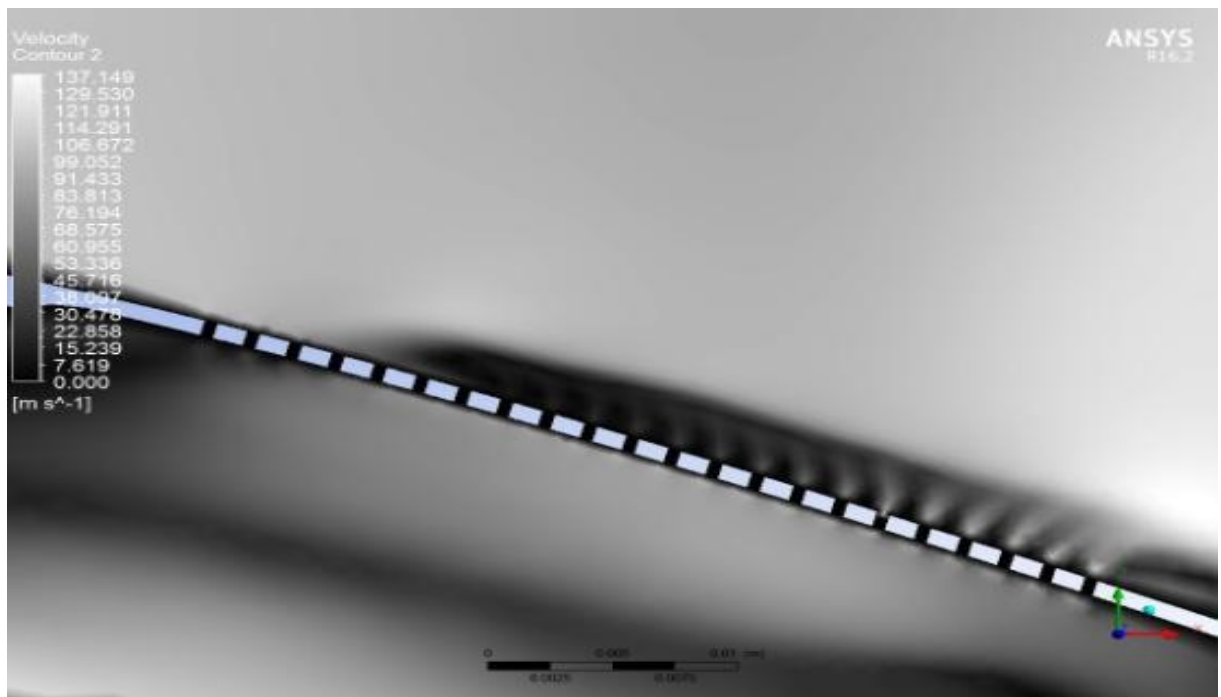


Рисунок 50. Распределение поля скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с УПС в зоне расположения отверстий

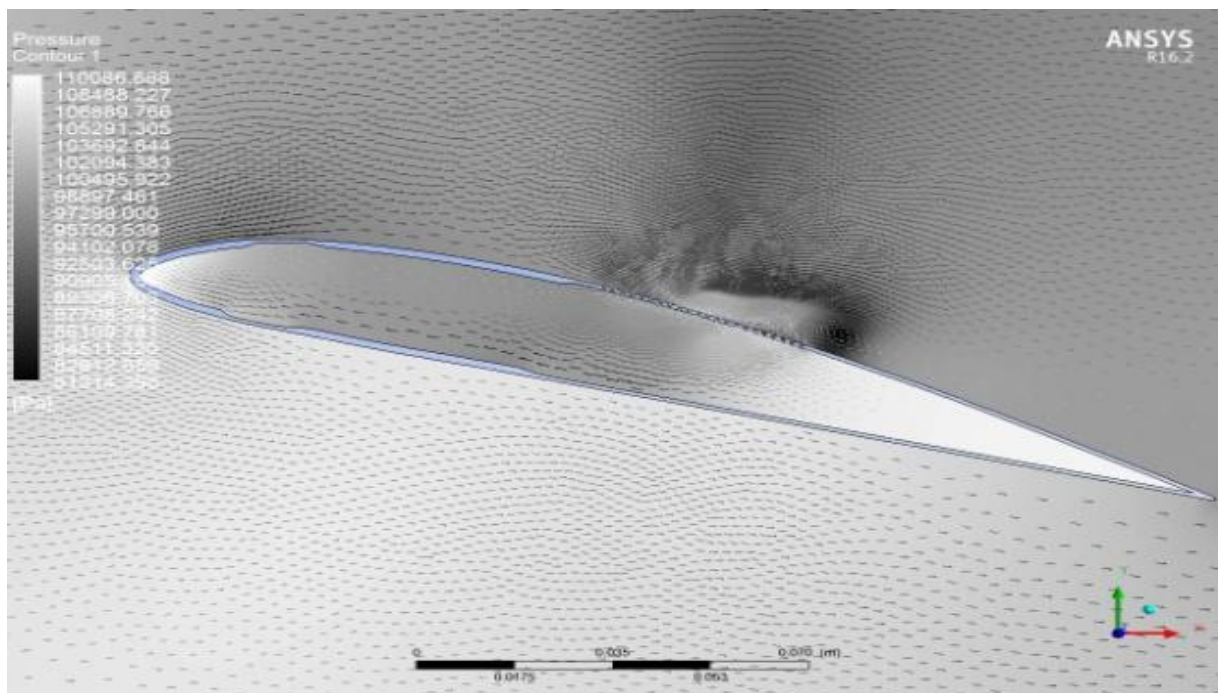


Рисунок 51. Векторы скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с выдувом воздуха через отверстия, расположенные на верхней обшивке

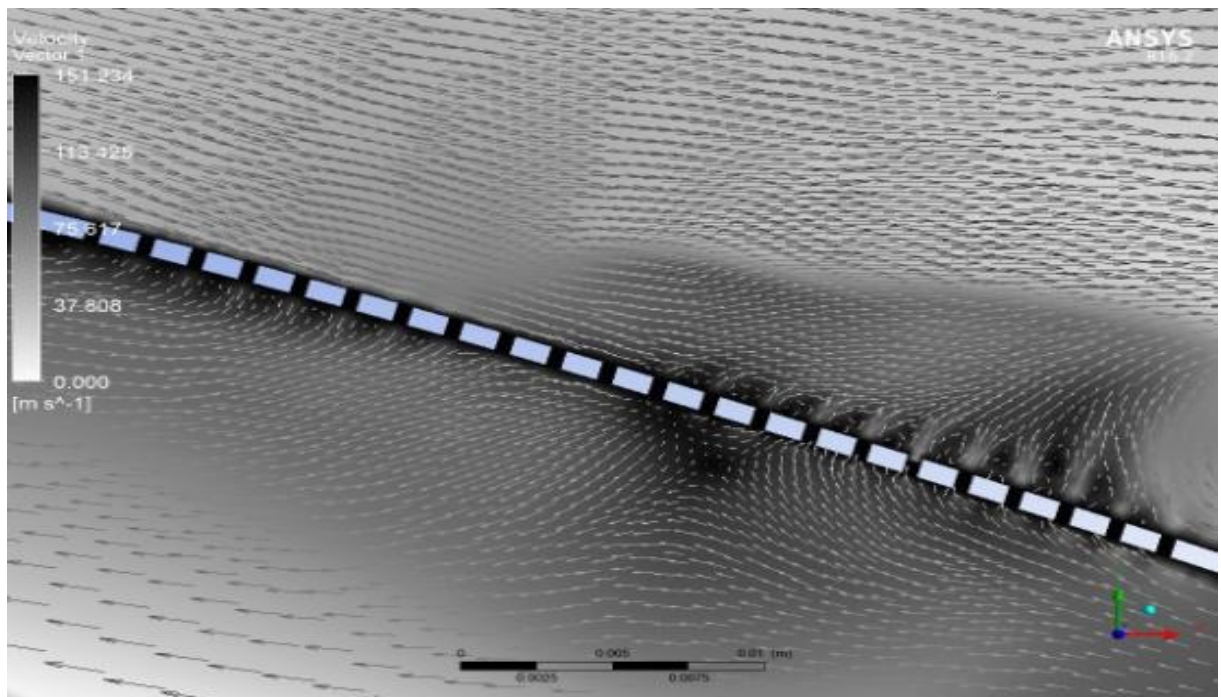


Рисунок 52. Векторы скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с УПС в зоне расположения отверстий

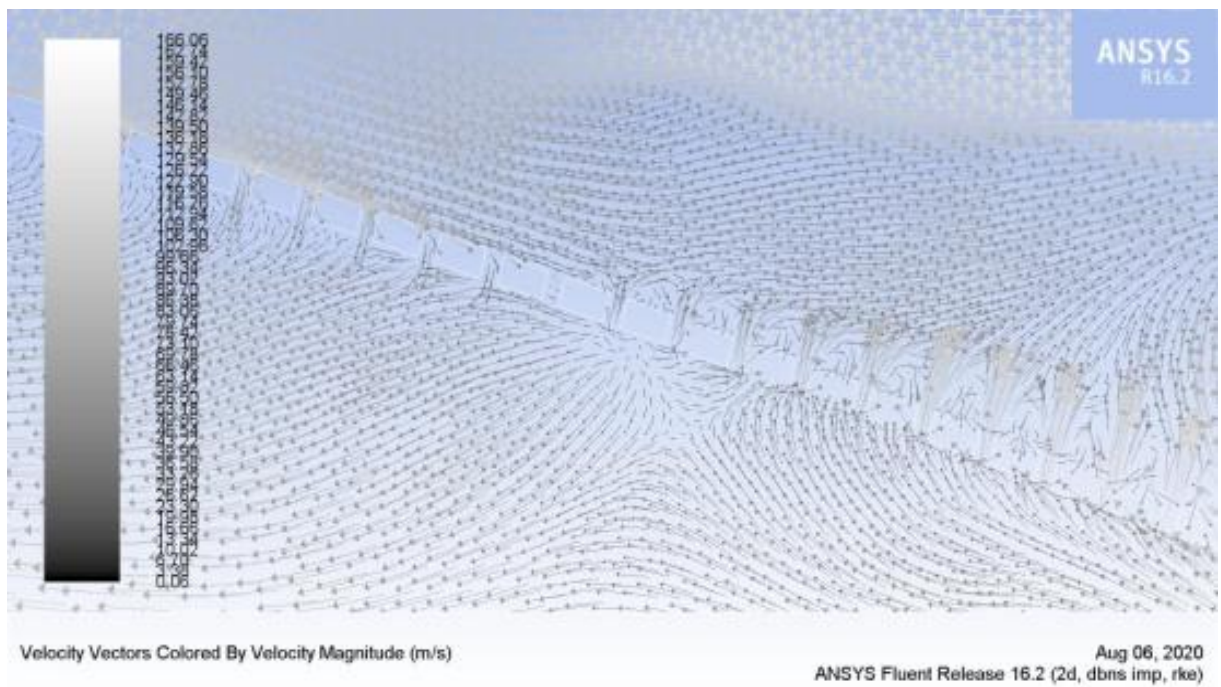


Рисунок 53. Векторы скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с выдувом воздуха через отверстия, в зоне расположения отверстий

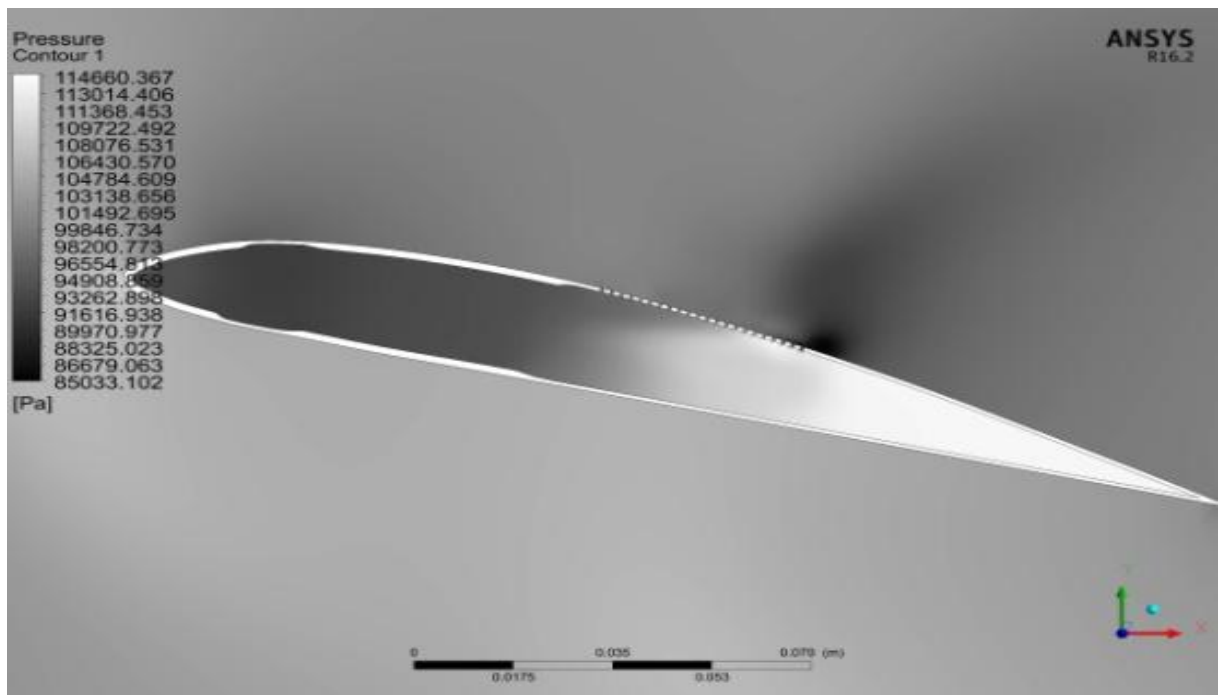


Рисунок 54. Распределение давления при обтекании авиационной несущей поверхности с выдувом воздуха через отверстия, расположенные на верхней обшивке

Для проведения верификации данных, полученных в ходе численного эксперимента была разработана конструкция аэродинамической модели для испытаний в аэродинамической трубе Рисунок 55.

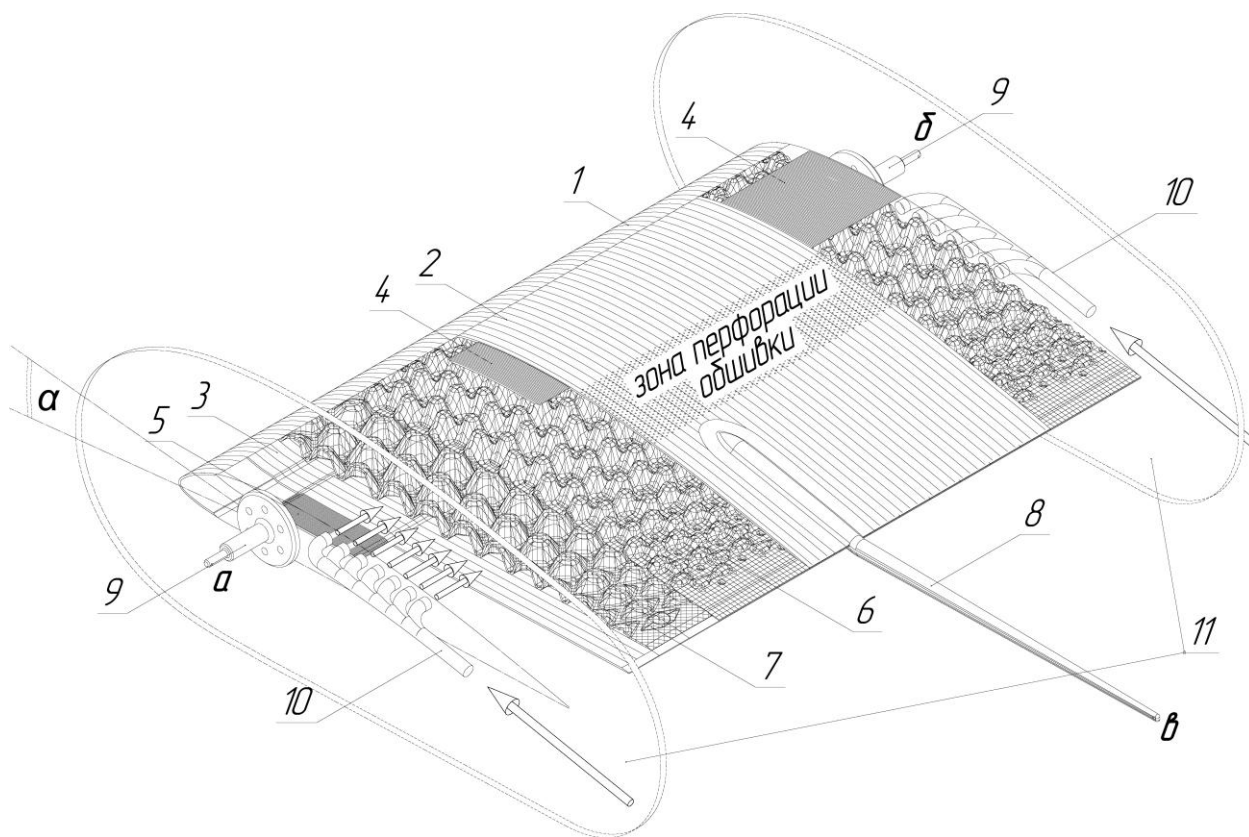


Рисунок 55. Общий вид модели для испытаний в аэродинамической трубе.

- 1 - Носок;
- 2 - Верхняя обшивка;
- 3 - Нижняя обшивка;
- 4 - Усиление верхней обшивки;
- 5 - Усиление нижней обшивки;
- 6 - Верхний слой двухслойного дискретного заполнителя;
- 7 - Нижний слой двухслойного дискретного заполнителя;
- 8 - Крепление 01;
- 9 - Крепление 02;
- 10 - Трубки для подвода (отвода) газа внутренней полости;
- 11 - Ограждение препятствующее перетеканию потока через боковые кромки аэродинамической модели.

Выводы по главе 2:

1. Ликвидировать отрыв пограничного слоя на щелевом закрылке можно используя активные методы воздействия на ПС, а именно отсос или сдув ПС, при помощи транзита рабочего тела через пустоты дискретного заполнителя, что позволит значительно повысить подъёмную силу крыла.
2. Определена зона закрылка, к которой необходимо обеспечить транзит газа для осуществления УПС.

Глава 3. Прочностной анализ закрылка ТК с различными вариантами дискретного заполнителя

Задачам прочностного анализа авиационных многослойных конструкций посвящено множество научных публикаций отечественных и зарубежных авторов, [85], [86], [87], [88], [89], [90].

Прочностной анализ трёхслойных несущих поверхностей имеющих различные варианты структур заполнителей необходимо начинать в первую очередь с рассмотрения их самых проблемных зон, присущих конкретным структурам.

При проектировании трехслойных несущих поверхностей с дискретной структурой заполнителя особое внимание следует уделить рассмотрению задачи устойчивости несущих слоев [59].

Продольный ряд дискретных ячеек заполнителя в зоне наибольшей строительной высоты профиля следует рассматривать, как систему точечных опор эквивалентную стенке лонжерона в конструкции традиционной схемы. Для определения критических напряжений потери устойчивости участок сжатого внешнего несущего слоя между регулярно расположенными опорами можно представить, в зависимости от шага опор, в виде консольно-защемленного стержня (рис. 6) или полосы, шириной, равной диаметру верхнего основания усеченного конуса $d_{яч}$ и длиной, равной шагу ячеек в продольном направлении l , жестко защемленной по концам и шарнирно опертой по боковым сторонам вследствие поддерживающего влияния соседних рядов ячеек (Рисунок 56, Рисунок 57).

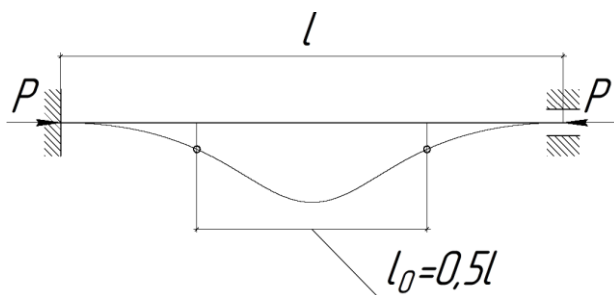


Рисунок 56. Стержневая модель элемента несущего слоя

В первом случае, величина минимальных критических напряжений определяются, соответственно, по формуле Эйлера:

$$\sigma_{кр} = c \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{l}{i}\right)^2} \quad (3.1)$$

где: l – шаг ячеек заполнителя в продольном направлении,

$c = 4$ – коэффициент жесткого защемления опор.

во втором случае

$$\sigma_{кр} = 3.6E \left(\frac{\delta}{d_{яч}}\right)^2 \quad (3.2)$$

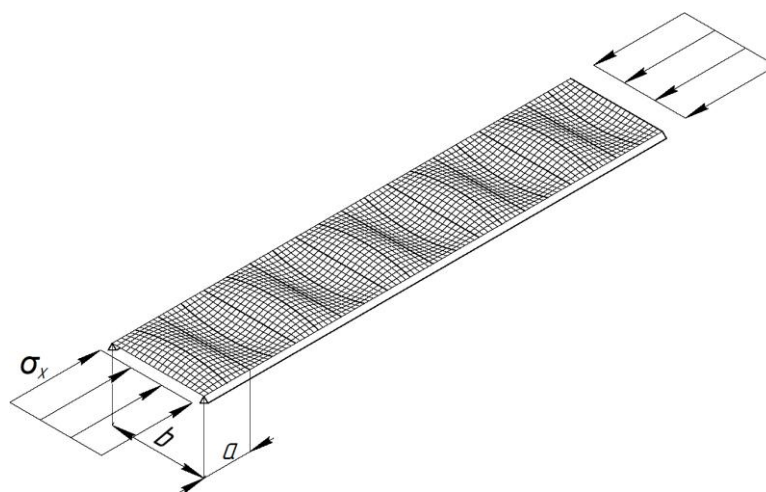


Рисунок 57. Плоская модель элемента несущего слоя при шарнирном опирании по продольным сторонам

Более точное определение критических напряжений и предельной несущей способности трехслойных конструкций с предлагаемым видом заполнителя может быть получено для единой упругой модели методом конечного элемента, а также экспериментальным путем.

При проектировании трехслойных конструкций рассмотренного типа, для выбора оптимальных параметров несущих слоев и элементов ячеек заполнителя (шага ячеек, толщины несущих слоев и стенок заполнителя) по условиям максимальной несущей способности при минимальном весе проводится статический расчет с использованием метода конечных элементов в программном комплексе ANSYS (Рисунок 58, Рисунок 59).

Параметры расчета:

Граничные условия: модель закреплена по всем степеням свободы на одном конце.

Нагрузки: к модели применен единичный изгибающий момент на конце, противоположном к закрепленному краю.

Тип анализа: статический линейный анализ

Принятые допущения: для создания КЭ модели применялись 4-х узловые PLATE элементы.

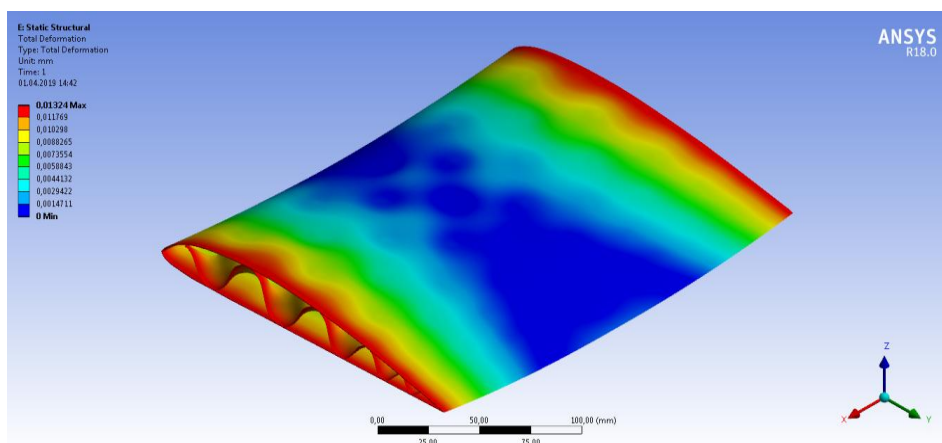


Рисунок 58. Картина эквивалентных деформаций закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке

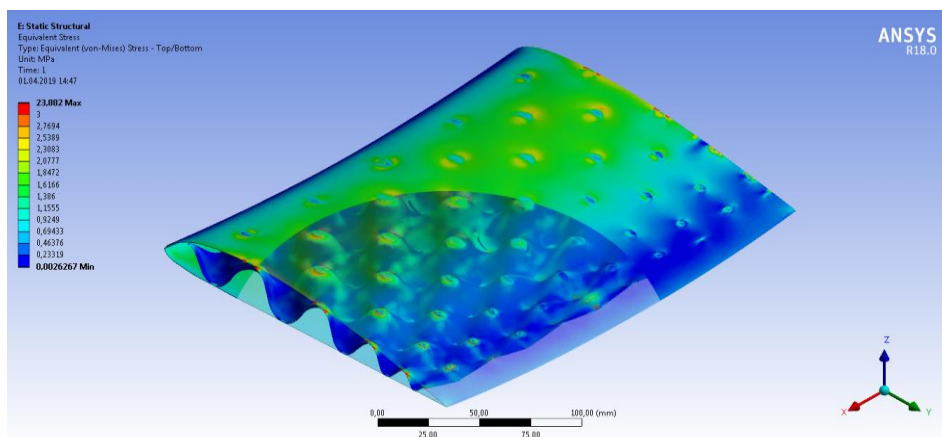


Рисунок 59. Картина эквивалентных напряжений закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке

В результате расчета выявлено:

Картина напряженно-деформированного состояния аналогична структурам с сотовым наполнителем: несущие слои воспринимают растяжение - сжатие в продольном направлении, в наполнителе возникают сжимающие усилия.

Несущая способность конструкции с таким наполнителем определяется устойчивостью участков обшивки, расположенных между вершинами полушарий, а также структурой самого наполнителя.

Основную часть нагрузки воспринимает центральная часть конструкции с наибольшей строительной высотой.

В местах контакта обшивки с наполнителем возникает концентрация напряжений, что накладывает дополнительные требования к технологии их соединения.

Изгибную жесткость трехслойной конструкции рассмотренного типа можно значительно повысить, увеличив толщину полос несущих слоев в зоне максимальной строительной высоты, выступающих в роли поясов лонжеронов, лежащих на системе дискретных опор.

Основные положения, лежащие в основе предлагаемого анализа

Для весовой количественной оценки нужно проанализировать состояние трехслойной конструкции при работе на изгиб и устойчивость.

При нагружении трехслойного пакета изгибающим моментом возможны два основных вида разрушения: местная потеря устойчивости участков сжатого несущего слоя между дискретными конусообразными опорами и общая потеря устойчивости несущего слоя, нагруженного сжатием, как пластины на многих опорах, податливых на сдвиг.

Параметры местной потери устойчивости несущих слоев определяются шагом и радиусом меньшего основания усеченных конусообразных опорных ячеек наполнителя. Возможной кривизной трехслойной пластины или оболочки на участке местной потери устойчивости можно пренебречь.

При этом следует рассмотреть два варианта конструкции.

Данные конструкции и соответствующие им расчётные модели представлены на рисунке Рисунок 60.

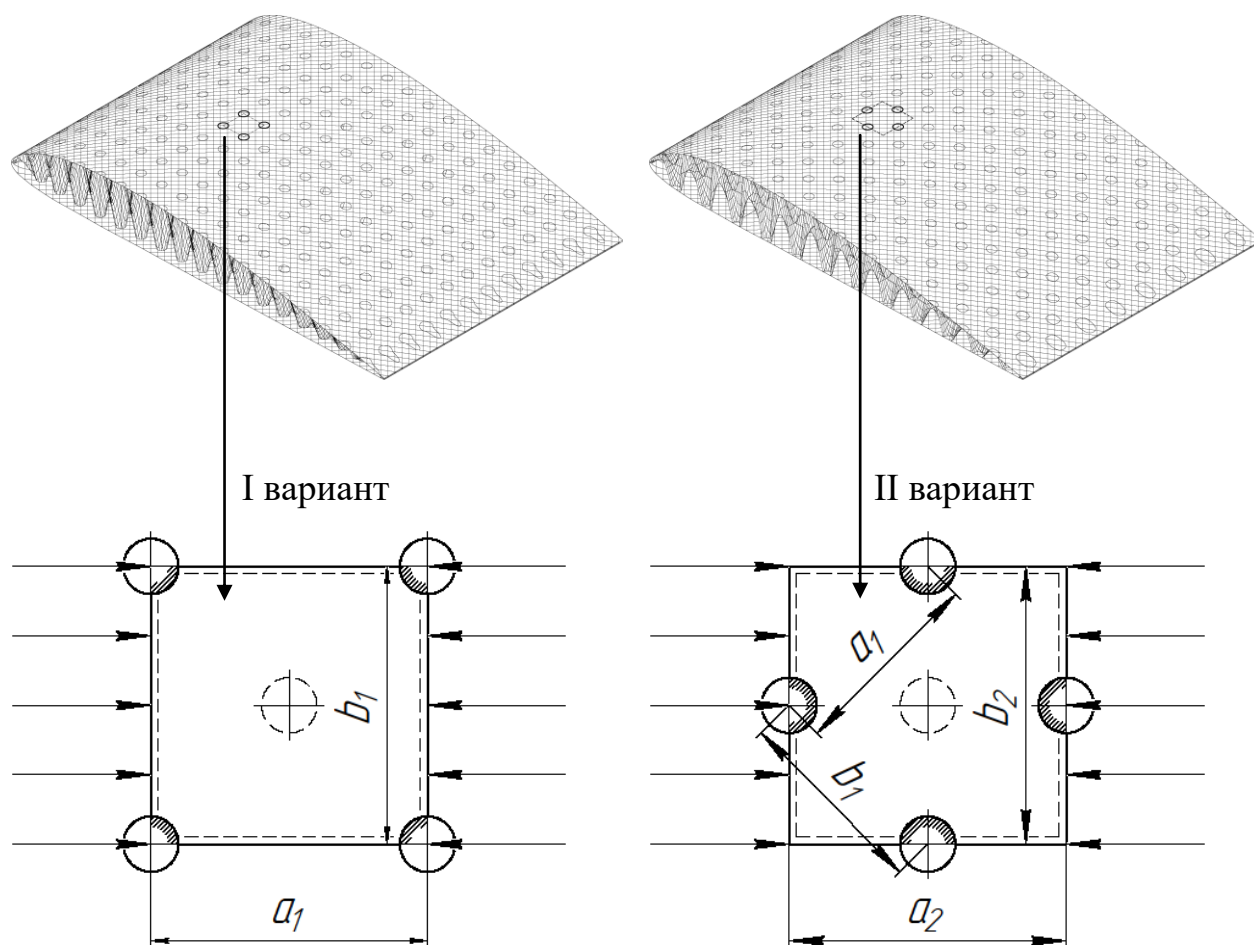


Рисунок 60. Варианты конструкции и соответствующие им расчетные модели элементов несущего слоя при определении параметров местной устойчивости

$$a_1 = b_1 \quad (3.3)$$

$$a_2 = b_2 = a_1 \cdot \cos 45^\circ + b_1 \cdot \cos 45^\circ \quad (3.4)$$

Параметры расчётной модели исходя из параметров конструкции для первого варианта рассчитываются по формуле 3.

$$a = b = a_1 = b_1 \quad (3.5)$$

Для второго варианта – по формуле 4.

$$a = b = a_2 = b_2 \quad (3.6)$$

Обе расчетные модели представляют собой квадратные пластины постоянной толщины, нагруженные сжатием в одном направлении. Сторона квадрата равна шагу ячеек заполнителя.

Величина критических напряжений местной потери устойчивости пластины определяется известной формулой

$$\sigma_{кр} = k \frac{E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \quad (3.7)$$

где

k – коэффициент закрепления,

δ – толщина слоя,

E – модуль упругости материала.

Трехслойные структуры, обладающие преимуществами континуальной конструкции; пригодны для восприятия распределенных нагрузок гарантируют точное образование и сохранение формы и имеют во всех направлениях высокую изгибную и крутильную жесткостью при наименьшем весе.

Статически они сравнимы с двутавровым профилем балки: внешние обшивки воспринимают при изгибе растяжение и сжатие, как пояса, а заполнитель, как стенка, воспринимает перерезывающую силу. Он выполняет задачу, поддержания внешних слоев, и, прежде всего – при малом удельном объеме (и малом удельном весе) обеспечивает большое расстояние между несущими слоями и, тем самым, - большой радиус инерции поперечного сечения.

Прочностной анализ устойчивости несущих слоёв авиационной несущей поверхности с однослойным наполнителем, имеющим дискретную структуру ячеек.

В качестве исходной позиции можно принять, в обеих моделях шарнирное опирание по всем сторонам квадрата ($k = 3.6$ [2]) в качестве нижней критической границы потери устойчивости.

Очевидно, что конусообразные ячейки наполнителя, представляющие собой локальные опоры, будут увеличивать жесткость опор по сравнению с нижним значением критического напряжения, соответствующего шарнирному опиранию. Величина приращения коэффициента k зависит от соотношения шага ячеек и радиуса их верхнего основания.

Взяв в качестве исходного критического напряжения пластины при шарнирном опирании ($\sigma_{кр}^{(0)}$) по всем сторонам и проведя МКЭ расчет для нескольких соотношений (R/b), можно построить зависимость $k = f\left(\frac{R}{b}\right)$, которая может быть использована при выборе параметров наполнителя трехслойной конструкции. В качестве примера на (Рисунок 61) приведена зависимость коэффициента k , построенная при соотношениях (R/b), представленных в Таблице 1.

$$\sigma = \frac{P}{F} \quad (3.8)$$

$$F = b \cdot \delta \quad (3.9)$$

$$\sigma_{кр} = \frac{P_{кр}}{F} \quad (3.10)$$

$$\sigma_{кр} = k \frac{E}{(b/\delta)^2} \quad (3.11)$$

$$k = \frac{(b/\delta)^2 / \sigma_{кр}}{E} \quad (3.12)$$

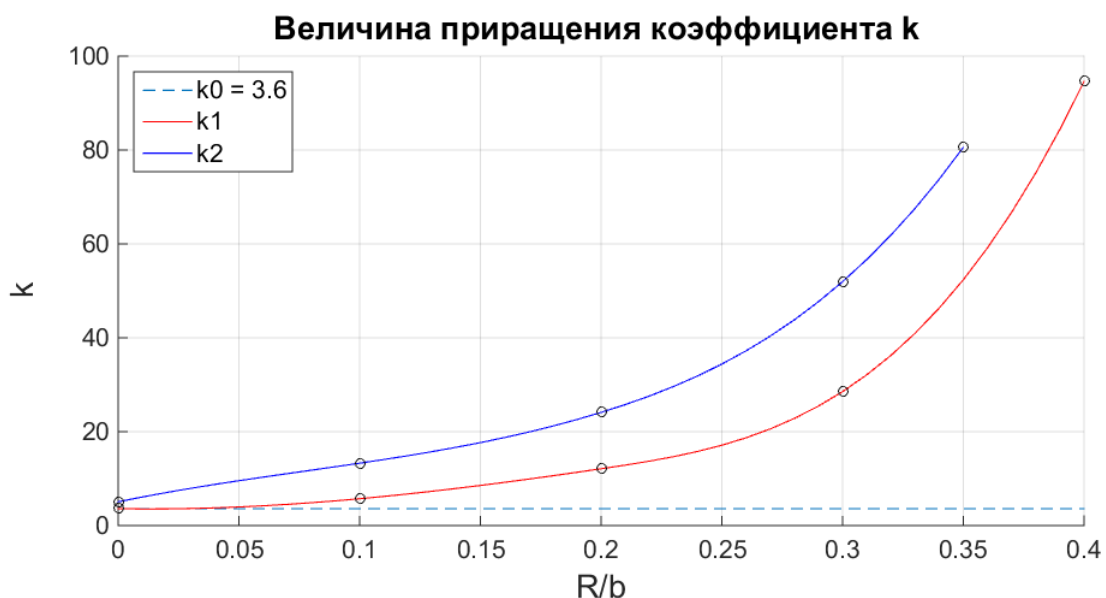


Рисунок 61. Зависимость $k = f\left(\frac{R}{b}\right)$

Таблица 1

№№	$\frac{R}{b}$	k1	k2
1	0	3.05	5.06
2	0.1	5.7114	13.286
3	0.2	12.1	24.104
4	0.3	28.534	51.957
5	0.35	-	80.571
6	0.4	94.629	-

(0 соответствует точечному заземлению по углам для варианта 1.)

Важным достоинством предлагаемой структуры трехслойной конструкции является возможность создания оболочек авиационного профиля (типа закрылка, элерона и т.д.) с помощью технологии листовой штамповки, либо термовакуумной формовки, обладающих высокими весовыми, жесткостными и прочностными характеристиками, имеющими внутренние каналы различной конфигурации для щелевого выдува сжатого воздуха.

Как известно, элементы механизации крыла можно представить в виде двухопорной балки, нагруженной распределенной нагрузкой. В конструкции традиционной схемы изгибающий момент воспринимается, главным образом полками лонжерона, расположенного в точке профиля с максимальной строительной высотой (рис. 62а). Обшивка подкреплена также стрингерным набором и нервюрами

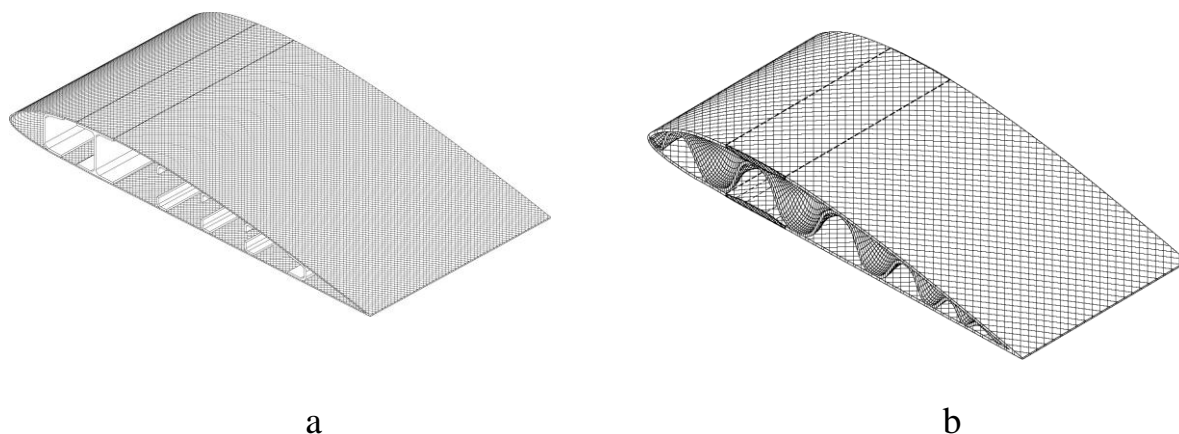


Рисунок 62. Варианты исполнения элементов механизации крыла

а – традиционная лонжеронная схема

б – трехслойная структура с дискретным заполнителем

Представляется целесообразным выполнение данной конструкции по трехслойной схеме с дискретными ячейками заполнителя (рис. 62б).

В последней конструкции заполнитель выполняет роль стенки лонжерона, а часть сжатого несущего слоя профиля, расположенная в зоне наибольшей строительной высоты и шириной равная удвоенному шагу ячеек заполнителя, выступает в качестве полки лонжерона.

Такая конструкция обладает высокой изгибной и крутильной жесткостью при минимальном весе, отсутствуют нервюры и стрингерный набор. Изготовление данного изделия с помощью технологии листовой штамповки значительно снижает ее трудоемкость. На (Рисунок 63) показана картина деформированного состояния сжатого несущего слоя элемента механизации крыла рассмотренного типа, после общей потери устойчивости при наличии

удвоенной толщины (Рис. 63.а) и без утолщения (Рис.63.б) в качестве полок лонжерона.

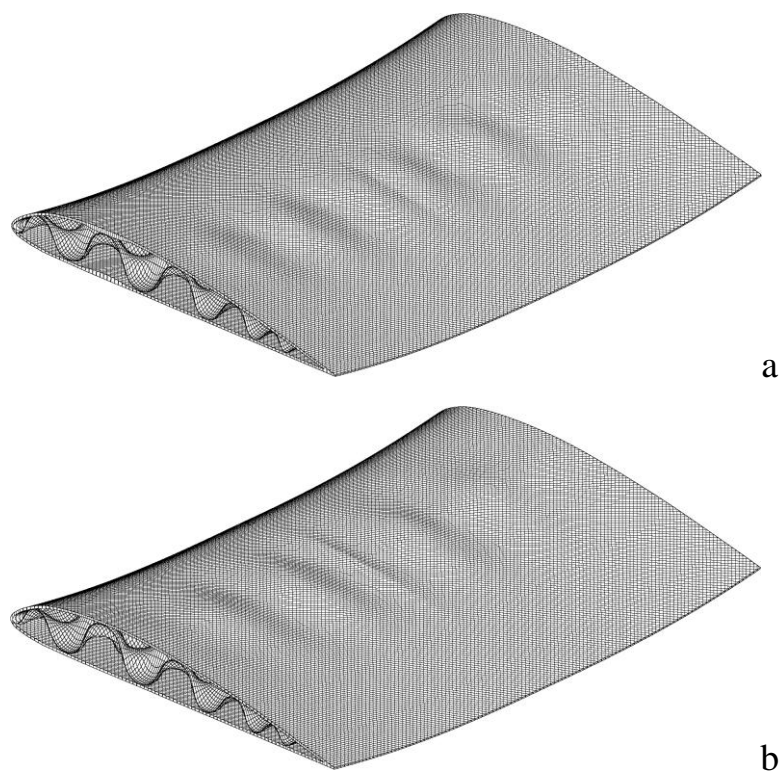


Рисунок 63. Картина деформированного состояния сжатой панели после потери устойчивости

а – при удвоенной толщине полки лонжерона,

б – при постоянной толщине несущих слоев.

После этого был проведён прочностной анализ сборного дискретного заполнителя (Рисунок 64).

Прочностной анализ устойчивости несущих слоёв авиационной несущей поверхности со сборным многослойным наполнителем, имеющим дискретную структуру ячеек.

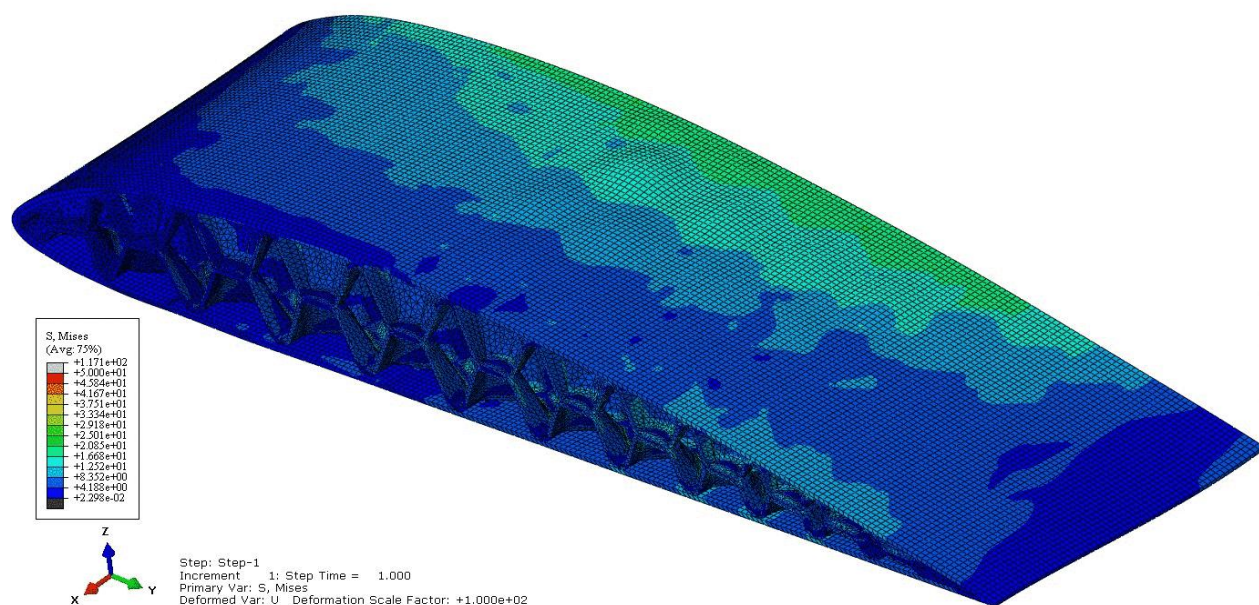


Рисунок 64. Повышение устойчивости несущих слоёв, за счёт местных усилений обшивок в зоне максимальной толщины аэродинамического профиля авиационной несущей поверхности со сборным дискретным наполнителем

Компьютерное моделирование прочностного испытания несущей поверхности со сборным наполнителем имеющим дискретную структуру с целью решения практической задачи повышения устойчивости несущих слоёв

Выявлено что в случае применения сборного многослойного наполнителя, состоящего из ячеек имеющих дискретную структуру, местные усиления аналогичным образом значительно повышают устойчивость несущих слоёв (Рисунок 50)

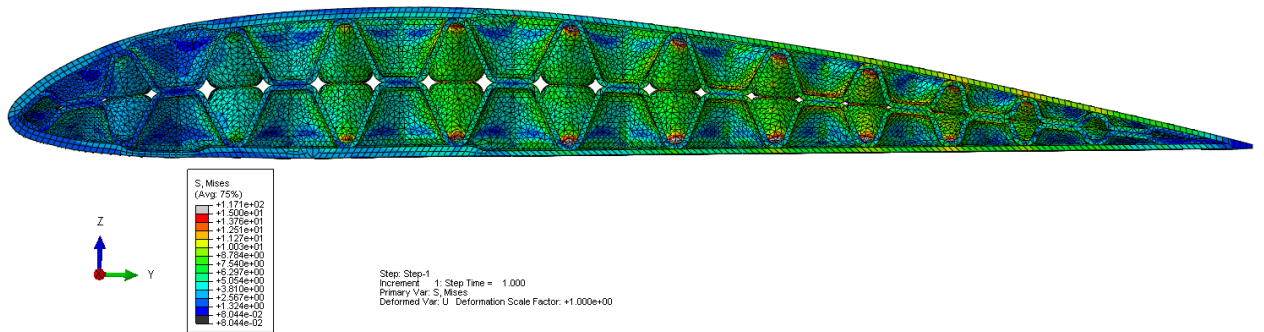


Рисунок 65. Компьютерное моделирование прочностного испытания несущей поверхности с целью решения практической задачи избежания расслоения сборного заполнителя имеющего дискретную структуру

Неравномерное распределение объёма материала заполнителя, изменяющееся в зависимости от удаления от хорды профиля (нейтральной оси) и приближения к обшивке (несущим слоям), позволяет более эффективно задействовать слои сборного заполнителя и обеспечивает возможность снижения массы несущих слоёв (Рисунок 66).

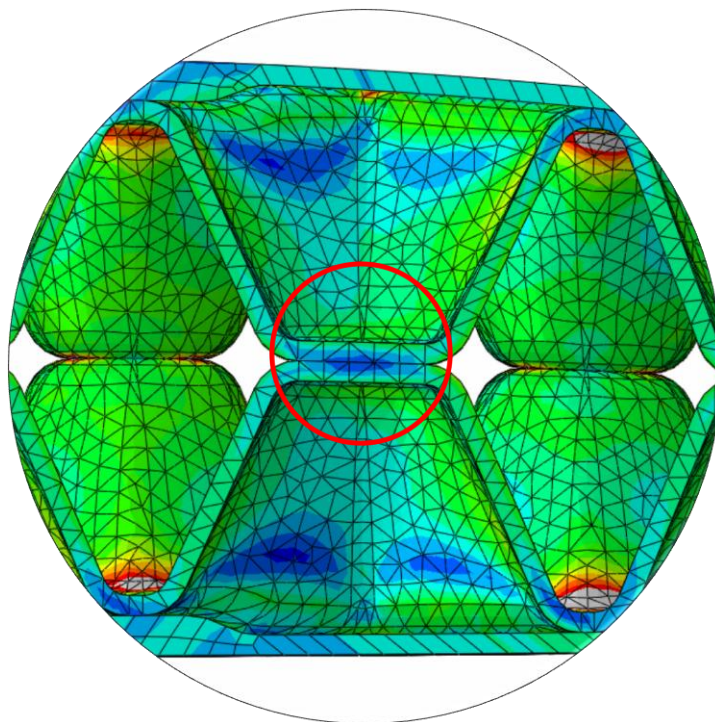


Рисунок 66. Зона контакта дискретных ячеек сборного заполнителя

Выводы по главе 3.

1. Трехслойные структуры предлагаемого типа, обладают преимуществами континуальной конструкции; пригодны для восприятия распределенных нагрузок гарантируют точное образование и сохранение формы и имеют в во всех направлениях высокую изгибную и крутильную жесткостью при наименьшем весе. Применение дискретного заполнителя в виде повторяющихся в шахматном порядке конусообразных ячеек, изготовленного с использованием 3D-печати, в значительной мере позволяют избежать недостатков традиционных сотовых конструкций, таких как проблемы удаления конденсата, снижения трудоемкости изготовления, обеспечения надежности соединения заполнителя с несущими слоями, а также сложность выполнения конструкций с изменяемой геометрической конфигурацией. Для весовой количественной оценки было проанализировано состояние трехслойной конструкции при работе на изгиб и устойчивость.
2. Решена задача выбора геометрических параметров дискретного заполнителя по условиям местной и общей устойчивости. Важным достоинством предлагаемой структуры является возможность создания оболочек авиационного профиля (типа закрылка, элерона и т.д.) имеющими внутренние каналы различной конфигурации для щелевого выдува сжатого воздуха.
3. Рекомендован общий вид конструкции трёхслойного закрылка с дискретной структурой заполнителя Рисунок 67.

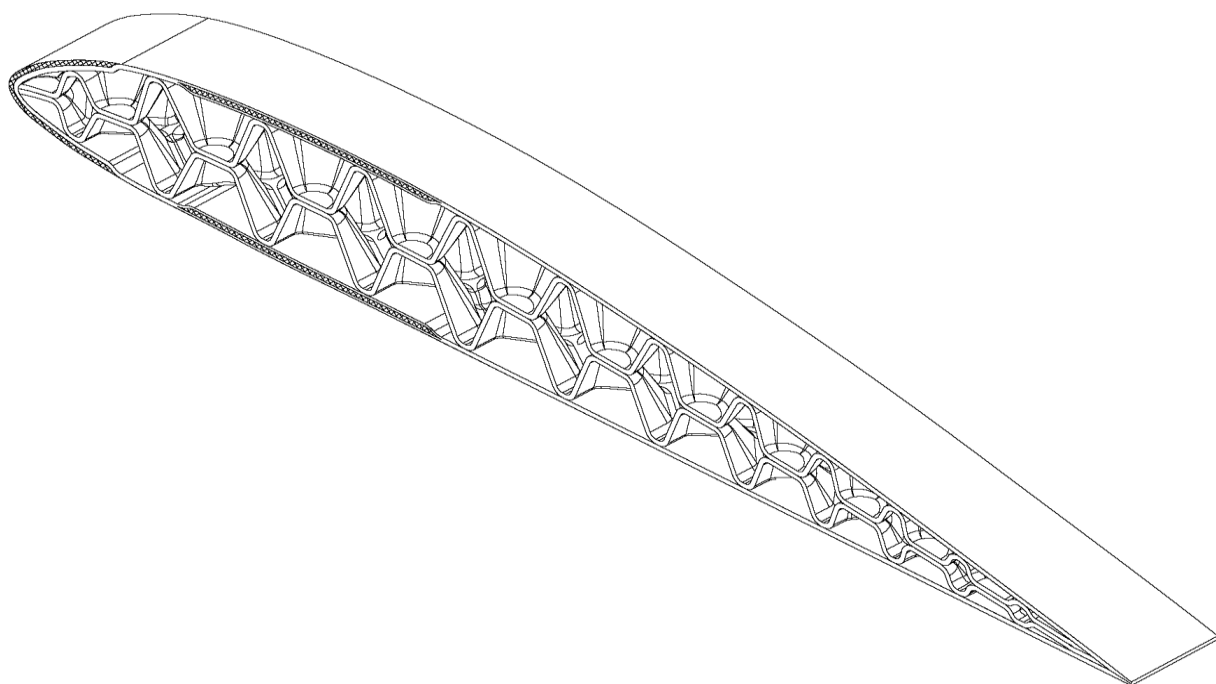


Рисунок 67. Предлагаемый общий вид конструкции трёхслойного
закрылка с дискретной структурой заполнителя.

Глава 4. Ключевые принципы обеспечения технологичности конструкции закрылка с заполнителем в виде регулярных дискретных элементов.

Проработка технологического процесса всегда должна начинаться на этапе проектирования конструкции, особенно в случае задачи обратного проектирования, когда конструктор руководствуется в первую очередь технологическими возможностями доступного ему производства, [91], [92], [93], [94].

Обеспечение высокой технологичности конструкции, необходимо рассматривать совместно с прочностными характеристиками, гарантирующими работоспособность под воздействием эксплуатационных нагрузок. Уже во время проектирования конструкции необходимо заложить в неё возможность изготовления высокоэффективными способами. Поэтому требуется выработать рекомендации для авиаконструктора, а именно какими подходами и принципами он должен руководствоваться для обеспечения технологичности конструкции. Если же не будет обеспечена высокая технологичность конструкции, то описанное ранее конструкторское решение может оказаться слишком трудоёмким и дорогостоящим, от чего возможность его реализации может резко снизиться.

Конструкция авиационной несущей поверхности имеющей трехслойную конструкцию, рассматриваемого в данной диссертационной работе, состоит из элементов обшивки (несущих слоёв) с местными усилениями в зоне максимальной толщины аэродинамического профиля, носовой накладке и заполнителя, состоящего из нескольких (двух - в рассматриваемом случае) слоёв заполнителя, состоящих их дискретных ячеек, оси которых ориентированы по нормали к хорде аэродинамического профиля, при этом контактные площадки дискретных ячеек находятся на хорде аэродинамического профиля, которая представляет собой нейтральную ось при работе на изгиб. Принципы разработки технологического процесса изготовления элементов обшивки с местными усилениями и переднего носка

не отличаются от общепринятых в авиации, и далее рассматриваться не будет. Максимальное внимание стоит уделить процессу производства слоёв дискретного заполнителя, а также процессу окончательной сборки всех деталей в единую конструкцию.

Процесс производства тонкостенных трехслойных конструкций обычно состоит из отдельного изготовления несущих слоев и заполнителя и их последующего соединения различными способами.

В зависимости от требований к прочностным характеристикам, массе, надёжности и технологичности конструкции и исходя из имеющихся производственных возможностей конструкция может изготавливаться из:

- полимерных композиционных материалов, имеющих эластичные свойства ввиду структуры плетения ткани;
- термопластичных полимеров;
- металлических сплавов.

Металлические сплавы на основе алюминиевых сплавов широко зарекомендовали себя в авиационной и ракетно-космической технике. Исходя из этого, стоит подробнее рассмотреть процесс изготовления металлического заполнителя состоящего из ячеек имеющих дискретную структуру при помощи высокоэффективных методов, ориентированных на серийное производство.

Ввиду сложности геометрической формы заполнителя состоящего из ячеек, имеющих дискретную структуру в качестве наиболее рационального технологического способа изготовления слоёв заполнителя, является листовая штамповка.

Высокая технологичность данного способа обуславливается тем, что помимо преимущества во времени на изготовления деталей данным способом в качестве заготовки может использоваться металлический листовой прокат, обладающий относительно высокими прочностными характеристиками.

При этом главной трудностью в процессе изготовления слоёв заполнителя представляет собой крайне сложная форма детали, имеющая множество выступов. Данное обстоятельство не позволяет использовать классический пуансон, во избежание трудностей, которые будут возникать в процессе вхождения в матрицу пуансона, связанных с препятствующими этому выступами.

При решении таких задач рекомендуется применение эластичного пуансона [95]. Преимущество данного способа заключается в том, что эластичный пуансон, деформируясь упруго, передаёт усилие на листовую заготовку, заполняя все выступы и выемки, при этом, после прекращения усилия, происходит возвращение эластичного материала в исходную форму, после чего, возможно его извлечение из матрицы, а так же деформированной заготовки из матрицы.

Так же в зависимости от сложности заполнителя может возникнуть проблема извлечения из матрицы деформированной заготовки. Данная проблема может решаться путём применения разъёмной матрицы. Таким образом, во время процесса деформирования все части матрицы должны находиться в соединённом состоянии, а после его завершения матрица разбирается, и формованная заготовка получает возможность беспрепятственного извлечения [96].

В процессе штамповки во избежание гофрообразования по торцу заготовки следует использовать прижим.

Поскольку вышеописанная ТК ориентирована на серийное, а не на массовое производство, применение сложных прижимов, имеющих подпружиненные эластичными упругими элементами не может являться нецелесообразным. Данное обстоятельство обусловлено тем, что трудоёмкость процесса штамповки не будет значительной в общем объёме работ при изготовлении всей конструкции ЛА.

Таким образом, во избежание чрезмерно высокой стоимости штамповой оснастки на единицу продукции традиционно используют прижимы, закреплённые на матрице резьбовым соединением.

Такие прижимы требуют предварительной установки перед каждым процессом штамповки, при этом они просты в изготовлении и позволяют добиться результата исключая возможность разрыва заготовки из-за превышения требуемого значения силы прижима. Процесс штамповки слоя дискретного заполнителя из листовой заготовки, с применением эластичного пуансона, по переходам, в общем случае, показан на Рисунок 68.

Получение заготовки из листового материала возможно при помощи вырубки, лазерной, гидроабразивной резки и т.п.

На первом переходе происходит предварительная формовка слоя заполнителя (Рисунок 68, 1-й переход).

На втором переходе происходит формовка дискретной структуры заполнителя при помощи эластичного пуансона (Рисунок 68, 2-й переход).

В качестве материала эластичного пуансона может быть использованы различные материалы, имеющие эластичные свойства и способные оставаться в упругой зоне при больших степенях деформации. Для примера можно привести такие материалы, как полиуретан, жёсткие резины и т.п.

Также следует отметить, что в зависимости от максимальной степени деформации и пластических свойств металлического материала листовой заготовки, первый и второй переход могут быть разбиты на множество дополнительных переходов с промежуточными формами заготовок.

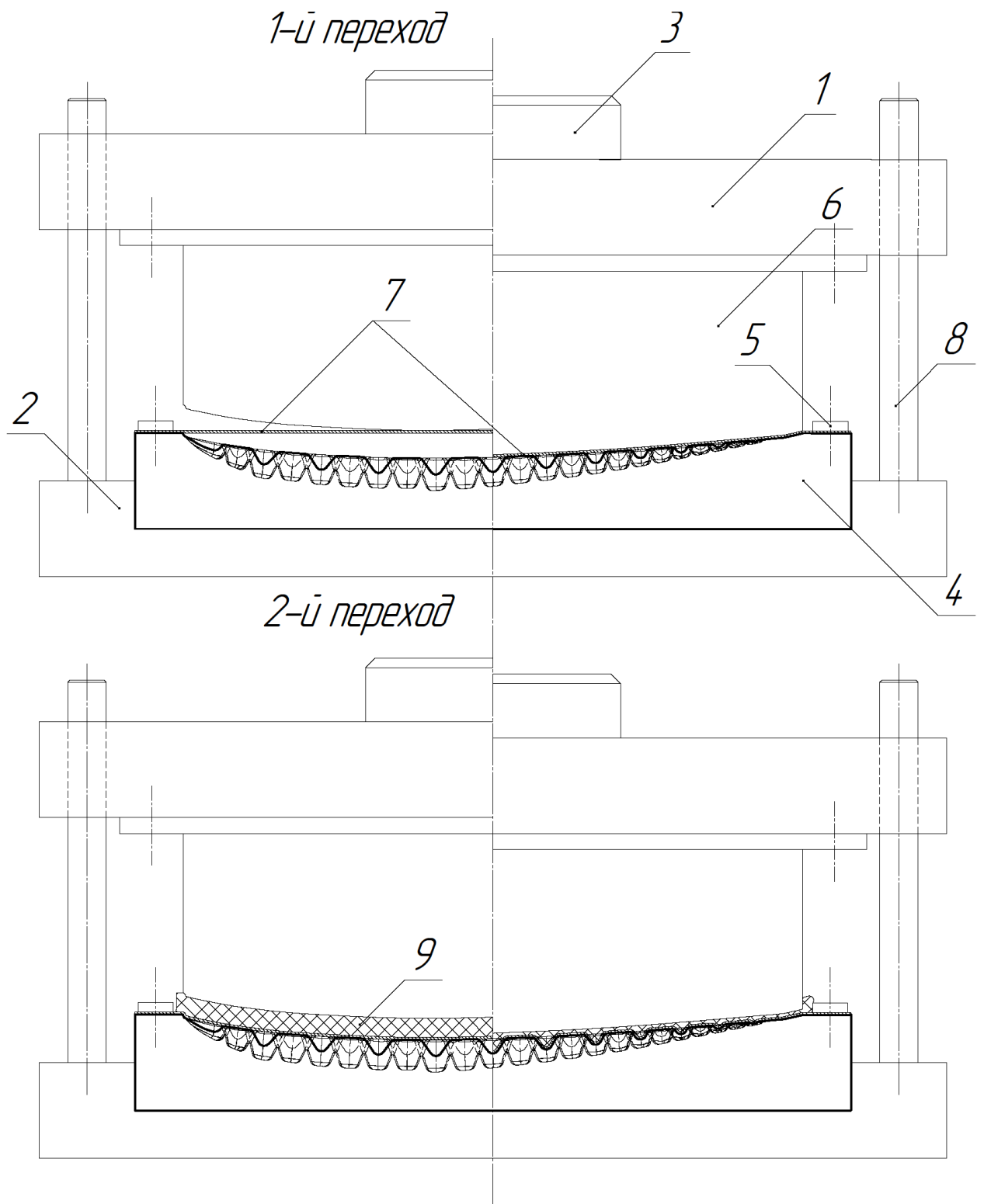


Рисунок 68. Процесс штамповки дискретного заполнителя закрылка с возможностью УПС

1 - Верхняя плита; 2 - Нижняя плита; 3 – Хвостовик; 4 – Матрица; 5 – Прижим; 6 – Пуансон; 7 – Заготовка; 8 - Направляющие колонки; 9 - Эластичная прокладка (эластичный пуансон).

Ведущим принципом обеспечения технологичности конструкции является минимизация необходимого количества переходов штамповки. Необходимое количество переходов будет в конечном итоге определяться общим запасом пластичности, который вычисляется по формуле:

$$\eta = \varepsilon_B - \varepsilon \quad (4.1)$$

ε_B – степень деформации при разрушении материала;

ε – степень деформации в самой опасной точке детали при штамповке при условии, что она осуществляется за 1 переход. Под опасной точкой имеется в виду точка материала с максимальной степенью деформации.

Для того чтобы штамповку можно было гарантированно осуществить за 1 переход в существующих производственных условиях, необходимо, чтобы значение запаса пластичности соответствовало следующему выражению:

$$\eta \geq \eta_{\min} \geq 0 \quad (4.2)$$

η_{\min} – минимально необходимое значение запаса пластичности.

Данный критерий, как правило, известен из практического опыта работы производственного участка. Для каждого комплекса производственных условий характерно своё значение η_{\min} и определяется точностью оборудования, оснастки, а так же культурой производства. В случае если $\eta_{\min} \geq \eta \geq 0$, штамповку можно, осуществить за 1 переход, но только в случае, если снизить η_{\min} путём повышения культуры производства, точности оборудования и оснастки. Если производственные условия неизменны, то необходимо осуществлять штамповку за 2 или более переходов, при этом для каждого n-го перехода должно выполняться выражение:

$$\eta_n \geq \eta_{\min} \geq 0 \quad (4.3)$$

η_n – запас пластичности на n-ном переходе, определяемый по формуле:

$$\eta_n = \varepsilon_B - \varepsilon_n \quad (4.4)$$

ε_n – степень деформации в самой опасной точке детали на n-ном переходе.

В случае, если $\eta < 0$ (т.е. $\varepsilon_B < \varepsilon$), то при любых производственных условиях штамповку придётся производить за 2 или более переходов, для каждого из которых должно выполняться соотношение (4.3).

Таким образом, исходя из вышеперечисленного, можно сказать, что минимизировать количество переходов штамповки на этапе проектирования листовой конструкции можно двумя способами:

4.1) Выбор материалов с высокими свойствами пластичности. Под высокой пластичностью материала понимается высокое значение разности:

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_B - \varepsilon_T \quad (4.5)$$

Следует обратить внимание, что увеличиваться должна не просто ε_B , а разница между ε_B и ε_T , т.е. участок пластической деформации на кривой растяжения. Это объясняется тем, что при штамповке обязательным условием является наличие в материале детали зоны пластической деформации [1], где выполняется соотношение:

$$\varepsilon_T \leq \varepsilon \leq \varepsilon_B \quad (4.6)$$

Таким образом, в опасной точке степень деформации будет состоять из упругой и пластической составляющих:

$$\varepsilon = \varepsilon_y + \varepsilon_{пл} \quad (4.7)$$

Формоизменение заготовки определяется *пластической составляющей деформации*, которая будет возникать *только* в случае выполнения условия (4.6).

Чем больше разница между ε и ε_T , тем больше *пластическая составляющая деформации*. Следовательно, чем больше значение разности (4.5), тем больше возможности по *пластическому формоизменению за 1 переход*.

4.2) Проектирование детали с учётом минимизации необходимых степеней пластической деформации при штамповке $\epsilon_{\text{пл}}$ и, как следствие, минимизации степени деформации в опасной точке ϵ .

При проектировании конструкции могут применяться разные комбинации этих способов, в зависимости от требований ТЗ, которыми руководствуется конструктор.

Стоит отметить, что так же возможны варианты, в которых отсутствует возможность применения ни одного из приведённых способов. Это может быть обусловлено заранее заданными геометрическими характеристиками конструкции, либо необходимостью изготовления детали из конкретного материала, по причинам не связанным с технологичностью конструкции.

В случае с дискретным наполнителем рекомендуется применение обоих способов. При этом лучше начинать со 2-го – т.е. свести к минимуму степени деформации при штамповке.

Поскольку видом листовой штамповки, применяемый в случае изготовления дискретного заполнителя является формовка, то степень пластической деформации при местной формовке рёбер или гофр вычисляется по формуле:

$$\epsilon_{\text{пл.}} = \frac{L_1 - L_0}{L_0} * 100\% \quad (4.8)$$

Где L_0 и L_1 – длина дуги формованного выступа до и после деформации.

При условии, что формообразование будет выполнено за один переход, L_0 совпадает с шириной формованного выступа, L_1 — длина дуги выступа по средней линии листа.

При проектировании заполнителя конструктор должен минимизировать соотношение (4.8). Крайне важным обстоятельством является необходимость проектирования плавных переходов. Достигнуть необходимого результата можно за счёт **максимального увеличения значений радиусов сопряжений.**

Далее на этапе проектирования следует обратить внимание на 1-й способ минимизации количества переходов штамповки листовой конструкции, т.е. необходимо выбрать материал, пластичность которого позволит выполнить деталь за минимальное количество переходов, при этом авиационный конструктор должен руководствоваться соображениями, обеспечивающими необходимые прочностные характеристики при минимизации веса.

Помимо действий по минимизации количества переходов также следует провести работу над приведением предельных отклонений размеров, допусков формы и взаимного расположения поверхностей к значениям, соответствующим общепринятым нормам для деталей, получаемых методами листовой штамповки. Эти нормы обычно описываются либо отраслевыми нормативными документами, либо производственными инструкциями (литературный источник).

Процесс сборки трехслойной несущей поверхностей авиационной конструкции со сборным дискретным наполнителем с возможностью управления пограничным слоем можно разделить на несколько этапов.

В начале следует выставить друг относительно друга слои наполнителя таким образом, чтобы совпали соответствующие друг другу контактные площадки дискретных элементов Рисунок 69.

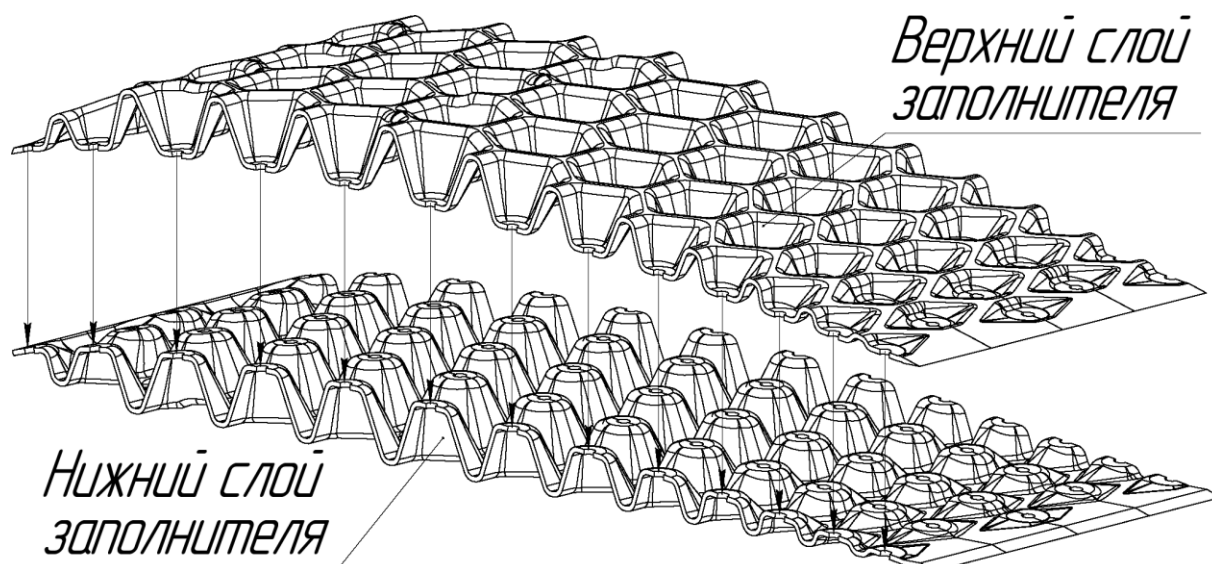


Рисунок 69. Процесс соединения слоёв сборного дискретного заполнителя

После этого необходимо произвести соединение слоёв заполнителя. В случае соединения при помощи крепёжных элементов на контактных площадках необходимо выполнить отверстия (отверстия можно выполнить при помощи заранее изготовленных шаблонов, либо осуществить их сверление “по месту”).

При выборе типа крепёжных элементов при помощи которых будет осуществляться соединение слоёв сборного заполнителя рекомендуется отдать предпочтение в пользу люверсов (Рисунок 70), поскольку после их установки между внутренними полостями ячеек, имеющих дискретную структуру остаётся отверстие, через которое возможно осуществление вентиляции внутреннего пространства конструкции с целью удаления конденсата, что в свою очередь увеличит ресурс эксплуатации ЛА.

Так же следует отметить, что торцевые площадки колец люверсов осуществляют дополнительное распределение нагрузок, действующих на место соединения дискретных ячеек, не давая развиваться трещинам в областях отверстий контактных площадок в случае их возникновения, обеспечивая при этом надёжное соединение находящихся между ними слоёв заполнителя. При этом люверсы обладают малой массой, а так же их характерной чертой является простота их установки, не требующая больших усилий и большого количества специальных инструментов.

В случае изготовления слоёв заполнителя из ПКМ отверстия рекомендуется выполнить в процессе формовки детали при помощи заострённых штырей, вставляемых в оснастку для обеспечения сохранности целостности волокон ткани. После отверждения детали в процессе разборки оснастки сначала необходимо извлечь штыри, после чего осуществляется окончательная разборка оснастки и извлечение детали (для упрощения извлечения штырей после отверждения детали их следует отполировать и нанести на них разделительный состав).

Такое изготовление отверстий более предпочтительно по сравнению со сверлением детали изготовленной из ПКМ, поскольку оно не нарушает целостность волокон и тем самым не ухудшает прочностных характеристик изготавливаемой конструкции.

Так же возможно соединение слоёв заполнителя без использования крепёжных элементов, в таком случае в зависимости от материала из которого изготовлена конструкция можно осуществлять соединение контактных площадок ячеек имеющих дискретную структуру при помощи сварки, пайки либо клеевого соединения.

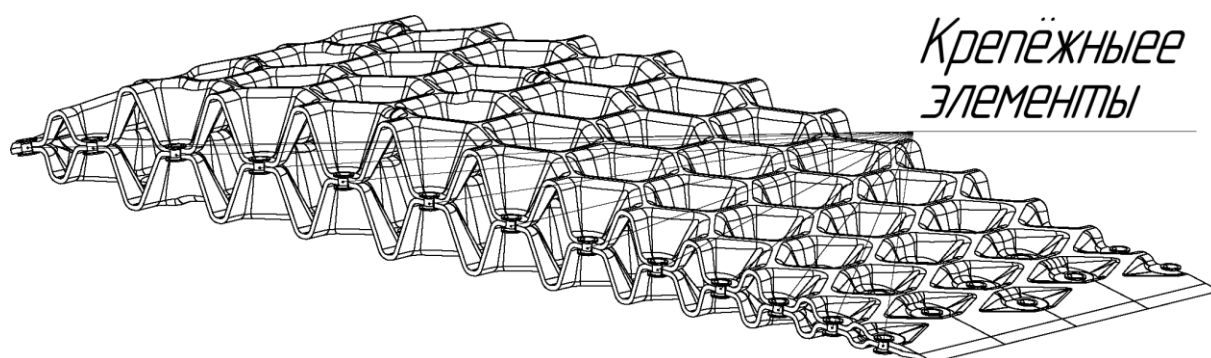


Рисунок 70. Собранный многослойный заполнитель авиационной несущей поверхности, состоящий из двух слоёв, представляющих собой пространственные структуры, состоящие из ячеек, имеющих дискретную структуру с переменными конструктивными параметрами, при помощи крепёжных элементов (люверсов)

После осуществления сборки многослойного заполнителя авиационной несущей поверхности, следует произвести установку несущих слоёв (обшивок). При этом собранный многослойный заполнитель авиационной несущей поверхности будет контактировать с несущими слоями в зоне контактной поверхности заполнителя с обшивкой (Рисунок 74, поз. 10).

Для увеличения характеристик устойчивости несущих слоёв рекомендуется использовать слои обшивки с заранее установленными местными усилениями в зоне максимальной толщины аэродинамического профиля (Рисунок 74, поз. 2,3).

В случае изготовления обшивок из ПКМ рекомендуется в процессе формовки слоёв обшивки осуществить прокладку необходимого количества слоёв однонаправленной ткани либо ровинга между основными слоями ткани.

По аналогии со сборкой слоёв заполнителя сборку с несущими слоями возможно осуществлять при помощи различных крепёжных элементов, либо при помощи сварки, пайки, а так же клеевого соединения в зависимости от материалов из которых изготовлены элементы конструкции (Рисунок 71).

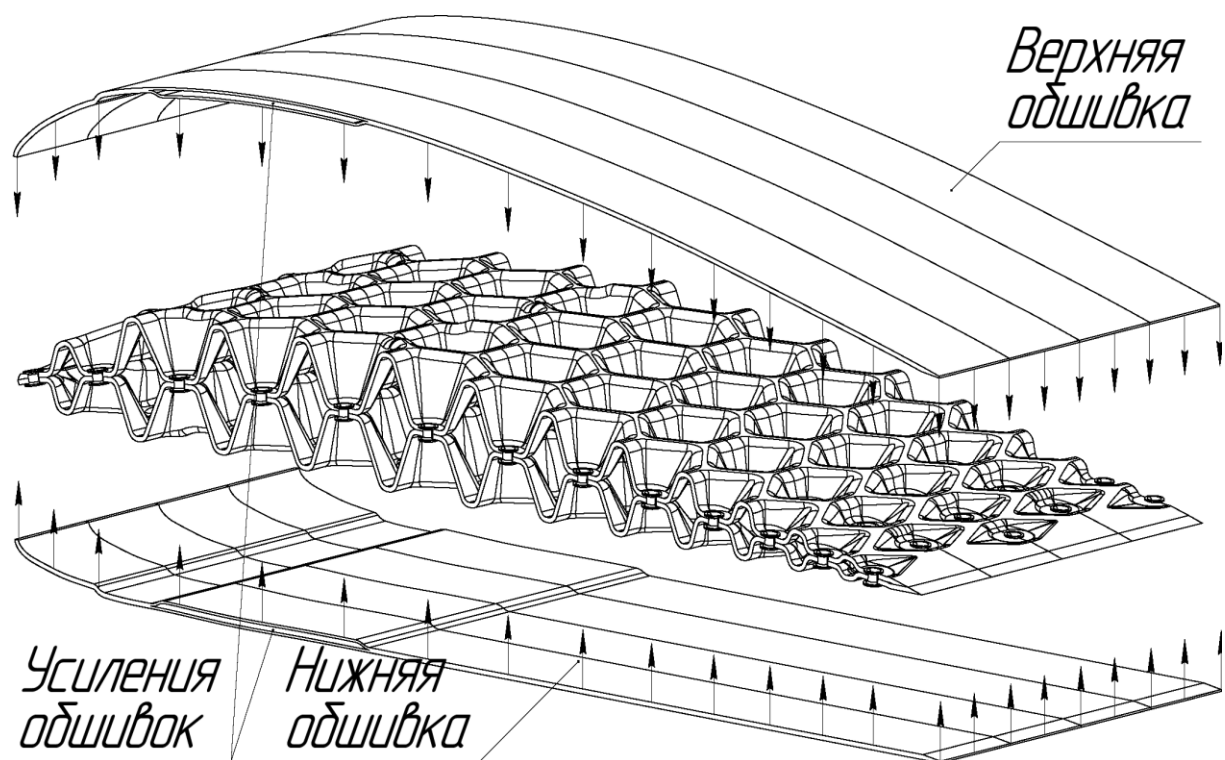


Рисунок 71. Процесс сборки многослойного дискретного заполнителя авиационной несущей поверхности заполнителя с несущими слоями (обшивкой)

После осуществления присоединения обшивок к сборному дискретному заполнителю необходимо осуществить присоединение к полученной сборочной единице переднего носка профиля (Рисунок 72).

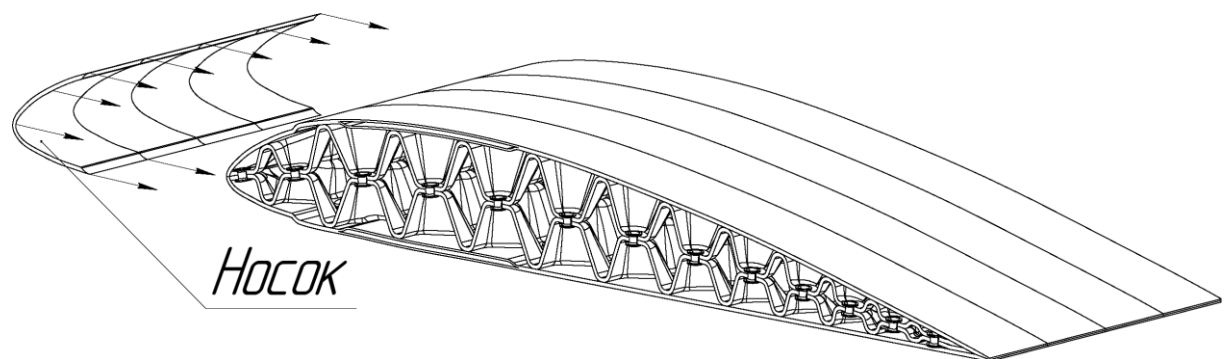


Рисунок 72. Процесс присоединения переднего носка к конструкции многослойной авиационной несущей поверхности

В результате всех операций полученная конструкция будет общий иметь вид показанный на Рисунок 73.

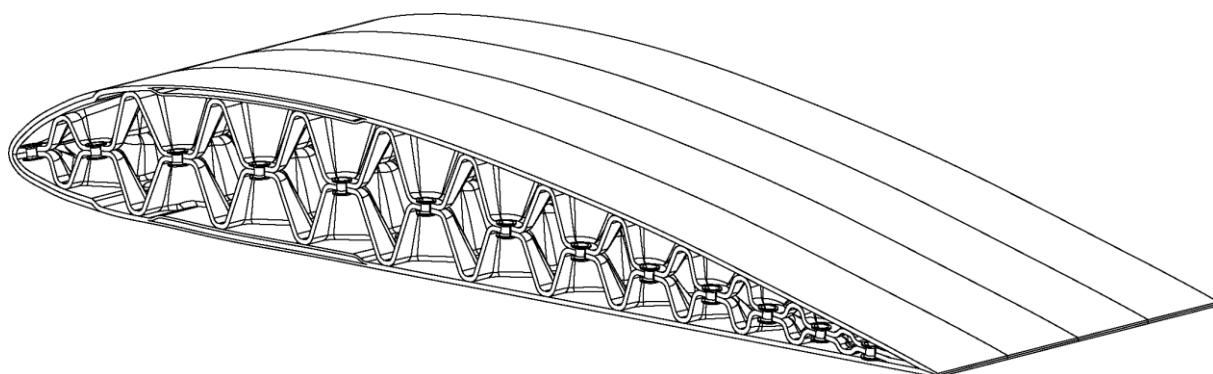


Рисунок 73. Общий вид получаемой конструкции многослойной несущей поверхности с дискретным наполнителем

Структурный вид рекомендуемой конструкции авиационной несущей поверхности со сборным многослойным наполнителем, имеющим дискретную структуру, обеспечивающей возможность управления пограничным слоем представлен на Рисунок 74.

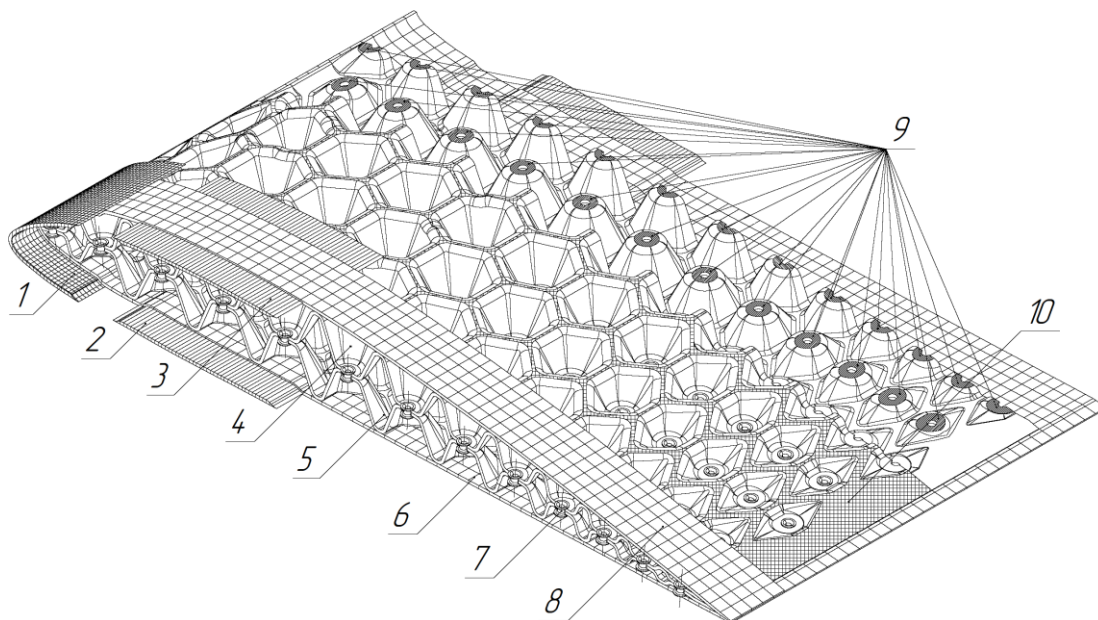


Рисунок 74. Рекомендуемая внутренняя структура трехслойной конструкции авиационной несущей поверхности со сборным многослойным

заполнителем, имеющим дискретную структуру, обеспечивающая
возможность управления пограничным слоем

- 1 - Носок;
- 2 - Усиление нижней обшивки;
- 3 - Усиление верхней обшивки;
- 4 - Верхний слой двухслойного дискретного заполнителя;
- 5 - Нижний слой двухслойного дискретного заполнителя;
- 6 - Нижняя обшивка;
- 7 - Крепёжный элемент (люверс);
- 8 - Верхняя обшивка;
- 9 - Контактные площадки многослойного дискретного заполнителя;
- 10 - Контактная поверхность заполнителя с обшивкой.

В заключении главы, посвящённой освещению технологическому проектированию трехслойных несущих поверхностей авиационных конструкций с возможностью управления пограничным слоем следует отметить, что при изготовлении конструкций подобного типа представляется перспективным применение термовакуумной формовки, позволяющей осуществлять изготовление дискретного заполнителя ТК из термопластичных полимерных материалов, а так же выкладкой из полимерных композиционных материалов в негативную матрицу в сочетании с эластичным вкладышем (цулагой), при условии использования в качестве заполнителя полимерных тканей, имеющих эластичные свойства, ввиду структуры плетения. Данные методы позволяют изготавливать конструкцию дискретного заполнителя с переменными геометрическими параметрами за одну операцию.

Контроль соединения деталей конструкции рекомендуется производить методом неразрушающего контроля при помощи компьютерной томографии [97], [98], [99], [100], [101], [102], [103].

Заключение

В ходе работы были получены следующие новые результаты:

Сформирована методика формирования облика трехслойных несущих поверхностей, отличающихся от традиционных обеспечением проницаемости воздушным потоком внутреннего пространства конструкции, одновременно с обеспечением требуемой несущей способности, за счёт применения сборных дискретных заполнителей, имеющих отличительную черту в виде более равномерного распределения нагрузок в материале заполнителя в отличие от традиционных, и имеющих возможность серийного производства из листовых материалов позволяет реализовывать нетрадиционные схемы управления пограничным слоем.

В результате формализации требований и ограничений к облику ТНПСВУПС, накладываемых условиями эксплуатации была решена оригинальная конструктивно-технологическая задача доказавшая возможность создания конструкции обеспечивающей одновременно несущую способность и внутреннюю проницаемость для обеспечения возможности управления пограничным слоем, доказывающая эффективность разработанной методики.

Определено влияние картины обтекания несущих поверхностей на требования, предъявляемые к облику при наличии ограничений в мультидисциплинарной мультикритериальной постановке задачи с граничными условиями несущей способности и проницаемости заполнителя.

В результате проведения множества прочностных исследований несущих поверхностей была решена актуальная прикладная задача в части увеличения устойчивости несущих слоёв трёхслойной несущей поверхности с дискретной структурой заполнителя за счёт местных усилений обшивки без значительного увеличения массы конструкции, попутно с этим выявлена возможность снижения массы несущих слоёв за счёт включения в работу сопротивления внешним нагрузкам заполнителя, имеющего сборную

дискретную конструкцию за счёт неравномерного распределения объёма материала заполнителя, изменяющегося в зависимости от удаления от хорды профиля и приближения к обшивке, а так же выявлено что расположение контактных площадок ячеек имеющих дискретную структуру в конструкции многослойного сборного заполнителя на хорде профиля обеспечивает надежное соединение слоёв заполнителя.

Была проведена корректировка облика с точки зрения выбранного оптимального технологического метода изготовления заполнителя трёхслойной конструкции, имеющего дискретную структуру, ввиду сложности его геометрической формы, а так же были проработаны различные варианты соединения слоёв заполнителя между собой, а также с несущими слоями.

Работоспособность и эффективность и разработанной методики показана на примере решения ряда прикладных задач по определению облика ТНПсВУПС.

Методика позволяет повысить качество и эффективность разработки ТНПсВУПС, аспекты технологического проектирования, рассмотренные в диссертации, позволят авиаконструктору спроектировать ТНПсВУПС, без значительного увеличения веса и внутренних напряжений, применение которого даст самолётам возможность производить взлёт и посадку с использованием сверхкоротких ВПП. При дальнейшем развитии работы ТНПсВУПС позволят увеличить безопасность выполнения авиационных работ с применением самолётов.

В результате решения задачи создания облика ТНПсВУПС в ходе исследований были подано заявление о выдаче патента Российской Федерации на изобретение – “Дискретный заполнитель многослойной панели” (Заявление о выдаче патента Российской Федерации на изобретение от 04.09.2020 №20200129315).

Результаты исследований используются в учебных и научно-исследовательских студенческих работах института №1 МАИ.

Словарь терминов

А

АК

авиационная конструкция 5, 6, 7, 50

В

ВПП

взлётно-посадочная полоса 25, 78, 79, 80, 83

Л

ЛА

летательный аппарат. 6, 10, 11, 14, 16, 17, 19, 20, 21, 23, 24, 26, 27, 50, 51, 78,
79, 80, 82, 83, 86, 111, 118

ЛТХ

лётно-технические характеристики 39

П

ПКМ

полимерные композиционные материалы.. 10, 11, 14, 16, 17, 60, 61, 118, 119,
142, 143

ПС

пограничный слой 27, 81, 82, 83, 86, 93

Т

ТЗ

техническое задание 21, 22, 25, 116

ТК

трёхслойная конструкция 111
трёхслойная конструкция. 6, 7, 11, 26, 28, 39, 40, 48, 49, 50, 52, 56, 60, 62, 65,
75, 94, 123, 124

ТТХ

тактико-технические характеристики..... 10

У

УПС

управление пограничным слоем..... 28, 74, 75, 82, 83, 85, 88, 93, 113

Список литературы

1. Ендогур, А.И. Идеология проектирования авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов / А.И.Ендогур, В.А.Кравцов // Труды МАИ. - 2015. №81. С.4.
2. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры (с Изменением N 1). М.: ИПК Издательство стандартов, 1987. - 181 с.
3. Бойцов, Б.В. Интеграция бортовых гидросистем в силовые конструкции самолетов из композиционных материалов / Б.В.Бойцов, А.И.Ендогур, Ю.Н.Пугачев, В.В.Ефимов, Л.М.Гавва // Качество и жизнь. - 2018. №4(20). С.388-396.
4. Кобелев, В.Н. Расчет трехслойных конструкций / В.Н.Кобелев, Л.М.Коварский, С.И.Тимофеев. - Москва: Машиностроение, 1984. 304 с.
5. Иванов, А.А. Новое поколение сотовых заполнителей для авиационно-космической техники / А.А.Иванов, С.М.Кашин, В.И.Семенов. - Москва: Энергоатомиздат, 2000. 436 с.
6. Кербер, М.Л. Полимерные композиционные материалы. Структура. Свойства. Технологии / М.Л. Кербер. - Санкт-Петербург: Профессия, 2008. 500 с.
7. Халиуллин, В.И. Технологии производства композитных изделий / В.И.Халиуллин, И.И.Шапаев. - Казань: Изд-во Казанского государственного технического университета, 2003. 234 с.
8. Paika, J.K., The Strength Characteristics of Aluminum Honeycomb Sandwich Panels / J.K.Paika, A.K.Thayamballi, G.S.Kima // Thin-Walled Structures. - 1999. №35. С.205-231.

9. Ендогур, А.И. Сотовые конструкции / А.И.Ендогур, М.В.Вайнберг, К.М.Иерусалимский. - Москва: Машиностроение, 1986. 200 с.
10. Александров, А.Я. Местная устойчивость трехслойных пластин с сотовым наполнителем при продольном сжатии / Расчеты элементов авиационных конструкций / А.Я.Александров, Э.П.Трофимов. - Москва: Машиностроение, 1965. 132 с.
11. Берсудский, В.Е. Технология изготовления сотовых авиационных конструкций / В.Е.Берсудский, В.Н.Крысин, С.И.Лесных. - Москва: Машиностроение, 1975. 295 с.
12. Ендогур, А.И. Проектирование авиационных конструкций / Проектирование конструкций деталей и узлов. - Москва: МАИ-ПРИНТ, 2009. 537 с.
13. Ендогур, А.И. Сотовые конструкции : Выбор параметров и проектирование / А.И.Ендогур, М.В.Вайнберг, К.М.Иерусалимский. - Москва: Машиностроение, 1986. 198 с.
14. Ендогур, А.И. Конструкция самолетов / Конструирование агрегатов планера / А.И.Ендогур. - Москва: МАИ, 2012. 494 с.
15. Ендогур, А.И. Конструкция самолетов / Конструирование деталей и узлов / А.И.Ендогур. - Москва: МАИ, 2013. 553 с.
16. Ashby, M.F. The properties of foams and lattices / M.F.Ashby // Philosophical Transactions of the Royal Society. - 2006. С.15-30.

17. Mills, N. Polymer foams handbook: engineering and biomechanics applications and design guide / N. Mills // Oxford: Butterworth-Heinemann. - 2007. С.531.
18. Penga, H.X. Microstructure of ceramic foams / H.X.Penga, Z.Fana, J.R.Evans, J.J.Busfield // Journal of the European Ceramic Society. - 2000. №1. С.807-813.
19. Казанцев, С.П. Получение литых пористых материалов / С.П.Казанцев, М.В.Минин // Литейное производство. - 2002. №6. С.45.
20. Тугубалин, А.В. Пористые металлы / А.В.Тугубалин // Литейное производство. - 1993. №10. С.4-5.
21. Ueno, H. Light Metal / Ueno H. Akiyama S. // Japan. Inst Light Metals. - 1987. 247.С.
22. Yang, C.C. Foaming characteristics control during production of aluminum alloy foam / C.C.Yang, H.Nakae // Journal of Alloys and Compounds. - 2005. №1.С.188-191.
23. Ashby, M.F. Metal Foams: A Design Guide / M.F.Ashby, A.G.Evans, N.A.Fleck, L.J.Gibson, J.W.Hutchinson, H.N.G.Wadley // Elsevier. - 2000. С.263.
24. Gibson, L.J. Cellular Solids: Structure and Properties / L.J.Gibson, M.F.Ashby // UK Cambridge : Cambridge University Press. - 1999. С.536.
25. Mills, N. Polymer foams handbook: engineering and biomechanics applications and design guide / N. Mills // Oxford: Butterworth-Heinemann. - 2007. С.531.
26. Александров, А.Я. Конструкции с наполнителем из пенопласта / А.Я.Александров, М.Я.Бородин, В.В.Павлов. - Москва: Машиностроение, 1972. 211 с.

27. Патент - 1646196 SU, МПК В64С 3/26 (2006.01) Многослойная панель/ В. И. Халиулин, В.Е. Десятов// Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева. Заяв.4708093/23, от 19.06.1989, Опубликовано 27.12.1996.
28. Патент - 1768728 SU А1, МПК Е04С 2/32 (2006.01) Складчатый лист/ В. И. Халиулин, В. Е. Десятов. - 4933421; Заяв.30.04.1991г.; Опубл.15.10.1992г.
29. Патент - 2100119 РФ, МПК В21D 13/00 (2006.01), В21D 13/02 (2006.01) Способ изготовления зигзагообразного гофра (Варианты)/ В. И. Халиулин, Е. А. Скрипкин.
30. Халиулин, В.И. Технология регулярных складчатых конструкций: автореф. дис. ... докт. тех. наук: 05.07.02 / Халиулин Валентин Илдарович. Каз., 1996. - 37 с.
31. Мусави Сафави, С.М. Методика определения рациональных геометрических параметров элементарной ячейки Х-образного заполнителя / С.М.Мусави Сафави // Вестник самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. №3. С.99-108.
32. Гайнутдинов, В.Г. Прочностной анализ конструкций со стержневым заполнителем / В.Г.Гайнутдинов // Авиационная техника. - 2015. №1. С.10-13.
33. Wadley, H.N.G. Fabrication and structural performance of periodic cellular metal sandwich structures / H.N.G.Wadley, N.A.Fleck, A.G.Evans // Composites Science and Technology. - 2003. №63(16). С.2331-2343.

34. Deshpande, V.S. Collapse of truss core sandwich beams in 3-point bending / V.S.Deshpande, N.A.Fleck // International Journal of Solids and Structures. - 2001. №38. С.62-75..
35. Абдуллин, И.Н. Рациональное проектирование трехслойных конструкций со стержневым наполнителем дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02 / Абдуллин Ильфир Наильевич. — Казань., 2016. — 125 с.
36. Зотов, А.А. Композиционные материалы: классификация, состав, структура и свойств / А.А.Зотов, В.И.Резниченко. Москва: Факториал, 2018. 132 с.
37. Бойцов, Б.В. Кафедра 104 "Технологическое проектирование и управление качеством" Московского авиационного института. 80 лет / Б.В.Бойцов, Д.Л.Головин, В.Ф.Громов. - Москва: Академия исторических наук, 2011. 799 с.
38. Зайцев, И.М. Элементы летательных аппаратов из тетраконструкции на основе композиционных материалов. «Разработка и исследование технологических процессов изготовления конструкции из новых композиционных материалов // И.М.Зайцев, Р.М.Кондратенко, О.С.Сироткин. - Москва: МАИ, 1975. 65 с.
39. Немеребаев, М.Н. Устойчивость оболочек тетрагональной структуры из композиционного материала, обтекаемой сверхзвуковым потоком газа / М.Н.Немеребаев, Ж.С.Рахманова, А.М.Немеребаева // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. №5. С.49-52.
40. Джунисбеков, Т.М. Изгиб пластин из композиционного материала с тетрагональной структурой / Т.М.жунисбеков, М.Н.Немеребаев // Механика и моделирование процессов технологии. - 2000. №1. С.29-33.

41. Бекмуратов, М.М. Методы расчета свободных колебаний пластин в тетрагональной структуре из композитных материалов / М.М.Бекмуратов, М.Н.Немеребаев, Т.М.Жунисбеков // Материалы конференции. Инновационные технологии в образовании и подготовке специалистов по естественно-техническим наукам. - 2007. С.77-80.
42. Немеребаев, М.Н. Динамическое поведение оболочки из композиционных материалов тетрагональной структуры / М.Н.Немеребаев, М.М.Бекмуратов, С.А.Орынбаев, Е.К.Актаев . - Москва: Издательский дом Академии Естествознания, 2018. 134 с.
43. Патент - 219.016.СС22, МПК F16L 9/12 (2006.01) Адаптер в виде сетчатой оболочки вращения конической формы из полимерных композиционных материалов/ А. Ф. Разин, В. В. Васильев, В. П. Молочев, С. А.Петроковский, А. И. Андронов, Б. Г. Майоров , В. А. Барынин, - 0002350818; Заяв.27.03.2009г.; Оpubл. 01.03.2019.
44. Патент - 2350818 RU, МПК F16L 9/12 (2006.01), В23В 3/12 (2006.01) Адаптер в виде сетчатой оболочки вращения конической формы из полимерных композиционных материалов/ В.В.Васильев, В.П.Полиновский, В.М.Мамонов, А.И.Андронов, В.А.Барынин, А.Ф.Разин., - 2007112335/06; Заяв.04.04.2007г.; Оpubл. 03.27.2009.
45. Патент - 2384460 RU, МПК В64С 1/00 (2006.01), В32В 1/08 (2006.01), В32В 3/12 (2006.01), F16L 9/12 (2006.01) Сетчатая оболочка в виде тела вращения из композиционных материалов/ В.В.Васильев, В.А.Осин, Л.П.Захаревич, В.А.Барынин, А.Б.Миткевич, А.Ф.Разин // Российская Федерация, от имени которой выступает Министерство обороны РФ (RU), Открытое акционерное общество Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения (RU). - 2008119261/11; Заяв.05.15.2008г.; Оpubл. 03.20.2010г.

46. Патент - 2392122 RU, МПК В32В 1/08 (2006.01), В32В 3/12 (2006.01), В64С 1/00 (2006.01), В64G 1/22 (2006.01) Сетчатая оболочка вращения из композиционных материалов/ В.В.Васильев, В.В.Федоров, В.А.Никитюк, А.И.Андронов, В.И.Халиманович, А.Ф.Разин // Открытое акционерное общество Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения. - 2008144082/11; Заяв.11.05.2008г.; Оpubл. 06.20.2010г.
47. Патент - 2148496 RU, МПК В32В 3/12 (2006.01), В64G 1/22 (2006.01) Адаптер в виде сетчатой оболочки вращения из композиционных материалов/ А.И.Андронов, В.В.Васильев, А.Ф.Разин, А.К.Недайвода, С.А.Петроковский, А.Л.Грудзин, В.П.Молочев, - 99115637/28; Заяв.19.07.1999г.; Оpubл.05.10.2000г.
48. Патент - RU 2169306, МПК F16L 9/12 (2006.01) Опорный шпангоут из композиционных материалов/ Л. П. Захаревич, Ю. П. Сергеев, А. Ф. Разин, В. В. Васильев, Т. А. Денисова, В. О. Каледин, В. А. Осин, С. А. Петроковский, А. Л. Грудзин, Е. И. Самашов,, им. М.В. Хруничева.- 99119398/06; Заяв.09.06.1999г.; Оpubл. 06.20.2001г.
49. Патент - 2153419 RU, МПК В32В 1/08 (2006.01), В32В 3/12 (2006.01), В64С 1/08 (2006.01), F16L 9/12 (2006.01) Сетчатая оболочка вращения (варианты)/ В. В. Васильев, А. Ф. Разин, М. С. Артюхов // Акционерное общество "Центр перспективных разработок Акционерного общества "Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения". - 99104827/28; Заяв.03.10.1999г.; Оpubл. 07.27.2000г.
50. Патент - 2189907 RU, МПК В32В 3/12 (2006.01), В64G 1/22 (2006.01) Адаптер в виде сетчатой оболочки вращения из композиционных материалов/ А.И.Андронов, В.В.Васильев, А.Ф.Разин,

А.И.Киселев, В.А.Барынин, А.К.Недайвода, С.А.Петроковский,
А.Л.Грудзин, - 2000116302/28; Заяв.26.06.2000г.; Оpubл.27.09.2002.

51. Патент - 2107622 RU, МПК В29С 53/56 (2006.01), В32В 3/12 (2006.01), В32В 27/28 (2006.01), F16L 9/12 (2006.01) Способ изготовления высокопрочных труб-оболочек из композиционных материалов/ В. В. Васильев, В. А. Салов, О. В. Салов // Акционерное общество "Центр перспективных разработок" акционерного общества "Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения" (RU), Корпорация "МакДоннелл Дуглас" (US) - 96112881/25; Заяв.07.01.1996г.; Оpubл. 03.27.1998г..

52. Патент - 2084343 RU, МПК В29С 53/56 (2006.01), В29С 53/82 (2006.01), В32В 3/12 (2006.01) Несущая труба-оболочка из композиционных материалов, способ и оправка для ее изготовления/ Э. Б. Медведев, А. И. Давыдов, Б. Г. Майоров, М.С.Артюхов, В. И. Смыслов // Акционерное общество "Центр перспективных разработок" Акционерного общества "Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения" (RU), МакДоннелл Дуглас Корпорация (US).- 94005660/25; Заяв.02.17.1994г.; Оpubл. 07.20.1997г..

53. Патент - 2083371 RU, МПК В29С 53/56 (2006.01), В29С 53/58 (2006.01), В29С 53/82 (2006.01), В29С 70/32 (2006.01), В32В 3/12 (2006.01) Несущая труба-оболочка из композиционных материалов, способ и оправка для ее изготовления/ В.Д.Протасов, В.И.Смыслов,, 94015909/25; Заяв.04.28.1994г.; Оpubл. 1997.07.10.

54. Патент - 1620761 SU, МПК F16L 9/12 (2006.01), E04C 3/29 (2006.01) Опорный шпангоут из композиционного материала/ А. Н. Норкин, А. Г. Коробейников, М. А. Терешонков, В. П. Исаев// Норкин Алексей Николаевич.- 4647091; Заяв.02.06.1989г.;

55. Paul, S. Patent - Conical structure : US 3940891. - USA. 03.02.1976.

56. Васильев, В.В. Основы проектирования и изготовления конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов / В.В.Васильев А.А.Добряков, А.А.Дудченко. - Москва: МАИ, 1985. 218 с.
57. Захаров, А.Г. Исследование новых видов заполнителей из полимерных композиционных материалов для многослойных звукопоглощающих конструкций / А.Г.Захаров, А.Н.Аношкин, В.Ф.Копьев // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. - 2017. № 51. С.95-103.
58. Зотов, А.А. Алгоритм построения 3D-модели трехслойной оболочки вращения с конусообразными ячейками заполнителя и изменяемой формой образующей / А.А.Зотов, А.М.Колпаков, А.Н.Волков // Труды МАИ. - 2018. №103.
59. Зотов, А.А. Особенности местной потери устойчивости элементов трёхслойных систем с дискретной структурой заполнителя / А.А.Зотов, О.С.Долгов, А.М.Колпаков, А.Н.Волков // Общероссийский научно-технический журнал «ПОЛЕТ». 2020. №3. С.25-29.
60. Долгов, О.С. Основные аспекты технологического проектирования закрылка с управлением пограничным слоем / О.С.Долгов, А.А.Зотов, А.М.Колпаков, А.Н.Волков // Вестник Московского авиационного института. - 2020. №1. С.88-99.
61. Устарханов, О.М. Расчёт параметров дискретного заполнителя в видеусечённой пирамиды / О.М.Устарханов, Х.М.Муселемов, З.К.Акаева // Вестник дагестанского государственного технического университета. Технические науки. - №3(18). С.96-102.
62. Устарханов, О.М. Экспериментальное исследование прочности конического заполнителя для трехслойных конструкций /

О.М.Устарханов, М.С.Алибеков, Т.О.Устарханов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. - 2014. №9(654). С.54-58.

63. Устарханов, О.М. Экспериментальные исследования трехслойных балок с пирамидальным дискретным заполнителем / О.М.Устарханов, Х.М.Муселемов, Т.О.Устарханов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. - 2016. №2(671). С.59-64.

64. Киявов, У.А. Влияние на напряженно-деформированное состояние трехслойной балки параметров дискретного заполнителя / У.А.Киявов, Х.М.Муселемов, О.М.Устарханов, Т.О.Устарханов.

65. Устарханов, О.М. Расчет перемещений и напряжений жестко защемленной трехслойной балки с пирамидальным дискретным заполнителем при статическом нагружении / О.М.Устарханов, В.Н.Кобелев, М.С.Алибеков, Т.О.Устарханов // Известия высших учебных заведений. - 2009. №1. С102-105.

66. Устарханов, О.М. Экспериментальные исследования влияния клея и размеров ячейки на несущую способность трехслойных балок / О.М.Устарханов, Х.М.Муселемов, Т.О.Устарханов // Научно-образовательный и прикладной журнал Известия высших учебных заведений. Северо-Кавказский регион. Технические науки. 2012. №2. С.91-95.

67. Керимов, Р.М. Расчет трехслойных конструкций при динамическом нагружении сосредоточенной нагрузкой / Р.М.Керимов, Х.М.Муселемов, О.М.Устарханов // Вестник Дагестанского государственного технического университета. Технические науки. – 2015. №1. С.110-118.

68. Устарханов, О.М. Исследование параметров призматического заполнителя при статическом нагружении / О.М.Устарханов,

М.С.Алибеков, Т.О.Устарханов // Вестник Дагестанского государственного технического университета. Технические науки. - 2014. №33(2). С.56-64.

69. Абзалилов Д.Ф. Об управлении пограничным слоем с учетом энергетических затрат для предотвращения отрыва потока / Д.Ф.Абзалилов, Р.А.Валитов, Н.Б.Ильинский // Журнал вычислительной математики и математической физики. - 2009. №12. С.2255-2264.

70. Бутылин, И.Д. Управление отрывом пограничного слоя / И.Д.Бутылин, В.М.Фомин, А.А.Щуров // Ученые записки ЦАГИ. - 1991. №2. С.133-138.

71. Довгаль, А.В. Применение отсоса потока для управления сходом крупномасштабных вихрей при отрыве пограничного слоя / А.В.Довгаль, А.М.Сорокин // Прикладная механика и техническая физика. - 2006. №4(278). С.60-65.

72. Чуркина, О.И. Адаптационное управление течением в пограничном слое в задаче снижения сопротивления трения транспортных средств / О.И.Чуркина // Модернизация и научные исследования в транспортном комплексе. 2012. №1. С.109-115.

73. Корнилов, В.И. Опыт применения каскадного способа управления турбулентным пограничным слоем при помощи вдува / В.И.Корнилов, И.Н.Кавун, А.Н.Попков // Вестник новосибирского государственного университета. Серия: физика. - 2014. №1. С.49-61.

74. Корнилов, В.И. Управление турбулентным пограничным слоем путем вдува воздуха за счет ресурсов внешнего потока / В.И.Корнилов, А.В.Бойко, И.Н.Кавун / Теплофизика и аэромеханика. 2015. №4. С.429-443.

75. Фомин, В.М. Пути и возможности повышения эффективности управления вдувом в пограничный слой через проницаемую стенку / В.М.Фомин, В.И.Корнилов, А.В.Бойко // Доклады академии наук. - 2016. №5. - С.567-570.
76. Корнилов, В.И. Управление турбулентным пограничным слоем крыла путем комбинированного вдува/отсоса / В.И.Корнилов // Теплофизика и аэромеханика. - 2018. №2(110). С.163-176.
77. Мухаметзянов, И. К задаче оптимального управления турбулентным пограничным слоем на проницаемой поверхности в сверхзвуковом потоке газа / И.Мухаметзянов, К.Гараев // Известия российской академии наук. механика жидкости и газа. - 2018. №4. С.136-145.
78. Климов, А.А. Использование сотовой поверхности для управления пограничным слоем / А.А.Климов, С.А.Трдатьян // Теплофизика высоких температур. 2003. №6. С.901-902.
79. Глушко, Г.С. Управление профилями скорости в пограничном слое / Г.С.Глушко, И.А.Крюков, В.П.Мугалев // Теплофизика высоких температур. - 2004. №5 С.740-744.
80. Павленко, О.В. Особенности применения тангенциального выдува струи на поверхность крыла летательного аппарата в условиях обледенения / О.В.Павленко, Е.А.Пигусов // Вестник московского авиационного института. 2020. №2. С.7-15.
81. Литвиненко, Ю.А. Управление неустойчивостью поперечного течения скользящего крыла с помощью отсоса / Ю.А.Литвиненко, В.В.Козлов, В.Г.Чернорай, Г.Р.Грек, Л.Л.Лефдаль // Теплофизика и аэромеханика. - 2003. №4 С.559-567.

82. Мануйлович, С.В. Стабилизация ламинарного пограничного слоя с помощью активного воздействия, локализованного на обтекаемой поверхности / С.В.Мануйлович // Известия российской академии наук. механика жидкости и газа. 2006. №1. С.76-92.
83. Устинов, М.В. Ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое (обзор) часть 2. расчет положения перехода и методы ламинаризации обтекания крыла / М.В.Устинов // Ученые записки ЦАГИ. - 2014. №6. -С.3-27.
84. Смагин, А.А. Применение легкомоторных самолетов короткого взлета и посадки для поисково-спасательных работ на автозимниках / А.А.Смагин, О.С.Долгов // Качество и жизнь. 2018. №2(18). С.72-77.
85. Ендогур, А.И. Принципы рационального проектирования авиационных конструкций с применением композиционных материалов / А.И.Ендогур, В.А.Кравцов, В.Н.Солошенко // Труды МАИ. - 2014. №72. С.6.
86. Вашурин, А.С. Исследование несущей способности многослойных панелей / А.С.Вашурин, А.В.Герасин, Л.Н.Орлов // Труды НГТУ им. Р.Е.Алексеева. - 2012. №1(94). С.128-133.
87. Двоглазов, И.В. К вопросу проведения экспериментальных исследований прочности складчатых заполнителей типа Z-гофр на поперечное сжатие / И.В.Двоглазов, В.И.Халиулин // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (Национального исследовательского университета). - 2012. №5-2(36). С.275-281.
88. Ендогур, А.И. Напряженное состояние композиционной панели в зоне отверстия / А.И.Ендогур, В.А.Кравцов // Труды МАИ. - 2013. №64. С.12.

89. Boitsov, B.V. The stress–strain state of structurally anisotropic panels from composite materials under force and process temperature exposure / B.V.Boitsov, L.M.Gavva, Y.N.Pugachev // // “Polymer science. Series D”. Род-Таун: "Pleiades Publishing, Ltd. (Плеадес Пабблишинг, Лтд)", - 2019. №1 С.85-90.
90. Бойцов, Б.В. Напряженно-деформированное состояние и устойчивость конструктивно-анизотропных панелей летательных аппаратов из композиционных материалов с учетом технологии изготовления / Б.В.Бойцов, Л.М.Гавва, А.И.Ендогур, В.В.Фирсанов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. - 2018. №4. С.20-27.
91. Бойцов, Б.В. Параметрический анализ напряженно-деформированного состояния конструктивно-анизотропных панелей из композиционных материалов. Решение краевых задач / Б.В.Бойцов, Л.М.Гавва // Качество и жизнь. - 2017. №3(15). С.19-24.
92. Ендогур, А.И. Влияние технологических несовершенств на работоспособность конструкции / А.И.Ендогур // Труды МАИ. - 2012. №55. С.9.
93. Бойцов, Б.В. Повышение качества подготовки производства применением технологий быстрого прототипирования / Б.В.Бойцов, М.Ю.Куприков, Ю.В.Маслов // Труды МАИ. - 2011. №49. С.6.
94. Бойцов, Б.В. О совершенствовании процессов изготовления изделий сложной формы / Б.В.Бойцов, Ю.Ю.Комаров // Компетентность. - 2012. №4(95). С.12-15.
95. Мантусов, М.Н. Штамповка листовых деталей с криволинейными бортами эластичным материалом / М.Н.Мантусов, В.К.Моисеев,

А.А.Шаров, Е.Г.Громова, С.Г.Рыжаков // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. - 2018. №4(3). С.332-336.

96. Сидельников, С.Б. Теория процессов кузнечно-штамповочного производства / С.Б.Сидельников, Н.Н.Довженко, В.И.Бер, В.И.Белокопытов, И.С.Гоголь, Р.Е.Соколов. - Красноярск: Изд-во Сибирский федеральный университет, 2018. 78 с.

97. Бойцов, Б.В. Методы неразрушающего контроля, применяемые для конструкций из перспективных композиционных материалов / Б.В.Бойцов, С.Л.Васильев, А.Г.Громашев, С.А.Юргенсон // Труды МАИ. - 2011. №49. С.70.

98. Артемьев, А.В. Исследование макроструктуры углеродных фрикционных материалов методом рентгеновской томографии / А.В.Артемьев, С.Л.Васильев, С.А.Юргенсон, В.В.Кулаков, В.В.Авдеев // Цветные металлы. - 2012. №12. С.64-68.

99. Васильев, С.Л. Контроль образцов методом вычислительной рентгеновской томографии под нагрузкой / С.Л.Васильев, А.В.Артемьев, В.Н.Бакулин, С.А.Юргенсон // Дефектоскопия. - 2016. №5. С.63-73.

100. Vasil'ev, S.L. Testing loaded samples using x-ray computed tomography / S.L.Vasil'ev, A.V.Artem'ev, S.A.,Yurgenson, V.N.Bakulin // Russian journal of nondestructive testing. Род-Таун: Pleiades Publishing, Ltd. - 2016. №5. С.294-302.

101. Васильев, С.Л. Исследование методом вычислительной рентгеновской томографии деградации структуры полимерного композиционного материала / С.Л.Васильев, Л.Л.Фирсов, В.Н.Бакулин, С.А. Юргенсон // Полет. - 2017. №9-10. С.20-27.

102. Yurov, V.M. Experimental study of changes in the structure of polymer composite material by computational x-ray tomography / V.M.Yurov, V.I.Goncharenko, S.L.Vasiliev, S.A.Dmitriev, S.A.Yurgenson // Eurasian physical technical journal. 2019. №2. C.26-30..

103. Yurov, V.M. X-ray computed tomography-based analysis of impact damage propagation in composite materials / V.M.Yurov, V.I.Goncharenko, S.L.Vasiliev, S.A.Dmitriev, S.A.Yurgenson // “Eurasian physical technical journal” - 2019. №2. C.31-35..

Список иллюстрированного материала

Рисунок 1. Деформированное состояние ТК при изгибе	4
Рисунок 2. Классификация структур заполнителей трёхслойных конструкций.	6
Рисунок 3. График изменения давления и температуры в зависимости от высоты на высотах от -2000 м до 15000 м (ГОСТ 4401-81)	10
Рисунок 4. График изменения давления и температуры в зависимости от высоты на высотах от 9000 м до 12000 м (ГОСТ 4401-81).....	11
Рисунок 5. Изменение давления воздуха в герметической кабине в зависимости от высоты на основном участке полёта.....	12
Рисунок 6. Применение трёхслойных композиционных материалов в конструкции самолета Boeing 787 Dreamliner	13
Рисунок 7. Графическое изображение уравнения существования ЛА (формулы Можайского) для авиалайнера Boeing 787 Dreamliner (787-9).....	17
Рисунок 8. Полная взлётная масса ЛА.....	19
Рисунок 9. Связь взлётной массы самолета с требованиями ТЗ.....	20
Рисунок 10. Характерные массы ЛА.....	22
Рисунок 11. Актуальность темы исследования.....	25
Рисунок 12. Облик конструкции трёхслойного закрылка с возможностью управления пограничным слоем.....	26
Рисунок 13. Классификация трёхслойных конструкций.	37
Рисунок 14. Классификация сотовых конструкций.....	39
Рисунок 15. Различные типы форм ячеек сотового заполнителя.....	40
Рисунок 16. Гексагональный сотовый заполнитель.	41
Рисунок 17. Сотовый заполнитель с квадратными ячейками.	41
Рисунок 18. Усиленный гексагональный сотовый заполнитель с дренажными отверстиями.	42
Рисунок 19. Пористые заполнители.	45
Рисунок 20. Общий вид ТК с гофрированным заполнителем.	46

Рисунок 21. Общий вид плоской зигзагообразной СС.....	49
Рисунок 22. Зигзагообразный наполнитель СС для цилиндрической панели фюзеляжа.....	49
Рисунок 23. Зигзагообразный наполнитель СС для клиновидной панели.....	49
Рисунок 24. Стержневой (ферменный) наполнитель ТК состоящий из тетраэдральных ячеек	52
Рисунок 25. Стержневой (ферменный) наполнитель ТК состоящий из пирамидальных ячеек	53
Рисунок 26. Структура плетения 3D ткани.	54
Рисунок 27. 3D сетка ткань технические трикотажные ткани	54
Рисунок 28. Структура тетрагонального наполнителя.	58
Рисунок 29. Структура тетрагонального наполнителя (вид сверху).....	59
Рисунок 30. Различные виды элементарных ячеек трэтраэдрального дискретного наполнителя.	65
Рисунок 31. Различные виды элементарных ячеек пирамидального дискретного наполнителя.	66
Рисунок 32. Элементарная ячейка изолированного гексагонального дискретного наполнителя.	67
Рисунок 33. Классификация структур дискретных наполнителей.	68
Рисунок 34. Принципиальная схема гексагонального дискретного наполнителя (элементы сориентированы в одну сторону)	69
Рисунок 35. Принципиальная схема гексагонального дискретного наполнителя (элементы сориентированы в обе стороны в гексагональном порядке).....	69
Рисунок 36. Принципиальная схема пирамидального дискретного наполнителя (элементы сориентированы в одну сторону)	69
Рисунок 37. Принципиальная схема пирамидального дискретного наполнителя (элементы сориентированы в одну обе стороны в шахматном порядке).....	70

Рисунок 38. Принципиальная схема тетраэдрального дискретного заполнителя (элементы сориентированы в одну сторону)	70
Рисунок 39. Принципиальная схема тетраэдрального дискретного заполнителя (элементы сориентированы в обе стороны поочерёдно)	70
Рисунок 40. Соответствие требованиям к облику конструкции трёхслойного закрылка с возможностью управления пограничным слоем заполнителей различных структур.	71
Рисунок 41. Сокращение числа аэродромов Г, Д, Е в Российской Федерации по данным ГосНИИ ГА	74
Рисунок 42. Обтекание крыла с закрылоком.....	78
Рисунок 43. Самолёты с УПС	79
Рисунок 44. Экспериментальный британский самолёт Hunting Н.126, предназначенный для испытаний реактивных закрылков.....	81
Рисунок 45. Пример современной конструкции обеспечивающей возможность управления пограничным слоем	81
Рисунок 46. Пример конструкции с сердечником, состоящим из комбинации вспененного материала и сотовых элементов.....	82
Рисунок 47. Структура закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке	84
Рисунок 48. Зона закрылка, к которой необходимо обеспечить транзит газа для осуществления УПС.....	85
Рисунок 49. Распределение поля скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с выдувом воздуха через отверстия, расположенные на верхней обшивке	85
Рисунок 50. Распределение поля скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с УПС в зоне расположения отверстий	86
Рисунок 51. Векторы скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с выдувом воздуха через отверстия, расположенные на верхней обшивке	86

Рисунок 52. Векторы скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с УПС в зоне расположения отверстий.....	87
Рисунок 53. Векторы скоростей при обтекании авиационной несущей поверхности с выдувом воздуха через отверстия, в зоне расположения отверстий.....	87
Рисунок 54. Распределение давления при обтекании авиационной несущей поверхности с выдувом воздуха через отверстия, расположенные на верхней обшивке	88
Рисунок 55. Общий вид модели для испытаний в аэродинамической трубе.	89
Рисунок 56. Стержневая модель элемента несущего слоя	91
Рисунок 57. Плоская модель элемента несущего слоя при шарнирном опирании по продольным сторонам.....	92
Рисунок 58. Картина эквивалентных деформаций закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке	93
Рисунок 59. Картина эквивалентных напряжений закрылка с сердечником в виде регулярных дискретных элементов, расположенных в шахматном порядке	93
Рисунок 60. Варианты конструкции и соответствующие им расчетные модели элементов несущего слоя при определении параметров местной устойчивости.....	95
Рисунок 61. Зависимость $k = fRb$	98
Рисунок 62. Варианты исполнения элементов механизации крыла	99
Рисунок 63. Картина деформированного состояния сжатой панели после потери устойчивости.....	100
Рисунок 64. Повышение устойчивости несущих слоёв, за счёт местных усилений обшивок в зоне максимальной толщины аэродинамического профиля авиационной несущей поверхности со сборным дискретным наполнителем	101

Рисунок 65. Компьютерное моделирование прочностного испытания несущей поверхности с целью решения практической задачи избежания расслоения сборного заполнителя имеющего дискретную структуру.....	102
Рисунок 66. Зона контакта дискретных ячеек сборного заполнителя.....	102
Рисунок 67. Предлагаемый общий вид конструкции трёхслойного закрылка с дискретной структурой заполнителя.....	104
Рисунок 68. Процесс штамповки дискретного заполнителя закрылка с возможностью УПС	109
Рисунок 69. Процесс соединения слоёв сборного дискретного заполнителя	114
Рисунок 70. Собранный многослойный заполнитель авиационной несущей поверхности, состоящий из двух слоёв, представляющих собой пространственные структуры, состоящие из ячеек, имеющих дискретную структуру с переменными конструктивными параметрами, при помощи крепёжных элементов (люверсов).....	115
Рисунок 71. Процесс сборки многослойного дискретного заполнителя авиационной несущей поверхности заполнителя с несущими слоями (обшивкой).....	117
Рисунок 72. Процесс присоединения переднего носка к конструкции многослойной авиационной несущей поверхности	117
Рисунок 73. Общий вид получаемой конструкции многослойной несущей поверхности с дискретным заполнителем.....	118
Рисунок 74. Рекомендуемая внутренняя структура трехслойной конструкции авиационной несущей поверхности со сборным многослойным заполнителем, имеющим дискретную структуру, обеспечивающая возможность управления пограничным слоем	118
Рисунок 75. Подготовка модели нижней поверхности заполнителя с изолированными дискретными элементами, расположенными в шахматном порядке	150

Рисунок 76. Подготовка модели оснастки для изготовления заполнителя из ПКМ с изолированными дискретными элементами, расположенными в шахматном порядке.....	151
Рисунок 77. Подбор инструмента для обработки и создание управляющей программы.....	151
Рисунок 78. Проведение верификации помощью интерактивной имитации обработки	152
Рисунок 79. Загрузка в ПО станка управляющей программы.....	152
Рисунок 80. Черновая обработка оснастки.....	153
Рисунок 81. Чистовая обработка оснастки	153
Рисунок 82. Изготовление силиконового вкладыша (цулаги)	153
Рисунок 83. Осуществление преднатяга ткани	154
Рисунок 84. Образец дискретного наполнителя шахматный порядок	154
Рисунок 85. Образец дискретного наполнителя сотовый порядок	154
Рисунок 86. Элементарная тетраэдральная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит треугольник	155
Рисунок 87. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из тетраэдральных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит треугольник.....	155
Рисунок 88. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами тетраэдральных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит треугольник.....	155
Рисунок 89. Элементарная тетраэдральная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность	156
Рисунок 90. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из тетраэдральных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность.....	156
Рисунок 91. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами	

тетраэдральных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность.....	156
Рисунок 92. Элементарная тетраэдральная сопряжённая ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность	157
Рисунок 93. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из тетраэдральных сопряжённых ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность.....	157
Рисунок 94. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами тетраэдральных сопряжённых ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность.....	157
Рисунок 95. Элементарная пирамидальная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит квадрат	158
Рисунок 96. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из пирамидальных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит квадрат.....	158
Рисунок 97. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами пирамидальных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит квадрат.....	158
Рисунок 98. Элементарная пирамидальная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность	159
Рисунок 99. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из пирамидальных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность.....	159
Рисунок 100. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами пирамидальных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность.....	159

Рисунок 101. Элементарная пирамидальная сопряжённая ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность	160
Рисунок 102. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из пирамидальных сопряжённых ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность.....	160
Рисунок 103. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами пирамидальных сопряжённых ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность.....	160
Рисунок 104. Элементарная гексагональная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит шестигранник.....	161
Рисунок 105. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из гексагональных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит шестигранник.....	161
Рисунок 106. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами гексагональных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит шестигранник.....	161
Рисунок 107. Элементарная гексагональная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность	162
Рисунок 108. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из гексагональных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность.....	162
Рисунок 109. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами гексагональных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность.....	162

Рисунок 110. Элементарная гексагональная сопряжённая ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность	163
Рисунок 111. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из гексагональных сопряжённых ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность.....	163
Рисунок 112. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами гексагональных сопряжённых ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность.....	163
Рисунок 113. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из тетраэдральных изолированных ячеек дискретного заполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны, в основании вершин, которых лежит треугольник.....	164
Рисунок 114. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из тетраэдральных изолированных ячеек дискретного заполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны, в основании вершин, которых лежит окружность.....	164
Рисунок 115. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из пирамидальных изолированных ячеек дискретного заполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны, в основании вершин, которых лежит квадрат.....	165
Рисунок 116. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из пирамидальных изолированных ячеек дискретного заполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны, в основании вершин, которых лежит окружность.....	165
Рисунок 117. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из гексагональных изолированных ячеек дискретного заполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны в основании вершин, которых лежит шестигранник	166

Рисунок 118. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из гексагональных изолированных ячеек дискретного заполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны в основании вершин, которых лежит окружность 166

Приложение 1. Описание эксперимента по изготовлению образцов заполнителей имеющих дискретную структуру

В ходе проведения исследований для доказательства возможности изготовления заполнителей, имеющих дискретную структуру, было изготовлено несколько технологических оснасток, позволивших с их помощью изготовить различные образцы заполнителей из ПКМ имеющие дискретную структуру. Данные образцы были изготовлены в ходе поочерёдного выполнения пунктов, проиллюстрированных на Рисунок 75, Рисунок 76, Рисунок 77, Рисунок 78, Рисунок 79, Рисунок 80, Рисунок 81, Рисунок 82, Рисунок 83, Рисунок 84, Рисунок 85.

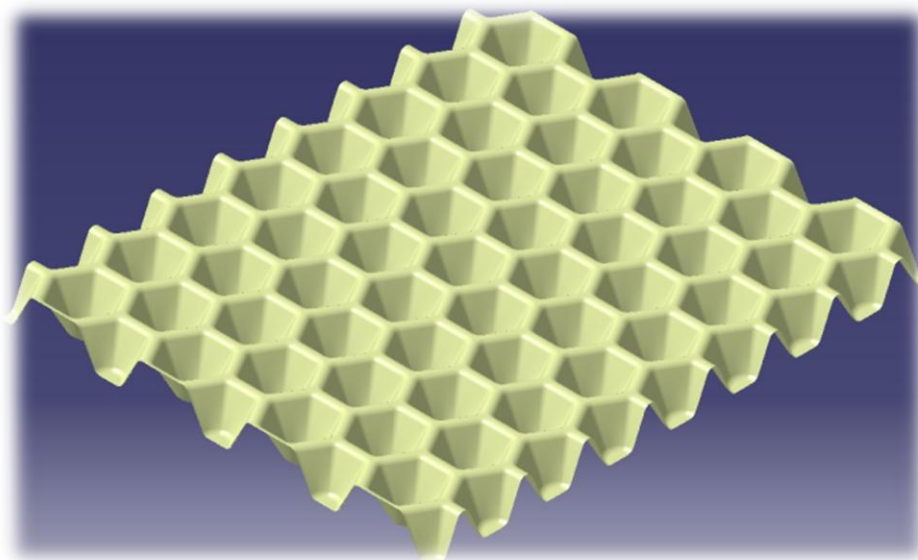


Рисунок 75. Подготовка модели нижней поверхности заполнителя с изолированными дискретными элементами, расположенными в шахматном порядке

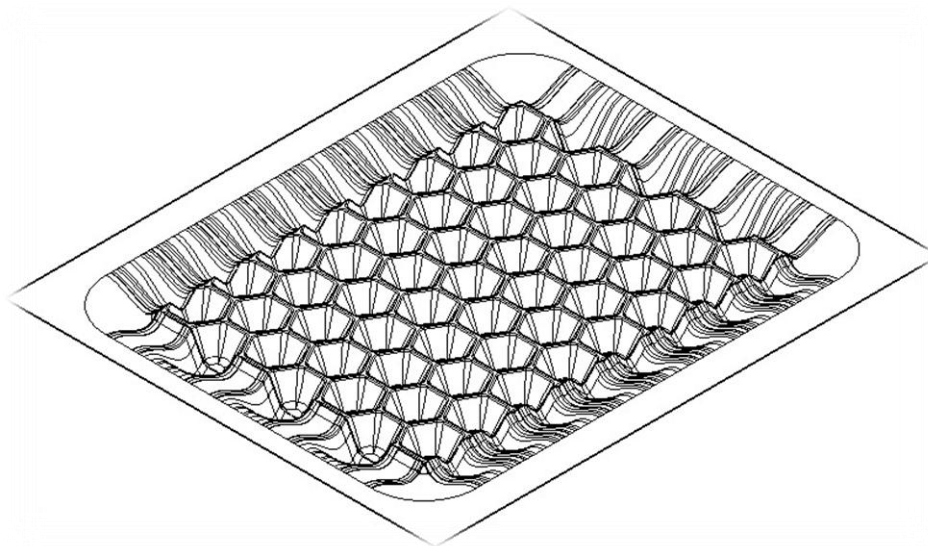


Рисунок 76. Подготовка модели оснастки для изготовления заполнителя из ПКМ с изолированными дискретными элементами, расположенными в шахматном порядке

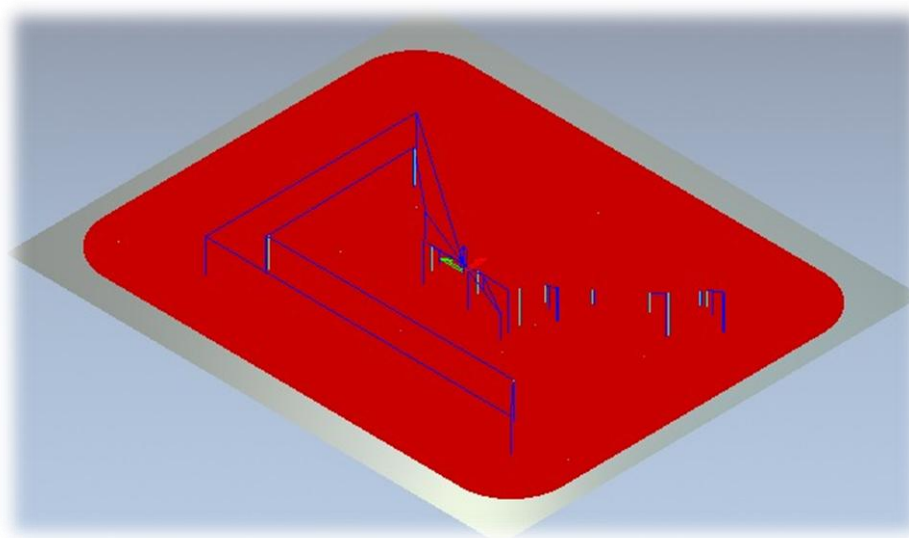


Рисунок 77. Подбор инструмента для обработки и создание управляющей программы

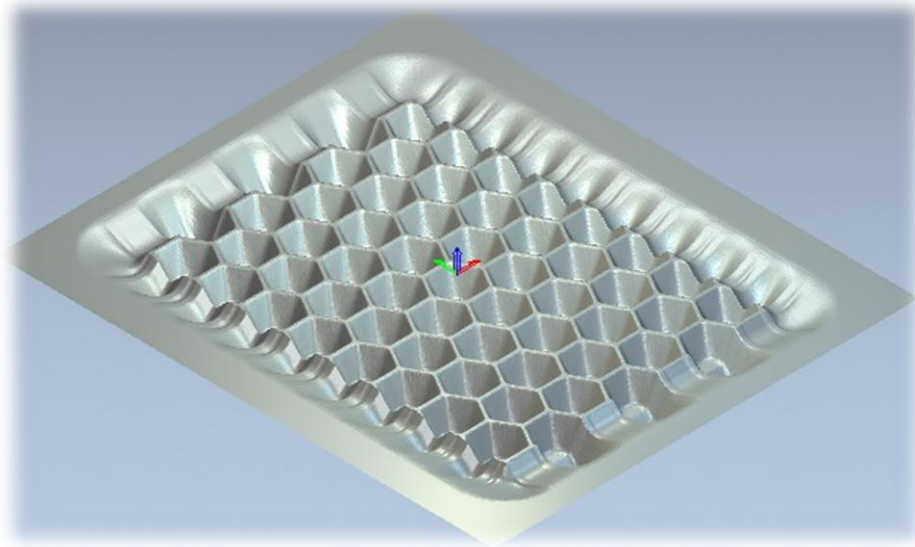


Рисунок 78. Проведение верификации помощью интерактивной имитации обработки

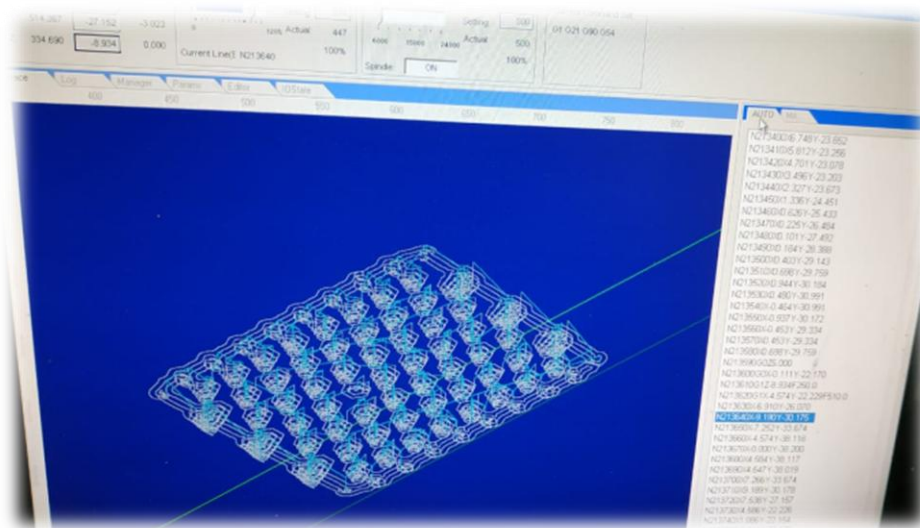


Рисунок 79. Загрузка в ПО станка управляющей программы

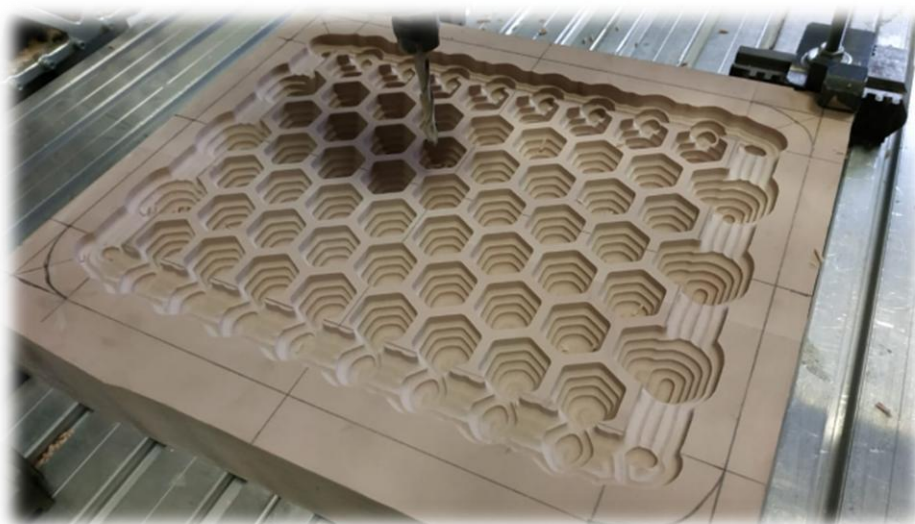


Рисунок 80. Черновая обработка оснастки



Рисунок 81. Чистовая обработка оснастки

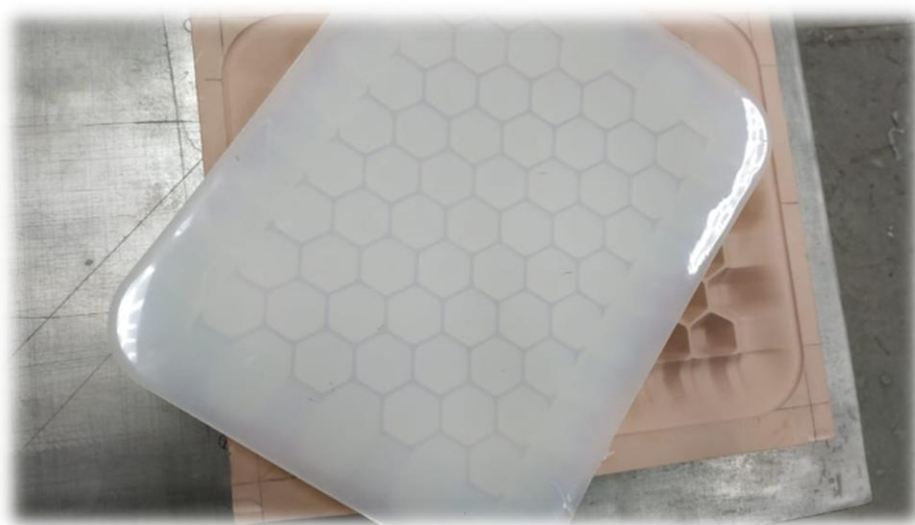


Рисунок 82. Изготовление силиконового вкладыша (цулаги)

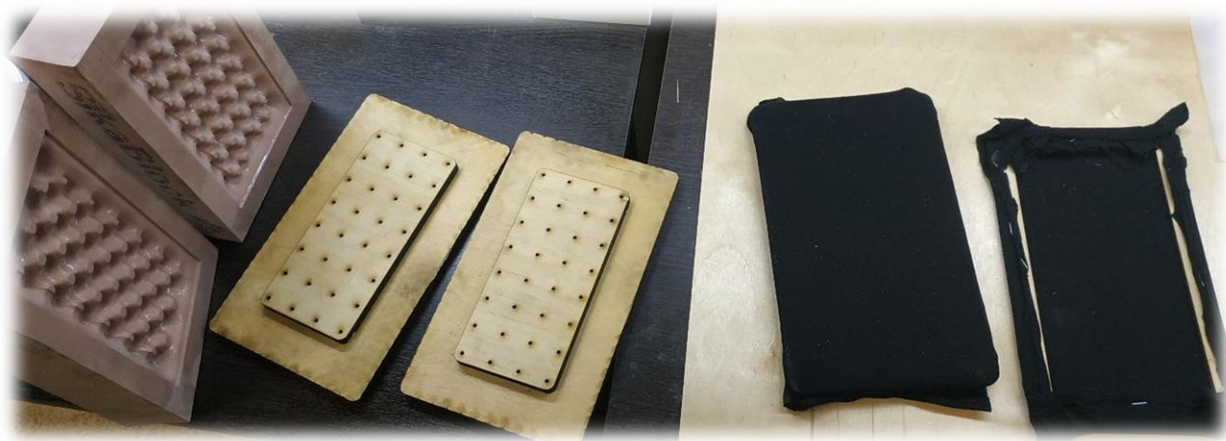


Рисунок 83. Осуществление преднатяга ткани



Рисунок 84. Образец дискретного наполнителя шахматный порядок



Рисунок 85. Образец дискретного наполнителя сотовый порядок

Приложение 2. Предлагаемые варианты дискретных заполнителей состоящие из различных дискретных ячеек

На (Рисунках 86-118) изображены различные варианты дискретных заполнителей состоящие из различных дискретных ячеек.

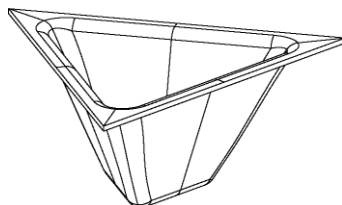


Рисунок 86. Элементарная тетраэдральная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит треугольник

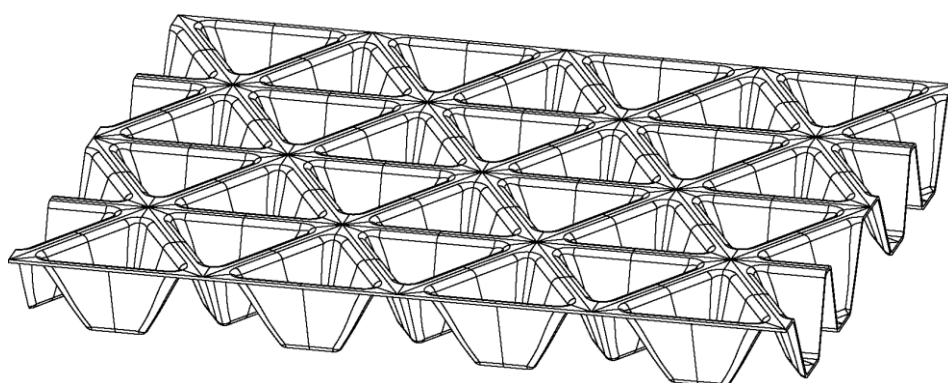


Рисунок 87. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из тетраэдральных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит треугольник

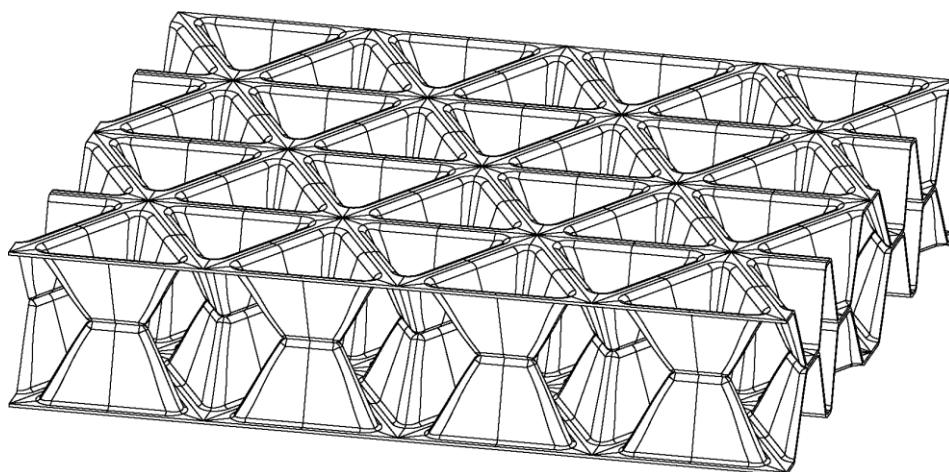


Рисунок 88. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами тетраэдральных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит треугольник

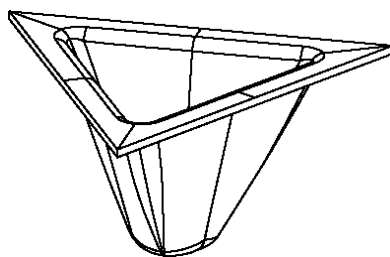


Рисунок 89. Элементарная тетраэдральная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность

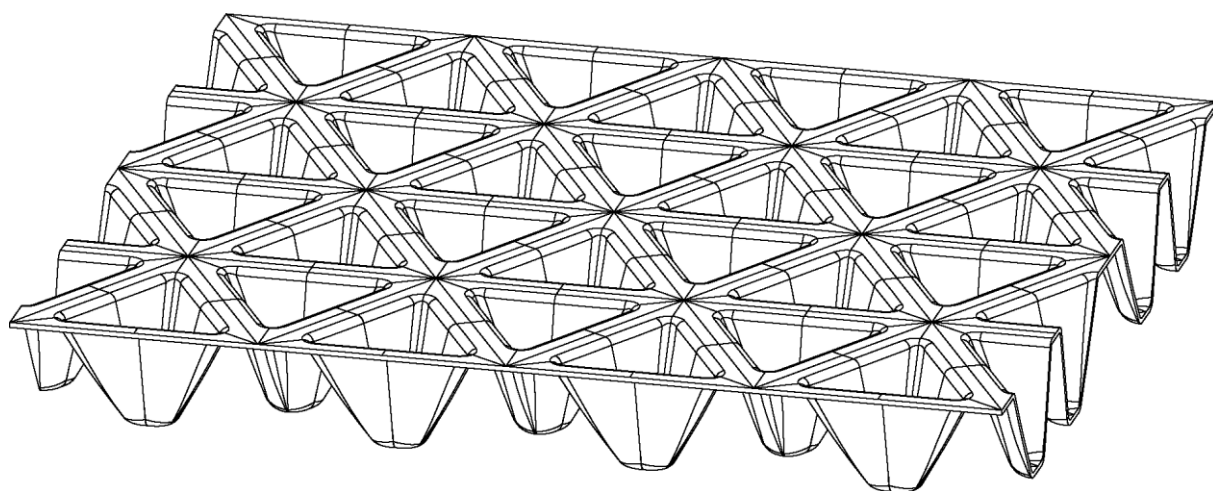


Рисунок 90. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из тетраэдральных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность

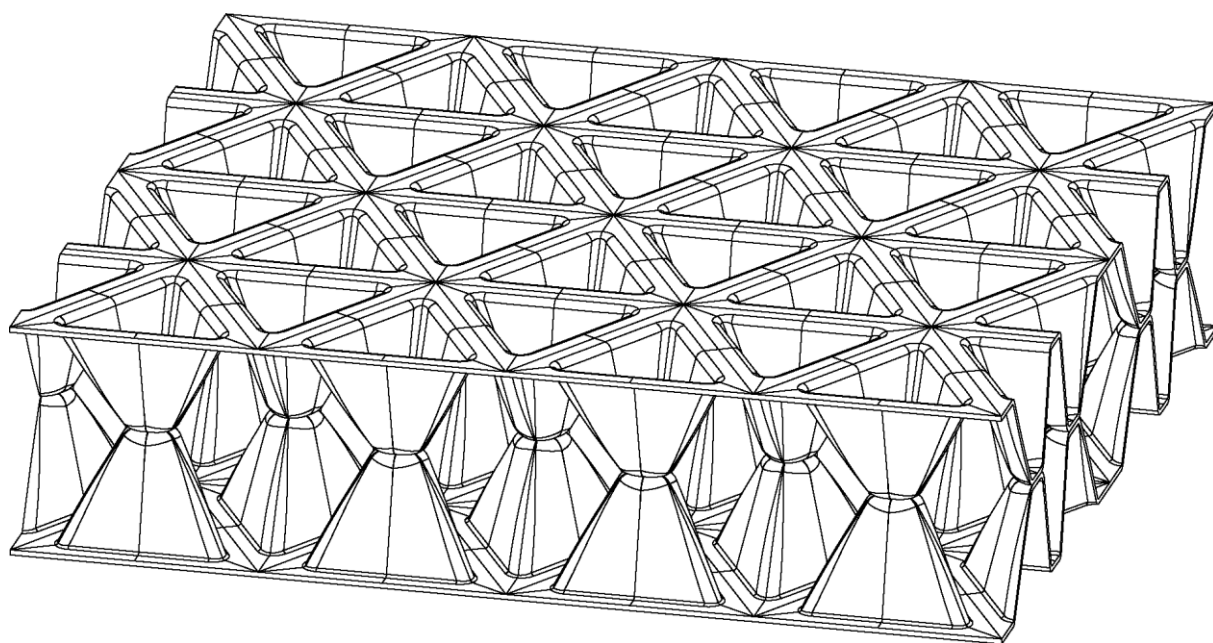


Рисунок 91. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами тетраэдральных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность

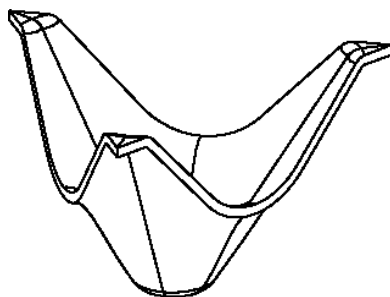


Рисунок 92. Элементарная тетраэдральная сопряжённая ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность

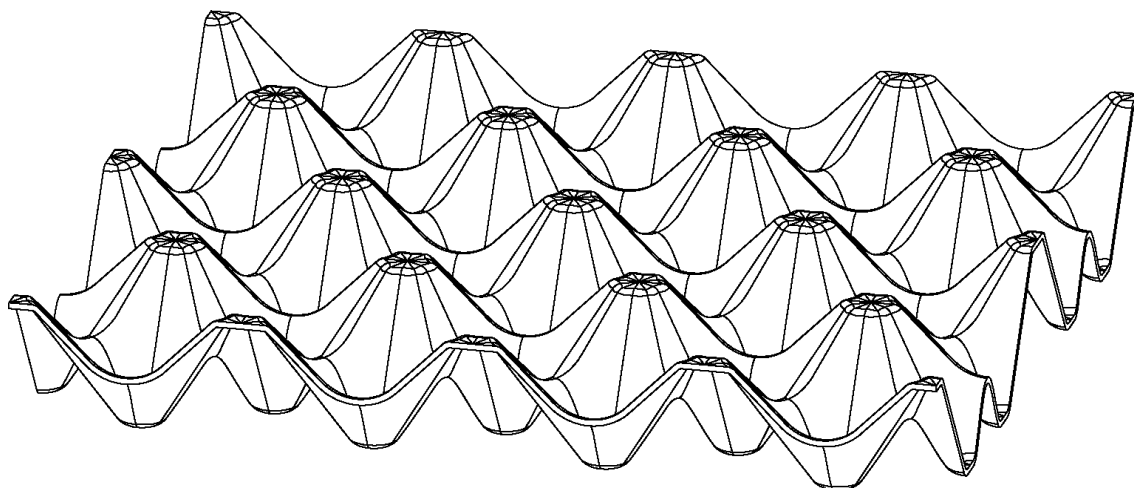


Рисунок 93. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из тетраэдральных сопряжённых ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность

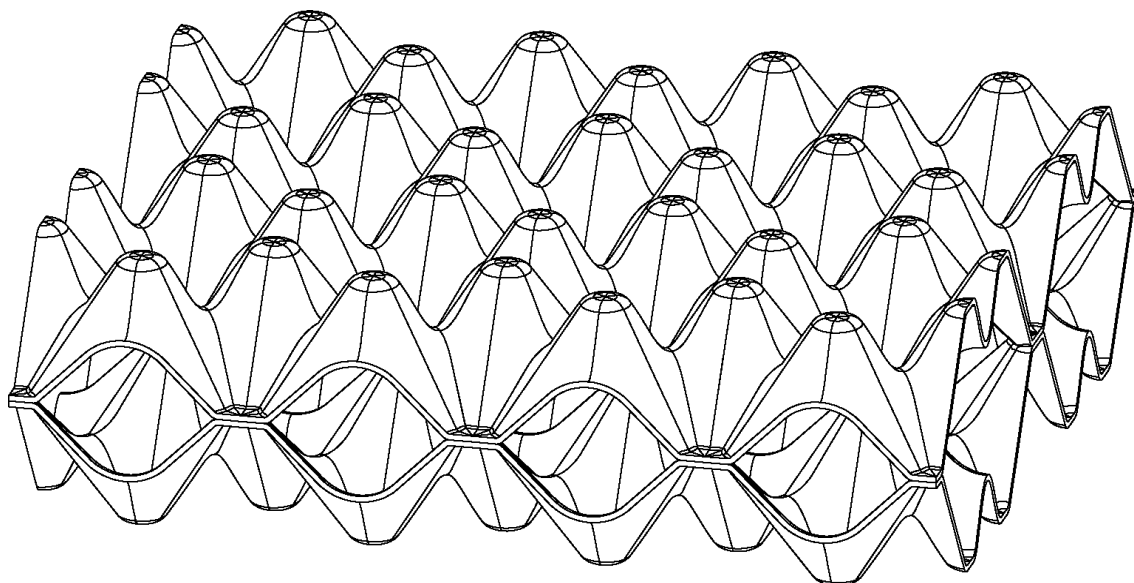


Рисунок 94. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами тетраэдральных сопряжённых ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность

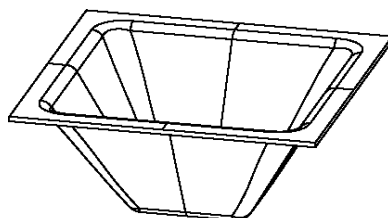


Рисунок 95. Элементарная пирамидальная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит квадрат

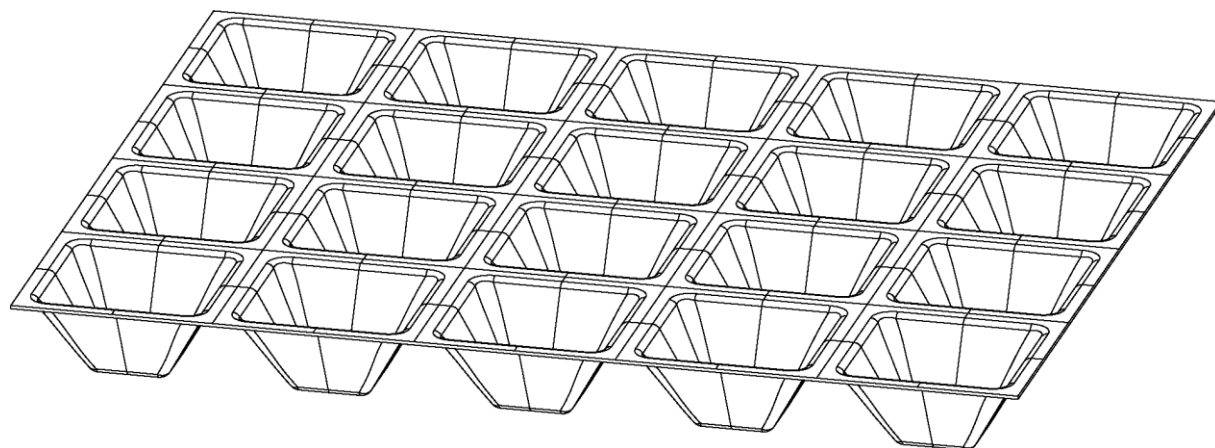


Рисунок 96. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из пирамидальных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит квадрат

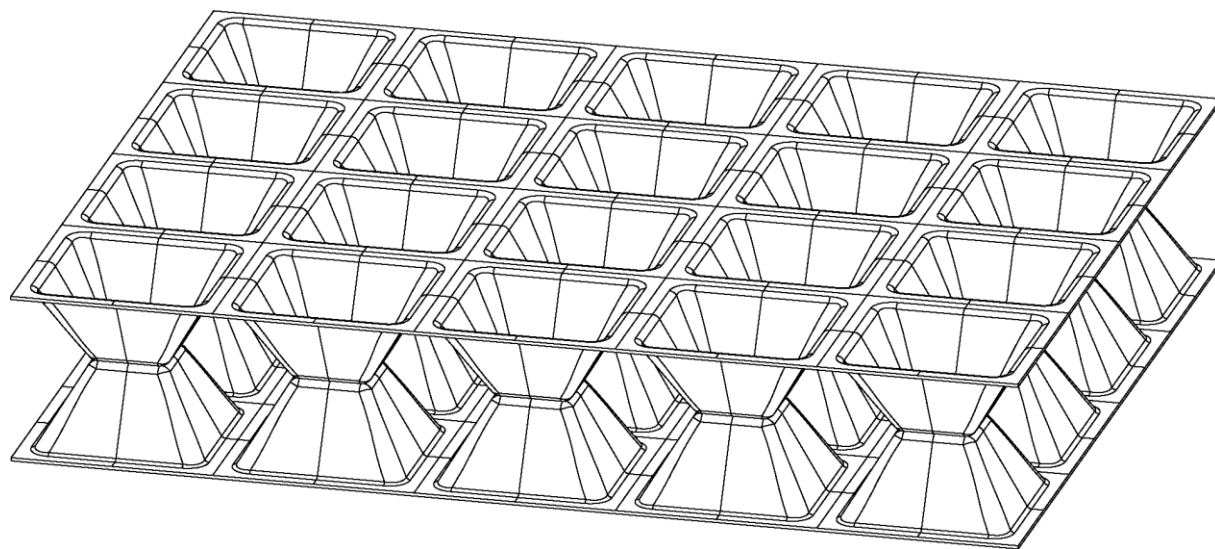


Рисунок 97. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами пирамидальных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит квадрат

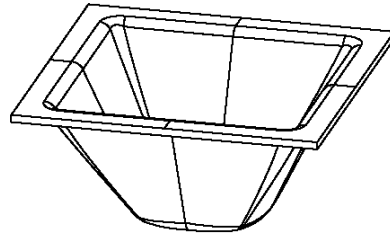


Рисунок 98. Элементарная пирамидальная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность

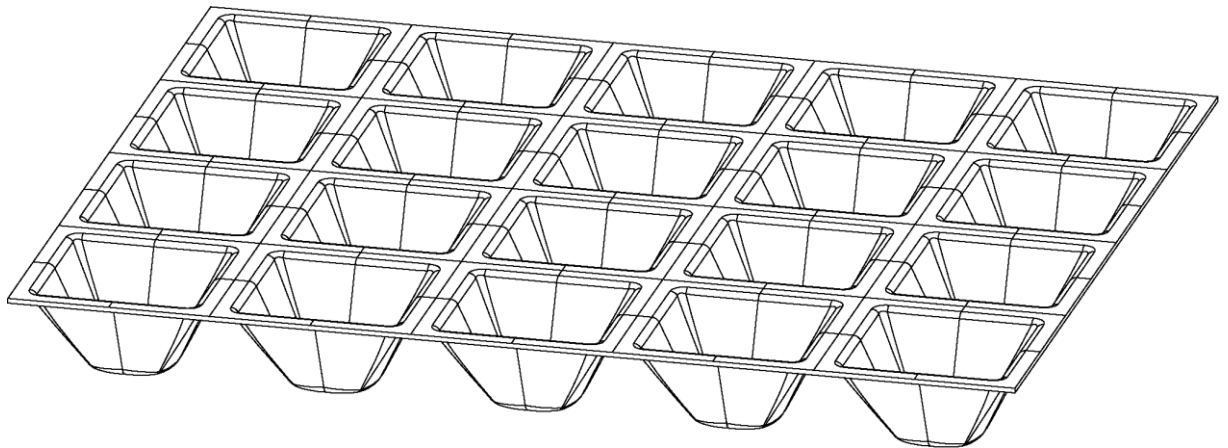


Рисунок 99. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из пирамидальных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность

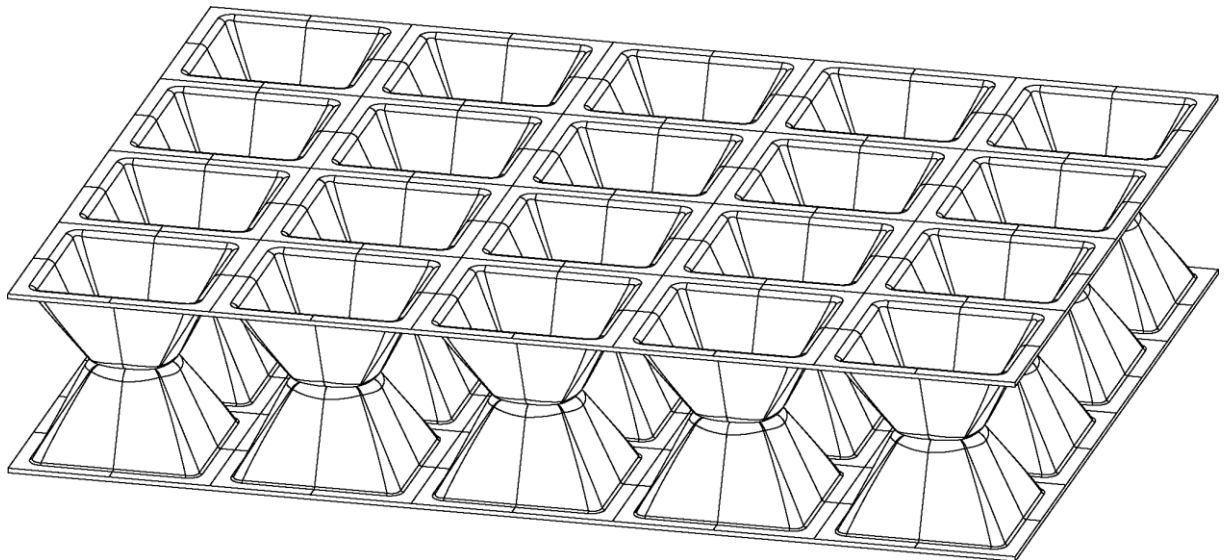


Рисунок 100. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами пирамидальных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность

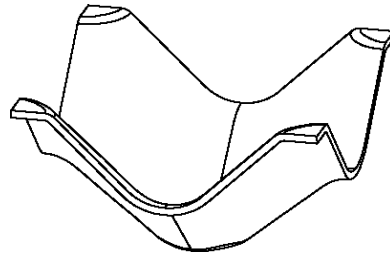


Рисунок 101. Элементарная пирамидальная сопряжённая ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность

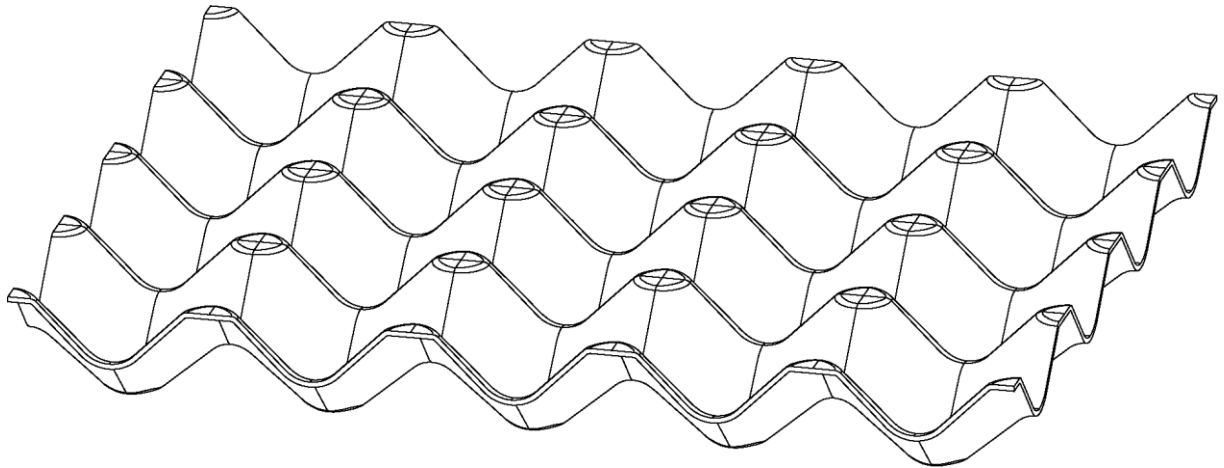


Рисунок 102. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из пирамидальных сопряжённых ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность

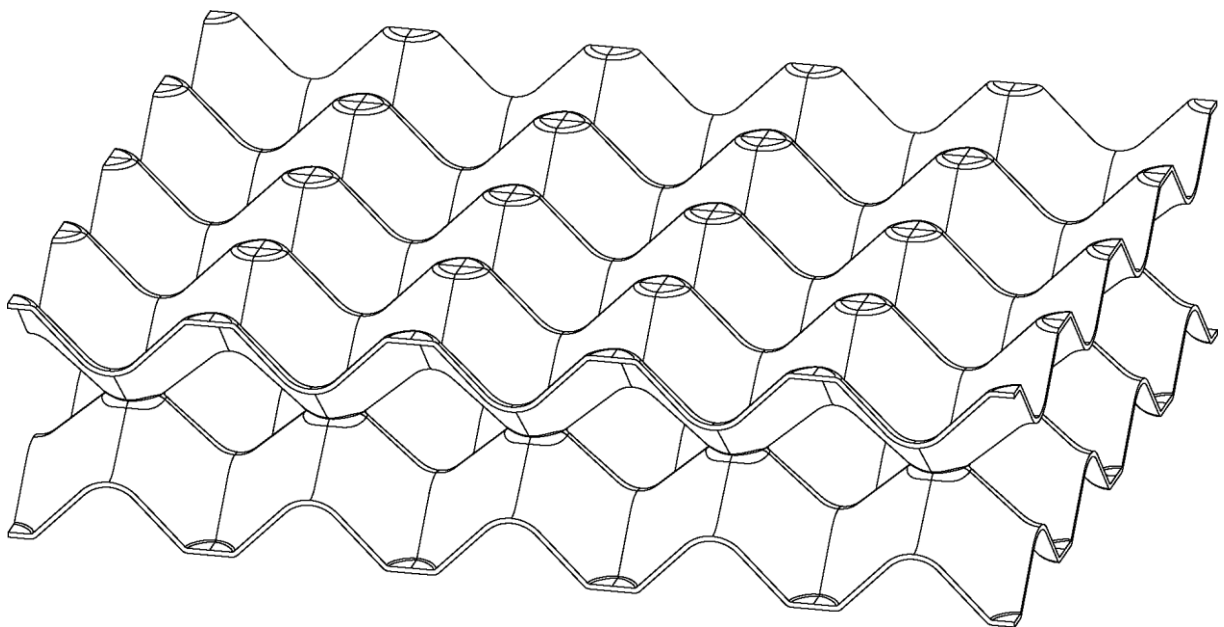


Рисунок 103. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами пирамидальных сопряжённых ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность

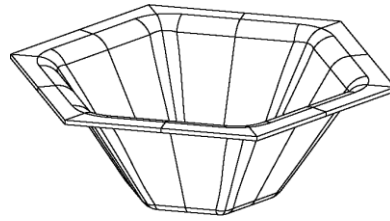


Рисунок 104. Элементарная гексагональная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит шестигранник

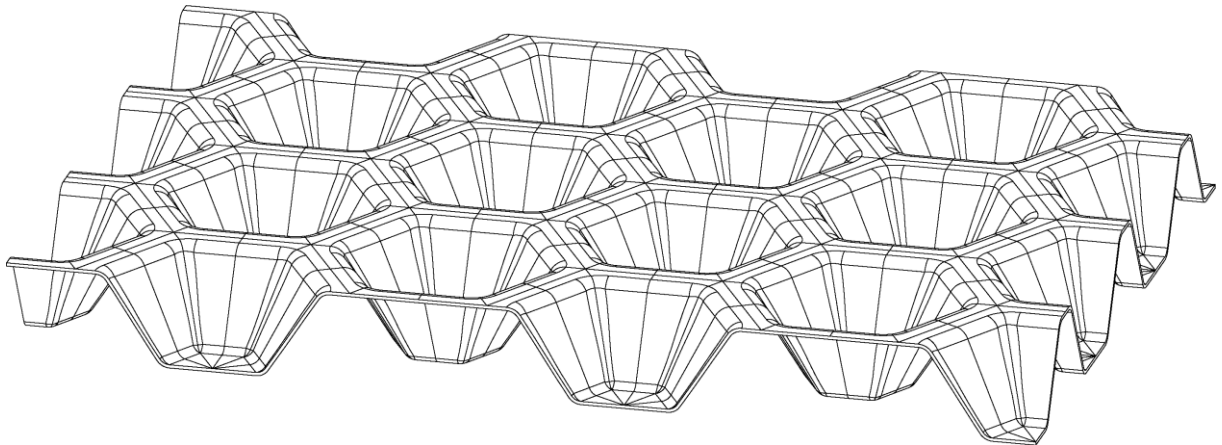


Рисунок 105. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из гексагональных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит шестигранник

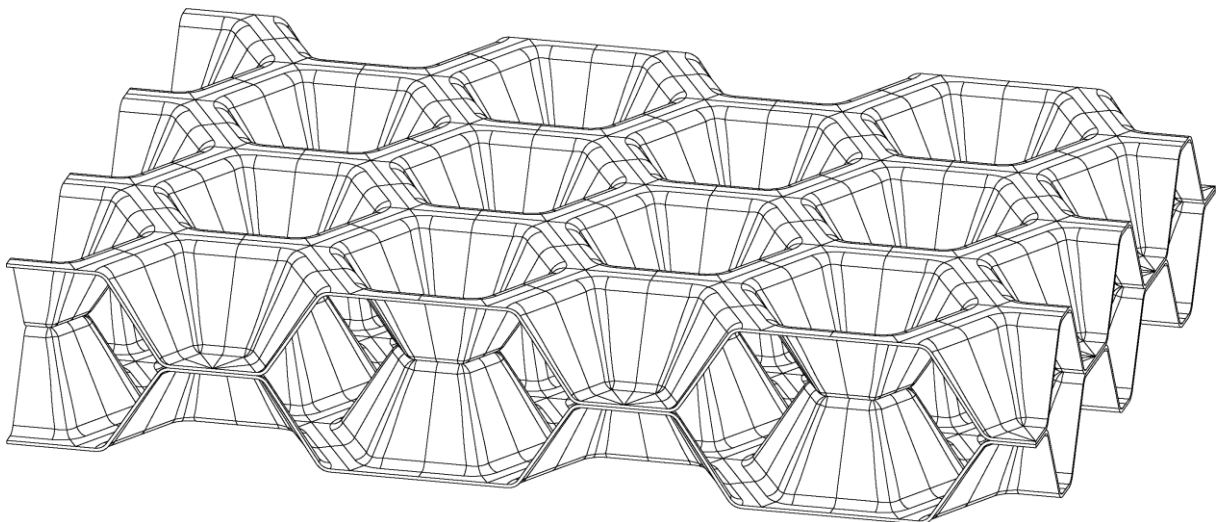


Рисунок 106. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами гексагональных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит шестигранник

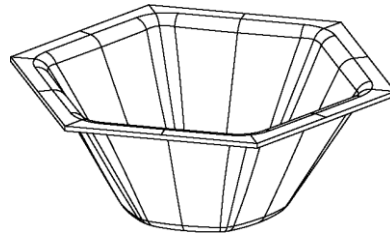


Рисунок 107. Элементарная гексагональная изолированная ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность

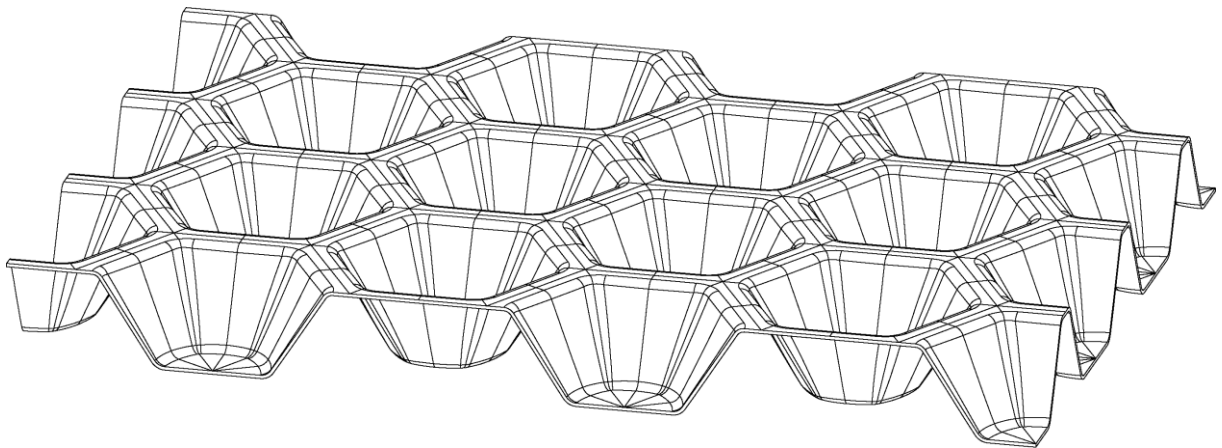


Рисунок 108. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из гексагональных изолированных ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность

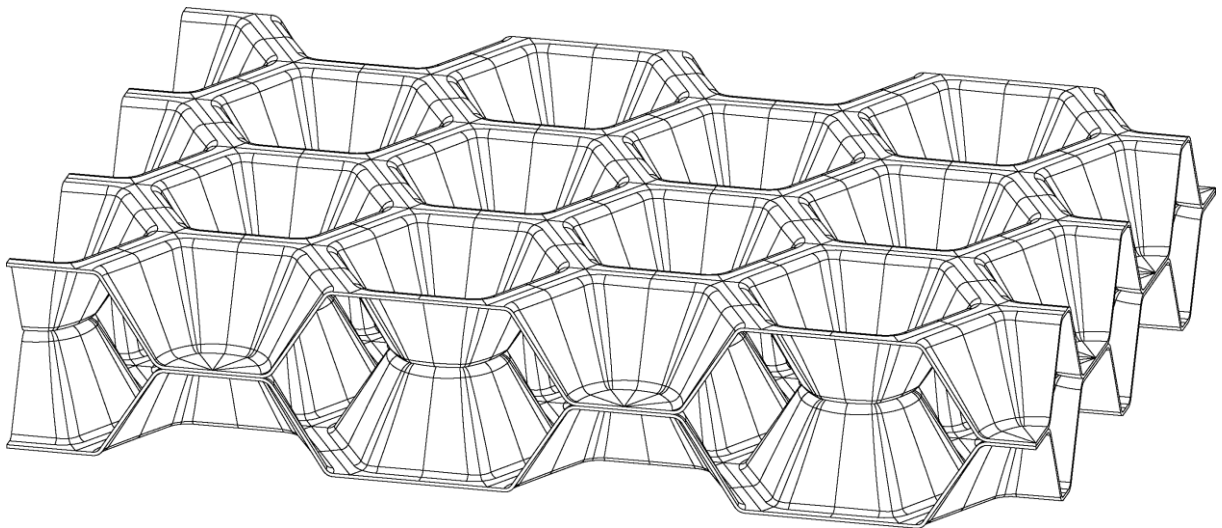


Рисунок 109. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами гексагональных изолированных ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность

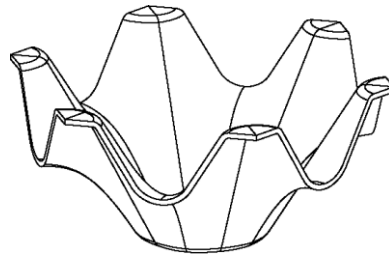


Рисунок 110. Элементарная гексагональная сопряжённая ячейка дискретного заполнителя в основании вершины, которой лежит окружность

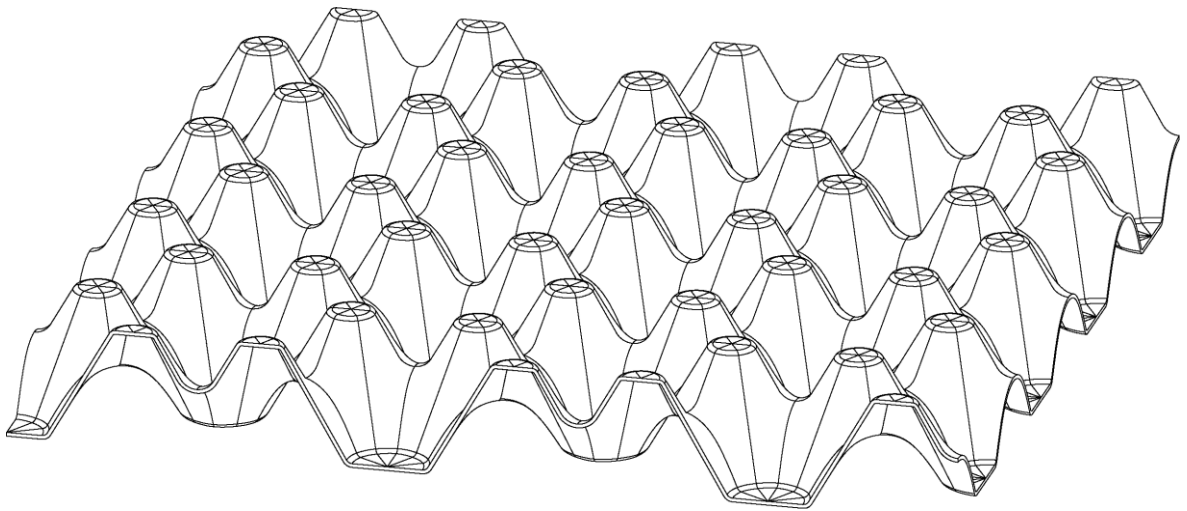


Рисунок 111. Однослойный дискретный заполнитель, состоящий из гексагональных сопряжённых ячеек дискретного заполнителя в основании вершин, которых лежит окружность

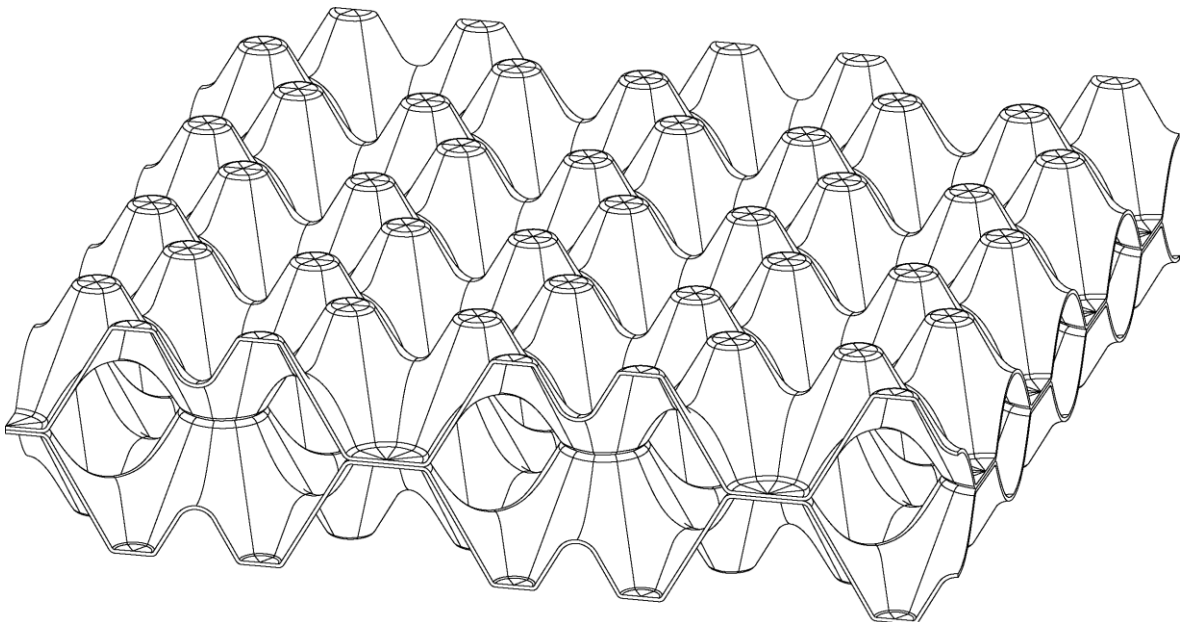


Рисунок 112. Многослойный заполнитель, состоящий из двух слоёв дискретного заполнителя контактирующих между собой вершинами гексагональных сопряжённых ячеек, в основании вершин, которых лежит окружность

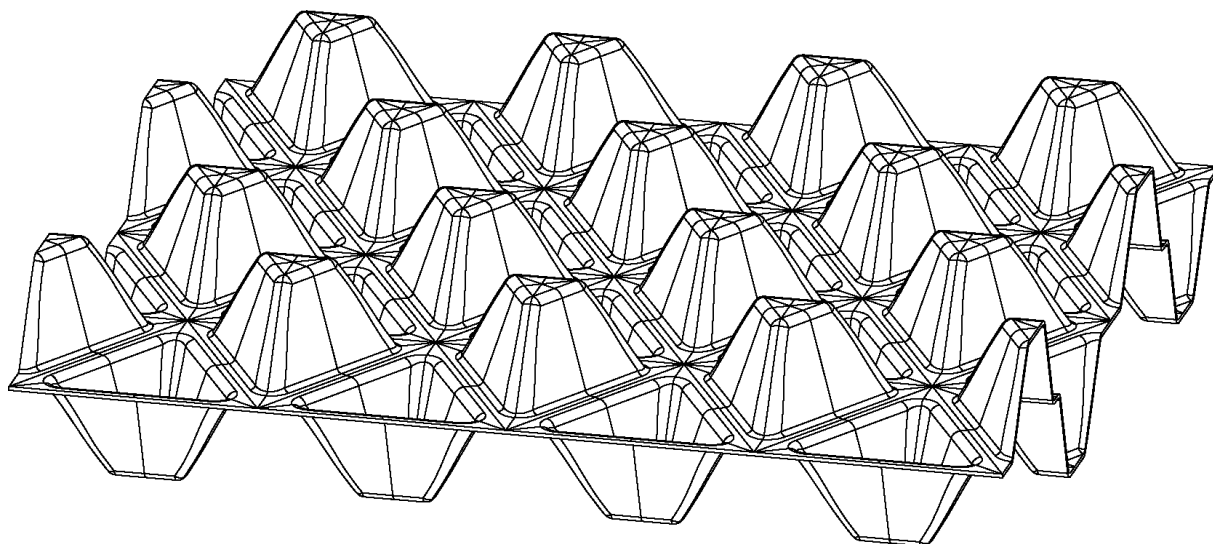


Рисунок 113. Однослойный дискретный наполнитель, состоящий из тетраэдральных изолированных ячеек дискретного наполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны, в основании вершин, которых лежит треугольник

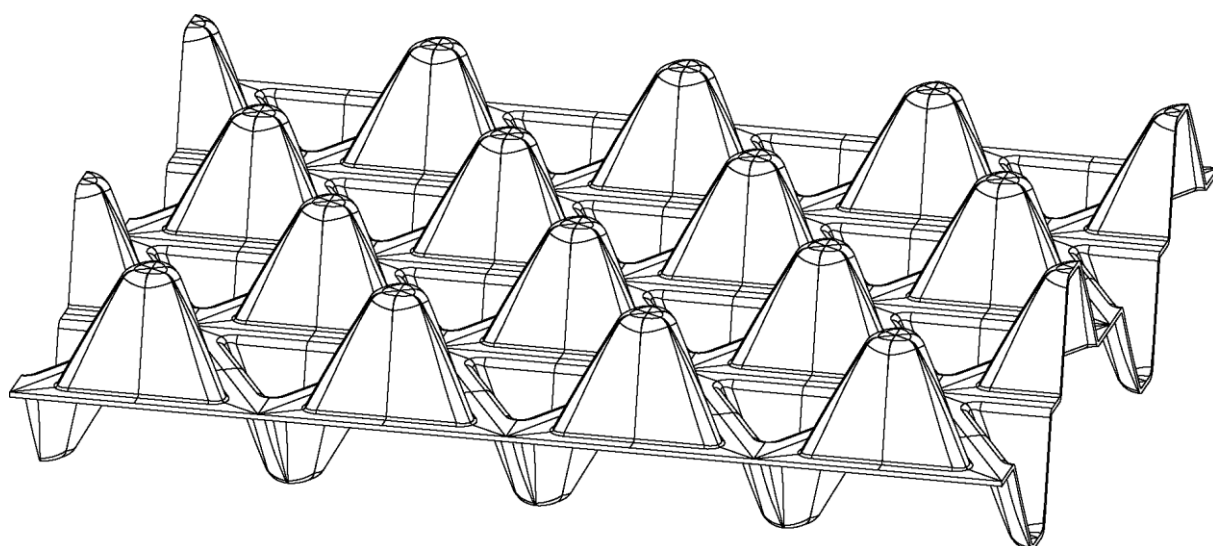


Рисунок 114. Однослойный дискретный наполнитель, состоящий из тетраэдральных изолированных ячеек дискретного наполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны, в основании вершин, которых лежит окружность

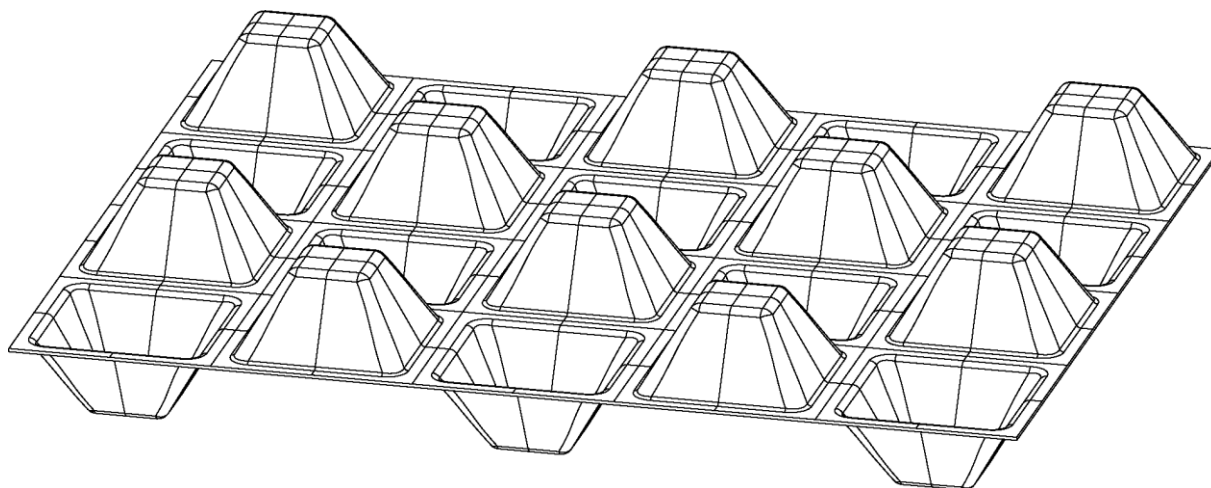


Рисунок 115. Однослойный дискретный наполнитель, состоящий из пирамидальных изолированных ячеек дискретного наполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны, в основании вершин, которых лежит квадрат

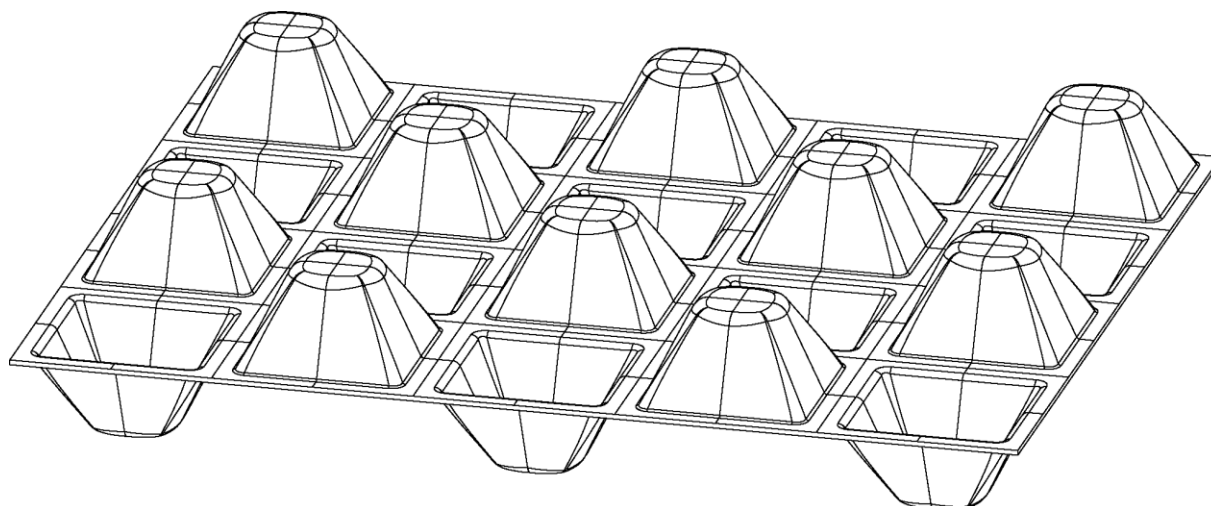


Рисунок 116. Однослойный дискретный наполнитель, состоящий из пирамидальных изолированных ячеек дискретного наполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны, в основании вершин, которых лежит окружность

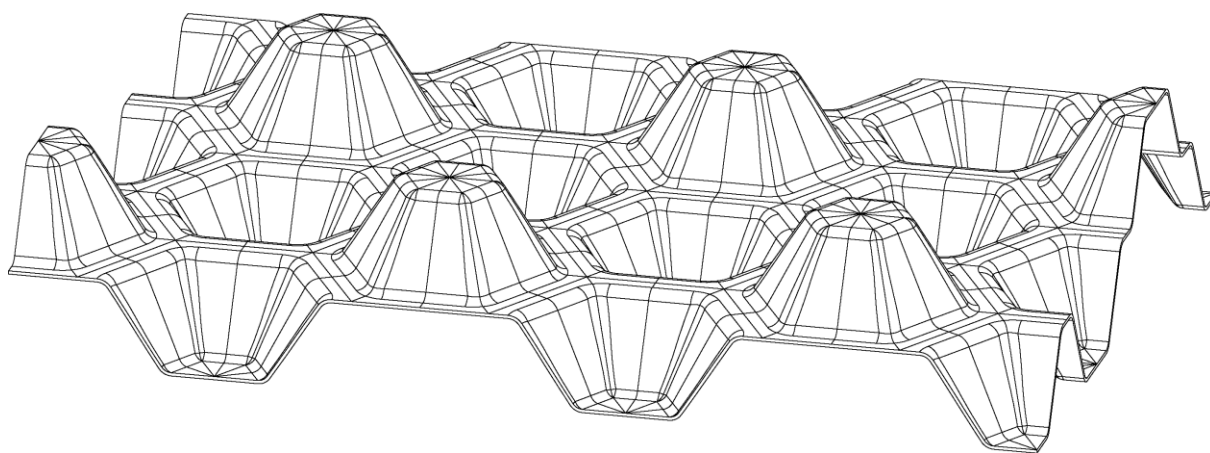


Рисунок 117. Однослойный дискретный наполнитель, состоящий из гексагональных изолированных ячеек дискретного наполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны в основании вершин, которых лежит шестигранник

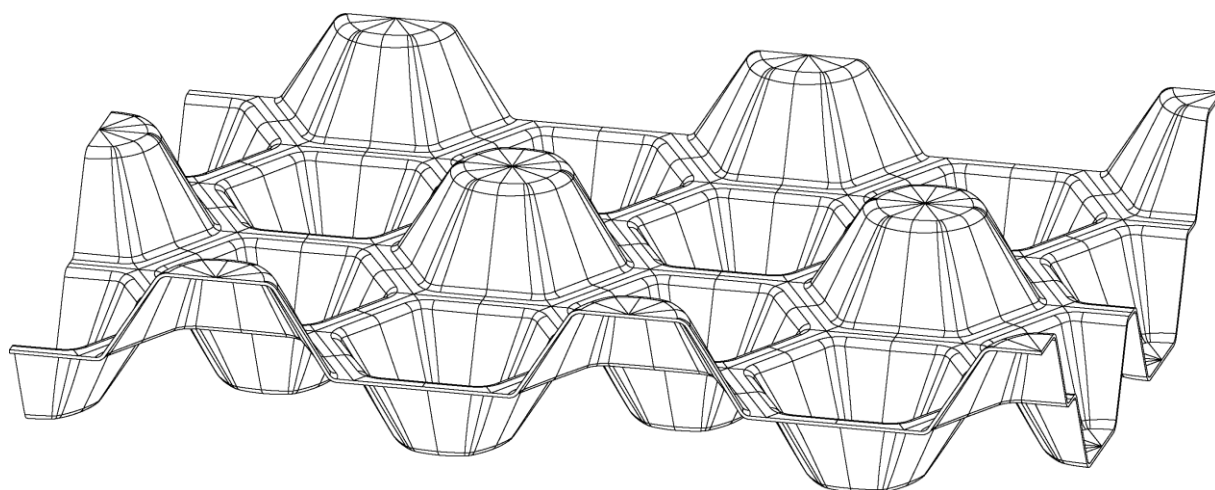


Рисунок 118. Однослойный дискретный наполнитель, состоящий из гексагональных изолированных ячеек дискретного наполнителя попеременно ориентированных в противоположные стороны в основании вершин, которых лежит окружность