

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Ивановский государственный политехнический университет»

*На правах рукописи*



**КОРНИЛОВИЧ АНАСТАСИЯ ВИКТОРОВНА**

**РАЗРАБОТКА ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
КОСТЮМОВ ДЛЯ ПАРАШЮТНЫХ ВИДОВ СПОРТА**

Специальность 05.19.04 – Технология швейных изделий

**ДИССЕРТАЦИЯ**

**на соискание ученой степени кандидата технических наук**

**Научный руководитель –**  
доктор технических наук,  
профессор В.Е. Кузьмичев

## ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>ВВЕДЕНИЕ.....</b>	<b>6</b>
<b>ГЛАВА 1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОДЕЖДЫ ДЛЯ ПАРАШЮТНОГО СПОРТА.....</b>	<b>13</b>
1.1. Ассортимент одежды для парашютного спорта.....	13
1.2. Выбор и обоснование объектов исследования.....	19
1.2.1. Этапы развития конструкции костюма <i>вингсьют</i> .....	21
1.2.2. Конструктивная характеристика костюма <i>вингсьют</i> .....	23
1.2.3. Принцип полета в костюме <i>вингсьют</i> .....	27
1.3. Современные методы проектирования костюма <i>вингсьют</i> .....	32
1.4. Методы и средства исследования аэродинамических объектов.....	36
1.4.1. Обзор по теории оболочек .....	36
1.4.2. Обзор <i>CAD</i> и <i>CAE</i> -систем и их функциональных возможностей для целей проектирования одежды.....	39
1.4.3. Способы и технические средства для изучения аэродинамических свойств объектов.....	43
1.5. Цель и задачи исследования.....	47
Выводы по главе 1.....	48
<b>ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСТЮМА.....</b>	<b>50</b>
2.1. Формирование антропометрической базы данных.....	50
2.1.1. Основная эргономическая поза и ее показатели.....	51
2.1.2. Номенклатура антропометрических точек.....	54
2.1.3. Номенклатура размерных признаков.....	57
2.1.4. Кинематическая антропометрическая схема.....	59
2.1.5. Использование кинематической антропометрической схемы для проверки чертежей.....	64
2.1.6. Использование кинематической антропометрической схемы для	

проектирования крыльев.....	69
2.1.7. Структура антропометрической базы данных.....	73
2.2. Разработка конфекционной базы данных .....	74
2.2.1. Объекты исследования.....	74
2.2.2. Измерение одноцикловых характеристик растяжения тканей.....	76
2.2.3. Обоснование методики конфекционирования тканей.....	81
2.2.4. Алгоритм методики конфекционирования тканей.....	83
2.3. Эксплуатационная база данных.....	84
Выводы по главе 2 .....	85
<b>ГЛАВА 3. ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УЗЛОВ</b>	
<b>КОСТЮМА.....</b>	<b>87</b>
3.1. Вывод уравнений механики напряженного состояния оболочки сегмента крыла.....	88
3.2. Вывод дифференциального уравнения, моделирующего линию контура сегмента крыла.....	96
3.3. Разработка математической модели линии контура сегмента крыла.....	99
3.4. Разработка алгоритма для численного определения линии контура сегмента крыла.....	102
3.5. Экспериментальная проверка теоретической линии контура сегмента крыла.....	105
3.6. Аппроксимация линии контура сегмента крыла параболой.....	108
3.7. Разработка метода расчета длины контура сегмента крыла вингсьюта ....	113
3.8. Моделирование распределения натяжения ткани в сегменте крыла.....	115
3.9. Теоретическое обоснование количества сегментов крыла.....	119
3.10. Расчет площади поперечного сечения сегментов крыла.....	124
Выводы по главе 3.....	127
<b>ГЛАВА 4. ЧИСЛЕННЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ</b>	
<b>ИССЛЕДОВАНИЯ УЗЛОВ КОСТЮМА .....</b>	<b>128</b>
4.1. Исходные данные для численного моделирования .....	128

4.2. Численное моделирование процесса внешнего обтекания крыльев воздушным потоком.....	130
4.3. Экспериментальные исследования поведения крыла костюма в воздушной среде.....	134
4.4. Анализ результатов численных и экспериментальных исследований.....	138
Выводы по главе 4.....	139
<b>ГЛАВА 5. РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСТЮМОВ ДЛЯ ПАРАШЮТНЫХ ВИДОВ СПОРТА.....</b>	<b>140</b>
5.1. Технология проектирования костюмов для парашютных видов спорта....	141
5.1.1. Исходные данные.....	141
5.1.2. Алгоритм моделирования куртки.....	142
5.1.3. Алгоритм конструирования крыльев куртки.....	145
5.1.4. Алгоритм моделирования брюк.....	147
5.1.5. Алгоритм конструирования крыла брюк.....	149
5.1.6. Автоматизированное построение чертежей конструкций куртки и брюк <i>КПВС</i> .....	152
5.2. Конструктивное устройство основных узлов <i>КПВС</i> .....	153
5.3. Апробация костюма.....	156
Выводы по главе 5.....	160
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....</b>	<b>161</b>
<b>СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....</b>	<b>163</b>
<b>СПИСОК ИЛЛЮСТРАТИВНОГО МАТЕРИАЛА.....</b>	<b>168</b>
<b>СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.....</b>	<b>171</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЯ.....</b>	<b>195</b>
<b>Приложение 1.</b> Фрагмент результатов исследований образцов материалов на измерительном комплексе Kawabata (Япония)	194
<b>Приложение 2.</b> Алгоритм построения трехмерной модели крыла и аэродинамической установки в программной среде SolidWorks.....	197
<b>Приложение 3.</b> Художественно-конструктивное описание костюма для	

парашютных видов спорта .....	205
<b>Приложение 4.</b> Патент РФ на изобретение .....	208
<b>Приложение 5.</b> Патент РФ на полезную модель.....	209
<b>Приложение 6.</b> Свидетельства об официальной регистрации программ для ЭВМ.....	210
<b>Приложение 7.</b> Диплом 41-й Международной выставки изобретений «INVENTIONS GENEVA».....	212
<b>Приложение 8.</b> Диплом Московского Международного салона образования.....	213
<b>Приложение 9.</b> Дипломы X и XI Международного промышленно- экономического форума «Золотое кольцо».....	214
<b>Приложение 10.</b> Акт апробации.....	216
<b>Приложение 11.</b> Акт промышленного внедрения .....	217
<b>Приложение 12.</b> Акт внедрения в учебный процесс.....	218
<b>Приложение 13.</b> Акт внедрения в научный процесс.....	220

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность темы.** Экстремальные виды спорта, к которым относят парашютные, привлекают большое число людей. Безопасность и качество полета спортсмена зависят от комплекса показателей свойств специальных костюмов, таких, как надежность, эргономичность и аэродинамичность. Эти костюмы проектируют с учетом влияния, с одной стороны, внешних экстремальных факторов воздушной среды, а с другой – комплекса факторов, относящихся к физическому и психологическому состоянию спортсмена.

Российские спортсмены-парашютисты приобретают специальные костюмы зарубежных производителей, функциональные характеристики которых не всегда удовлетворяют запросам потребителей, а рыночная цена монопольно завышена. Поэтому разработка и производство новых конкурентоспособных видов одежды для парашютного спорта является важным направлением для отечественной швейной отрасли.

**Степень научной разработанности избранной темы.** Существенный вклад в теоретическое обоснование методов проектирования специальной одежды разного назначения внесли российские ученые П.П. Кокеткин (ОАО «ЦНИИШП»), В.Е. Романов, Е.Я. Сурженко (СПбГУПТД), Л.А. Бекмурзаев, И.Ю. Бринк, И.В. Черунова (ДГТУ) и др. В их научных трудах разработаны методологические основы проектирования специальной одежды, методы и средства ее оценки. Проблемы обеспечения аэродинамических свойств одежды для парашютного спорта рассмотрены в работах зарубежных исследователей P. de Gayardon (Франция), R. Pecnik (Хорватия), K. Nyberg (Швеция), R. D'Andrea (Швейцария), S. Brasfield (США). Костюм *вингсьют* [от англ. wing – крыло, suit – костюм] – наиболее сложный и наименее изученный вид специальной спортивной одежды. Конструктивной особенностью костюма является наличие трех двухслойных крыльев, снабженных воздухозаборниками в виде специальных отверстий для наполнения полостей крыльев костюма воздухом с образованием давления для создания подъемной силы и обеспечения фазы

свободного парения спортсмена.

Костюмы *вингсьют* не являлись объектами исследования, для них не созданы научные основы проектирования и не сформированы принципы обеспечения показателей функциональных свойств. Нет научно обоснованных конструкций таких костюмов, и крыльев в частности, которые в совокупности обеспечивают качество полета спортсмена. Влияние конструктивного устройства костюма на показатели его аэродинамических свойств до сих пор не формализовано. Для прогнозирования функциональных возможностей *вингсьюта* при эксплуатации требуется создание математических моделей.

В связи с этим разработка процесса проектирования костюмов для парашютных видов спорта является актуальной научной проблемой.

Работа выполнена в 2007-2016 гг. в рамках научного направления кафедры «Конструирование швейных изделий» по разработке и совершенствованию методов проектирования одежды различного назначения на основе использования автоматизированных технологий, современных методов математического моделирования и оригинальных подходов к оценке конструктивного решения. Часть исследований проведена в Университете Верхнего Эльзаса (Мюлуз, Франция).

Диссертационная работа соответствует п. 4 «Разработка рациональной конструкции и прогрессивной технологии изготовления швейных изделий различного назначения (бытовой, специальной, спортивной и др.), а также одежды нового ассортимента, обеспечивающих снижение затрат на производство и повышение качества продукции» и п. 5 «Совершенствование методов оценки качества и проектирование одежды с заданными потребительскими и технико-экономическими показателями» паспорта научной специальности 05.19.04 – *Технология швейных изделий* (технические науки).

**Цель диссертационной работы** состояла в разработке операций процесса проектирования конструкций одежды для парашютных видов спорта с улучшенными эксплуатационными показателями.

Для достижения поставленной цели решены следующие **научные задачи**:

- разработано информационно-методическое обеспечение процесса проектирования костюмов для парашютных видов спорта;
- разработана теоретическая модель натяжения текстильной швейной оболочки важнейшего узла костюма – крыла;
- разработаны математические модели для расчета геометрических параметров крыльев костюма, зафиксированных между рукавами и станом и половинами брюк;
- разработана методика конфекционирования материалов для костюма с учетом его деформируемого состояния под действием воздушной среды;
- разработана методика проверки антроподинамического соответствия чертежей конструкций стана куртки с помощью кинематической антропометрической схемы.

Для практической реализации решены следующие **технологические и технические задачи**:

- разработана программа для численного решения дифференциальных уравнений, описывающих линию контура крыла, расчета натяжения тканевой оболочки под действием воздушного потока и геометрических параметров крыла в пакете *MathCad*;
- разработана методика построения чертежей конструкций костюмов для парашютных видов спорта (*КПВС*) с возможностью реализации в САПР «Грация».

**Объекты исследования** – процесс проектирования *КПВС*, костюмы с тремя двухслойными объемными крыльями (*вингсьют*), крылья костюмов в статическом и динамическом состояниях, фигуры спортсменов, пакеты текстильных материалов.

**Предмет исследования** – динамическая система «спортсмен – костюм для парашютных видов спорта – воздушная среда».

**Методология и методы диссертационного исследования.** Для решения поставленных задач применены методы математического моделирования и экспериментальных исследований. В теоретических исследованиях использованы



методы системного анализа, механики ткани и аэродинамики, структурного анализа, дифференциального и интегрального исчислений, теории обыкновенных дифференциальных уравнений, векторного анализа, аналитической геометрии, прикладной математики. Антропометрические исследования мужских фигур выполнены с применением контактных и бесконтактных методов измерений. Исследования тканей выполнены на приборе KES - F1 для измерения растяжения и сдвига текстильных материалов автоматического комплекса Kawabata (Япония). Аэродинамические испытания крыльев костюма проведены на специальной установке.

В работе использованы программные системы *CAD SolidWorks*, *CAE SolidWorks FloWorks*, САПР «Грация»; универсальные графические редакторы *Adobe Photo Shop SC 5* и *Corel DRAW X6*; прикладные программы *MathCad*, *MS Office Excel* и *SPSS 12,0*.

**Научная новизна** заключается в разработке методики поузлового проектирования контуров костюма для парашютных видов спорта, приобретающих объемно-пространственную форму под действием деформирующих факторов и улучшающих качество свободного полета спортсмена.

**Теоретическая и практическая значимость работы.** Теоретическая значимость заключается в разработке принципов проектирования *КПВС*.

Практическая значимость состоит в разработке технологии проектирования и конструктивного устройства костюма *вингсьют* с тремя двухслойными крыльями. Методика проектирования *КПВС* включена в состав информационного и методического обеспечения ООО «Исток - Пром» (г. Иваново). Разработан опытный образец *КПВС* с улучшенными эксплуатационными показателями, испытания которого прошли с положительным результатом в аэроклубе НП «Звезда» (г. Шилово Рязанской области).

**Техническая новизна результатов** защищена двумя патентами РФ на изобретение № 2395221 «Универсальный шаблон для диагностики и построения проймы и оката втачного рукава» от 27.07.2010 и полезную модель № 110609 «Костюм для парашютных видов спорта» от 27.11.11.

*Авторские права на разработанное программное обеспечение* защищены двумя свидетельствами на программы для ЭВМ № 2010615754 «Программа построения чертежа конструкции комбинезона для парашютного спорта "вингсьют"» и № 2011617381 «Программа построения чертежа модельной конструкции куртки и брюк костюма для парашютных видов спорта».

Результаты работы используются в научных и экспериментальных исследованиях в области проектирования спортивной одежды и в учебном процессе кафедры «Конструирование швейных изделий» Текстильного института ФГБОУ ВО «Ивановский государственный политехнический университет» при подготовке бакалавров и магистров по направлениям 29.03.05 и 29.04.05 *Конструирование изделий легкой промышленности.*

**Наиболее существенные результаты, выносимые на защиту:**

- конструктивное устройство костюмов *вингсьют* для парашютных видов спорта;
- методика расчета динамических приращений фигуры спортсмена в основной эргономической позе;
- методика конфекционирования материалов;
- теоретическая модель напряженного состояния крыла костюма в виде системы дифференциальных уравнений, связывающих его геометрические параметры с натяжением тканевой оболочки;
- методика пространственного моделирования крыльев костюма как текстильных оболочек, деформируемых воздушным потоком и конечностями фигуры человека, включающая определение контуров, геометрических параметров, минимального количества сегментов и величины натяжения.

***Степень достоверности и апробация результатов работы.*** Достоверность проведенных исследований и обоснованность результатов подтверждена данными численного и натурного экспериментов, современными методами сбора и обработки исходных данных, методами математического анализа, результатами промышленной апробации и апробации в реальных условиях эксплуатации, внедрений положений диссертации в учебный и научный процесс. Математические

модели исследуемых объектов разработаны на основе фундаментальных законов механики и аэродинамики. Результаты измерений обработаны методами математической статистики с доверительной вероятностью 95 %.

Основные положения и результаты диссертационной работы были доложены и получили положительную оценку:

- на международных научно-технических конференциях «Современные наукоемкие технологии и перспективные материалы текстильной и легкой промышленности» («Прогресс»), **Иваново**, ИГТА, 2008, 2010, 2012, 2013; «Новое в технике и технологии текстильной и легкой промышленности», **Республика Беларусь, Витебск**, УО ВГТУ, 2009, 2011, 2014; «Информационная среда вуза», **Иваново**, ИВГПУ, 2013, 2014, 2016; «Дизайн, технологии и инновации в текстильной и легкой промышленности» («Инновации – 2016»), **Москва**, МГУДТ, 2016;

- международных научно-практических конференциях «Нано-, био-, информационные технологии в текстильной промышленности» («Текстильная химия»), **Иваново**, 2011; «Текстиль, одежда, обувь, средства индивидуальной защиты в XXI веке», **Шахты**, ФГБОУ ВПО «ЮРГУЭС», 2012; **Шахты**, ДГТУ, 2014; «Современные инструментальные системы, информационные технологии и инновации», **Курск**, 2014; «Междисциплинарные исследования в области математического моделирования и информатики», **Ульяновск**, 2014;

- межрегиональной научно-практической конференции «Текстиль и мода-2007», **Воронеж**, 2007;

- межвузовских научно-технических конференциях «Молодые ученые – развитию текстильной и легкой промышленности» («ПОИСК»), **Иваново**, ИГТА, 2008, 2009, 2011;

- на *заседаниях* кафедры конструирования швейных изделий в 2007-2016 гг.;

- на *выставках* научно-технических достижений, разработок и инноваций «Всероссийский фестиваль науки», **Москва**, ЦВК «Экспоцентр», 2012, 2013; инновационных изделий в рамках XX Международного «Текстильного салона –

2012», **Иваново**; «Перспективные инновационные материалы и изделия» в рамках X Международного промышленно-экономического форума «Золотое кольцо», **Плес**, 2015; III Национальной выставке-форуме «Вузпромэкспо – 2015», **Москва**; «Инновационный потенциал Ивановской области» в рамках XI Международного промышленно-экономического форума «Золотое кольцо», **Плес**, 2016.

Работа удостоена ряда наград: диплома и **серебряной медали** 41-й Международной выставки изобретений «INVENTIONS GENEVA», **Женева, Швейцария**, 2013; диплома и **золотой медали** Московского Международного салона образования, **Москва**, 2014.

**Публикации.** Результаты диссертации опубликованы в 28 работах, общий объем которых составляет 9,16 п.л. (личного вклада 6,36 п.л.), в том числе в 4 статьях в журналах, рекомендованных ВАК для опубликования основных научных результатов кандидатских диссертаций, 1 патенте на изобретение, 1 патенте на полезную модель, 2 программах для ЭВМ, 20 публикациях в материалах и тезисах научно-технических конференций различного уровня.

**Структура и объем работы.** Диссертационная работа содержит 220 страниц и состоит из введения, пяти глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка иллюстративного материала (74 рисунка, 34 таблицы), списка используемой литературы из 204 наименований, в том числе 45 иностранных, и 13 приложений.

## **ГЛАВА 1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОДЕЖДЫ ДЛЯ ПАРАШЮТНОГО СПОРТА**

В настоящее время одним из основных приоритетов государственной политики является поддержка и развитие спорта. Создание надежной в эксплуатации одежды, учитывающей характер и специфику среды спортивной деятельности, интенсивность энергозатрат спортсмена при выполнении им приоритетных и специфических движений, является актуальной задачей в условиях возрастающей популярности экстремальных видов спорта, к которым относят и парашютные. Костюмы для парашютных видов спорта (*КПВС*) должны обладать определенными показателями эстетических, эргономических и аэродинамических свойств, необходимыми для обеспечения безопасности и качества полета спортсмена. В условиях необходимости импортозамещения разработка конкурентоспособных, надежных и безопасных в эксплуатации *КПВС* является важной задачей для отечественных швейных предприятий. Анализ современного состояния научной проблемы в области проектирования одежды для парашютного спорта позволит определить объективный подход к ее решению.

Результаты этой главы опубликованы в шести работах [1-6].

### **1.1. Ассортимент одежды для парашютного спорта**

Согласно существующей классификации [7] одежду для парашютного спорта можно отнести к категории одежды для активного отдыха и занятий спортом.

**Парашютный спорт (ПС)** – вид авиационного спорта, основу которого составляет взаимодействие спортсмена с летающими техническими устройствами различной сложности или прикладные навыки, демонстрируемые спортсменами в воздушной среде [8]. Этот вид спорта по отечественной классификации является прикладным и техническим и входит в Международную авиационную

федерацию (FAI) [9]. *ПС* является спортивной дисциплиной, в которой человек, экипированный парашютом, отделяется от летательного аппарата (самолета, аэростата и т.п.) и выполняет ряд движений (комплекс акробатических фигур) в воздухе или планирует под куполом парашюта с последующим приземлением. В фазе свободного парения парашютист находится от 60 до 150 с при прыжке с высоты 4000 м, при этом его скорость составляет в среднем около 50-60 м/с или 180-200 км/ч, что позволяет спортсмену свободно передвигаться в воздушном потоке, используя для управления полетом верхние и нижние конечности своего тела [10]. *ПС* относят к экстремальным видам спорта из-за высоких физических нагрузок в сочетании с рядом неблагоприятных внешних и внутренних факторов, воздействующих на организм спортсмена, поэтому использование качественного снаряжения, перечень которого представлен в таблице 1.1 [10,11], является гарантом его надежного и безопасного полета и приземления [11].

Таблица 1.1 – Перечень обязательного снаряжения спортсмена-парашютиста

Наименование	Назначение
1. Одежда	Специальный костюм или комбинезон, обладающий повышенными аэродинамическими свойствами и эксплуатационными характеристиками, защищающий от ветра и низких температур, обеспечивающий безопасность спортсмену во время фазы парения
2. Обувь	Специальные ботинки (кроссовки), фиксирующие голеностопный сустав за счет шнуровки с целью предохранения от вывихов и растяжений
3. Шлем	Для обеспечения общей безопасности и защиты глаз
4. Купол и система	Рюкзак, в котором сложены парашют и специальные крепления, не позволяющие парашютисту выпасть из системы во время раскрытия купола
5. Запасной парашют	Для обеспечения общей безопасности и эксплуатации в случае отказа работы основного парашюта
6. Высотомер	Прибор для контроля высоты полета спортсмена
7. Звуковой сигнализатор высоты	Прибор для предупреждения парашютиста о приближении к заданным высотам

Согласно данным Федерации *ПС* России [12] и Межрегиональной общественной организации «Федерация экстремальных и технических видов

спорта» [13] в настоящее время существует более 15 видов *ПВС* (Рисунок 1.1), отличающихся друг от друга:

- количеством спортсменов, совместно выполняющих движения;
- видом дополнительного инвентаря;
- конечным результатом спортивного соревнования, зависящим от выполнения всего перечня упражнений с определенными положениями тела парашютиста в воздушной среде.

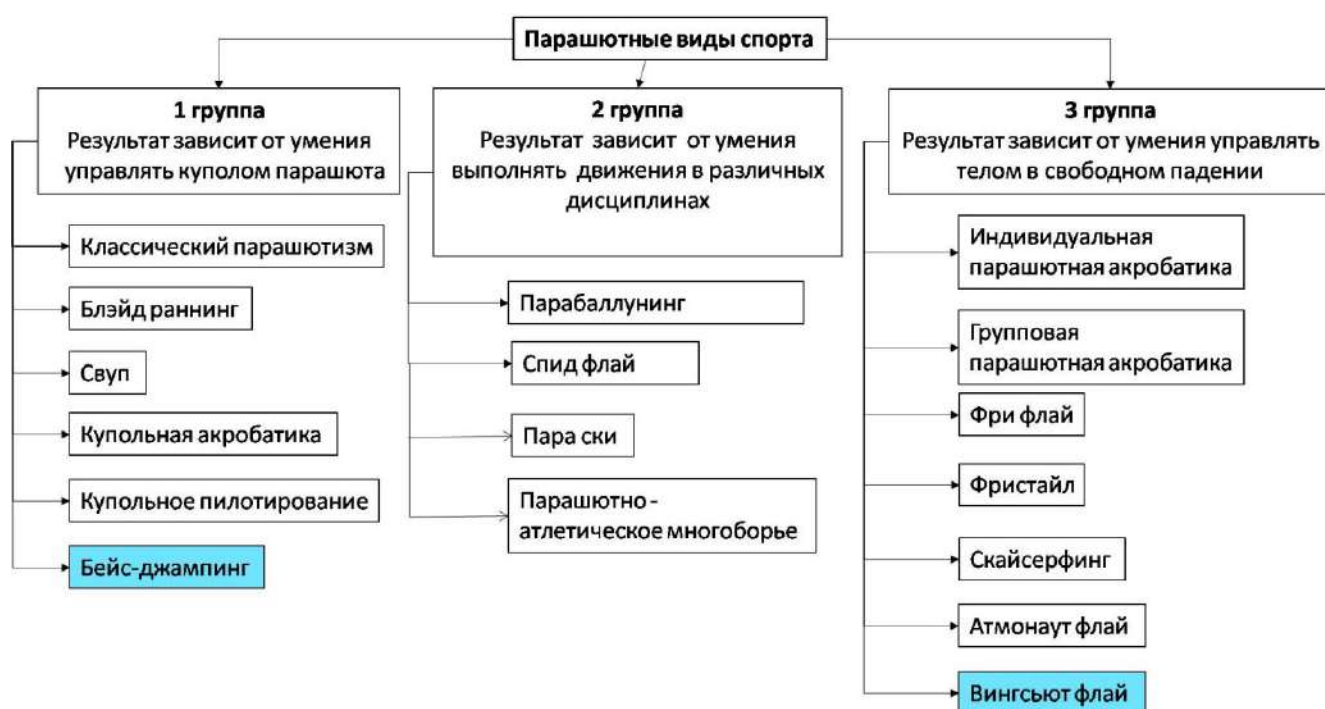


Рисунок 1.1. – Классификация парашютных видов спорта (*ПВС*)

На основе анализа литературных источников и интернет - ресурсов [10,11,14-17] выявлены основные виды одежды для *ПВС* – комбинезон, куртка и брюки. Модели-аналоги ведущих зарубежных фирм - производителей представлены на рисунке 1.2.

В зависимости от назначения, условий эксплуатации и характера приоритетных спортивных движений *КПВС* имеют различную объемно-силуэтную форму (*ОСФ*) и конструктивное устройство (*КУ*) (таблица 1.2).



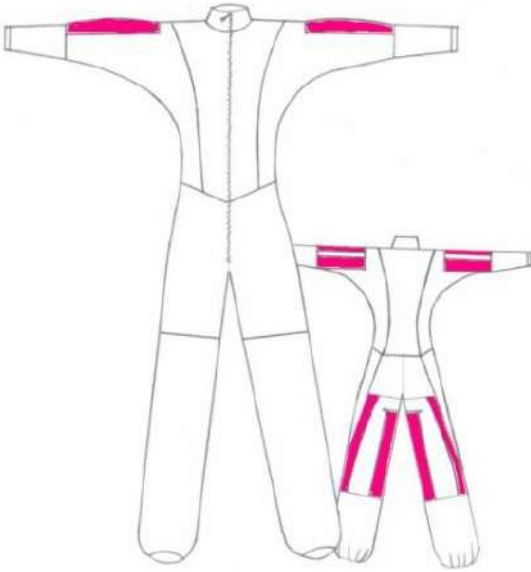
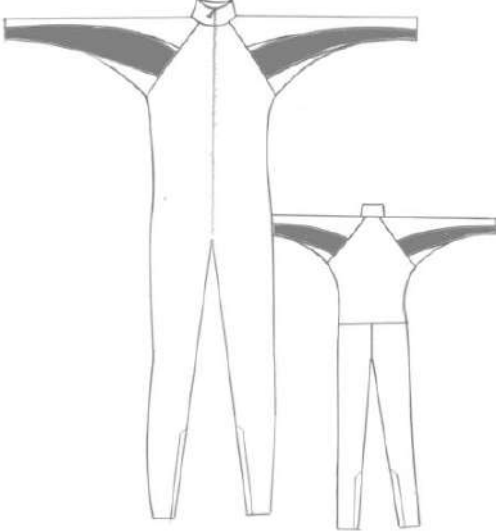
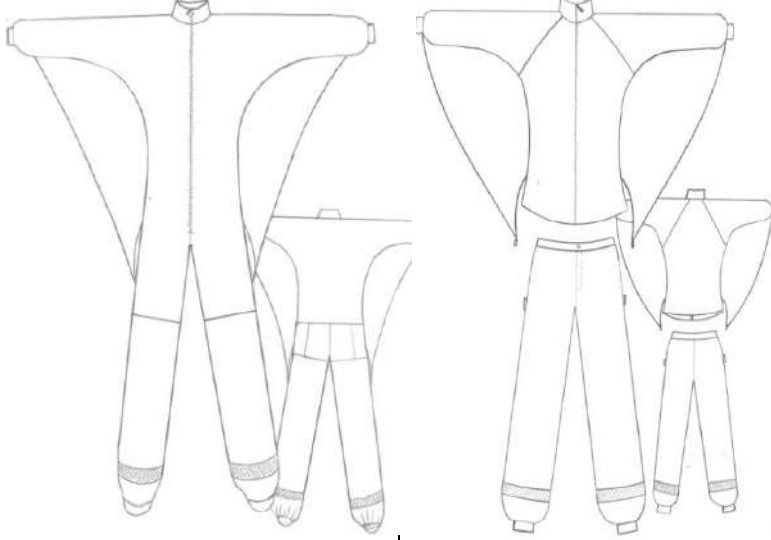
Рисунок 1.2 – Модельный ряд *К1ПВС* зарубежных фирм-производителей: *a, б, в, з* – «Tony suit» (США), *д* – «BirdMan» (Финляндия) [10,11,14-17]

Таблица 1.2 – Основные виды одежды для *ПВС*

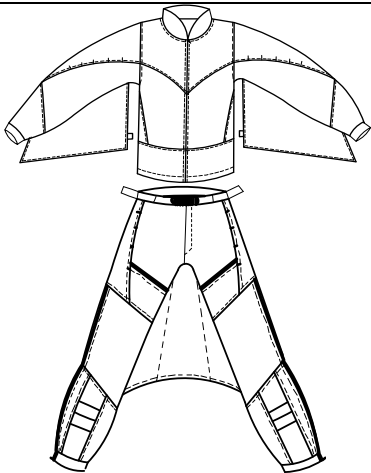
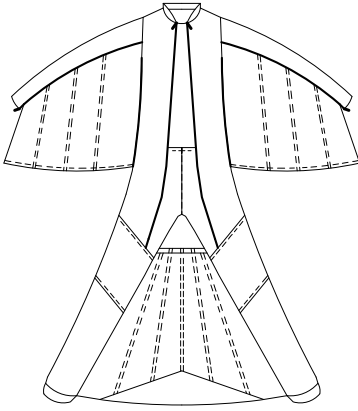
Вид одежды, дисциплина	Особенности <i>КУ</i> и <i>ОСФ</i> в динамике	Внешний вид модели	
		3	4
1. Базовый костюм или комбинезон	Покрой рукава-реглан или втачной. Объемная форма для обеспечения свободы движения и придания телу спортсмена дополнительной стабильности при больших скоростях.		
Дисциплины 1 и 2 группы; фрифлай			
2. Комбинезон комбинированного типа	Покрой рукава – цельнокроеный, реглан. Нижняя часть комбинезона плотно прилегает к телу для уменьшения сопротивления воздушному потоку, рукава широкие для стабильного балансирования.		
Фристайл			



Продолжение таблицы 1.2

1	2	3	4
<p>3. Аэродинамичный костюм или комбинезон с захватами</p> <p>Групповая и индивидуальная парашютная акробатика</p>	<p>Покрой рукава – цельнокроеный, реглан. Малообъемная форма, плотное прилегание к телу. Наличие захватов на рукавах и задних частях брюк.</p>		
<p>4. Костюм или комбинезон аэродинамичный с крыльями</p> <p>Скайсерфинг, атмонаут флай</p>	<p>Покрой рукава – реглан. Малообъемная форма, плотное прилегание. Наличие крыльев на рукавах для лучшей стабилизации во время полета.</p>		
<p>5. Комбинезон или костюм для видеооператора</p> <p>Виды ПС, где требуется видеосъемка</p>	<p>Покрой рукава – цельнокроеный, реглан. Объемная форма стана, рукавов, брюк. Наличие специальных крыльев в области нижнего шва рукава и бокового контура стана для регулирования скорости полета</p>		

Окончание таблицы 1.2

1	2	3	4
6. Вингсьют (костюм-крыло)	Покрой рукава – втачной. Средний объем стана, брюк.		
Вингсьют - флай, бейс-джампинг	Наличие трех двухслойных крыльев: двух - в области рукава и бокового контура стана, третьего – между правой и левой половинами брюк.		

Наряду с универсальными костюмами и комбинезонами, которые могут быть использованы одновременно для нескольких ПВС, особо выделяется **вингсьют** (*wingsuit*), что в переводе с английского языка обозначает «костюм-крыло». **Вингсьют флай** – одна из сложнейших дисциплин ПС. После отделения от самолета парашютист разводит верхние и нижние конечности и планирует за счет использования специального костюма с крыльями, который *помогает продлить фазу свободного парения за счет уменьшения угла падения относительно горизонта* [18,19]. Синтезируя различные определения [12,20-25], **вингсьют** можно охарактеризовать как костюм с дополнительными деталями – тремя двухслойными крыльями, снабженными воздухозаборниками в виде специальных отверстий для наполнения полостей крыльев (сегментов) воздухом с образованием давления, необходимого для создания подъемной силы. Высокое давление формирует недостающую жесткость, благодаря которой крылья легко удерживаются руками, и спортсмен может управлять своим телом во время полета.

Описание КУ костюмов **вингсьют** в научно-методической литературе отсутствует. На сайтах ресурсов Интернет даны характеристики костюмов, предлагаемых потребителям [10,11,14-16,18-25]. В таблице 1.3 сформулированы термины, характеризующие особенности КУ **вингсьюта**, в соответствии с

общепринятой терминологией швейной отрасли [26].

Таблица 1.3 – Термины, характеризующие особенности *КУ вингсьюта*

№	Наименование	Описание
1	2	3
1	Крыло	Деталь или узел костюма для увеличения его площади с целью обеспечения фазы парения
2	Боковой профиль	Деталь костюма для соединения верхней и нижней деталей крыла и присоединения крыла к пройме
3	Нервяюра	Деталь костюма для соединения верхней и нижней деталей крыла и разделения его на сегменты
4	Сегмент	Участок крыла, ограниченный с двух сторон нервяюрами, наполняемый воздухом во время фазы свободного парения спортсмена
5	Воздухозаборник	Специальное отверстие для наполнения полостей крыльев костюма воздухом с образованием давления, необходимого для создания подъемной силы и обеспечения фазы свободного парения спортсмена
6	Захватный элемент	Деталь костюма для удержания спортсменом верхнего крыла в фазе парения
7	Релизы	Специальные парашютные тросики в силиконовой оплетке, продеваемые в петли из строппена, с помощью которых детали верхнего крыла присоединяются к стану швейного изделия
8	Бутис	Деталь костюма, притачиваемая к срезу низа брюк, для четкой фиксации нижних конечностей спортсмена в обуви и обеспечения натяжения брюк по передней поверхности

Все модели *вингсьюта* оснащаются парашютным снаряжением и специальным механизмом быстрого отсоединения крыльев для переключения на рулевое управление парашютом с целью контроля за траекторией спуска для безопасного приземления [12,13].

## 1.2. Выбор и обоснование объектов исследования

На сегодняшний день существует три основных вида *вингсьютов* [27], рассмотренных на примере модельного ряда фирмы Phoenix-Fly (Хорватия) [23]:

- 1) малые или classic – для начинающих спортсменов (Рисунок 1.3, а);
- 2) средние или GTI – для спортсменов со средним уровнем подготовки (Рисунок 1.3, б);
- 3) большие или skyflyer – для опытных спортсменов (Рисунок 1.3, в).



а

б

в

Рисунок 1.3 - Основные виды *вингсьютов* фирмы Phoenix-Fly (Хорватия):  
а - classic; б - GTI; в - skyflyer [23]

В качестве объекта исследования выбран костюм *вингсьют* с тремя двухслойными объемными крыльями для начинающих спортсменов-вингсьютеров (Рисунок 1.3,а), крылья костюма в статическом и динамическом состоянии.

Ведущие зарубежные производители *вингсьютов* «TonySuit» (США) [14], «Phoenix-fly» (Хорватия) [23], «Bird-man» (Финляндия) [15], «Squirrel» [29] и др. представляют на своих сайтах [14,15, 23,28-30] различные варианты *ОСФ* костюмов с крыльями, при этом рекомендации по проектированию и оценке параметрических характеристик изделий отсутствуют.

В силу специфики *вингсьюта* крыло является универсальным структурно-функциональным элементом костюма. Изменяя конфигурацию его нижних контурных линий, линий притачивания к различным участкам рукава и брюк, площадь, количество нервюр и способ их крепления в сочетании с величинами основных конструктивных прибавок (*КП*) конструкции куртки и брюк, можно существенно корректировать объемно-пространственную форму (*ОПФ*) крыла, которая будет влиять на аэродинамические характеристики костюма в целом.

Для обеспечения большей свободы подъема верхних конечностей спортсмена применяют различные способы, исходя из назначения и формы костюма: варьируют ширину стана по линии груди и глубину проймы за счет прибавок к полуобхвату груди третьему ( $P_{C23}$ ) и на свободу проймы по глубине ( $P_{cnp}$ ), расширяют рукав, увеличивая прибавку к обхвату плеча ( $P_{On}$ ),

изменяют угол наклона плечевой линии спинки и полочки ( $\beta_k$ ) чертежа конструкции (ЧК) стана, вводят дополнительную деталь стана – боковой профиль (боковую часть крыла).

Крыло остается малоизученным с точки зрения КУ, влияющего на аэродинамические свойства костюма, поэтому, в дальнейшем этот структурно-функциональный элемент будет исследоваться более подробно.

### 1.2.1. Этапы развития конструкции костюма *вингсьют*

Начиная со времени изобретения парашюта человек стремился увеличить время свободного парения и максимально приблизить этот процесс к полету птиц. Первые попытки разработать костюмы с крыльями для увеличения горизонтального движения были предприняты еще в 1930-х годах прошлого столетия Р. Финни, К. Соном и Л. Валентином (Рисунок 1.4). Применение таких материалов для изготовления, как дерево, холст, шелк, сталь, китовая кость, приводило к тому, что крылья часто мешали спортсменам правильно отделиться от самолета или вовремя активировать парашюты [19].

В конце XX века с развитием науки такие костюмы обеспечили новое качество полета, функциональное удобство и безопасность и получили массовое распространение.



а



б



в

Рисунок 1.4 - Исторические модели-аналоги вингсьюта 1930-х годов XX века [19]

Наиболее работоспособную схему *вингсьюта* на основе техники полётов белок-летяг, балансирующих и удерживающих равновесие с помощью хвоста (Рисунок 1.5), сформулировал Патрик де Гайардон в середине 1990-х гг.. Его конструкция имела три двухслойных крыла, надуваемых набегающим потоком (система *gam-air*) [20]. Новый костюм Гайардона (Рисунок 1.6) положил начало развитию современного этапа в истории *вингсьюта*, позволяя спортсмену пролетать по горизонту значительные расстояния и дольше планировать перед тем, как раскрыть парашют [18].



Рисунок 1.5 - Бионический прототип вингсьюта – белка-летяга [20]



Рисунок 1.6 - Модель костюма Патрика де Гайардона [21]

Окончательное формирование костюма завершилось в 1998 г. изобретателями Я. Куосма (Финляндия) и Р. Печником (Хорватия), которым удалось разработать безопасную и доступную для многих парашютистов модель. Основанная ими компания “BirdMan Inc.” взяла курс на массовое продвижение вингсьютов новой конструкции и стала первым производителем, выступающим за безопасное использование костюмов путем создания стандартизированной программы обучения [22].

Современные конструкции постоянно дорабатывают для совмещения прыжков в вингсьюте с другими дисциплинами или адаптации костюма для прыжков с неподвижных объектов (бейсджимпинг). Одним из последних направлений совершенствования костюмов является использование микрореактивного двигателя с целью приземления спортсмена без парашюта. Однако оно еще не получило массового распространения и находится на стадии испытаний [22]. Несмотря на то, что современная концепция конструкции

костюма-крыла появилась еще в конце 1990-х г., *вингсьют* остается наиболее сложным и наименее изученным видом специальной спортивной одежды, поэтому исследования в данной области являются актуальными.

### 1.2.2. Конструктивная характеристика костюма *вингсьют*

Рассмотрим особенности *КУ* на примере костюма *вингсьют* «Prodigy-2» для начинающих спортсменов, состоящего из куртки и брюк, фирмы «Phoenix-fly» (Хорватия) [23] (Рисунок 1.7).

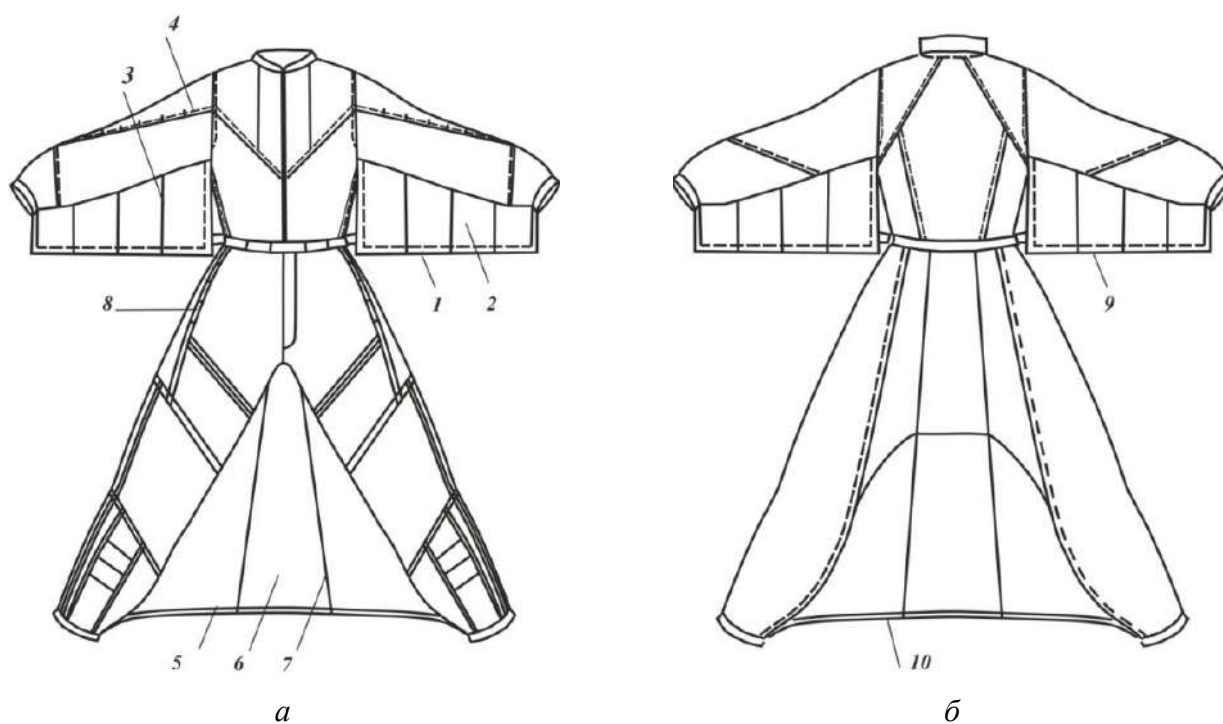
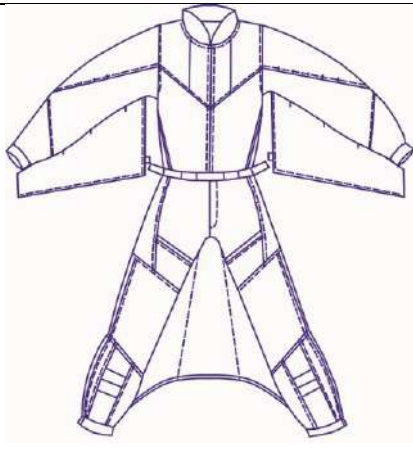
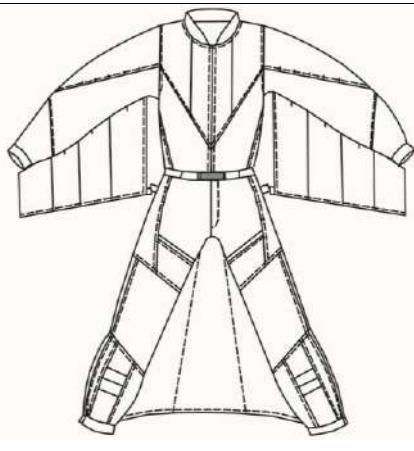
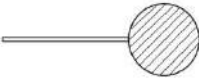



Рисунок 1.7 - Особенности *КУ* костюма *вингсьют* «Prodigy-2» фирмы Phoenix-fly (Хорватия), *а* - вид спереди, *б* - вид сзади: 1 - нижняя часть верхнего крыла; 2 - сегмент верхнего крыла; 3 – нервюра верхнего крыла; 4- воздухозаборник верхнего крыла; 5 - передняя часть нижнего крыла; 6 - сегмент нижнего крыла; 7- нервюра нижнего крыла; 8 - воздухозаборник нижнего крыла; 9 - верхняя часть верхнего крыла; 10 - задняя часть нижнего крыла



Главное отличие *вингсьюта* от других видов одежды для *ПВС* – наличие трех крыльев: двух верхних – в области рукавов; третьего, нижнего крыла – между правой и левой половинами брюк костюма в области шаговых швов. Особенности *КУ вингсьюта* представлены в таблице 1.4

Таблица 1.4 – Особенности КУ вингсьютов фирмы Phoenix-fly (Хорватия) [23]

Показатель	Модель-аналог 1	Модель-аналог 2
1	2	3
Внешний вид костюма		
Вид костюма	Classic – для начинающих спортсменов	
Модель	«Prodigy-1»	«Prodigy-2»
<b>Особенности верхних крыльев</b>		
Конструктивное устройство	узел «рукав» + узел «верхнее крыло»	узел «рукав – верхнее крыло»
Расположение крыла	втачивается между нижними срезами рукава	притачивается по передней и задней поверхности рукава
Наличие бокового профиля	нет	есть
Наличие сегментов	нет	есть
Наличие и количество нервюр	нет	четыре нервюры
Особенность крыла	двухслойное, плоское	двухслойное, объемное
Площадь верхних крыльев	0,228 м <sup>2</sup>	0,264 м <sup>2</sup>
Аэродинамический профиль		
Вид воздухозаборников	в виде щелей	в виде щелей
Расположение воздухозаборников	на передней поверхности рукавов в области обхвата плеча	на передней поверхности рукавов в области обхвата плеча
<b>Особенности нижнего крыла</b>		
Особенности КУ	узел «правая половина брюк» + узел «нижнее крыло» + узел «левая половина брюк»	узел «правая половина брюк - нижнее крыло – левая половина брюк»
Расположение крыла	втачивается между шаговыми срезами брюк	притачивается к передним и задним частям брюк в области шаговых срезов
Наличие бокового профиля	нет	нет
Наличие сегментов	нет	есть



Окончание таблицы 1.4

1	2	3
Наличие и количество нервюр	нет	три нервюры
Особенность крыла	двухслойное, плоское	двухслойное, объемное
S нижнего крыла	0,14 м <sup>2</sup>	0,17 м <sup>2</sup>
Аэродинамический профиль		
Вид воздухозаборников	в виде щелей	в виде щелей
Расположение воздухозаборников	в области верхней боковой поверхности передней части брюк	в области верхней боковой поверхности передней части брюк

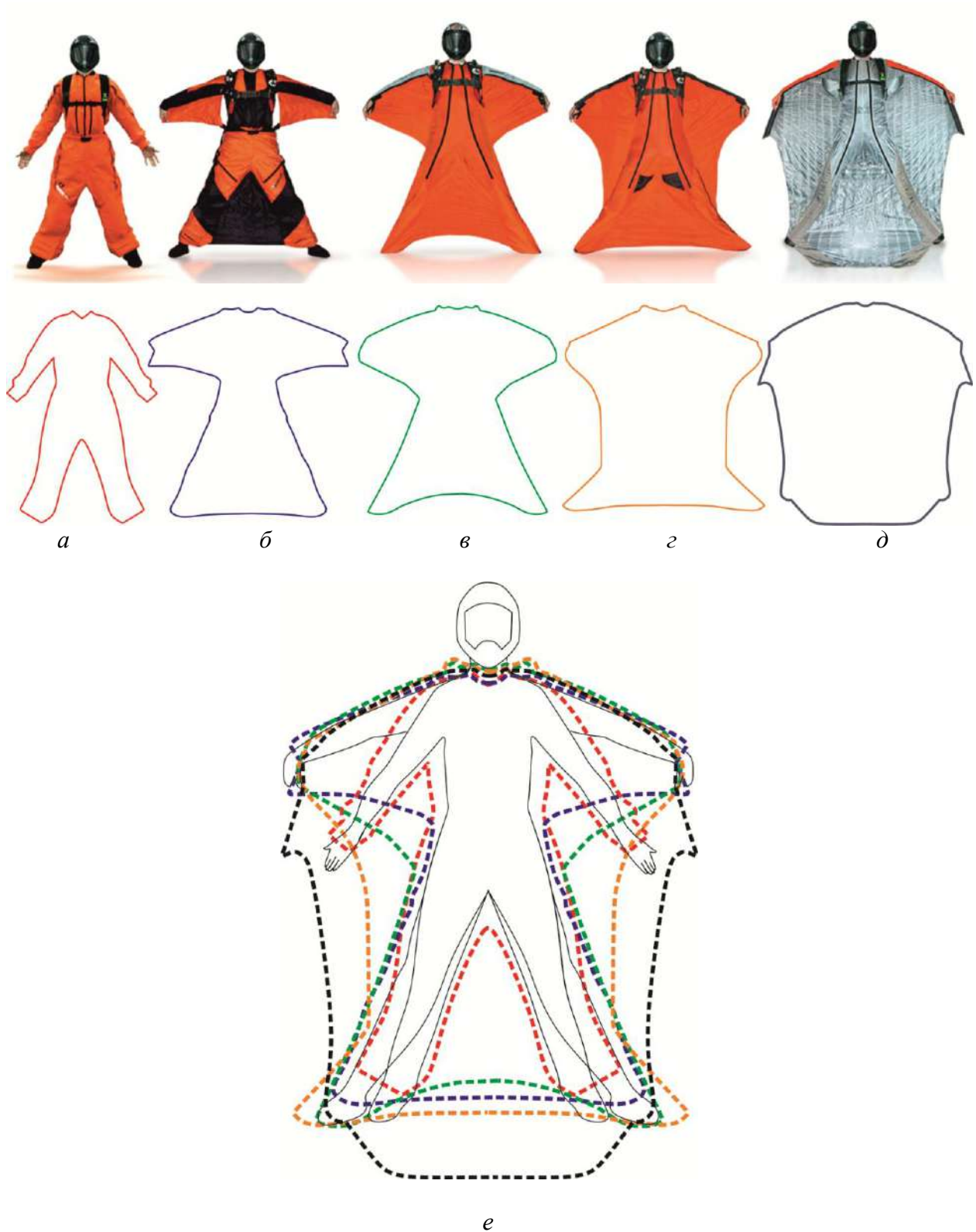
Наиболее работоспособным и безопасным при эксплуатации является двухслойное крыло с боковым профилем (боковой частью). Крылья различной формы и размеров позволяют варьировать площадь костюма и управлять его свойствами. Обоснованные конструктивные решения костюмов расширяют его функциональные возможности. Фронтальные проекции и контуры *вингсьютов* на примере моделей фирмы «Phoenix-fly» (Хорватия) представлены на рисунке 1.8.

Аэродинамическое качество крыла тем больше, чем больше подъемная сила и меньше лобовое сопротивление. Подъемная сила и лобовое сопротивление крыла зависят от его геометрических характеристик. Крыло позволяет быстро изменять главную аэродинамическую характеристику – скорость свободно падающего тела. Данную характеристику для спортсмена подбирают и корректируют в соответствии с его весом.

Скорость движения и площадь поверхности тел связаны обратно - пропорциональной зависимостью [31]:

$$V = \sqrt{\frac{2F_a}{C_x \rho S}}, \quad (1.1)$$

где  $V$  - скорость движения, м/с;  $F_a$  - сила лобового сопротивления, Н;  $C_x$  - коэффициент сопротивления, зависящий от формы тела и состояния его поверхности;  $\rho$  - плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup>;  $S$  - наибольшая площадь сечения тела, м<sup>2</sup>.



**Рисунок 1.8** - Фронтальные проекции и контуры вингсьютов: *a*- костюм для трекинга; *б* - «Prodigy-2»; *в* - «Phantom 3»; *г* - «Ghost 3»; *д* - «Viper» [23];  
*е* - совмещенные контуры: - костюм для трекинга; - «Prodigy-2»; - «Phantom 3»; - «Ghost 3»; - «Viper»

Введение структурно-функционального элемента - «крыло» в конструкцию костюма оказывает существенное влияние на скорость падения. Трансформируя геометрические параметры крыла, можно изменить скорость свободного падения тела на желаемую величину. Совершенствование костюма только за счет увеличения площади крыльев нежелательно из-за ограничения свободы верхних конечностей при открытии парашюта. Попытки добавить каркасные элементы для увеличения размеров крыла приводят к снижению эргономичности и безопасности использования костюма, а так же влекут за собой увеличение лобового сопротивления, поэтому совершенствование аэродинамических характеристик костюма возможно за счет поиска компромиссного сочетания конструктивных и технологических параметров крыла для обеспечения подъемной силы и необходимой скорости полета.

### 1.2.3. Принцип полета в костюме *вингсьют*

Принцип полета в костюме *вингсьют* аналогичен принципам полета, реализуемыми дельтапланами, планерами и парашютами типа «крыло» [11-13]. В отличие от прыжков с парашютом спортсмен в *вингсьюте* движется не вниз, а вперед. Полет в таком костюме можно разделить на несколько фаз, зависящих от задания на прыжок и его сложности. **Первая фаза** – отделение от летящего или неподвижного объекта с высоты до 4 000 м (Рисунок 1.9, а,б). **Вторая фаза** – парение спортсмена, во время которого в воздухе раскрываются три крыла костюма: два верхних и одно нижнее (Рисунок 1.9,в,г). Однако костюм-крыло не предусматривает возможности приземления без парашюта, а только увеличивает время парения до его раскрытия [26]. **Третья фаза** – подготовка к открытию парашюта и его открытие (Рисунок 1.9, д), которое происходит на достаточно низкой высоте и является очень ответственным моментом. **Четвертая фаза** – приземление спортсмена (Рисунок 1.9, е).



Рисунок 1.9 – Фазы полета: *a* - отделение от летящего объекта; *б* - отделение от неподвижного объекта [24,25], *в,г* - парение [25], *д* - раскрытие парашюта, *е* - приземление [21]

Управление костюмом с крыльями происходит за счет изменения угла падения или положения тела в воздушном потоке (Рисунок 1.10,а) [27]. Одной из основных задач вингсьютера является максимальное снижение скорости вертикального падения и продление фазы полета. Управление с помощью крыльев требует хорошей летной подготовки, поэтому необходимый минимум допуска к началу освоения *вингсьюта* – 200 прыжков с парашютом [17].

Полет спортсмена в *вингсьюте* обеспечивает аэродинамический профиль крыла, который превращает вызванное силой гравитации вертикальное падение в горизонтальное движение. На качество полета влияет соотношение между создаваемой подъемной силой и сопротивлением, варьируемое в зависимости от набранной скорости. Оптимальная скорость горизонтального планирования должна превышать вертикальную скорость падения на 30-40% и позволять преодолевать максимальное расстояние [18].

Безопасность полета спортсмена в фазе парения зависит от многих факторов: от конструкции костюма, степени подготовки спортсмена, его умения пило-

тировать, от метеоусловий во время полета. Однако, поскольку погодные условия во время полета спортсмена от него не зависят, управляемыми факторами являются КУ костюма и техническая подготовка парашютиста.

На рисунке 1.10,б показана схема воздушных потоков, обтекающих спортсмена во время фазы свободного парения. Спортсмен рассекает воздушную среду, и встречный поток воздуха разделяется на две струи: верхнюю и нижнюю, которые обтекают тело спортсмена, а после него сливаются.

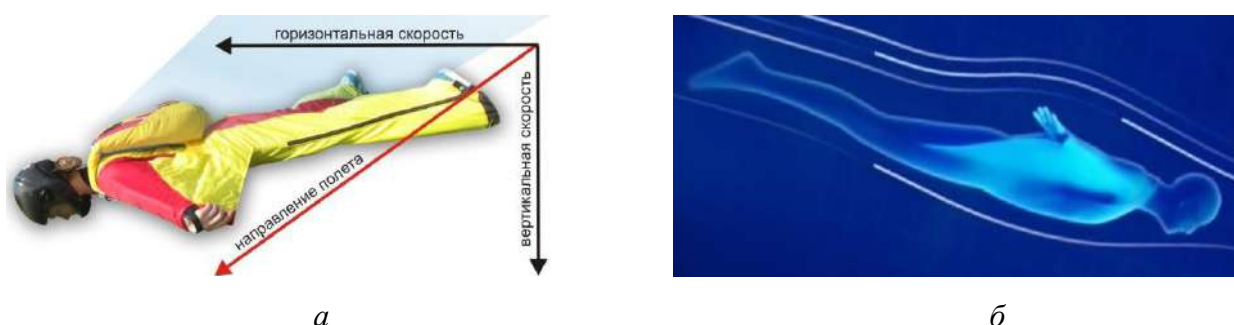


Рисунок 1.10. – Схема планирующего скольжения спортсмена в фазе свободного парения: а - положение тела в полете [27]; б - обтекание воздушными струями тела спортсмена в костюме [32]

Как следует из рисунка 1.10,б, путь прохождения частиц верхней струи воздуха над спортсменом больше пути прохождения частиц нижней струи воздуха под ним, поэтому скорость верхней воздушной струи больше скорости нижней. По закону Бернулли [31,33] в этом случае величина давления воздуха над спортсменом будет меньше давления воздуха под ним, в результате чего возникает подъемная сила, позволяющая спортсмену замедлять скорость падения и парить в воздухе.

Значительное увеличение площади тела человека за счет расправленных деталей крыльев костюма позволяет примерно в три раза уменьшить вертикальную скорость при свободном падении (в среднем до 70-80 км/ч), увеличить дальность полёта до 9-12 километров при скорости в 200-250 км/ч. Это дает возможность продлить время свободного парения с 60 до 120-300 с [3]. Крылья являются основными функциональными элементами костюма,

которые позволяют увеличивать площадь костюма и добиваться тем самым повышения резерва его аэродинамических свойств.

Крыло создает подъемную силу только тогда, когда оно движется относительно воздуха. В источнике [33] подробно изложена теория крыла, а картина его обтекания представлена на рисунке 1.11. Известно, что при обтекании воздушным потоком данной формы крыла образуется эффект подъемной силы, возникающий в результате разности между статическими давлениями воздуха под крылом и над ним.

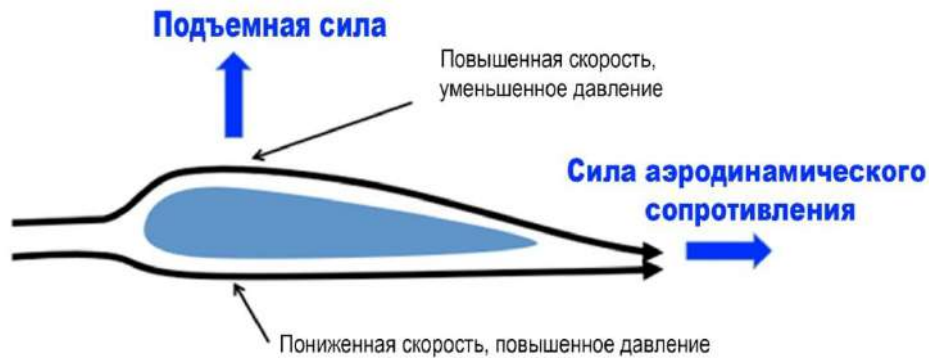


Рисунок 1.11 – Картина обтекания крыла воздушным потоком [33]

Перед крылом полное давление воздуха определяется по закону Бернулли [33,34]

$$p_{\Pi} = p_{\text{ст}} + \frac{\rho_a V_{\infty}^2}{2}; \quad (1.2)$$

где  $V_{\infty}$  – установившаяся скорость набегающего на крыло воздушного потока, м/с;

$p_{\text{ст}}$  – статическое давление, кгс/м<sup>2</sup>;

$\rho_a$  – плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup>.

Исключая в первом приближении потери на трение, можно записать, что полное давление под крылом  $p_{\Pi,Н}$ , равно полному давлению над крылом  $p_{\Pi,В}$ :

$$p_{п,н} = p_{п,в} \cdot \quad (1.3)$$

Очевидно, что

$$p_{п,н} = p_{ст,н} + \frac{\rho_a V_n^2}{2}; \quad (1.4)$$

$$p_{п,в} = p_{ст,в} + \frac{\rho_a V_v^2}{2}; \quad (1.5)$$

где  $p_{ст,в}, p_{ст,н}$  – средние статические давления над крылом и под ним, соответственно, кгс/м<sup>2</sup>;  $V_v, V_n$  – средние скорости воздуха над крылом и под ним, соответственно, м/с.

Следовательно, имеет место соотношение

$$p_{ст,н} + \frac{\rho_a V_n^2}{2} = p_{ст,в} + \frac{\rho_a V_v^2}{2} \quad (1.6)$$

или

$$p_{ст,н} - p_{ст,в} = \frac{\rho_a V_v^2}{2} - \frac{\rho_a V_n^2}{2}. \quad (1.7)$$

Величина подъемной силы  $F_{пс}$  вычисляется по формуле [34]:

$$F_{пс} = (p_{ст,н} - p_{ст,в})S_{кр}, \quad (1.8)$$

где  $S_{кр}$  – площадь несущей поверхности крыла, м<sup>2</sup>.

Таким образом, величина разности статических давлений под крылом и над ним  $(p_{ст,н} - p_{ст,в})$  характеризует подъемную силу  $F_{пс}$ , возникающую за счет формы поперечного сечения наполненного воздухом крыла *вингсьюта*. Следовательно, по значению разности статических давлений  $(p_{ст,н} - p_{ст,в})$  можно провести оценку подъемной силы  $F_{пс}$  различных моделей крыла, принимая во внимание, что они имеют одинаковую площадь несущей поверхности крыла  $S_{кр}$ , что и будет представлено в следующих главах работы.

Определение лучшей скорости для планирования в *вингсьюте* – это сложная задача, поскольку у костюма отсутствует жесткий профиль. У каждого пилота

свои позиции верхних и нижних конечностей и тела. Это значит, что в каждом отдельном случае имеет место индивидуальный аэродинамический профиль. Проблему усложняют различия в росте, весе и размере конечностей. В то же время к *вингсьюту* вполне применимы общие принципы полета любого тела. Прежде всего, загрузка крыла – отношение между его эффективной площадью и массой летящего тела. Согласно данным [18], загрузка крыла *вингсьюта* в 10 раз больше по сравнению с парашютом, что означает, что скорость движения спортсмена в костюме должна быть как минимум в 3 раза выше. Это подтвердили экспериментальные исследования, проведенные опытными спортсменами-вингсьютерами, в ходе которых была установлена оптимальная скорость планирования на уровне 130 км/ч. При этом вертикальная скорость падения составляла 40-50 км/ч [18]. Меньшая скорость снижения приводит к значительному уменьшению горизонтальной скорости и ухудшению глиссады. Для приземления в *вингсьюте* без парашюта необходима большая площадь крыльев. Она необходима также для увеличения подъемной силы и снижения скорости. Поскольку форма человеческого тела не предназначена для полетов, потенциал *вингсьюта* весьма ограничен.

В настоящее время поведение *вингсьютов* в полете не изучено в полной мере. Изготовление и апробирование новых конструкторских решений в костюме является трудоемкой и опасной задачей, требующей больших материальных затрат. В данной работе будет рассмотрен новый подход к разработке *вингсьютов*.

### **1.3. Современные методы проектирования костюма *вингсьют***

При проектировании костюма *вингсьют*, который относится к специальной одежде для спортсменов - парашютистов, должны учитываться не только внутренние факторы функциональной, психологической и технической подготовки спортсмена, но и внешние факторы экстремальной воздушной среды.

В работах российских ученых П.П. Кокеткина (ОАО «ЦНИИШП») [35,36], В.Е. Романова (СПбГУТД) [37,38], Е.Я. Сурженко (СПбГУТД) [39,40],



И.Ю. Бринка (ДГТУ) [41,42], Л.А. Бекмурзаева (ДГТУ) [43], И.В.Черуновой (ДГТУ) [44,45] сформулированы методологические основы системного подхода к проектированию специальной одежды с заданными свойствами, методы и средства оценки ее функционального и эргономического соответствия. В учебном пособии Б.П.Куликова, Н.А.Сахаровой, Ю.А. Костина (ИВГПУ) [46, с.34, 199] при определении оптимальных величин *КП*, в большей степени определяющих эргономическое соответствие специальной одежды, предложено использовать величины абсолютного динамического эффекта, растяжения ткани, фиксируемого с помощью метода нитки, и перемещения изделия по поверхности фигуры человека. В работе Сухарева М.И., Бойцовой А.М. [47, с. 196] предложена методика расчета *КП* с учетом относительных динамических приращений и условно-обратимой деформации материалов.

Анализ научной литературы показал, что особенности функционирования человека *в вингсьюте* при выполнении им спортивных движений в воздушной среде ранее не рассматривались, а отечественные разработки в области проектирования одежды для *ПВС* практически отсутствуют. Немногочисленные исследования связаны в основном с вопросами проектирования отдельных видов спортивной одежды: из высокоэластичных материалов в работе Г. П. Старковой (ВГУЭС) [48], для экстремальных видов спорта с повышенными эргономическими показателями в работе Н.Г. Москаленко (АмГУ) [49], для парашютистов в работах И.А. Петросовой (МГУДТ) [50], гидрокостюмов в работах М.П. Стенькиной, И.В. Черуновой (ДГТУ) [51,52] и т.д. В монографии С.А.Полиевского [53] систематизированы и описаны принципы проектирования спортивной одежды с учётом её назначения, выбора материалов, подбора для занятий различными видами спорта, но не рассматриваются вопросы конструирования *КПВС*. В настоящее время отсутствует нормативная документация для проектирования изделий, эксплуатируемых в воздушной среде.

Проблемами изучения аэродинамических свойств *вингсьютов* занимались зарубежные исследователи-испытатели Patrick de Gayardon (Франция) и Robert Resnik (Хорватия), но в источниках [23, 24] не содержатся теоретические аспекты

данных разработок. В работе Sam Brasfield (США) [54] освещены вопросы возможного применения вингсьютов в военной сфере. Результаты исследований аэродинамики вингсьюта модели Apache (фирма «TonySuit», США), выполненные Karl Nyberg (Швеция), представлены в [55]. Следует отметить работу швейцарских ученых Geoffrey Robson и Raffaello D'Andrea [56] по изучению стабильности полета в *вингсьюте* с использованием небольшого газотурбинного двигателя. В вышеперечисленных научных работах исследованы, в основном, вопросы аэродинамики, но отсутствует обоснование конструктивных решений костюмов *вингсьют* в целом и объемно-пространственной формы крыльев в частности, которые в совокупности обеспечивают надежность, безопасность и длительность полета спортсмена.

В конце XX - начале XXI в. зарубежными учеными William K. Ansley в 1989 г., Wendy A. Marschall в 1999 г., Yves Rossy и Frederic E. в 2005 г., David A. Moore в 2012 г. созданы и запатентованы различные технические системы и приспособления, совершенствующие конструкцию костюма и крыла для продления фазы парения спортсмена:

- костюм для управляемого свободного падения (Рисунок 1.12, а) [57];
- костюм для затяжных прыжков с парашютом с приспособлениями для контроля и увеличения маневренности во время свободного падения (Рисунок 1.12, б) [58];
- пневматическое скользящее крыло для свободного парения спортсмена - джампера (Рисунок 1.12, в) [59];
- приспособление в виде моно-крыла, увеличивающее площадь костюма примерно в два с половиной раза (Рисунок 1.13, а) [60].

В 2012 г. группа ученых в составе Oyvind Lokeberg, Ole Jorgen Bryn, Hans Holmefjord, Hans Iver Lange, Endre Jacobsen, Andreas Barkhall разработала *вингсьют* с интегрированным ремнем безопасности для улучшения эргономических условий во время полета спортсмена (Рисунок 1.13) [61].

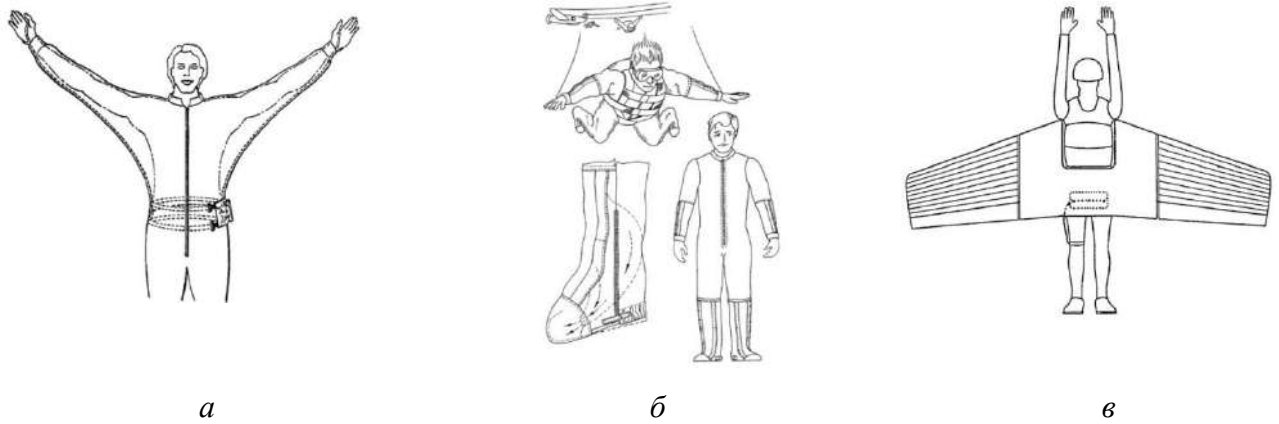


Рисунок 1.12 – Технические рисунки запатентованных костюмов:  
 а - костюм William K. Ansley [57]; б - костюм Wendy A. Marschal [58];  
 в - костюм Yves Rossy, Frederic E. [59]

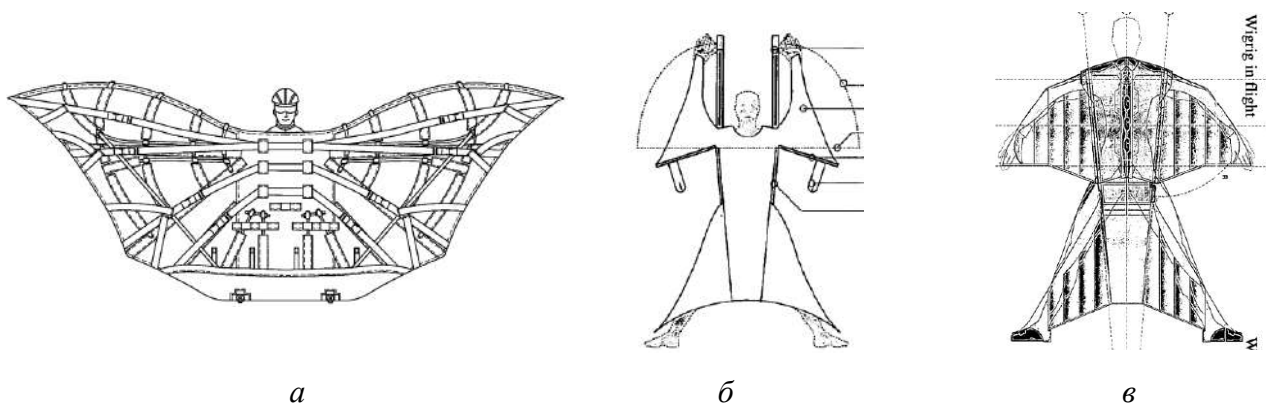


Рисунок 1.13 – Технические рисунки запатентованных костюмов:  
 а - костюм David A. Moore [60]; б,в - вингсьют wing rig [61]

Зарубежные объекты интеллектуальной деятельности лишь в некоторой степени могут быть применимы к изучаемой области. Ограниченный объем информации приводит к тому, что отечественные производители спортивной одежды испытывают значительные трудности практически на всех этапах проектирования, что неизбежно влияет на качество разрабатываемых *КПВС* и значительно замедляет проектный процесс.

На основании вышесказанного можно сделать вывод о недостаточном развитии данного направления и возможности проведения научно - исследовательской работы, расширяющей границы сформированного в

настоящее время научного знания. Повышенные требования рынка к конкурентоспособности и качеству швейных изделий требуют разработки новых принципов проектирования спортивной одежды. Учитывая современные тенденции развития ассортимента одежды для *ПВС* с заданными аэродинамическими параметрами нами предложены дополнительные этапы процесса проектирования и определено их содержание [1]. Процесс проектирования одежды в системе «спортсмен – *КПВС* – воздушная среда» должен дополнительно включать:

- анализ и синтез взаимодействия подсистемы «воздушная среда – *КПВС*»;
- имитационное моделирование подсистемы «воздушная среда – *КПВС*»;
- оценку соответствия характеристик изделия требованиям безопасности.

Для проектирования *КПВС* необходимо дополнительное информационное обеспечение, включающее:

- антропометрическую базу данных, учитывающую особенности статических и динамических поз и классификацию приоритетных движений спортсменов;
- конфекционную базу данных, учитывающую деформирование тканой оболочки в воздушной среде;
- эксплуатационную базу данных для определения требований к конструкции костюма.

Реализация разработки процесса проектирования *КПВС* будет представлена в данной работе.

## **1.4. Методы и средства исследования аэродинамических объектов**

### **1.4.1. Обзор по теории оболочек**

Крыло *вингсьюта* можно отнести в общем виде к классу упругих оболочек, общим вопросам механики которых, посвящены многочисленные работы отечественных и зарубежных исследователей: П.А. Жилина, В.В.Елисеева,

К.Ф.Черных, Е.М.Михайловского, В.А.Еремеева, Л.М.Зубова, E.Ventsel, Th. Krauthammer, A. Libai, J.G. Simmonds [62, 63-66], а в частном – к мягким крыльям.

Теория оболочек в современном ее состоянии представляет «глубоко разработанные разделы механики деформируемого тела» [62]. Существует множество различных типов конструкций упругих оболочек, для которых разработаны различные направления теории оболочек, в частности, теория мягких оболочек [67]. В рамках каждой из теорий можно найти несколько версий, которые отличаются как исходными данными, так и конечными уравнениями [62]. Теорию оболочек считают незаконченной, так как постоянно в технике появляются новые конструкции, которые не имеют ко времени их возникновения достаточно точных методов расчета. Например, теории таких аэроупругих оболочек, как парашютов [68-73] и мягких крыльев [74,75], постоянно совершенствуют в соответствии с развитием их конструкций и возможностями применения численных методов при их моделировании.

Крыло *вингсьюта* работает только под напором встречного воздуха при полете спортсмена, что позволяет отнести его к классу *мягких надувных оболочек*. Мягкие оболочки – это конструктивные элементы из тканевых, сеточных и пленочных материалов, применение которых обеспечивает эффективную эксплуатацию изделий в различных отраслях народного хозяйства, военной промышленности и спорте за счет их компактности при транспортировке, быстроты развертывания при эксплуатации и малого веса [76]. Мягкие оболочки используют как пневмоподъемники [76], амортизаторы [77], устройства для транспортировки грузов [78], перекрытия, тенты и ангары [79,80], парашюты, летательные аппараты, искусственные спутники Земли [80,81] и т. д.

Моделирование напряженного состояния и формы мягких оболочек представляет собой в целом сложную нелинейную задачу. При исследовании таких оболочек необходимо принимать во внимание, что в недеформированном состоянии их форма не может быть однозначно определена, а сами мягкие оболочки не способны воспринимать сжимающие напряжения.

В работе И. Б. Друзя [82] выделено три направления в теории мягких оболочек:

- 1) определение развертки мягкой оболочки по ее объемной форме;
- 2) прогнозирование конечной формы мягкой оболочки и натяжения материала по известной форме развертки и нагрузке;
- 3) определение напряжения мягкой оболочки под действием дополнительной нагрузки при предварительно известном ее напряженном состоянии.

Из перечня представленных направлений следует, что задача моделирования крыла вингсют находится в рамках второго направления. Решению задач, связанных со вторым направлением, посвящены работы А. В. Алексеева, К. Васидзу, А. И. Лурье, М.А. Crisfield [83-86]. Анализ показывает, что необходимо знать условия деформации материала оболочки и решить сложные уравнения в частных производных с использованием численных методов.

При постановке задачи по моделированию напряженного состояния крыла *КПВС* необходимо иметь в виду, что при полете спортсмена деформации ткани оболочки крыла незначительны, и ими практически можно пренебречь. Следовательно, постановка задачи в данной работе значительно упрощается: не прибегая к использованию сложных методов численного решения уравнений в частных производных, необходимо разработать метод *аналитического моделирования* напряженного состояния крыла, что даст возможность получить достаточно простой и наглядный инструментарий для оценки безопасности эксплуатации костюма и разработки методов его проектирования.

При анализе источников по теории крыла *вингсьюта* [14-25, 28-31] было выявлено, что в них не содержится информация о целенаправленных теоретических исследованиях в данной области, поэтому разработки, представленные в следующих главах с использованием методов теории мягких оболочек, являются актуальными и перспективными.

#### 1.4.2. Обзор CAD и CAE-систем и их функциональных возможностей для целей проектирования одежды

Моделирование поведения одежды в различных условиях эксплуатации является актуальной задачей, которое позволит обеспечить полную визуализацию и информатизацию протекающих процессов, предсказать последствия принимаемых решений [4].

В настоящее время экспериментальные исследования натуральных образцов часто заменяют численным моделированием, называемым численным экспериментом [87]. Для этого применяют пакеты программного обеспечения CAD (*Computer-Aided Design*), используемые совместно с системами автоматизации инженерных расчетов и анализа CAE (*Computer-aided engineering*) [88], таких как *SolidWorks Flow Simulation* [89- 92], *Ansys CFX* [93 - 96], *FlowVision* [97], *Flow-3D* [98], *T-FLEX Анализ* [99,100], *LS-Dyna* [101,102] и др. Данные пакеты основаны на численном решении уравнений динамики вязкой жидкости, в частности, методе конечных элементов (МКЭ) или методе конечных объемов (МКО) [92]. Каждый из вышеуказанных пакетов обладает своей системой SPDM (*Simulation and Process Data Management* – система управления данными и процессами симуляции) [88].

Использование пакетов программного обеспечения CAE нетипично для проектирования швейных изделий, однако именно такие системы позволяют моделировать процессы деформационных изменений с учетом свойств материалов, статики и динамики, воздействия многоцикловых нагрузок, силы трения, температуры и влажности, изучать процессы тепло - и влагопереноса, аэродинамики [5], снизить трудоемкость исследований при проектировании, оптимизировать конструкцию будущего изделия и определить основные функциональные зависимости еще на стадии предпроектной оценки.

В последнее время опубликованы работы [5, 103-111], свидетельствующие об успешном применении компьютерного моделирования для решения некоторых задач при проектировании различных видов одежды. Так, в научных работах

А.Ю.Персидской [103] и Е.Н. Ерохиной [107] использован МКЭ для аппроксимации сложных геометрических формы женской одежды с учетом физических и геометрических нелинейностей механического поведения материалов (Рисунок 1.14). В работе MengNa GUO [108] предложен алгоритм виртуальной симуляции для моделирования картины распределения давления в динамической системе «фигура-платье» с использованием программы 3DCLO (рисунок 1.15).

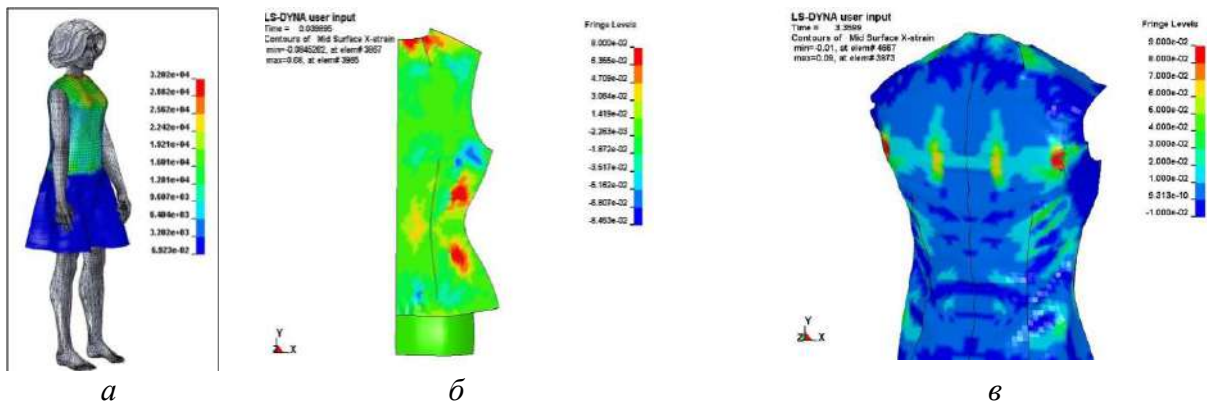


Рисунок 1.14 – Примеры использования численного моделирования для оценки деформационных изменений в одежде с учетом показателей свойств материалов: а - [103], б, в - [107]

На рисунке 1.16 представлены результаты исследований зарубежных ученых Catherine Amy Allsop [110] и Jess Power [111] по определению зон максимального давления проектируемой одежды из инновационных материалов на тело человека с помощью методов численного моделирования.

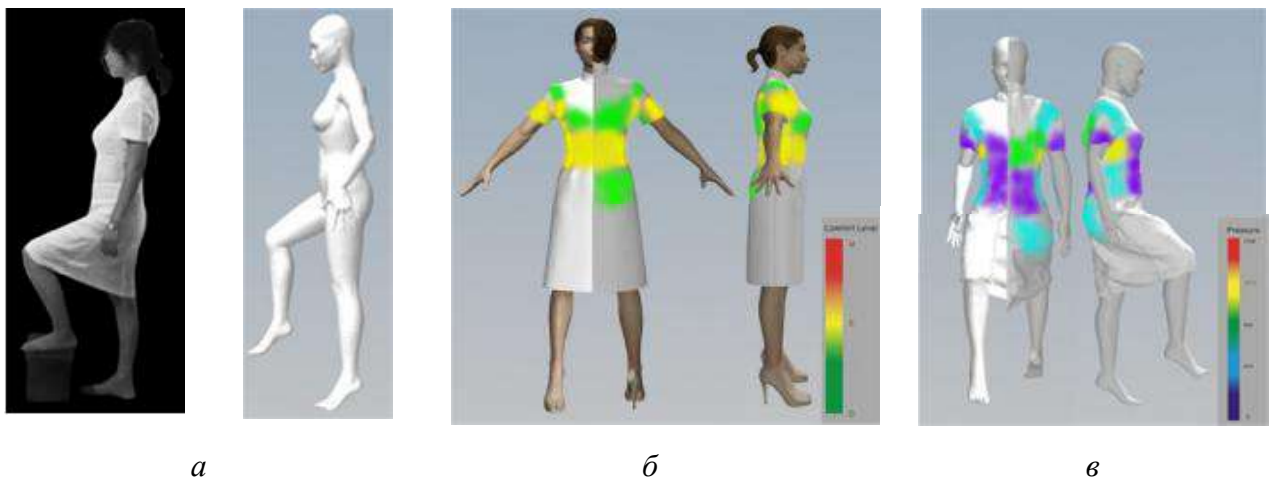


Рисунок 1.15 – Пример трансформации реальной фигуры в виртуальный динамический аватар (а), схема симуляции субъективного восприятия давления (б); схема фактического распределения давления (в) [108]



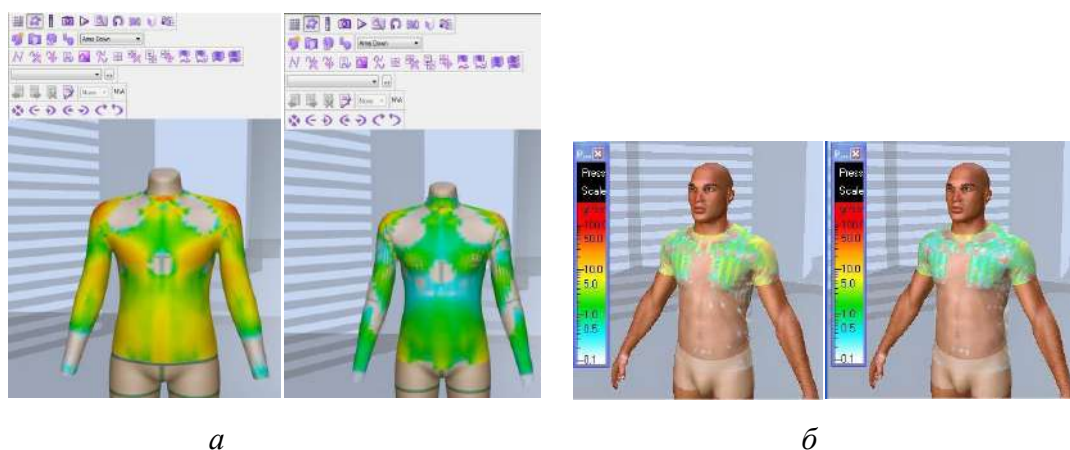


Рисунок 1.16 –Примеры использования численного моделирования при анализе распределения давления одежды на опорных участках фигуры: *а* - [110]; *б* - [111]

Различные имитационные технологии *ANSYS* дают возможность воспроизведения поведения исследуемого объекта и рассмотрения его взаимодействия с окружающей средой. Инструментальные средства моделирования могут быть использованы для улучшения аэродинамических и гидродинамических ситуаций и надежности [112].

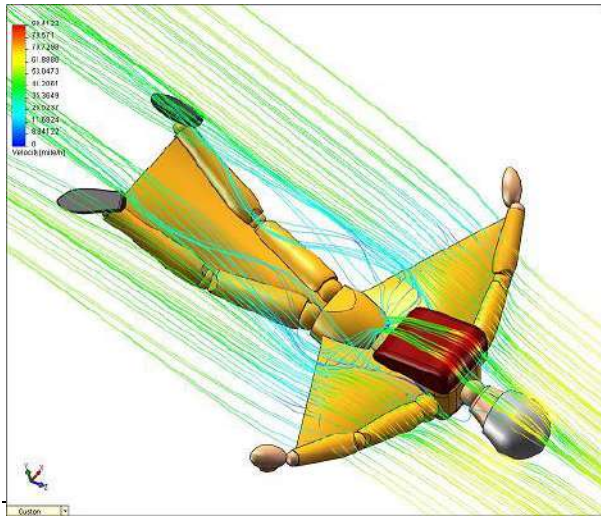
*КПВС* с тремя двухслойными крыльями, относящимися к гибким оболочкам, чрезвычайно трудно проектировать в силу слабой разработанности соответствующего математического аппарата. Научные исследования в области проектирования однослойных гибких крыльев базируются на изучении биомеханики крыльев летучих мышей (Рисунок 1.17) и летающих насекомых [113-116].



Рисунок 1.17 – Гибкое мембранное крыло летучей мыши [113]:  
*а* – фотоизображение; *б* - схема

Наиболее близкий к проводимым исследованиям результат был получен при использовании программного комплекса *Flomerics EFD*

(*Engineering Fluid Dynamics*). Для моделирования полета спортсмена – вингсьютера использовалась программа по вычислительной гидродинамике



(Рисунок 1.18), позволяющая контролировать расчетные значения скорости воздушного потока и давления, необходимых для создания подъемной силы, парения спортсмена и безопасной траектории полета [117].

Рисунок 1.18 – Моделирование полета спортсмена в вингсьюте при обтекании воздушным потоком [117]

В научной работе К. Нуберга [55] рассмотрены вопросы аэродинамики *вингсьюта* Apache (фирма TonySuit, США),

геометрическая модель которого была разработана в *CAD ANSA*, показаны картины распределения давления по поверхности вингсьюта (Рисунок 1.19). Автором приведены результаты расчетов обтекания воздушным потоком фигуры спортсмена в вингсьюте при различных углах атаки, выполненных с использованием математического пакета *Adapco.STAR-CCM+* версии 6.06.017.

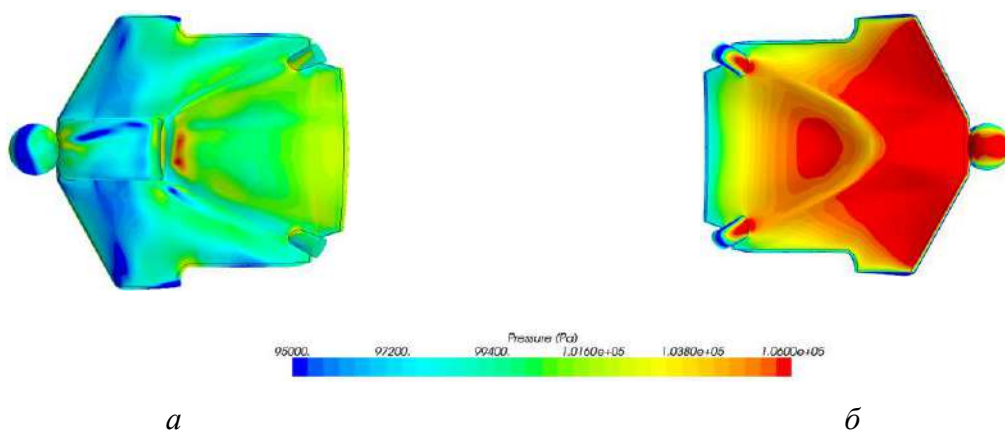


Рисунок 1.19 – Распределение давления по поверхности *вингсьюта* при углах атаки 15° (а) и 45° (б) [55]

Представленные в литературных источниках [103 - 120] результаты эффективны при решении узкоспециализированных задач.

На основании вышеизложенного можно сделать вывод о том, что исследования в данном направлении являются актуальными и перспективными. Анализ функциональных возможностей отечественных и зарубежных САПР с позиций их необходимости и достаточности для численного моделирования подсистемы «крыло костюма – воздушная среда» выявил перспективность использования программных сред *CAD SolidWorks* и *CAE SolidWorks FloWorks*, как инструментов для прогнозирования поведения исследуемых объектов в полетных условиях и обоснованного выбора рациональных параметров конструкции. Их главными достоинствами являются [6]:

- задание исходных данных и просмотр результатов непосредственно в окне графического проектирования;
- возможность использования данных не только специалистами вычислительной аэро- и гидродинамики, но и в области конструирования одежды;
- возможность моделирования процесса взаимодействия спортсмена, имеющего определенные антропометрические характеристики и морфологию, с окружающей средой;
- минимальное время на подготовку исходных данных и анализ полученных результатов;
- возможность решения различных по сложности задач механики жидкостей и газов;
- высокий уровень точности расчетных данных;
- возможность динамического представления протекающих процессов.

### **1.4.3. Способы и технические средства для изучения аэродинамических свойств объектов**

Большинство практических задач требует для своего решения проведения экспериментальных исследований. Экспериментальная аэродинамика в настоящее время является ведущей дисциплиной при изучении аэродинамических свойств объектов [121].

Основной установкой для исследования явлений и процессов, сопровождающих обтекание тел потоком газа в экспериментальной аэродинамике, является аэродинамическая труба (*АТр*), принцип действия которой основан на принципе относительности Галилея (обратимости движения), согласно которому перемещение тела относительно воздуха (или жидкости) можно заменить движением воздуха, набегающего на неподвижное тело [122]. Для моделирования движения тела в покоящемся воздухе необходимо создать в трубе перед объектом исследования равномерный поток, имеющий в любых точках равные и параллельные скорости (равномерное поле скоростей), одинаковые плотность и температуру. Обычно в *АТр* исследуют картину обтекания модели летательного аппарата или его частей воздушным потоком, распределение давления и температуры по его поверхности, изучают аэроупругость и действующие на проектируемый объект силовое воздействие. При этом необходимо соблюдать условия, которые обеспечивают возможность переносить результаты, полученные для модели в лабораторных условиях, на полноразмерный натуральный объект [123].

Важное место при моделировании физических явлений занимает *теория подобия*, позволяющая теоретически обосновать перенос закономерностей, выявленных в экспериментах при одних условиях на эксперимент с другими условиями [124]. Безразмерная комбинация, составленная из измеряемых величин, характеризующих физическое явление, называется критерием подобия. Равенство критериев подобия в двух экспериментах указывает на подобие их результатов. Важнейшим критерием подобия в аэродинамике является число Рейнольдса [125]:

$$Re = \frac{VL_T}{\nu}, \quad (1.9)$$

где  $V$  – скорость тела;  $L_T$  – характерный размер тела;  $\nu$  – коэффициент кинематической вязкости.

Соблюдение условий, диктуемых *теорией подобия*, позволяет перейти от результатов эксперимента на модели к натурным экспериментам.

Первую закрытую *АТр* в 1871 г. создал Ф. Г. Уэнхем (Великобритания). В России первую *АТр* построил военный инженер В. А. Пашкевич в 1873 г. для исследований в области баллистики [126]. Прототип *АТр* был создан в 1897 г. К. Э. Циолковским, использовавшим для опытов поток воздуха на выходе из центробежного вентилятора и впервые в России применившим этот агрегат для изучения эффектов, проявляющихся при обтекании твёрдых тел (самолётов, автомобилей, ракет воздушным потоком). В 1902 г. Н. Е. Жуковский построил *АТр*, в которой осевой вентилятор создавал воздушный поток со скоростью до 9 м/с [127]. В 1901 г. братья Уйлбер и Орвилл Райт сделали вывод о том, что эмпирические исследования с крыльями различной формы на полноразмерных планёрах слишком дороги и отнимали много времени. Их эксперименты в *АТр* (Рисунок 1.20) при исследовании небольшого объекта дали больше данных, чем все другие эксперименты пионеров авиации, дав возможность им проектировать и строить более эффективные крылья и пропеллеры [123,126].



а



б

Рисунок 1.20 – Копия *АТр* братьев Райт в Центре авиации и космонавтики в Вирджинии:  
а – вид спереди; б – вид сбоку [127]

Устройство братьев Райт для измерения подъёмной силы позволило рассчитать коэффициенты для каждого типа крыла. Также они могли наблюдать работу крыльев через стекло в верхней части *АТр* [123,126]. Дальнейшее развитие шло преимущественно по пути увеличения размеров *АТр* и повышения скорости потока в их рабочей части (где помещается модель), являющейся одной из основных характеристик трубы [127].

*АТр* (Рисунок 1.21, а) состоит из одного или нескольких вентиляторов (Рисунок 1.21, б), которые нагнетают воздух в трубу, где находится модель

исследуемого тела, тем самым создаётся эффект движения тела в воздухе с большой скоростью [127].



Рисунок 1.21 – *АТр* Центрального аэрогидродинамического института (Россия), внешний вид: *a* – *АТр*; *б* - нагнетающего вентилятора [127]

Аэродинамические трубы классифицируют по диапазону возможных скоростей потока (дозвуковые, трансзвуковые, сверхзвуковые, гиперзвуковые), размеру и типу рабочей части (открытая, закрытая), а также по соотношению площадей поперечных сечений сопла трубы и фотокамеры. Также существуют отдельные группы *АТр*: высокотемпературные, высотные, аэроакустические [127]. Типовые эксперименты, проводимые в *АТр*, представлены в таблице 1.5 [128].

Таблица 1.5 – Типовые эксперименты, проводимые в аэродинамической трубе

Наименование эксперимента	Условия проведения эксперимента
1. Измерение давлений на поверхности тела	Для исследования необходимо изготовить <i>дренированную</i> модель тела: на поверхности модели выполняются отверстия, которые соединяются шлангами с манометрами. В гидромеханике доказано, что давление без изменений передается поперек пограничного слоя, что позволяет рассчитать сопротивление давления тела по результатам измерения давлений.
2. Измерение сил и моментов, действующих на тело	Для исследования необходимо <i>подвесить</i> модель на многокомпонентном динамометре (аэродинамические весы) либо на системе растяжек, позволяющей измерять натяжение каждой растяжки. Пересчет сил и моментов, действующих на тело, осуществляется в соответствии с критерием подобия Рейнольдса.
3. Визуализация течений	Для решения этой задачи используют шерстяные нити (шелковинки), наклеенные на поверхность модели либо закрепленные на проволочной сетке.

Поскольку при полете спортсмена крыло *вингсьюта* работает только под напором встречного воздуха, то возможна постановка эксперимента в *АТр* для проверки результатов численного моделирования подсистемы «крыло костюма -

воздушная среда» и определения аэродинамических свойств крыльев с различными геометрическими параметрами.

В результате анализа открытых литературных источников в области использования *АТр* [129-131] для изучения аэродинамических свойств одежды для спортсменов-парашютистов было выявлено следующее:

1. В работе [129] описана *АТр* для подготовки парашютистов - вингсьютеров. Подобные аэродинамические установки, которые можно отнести к вертикальным, уже работают на территории России (г. Москва, г.Чехов Московской области, г. Самара) [130]. К сожалению, применить такие трубы для испытаний не представляется возможным, поскольку спортсмен в *вингсьюте* имеет большую горизонтальную скорость при небольшом снижении, а подобные установки предназначены для совершенствования навыков свободного падения, исключая быстрые передвижения в горизонтальной плоскости.

2. В работе [131] опубликованы результаты экспериментальных исследований модели-аналога и усовершенствованного *вингсьюта* фирмы Phoenix-Fly (Хорватия) с использованием *АТр*, действующей по принципу, предложенному братьями Райт, которые проводились в *Massachusetts Institute of Technology* (США), при условиях полета, приближенных к экстремальным.

3. В источнике [132] представлены результаты *3D* моделирования упрощенной конструкции *вингсьюта* с помощью программного обеспечения *Autodesk Inventor* при проведении эксперимента в *АТр* Норвежского университета естественных и технических наук (NTNU).

Высокий уровень проведенных исследований и полученных результатов [131,132] позволяет сделать вывод о перспективности экспериментальных исследований *КПВС* в аэродинамической трубе.

### 1.5. Цель и задачи исследования

Проведенный обзор современных отечественных и зарубежных исследований свидетельствует о недостаточности изучения данного направления, о важности

сти разработки теоретических и методических основ проектирования внешней и внутренней формы костюма *вингсьют* и его крыльев, необходимости их объективной оценки надежности и безопасности при эксплуатации в воздушной среде. Структурная схема этапов процесса проектирования *КПВС*, предлагаемая в диссертационной работе, представлена на рисунке 1.22.



Рисунок 1.22 – Структурная схема этапов процесса проектирования *КПВС*

Разработка принципов проектирования *КПВС* обусловлена:

- необходимостью снижения зависимости российских потребителей от товаров зарубежных фирм - производителей вингсьютов;
- импортозамещением;
- необходимостью повышения качества и увеличения объемов выпуска конкурентоспособной высокотехнологичной российской продукции.

Актуальность проблемы, недостаточная разработанность конструктивного устройства *КПВС*, и в частности крыльев, предопределили выбор темы диссертационной работы и основные направления научных исследований.

## Выводы по главе 1

1. Систематизирована информация, отражающая состояние научных исследований в области проектирования одежды для *ПВС*.



2. Показано, что для парашютного спорта необходимы костюмы с характерными показателями аэродинамических свойств, адаптированных к условиям эксплуатации, характеру приоритетных спортивных движений и требуемому уровню безопасности. Выявлено, что *вингсьют* – наиболее сложный и наименее изученный вид спортивной одежды.

3. Показана необходимость проведения исследований на стыке дисциплин – аэродинамики и механики ткани по оптимизации *KУ* крыльев, как основных функциональных элементов костюма. Установлено, что открытые литературные источники не содержат информации о каких-либо исследованиях в области теории крыла костюма *вингсьют*.

4. Проведенный анализ функциональных возможностей отечественных и зарубежных программных систем выявил перспективность использования *CAD SolidWorks* и *CAE SolidWorks FloWorks* для численного моделирования исследуемых объектов в полетных условиях и обоснования рациональных параметров конструкции.

5. Рассмотрены экспериментальные методы изучения аэродинамических явлений и процессов, сопровождающих обтекание тел потоком воздуха. Показана возможность проведения эксперимента в *АТр* для проверки результатов численного моделирования крыла костюма в воздушной среде и определения аэродинамических свойств крыльев с различными геометрическими параметрами.

6. Анализ процесса проектирования специальной спортивной одежды, выявил недостаточность информационного и методического обеспечений применительно к *КПВС*. Обоснована необходимость разработки процесса проектирования костюмов для парашютных видов спорта, базирующейся на применении математического моделирования и теоретических аспектов теории мягких оболочек.

7. Сформулированы цель и задачи исследования.

## ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСТЮМА

В этой главе обоснован состав нового информационного обеспечения (*ИО*):

1. Антропометрическая база данных (*АБД*), полученная после исследования фигур спортсменов, изучения их движений в костюме методами динамической антропометрии и включающая стандартизированные [133,134] и вновь введенные размерные признаки (*РП*). Основное назначение этой базы – определение габаритов базисных сеток стана и брюк костюма, приращений к размерным признакам (*РП*) и проверка эргономического соответствия чертежей конструкций (*ЧК*).

2. Конфекционная база данных (*КБД*) исследованных текстильных материалов, полученная после моделирования условий деформирования тканой оболочки. Назначение этой базы – разработка новой методики конфекционирования материалов для костюма.

3. Эксплуатационная база данных (*ЭБД*) исследованных костюмов. Назначение этой базы – определение требований к конструкции костюма.

Результаты этой главы опубликованы в восьми работах [135-142].

### 2.1. Формирование антропометрической базы данных

Конструкция *КПВС* должна гарантировать минимальный уровень ограничения свободы движений, выполняемых спортсменом:

- 1) во всех фазах полета;
- 2) при использовании парашютного устройства перед его раскрытием;
- 3) при удержании строп перед приземлением.

Проектирование *КПВС* на основе традиционных *АБД* [39,143-149] неприемлемо, поскольку они не включают *РП* для описания тех поз, которые принимает спортсмен до полета, во время полета и приземления. Очевидно, что

существующая база *РП*, изложенная в [133, 134], не гарантирует достижения аэродинамического соответствия разрабатываемого костюма.

В работе Сурженко Е.Я. [39, с.74-77] рассмотрены группы движений конечностей человека при выполнении им рабочих операций, предложены угловые биомеханические параметры, характеризующие взаимное расположение сегментов тела человека в различных фазах выполнения движений и установлена их взаимосвязь с параметрами *ЧК* спецодежды. Основные положения этой работы были использованы нами для разработки *АБД* эргономических движений спортсменов-парашютистов.

### 2.1.1. Основная эргономическая поза и ее показатели

Основные позы спортсмена-вингсьютера в полете показаны на рисунке 2.1 [27,150,151].

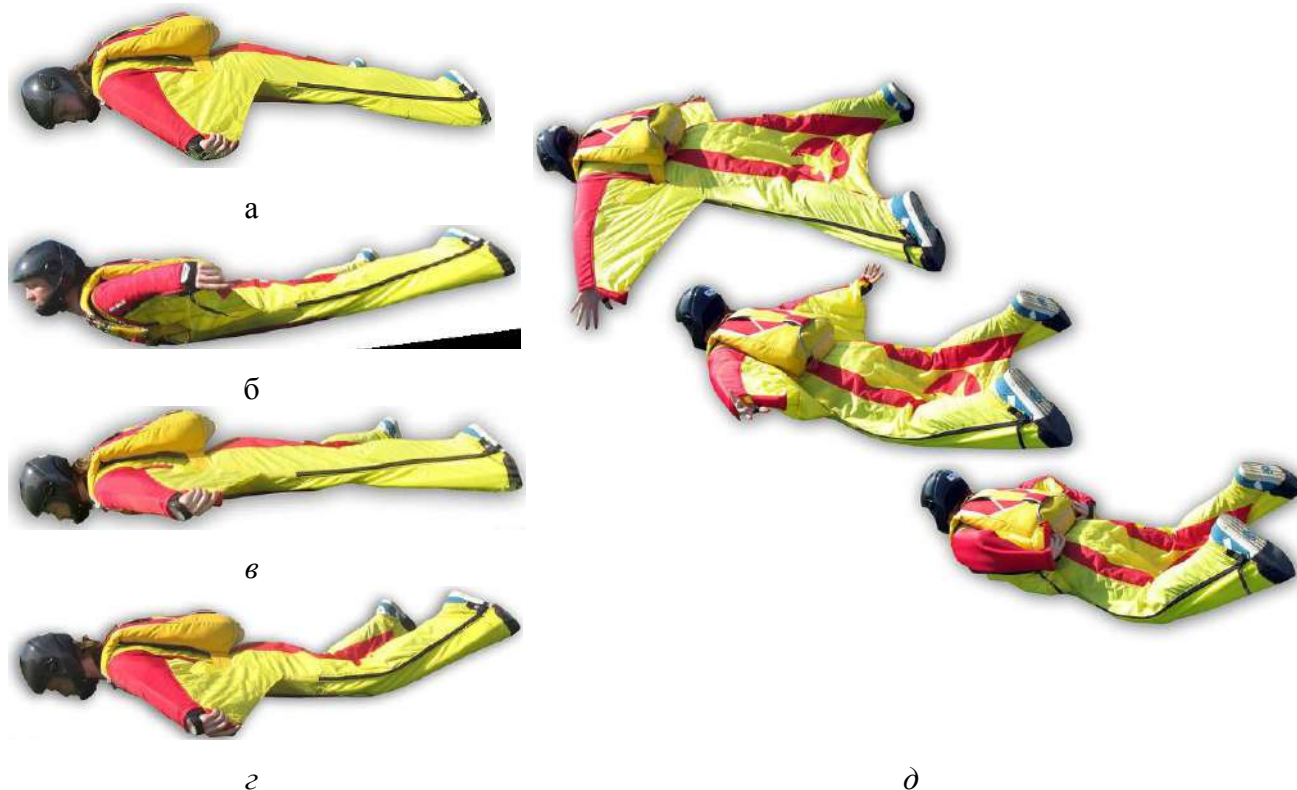


Рисунок 2.1 – Основные позы спортсмена в полете [27]: *а* - «вспухание»; *б* «проваливание»; *в* - «движение вперед»; *г* - торможение; *д* - поза перед открытием основного парашюта

На основе анализа комплекса движений выделена основная статикодинамическая поза под названием «движение вперед», которую принимает спортсмен во время полета (рисунок 2.1, в). В этой позе верхние и нижние конечности спортсмена отведены от туловища и друг от друга на определенные углы, что обеспечивает максимальное натяжение крыльев костюма и возможность удержания их спортсменом под воздействием встречных воздушных потоков.

Для описания основной позы были использованы угловые параметры, характеризующие пространственное расположение тела спортсмена в условиях безопасной работы системы «спортсмен - костюм - воздушная среда». После параметрического анализа фотоизображений спортсменов в костюмах ведущих фирм-производителей [14-15,23,28-30] в выбранной основной позе (рисунок 2.2) и практических рекомендаций опытных спортсменов-инструкторов по вингсют-пилотированию [27,150,151] мы выбрали два угловых биомеханических показателя для оценки динамического соответствия куртки и брюк:



Рисунок 2.2 – Угловые биомеханические показатели положения верхних и нижних конечностей: *a* - схема измерения; *б, в* - примеры измерения на моделях «Продиджи - 1» ( $\alpha - 52^\circ$ ,  $\theta - 21^\circ$ ) и «Продиджи - 2» ( $\alpha - 57^\circ$ ,  $\theta - 25^\circ$ ) фирмы Phoenix-Fly (Хорватия)

- угол отведения руки в плечевом суставе относительно вертикали из плечевой точки -  $\alpha$  [39, с.75; 152];

- угол отведения ноги в тазобедренном суставе в сторону относительно вертикали из остисто-подвздошной точки при условии сохранения устойчивого положения тела в пространстве -  $\theta$ .

Диапазоны изменений этих углов составляют:  $\alpha$  -  $52^\circ \dots 72^\circ$ ,  $\theta$  -  $21^\circ \dots 31^\circ$  (таблица 2.1). В таблице 2.1 также приведены средние значения этих углов:  $\alpha = 63^\circ \pm 3^\circ$ ,  $\theta = 25^\circ \pm 3^\circ$ .

Таблица 2.1 – Значения углов  $\alpha$  и  $\theta$  для основной позы спортсменов в костюмах известных фирм-производителей

Модель	Фирма – производитель, страна	Значения углов, в градусах	
		$\alpha$	$\theta$
М-1	«Продиджи- 1», Phoenix-fly (Хорватия)	52	21
М-2	«Продиджи- 2», Phoenix-fly (Хорватия)	57	25
М-3	«Phantom 3», Phoenix-fly (Хорватия)	58	25
М-4	Squirrel (США)	67	31
М-5	«GTI», Phoenix-fly (Хорватия)	60	28
М-6	BirdMan (Финляндия)	67	25
М-7	«Skyflyer», Phoenix-fly (Хорватия)	72	28
М-8	TonySuit (США)	72	25
М-9	TonySuit (США)	60	23
М-10	BirdMan (Финляндия)	71	25
М-11	TonySuit (США)	63	23
М-12	BirdMan (Финляндия)	62	25
Среднее значение		63	25

Угол отведения руки  $\alpha$  необходим для определения динамических приращений к размерным признакам.

Угол отведения ноги  $\theta$  необходим для построения *ЧК* брюк с крылом, в частности, при определении ширины крыла брюк по низу (размах крыла).

### 2.1.2. Номенклатура антропометрических точек

Для формирования *АБД* проведены антропометрические исследования 65 спортсменов в возрасте 18-27 лет, с весом 70-100 кг, ростом 176-188 см, обхватом груди третьим 96-104 см. Объем выборки определен по рекомендациям НИИ антропологии МГУ [153]. Исследования обнаженных мужских фигур и фигур в костюмах проведены в статике и динамике с применением контактных и бесконтактных (плоскостная фотограмметрия с использованием зеркальной камеры Nikon D7100) методов измерений.

В качестве основного движения нами выбрано отведение руки в плечевом суставе относительно вертикали из плечевой точки (угол  $\alpha$ ) от отвесного до горизонтального положения с шагом 15 градусов и отведение ноги в тазобедренном суставе в сторону.

Целью этого следования стало изучение закономерностей движения антропометрических точек (*АТ*) в пространстве, их смещение при отведении руки в плечевом суставе и ноги в тазобедренном суставе в сторону. Результаты предварительного визуального анализа деформирования кожных покровов во время движений показали необходимость разработки номенклатуры дополнительных *АТ*, расположенных на поверхности верхней части туловища и верхних и нижних конечностей, для последующих измерений расстояний между ними.

В номенклатуру включены 11 основных - *б, в, з, о, и, ш, к, н, ц, ф', ф''* [133], 19 дополнительных, идентифицирующих отведение руки в плечевом суставе, и 3 дополнительных *АТ*, идентифицирующих отведение ноги в тазобедренном суставе в сторону (таблица 2.2).

Схема расположения выбранных точек показана на рисунке 2.3.

Таблица 2.2 – Дополнительные точки для проведения антроподинамических исследований

Наименование	Обозначение	Расположение на фигуре
1 Остистый отросток седьмого грудного позвонка	$b_2$	На пересечении линии обхвата груди первого с вертикальной плоскостью через позвоночник
2 Точка основания груди	$v_2$	На пересечении линии обхвата груди первого с вертикальной плоскостью, через точку основания шеи
3 Осевая задняя точка линии талии	$v_3$	На пересечении линии обхвата талии с вертикальной плоскостью через точку основания шеи
4 Промежуточная точка	$z_1$	На расстоянии $\frac{1}{2}$ от отрезка $z-o$
5 Точка оси плеча на уровне обхвата плеча	$o_1$	На пересечении линии обхвата плеча с вертикальной плоскостью через середину плечевого ската
6 Точка оси плеча на уровне обхвата плеча задняя	$o_2$	На линии обхвата плеча сзади на расстоянии $\frac{1}{2}$ от отрезка $o - o_1$
7 Лучевая точка внешняя	$u_1$	Верхняя точка головки лучевой кости сбоку
8 Лучевая задняя	$u_2$	Верхняя точка головки лучевой кости сзади
9 Лучевая внутренняя	$u_3$	Верхняя точка головки лучевой кости
10 Шиловидная внешняя	$ш_1$	Нижняя точка шиловидного отростка лучевой кости сбоку
11 Шиловидная задняя	$ш_2$	Нижняя точка шиловидного отростка лучевой кости сзади
12 Средне-грудинная	$n_1$	Точка на средней линии грудины на уровне сочленения верхнего края хрящей четвертых ребер с грудиной
13 Промежуточная точка	$n_2$	Точка пересечения отрезка $v-k$ и $n_1-n$
14 Центральная точка линии талии	$k_2$	На пересечении линии обхвата талии с вертикальной плоскостью через сосковую точку
15 Промежуточная точка	$z_2$	На расстоянии $\frac{1}{2}$ от отрезка $z- n$
16 Точка оси плеча на уровне обхвата плеча внутренняя	$o_3$	На линии обхвата плеча внутри
17 Точка оси плеча на уровне обхвата плеча передняя	$o_4$	На линии обхвата плеча спереди
18 Лучевая передняя	$u_4$	Верхняя точка головки лучевой кости спереди
19 Шиловидная передняя	$ш_3$	Нижняя точка шиловидного отростка лучевой кости спереди
20 Паховая	$П$	Высшая точка промежности
21 Внутренняя коленная	$m_1$	На линии обхвата колена внутри
22 Внутренняя малоберцовая	$ш_1$	На линии обхвата щиколотки внутри

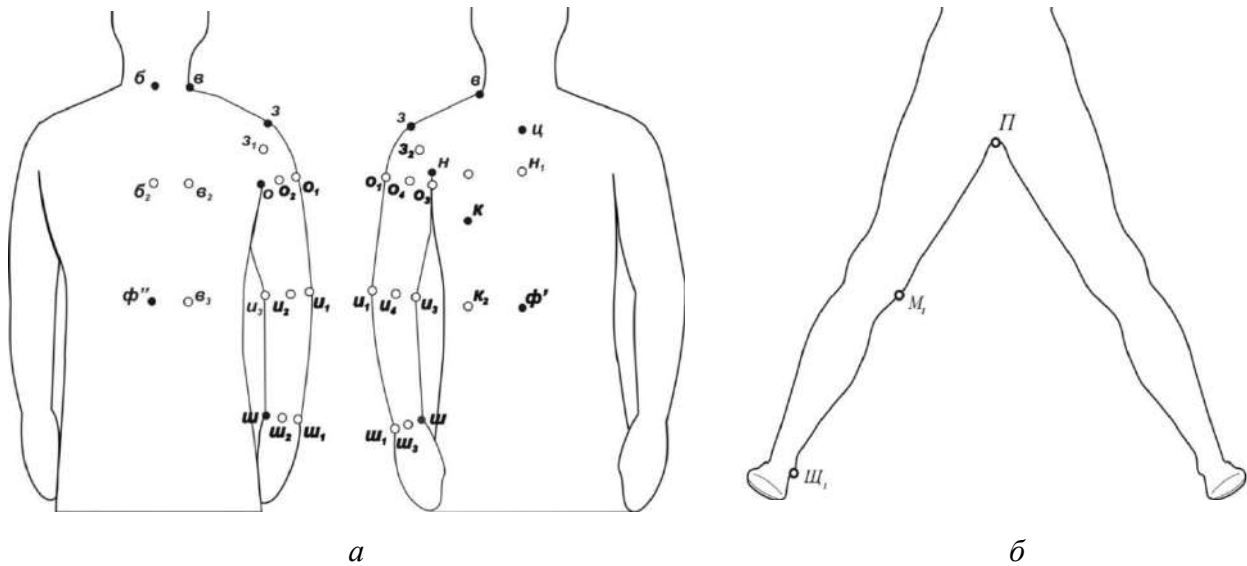


Рисунок 2.3 – Основные антропометрические (●) и дополнительные (○) точки туловища фигуры спортсмена: *а* – верхней части; *б* – нижней части

На рисунке 2.4 показан пример смещения основных антропометрических точек *з*, *о* и *н* при отведении руки. Для антропометрических точек *н*, *о* и *з* величина их перемещения на фигуре составила: ( $з - з^0$ ) - минус 4,8 см; ( $н - н^0$ ) - 4,5 см; ( $о - о^0$ ) - 5,4 см.

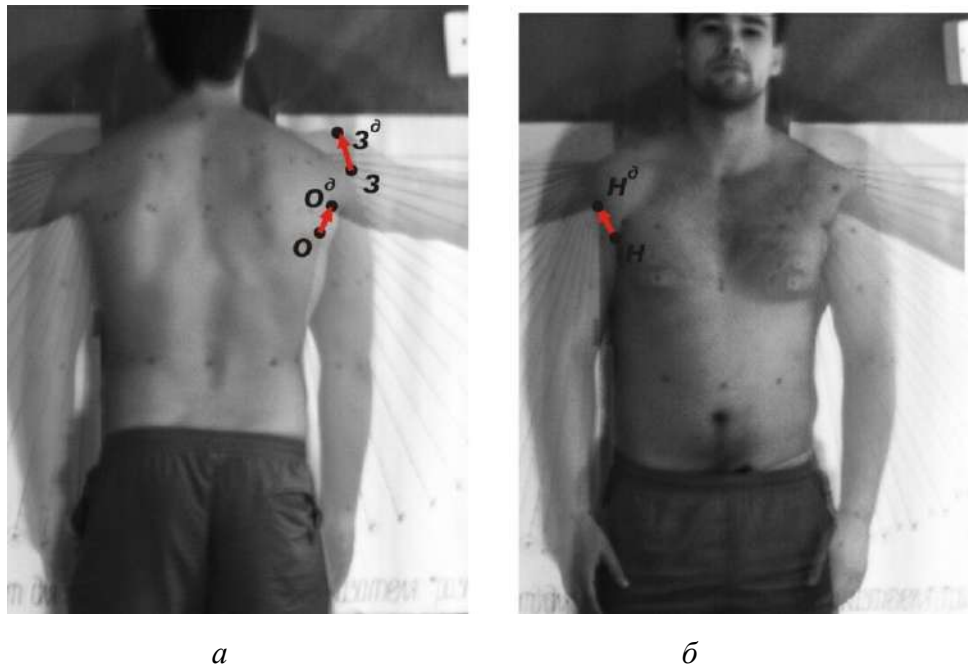


Рисунок 2.4 – Смещение антропометрических точек *з*, *о* и *н* при отведении руки на угол  $\alpha = 75^\circ$ : *а* – вид сзади, *б* – вид спереди



Выбранные точки демонстрируют, что их перемещения сопоставимы по величине с величинами прибавок к продольным и поперечным *РП*, что следует учитывать при конструировании *КПВС*.

### 2.1.3. Номенклатура размерных признаков

После анализа перемещения *АТ* были выбраны те, которые имеют максимальную амплитуду перемещения. Эти точки были использованы для измерения новых *РП*.

В качестве новых размерных признаков предложены:

1. Высота заднего угла подмышечной впадины косая  $B_{зук}$ . Этот признак измеряют по диагонали от задней точки талии  $\phi''$  до заднего угла подмышечной впадины (*ЗУПВ*) *о*.  $B_{зук}$  используется для построения и контроля габаритов спинки стана и уровня притачивания нижнего крыла к рукаву.

2. Высота переднего угла подмышечной впадины косая  $B_{пвк}$ . Этот признак измеряют по диагонали от передней точки талии  $\phi'$  до переднего угла подмышечной впадины (*ПУПВ*) *н*.  $B_{пвк}$  используется для построения и контроля габаритов полочки стана и уровня притачивания верхнего крыла к рукаву.

3. Угол наклона плечевого ската  $\beta_\delta$  в динамике. Измеряют угол между длиной плечевого ската *в-з* и его проекцией на горизонталь из точки *в* в динамике. Этот признак можно использовать для построения *БК* стана и контроля угла наклона плечевой линии.

Новые размерные признаки позволяют учесть соматические особенности фигуры потребителя.

Схема измерения  $B_{зук}$  и  $B_{пвк}$  показана на рисунке 2.5, угла  $\beta_\delta$  - на рисунке 2.6.

Наличие на поверхности фигуры тридцати *АТ* позволило нам использовать следующие *РП* и угловые параметры, представленные в таблице 2.3, для оценки динамических эффектов.

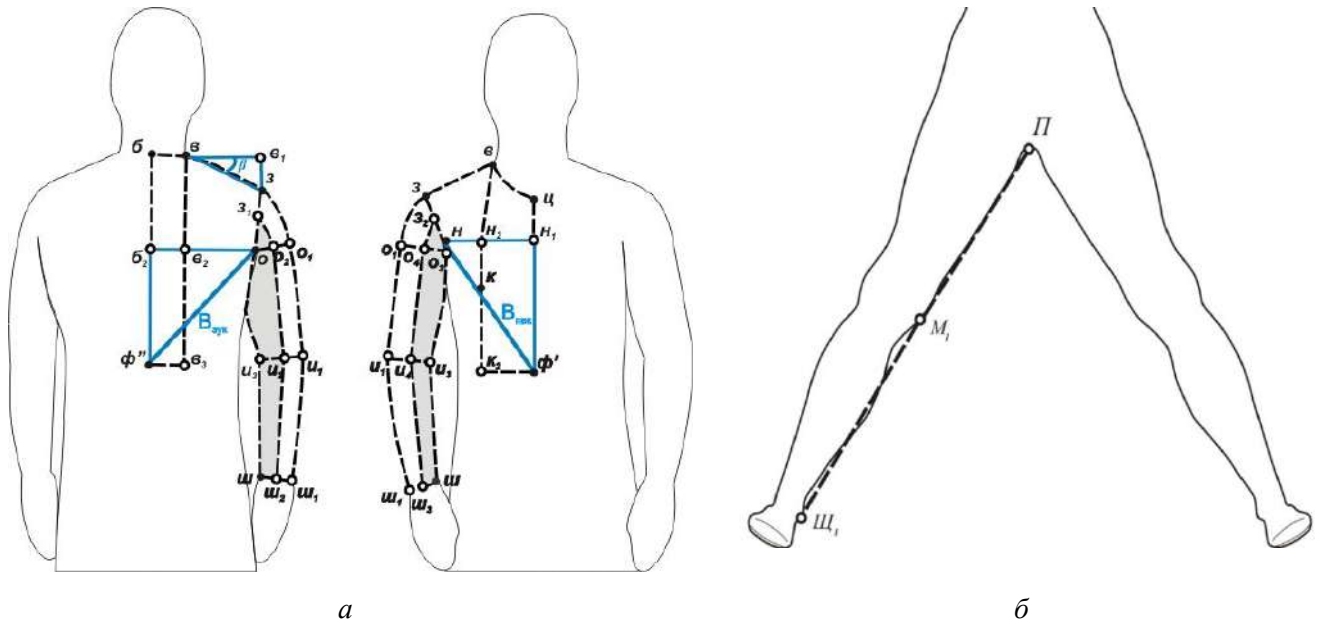


Рисунок 2.5 – Схема измерения новых  $РП$   $V_{зук}$  и  $V_{пвк}$  и формируемая из них и основных  $РП$  кинематическая антропометрическая схема:  $a$  – верхней части туловища,  $b$  – нижней части туловища

Таблица 2.3 – Размерные признаки и угловые параметры, используемые при оценке динамического эффекта

Условное обозначение	Наименование	Измерение с помощью КАС
1	2	3
<b>Стандартизированные РП</b>		
$Ш_n$	Длина плечевого ската	$в - з$
$Д_{луч}$	Расстояние от точки основания шеи сбоку до лучевой точки	$в - з - и_1$
$Д_{зап}$	Расстояние от точки основания шеи сбоку до линии обхвата запястья	$в - з - ш_1$
$Д_{тп}$	Расстояние от точки основания шеи сбоку до линии талии спереди	$в - н_2 - к - к_2$
$V_{прз}$	Расстояние от точки основания шеи сзади до линии обхватов груди первого и второго с учетом выступа лопаток	$\bar{б} - \bar{б}_2$
$Д_{тс}$	Длина спины до талии с учетом выступа лопаток	$\bar{б} - \bar{б}_2 - \phi''$
$Д_{тс1}$	Расстояние от линии талии сзади до точки основания шеи сбоку	$в - в_2 - в_3$
$Ш_г$	Ширина груди	$н_1 - н_2 - н$
$Ш_с$	Ширина спины	$\bar{б}_2 - в_2 - о$
$d_{рв}$	Диаметр руки вертикальный	$з - о_1$
$Д_n$	Длина ноги по внутренней поверхности	$\Pi - м_1 - ш_1$
<b>Новые РП</b>		
$V_{зук}$	Высота заднего угла подмышечной впадины косая	$\phi'' - о$
$V_{пвк}$	Высота переднего угла подмышечной впадины косая	$\phi' - н$
$\beta_d$	Угол наклона плечевого ската в динамике	
<b>Угловые параметры</b>		
$\alpha$	Угол отведения руки в плечевом суставе относительно вертикали из плечевой точки	
$\theta$	Угол отведения ноги в тазобедренном суставе в сторону относительно вертикали из остисто-подвздошной точки при условии сохранения устойчивого положения тела в пространстве	

Десять основных и три новых *РП* были объединены в кинематическую антропометрическую схему (*КАС*) верхней части туловища и один *РП* в *КАС* нижней части туловища для определения динамических приращений.

#### 2.1.4. Кинематическая антропометрическая схема

*КАС* верхней части туловища для вычисления динамических приращений показана на рисунке 2.6.

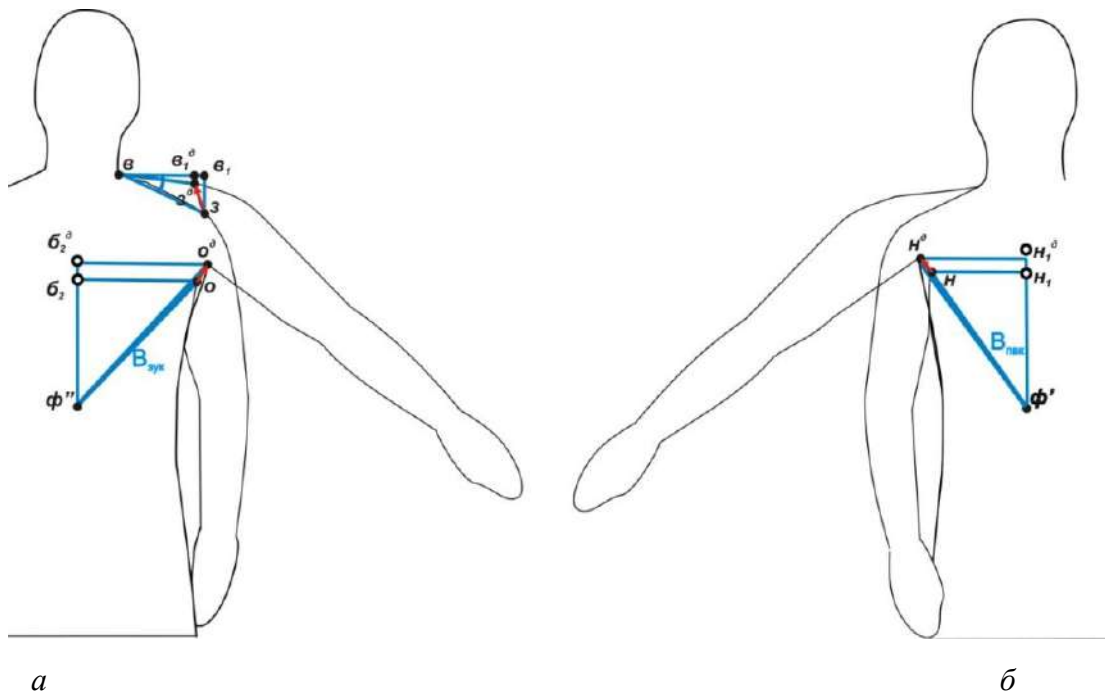


Рисунок 2.6 – *КАС* в статике и динамике: *а* – вид сзади, *б* – вид спереди

В таблице 2.4 представлены *КАС* торса фигуры для трех размерных признаков  $B_{зук}$ ,  $B_{пвк}$ ,  $Ш_{п}$ . Значения динамических приращений  $\Delta B_{зук}$ ,  $\Delta B_{пвк}$ ,  $\Delta Ш_{п}$  были разложены на горизонтальные и вертикальные составляющие.

Для размерных признаков  $B_{зук}$ ,  $B_{пвк}$ ,  $Ш_{п}$  и их составляющих  $\Delta B_{зук}$ ,  $\Delta B_{пвк}$ ,  $\Delta Ш_{п}$  определены динамические приращения при углах отведения руки  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $75^\circ$ ,  $90^\circ$ .

Таблица 2.4 – Составляющие динамических приращений  $\Delta B_{зук}$ ,  $\Delta B_{пвк}$ ,  $\Delta Ш_{п}$ 

Динамическое приращение, $\Delta$	Составляющие динамического приращения		Схема разложения $\Delta$ на составляющие $\Delta_{\Gamma}$ и $\Delta_B$
	по горизонтали, $\Delta_{\Gamma}$	овертикали, $\Delta_B$	
1. $\Delta B_{зук}$	$\Delta B_{зук}^{\Gamma} = \Delta Ш_{с}$	$\Delta B_{зук}^B = \Delta(D_{тс} - B_{прз})$	
2. $\Delta B_{пвк}$	$\Delta B_{пвк}^{\Gamma} = \Delta Ш_{\Gamma}$	$\Delta B_{пвк}^B = \Delta(D_{тп} - B_{прп})$	
3. $\Delta Ш_{п}$	$\Delta Ш_{п}^{\Gamma} = \Delta 0,5(d_{пп} - d_{ш})$ [154]	$\Delta Ш_{п}^B = \Delta B_{п}$	

Значения приращений для условно-типовой фигуры 188-96-80 при угле отведения руки, равном  $75^\circ$ , приведены в таблице 2.5.

Таблица 2.5 – Значения динамических приращений

Условное обозначение		Величина динамического эффекта, $\Delta$	
приращения к РП и его составляющим	участка измерения (рисунок 2.5)	Абсолютная, см	Относительная, %
$\Delta B_{зук}$	$\Delta (\phi'' - o)$	4,5	14,8
$\Delta B_{зук}^Г = \Delta III_c$	$\Delta (\delta_2 - o)$	1,1	6
$\Delta B_{зук}^B = \Delta (D_{тс} - B_{прз})$	$\Delta (\delta_2 - \phi'')$	4,4	18,7
$\Delta B_{пвк}$	$\Delta (\phi' - n)$	5,4	16,1
$\Delta B_{пвк}^Г = \Delta III_Г$	$\Delta (n_Г - n)$	2,0	10,6
$\Delta B_{пвк}^B = \Delta (D_{тп} - B_{прп})$	$\Delta (n_Г - \phi')$	5,3	18,7
$\Delta III_п$	$\Delta (в - з)$	- 4,8	29,6
$\Delta III_п^Г = \Delta 0,5(d_{пл} - d_{ш})$	$\Delta (в - в_1)$	- 3,7	24,5
$\Delta III_п^B = \Delta B_п$	$\Delta (з - в_1)$	- 5,4	75

После обработки результатов измерений получены графики изменения составляющих величин динамических приращений  $\Delta B_{зук}$ ,  $\Delta B_{пвк}$ ,  $\Delta III_п$ , представленные на рисунках 2.7 – 2.9.

Из графиков видно, что рост и убывание составляющих ограничены предельными значениями, представленными в таблице 2.5.

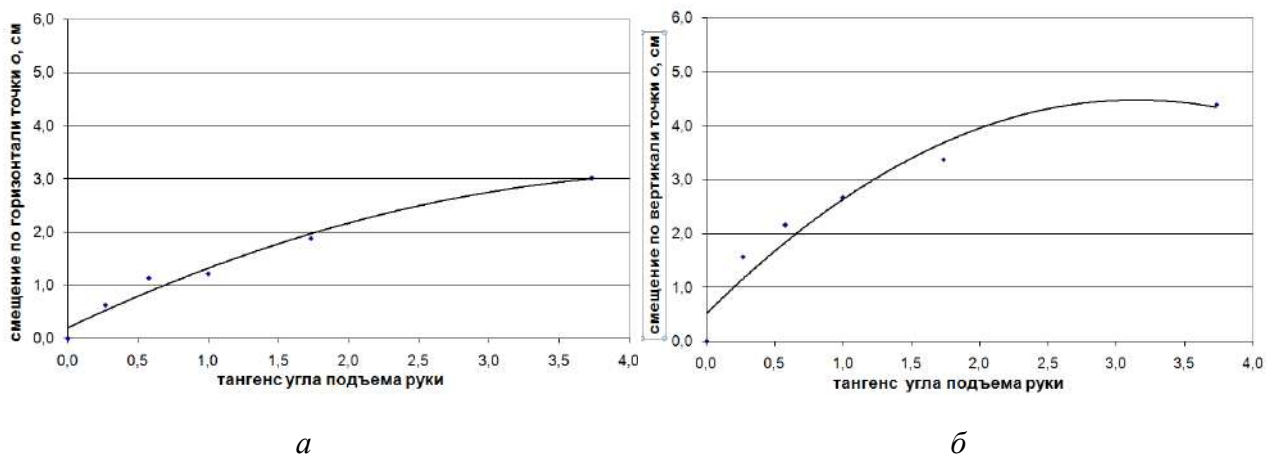


Рисунок 2.7 – Графики изменения составляющих величины динамического приращения к  $\Delta B_{зук}$ : а - по горизонтали ( $\Delta B_{зук}^Г$ ); б - по вертикали ( $\Delta B_{зук}^B$ )

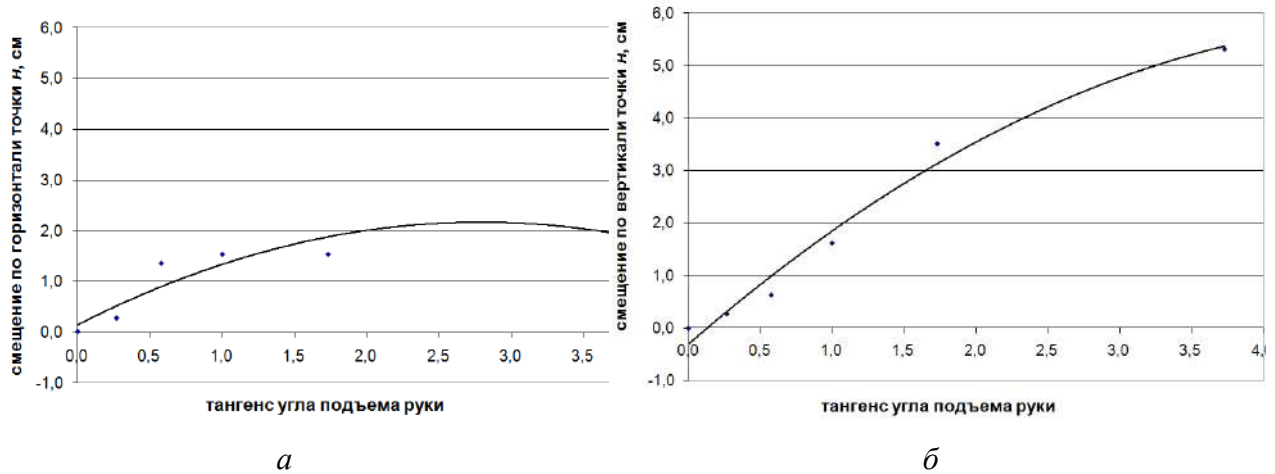


Рисунок 2.8 – Графики изменения составляющих величины динамического приращения к  $\Delta B_{\text{пвк}}$ : а - по горизонтали ( $\Delta B_{\text{пвк}}^{\Gamma}$ ), б - по вертикали ( $\Delta B_{\text{пвк}}^{\text{B}}$ )

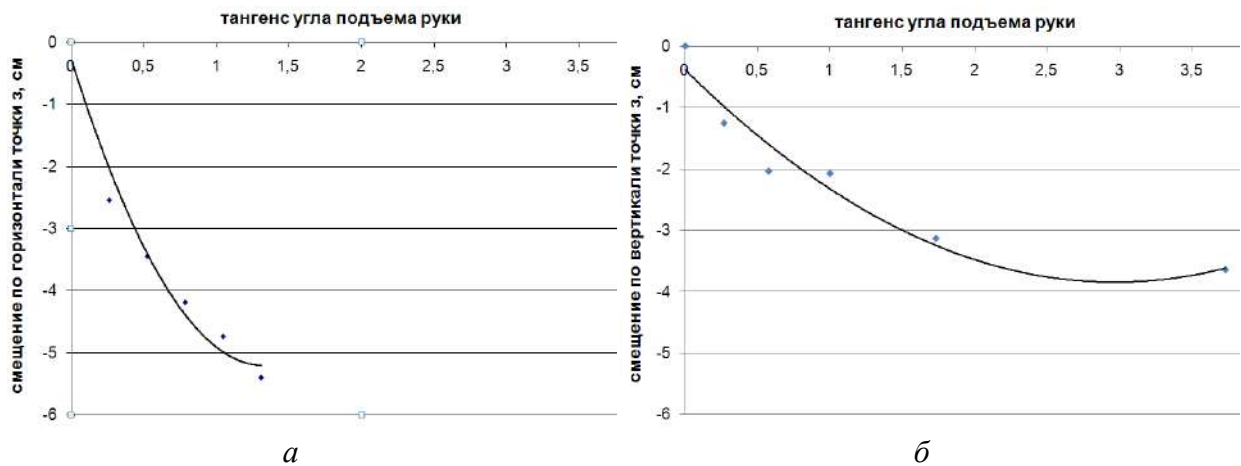


Рисунок 2.9 – Графики изменения составляющих величины динамического приращения к  $\Delta Ш_{\text{п}}$ : а - по горизонтали ( $\Delta Ш_{\text{п}}^{\Gamma}$ ); б - по вертикали ( $\Delta Ш_{\text{п}}^{\text{B}}$ )

Такие графики (рисунок 2.7 – 2.9) можно построить для фигуры любого спортсмена. Задавая угол отведения руки, получаем значения составляющих приращений по вертикали и горизонтали:

$$\begin{cases} \Delta B_{\text{зук}}^{\Gamma} = -0,1 \text{tg}(\alpha)^2 + 1,3\text{tg}(\alpha) + 0,2 \\ \Delta B_{\text{зук}}^{\text{B}} = -0,4 \text{tg}(\alpha)^2 + 2,5\text{tg}(\alpha) + 0,5 \end{cases} \quad (2.1)$$

$$\begin{cases} \Delta B_{\text{пвк}}^{\Gamma} = -0,3 \text{tg}(\alpha)^2 + 1,5\text{tg}(\alpha) + 0,1 \\ \Delta B_{\text{пвк}}^{\text{B}} = -0,2 \text{tg}(\alpha)^2 + 2,4\text{tg}(\alpha) - 0,3 \end{cases} \quad (2.2)$$

$$\begin{cases} \Delta Ш_{\text{п}}^{\Gamma} = -2,8 \text{tg}(\alpha)^2 - 17,4\text{tg}(\alpha) - 0,3 \\ \Delta Ш_{\text{п}}^{\text{B}} = 0,4 \text{tg}(\alpha)^2 - 2,3\text{tg}(\alpha) - 0,4 \end{cases} \quad (2.3)$$

По (2.1 – 2.3) можно определить ограничения при выборе прибавок  $\Pi_{Шс}$ ,  $\Pi_{снр}$ ,  $\Pi_{Шг}$ ,  $\Pi_{Шп}$ , которые влияют на габариты  $БК$  стана куртки. Выражения для выбора в общем виде имеют вид:

$$\Pi_{Шс} \geq \Delta B_{зук}^Г \quad (2.4)$$

$$\Pi_{снр} \geq \Delta B_{зук}^В \quad (2.5)$$

$$\Pi_{Шг} \geq \Delta B_{пвк}^Г \quad (2.6)$$

$$\Pi_{Шп} \geq \Delta Ш_{п}^Г \quad (2.7)$$

В результате проведенных исследований установлено, что в основной позе плечевая точка  $з$  на теле спортсмена смещается в вертикальной плоскости на большую величину, чем точка  $ЗУПВ$   $о$  и  $ПУПВ$   $н$  (таблица 2.5).

Для обеспечения статикодинамического соответствия конструкции стана параметрам фигуры на участке плечевого пояса рекомендуем распределить динамическое приращение  $\Delta Ш_{п}^В$  следующим образом:

1) часть приращения, равную  $\Delta B_{зук}^В$ , распределить на прибавку на свободу проймы по глубине  $\Pi_{снр}$ ;

2) оставшуюся величину, равную  $(\Delta Ш_{п}^В - \Delta B_{зук}^В)$ , использовать для подъема плечевой точки стана.

Таким образом, значение угла наклона плечевого среза стана должно удовлетворять следующему условию:

$$\beta > \beta_{к} > \beta_{д}, \quad (2.8)$$

где  $\beta_{к}$  - угол наклона плечевого среза стана в конструкции;

$\beta$  - угол наклона плечевого ската в статике;

$\beta_{д}$  - угол наклона плечевого ската в динамике.

Соотношения между составляющими динамических приращений и величинами  $КП$  (2.4–2.8) обеспечивают статикодинамическое соответствие конструкции стана соматическим особенностям фигур потребителей.

### 2.1.5. Использование кинематической антропометрической схемы для проверки чертежей

Для создания условий управляемого взаимодействия элементов системы «человек - костюм - воздушная среда» в *БК* куртки и брюк необходимо заложить базовый уровень динамического соответствия между ними. Условиями проектирования базового уровня являются:

- 1) обеспечение свободы движений спортсмена в рамках умеренных амплитуд перемещений в основных суставах;
- 2) отсутствие ограничений на перемещение граничных участков одежды относительно аналогичных участков тела.

С учетом доминирующих перемещений верхних и нижних конечностей спортсмена необходимо согласовать предельные значения, характеризующие основную статикодинамическую позу и показатели удовлетворительного баланса костюма в статике.

Для получения эргономически рациональной конструкции введена проверка чертежа с использованием *КАС*. Предложенная *КАС* показана на рисунке 2.10.

Рассмотрим алгоритм проверки чертежа *БК* куртки, включающий следующую последовательность действий:

1. Проведение антропометрических измерений фигур в основной статикодинамической позе контактными или бесконтактными способами.
2. Построение *БК* стана куртки.
3. Расчет и построение *КАС* в статике и динамике на чертеже *БК* стана куртки по одному из двух возможных алгоритмов, используемых в зависимости от состава исходных данных:

3.1. Исходные данные для фигур типового телосложения (*ФТТ*) согласно [133, 154] (таблица 2.6).



3.2. Исходные данные для фигур нетипового телосложения (*ФНТ*), полученные методом плоскостной фотограмметрии, рассмотренным в работах [155-157] (таблица 2.7).

Таблица 2.6 – Алгоритм построения *КАС* для *ФТТ* на чертеже *БК* стана куртки

<i>КАС</i> в статике		<i>КАС</i> в динамике	
<b>1. Построение нижнего треугольника спинки <i>КАС</i></b> (таблица 2.4, номер 1); рисунок 2.6,а)			
<b>Треугольник <math>\phi'' \ b_2 \ o</math></b>		<b>Треугольник <math>\phi'' \ b_2^{\circ} \ o^{\circ}</math></b>	
1.1. Определение положения <i>ТОШ</i> сзади ( <i>б</i> ) [158, с.195]			
1.2. Определение положения антропометрического уровня линии талии ( <i>АУЛТ</i> ) на спинке [158, с. 195] и точки $\phi''$			
1.3.	Определение уровня <i>ЗУПВ</i> [158, с. 195] и точки $b_2$ . Построение отрезка $[\phi'' - b_2] = (D_{тс} - B_{прз})$	Определение уровня <i>ЗУПВ</i> <sup>о</sup> и точки $b_2^{\circ}$ . Из точки $\phi''$ по вертикали вверх построение отрезка $[\phi'' - b_2^{\circ}] = ((D_{тс} - B_{прз}) + \Delta(D_{тс} - B_{прз})) = (D_{тс} - B_{прз}) + \Delta B_{зук}^B$	
1.4.	Определение <i>ЗУПВ</i> ( <i>о</i> ) [158, с.197]. Построение отрезка $[b_2 - o] = Ш_c$	Определение <i>ЗУПВ</i> <sup>о</sup> ( <i>о</i> <sup>о</sup> ) и ширины спины в динамике ( $Ш_c^{\circ}$ ). Из точки $b_2$ вправо по горизонтали построение отрезка $[b_2^{\circ} - o^{\circ}] = Ш_c + \Delta Ш_c = Ш_c + \Delta B_{зук}^Г$	
1.5.	Построение отрезка $[\phi'' - o] = B_{зук}$	Построение отрезка $[\phi'' - o^{\circ}] = B_{зук}^{\circ}$	
1.6.	Построение нижнего треугольника спинки <i>КАС</i> в статике со сторонами $[\phi'' - b_2] = (D_{тс} - B_{прз})$ , $[b_2 - o] = Ш_c$ , $[\phi'' - o] = B_{зук}$	Построение нижнего треугольника спинки <i>КАС</i> в динамике со сторонами $[\phi'' - b_2^{\circ}] = ((D_{тс} - B_{прз}) + \Delta(D_{тс} - B_{прз}))$ , $[b_2^{\circ} - o^{\circ}] = (Ш_c + \Delta Ш_c)$ ; $[\phi'' - o^{\circ}] = B_{зук}^{\circ}$	
<b>2. Построение треугольника полочки <i>КАС</i></b> (таблица 2.4, номер 2; рисунок 2.6,б)			
<b>Треугольник <math>\phi' \ n_1</math></b>		<b>Треугольник <math>\phi' \ n_1^{\circ}</math></b>	
2.1. Определение положения <i>АУЛТ</i> на <i>ЧК</i> стана [158, с. 195] и точки $\phi'$			
2.2.	Определение уровня <i>ПУПВ</i> и точки $n_1$ . Из точки $\phi'$ вверх по вертикали построение отрезка $[\phi' - n_1] = (D_{тп} - B_{прп})$	Определение уровня <i>ПУПВ</i> <sup>о</sup> и точки $n_1^{\circ}$ . Из точки $\phi'$ вверх по вертикали построение отрезка $[\phi' - n_1^{\circ}] = ((D_{тп} - B_{прп}) + \Delta(D_{тп} - B_{прп})) = (D_{тп} - B_{прп}) + \Delta B_{пвк}^B$	
2.3.	Определение <i>ПУПВ</i> ( <i>н</i> ). Построение отрезка $[n_1 - n] = Ш_Г$	Определение <i>ПУПВ</i> <sup>о</sup> ( <i>н</i> <sup>о</sup> ) и ширины груди в динамике ( $Ш_Г^{\circ}$ ). Из точки $n_1^{\circ}$ влево по горизонтали построение отрезка $[n_1^{\circ} - n^{\circ}] = Ш_Г + \Delta Ш_Г = Ш_Г + \Delta B_{пвк}^Г$	
2.4.	Построение отрезка $[\phi' - n] = B_{пвк}$	Построение отрезка $[\phi' - n^{\circ}] = B_{пвк}^{\circ}$	
2.5.	Построение треугольника полочки <i>КАС</i> в статике со сторонами $[\phi' - n_1] = (D_{тп} - B_{прп})$ , $[n_1 - n] = Ш_Г$ , $[\phi' - n] = B_{пвк}$	Построение треугольника полочки <i>КАС</i> в динамике со сторонами $[\phi' - n_1^{\circ}] = ((D_{тп} - B_{прп}) + \Delta(D_{тп} - B_{прп}))$ , $[n_1^{\circ} - n^{\circ}] = (Ш_Г + \Delta Ш_Г)$ , $[\phi' - n^{\circ}] = B_{пвк}^{\circ}$	
<b>3. Построение верхнего треугольника спинки <i>КАС</i></b> (таблица 2.4, номер 3; рисунок 2.6,а)			
<b>Треугольник <math>v \ v_1 \ z</math></b>		<b>Треугольник <math>v \ v_1^{\circ} \ z^{\circ}</math></b>	

3.1. Определение положения <i>ТОШ</i> сбоку ( $\mathbf{в}$ ) [158, с. 197]		
3.2.	Проведение горизонтали вправо из точки $\mathbf{в}$ и построение отрезка $[\mathbf{в} - \mathbf{в}_I] = 0,5(d_{пл} - d_{ш})$	Проведение горизонтали вправо из точки $\mathbf{в}$ и построение отрезка $[\mathbf{в} - \mathbf{в}_I^0] = ((0,5(d_{пл} - d_{ш}) + \Delta(0,5(d_{пл} - d_{ш})))$
3.3.	Построение из точки $\mathbf{в}_I$ вниз перпендикулярного отрезка $[\mathbf{в}_I - \mathbf{з}] = B_{п} = B_{тош} - B_{пт}$	Построение из точки $\mathbf{в}_I^0$ вниз перпендикулярного отрезка $[\mathbf{в}_I^0 - \mathbf{з}^0] = B_{п}^0 = B_{п} + \Delta B_{п}$
3.4.	Построение отрезка $[\mathbf{в} - \mathbf{з}] = Ш_{п}$	Построение отрезка $[\mathbf{в} - \mathbf{з}^0] = Ш_{п} + \Delta Ш_{п}$
3.5.	Построение верхнего треугольника спинки <i>КАС</i> в статике со сторонами $[\mathbf{в} - \mathbf{з}] = Ш_{п}$ , $[\mathbf{в}_I - \mathbf{з}] = B_{п}$ , $[\mathbf{в} - \mathbf{в}_I] = 0,5(d_{пл} - d_{ш})$	Построение верхнего треугольника спинки <i>КАС</i> в динамике со сторонами $[\mathbf{в} - \mathbf{з}^0] = ((Ш_{п} + \Delta Ш_{п})$ , $[\mathbf{в}_I^0 - \mathbf{з}^0] = (B_{п} + \Delta B_{п})$ , $[\mathbf{в} - \mathbf{в}_I^0] = (0,5(d_{пл} - d_{ш}) + \Delta(0,5(d_{пл} - d_{ш})))$

Таблица 2.7 – Алгоритм построения *КАС* на фотоизображении *ФНТ*

№	<i>КАС</i> в статике	<i>КАС</i> в динамике
1.	Нанесение основных <i>АТ</i> [133] и уровней: <i>ТОШ</i> сзади ( $\mathbf{б}$ ), <i>ТОШ</i> сбоку ( $\mathbf{в}$ ), задней точки талии ( $\mathbf{ф}''$ ), передней точки талии $\mathbf{ф}'$ , <i>АУЛТ</i> ;	
1.1.	плечевой точки ( $\mathbf{з}$ ), <i>ЗУПВ</i> ( $\mathbf{о}$ ), <i>ПУПВ</i> ( $\mathbf{н}$ )	плечевой точки в динамике ( $\mathbf{з}^0$ ), <i>ЗУПВ</i> в динамике ( $\mathbf{о}^0$ ), <i>ПУПВ</i> в динамике ( $\mathbf{н}^0$ )
2.	Построение отрезков $[\mathbf{ф}'' - \mathbf{б}_2]$ , $[\mathbf{б}_2 - \mathbf{о}]$ , $[\mathbf{ф}'' - \mathbf{о}]$ , образующих нижний треугольник спинки <i>КАС</i> $\mathbf{ф}'' \mathbf{б}_2 \mathbf{о}$ (рисунок 2.5,2.6)	Построение отрезков $[\mathbf{ф}'' - \mathbf{б}_2^0]$ , $[\mathbf{б}_2^0 - \mathbf{о}^0]$ , $[\mathbf{ф}'' - \mathbf{о}^0]$ , образующих нижний треугольник спинки <i>КАС</i> $\mathbf{ф}'' \mathbf{б}_2^0 \mathbf{о}^0$ (рисунок 2.5,2.6)
3.	Построение отрезков $[\mathbf{ф}' - \mathbf{н}_1]$ , $[\mathbf{н}_1 - \mathbf{н}]$ , $[\mathbf{ф}' - \mathbf{н}]$ , образующих треугольник полочки <i>КАС</i> $\mathbf{ф}' \mathbf{н} \mathbf{н}_1$ (рисунок 2.5,2.6)	Построение отрезков $[\mathbf{ф}' - \mathbf{н}_1^0]$ , $[\mathbf{н}_1^0 - \mathbf{н}^0]$ , $[\mathbf{ф}' - \mathbf{н}^0]$ , образующих треугольник полочки <i>КАС</i> $\mathbf{ф}' \mathbf{н}^0 \mathbf{н}_1^0$ (рисунок 2.5,2.6)
4.	Построение отрезков $[\mathbf{в} - \mathbf{з}]$ , $[\mathbf{в}_I - \mathbf{з}]$ , $[\mathbf{в} - \mathbf{в}_I]$ , образующих верхний треугольник спинки <i>КАС</i> $\mathbf{в} \mathbf{в}_I \mathbf{з}$ (рисунок 2.5,2.6)	Построение отрезков $[\mathbf{в} - \mathbf{з}^0]$ , $[\mathbf{в}_I^0 - \mathbf{з}^0]$ , $[\mathbf{в} - \mathbf{в}_I^0]$ , образующих нижний треугольник спинки <i>КАС</i> $\mathbf{в} \mathbf{в}_I^0 \mathbf{з}^0$ (рисунок 2.5,2.6)
5.	Вычисление масштабного коэффициента фотоизображения [156, 157]	
6.	Расчет значений дуговых <i>РП</i> по их проекционным составляющим [156, 157]	
7.	Построение треугольников <i>КАС</i> на чертеже <i>БК</i> или <i>МК</i>	

4. Проверка выполнения условий (2.4 - 2.8).

5. Корректировка *ЧК* стана куртки в соответствии с условиями (2.4 - 2.8).

6. Формулирование выводов о соразмерности *БК* стана куртки и фигуры спортсмена.

Рассмотрим приведенный алгоритм проверки на примере двух мужских фигур  $\Phi 1$  и  $\Phi 2$  с одинаковыми ведущими *РП* 188-96-80, но отличающимися соматическими особенностями (таблица 2.8).

Таблица 2.8 – Антропометрические параметры фигур  $\Phi 1$  и  $\Phi 2$ 

Антропометрические параметры		Значения для фигур, см	
Наименование	Обозначение	$\Phi 1$	$\Phi 2$
Ширина спины	$Ш_c$	20,3	22,5
Ширина спины в динамике	$Ш_c + \Delta Ш_c$	20,3+1,1=21,4	22,5 + 1,2=23,7
Расстояние от точки основания шеи сзади до линии обхватов груди первого и второго	$B_{прз}$	21,9	22,0
Высота заднего угла подмышечной впадины косая	$B_{зук}$	31,5	32,5
Высота заднего угла подмышечной впадины косая в динамике	$B_{зук} + \Delta B_{зук}$	31,5+4,5=36	32,5 + 4,5 = 37
Ширина груди	$Ш_г$	18,3	18,9
Ширина груди в динамике	$Ш_г + \Delta Ш_г$	18,3+2,0=20,3	18,9 + 3,1= 22
Высота переднего угла подмышечной впадины косая	$B_{пвк}$	31,4	32,8
Высота переднего угла подмышечной впадины косая в динамике	$B_{пвк} + \Delta B_{пвк}$	31,4+5,4=36,8	32,8+ 6,2= 39
Длина плечевого ската	$Ш_п$	16,6	16,3
Длина плечевого ската в динамике	$Ш_п + \Delta Ш_п$	16,6 - 4,8=11,8	16,3 - 4,2= 12,1
Высота плечевого ската	$B_п$	6,4	7,2
Высота плечевого ската в динамике	$B_п + \Delta B_п$	6,4 - 5,4 = 1	7,2 - 5,4=1,8
Угол наклона плечевого ската в статике	$\beta$	24°	13°
Угол наклона плечевого ската в динамике	$\beta_д$	8°	3°

$PП$  типовой фигуры  $\Phi 1$ , имеющей типовое телосложение со средним наклоном и нормальной высотой плечевого ската [146], взяты из [133,134, 154]. Фигура  $\Phi 2$ ,  $PП$  которой получены методом плоскостной фотограмметрии, имеет увеличенную мышечную массу в области ширины груди и спины, высокий наклон плечевого ската [147].

В качестве примера использована  $БК$  стана куртки, построенная по английской методике [159], со следующими конструктивными параметрами:  $П_{сз3} = 8$  см,  $П_{шс} = 2,2$  см,  $П_{ше} = 2,2$  см,  $П_{сnp} = 4,5$  см,  $П_{дmc} = 0$  см, угол наклона плечевой линии спинки  $\beta_k = 14^\circ$ .

Результаты оценки динамического соответствия параметров *БК* стана куртки антропометрическим параметрам фигур  $\Phi 1$  и  $\Phi 2$  по [160, с.135-144] представлены в таблице 2.9.

Таблица 2.9 – Оценка динамического соответствия *БК* стана куртки

Конструктивные параметры <i>ЧК</i> стана			Заключение по использованию <i>ЧК</i> стана	
Наименование	Обозначение	Значение, см	для $\Phi 1$	для $\Phi 2$
Ширина спинки	$Ш_c + П_{Шc}$	20,3+2,2 = 22,5	<b>Условие (2.4) выполняется:</b> $Ш_c + П_{Шc} \geq Ш_c + \Delta B_{зук}^Г$ 22,5 см > 21,4 см	<b>Условие (2.4) НЕ выполняется:</b> $Ш_c + П_{Шc} < Ш_c + \Delta B_{зук}^Г$ 22,5 см < 23,7 см
Уровень глубины проймы	$B_{прз} + П_{сnp}$	21,9+4,5 = 26,4	<b>Условие (2.5) выполняется:</b> $B_{прз} + П_{сnp} \geq B_{прз} + \Delta B_{зук}^B$ 26,4 см > 26,3 см	<b>Условие (2.5) выполняется:</b> $B_{прз} + П_{сnp} \geq B_{прз} + \Delta B_{зук}^B$ 26,5 см > 26,4 см
Ширина полочки	$Ш_Г + П_{ШГ}$	18,3+2,2 = 20,5	<b>Условие (2.6) выполняется:</b> $Ш_Г + П_{ШГ} \geq Ш_Г + \Delta B_{пвк}^Г$ 20,5 см > 20,3 см	<b>Условие (2.6) НЕ выполняется:</b> $Ш_Г + П_{ШГ} < Ш_Г + \Delta B_{пвк}^Г$ 20,5 см < 22 см
Угол наклона плечевой линии	$\beta_k$	14°	<b>Условие (2.8) выполняется:</b> $\beta > \beta_k > \beta_0$ 24° > 14 > 8°	<b>Условие (2.8) НЕ выполняется:</b> $\beta < \beta_k > \beta_0$ 13 < 14° > 8°

Схема проверки *БК* стана для фигур  $\Phi 1$  и  $\Phi 2$  с помощью *КАС* представлена на рисунке 2.10.

Анализ результатов позволил сделать следующие выводы:

1. *БК* стана может использоваться для проектирования куртки на фигуру  $\Phi 1$ .
2. Для использования *БК* для фигуры  $\Phi 2$  в нее следует внести следующие корректировки:
  - увеличить  $П_{Шc}$  и  $П_{ШГ}$  до значений, при которых бы выполнялись условия (2.4) и (2.6).

- уменьшить угол наклона плечевой линии спинки для выполнения условия (2.8).

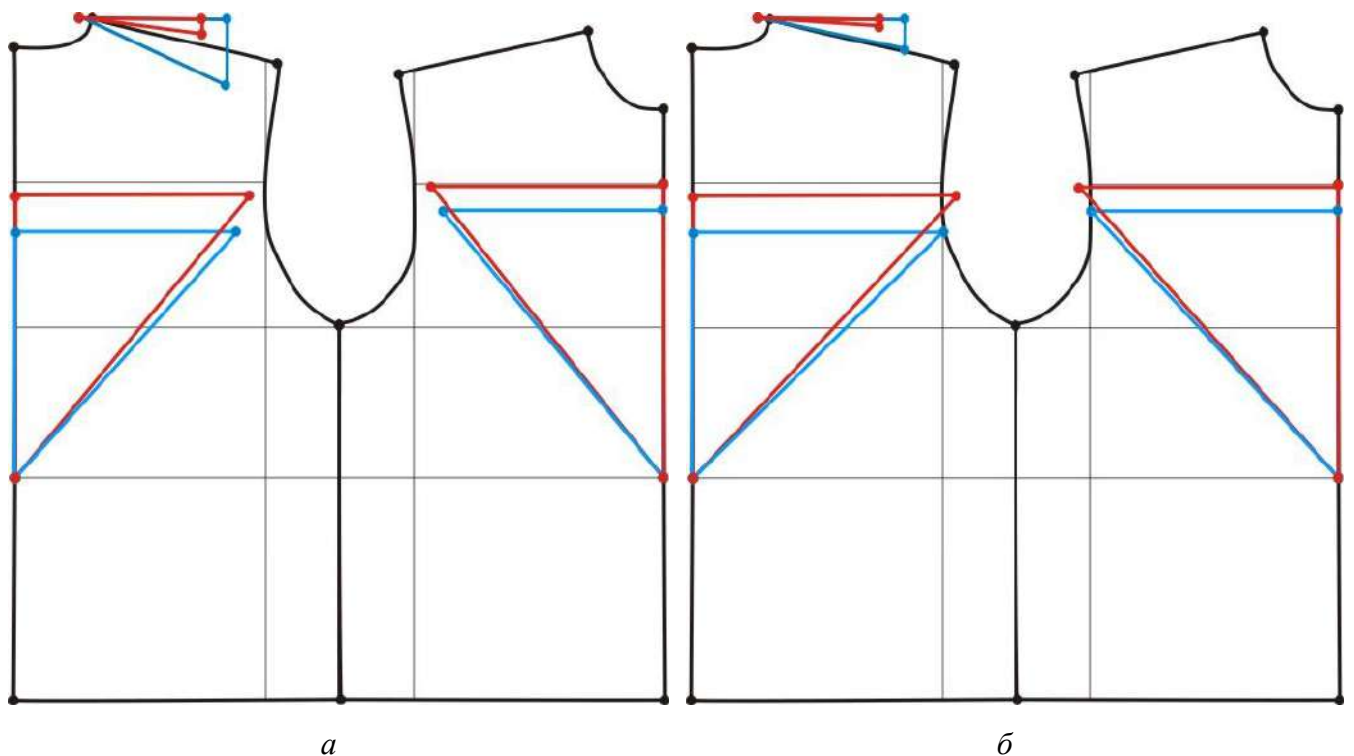


Рисунок 2.10 - Схема проверки *ЧК* стана с помощью *КАС* верхней части туловища: *а* - соответствие габаритов *ЧК* стана *РП* фигуре  $\Phi 1$  в статике и динамике, *б* - несоответствие габаритов *ЧК* стана *РП* фигуре  $\Phi 2$  в статике и динамике

Использование *КАС* верхней части туловища на этапе проектирования позволило оценить соразмерность *БК* стана куртки с позиций биомеханики и эргономики.

### 2.1.6. Использование кинематической антропометрической схемы для проектирования крыльев

В *КПВС* детали рукава, крыла и стана куртки образуют новый узел «Стан – Верхнее крыло – Рукав» («*С – ВКр – Р*»), а детали брюк и крыла – новый узел «Правая половина – Нижнее крыло – Левая половина» («*ПП – НКр – ЛПБр*»), основы согласованного проектирования которых еще не разработаны.

Алгоритм формирования *КАС* для проектирования крыльев в нашей работе состоял в следующем.

1. Были измерены координаты *АТ* на поверхности руки ( $z, z_1, z_2, o, o_1, o_2, o_3, o_4, u, u_1, u_2, u_3, u_4, ш, ш_1, ш_2, ш_3$ ) и на поверхности ноги ( $m_1, ш_1, П$ ) (рисунок 2.3).

Участки *КАС* руки и ноги, образованные отрезками, проходящими через эти точки, и соответствующие измерениям *РП* по поверхности руки и ноги согласно [133,155], представлены в таблице 2.3.

Нами выявлено, что почти все точки перемещаются незначительно после принятия спортсменом основной статикодинамической позы. Поэтому они были использованы для измерения *РП по фотоизображению фигуры спортсмена*, необходимых для построения развертки новых узлов «*С – ВКр – Р*» и «*ПП – НКр – ЛП*».

2. Для проектирования основных элементов узлов – верхнего и нижнего крыльев (рисунок 1.7), необходимо знать следующие геометрические параметры, представленные на рисунке 2.11:

$L_{КС}^6$  – размах верхнего крыла в статике, см;

$L_{КС}^H$  – размах нижнего крыла в статике, см.

Размах верхнего крыла в статике мы определяли в зависимости от вида фигуры. Для фигур типового телосложения (*ФТТ*) [133,155] - как суммарную ширину его сегментов (таблица 1.3, рисунок 1.7, 2.11), выраженных через *РП* и конструктивные параметры *ЧК* (2.9):

$$L_{КС}^6 = ((D_{зап} - Ш_п) + П_{Дзап}) - (d_{рв} + П_{снр}), \quad (2.9)$$

где  $D_{зап}, Ш_п, d_{рв}$  – размерные признаки, представленные в таблице 2.3;

$П_{Дзап}$  – прибавка к длине руки до запястья;

$П_{снр}$  – прибавка на свободу проймы по глубине.

Для фигур нетипового телосложения (*ФНТ*) использовали исходные данные, полученные методом плоскостной фотограмметрии [156-158]. Величину  $L_{КС}^6$  определяли с помощью выражения (2.10) согласно предложенной ранее кинематической антропометрической схемы (рисунок 2.5):

$$L_{\text{КС}}^{\text{в}} = ((z - u_1) + \Pi_{\text{Дзан}}) - ((z - o_1) + \Pi_{\text{снр}}) \quad (2.10)$$

где  $z - u_1$  и  $z - o_1$  – участки КАС руки, представленные в таблице 2.3.

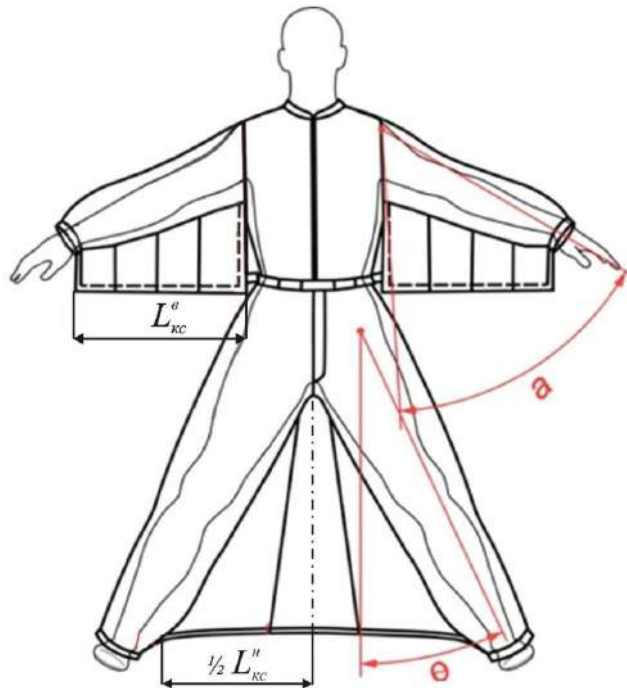


Рисунок 2.11 – Основные геометрические параметры крыльев КПВС:  
размах верхнего крыла в статике –  $L_{\text{КС}}^{\text{в}}$ , размах нижнего крыла в статике –  $L_{\text{КС}}^{\text{н}}$

На основе параметрического анализа фотоизображений спортсменов в костюмах ведущих фирм-производителей [14-15,23,28-30] и практических рекомендаций опытных спортсменов-инструкторов по вингсют-пилотированию [27,151,152] для обеспечения аэродинамических свойств КПВС были выбраны следующие условия проектирования. Будем располагать линии притачивания верхней и нижней частей верхнего крыла (рисунок 1.7) на участках рукава, соответствующих зонам руки сзади (рисунок 2.5,а) и спереди (рисунок 2.5,б):

а) участок поверхности руки сзади - между звеньями  $o - u_3 - ш$  и  $o - o_2 - u_2 - ш_2$ ;

б) участок поверхности руки спереди между звеньями  $o_3 - u_3 - ш$  и  $z_2 - o_4 - u_4 - ш_3$ .

Размах нижнего крыла в статике ( $L_{kc}^H$ ) (рисунок 1.7, 2.11) для фигур типового телосложения [133,155] предлагаем определить по формуле (2.11):

$$1/2 L_{kc}^H = (D_n - П_{Дс} - P_{пнкp}) k \sin \theta, \quad (2.11)$$

где -  $D_n$  – длина ноги по внутренней поверхности [133];

-  $П_{Дс}$  – прибавка на глубину сиденья [159, С.214];

-  $P_{пнкp}$  – новый конструктивный параметр, расстояние от уровня пола до линии низа нижнего крыла (рисунок 2.11);

-  $\theta$  – новый угловой параметр, угол отведения ноги в тазобедренном суставе в сторону относительно вертикали из остисто-подвздошной точки при условии сохранения устойчивого положения тела в пространстве (рисунок 2.11, таблица 2.3)

-  $k$  – поправочный коэффициент,  $k = 0,56 \pm 0,05$  (на основе экспериментальных данных).

Преобразуя формулу (2.11), получим окончательное выражение для определения  $L_{kc}^H$  (2.12):

$$L_{kc}^H = 2 ((D_n - П_{Дс} - P_{пнкp}) k \sin \theta). \quad (2.12)$$

Для фигур нетипового телосложения использовали исходные данные, полученные методом плоскостной фотограмметрии [156-158]. Величину  $L_{kc}^H$  определяли с помощью выражения (2.13) согласно предложенной КАС (рисунок 2.5):

$$L_{kc}^H = ((П - m_I - u_I) - П_{Дс} - P_{пнкp}) k \sin \theta \quad (2.13)$$

Таким образом, введение новых  $PI$ , угловых параметров и использование сформированной на их основе КАС, позволяет определить основной параметр крыльев - их размах в статике, необходимый для проектирования разверток новых узлов «С – ВКр – Р» и «ПП – НКр – ЛП».



### 2.1.7. Структура антропометрической базы данных

Сформированные компоненты *АБД*, представленные таблице 2.10, устанавливают функциональные взаимосвязи между угловыми биомеханическими параметрами и линейными измерениями фигур с конструктивными параметрами чертежей БК куртки и брюк.

Таблица 2.10 – Компоненты *АБД*

Объект	Условия измерения или применения	Компоненты <i>АБД</i>	Область применения
1 $\Phi$ спортсмена без костюма	Статические	1. Стандартизированные <i>РП</i> согласно [133,134,154] в количестве 26 наименований	Выбор исходных данных для построения чертежей деталей стана костюма
2 Фотография $\Phi$ спортсмена без костюма	Статические	2. Стандартизированные <i>РП</i> , вычисленные по их проекциям, в количестве десяти наименований	Выбор исходных данных для построения чертежей деталей стана костюма. Удаленное адресное проектирование
3 $\Phi$ спортсмена без костюма в эргономических позах	Динамические	3. Новые <i>РП</i> : $V_{зук}$ , $V_{пвк}$ , $\beta_{\theta}$ . 4. Динамические приращения к $\Delta V_{зук}$ и $\Delta V_{пвк}$ . 5. <i>КП</i> : $П_{Шс}$ , $П_{Шг}$ , $П_{Шп}$ , $П_{спр}$ , рассчитываемые по составляющим $\Delta V_{зук}$ и $\Delta V_{пвк}$ . 6. <i>КАС</i> на основе десяти <i>АТ</i> .	Выбор исходных данных для построения чертежей деталей стана костюма по новой методике.  Удаленное адресное проектирование
4 $\Phi$ спортсмена в костюме	Динамические в эргономической позе	7. Угол отведения руки $\alpha$ 8. Угол отведения ноги $\theta$	Построение чертежей крыльев
5 Система "плоский чертеж БК - <i>КАС</i> "	Совмещение плоских графических объектов	9. Критерии статикодинамического соответствия конструкции соматическим особенностям фигуры: - достаточность величин <i>КП</i> к $Шс, Шг, Шп, V_{прз}$ ; - обоснованное распределение составляющих $\Delta V_{зук}$ и $\Delta V_{пвк}$ (на подъем плечевой точки и углубление проймы)	Контроль <i>ЧК</i> куртки и брюк на соразмерность и сбалансированность.  Удаленное адресное проектирование.

Разработанная *АБД* положена в основу новой методики проектирования куртки и брюк *КПВС* и методики адаптации готовых чертежей *БК*.

## 2.2. Разработка конфекционной базы данных

В состав конфекционной базы данных (КБД) включена информация о моделировании условий деформирования тканой оболочки в условиях, приближенных к аэродинамической среде эксплуатации. КБД ориентирована на обоснованный выбор материалов с позиций проявления ими деформационных свойств во время полета спортсмена.

### 2.2.1. Объекты исследования

Ткани для изготовления КПВС и его несущих элементов крыльев должны обладать целым рядом свойств. На основании изученных требований к тканям для КПВС [14-17,23] выбраны базовые из них:

- 1) воздухопроницаемость менее  $5-10 \text{ дм}^3/\text{м}^2\text{с}$  [161];
- 2) поверхностная плотность не более  $75 \text{ г}/\text{м}^2$  [161];
- 3) величина остаточной деформации после устранения растягивающих нагрузок. Этот показатель не имеет количественной оценки.

Для разработки нового показателя, который характеризовал бы способность тканей изменять свои линейные размеры под влиянием набегающего воздушного потока, нами были выбраны пять тканей, используемые для изготовления основных деталей КПВС. Фотографии тканей приведены на рисунке 2.12.

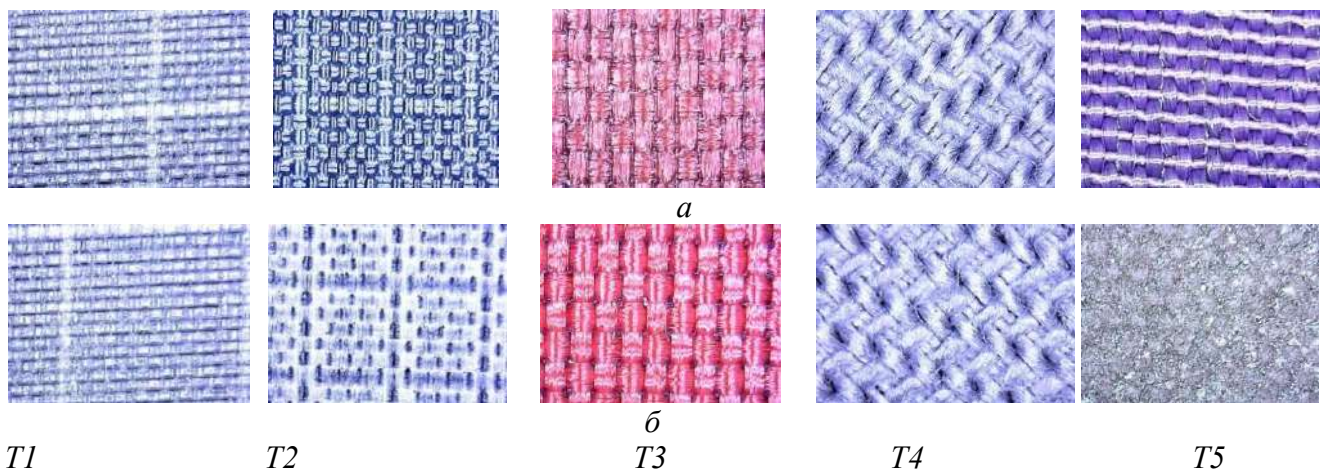


Рисунок 2.12 – Фотографии разных сторон тканей: а – лицевой, б – изнаночной

Характеристики тканей представлены в таблице 2.11.

Таблица 2.11 – Показатели базовых свойств исследуемых тканей

Наименование ткани, страна производитель	Поверхностная плотность г/м <sup>2</sup>	Волокнистый состав, вид нитей	Переплетение, вид покрытия	Воздухопроницаемость, дм <sup>3</sup> /м <sup>2</sup> с
<i>T1</i> - ткань парашютная (ЮАР)	47	Комплексные синтетические нити повышенной прочности	Плотняное, воскообразным покрытием	с 0
<i>T2</i> - ткань курточная (Корея)	53	Комплексные синтетические нити без крутки	Плотняное полимерным покрытием изнаночной стороны	с с Менее 5
<i>T3</i> - ткань специального назначения (Корея)	59	Комплексные синтетические нити	Плотняное, полимерным покрытием изнаночной стороны	с с Менее 5
<i>T4</i> - саржа гладкокрашенная (Россия)	65	Хлопок 100% по основе и по утку, однокруточная пряжа	Саржевое	Менее 10
<i>T5</i> - ткань специального назначения (Корея)	74	Основная нить комплексная, синтетическая, текстурированная пологой крутки; уточная нить - синтетическая комплексная повышенной крутки	Плотняное, сплошным полимерным покрытием изнаночной стороны	со с Менее 5

Для выявления особенностей деформирования выбранных тканей в качестве контрольной взята костюмная ткань артикула 43258 (*K*) [162] с высокими показателями упругих свойств для исключения влияния трудноучитываемых факторов строения. Показатели базовых свойств контрольной ткани *K* представлены в таблице 2.12.

Таблица 2.12 – Показатели базовых свойств контрольной ткани *K*

Наименование материала	Поверхностная плотность, г/м <sup>2</sup>	Волокнистый состав, %	Воздухопроницаемость, дм <sup>3</sup> /м <sup>2</sup> с	Полная деформация удлинения <i>EMT</i> , основа/ уток, %
Костюмная ткань	344,5	Шерсть - 100	326	3,7/7,9

Выбранные объекты являются типичными для изготовления *КПВС*.

### 2.2.2. Измерение одноцикловых характеристик растяжения тканей

В качестве инструментальной базы выбран измерительный автоматический комплекс Kawabata Evaluation System for Fabrics (KES-F) (Япония) [163]. В последнее время комплекс Kawabata получил широкое применение в России, в частности, ИВГПУ, для исследования показателей физико-механических свойств материалов, используемых для изготовления компрессионной [164] и бытовой одежды [162,108]. Положительные результаты этих исследований с позиций прогнозирования и моделирования реальных ситуаций открывают возможности для использования комплекса Kawabata при изучении упруго-эластичных свойств тканей, рекомендуемых для изготовления *КПВС*, и позволяют рассматривать его в качестве перспективного инструмента для изучения процессов нагружения и релаксации, характерных для условий эксплуатации костюмов.

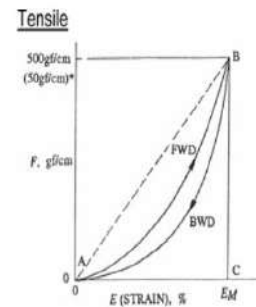
Для измерения одноцикловых характеристик «растяжение – релаксация» тканей *K* и *T1-T5* был использован прибор KES-FB1 из автоматического комплекса Kawabata [163] в лаборатории физики и механики текстиля Университета Верхнего Эльзаса (Мюлуз, Франция). Основная цель применения прибора состояла в разработке новых показателей, на основании которых можно было бы проводить конфекционирование материалов. Внешний вид прибора KES-FB1 и вариант получаемой диаграммы «растяжение – релаксация» показан на рисунке 2.13. Диаграммы для всех испытанных тканей приведены в приложении 1. После испытания каждой ткани были измерены следующие показатели [165]:

- 1) коэффициент полноты диаграммы растяжения/релаксации по основе  $LT_0$ ;
- 2) коэффициент полноты диаграммы растяжения/релаксации по утку  $LT_y$ ;
- 3) работа растяжения по основе  $WT_0$ ,  $\text{сН}\cdot\text{см}/\text{с}^2$ ;
- 4) работа растяжения по утку  $WT_y$ ,  $\text{сН}\cdot\text{см}/\text{с}^2$ ;
- 5) доля восстановления упругой деформации (по основе)  $RT_0$ , %;
- 6) доля восстановления упругой деформации (по утку)  $RT_y$ , %;
- 7) полная деформация удлинения по основе  $EMT_0$ , %;

- 8) полная деформация удлинения по утку  $EMT_y$ , %;
- 9) площадь под кривой «усилие растяжения по основе - время»  $INT_0$ , V;
- 10) площадь под кривой «усилие растяжения по утку - время»  $INT_y$ , V;
- 11) площадь под кривой «усилие внутри ткани при ее восстановлении по основе - время»  $B_{O1}$ ;
- 12) площадь под кривой «усилие внутри ткани при ее восстановлении по утку - время»  $B_{y1}$ .



а



б

Рисунок 2.13 - Внешний вид прибора KES-FB1 (а) и вариант получаемой диаграммы «растяжение FWD- релаксация BWD» (б)

Результаты испытаний исследуемых тканей  $T1-T5$  приведены в таблице 2.13.

Таблица 2.13 – Показатели, характеризующие процесс растяжения и релаксации исследуемых тканей

Показатель, единица измерения	Символ	Значение показателя для ткани					Коэффициент вариации для тканей $T1 - T5$
		$T1$	$T2$	$T3$	$T4$	$T5$	
1	2	3	4	5	6	7	8
Коэффициент полноты диаграммы растяжения/ релаксации: - по основе	$LT_0$  $LT_{0cp}$ Дисперсия $m_r$	0,943	0,903	0,808	0,802	0,723	14,6%
		0,879	0,918	0,980	0,887	0,727	
		0,886	0,699	0,864	0,775	0,805	
		0,862	0,852	0,876	0,830	0,776	
		<u>0,870</u>	<u>0,905</u>	<u>0,883</u>	<u>0,993</u>	<u>0,789</u>	
		<b>0,888</b>	<b>0,855</b>	<b>0,882</b>	<b>0,857</b>	<b>0,764</b>	
0,089	0,091	0,062	0,086	0,037			
<b>0,110</b>	<b>0,113</b>	<b>0,077</b>	<b>0,107</b>	<b>0,046</b>			
- по утку	$LT_y$  $LT_{ycp}$ Дисперсия $m_r$	0,756	0,778	0,785	0,752	0,710	12,7%
0,798	0,845	0,792	0,790	0,727			
0,762	0,754	0,793	0,758	0,700			
0,774	0,835	0,781	0,868	0,706			
<u>0,751</u>	<u>0,830</u>	<u>0,781</u>	<u>0,788</u>	<u>0,707</u>			
<b>0,768</b>	<b>0,808</b>	<b>0,786</b>	<b>0,791</b>	<b>0,710</b>			
0,019	0,040	0,006	0,046	<b>0,010</b>			
<b>0,023</b>	<b>0,050</b>	<b>0,007</b>	<b>0,057</b>	<b>0,013</b>			

Продолжение таблицы 2.13							
1	2	3	4	5	6	7	8
Работа растяжения, сН·см/с <sup>2</sup> :  - по основе	$WT_O$  $WT_{O\text{ср}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	5,35	3,25	4,10	4,65	6,25	65,7%
		5,10	3,65	3,70	2,75	7,85	
		5,45	4,00	3,80	2,75	5,90	
		5,00	3,90	3,90	3,30	6,05	
		<u>5,20</u>	<u>3,80</u>	<u>3,60</u>	<u>3,70</u>	<u>5,95</u>	
		<b>5,22</b>	<b>3,72</b>	<b>3,82</b>	<b>3,43</b>	<b>6,40</b>	
0,182	0,293	0,192	0,791	0,822			
<b>0,226</b>	<b>0,363</b>	<b>0,239</b>	<b>0,981</b>	<b>1,019</b>			
- по утку	$WT_{\text{у}}$  $WT_{\text{у}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	9,35	7,35	7,95	8,40	7,40	29,01%
		11,25	8,05	7,35	9,40	7,85	
		10,55	7,45	7,65	8,60	7,65	
		10,00	8,25	7,95	10,65	8,05	
		<u>9,45</u>	<u>7,70</u>	<u>7,60</u>	<u>9,53</u>	<u>7,91</u>	
		<b>10,12</b>	<b>7,76</b>	<b>7,70</b>	<b>9,32</b>	<b>7,77</b>	
0,793	0,385	0,255	0,892	0,253			
<b>0,984</b>	<b>0,477</b>	<b>0,316</b>	<b>1,106</b>	<b>0,314</b>			
Доля восстановлен ия упругой деформации, %: - по основе	$RT_O$  $RT_{O\text{ср}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	67,29	67,69	71,95	59,78	60,00	45,5%
		69,61	69,86	67,57	50,91	65,61	
		67,89	67,50	77,63	47,27	61,02	
		74,00	62,82	74,36	46,97	60,33	
		<u>71,15</u>	<u>68,42</u>	<u>72,22</u>	<u>43,24</u>	<u>60,87</u>	
		<b>69,99</b>	<b>67,26</b>	<b>72,75</b>	<b>49,63</b>	<b>61,57</b>	
2,697	1,324	3,680	6,288	2,281			
<b>3,344</b>	<b>1,642</b>	<b>4,563</b>	<b>7,797</b>	<b>2,829</b>			
- по утку	$RT_{\text{у}}$  $RT_{\text{у ср}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	70,05	61,22	62,26	51,19	70,27	27,2%
		60,89	58,39	67,35	47,87	65,61	
		64,45	61,74	67,97	51,74	69,28	
		64,00	61,21	65,41	46,25	68,32	
		<u>68,25</u>	<u>62,99</u>	<u>66,35</u>	<u>47,98</u>	<u>68,67</u>	
		<b>65,53</b>	<b>61,11</b>	<b>65,89</b>	<b>49,00</b>	<b>68,43</b>	
3,635	1,702	2,254	2,212	1,741			
<b>4,508</b>	<b>2,110</b>	<b>2,795</b>	<b>2,743</b>	<b>2,159</b>			
Полная деформация удлинения,%: - по основе	$EMT_O$  $EMT_{O\text{ср}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	2,27	1,44	2,03	2,32	3,46	84,6%
		2,32	1,59	1,51	1,24	4,32	
		2,46	2,29	1,76	1,42	2,93	
		2,32	1,83	1,78	1,59	3,12	
		<u>2,39</u>	<u>1,68</u>	<u>1,63</u>	<u>1,49</u>	<u>3,03</u>	
		<b>2,35</b>	<b>1,57</b>	<b>1,74</b>	<b>1,61</b>	<b>3,37</b>	
0,074	0,392	0,194	0,420	0,566			
<b>0,092</b>	<b>0,486</b>	<b>0,241</b>	<b>0,521</b>	<b>0,702</b>			
- по утку	$EMT_{\text{у}}$  $EMT_{\text{у ср}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	4,95	3,78	4,05	4,47	4,17	32,4%
		5,64	3,81	3,71	4,76	4,32	
		5,54	3,95	3,86	4,54	4,37	
		5,17	3,95	4,07	4,83	4,56	
		<u>5,03</u>	<u>3,71</u>	<u>3,98</u>	<u>4,94</u>	<u>4,33</u>	
		<b>5,27</b>	<b>3,84</b>	<b>3,93</b>	<b>4,71</b>	<b>4,35</b>	
0,308	0,107	0,150	0,198	0,140			
<b>0,382</b>	<b>0,132</b>	<b>0,185</b>	<b>0,245</b>	<b>0,173</b>			

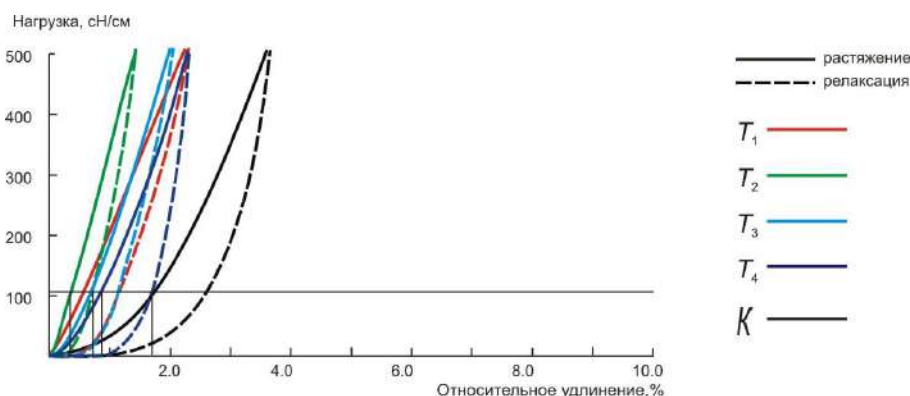
Окончание таблицы 2.13							
1	2	3	4	5	6	7	8
Площадь под кривой «усилие растяжения - время», $V$ : - по основе	$INT_O$  $INT_{O\text{cp}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	1,07	0,65	0,82	0,93	1,25	75,1%
		1,02	0,73	0,74	0,55	1,57	
		1,09	0,80	0,76	0,55	1,18	
		1,00	0,78	0,78	0,31	1,21	
		<u>1,04</u>	<u>0,78</u>	<u>0,72</u>	<u>0,74</u>	<u>1,22</u>	
		<b>1,04</b>	<b>0,75</b>	<b>0,76</b>	<b>0,62</b>	<b>1,29</b>	
		0,037	0,061	0,039	0,230	0,161	
<b>0,046</b>	<b>0,075</b>	<b>0,048</b>	<b>0,285</b>	<b>0,199</b>			
- по утку	$INT_Y$  $INT_{Y\text{cp}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	1,87	1,47	1,59	1,58	1,48	28,4%
		2,25	1,61	1,47	1,88	1,57	
		2,11	1,49	1,53	1,72	1,53	
		2,00	1,65	1,59	1,93	1,61	
		<u>1,89</u>	<u>1,54</u>	<u>1,51</u>	<u>1,82</u>	<u>1,55</u>	
		<b>2,02</b>	<b>1,55</b>	<b>1,54</b>	<b>1,79</b>	<b>1,55</b>	
		0,159	0,077	0,052	0,139	0,057	
<b>0,197</b>	<b>0,095</b>	<b>0,065</b>	<b>0,173</b>	<b>0,070</b>			
Площадь под кривой «усилие внутри ткани при ее восстановлении - время»: - по основе	$B_{O1}$  $B_{O1\text{cp}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	0,72	0,44	0,59	0,37	0,75	74,7%
		0,71	0,51	0,59	0,28	1,03	
		0,74	0,54	0,50	0,26	0,72	
		0,74	0,49	0,58	0,31	0,73	
		<u>0,74</u>	<u>0,52</u>	<u>0,52</u>	<u>0,32</u>	<u>0,75</u>	
		<b>0,73</b>	<b>0,50</b>	<b>0,56</b>	<b>0,31</b>	<b>0,71</b>	
		0,014	0,038	0,043	0,042	0,163	
<b>0,018</b>	<b>0,047</b>	<b>0,053</b>	<b>0,052</b>	<b>0,202</b>			
- по утку	$B_{Y1}$  $B_{Y1\text{cp}}$ Дисперсия $m_{\Gamma}$	1,31	0,90	0,99	0,86	1,04	34,8
		1,37	0,94	0,99	0,90	1,03	
		1,36	0,92	1,04	0,89	1,06	
		1,28	1,01	1,04	1,17	1,10	
		<u>1,29</u>	<u>0,97</u>	<u>1,01</u>	<u>1,06</u>	<u>1,09</u>	
		<b>1,32</b>	<b>0,95</b>	<b>1,01</b>	<b>0,98</b>	<b>1,06</b>	
		0,041	0,043	0,038	0,134	0,031	
<b>0,051</b>	<b>0,054</b>	<b>0,047</b>	<b>0,166</b>	<b>0,038</b>			

Примечание: коэффициент вариации рассчитан по формуле  $v = 100 (x_{\max} - x_{\min}) / x_{\text{av}}$ , доверительный интервал по [166].

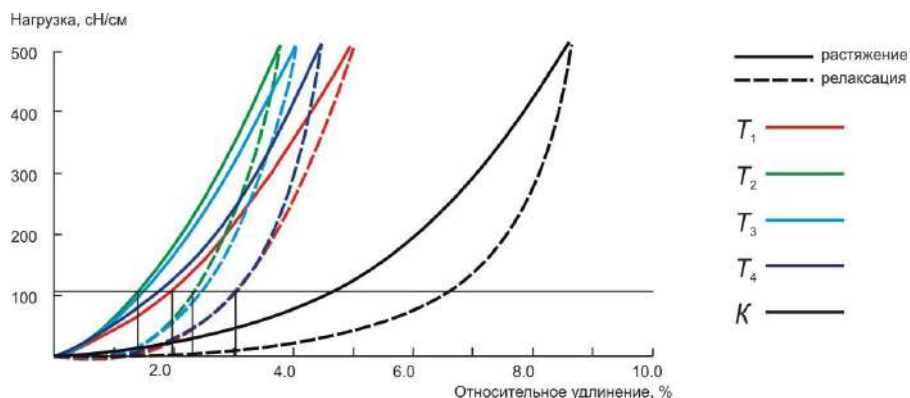
Полученные результаты и погрешности измерений, представленные в таблице 2.13, позволяют сделать следующие достоверные выводы с вероятностью 95%. Вариация показателей достаточно велика и составляет 14,6 - 84,6 % по основе и 12,7 - 34,8 % по утку. Поэтому можно утверждать, что выборка из пяти тканей является репрезентативной для всего ассортимента тканей, предназначенных для изготовления костюмов.

Из перечисленных показателей наиболее важными являются те, которые относятся к процессу растяжения и могут влиять на проектирование крыла. Нами установлено, что максимальной нагрузкой, которая будет действовать на ткань костюма во время свободного полета, является значение  $P_{\text{пред}} = 105 \text{ сН/см}$  (глава 3, стр.123). Деформации растяжения, возникающие под действием таких нагрузок, необходимо учитывать при принятии конструктивных решений. Мы исходили из предположения, что если известна нагрузка, действующая на костюм во время полета, то по диаграммам растяжения можно определить удлинение (растяжение) материала и принять решение: учитывать его (если удлинение велико и может привести к существенным изменениям параметров) или не учитывать (если удлинение очень мало).

Совмещенные кривые "растяжение - релаксация" для испытанных тканей показаны на рисунке 2.14.



а



б

Рисунок 2.14 - Кривые "растяжение-релаксация" исследуемых  $T_1 - T_4$  и контрольной  $K$  тканей: *а* - по основе, *б* - по утку



Видно, что растяжимость контрольной ткани  $K$  под действием нагрузки 105 сН/см значительно выше, чем у тканей  $T1 - T4$ , поэтому она теоретически не может быть использована.

Удлинение контрольной ткани  $K$  в критических условиях составляет 1,8 % по основе и 4,75% по утку и превосходит аналогичные показатели тканей  $T1 - T4$  по основе в 3,6 раза, а по утку в три раза.

Для окончательного принятия решения по выбору ткани для костюма необходимо одновременно учитывать три фактора:

- 1) динамические приращения к  $РП$  в основной статико-динамической позе;
- 2)  $КП$  к этим  $РП$ ;
- 3) деформационную способность тканей.

### 2.2.3. Обоснование методики конфекционирования тканей

Для конфекционирования тканей, которые обеспечивали бы антроподинамическое соответствие костюма фигуре, необходимы следующие исходные данные:

- 1) результаты динамических приращений к  $РП$  (таблица 2.5);
- 2) результаты измерений удлинения тканей при нагрузке  $P$  на приборе KES-FB1 (рисунок 2.13);
- 3) значения величин  $КП$  к тем размерным признакам, от изменения которых будет зависеть стабильность размеров  $КПВС$ .

Выберем из таблицы 2.5 величины относительных динамических эффектов, относящихся к продольным измерениям ширины спины (6 %) и ширины груди (10,6 %) и являющихся основными при определении габаритов ЧК стана. Минимальной является величина  $\Delta = 6 \%$ , совпадающая с уточным направлением в деталях «спинка» и «полочка».

Для обеспечения стабильности размеров костюма и его узлов примем условие для выбора тканей

$$\varepsilon_y \leq \Pi_{\text{отн}} - \Delta, \quad (2.9)$$

где  $\varepsilon_y$  – относительное удлинение ткани по утку под действием нагрузки  
105 сН/см, %;

$\Delta$  – минимальная величина динамического приращения к продольному  $PP$  фигуры, %;

$P_{отн}$  – относительная  $KП$  к продольному  $PP$ , %. Она рассчитывается по формуле

$$P_{отн} = \frac{100 P}{PP}, \quad (2.10)$$

где  $P$  – абсолютная конструктивная прибавка, см;

$PP$  – значение размерного признака, см.

Например, если  $PP = Ш_c = 20$  см, а  $P_{Ш_c} = 1,5$  см, то  
 $P_{отн} = 100 \times 1,5 / 20 = 7,5$  %.

Таким образом, новым дополнительным критерием выбора ткани с учетом деформируемости кожных покровов в основной позе является значение относительного удлинения

$$\varepsilon_y \leq 7,5 - 6 = 1,5 \text{ \%}.$$

Из рисунка 2.14 видно, что такому условию отвечают ткани **T1** и **T2**.

Графическая схема выбора ткани с учетом ее деформационной способности и динамических изменений  $PP$  фигуры в системе «фигура-костюм» представлена на рисунке 2.15.

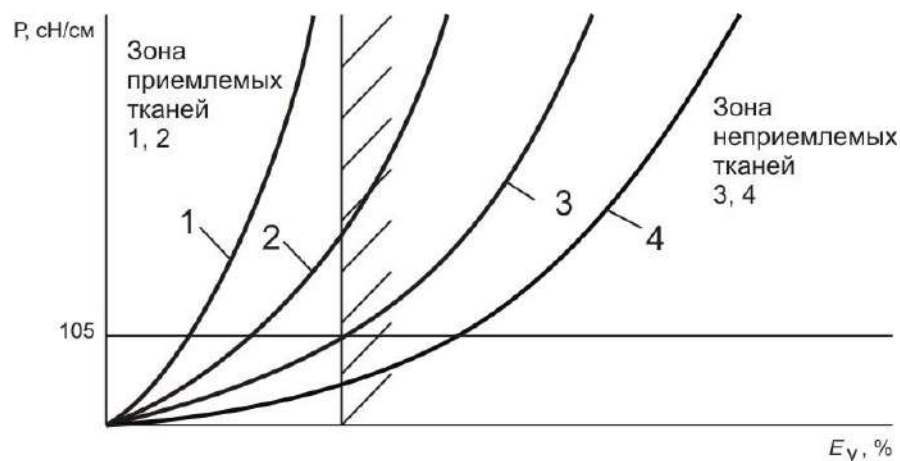


Рисунок 2.15 – Графическая схема выбора тканей для  $KПВС$  по совокупности факторов

Таким образом, на основании проведенных исследований в качестве основной выбрана кайтинговая парашютная ткань *Т1* производства Gelvenor textiles (ЮАР), характеристики которой представлены в таблице 2.14.

Таблица 2.14 – Показатели механических и физических свойств кайтинговой парашютной ткани *Т1*

Показатель		Значение	Методическое и инструментальное обеспечение
Наименование, единицы измерения	Обозначение		
1. Поверхностная плотность, г/м <sup>2</sup>	$M_S$	47	ГОСТ 3812-72 [167]
2. Разрывная нагрузка, кгс			
- по основе	$P_0$	23,7	ГОСТ 3813-72 [168]
- по утку	$P_y$	21,0	
3. Относительное удлинение под нагрузкой 105 сН/см, %			Метод Kawabata[165]
- по основе	$l_o$	0,3	
- по утку	$l_y$	1,4	
4. Воздухопроницаемость, дм <sup>3</sup> /м <sup>2</sup> с	$B_P$	0	ГОСТ 12088-77 [169]

По сравнению с динамическими приращениями к *РП*, достигающими от 6 до 10,6 % (таблица 2.5) растяжимость ткани *Т1* является незначительной и может не учитываться при разработке **теоретической модели** напряженного состояния оболочки сегмента крыла.

#### 2.2.4. Алгоритм методики конфекционирования тканей

Алгоритм методики конфекционирования тканей для проектирования и изготовления *КПВС* представлен в таблице 2.15.

Таблица 2.15 – Структура, методическое и инструментальное обеспечение методики конфекционирования

Содержание этапа	Объекты контроля	Приборное обеспечение	Методическое обеспечение
1	2	3	4
Измерение базовых показателей тканей ( <i>T</i> ), влияющих на возможности использования: - воздухопроницаемость, $B_P$ ; - поверхностная плотность, $M_S$	<i>T</i>	ГОСТ 12088-77[169] ГОСТ 3812-72 [167]	ГОСТ 12088-77[169] ГОСТ 3812-72 [167]

Окончание таблицы 2.15

1	2	3	4
Измерение $\varepsilon_y$ под действием нагрузки 105 сН/см, $\varepsilon_y$	$T$	Прибор KES-FB1	Метод Kawabata[165]
Измерение динамических приращений к $РП$ в основной статико-динамической позе	$\Phi$	Контактные и бесконтактные (плоскостная фотограмметрия) методы измерений	Новая $АБД$
Выбор значений динамических приращений, которые могут повлиять на стабильность размеров костюма, $\Delta$	$\Phi$		Новая $АБД$ , новая методика проектирования куртки и брюк, новая методика проверки $ЧК$ стана с помощью $КАС$
Анализ конструкции $КПВС$ и расчет относительных $КП$ к $РП$ из п.2.2.3, $P_{отн}$	$ЧК$		Новая методика выбора материалов, новая методика проектирования куртки и брюк, новая методика проверки $ЧК$ стана с помощью $КАС$
Проверка соотношений $\varepsilon_y \leq P_{отн} - \Delta$ для исследуемых тканей и выбор тех, которые обеспечивают стабильность костюма	$T, \Phi, ЧК$		Новая методика выбора материалов, новая методика проектирования куртки и брюк, новая методика проверки $ЧК$ стана с помощью $КАС$
Вычисление $КП$ для внесения изменений в чертеж конструкции	$T, \Phi, ЧК$		

По сравнению с методиками [46,47], описанными в 1 главе (с.33), предложенная нами методика учитывает факторы, относящиеся к антроподинамическим особенностям фигуры, объемно-пространственной форме проектируемого костюма в условиях его аэродинамической эксплуатации, и включает современное инструментальное и новое методическое обеспечение. Перечисленные в таблице 2.15 признаки определяют новизну и оригинальность методики конфекционирования тканей для проектирования и изготовления  $КПВС$ .

### 2.3. Эксплуатационная база данных

Эта база была разработана после анализа 12 видов костюмов и условий их наземной и воздушной эксплуатации в аэроклубах Иванова, Москвы, Рязани.

По сравнению с бытовой одеждой *КПВС* имеет ряд особенностей, связанных с его использованием в двух различных средах (на земле и в воздухе), что в свою очередь влияет на его конструктивное решение.

1. Костюм состоит из куртки и брюк или комбинезона с тремя крыльями (двумя ручными и одним ножным) и используется только вместе с парашютной системой.

2. На куртке спереди имеется центральная застежка на разъемную тесьму - молнию, на брюках – застежка на тесьму - молнию спереди в среднем шве и дополнительные застежки на тесьму молнию на передних частях брюк от линии обхвата бедра до низа для удобства при использовании костюма на земле.

3. Костюм надевается спортсменом самостоятельно непосредственно перед совершением полета в следующее последовательности: курка, парашютная система с ножными и плечевыми обхватами ранца, брюки.

4. Перед полетом крылья куртки пристегиваются к боковому шву брюк с помощью релизов - тросиков, поочередно продеваемых в петли на крыле куртки и петли по боковому шву брюк, на обувь спортсмена натягиваются ботинки.

5. Во время полета перед приземлением крылья куртки могут отстегиваться спортсменом для беспрепятственного использования парашютной системы.

## **Выводы по главе 2**

1. Сформирована новая антропометрическая база данных, необходимая для проектирования деталей стана и крыльев костюма в соответствии с биомеханическими особенностями фигур спортсменов, в основных эргономических позах. База данных состоит из девяти стандартизированных и трех новых размерных признаков, динамических приращений и кинематических антропометрических схем.

2. Предложены три новых дополнительных размерных признака, измеренные в основной эргономической позе спортсменов в статике и динамике, необходимые для описания положения верхних и нижних конечностей и последующего согласования параметров чертежей смежных деталей (Стан – Верхнее крыло – Рукав; Правая половина брюк – Нижнее крыло – Левая половина брюк).

3. Проведены экспериментальные исследования проб тканей на измерительном комплексе Kawabata Evaluation System for Fabrics (KES-F) (Япония). Получены графические зависимости относительного удлинения проб от натяжения в широком диапазоне изменения последнего.

4. Разработана новая методика конфекционирования тканей, основанная на согласовании параметров, относящихся к фигурам спортсменов в статико-динамической позе, процессу растяжения тканей под действием малых нагрузок, объемно-пространственной форме проектируемого костюма. Определены критериальные соотношения для согласования параметров.

5. Определены условия деформирования тканей для последующей разработки теоретических моделей.

### ГЛАВА 3. ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УЗЛОВ КОСТЮМА

Для прогнозирования функциональных возможностей *вингсьюта* при эксплуатации необходимо провести исследования на стыке дисциплин: аэродинамики, механики ткани и динамики полета.

Поскольку двухслойные крылья, наполняемые под давлением через воздухозаборники набегающим потоком воздуха и приобретающие особую, необходимую для увеличения подъемной силы, аэродинамическую форму, существенно влияют на эксплуатационные качества костюма для парашютных видов спорта, необходимо исследовать их напряженное состояние и рассчитать геометрические параметры. В качестве геометрических параметров крыла выбраны:  $h_m$  – высота сегмента, см;  $\tau$  – длина основания сегмента, см;  $L$  – длина линии контура сегмента, см;  $L_k$  – суммарная ширина сегментов в динамическом состоянии, см (Рисунок 3.1).

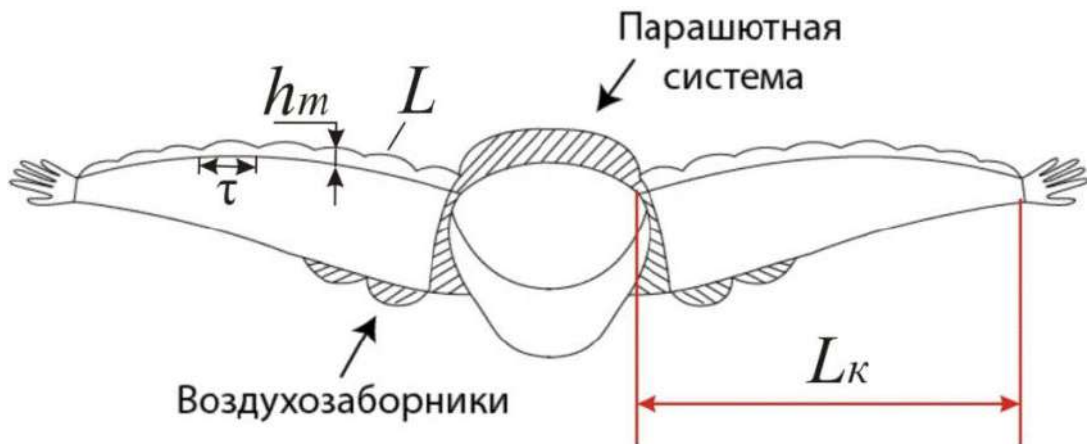


Рисунок 3.1 - Геометрические параметры крыла:  $h_m$  – высота сегмента, см;  $\tau$  – длина основания сегмента, см;  $L$  – длина линии контура сегмента, см;  $L_k$  – суммарная ширина сегментов в динамическом состоянии, см

Результаты, полученные в этой главе, опубликованы в пяти работах [170-174].

### 3.1. Вывод уравнений механики напряженного состояния оболочки сегмента крыла

Для моделирования напряженного состояния оболочки сегмента крыла необходимо знать показатели механических и физических свойств материала для изготовления костюма. В качестве основного материала выбрана кайтинговая парашютная ткань производства Gelvenor textiles (ЮАР), характеристики которой представлены в таблице 2.14.

Для проведения дальнейших расчетов примем следующие допущения:

- модель ткани имеет минимальную воздухопроницаемость;
- модель ткани *нерастяжима*;
- модель ткани способна принимать заданную форму под действием давления;
- не будем принимать во внимание силу притяжения, действующую на ткань, и учитывать ее массу, что обусловлено тем, что натяжение ткани, вызванное воздействием воздушной среды, значительно превосходит натяжение ткани, вызванное силой притяжения, действующей на нее.

В крыле выделен сегмент *1*, расположенный между параллельными элементами (нервюрами) *2*, соединяющими нижнюю *3* и верхнюю *4* части крыла (рисунок 3.2, 3.3). Рассмотрены условия пространственного равновесия крыла. Важной характеристикой напряженного состояния конструкции крыла *вингсьюта* с точки зрения безопасности спортсмена является форма контура сегмента крыла, поэтому необходимо определить уравнение для его расчета с целью оптимизации конструктивных параметров костюма *вингсьют*.

До начала полета крыло находится в статическом состоянии (Рисунок 3.3,а). Внутри оболочки сегмента *1* давление воздуха равно атмосферному на высоте начала полета. Нервюры *2* находятся в сложенном состоянии, а нижняя *3* и верхняя *4* детали оболочки расправлены. В следующей фазе полета под действием скоростного напора воздуха давление внутри сегмента крыла *1* нарастает до тех пор, пока не станет равным динамическому давлению  $p$  (Рисунок



3.3,б). В этот период нервюры 2 расправляются, нижняя 3 и верхняя 4 оболочки сегмента приобретают выпуклую форму, при этом расстояние между нервюрами уменьшается.

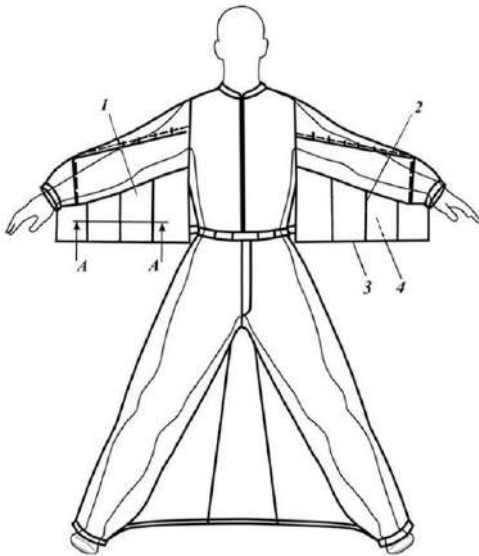


Рисунок 3.2 – Технический рисунок системы «спортсмен-костюм для парашютных видов спорта»

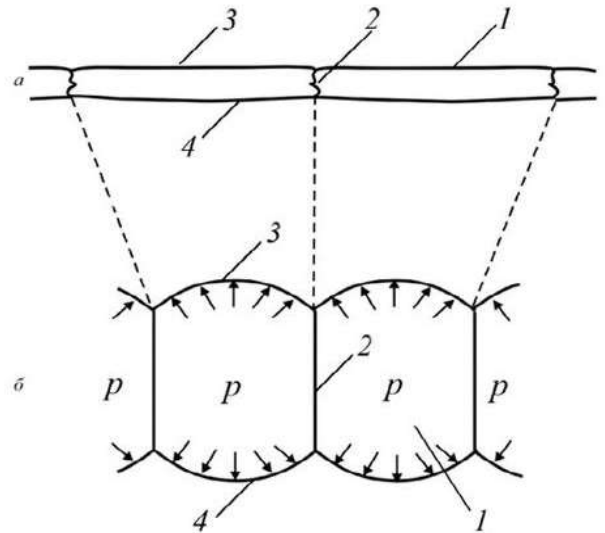


Рисунок 3.3 – Схема поперечного сечения сегментов крыла в статическом (а) и динамическом (б) состояниях

Схема фрагмента оболочки сегмента контура крыла в динамическом состоянии представлена на рисунке 3.4. Обозначим через  $\tau$  длину основания сегмента по оси  $Ox$ , а через  $h_m$  – высоту сегмента по оси  $Oy$ .

Примем следующие допущения:

- оболочка из воздухонепроницаемой ткани закреплена по прямым параллельным линиям  $Oz$  и  $S_1S_2$ , соответствующим нервюрам 2 на рисунке 3.3.

- внутри оболочки поддерживается давление воздуха  $p$ , благодаря которому она приобретает максимально выпуклую форму;

- в каждом сечении оболочки перпендикулярно оси  $Oz$  её форма постоянна.

Из последнего допущения следует, что рассматривается *плоская* задача статического равновесия тканевой поверхности сегмента, как оболочки. Для решения этой задачи применим методы механики мягких оболочек.

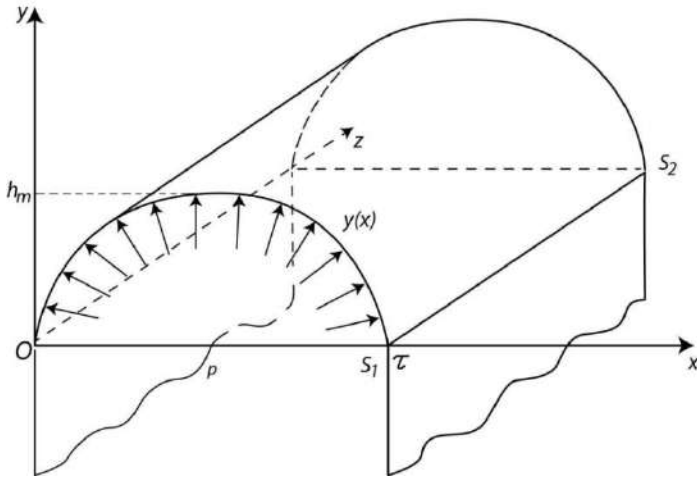


Рисунок 3.4 – Схема фрагмента оболочки сегмента крыла в динамическом состоянии:  $p = 0,5\rho_a v^2$  - динамическое давление, Па;  $v$  - скорость спортсмена, м/с;  $\rho_a$  - плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup>;  $\tau$  - длина основания сегмента, см;  $h_m$  - высота сегмента, см

В качестве исходной модели, описывающей напряженное состояние оболочки сегмента крыла, используем приведенные в [175-177] уравнения механики ткани. Полагаем, что задача об описании геометрии тканевой оболочки крыла может быть сведена к определению параметров плоской кривой, как и при исследовании парашютных систем [72,178].

Рассмотрим нагруженное состояние оболочки на участке вдоль оси  $Oz$ , равном единице длины. Введем координату  $s$  по линии контура ткани с точкой отсчета на линии шва (отсчет от точки  $O$ ) (Рисунок 3.5).

Рассмотрим равновесие элемента  $M_n M_k$ . Пусть точка  $M_n$  имеет координату  $s$ . Выделим бесконечно малый элемент ткани  $M_n M_k$  (Рисунок 3.5) и обозначим его длину через  $ds$ , тогда точка  $M_k$  будет иметь координату  $s+ds$ . На линии, проходящей через точку  $M_n$ , на ткань действует натяжение, которое обозначим через  $\vec{P}$ . На элемент  $ds$  в точке  $M_n$  действует натяжение  $[-\vec{P}(s)]$  и в точке  $M_k$  -

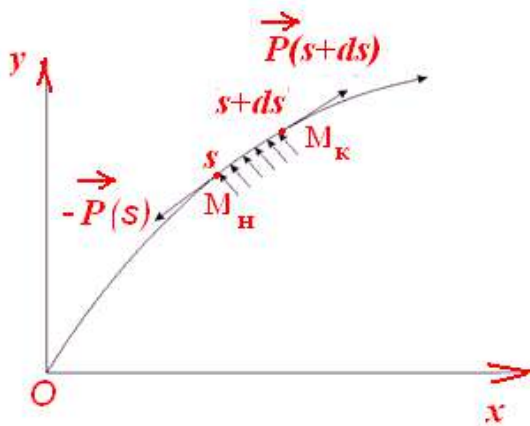


Рисунок 3.5 – Силы, действующие на бесконечно малый участок сегмента крыла

натяжение  $\vec{P}(s+ds)$ , а также сила, обусловленная избыточным давлением воздуха внутри сегмента. Отметим, что величина  $\vec{P}$  имеет размерность Н/м. Уравнение контура сегмента, который он приобретает под давлением поступающего в него воздуха, запишется следующим образом согласно [175-177]:

$$\frac{d\vec{P}}{ds} = \vec{p} = (p_x; p_y), \quad (3.1)$$

где  $\vec{p}$  - вектор, по величине равный давлению воздуха в оболочке и направленный в каждой точке линии контура оболочки по нормали (Рисунок 3.6), Н/м<sup>2</sup>.

Векторное уравнение (3.1) преобразуем к скалярному виду [176]:

$$\begin{aligned} \frac{d}{ds} \left( P \frac{dx}{ds} \right) + p_x &= 0; \\ \frac{d}{ds} \left( P \frac{dy}{ds} \right) + p_y &= 0. \end{aligned} \quad (3.2)$$

Так как [176,179]

$$ds = \sqrt{1 + y'^2} dx, \quad (3.3)$$

то из (3.2) следует, что [176]

$$\begin{aligned} \frac{d}{dx} \frac{P}{\sqrt{1 + (y')^2}} + \sqrt{1 + (y')^2} p_x &= 0; \\ \frac{d}{dx} \frac{P (y')^2}{\sqrt{1 + (y')^2}} + \sqrt{1 + (y')^2} p_y &= 0, \end{aligned} \quad (3.4)$$

где  $p_x$  и  $p_y$  - проекции вектора  $\vec{p}$  на оси  $Ox$  и  $Oy$  (Рисунок 3.6).

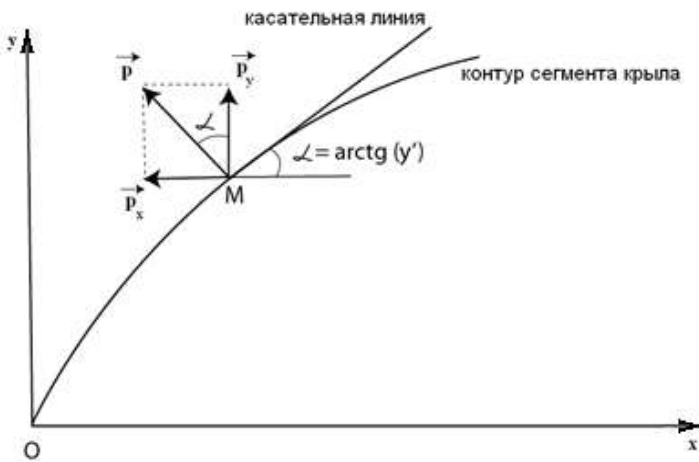


Рисунок 3.6 – Схема разложения вектора  $\vec{p}$  на составляющие  $p_x$  и  $p_y$

Обозначим через  $\alpha$  угол наклона касательной к линии контура сегмента крыла в точке М:  $\alpha = \arctg(y')$ . Тогда проекции вектора  $\vec{p}$  (Рисунок 3.6) имеют вид [176]:

$$\begin{aligned} p_x &= -p \sin \alpha; \\ p_y &= p \cos \alpha, \end{aligned} \quad (3.5)$$

где

$$\sin \alpha = \frac{y'}{\sqrt{1 + (y')^2}}; \cos \alpha = \frac{1}{\sqrt{1 + (y')^2}}$$

Система уравнений (3.4) не имеет аналитического решения, поэтому к ней необходимо применять численные методы. Получение численного решения является весьма трудоемкой задачей. В ряде случаев в вычислительной механике возможно упрощение системы уравнений с тем, чтобы ее приближенное решение с удовлетворительной степенью точности было бы адекватно экспериментальным данным. Разработаем метод упрощения системы уравнений (3.4) за счет разложения в ряд функции  $\sqrt{1 + (y')^2}$ . В этом случае можно пренебречь несущественными величинами в левых частях системы уравнений (3.4) и облегчить процесс получения численного решения.

Обозначим величину угла наклона касательной к кривой  $y(x)$  в точке  $x = 0$  через  $\alpha_0$ . Отметим, что  $y'(0) = \operatorname{tg} \alpha_0$ . Если увеличивать объем сегмента, наращивая его высоту при постоянной ширине основания, то это приведет к росту угла  $\alpha_0$ . Соотношение между высотой сегмента и шириной его основания обуславливает объем сегмента, наполняемый воздухом. Очевидно, что величина угла  $\alpha_0$  является важным фактором, определяющим объем оболочки сегмента контура крыла.

Обозначим

$$\lambda = \sqrt{1 + (y')^2}; \lambda_1 = 1 + 0,5(y')^2; \lambda_2 = 1 - 0,5(y')^2. \quad (3.6)$$

Разложим в ряд функцию  $\sqrt{1 + (y')^2}$  по степеням  $(y')^2$  [180]:

$$\lambda^* = 1 + 0,5(y')^2 - 0,125(y')^4.$$

Следует далее учитывать, что имеет место соотношение

$$y' \leq \operatorname{tg} \alpha_0.$$

Поэтому оценивать влияние величины  $(y')^2$  в функции  $\lambda^*$  следует в точке  $x=0$ ,  $y=0$ .

На рисунке 3.7 показаны графики зависимости функций  $\lambda$ ,  $\lambda_1$  и  $\lambda^*$  от  $\alpha_0$ .

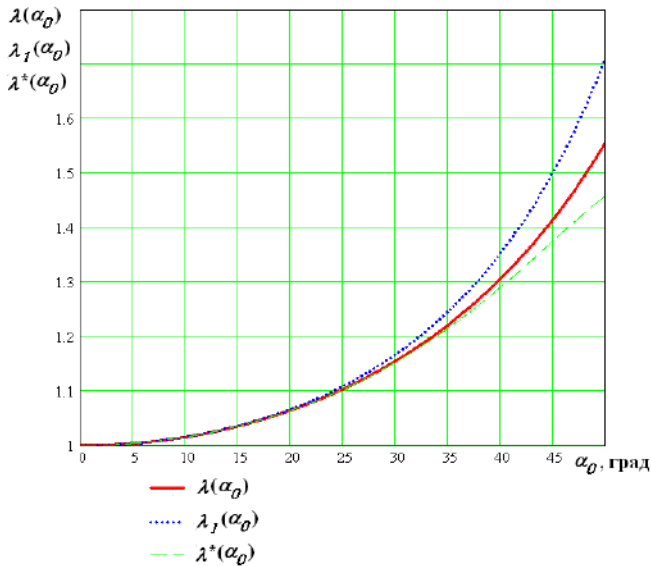


Рисунок 3.7 – Графики зависимости функций

 $\lambda$ ,  $\lambda_1$  и  $\lambda^*$  от  $\alpha_0$ 

изменения  $\alpha_0$  до  $50^\circ$ , не превосходит 10 %. Причем в диапазоне реальных значений  $\alpha_0$ , которые могут достигать до  $40^\circ$ , относительная ошибка составляет менее 4%. Такой незначительный результат в контексте расчетов вполне допустим при замене  $\lambda$  на  $\lambda_1$  в системе уравнений (3.4).

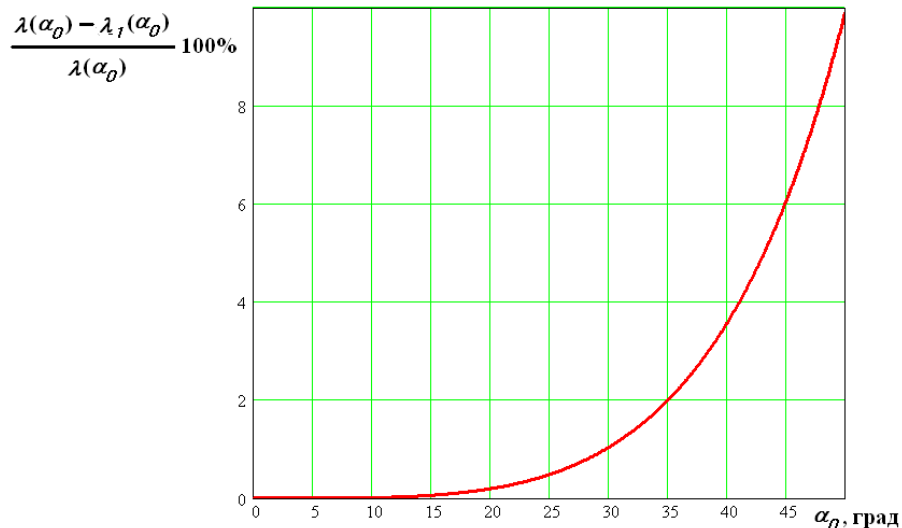
Анализ этих графиков позволяет сделать вывод о том, что с увеличением  $\alpha_0$  возрастают отклонения  $\lambda_1$  и  $\lambda^*$  значения  $\lambda$ .

Рассмотрим график зависимости относительной ошибки

$[(\lambda - \lambda_1)/\lambda]100\%$  от  $\alpha_0$ ,

представленный на рисунке 3.8. Из графика видно, что относительная

ошибка, которая возникает при замене  $\lambda$  на  $\lambda_1$  в диапазоне

Рисунок 3.8 – График зависимости относительной ошибки  $(\lambda - \lambda_1)100/\lambda$  от  $\alpha_0$ 

Следовательно, если разложить  $\lambda$  по степеням  $(y')^2$ , то можно считать допустимым вычисление величин  $\lambda$  и  $\lambda^{-1}$  по следующим формулам:

$$\lambda \approx \lambda_1; \lambda^{-1} \approx \lambda_2.$$

Подставляя вместо  $\lambda$  и  $\lambda^{-1}$  в систему уравнений (3.4) соответственно значения  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$ , имеем

$$\begin{aligned} \frac{d}{dx}(P\lambda_2) + \lambda_1 p_x &= 0; \\ \frac{d}{dx}(Py' \lambda_2) + \lambda_1 p_y &= 0. \end{aligned} \quad (3.7)$$

Продифференцируем выражения  $P\lambda_2$  и  $Py'\lambda_2$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dx}(P\lambda_2) &= P' \lambda_2 + P\lambda_2'; \\ \frac{d}{dx}(Py' \lambda_2) &= P' y' \lambda_2 + Py'' \lambda_2 + Py' \lambda_2' \end{aligned}$$

и подставим их в (3.7):

$$\begin{aligned} P' \lambda_2 + P\lambda_2' + \lambda_1 p_x &= 0; \\ P' y' \lambda_2 + Py'' \lambda_2 + Py' \lambda_2' + \lambda_1 p_y &= 0. \end{aligned} \quad (3.8)$$

Так как

$$\lambda_2' = -y' y'', \quad (3.9)$$

то из (3.8) следует:

$$\begin{aligned} P' \lambda_2 - Py' y'' + \lambda_1 p_x &= 0; \\ -P(y')^2 y'' + P' y' \lambda_2 + Py'' \lambda_2 + \lambda_1 p_y &= 0. \end{aligned} \quad (3.10)$$

Второе уравнение в (3.10) допускает следующее преобразование:

$$y'' P[\lambda_2 - (y')^2] + P' y' \lambda_2 + \lambda_1 p_y = 0. \quad (3.11)$$

Подставив выражение для  $\lambda_1, p_x, p_y$  в формулы (3.10) и (3.11), записываем, что

$$\begin{aligned} P' \lambda_2 - Py' y'' - py' &= 0; \\ y'' P[\lambda_2 - (y')^2] + P' y' \lambda_2 + p &= 0. \end{aligned} \quad (3.12)$$

Подставив выражение для  $\lambda_2$  в систему уравнений (3.12), получим:

$$\begin{aligned} P' [1 - 0,5(y')^2] - Py' y'' - py' &= 0; \\ y'' P[1 - 1,5(y')^2] + P' y' [1 - 0,5(y')^2] + p &= 0. \end{aligned} \quad (3.13)$$

Полученная модель напряженного состояния оболочки сегмента представляет собой два дифференциальных уравнения (3.13), связывающих координаты линии контура сегмента крыла с величиной его натяжения. Эти уравнения (3.13) представляют собой нелинейную систему. К ней не подходят известные классические методы решения, изложенные в [181-183]. Путь решения этой системы состоит в учете особенности ее левой части, заключающейся в том, что она не зависит явно от  $x$  и  $y$ . Этот факт позволяет в качестве зависимой переменной величины выбрать производную  $w = y'$ , а в качестве независимой переменной  $y$ .

Из соотношения  $w = \frac{dy}{dx}$  следует  $dx = \frac{dy}{w}$  и  $y'' = \frac{dw}{dx} = w \frac{dw}{dy} = ww'$ , где  $w'$  производная  $w$  по переменной  $y$ .

Следовательно, система уравнений (3.13) может быть преобразована к следующему виду:

$$\begin{aligned} P'(1 - 0,5w^2) - Pw^2w' - pw &= 0; \\ ww'P(1 - 1,5w^2) + P'w(1 - 0,5w^2) + p &= 0. \end{aligned} \quad (3.14)$$

Умножим правую и левую части первого уравнения (3.14) на  $(-w)$ :

$$-P'w(1 - 0,5w^2) + Pw^3w' + pw^2 = 0. \quad (3.15)$$

Сложим второе уравнение системы (3.14) с уравнением (3.15):

$$ww'P(1 - 1,5w^2) + Pw^3w' + pw^2 + p = 0$$

или

$$ww'P(1 - 1,5w^2 + w^2) + p(1 + w^2) = 0.$$

В итоге получаем

$$w'wP(1 - 0,5w^2) + p(1 + w^2) = 0. \quad (3.16)$$

В случае, когда  $w'w(1 - 0,5w^2) \neq 0$ , имеет место соотношение:

$$P = -\frac{p(1 + w^2)}{w'w(1 - 0,5w^2)}.$$

С учетом того, что  $w^2 \ll 1$ , получаем, что

$$P \approx -\frac{p(1 + w^2)}{w'w} (1 + 0,5w^2) \approx -\frac{p(1 + 1,5w^2)}{w'w}$$

или

$$P(x) = \frac{p(1 + 1,5(y'(x))^2)}{|y''(x)|}.$$

В оболочке сегмента давление  $p$  равно динамическому давлению

$$p = \frac{\rho_a v^2}{2},$$

где  $v$  - скорость спортсмена, м/с;  $\rho_a$  - плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup>.

Отсюда находим, что

$$P(x) = \frac{\rho_a v^2 [1 + 1,5(y')^2]}{2|y''|}, \quad (3.17)$$

Полученное из системы уравнений (3.14) выражение (3.17) позволяет вычислить натяжение ткани в оболочке  $P(x)$ , если известны величины производных  $y'(x)$  и  $y''(x)$ , которое в дальнейшем будет использовано для расчета надежности крыла.

### 3.2. Вывод дифференциального уравнения, моделирующего линию контура сегмента крыла

Следующий этап работы - вывод дифференциального соотношения для определения функции  $y(x)$ , моделирующей линию контура сегмента крыла.

Величина  $P$  зависит от  $w, w'$  и давления  $p$ . Обозначим

$$E_1 = p(1 + w^2); E_2 = w'w(1 - 0,5w^2). \quad (3.18)$$

Следовательно,

$$P = -\frac{E_1}{E_2}. \quad (3.19)$$

Обозначим  $P'_y = \frac{dw}{dy}$ , тогда  $P' = \frac{dP}{dy} \frac{dy}{dx} = P'_y w$ .

Следовательно,

$$P'_y = -\frac{E_1' E_2 - E_1 E_2'}{E_2^2} = \frac{E_1'}{E_2} + \frac{E_1}{E_2^2} E_2'. \quad (3.20)$$



Производные  $E_1$  и  $E_2$  по  $w$  равны:

$$E_1' = 3pww'; E_2' = w''w + (w'w)^2 = E_3w'' + E_4, \text{ где } E_3 = w; E_4 = (w')^2.$$

Величина  $P_y'$  зависит от  $w''$ ,  $w'$ ,  $w$  и давления  $p$ . Преобразуем  $P_y'$ :

$$P_y' = -\frac{E_1'}{E_2} + \frac{E_1}{E_2^2}(E_3w'' + E_4) = E_5 + E_6w'', \quad (3.21)$$

где

$$E_5 = -\frac{E_1'}{E_2} + \frac{E_1E_4}{E_2^2}; E_6 = \frac{E_1E_3}{E_2^2}.$$

Выражения для промежуточных величин  $E_5$  и  $E_6$  допускают упрощения.

Выполним следующие преобразования, упрощающие дальнейшие расчеты:

$$\frac{E_1'}{E_2} = \frac{3pww'}{w'w} = 3p;$$

$$\frac{E_1E_4}{E_2^2} = \frac{p(1 + 1,5w^2)(w')^2}{(w'w)^2} = p \frac{(1 + 1,5w^2)}{w^2}$$

Принимая во внимание полученные соотношения, преобразуем выражения для  $E_5$ . Окончательно получаем

$$E_5 = p \frac{1 - 1,5w^2}{w^2}.$$

Получим далее формулу для вычисления  $E_6$ :

$$E_6 = \frac{E_1E_3}{E_2^2} = \frac{p(1 + 0,5w^2)w}{(w'w)^2} = p \frac{1 + 1,5w^2}{(w')^2w}.$$

Следовательно,

$$P_y' = P_y'w = (E_5 + E_6w'')w = p \left[ \frac{1 - 1,5w^2}{w} + \frac{(1 + 1,5w^2)}{(w')^2}w'' \right].$$

Подставим выражения для  $P$  и  $P_y'$  во второе уравнение системы (3.14)

$$-\frac{ww'p(1 + 1,5w^2)(1 - 1,5w^2)}{ww'} + (E_5 + E_6w'')(1 - 0,5w^2)w^2 - p = 0$$

С учетом того, что  $w^2 \ll 1$ , имеем, что  $(1 + 1,5w^2)(1 - 1,5w^2) \approx 1$ .

Преобразовывая полученное дифференциальное уравнение, находим, что

$$-p + (E_5 + E_6 w'')(1 - 0,5w^2)w^2 + p = 0.$$

Так как  $(1 - 0,5w^2)w^2 \neq 0$  (исключая точку  $x=0,5\tau$ ), то необходимо считать, что выполняется следующее дифференциальное соотношение относительно  $w$ :

$$E_5 + E_6 w'' = 0. \quad (3.22)$$

Подставим выражения для  $E_5$  и  $E_6$  в (3.22):

$$\frac{1 - 1,5w^2}{w^2} + \frac{(1 + 1,5w^2)}{(w')^2 w} w'' = 0$$

или

$$(1 - 1,5w^2)(w')^2 + (1 + 1,5w^2)w'' w = 0 \quad (3.23)$$

Разделим (3.23) на  $1 + 1,5w^2$ :

$$ww'' = -\frac{1 - 1,5w^2}{1 + 1,5w^2} (w')^2. \quad (3.24)$$

Так как

$$\frac{1 - 1,5w^2}{1 + 1,5w^2} \approx (1 - 1,5w^2)^2 \approx 1 - 3w^2,$$

то

$$ww'' = (3w^2 - 1)(w')^2. \quad (3.25)$$

Обозначим через  $y'_0$  тангенс угла наклона касательной к линии контура в точке  $x = 0$ . Условия

$$y(0) = y(\tau) = 0; y'(0) = y'_0; y'(\tau) = -y'_0; y(0,5\tau) = h_m$$

являются граничными для решения уравнения (3.25).

Отметим, что  $y''' = y' [ww'' + (w')^2]$  или  $ww'' = \frac{y'''}{y'} - (w')^2$ .

Поэтому уравнение (3.25) можно преобразовать к следующему виду:

$$y'''(x) - 3(y''(x))^2 y'(x) = 0. \quad (3.26)$$

Таким образом, выведено дифференциальное уравнение (3.26), которое моделирует линию контура сегмента крыла.

### 3.3. Разработка математической модели линии контура сегмента крыла

Для решения уравнения (3.26) разработаем методику. Обозначим

$$\frac{dw}{dy} = q = w'$$

Следовательно,

$$w'' = \frac{dq}{dy} = q \frac{dq}{dw}.$$

В связи с принятыми обозначениями, уравнение (3.25) приводится к виду:

$$wq \frac{dq}{dw} = (3w^2 - 1)q^2.$$

Разделим правую и левую части этого уравнения на  $wq^2$  и умножим на  $dw$ :

$$\frac{dq}{q} = 3w \frac{dw}{w} - \frac{dw}{w} \quad \text{или} \quad \frac{dq}{q} + \frac{dw}{w} = 3w \frac{dw}{w}.$$

Интегрируя полученное уравнение, находим, что

$$\ln|qw| = 1,5w^2 + C_1^* \quad \text{или} \quad |qw| = C_1 \exp(1,5w^2), \quad \text{где } C_1 \text{ и } C_1^* - \text{константы.}$$

Отметим, что на участке  $[0; 0,5\tau]$   $y' > 0$ , а на участке  $(0,5\tau; \tau]$  величина  $y' < 0$ . К этому следует добавить, что на всем протяжении участка  $[0; \tau]$  величина  $y''$  отрицательна. Так как

$$qw = w' w = \frac{dy'}{dy} w = \frac{y''}{y'} y' = y'',$$

то следует считать, что на этом участке выполняется соотношение  $|qw| = -qw$ .

Поэтому, в итоге получаем, что  $qw = -C_1 \exp(1,5w^2)$ , где  $C_1 > 0$ .

Далее имеем:

$$w \frac{dw}{dy} = -C_1 \exp(1,5w^2) \quad \text{или} \quad 0,5 \frac{dw^2}{dy} = -C_1 \exp(1,5w^2).$$

Преобразовывая далее полученное соотношение, имеем

$$\frac{d(-1,5w^2)}{dy} = 2C_1 \exp(1,5w^2). \quad \text{Отсюда, } \exp(-1,5w^2) d(-1,5w^2) = 2C_1 dy.$$

Производя интегрирование в правой и левой частях полученного уравнения, найдем, что

$$\exp(-1,5w^2) = C_2 + 2C_1y, \quad (3.27)$$

где  $C_2$  – константа.

Из (3.27) следует, что величина  $C_2 + 2C_1y$  не может быть отрицательной или равной нулю, то есть  $C_2 + 2C_1y > 0$ , и

$$\exp(1,5w^2) = \frac{1}{C_2 + 2C_1y},$$

то есть

$$1,5w^2 = -\ln(C_2 + 2C_1y) \quad (3.28)$$

Исследуем соотношение (3.28). Так как левая часть (3.28) больше или равна нулю, то

$$\ln(C_2 + 2C_1y) \leq 0 \quad (3.29)$$

и, следовательно, в силу свойств логарифмической функции в итоге получаем, что

$$0 < C_2 + 2C_1y \leq 1. \quad (3.30)$$

Только в случае выполнения условия (3.30) можно записать из (3.28), что

$$\frac{dy}{dx} = \pm \sqrt{-\frac{2}{3} \ln(C_2 + 2C_1y)}. \quad (3.31)$$

Из (3.31) следует, что уравнение

$$\frac{dy}{dx} = \sqrt{-\frac{2}{3} \ln(C_2 + 2C_1y)} \quad (3.32)$$

соответствует восходящей линии контура сегмента, т.е. при  $0 \leq x \leq 0,5\tau$ , а уравнение

$$\frac{dy}{dx} = -\sqrt{-\frac{2}{3} \ln(C_2 + 2C_1y)} \quad (3.33)$$

- нисходящей линии этого контура сегмента, т.е. при  $0,5\tau \leq x \leq \tau$ .

В силу симметрии линии контура  $y(x)$  на участке  $0 \leq x \leq \tau$  рассмотрим уравнение (3.32). В точке начале координат ( $x = y = 0$ ), согласно (3.31), выполняется следующее равенство:

$$y'_0 = \left[ -\frac{2}{3} \ln(C_2 + 2C_1 \cdot 0) \right]^{0,5}. \quad (3.34)$$

Следовательно,

$$(y'_0)^2 = -\frac{2}{3} \ln C_2 \quad (3.35)$$

или

$$C_2 = \exp(-1,5(y'_0)^2). \quad (3.36)$$

Получим соотношение для расчета  $C_1$ . Так как в точке  $x = 0,5\tau$ ,  $y = h_m$ , производная  $y'(0,5\tau) = 0$ , то  $C_1$  определяется из соотношения

$$\left[ -\frac{2}{3} \ln(C_2 + 2C_1 h_m) \right]^{0,5} = 0 \quad (3.37)$$

или

$$C_2 + 2C_1 h_m = 1 \quad (3.38)$$

Таким образом,

$$C_1 = \frac{1 - \exp(-1,5(y'_0)^2)}{2h_m}. \quad (3.39)$$

Получив значения  $C_1$  и  $C_2$ , запишем объединенное уравнение, представляющее собой промежуточное решение (3.25):

$$\begin{aligned} w = y'(x) &= \pm \left\{ -\frac{2}{3} \ln \left[ \exp(-1,5(y'_0)^2) + \frac{1 - \exp(-1,5(y'_0)^2)}{h_m} y \right] \right\}^{0,5} = \\ &= \pm \left\{ -\frac{2}{3} \ln \left[ \frac{y + \exp(-1,5(y'_0)^2)(h_m - y)}{h_m} \right] \right\}^{0,5}. \end{aligned} \quad (3.40)$$

Так как

$$\frac{dy}{y'(x)} = dx, \quad (3.41)$$

то, применяя (3.40), имеем

$$\int_0^{h_m} \left[ -\frac{2}{3} \ln f(y, h_m, y'_0) \right]^{-0,5} dy = 0,5\tau, \quad (3.42)$$

где

$$f(y, h_m, y'_0) = \frac{y}{h_m} + \exp[-1,5(y'_0)^2] \left( 1 - \frac{y}{h_m} \right).$$

Таким образом, для получения зависимости  $y(x)$  необходимо задать величины  $\tau$  и  $h_m$ , а значение  $y'_0$  определяется путем численного решения уравнения (3.42).

Дифференциальное уравнение (3.40) является основой для исследований моделей сегментов крыла костюма *вингсьют*. Для решения этого уравнения в силу его сложности не существует точных методов, а лишь только приближенные, численные. Однако это не уменьшает значение численных методов определения геометрических характеристик крыла, поскольку современные методы прикладной математики, примененные при решении уравнения (3.40), позволяют получить решения высокой степени точности.

### **3.4. Разработка алгоритма для численного определения линии контура сегмента крыла**

Приведем этапы расчета линии контура сегмента крыла, выполненные в среде математического пакета MathCad 14 [184].

В качестве примера для пояснения методики расчета зададим значения следующих параметров сегмента крыла:  $\tau = 9$  см;  $h_m = 1,4$  см.

На *первом* этапе решаем уравнение (3.42). Обозначим

$$I(y'_0) = \int_0^{h_m} \left[ -\frac{2}{3} \ln f(y, h_m, y'_0) \right]^{-0,5} dy. \quad (3.43)$$

Величина  $I(y'_0)$  имеет размерность длины. На рисунке 3.9 приведен график зависимости  $I(y'_0)$  от  $y'_0$ , построенный по расчетам в системе MathCad. Как следует из этого графика, функция  $I(y'_0)$  достигает величины  $0,5\tau$  в диапазоне изменения  $y'_0$  между значениями 0,7047 и 0,7048 в точке  $N$ . Обозначим через  $(y'_0)_{\text{кор}}$  корень уравнения (3.42) при  $\tau = 9$  см и  $h_m = 1,4$  см. Как следует из рисунка 3.9, величина  $(y'_0)_{\text{кор}}$  лежит между значениями  $y'_0 = 0,7047$  и  $y'_0 = 0,7048$ .

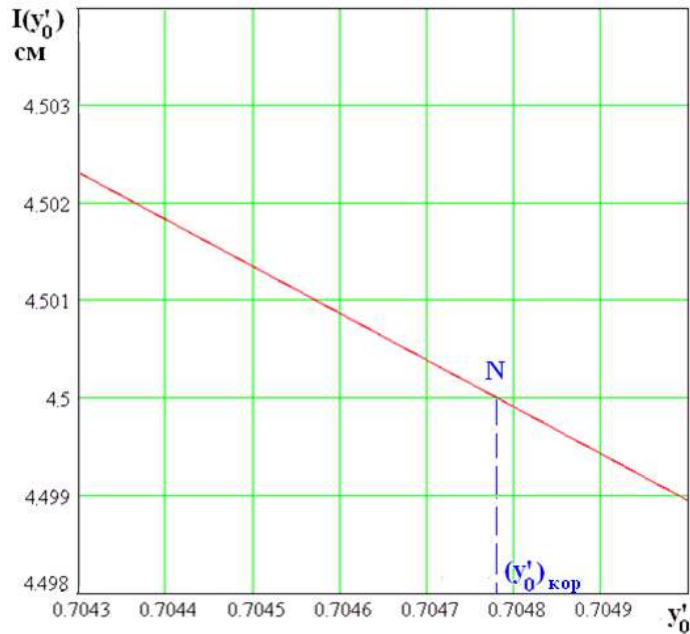


Рисунок 3.9 – График зависимости  $I(y'_0)$  от  $y'_0$

В силу особенности уравнения (3.40) приходится при его решении рассматривать не «привычную» запись уравнения линии контура в виде  $y = \Phi(x)$ , а *обратную* зависимость вида  $x = \Phi^{-1}(y)$ . Поэтому, на *втором* этапе расчетов находим функцию  $x = \Phi^{-1}(y)$ . Преобразуем (3.40) к следующему виду:

$$\frac{dy}{\pm \left\{ -\frac{2}{3} \ln f(y, h_m, y'_0) \right\}^{0,5}} = dx. \quad (3.44)$$

Не останавливаясь на сложностях при использовании в качестве модели зависимость вида  $x = \Phi^{-1}(y)$ , рассмотрим численное интегрирование вышеприведенного дифференциального соотношения (3.44).

Построим восходящую линию контура сегмента крыла. Что касается нисходящей линии контура, то в силу симметрии линии  $y = \Phi(x)$  ее легко построить, опираясь на известную модель восходящей части линии контура. Очевидно, что искомая зависимость  $x = \Phi^{-1}(y)$  находится при численном решении уравнения

$$x = \int_0^y \frac{dy}{\left\{ -\frac{2}{3} \ln f(y, h_m, y'_0) \right\}^{0,5}}. \quad (3.45)$$

Рассмотрим методику получения численной модели для линии контура. График зависимости величины  $y'$  представлен на рисунке 3.10 (для  $\tau = 9$  см;  $h_m = 1,4$  см;  $y'_0 = 0,7048$ ). График линии контура  $x = \Phi^{-1}(y)$  на участке  $[0; 0,5\tau]$  для этих же исходных данных показан на рисунке 3.11.



Рисунок 3.10 – График зависимости  $y'(x)$  от  $y$  ( $\tau = 9$  см;  $h_m = 1,4$  см;  $y'_0 = 0,7048$ )

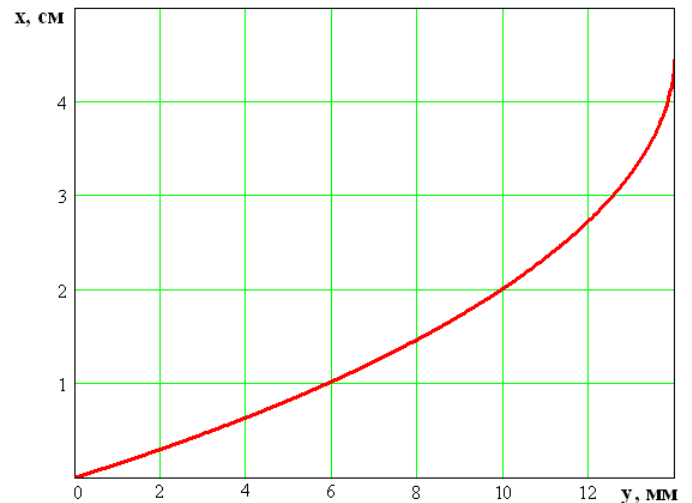


Рисунок 3.11 – Линия контура сегмента  $x = \Phi^{-1}(y)$  в координатах  $Oyx$ , полученная численными методами при выполнении интегрирования в правой части (3.44); ( $\tau = 9$  см;  $h_m = 1,4$  см;  $y'_0 = 0,7048$ )

Представление линии контура в виде функции  $x = \Phi^{-1}(y)$  крайне неудобно для дальнейшего применения, поэтому на *третьем* этапе расчета находим  $y = \Phi(x)$ . Воспользуемся методом интерполяции для получения численного представления линии контура  $y = \Phi(x)$ , используя уже известные значения  $x = \Phi^{-1}(y)$ . Разобьем высоту контура на  $N^*$  частей:  $\Delta = h_m/N^*$  и вычислим значения  $x_i$  по формуле

$$x_i = \int_0^{\Delta i} \frac{dy}{\left\{ -\frac{2}{3} \ln f(y, h_m, y'_0) \right\}^{0,5}},$$

где  $i = 1, 2, \dots, N^*$ .

Найденные массивы  $x_i$  и  $y_i = \Delta i$  использованы для сплайн-интерполяции [184].



Таким образом, была получена зависимость  $y = \Phi(x)$ , моделирующая линию контура сегмента крыла в численном виде. График этой зависимости представлен на рисунке 3.12 (для  $\tau = 9$  см;  $h_m = 1,4$  см;  $y'_0 = 0,7048$ ).

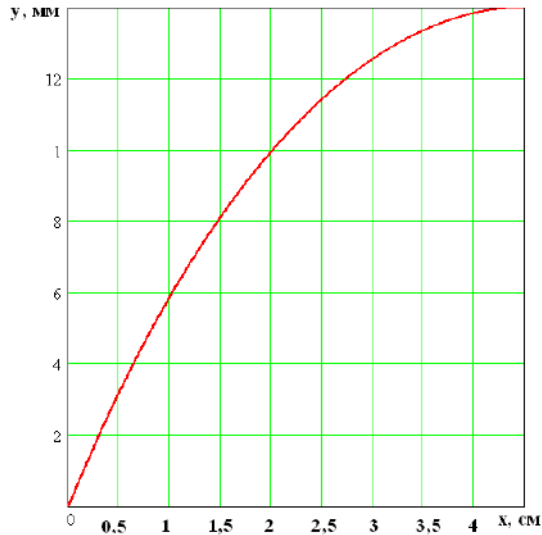


Рисунок 3.12 – Линия контура сегмента крыла  $y = f(x)$ , полученная численными методами с помощью сплайн-интерполяции в среде математического пакета Mathcad, ( $\tau = 9$  см;  $h_m = 1,4$  см;  $y'_0 = 0,7048$ )

Предложенный метод расчета линии контура, исходя из уравнения (3.40), должен быть подтвержден экспериментально.

### 3.5 Экспериментальная проверка теоретической линии контура сегмента крыла

Реальные сегменты крыла имеют относительно небольшие величины  $\tau$  и  $h_m$ , что весьма затрудняет экспериментальное определение линий их контуров. Поскольку предложенная методика не ограничивает размеры сегментов, то проверку аналитических разработок по расчету линии контура, согласно теории подобия, совсем необязательно проводить на сегментах крыльев *вингсьютов*. Для этой цели можно использовать такие натурные модели, размеры которых в несколько раз превосходят реальные размеры сегментов крыльев.

На рисунке 3.13 представлена схема установки для экспериментальной проверки теории расчета линии контура сегмента крыла. Установка имитирует сегмент увеличенных размеров со следующими параметрами:

$$\tau = 72 \text{ см}; h_m = 11,2 \text{ см}; L = 76,6 \text{ см}.$$

При этих размерах можно достичь такого результата, при котором различия между результатами измерений высоты линии контура в соседних точках существенно бы превышали ошибку измерений.

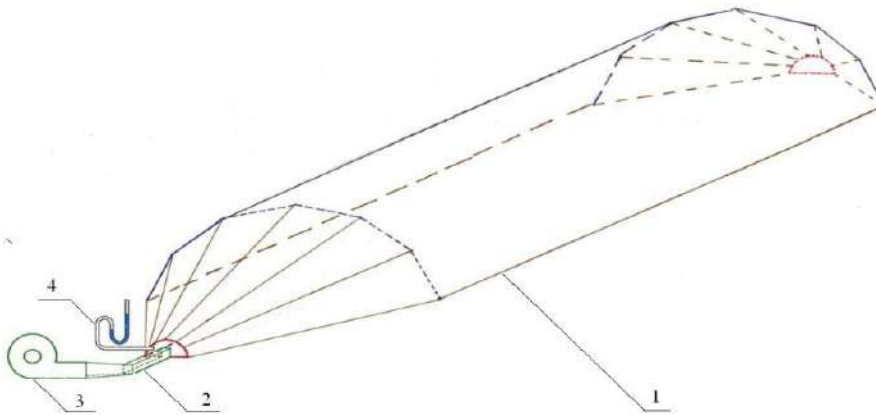


Рисунок 3.13 – Схема экспериментальной установки для определения линии контура модели сегмента крыла: 1 – модель сегмента; 2 – воздуховод; 3 – вентилятор; 4 – трубка манометра

Перед проведением эксперимента была подготовлена деталь сегмента из ткани с минимальной воздухопроницаемостью в соответствии с выбранными размерами. Затем ее приклеивали к горизонтально закрепленной плоскости, изготовленной из пластика таким образом, чтобы между склеенными закрепленными участками модели сегмента 1 (Рисунок 3.13) выдерживалось расстояние  $\tau = 72$  см. Торцы модели сегмента имели вид конических пирамидальных поверхностей, одна из которых соединялась через воздуховод 2 с вентилятором 3, а вторая была заглушена. Уровень давления воздуха в сегменте измеряли с помощью манометрической U-образной трубки 4.

Используя исходные данные, рассчитывали координаты точек, расположенных на линии контура сегмента с помощью функцию  $y(x)$ . Результаты расчета представлены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Результаты расчета координат точек линии контура  $y(x)$ 

Значение координаты $x$ , см	10	15	20	25	47	52	57	62
Теоретические значения координат точек линии контура сегмента крыла $y$ , см	5,3	7,4	8,9	10,1	10,1	8,9	7,4	5,3

Измерения линии контура проводили в четырех сечениях модели сегмента по его длине. Результаты измерений представлены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Результаты измерения координат высот точек на линии контура модели сегмента крыла

Номер опыта	Значение координаты $x$ , см							
	10	15	20	25	47	52	57	62
1	5,2	7,3	8,5	10,5	9,8	9,6	7,6	4,1
2	5,7	7,7	9,2	10	9,5	9	8,1	5,6
3	5,1	6,9	8,2	10,9	9,7	8,5	7,9	5,1
4	4,9	7,1	8	9,8	11,2	8,1	8,1	4,8

Для проверки адекватности теоретической модели вычисляли критерий согласия  $M$  по [185]:

$$M = \sum_{i=1}^N \left( \frac{y_i - Y_i}{\sigma_i \sqrt{n}} \right)^2,$$

где  $N$  – число экспериментальных точек;

$y_i$  – расчетное значение высоты точки на линии контура модели сегмента;

$Y_i$  – среднее экспериментальное значение высоты расположения точки на модели сегмента;

$\sigma_i$  – среднеквадратическое отклонение экспериментальных данных в точке;

$n$  – количество наблюдений в точке,  $n = 4$ ;

Критерий согласия по [185] имеет вид  $M < \chi_f^2$ ,

где  $\chi_f^2$  – распределение Пирсона с числом степеней свободы  $f = 8$ .

Исходные данные для расчета критерия согласия приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Исходные данные для расчета критерия согласия

Показатели, см	1	2	3	4	5	6	7	8
$x$	10	15	20	25	47	52	57	62
$y$	5,3	7,4	8,9	10,1	10,1	8,9	7,4	5,3
$Y$	5,2	7,3	8,5	10,3	10	8,8	7,9	4,9
$\sigma$	0,34	0,342	0,525	0,497	0,777	0,66	0,236	0,627

Расчетное значение  $M$  составляет 1,605. Значение  $\chi^2$  при восьми степенях свободы ( $f=8$ ) и уровне значимости  $\varepsilon = 0,05$  составляет 2,733 [186], т.е. больше  $M$ . Следовательно, при данном уровне значимости теоретическая зависимость для расчета  $y(x)$  соответствует экспериментальным данным.

### 3.6 Аппроксимация линии контура сегмента крыла параболой

В связи со сложностью получения численной зависимости  $y(x)$  при помощи решения уравнения (3.40), проведем приближенный расчет линии контура. Для этого обратимся к исходному уравнению (3.25) и рассмотрим зависимость  $3[y'(0)]^2$  от  $\alpha_0$ , изображенную на рисунке 3.14. Из рисунка следует, что при  $\alpha_0 < 10^\circ$  величина  $3[y'(0)]^2$  не превосходит 0,1. В этом случае приближенно считаем, что

$$3w^2 - 1 \approx -1,$$

и из уравнения (3.25) имеем

$$ww'' + (w')^2 = 0. \quad (3.46)$$

Так как

$$(ww')' = ww'' + (w')^2,$$

то отсюда следует

$$(ww')' = 0. \quad (3.47)$$

Решением дифференциального уравнения (3.47) является соотношение

$$ww' = const.$$

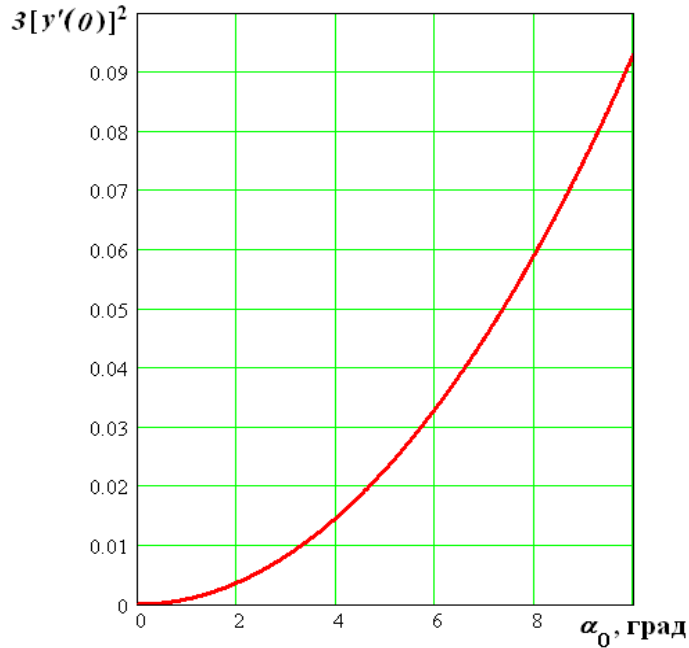


Рисунок 3.14 – График зависимости  $3[y'(0)]^2$  от  $\alpha_0$

Принимая во внимание, что  $ww' = 0,5(w^2)'$ , необходимо принять, что также и  $(w^2)' = const$ . Решением этого уравнения является функция  $w^2 = C_1y + C_2$ . Таким образом, учитывая, что  $w = y'$ , имеем

$$\frac{dy}{dx} = \sqrt{C_1y + C_2}.$$

Перепишем полученное уравнение в форме, удобной для интегрирования:

$$\frac{dy}{\sqrt{C_1y + C_2}} = dx.$$

Решением этого дифференциального уравнения является полином второго порядка [180]:  $y_{\text{п}}(x) = ax^2 + bx + c$ , где  $a, b, c$  – постоянные.

Так как искомая парабола пересекает ось  $Ox$  в начале координат и в точке  $x$  равна  $\tau$ , то ее уравнение запишем в виде

$$y_{\text{п}}(x) = -ax(x - \tau), \quad (3.48)$$

Отсюда следует, что

$$y'_{\text{п}} = -2ax + a\tau; \quad y''_{\text{п}} = -2a. \quad (3.49)$$

Отметим, что поскольку величина  $y$  имеет размерность длины, то величина  $a$  должна иметь размерность, обратную длине, то есть  $m^{-1}$ . Для упрощения выкладок представим производную  $y'_{\Pi}$  в виде следующей функции от  $x$ :

$$y'_{\Pi} = kx + b, \quad (3.50)$$

где  $k = -2a$  ;  $b = a\tau$ .

Высота сегмента контура крыла определяется подстановкой  $x = 0,5\tau$  в формулу (3.48)

$$h_m = -a \frac{\tau}{2} \left( \frac{\tau}{2} - \tau \right) = \frac{a\tau^2}{4}. \quad (3.51)$$

Из (3.50) следует, что

$$y'_{\Pi 0} = a\tau$$

или

$$a = \frac{y'_{\Pi 0}}{\tau}. \quad (3.51)$$

Подстановка (3.50) в (3.51) дает, что

$$h_m = \frac{y'_{\Pi 0} \tau}{4}. \quad (3.52)$$

Согласно [180], если считать величину  $1,5(y'_0)^2$  малой, то можно записать, что

$$\exp(-1,5(y'_0)^2) \approx 1 - \beta, \quad (3.53)$$

где  $\beta = 1,5(y'_0)^2$ .

Разложим  $f(y, h_m, y'_0)$  по степеням  $y'_0$ :

$$f(y, h_m, y'_0) \approx \frac{y}{h_m} + (1 - \beta) \left( 1 - \frac{y}{h_m} \right) = 1 - \beta \left( 1 - \frac{y}{h_m} \right) = 1 - \beta_1,$$

где

$$\beta_1 = \beta \left( 1 - \frac{y}{h_m} \right).$$

Отметим, что  $\ln(1 - \beta_1) \approx -\beta_1$ . Следовательно, левую часть (3.42) можно приближенно представить в виде

$$\begin{aligned}
 I(y'_0) &\approx \int_0^{h_m} \left[ -\frac{2}{3} \ln(1 - \beta_1) \right]^{-0,5} dy \approx \int_0^{h_m} \left[ -\frac{2}{3} (1 - \beta_1) \right]^{-0,5} dy = \\
 &= \int_0^{h_m} \left[ \frac{2\beta}{3} \left( 1 - \frac{y}{h_m} \right) \right]^{-0,5} dy = \left( \frac{2\beta}{3h_m} \right)^{-0,5} \int_0^{h_m} \frac{dy}{\sqrt{h_m - y}}.
 \end{aligned}$$

Имеем

$$\left( \frac{2\beta}{3h_m} \right)^{-0,5} = \left( \frac{3}{2} \frac{h_m}{1,5(y'_0)^2} \right)^{0,5} = \frac{\sqrt{h_m}}{y_0}.$$

Согласно [180], имеет место следующее соотношение:

$$\int \frac{dy}{\sqrt{h_m - y}} = -2\sqrt{h_m - y} + C_m,$$

где  $C_m$  – константа. Отсюда

$$I(y'_0) = \frac{\sqrt{h_m}}{y_0} \left( -2\sqrt{h_m - y} \Big|_0^{h_m} \right) = -2 \frac{\sqrt{h_m}}{y_0} (\sqrt{0} - \sqrt{h_m}) = \frac{2h_m}{y_0}.$$

В соответствие с (3.42), полученное значение интеграла  $I(y'_0)$  необходимо приравнять к  $0,5\tau$ :

$$\frac{2h_m}{y_0} = 0,5\tau. \tag{3.54}$$

Сравнивая полученное соотношение (3.53) с (3.52), заключаем, что *они эквивалентны*. Это доказывает, что представление линии контура сегмента в виде параболы допустимо в тех же пределах изменения  $y'_0$ , где выполняется условие (3.53).

Если задать, например, исходные данные  $h_m = 1,4$  см,  $\tau = 9$  см, то приближенное значение  $y'_0$ , вычисленное для варианта расчета с представлением  $u(x)$  в виде параболы, равно

$$(y'_0)_{\text{приб}} = 0,7048. \tag{3.55}$$

Как видим, результаты расчета  $y'_0$  по уравнению (3.40), показанные на рисунке 3.9, и по приближенной зависимости в виде параболы практически совпадают. На рисунке 3.15 представлены графические изображения восходящей линии контура сегмента крыла.

Сравнивая линию параболы, построенную по формуле (3.48), и линию контура, построенную на основе результатов решения уравнения (3.40), заключаем, что они практически совпадают на концах отрезка  $[0; 0,5 \tau]$ , а их отличие заметно на остальном участке.

Что касается области применения параболической зависимости (3.48) для вычисления параметров линии контура сегмента крыла, то ее можно оценить, исходя из следующих расчетов.

Обозначим  $\eta = y/h_m$  и перепишем выражение для функции  $f(y, h_m, y'_0)$ :

$$\varphi(\eta, y'_0) = f(y, h_m, y'_0) = \eta + \exp[-1,5(y'_0)^2](1 - \eta).$$

Пусть  $\xi = \tau/h_m$ , тогда решение уравнения (3.42), выраженное как функция  $\xi = \xi(\alpha_0)$ , имеет следующий вид

$$\xi(\alpha_0) = 2 \int_0^1 \left\{ -\frac{2}{3} \ln \varphi(\eta, \operatorname{tg} \alpha_0) \right\}^{-0,5} d\eta.$$

На рисунке 3.16 представлены графики зависимости величины  $\xi$  для двух вариантов: при расчете по уравнению (3.42)  $\xi = \xi(\alpha_0)$  и по параболической зависимости (3.48)  $\xi = 4/\operatorname{tg} \alpha_0$ .

Как следует из этих графиков, с уменьшением  $\xi$  различие между ее значениями, вычисленными разными способами, возрастает.



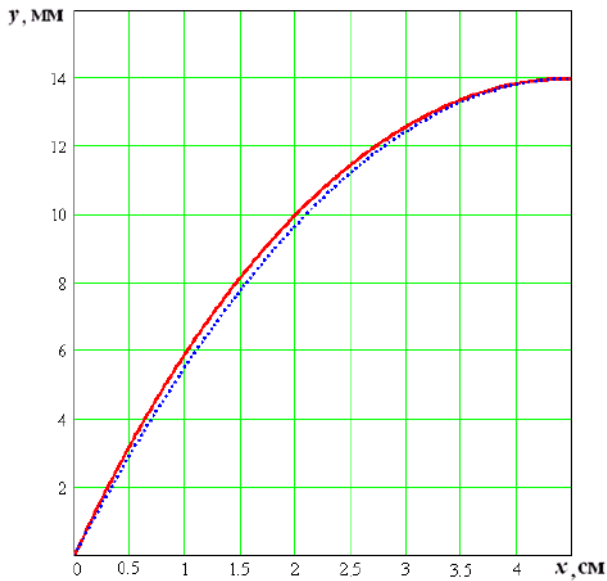


Рисунок 3.15 – Графики зависимости  $y(x)$  для двух вариантов расчета линии контура ( $\tau = 9$  см;  $h_m = 1,4$  см;  $y'_0 = 0,7048$ ):  
 — - расчет по уравнению (3.40)  
 ..... - расчет по параболической зависимости (3.48)

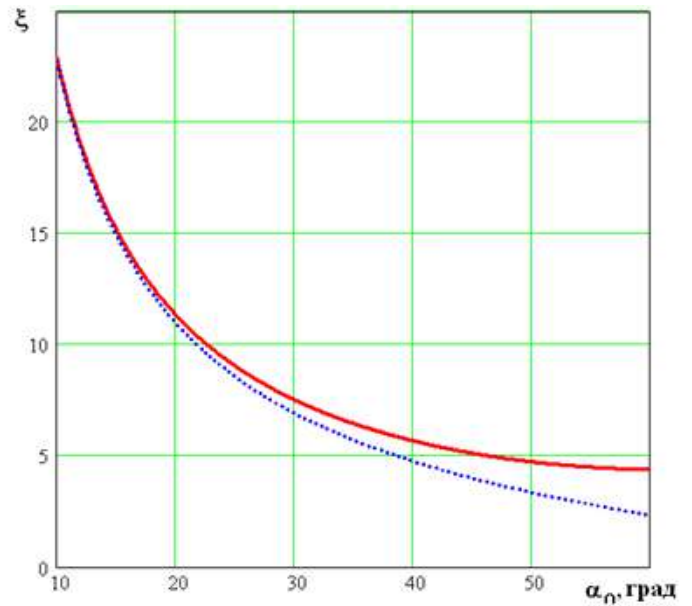


Рисунок 3.16 – Графики зависимости  $\zeta$  от  $\alpha_0$  ( $\tau = 9$  см;  $h_m = 1,4$  см;  $y'_0 = 0,7048$ )  
 — - расчет  $\zeta$  с помощью (3.40)  
 ..... - расчет  $\zeta$  с помощью параболической зависимости (3.48)

Применение параболической зависимости для расчета  $\zeta$  целесообразно использовать для диапазона углов  $\alpha_0$  до  $30^\circ$ .

### 3.7. Разработка метода расчета длины контура сегмента крыла *вингсьюта*

Обозначим величину расстояния, на которую уменьшается размах крыла в полете, через  $\Delta R_{кр}$ . Очевидно, что  $\Delta R_{кр} = L_{кк} - L_{к}$ . Исходя из выражений (2.9-2.12) для определения величины размаха крыла полагаем, что  $L_{кк}$  известно. Обозначим  $L_{отн} = L_{к}/L_{кк}$ . Тогда  $\Delta R_{кр} = L_{кк}(1 - L_{отн})$ .

Обозначим длину линии контура сегмента через  $L$ . Если  $n$  – количество сегментов в крыле, то длина линии контура каждого сегмента оболочки составит  $L = L_{кк}/n$ , а расстояние в основании сегмента –  $\tau = L_{к}/n$ .

Из вышеизложенного следует, что при проектировании крыла *вингсьюта* должна быть задана длина линии контура сегмента  $y(x)$  на участке  $0 \leq x \leq \tau$ .

Далее, в силу симметрии линии контура  $y(x)$ , рассмотрим уравнение (3.40) на участке  $0 \leq x \leq 0,5\tau$ . Согласно [179] длина  $L$  вычисляется по формуле

$$L = 2 \int_0^{0,5\tau} \sqrt{1 + (y')^2} dx. \quad (3.56)$$

Приведем вывод упрощенной зависимости для  $L$ , используя формулу параболы (3.48). С учетом (3.49) и, принимая во внимание малость  $(y'_n)^2$  по сравнению с единицей, находим, что

$$\sqrt{1 + (y'_n)^2} \cong 1 + 0,5(y'_n)^2 = 1 + 0,5(kx + b)^2. \quad (3.57)$$

Следовательно, длину линии контура  $L$ , вычисленную по параболе, можно выразить формулой

$$L = \int_0^{\tau} [1 + 0,5(kx + b)^2] dx \quad (3.58)$$

Обозначим  $\varepsilon(x) = kx + b$ . Отсюда следует, что при  $x=0$  значение функции  $\varepsilon(0) = b$ , а при  $x = \tau$  значение функции  $\varepsilon(\tau) = k\tau + b$ . Так как  $dx = d\varepsilon/k$ , то

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{k} \int_b^{k\tau+b} [1 + 0,5\varepsilon^2] d\varepsilon = \frac{1}{k} \left[ \varepsilon \Big|_b^{k\tau+b} + \frac{1}{2 \cdot 3} \varepsilon^3 \Big|_b^{k\tau+b} \right] = \\ &= \tau + \frac{1}{6} (k^2\tau^3 + 3k\tau^2b + 3\tau b^2). \end{aligned} \quad (3.59)$$

Подставим выражения для  $k$  и  $b$  в формулу (3.59). Получим, что

$$L = \tau + \frac{a^2\tau^3}{6}. \quad (3.60)$$

Согласно (3.60), имеем, что

$$a = \frac{4h_m n^2}{L_k^2}. \quad (3.61)$$

Подставляя (3.61) в (3.60), находим:

$$L = \tau + \frac{1}{6} \cdot \frac{16h_m^2 n^4}{L_k^4} \cdot \frac{L_k^3}{n^3} = \frac{L_k}{n} + \frac{8h_m^2 n}{3L_k} = \frac{3L_k^2 + 8h_m^2 n^2}{3nL_k}.$$

Принимая во внимание (3.51), получаем следующую формулу для расчета  $L$ , исходя из значений  $\tau$  и  $y'_0$ :

$$L = \tau + \left(\frac{y'_{п0}}{\tau}\right)^2 \frac{\tau^3}{6} = \left[1 + \frac{(y'_{п0})^2}{6}\right] \tau = \left[1 + \frac{(y'_{п0})^2}{6}\right] \frac{L_k}{n}. \quad (3.62)$$

Из (3.60) следует, что

$$\frac{L_{кc} - L_k}{n} = \frac{a^2 L_k^3}{6n^3}.$$

Отсюда получаем, что

$$a = \frac{n}{L_{отн} L_{кc}} \sqrt{6 \left(\frac{1}{L_{отн}} - 1\right)}.$$

Следовательно, уравнение линии контура сегмента имеет вид:

$$y_{п}(x) = -\frac{n}{L_{отн} L_{кc}} x \left(x - \frac{L_{отн} L_{кc}}{n}\right) \sqrt{6 \left(\frac{1}{L_{отн}} - 1\right)}. \quad (3.63)$$

Отметим, что в связи с получением выражения для  $a$  формула для  $y'_{п0}$  приобретает следующий вид:

$$y'_{п0} = \frac{L_k}{n} \frac{n}{L_{отн} L_{кc}} \sqrt{6 \left(\frac{1}{L_{отн}} - 1\right)} = \sqrt{6 \left(\frac{1}{L_{отн}} - 1\right)}.$$

Таким образом, получили уравнение (3.63), описывающее линию контура сегмента крыла.

### 3.8 Моделирование распределения натяжения ткани в сегменте крыла

Очевидно, что натяжение оболочек сегментов оказывает воздействие на нервы. На рисунке 3.17 представлена векторная схема натяжений, которые

действуют на оболочки сегмента и нервюры по линии швов (линии проходят через точки  $O$  и  $O^*$ ). Со стороны оболочек на верхнюю кромку нервюры

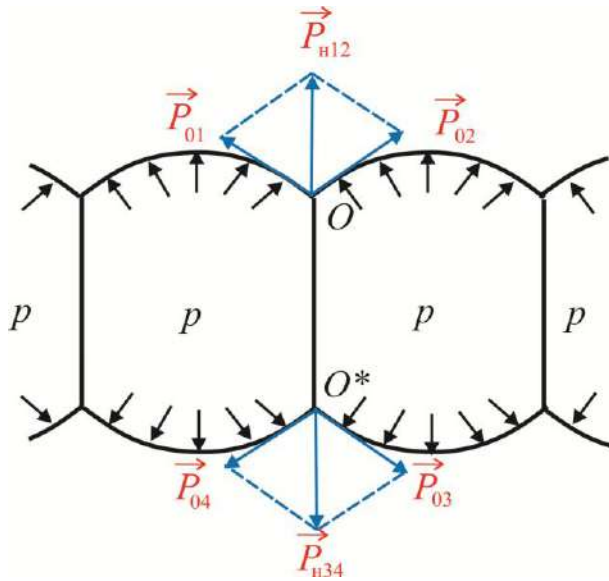


Рисунок 3.17 – Векторная схема натяжений, действующих на тканевые оболочки и нервюры в месте швов во время полета

действуют натяжения  $\vec{P}_{01}$  и  $\vec{P}_{02}$ , а на нижнюю – натяжения  $\vec{P}_{03}$  и  $\vec{P}_{04}$ .

Геометрическая сумма векторов натяжения в верхнем шве  $\vec{P}_{01}$  и  $\vec{P}_{02}$  равна вектору натяжения нервюры  $\vec{P}_{n12}$ :

$$\vec{P}_{n12} = \vec{P}_{01} + \vec{P}_{02},$$

а геометрическая сумма векторов натяжения  $\vec{P}_{03}$  и  $\vec{P}_{04}$  в нижнем шве равна вектору натяжения нервюры  $\vec{P}_{n34}$ :

$$\vec{P}_{n34} = \vec{P}_{03} + \vec{P}_{04}.$$

В силу свойства симметрии оболочек очевидно, что  $\vec{P}_{n12} = \vec{P}_{n34}$ , что свидетельствует о том, что нервюра подвергается одинаковому натяжению как со стороны верхних, так и нижних сегментов, то есть находится в равновесном состоянии.

Выведенная ранее формула (3.17) для вычисления натяжения  $P$  как функции от координаты  $x$  крайне неудобна для расчета, поскольку содержит величины  $y'$  и  $y''$ , которые должны быть выражены через  $x$ . Перейдем при определении натяжения в сегменте к переменной  $y$ .

Обозначим производную от  $f$  через  $f'_y$

$$f'_y = \frac{[1 - \exp(-1,5(y'_0)^2)]}{h_m}. \quad (3.64)$$

Так как, согласно (3.40), на восходящем участке линии контура

$$y' = \left(-\frac{2}{3} \ln f\right)^{0,5},$$

то

$$\frac{dy'}{dy} = \frac{1}{2} \frac{1}{\left(-\frac{2}{3} \ln f\right)^{0,5}} \left(-\frac{2}{3} \frac{1}{f} f_y'\right) = -\frac{1}{3} \left(-\frac{2}{3} \ln f\right)^{-0,5} \frac{f_y'}{f}.$$

Имеем

$$y'' = \frac{dy'}{dy} \frac{dy}{dx} = -\frac{f_y'}{3f} = -\frac{1 - \exp(-1,5(y_0')^2)}{3[y + \exp(-1,5(y_0')^2)(h_m - y)]}. \quad (3.65)$$

Преобразуем выражение  $1 + 1,5(y')^2$  с учетом (3.40)

$$1 + 1,5(y')^2 = 1 + 1,5\left(-\frac{2}{3} \ln f\right) = 1 - \ln f. \quad (3.66)$$

Подставим полученные выражения (3.65) и (3.66) в (3.17):

$$P(y) = \frac{3\rho_a v^2(1 - \ln f)[y + \exp(-1,5(y_0')^2)(h_m - y)]}{2[1 - \exp(-1,5(y_0')^2)]}. \quad (3.67)$$

Обозначим через  $P_{\text{отн}}$  относительную величину натяжения, вычисленную по формуле

$$P_{\text{отн}}(y) = \frac{P(y)}{\left(\frac{\rho_a v^2}{2}\right)}.$$

Таким образом,

$$\begin{aligned} P_{\text{отн}}(y) &= \frac{3(1 - \ln f)[y + \exp(-1,5(y_0')^2)(h_m - y)]}{1 - \exp(-1,5(y_0')^2)} = \\ &= \frac{3h_m(1 - \ln f)f}{1 - \exp(-1,5(y_0')^2)} = \frac{3h_m Q(y)}{1 - \exp(-1,5(y_0')^2)}, \end{aligned} \quad (3.68)$$

где  $Q(y) = (1 - \ln f)f$ .

Определим характер изменения  $P_{\text{отн}}(y)$  на отрезке  $0 \leq y \leq h_m$ . С этой целью выведем формулу для  $P_{\text{отн}}(y)'$ :

$$\frac{dP_{\text{отн}}(y)}{dy} = \frac{3h_m}{1 - \exp(-1,5(y_0')^2)} \frac{dQ(y)}{dy}.$$

Определим характер изменения  $P_{\text{отн}}(y)$  при изменении  $y$ . Для этого рассмотрим производную  $Q_y'$ :

$$Q_y' = -(\ln f)'_y f + (1 - \ln f)f_y' = -\frac{1}{f} f_y' f + f_y' - f_y' \ln f = -f_y' \ln f.$$

Так как  $f = C_2 + 2C_1y$ , то  $\ln f \leq 0$ . Кроме этого, имеет место соотношение  $f'_y = [1 - \exp(-1,5(y'_0)^2) / h_m] > 0$ . Поэтому можно утверждать, что  $Q'_y \geq 0$ . То есть функция  $Q'_y$  монотонно возрастает на отрезке изменения переменной  $y$  от 0 до  $h_m$ .

Следовательно,

$$\frac{dP(y)}{dy} = - \frac{3ph_m \left[ 1 - \frac{\exp(-1,5(y'_0)^2)}{h_m} \right] \ln f(y, h_m, y'_0)}{1 - \exp(-1,5(y'_0)^2)}.$$

Отметим, что при  $y = h_m$  величина  $f = 1$  и, следовательно,  $P'(h_m) = 0$ . То есть величина  $P_{\text{отн}}(y)$  достигает максимума в точке  $y = h_m$ , значение которого вычисляется по формуле

$$P_{\text{отн,max}} = P_{\text{отн}}|_{y=h_m} = \frac{3h_m}{1 - \exp(-1,5(y'_0)^2)}. \quad (3.69)$$

То есть натяжение ткани достигает своего максимального значения

$$P_{\text{max}} = \frac{3h_m}{1 - \exp(-1,5(y'_0)^2)} \frac{\rho_a v^2}{2}$$

в точке  $x = 0,5\tau$ .

Максимальное натяжение ткани можно также выразить формулой

$$P_{\text{max}} = \frac{3\tau}{\xi(\alpha_0)[1 - \exp(-1,5(\text{tg}\alpha_0)^2)]} \frac{\rho_a v^2}{2}. \quad (3.70)$$

Относительная величина максимального натяжения, выраженная через  $\tau$  и  $\alpha_0$  равна

$$P_{\text{отн,max}} = \frac{P_{\text{max}}}{0,5\rho_a v^2} = \frac{3\tau}{\xi(\alpha_0)[1 - \exp(-1,5(\text{tg}\alpha_0)^2)]}. \quad (3.71)$$

График зависимости максимального натяжения ткани  $P_{\text{max}}$  от параметров  $\tau$  и  $\xi$  (при высоте полета 2000 м и скорости полета 211 км/ч) показан на рисунке 3.18. Из приведенного графика следует, что с уменьшением параметров  $\tau$  и  $\xi$  снижается уровень максимального натяжения ткани.

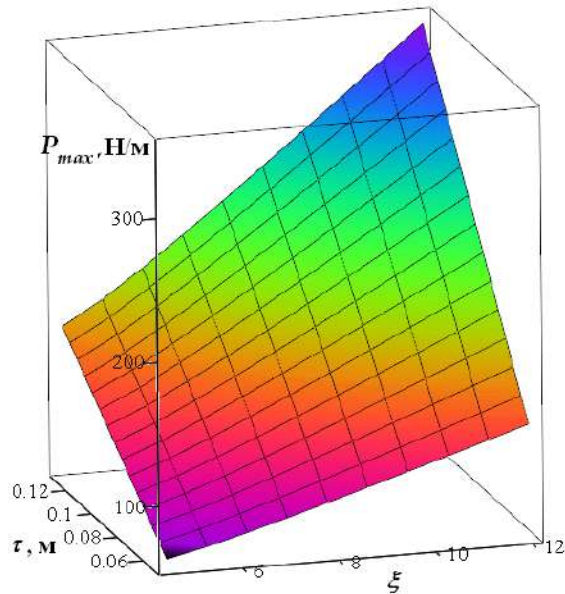


Рисунок 3.18 – График зависимости максимального натяжения ткани  $P_{max}$  от  $\tau$  и  $\xi$  (высота полета 2000 м, скорость полета 211 км/ч)

Предыдущие вычисления (рисунок 3.16) показали, что приближенные значения параметра  $\xi$ , полученные при расчете линии контура сегмента крыла по параболической модели, близки к точным значениям  $\xi$  при изменении  $\alpha_0$  практически до  $20^\circ$ . С увеличением  $\xi$  расхождение между точным значением и приближенным нарастает.

### 3.9. Теоретическое обоснование количества сегментов крыла

Спортсмен в момент отделения от самолета имеет его скорость. Далее происходит заполнение сегментов крыла воздухом. Затем через некоторый промежуток времени, вертикальная составляющая аэродинамической силы сопротивления становится равной силе притяжения, и спортсмен летит по вертикали с постоянной скоростью. В условиях такого силового воздействия, когда происходит движение спортсмена без вертикального ускорения, полагаем, что аэродинамическая сила, приложенная к крылу, и ее момент уравновешиваются за счет силового воздействия руки, а также сил, возникающих в месте соединения крыла с остальной частью костюма. В этом случае

теоретическое определение натяжения ткани в крыле представляет собой весьма трудоемкую задачу.

Поскольку литературные источники, посвященные проектированию вингсьютов с крыльями, имеющими сегменты, отсутствуют, то при анализе прочности данных моделей костюмов для парашютных видов спорта в настоящей работе будем ориентироваться на наиболее близкие к вингсьютам аэродинамические конструкции – парашюты. В [187] приводится определение коэффициента запаса прочности купола парашюта как «отношения разрушающей нагрузки или разрушающего напряжения к расчетной нагрузке или расчетному напряжению на элемент парашюта».

Что касается расчетных нагрузок, то в [71] утверждается, что "реальные конструкции из тканых материалов работают при нагрузках  $0,2-0,5 P_p$ ", где  $P_p$  - разрывная нагрузка ткани. В [70, с.145] указывается, что для парашютов величина коэффициента запаса прочности принимается в пределах 1,5 – 4. Так как вингсьют с крыльями, имеющими надуваемые сегменты, изделие многоразового использования, то примем, что коэффициент запаса прочности для него равен  $\eta_{зп} = 4$ . Таким образом, допустимая величина натяжения ткани в сегменте крыла определяется соотношением

$$P_{\max} \leq P_{\text{разр}} / \eta_{зп},$$

где  $P_{\text{разр}}$  - разрывное натяжение ткани (отношение разрывной нагрузки к ширине испытуемого отрезка ткани), Н/м.

Согласно данным из таблицы 2.14 разрывное натяжение кайтинговой ткани, используемой для изготовления костюма в данной работе, составляет  $P_{\text{разр}} = 420$  Н/м. С учетом коэффициента запаса прочности  $\eta_{зп} = 4$ , допустимая величина натяжения этой ткани в сегменте составит  $P_{\text{пред}} = 105$  Н/м.

Следовательно,

$$\frac{3h_m p_{\text{дин}}}{1 - \exp[-1,5(y_0')^2]} \leq P_{\text{разр}} / \eta_{зп}$$



или

$$\tau \leq \frac{\xi(\alpha_0) \{1 - \exp[-1,5(y'_0)^2]\} P_{\text{разр}}}{3\eta_{\text{зп}} p_{\text{дин}}}.$$

На рисунке 3.19 приведен график функции

$$\tau_{\Gamma} = \frac{\xi(\alpha_0) \{1 - \exp[-1,5(y'_0)^2]\} P_{\text{разр}}}{3\eta_{\text{зп}} p_{\text{дин}}},$$

характеризующий граничные значения  $\tau$ . С точки зрения безопасности полета область изменения  $\tau$ , показанная на

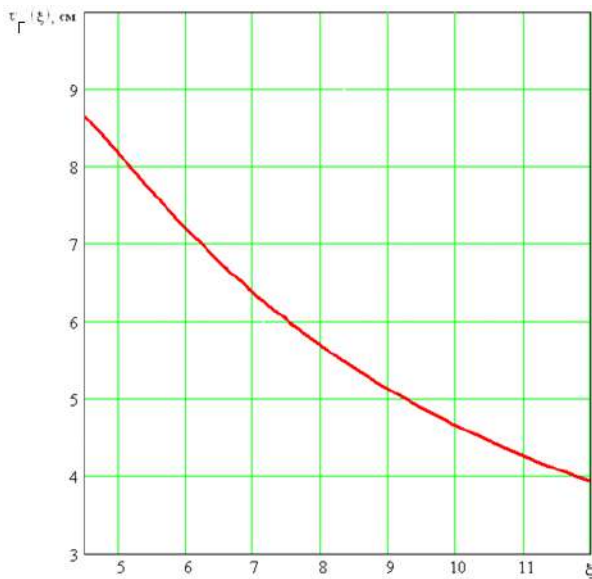


Рисунок 3.19 – График зависимости  $\tau_{\Gamma}$  от  $\xi$ . Область изменения допустимых значений  $\xi$  и  $\tau$  находится ниже кривой  $\tau_{\Gamma}(\xi)$

рисунке 3.19 ниже линии  $\tau_{\Gamma}(\xi)$ , является допустимой для  $\tau$ . Однако, не весь диапазон изменения  $\xi$  может быть приемлемым при проектировании геометрических характеристик вингсьюта. В нашем случае существуют ограничения на величину  $\xi$ , обусловленные тем, что суммарная длина линий сегментов может быть равна только значению  $L_{\text{КС}}$ .

Определим этот допустимый диапазон изменения величины  $\xi$ . Так как

$$a = \frac{1}{\tau} \sqrt{6 \left( \frac{1}{L_{\text{отн}}} - 1 \right)},$$

то из (3.51) получаем, что

$$h_m = \frac{1}{4\tau} \sqrt{6 \left( \frac{1}{L_{\text{отн}}} - 1 \right)} \tau^2 = \frac{\tau}{4} \sqrt{6 \left( \frac{1}{L_{\text{отн}}} - 1 \right)}. \quad (3.72)$$

Отсюда заключаем, что величина  $\xi$  зависит только от  $L_{\text{отн}}$ :

$$\xi(L_{\text{отн}}) = \frac{\tau}{h_m} = \frac{\tau}{\left[ \frac{\tau}{4} \sqrt{6 \left( \frac{1}{L_{\text{отн}}} - 1 \right)} \right]} = 4 \sqrt{\frac{L_{\text{отн}}}{6(1 - L_{\text{отн}})}}.$$

График зависимости  $\xi(L_{\text{отн}})$  представлен на рисунке 3.20. При изменении  $L_{\text{отн}}$  от 0,88 до 0,92 величина  $\xi$  возрастает с 4,42 до 5,54.

Подставим полученное выражение для  $\xi(L_{\text{отн}})$  в выведенную ранее формулу для предельных значений  $\tau_{\Gamma}$ :

$$\tau_{\Gamma}(L_{\text{отн}}) = \xi(L_{\text{отн}}) \{1 - \exp[-1,5(y'_0(\xi(L_{\text{отн}})))^2]\} P_{\text{разр}} / (3\eta_{\text{зп}} p_{\text{дин}}).$$

Таким образом, предельная высота сегмента определяется по следующей формуле:

$$h_{m\Gamma}(L_{\text{отн}}) = \frac{\tau(L_{\text{отн}})}{\xi(L_{\text{отн}})} = \frac{\{1 - \exp[-1,5(y'_0(\xi(L_{\text{отн}})))^2]\} P_{\text{разр}}}{3\eta_{\text{зп}} p_{\text{дин}}}.$$

Графики зависимостей  $\tau_{\Gamma}(L_{\text{отн}})$  и  $h_{m\Gamma}(L_{\text{отн}})$  представлены на рисунке 3.21.

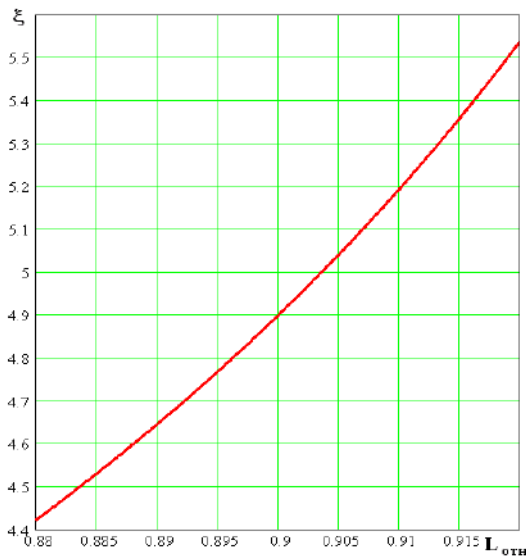


Рисунок 3.20 – График зависимости  $\xi(L_{\text{отн}})$

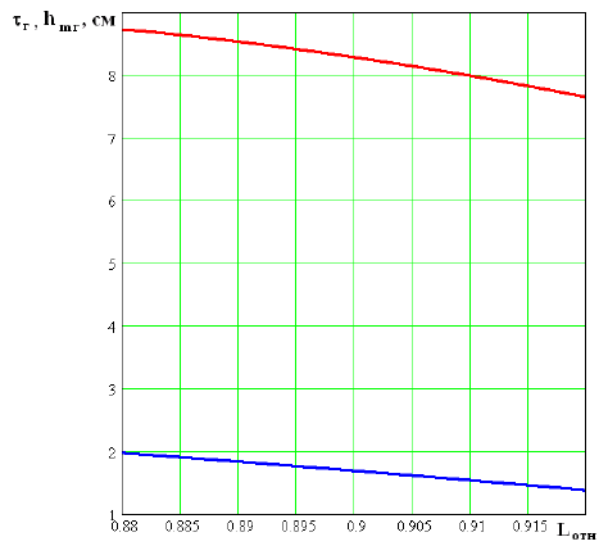


Рисунок 3.21 – Графики зависимостей  $\tau_{\Gamma}(L_{\text{отн}})$  и  $h_{m\Gamma}(L_{\text{отн}})$ : — —  $\tau_{\Gamma}(L_{\text{отн}})$ ; — —  $h_{m\Gamma}(L_{\text{отн}})$

Допустимые значения величин  $\tau$  и  $h_m$  располагаются под линиями соответствующих графиков  $\tau_{\Gamma}(L_{\text{отн}})$  и  $h_{m\Gamma}(L_{\text{отн}})$ . Согласно графикам для всего диапазона изменения  $L_{\text{отн}}$  значения высот сегмента, меньшие  $h_{m\Gamma}(0,92) = 1,4$  см, являются допустимыми. Следует так же учесть ограничения диапазона

изменения величины высоты сегмента  $h_m$ , обусловленные, во-первых, созданием условий для возможности быстрого заполнения полости сегментов воздухом в начале полета, и, во-вторых, обеспечением минимально возможного аэродинамического сопротивления крыла. Первое условие требует увеличения высоты  $h_m$ , а второе, наоборот, уменьшения высоты.

В данном случае, в качестве опорного, компромиссного значения высоты сегмента выбираем  $h_m = 1$  см, полагая, что это значение обеспечивает как быструю наполняемость сегментов воздухом, так и достаточно низкое значение поперечного сечения крыла. Поэтому из (3.72) получаем, что величина ширины основания сегмента определяется зависимостью

$$\tau_1 = 4 \sqrt{\frac{L_{\text{отн}}}{6(1 - L_{\text{отн}})}}.$$

Величина суммарной ширины сегментов  $L_K$  в динамическом состоянии изменяется в диапазоне от 47 до 53,4 см [133,154].

На рисунке 3.22 представлен график отношения величины  $L_K$  к  $\tau_1$ :

$$\frac{L_K}{\tau_1} = \frac{L_K}{\sqrt{\frac{8L_{\text{отн}}}{3(1 - L_{\text{отн}})}}}$$

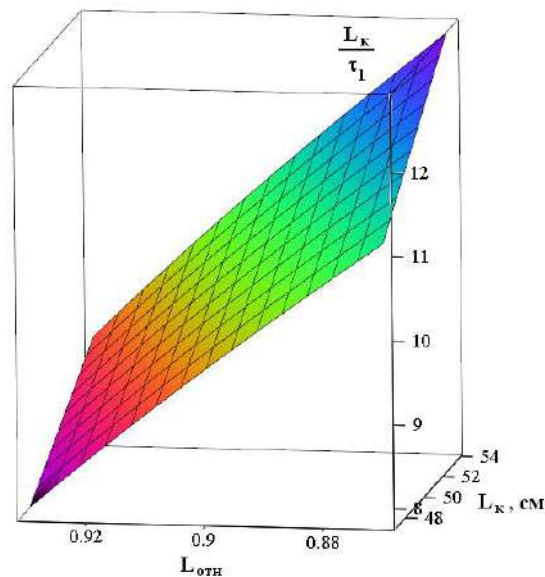


Рисунок 3.22 - График зависимости отношения  $L_K/\tau_1$  от величин  $L_K$  и  $L_{\text{отн}}$

**Как следует из рисунка 3.22, с целью обеспечения безопасности полета, удовлетворительной наполняемости сегментов воздухом и уменьшения аэродинамической силы сопротивления крыло вингсьюта должно содержать не менее восьми сегментов.**

### **3.10. Расчет площади поперечного сечения сегментов крыла вингсьюта**

Для проектирования крыла, снабженного сегментами, необходимо получить математическую модель, которая бы характеризовала зависимость площади поперечного сечения крыла от размеров сегментов и их количества. В этом случае следует иметь в виду, что величина площади поперечного сечения всех сегментов  $S$  является величиной ограниченной и не может превосходить некоторое предельное значение, что обусловлено необходимостью устанавливать на минимальном уровне силу аэродинамического сопротивления движению спортсмена в свободном полете. То есть, при расчетах необходимо выдерживать величину  $S$  постоянной на некотором уровне.

Очевидно, что небольшое количество сегментов (один или два) не придадут крылу равномерной по продольному сечению, обтекаемой, «каплевидной» формы. Для улучшения аэродинамических свойств крыла требуется увеличивать количество сегментов. При этом возникает вопрос - как увеличение количества сегментов влияет на силу аэродинамического сопротивления крыла.

Согласно [188], площадь поперечного сечения сегмента равна

$$\sigma = \int_0^{\tau} y(x) dx \quad dx .$$

Формула для расчета площади поперечного сечения сегмента при использовании приближенного представления линии контура в виде параболы записывается в следующем виде:

$$\begin{aligned}\sigma &= a \int_0^{\tau} x(\tau - x) dx = a \left[ \int_0^{\tau} \tau x dx - \int_0^{\tau} x^2 dx \right] = a \left[ \tau \frac{x^2}{2} \Big|_0^{\tau} - \frac{1}{3} x^3 \Big|_0^{\tau} \right] = \\ &= h_m \frac{2}{3} \tau.\end{aligned}\quad (3.73)$$

Площадь поперечного сечения  $i$ -того сегмента крыла определим по формуле:

$$\sigma_i = \frac{2}{3} h_m \frac{L_k}{n},$$

а суммарная площадь поперечных сечений сегментов в крыле будет равна

$$S = \sum_i^n \sigma_i = n \frac{2}{3} h_m \frac{L_k}{n} = \frac{2}{3} h_m L_k. \quad (3.74)$$

Учитывая (3.49), получаем из (3.74), что

$$S = \frac{2}{3} \frac{a(L_{\text{отн}}L_{\text{кк}})^3}{4n^2}$$

или

$$S = \frac{(L_{\text{отн}}L_{\text{кк}})^2}{n} \sqrt{\frac{1}{6} \left( \frac{1}{L_{\text{отн}}} - 1 \right)}. \quad (3.75)$$

Таким образом, из (3.75) следует, что **при увеличении количества сегментов крыла снижается площадь их поперечного сечения, что приводит к уменьшению силы аэродинамического сопротивления.**

При вычислении  $S$  применяли приближенную формулу (3.75) для расчета линии контура. Определим уровень вычислительной ошибки в этом случае.

Учитывая, что выражение в правой части (3.40) не зависит явным образом от переменной  $x$ , перейдем к вычислению  $\sigma$  через  $y$ :

$$\begin{aligned}\sigma &= 2 \int_0^{h_m} \frac{y dy}{\left( \frac{dy}{dx} \right)} = 2 \int_0^{h_m} \frac{y dy}{\left( -\frac{2}{3} \ln f(y, h_m, y_0') \right)^{0,5}} = \\ &= 2 \int_0^{h_m} \left( -\frac{2}{3} \ln f(y, h_m, y_0') \right)^{-0,5} y dy =\end{aligned}\quad (3.76)$$

$$\begin{aligned}
&= 2(h_m)^2 \int_0^1 \left( -\frac{2}{3} \ln \varphi(\eta, y'_0) \right)^{-0,5} \eta d\eta = \\
&= 2 \frac{h_m \tau}{\xi(\alpha_0)} \int_0^1 \left( -\frac{2}{3} \ln \varphi(\eta, tg(\alpha_0)) \right)^{-0,5} \eta d\eta
\end{aligned}$$

Вычисление  $\sigma$  подобным образом не требует предварительного получения значений функции  $y(x)$  и поэтому является экономичным.

Из (3.76) имеем, что

$$S = 2 \frac{L_k^2}{n \xi(\alpha_0)^2} \int_0^1 \left( -\frac{2}{3} \ln \varphi(\eta, tg(\alpha_0)) \right)^{-0,5} \eta d\eta .$$

Обозначим

$$\sigma_{отн} = \frac{\sigma}{h_m \tau} = \frac{2}{\xi(\alpha_0)} \int_0^1 \left( -\frac{2}{3} \ln \varphi(\eta, tg(\alpha_0)) \right)^{-0,5} \eta d\eta .$$

На рисунке 3.23 представлен график зависимости  $\sigma_{отн}(\alpha_0)$ .

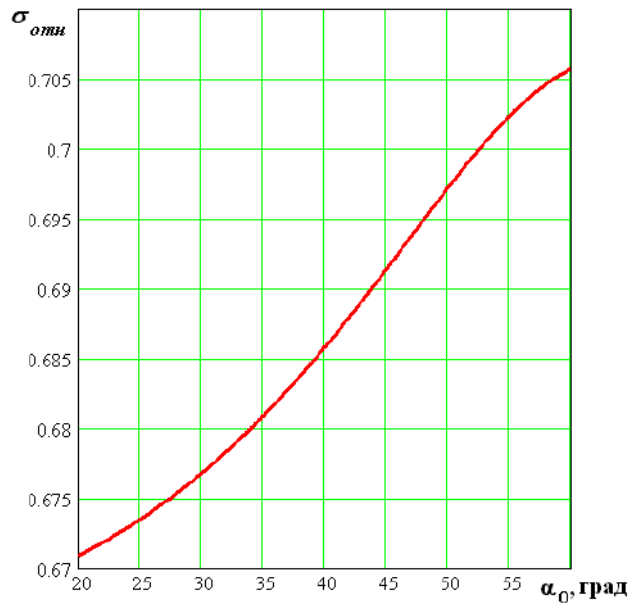


Рисунок 3.23 – График зависимости  $\sigma_{отн}$  от  $\alpha_0$

Относительный размах величины  $\sigma_{отн}(\alpha_0)$  на участке от  $20^\circ$  до  $60^\circ$  составляет, согласно расчетам, приблизительно  $(0,705-0,67) / 0,671=0,052$ , то есть около 5%. Поэтому, можно считать, что с **точностью до 5%** произведение  $h_m \tau$

остаётся постоянным при изменении  $\alpha_0$ , и для  $i$ -того сегмента крыла можно записать выражение

$$\sigma_i \approx 0,67 \cdot (h_m \tau), \quad (3.77)$$

что *практически* совпадает с (3.73).

### Выводы по 3 главе

1. На основе законов механики разработана математическая модель напряженного состояния сегмента крыла, представляющая собой два нелинейных дифференциальных уравнения, связывающих координаты точек линии контура сегмента крыла с величиной натяжения ткани.

2. Разработаны математические модели для расчета натяжения ткани в сегменте крыла и определения координат точек на линии контура сегмента крыла.

3. Разработаны алгоритм и программа в среде математического пакета MathCad для численного решения нелинейного дифференциального уравнения для расчета координат линии контура сегмента крыла костюма *вингсьют*.

4. Выведена приближенная модель линии контура сегмента крыла в виде параболы, на основе которой получены формулы для расчета длины линии контура сегмента крыла и площади его поперечного сечения.

5. Предложен численный метод для расчета распределения натяжения в тканевой оболочке сегмента крыла, обусловленного силовым воздействием воздушного потока.

6. Доказано, что в целях обеспечения безопасности полета спортсмена минимально возможное количество сегментов в крыле костюма не может быть меньше восьми.

7. Доказано, что увеличение количества сегментов крыла снижает площадь их поперечного сечения, что приводит к уменьшению силы аэродинамического сопротивления.

## ГЛАВА 4. ЧИСЛЕННЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ УЗЛОВ КОСТЮМА

В данной главе представлены результаты исследований подсистемы «крыло костюма - воздушная среда» с применением программ CAD SolidWorks и CAE SolidWorks FloWorks с целью прогнозирования поведения и проверки работоспособности моделей крыльев вингсьюта в условиях, приближенных к полетным, и физических экспериментов. Исследование включало следующие этапы:

1. Построение трехмерных моделей крыльев разных модификаций в напряженном состоянии.
2. Изучение особенностей обтекания крыльев воздушным потоком.
3. Расчет средних величин скоростей потоков воздуха, динамического давления и разности динамических давлений над крылом и под ним.
4. Проверка работоспособности крыльев в аэродинамической трубе.
5. Целевая оптимизация конструкции крыльев костюма.

Результаты этой главы опубликованы в шести работах [189-194].

### 4.1. Исходные данные для численного моделирования

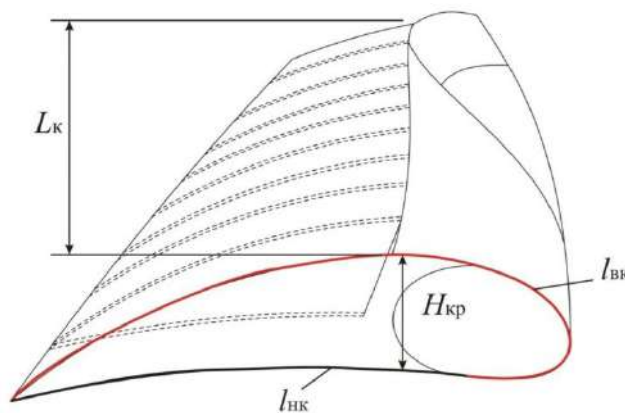
Построение трехмерных моделей крыльев в напряженном состоянии осуществляли в САD-программе SolidWorks [92]. В качестве исходных данных были использованы: геометрические ( $G$ ), обоснованные в 3 главе, а также конструктивные ( $K$ ) параметры крыла для построения  $ЧК$  крыла, представленные в таблице 4.1 и на рисунке 4.1.

Для расчета линии контура крыла была использована зависимость (3.63), определяющая форму контура, которая является основой для построения 3D модели напряженного состояния крыла.



Таблица 4.1 – Исходные данные для построения 3D модели крыла

Параметры крыла				Формула для расчета
Наименование	Символ	Условное обозначение	Единица измерения	
Параметры профильной и фронтальной проекций крыла				
1. Длина верхней оболочки	К	$l_{вк}$	см	$1,05 ((Дзап-Шп) + П_{Дзап} - (Впт - Взу)) + 0,5(Оп + П_{Оп})$
2. Длина нижней оболочки	К	$l_{нк}$	см	$(Дзап-Шп) + П_{Дзап} - (Впт - Взу)$
3. Высота бокового профиля (боковой части)	К	$H_{кр}$	см	$d_{пзр} + Pd_{пзр}$
4. Размах в статике	Г	$L_{КС}$	см	$((Дзап-Шп) + П_{Дзап}) - ((Впт - Взу) + Пспр)$
5. Количество сегментов	Г	$n$		Задается по модели
6. Показатель сокращения в динамике	Г	$L_{отн}$		$L_{отн} < 1$
7. Размах в динамике	Г	$L_{к}$	см	$L_{отн} L_{КС}$
8. Длина основания сегмента в динамике	Г	$\tau$	см	$\tau = L_{к}/n$
9. Длина линии контура сегмента	Г	$L$	см	$L_{КС}/n$
10. Параметр для расчета формы контура	Г	$a$	см <sup>-1</sup>	$\frac{n}{L_{отн} L_{КС}} \sqrt{6 \left( \frac{1}{L_{отн}} - 1 \right)}$
11. Высота сегмента	Г	$h_m$	см	$\frac{a\tau^2}{4}$



**Рисунок 4.1.** - Основные конструктивные и геометрические параметры крыла:  $L_{к}$  – размах крыла в динамике;  $H_{кр}$  – высота бокового профиля (боковой части) крыла;  $l_{вк}$  – длина верхней оболочки крыла;  $l_{нк}$  – длина нижней оболочки крыла

Разработан алгоритм построения трехмерной модели крыла и аэродинамической установки в САД-программе *SolidWorks*, представленный в Приложении 2 и на рисунках П.21 - П.2.29.

Алгоритм является открытой и гибкой системой, которая предусматривает возможность трансформации объемных моделей крыльев за счет варьирования величин геометрических параметров их формы и получения новых модификаций крыльев *вингсьюта* в САД-программе *SolidWorks*.

#### **4.2. Численное моделирование процесса внешнего обтекания крыльев воздушным потоком**

Моделирование процесса внешнего обтекания воздушным потоком крыльев, помещенных в аэродинамическую установку, и их инженерный анализ в САЕ-программе *SolidWorks FloWorks* включал следующие этапы:

- задание шкалы скоростей потоков воздуха (Рисунок 4.2);
- визуализация турбулентного процесса обтекания воздушным потоком моделей крыльев (Рисунок 4.3,4.4);
- оценка работоспособности моделей крыльев с заданными геометрическими и конструктивными параметрами (таблица 4.2);
- целевая оптимизация конструкции крыльев.

Исходными данными для проведения инженерного анализа были выбраны:

- вид крыла (с сегментами от 4-х до 9-ти);
- угол атаки (угол между направлением скорости набегающего на тело потока и характерным продольным направлением крыла) [33] ( $25^\circ, 45^\circ, 65^\circ, 85^\circ$ );
- вид задания потока [92] (дискретный, линейный);
- вид задания плотности потока [92] (24,37,50 единиц).

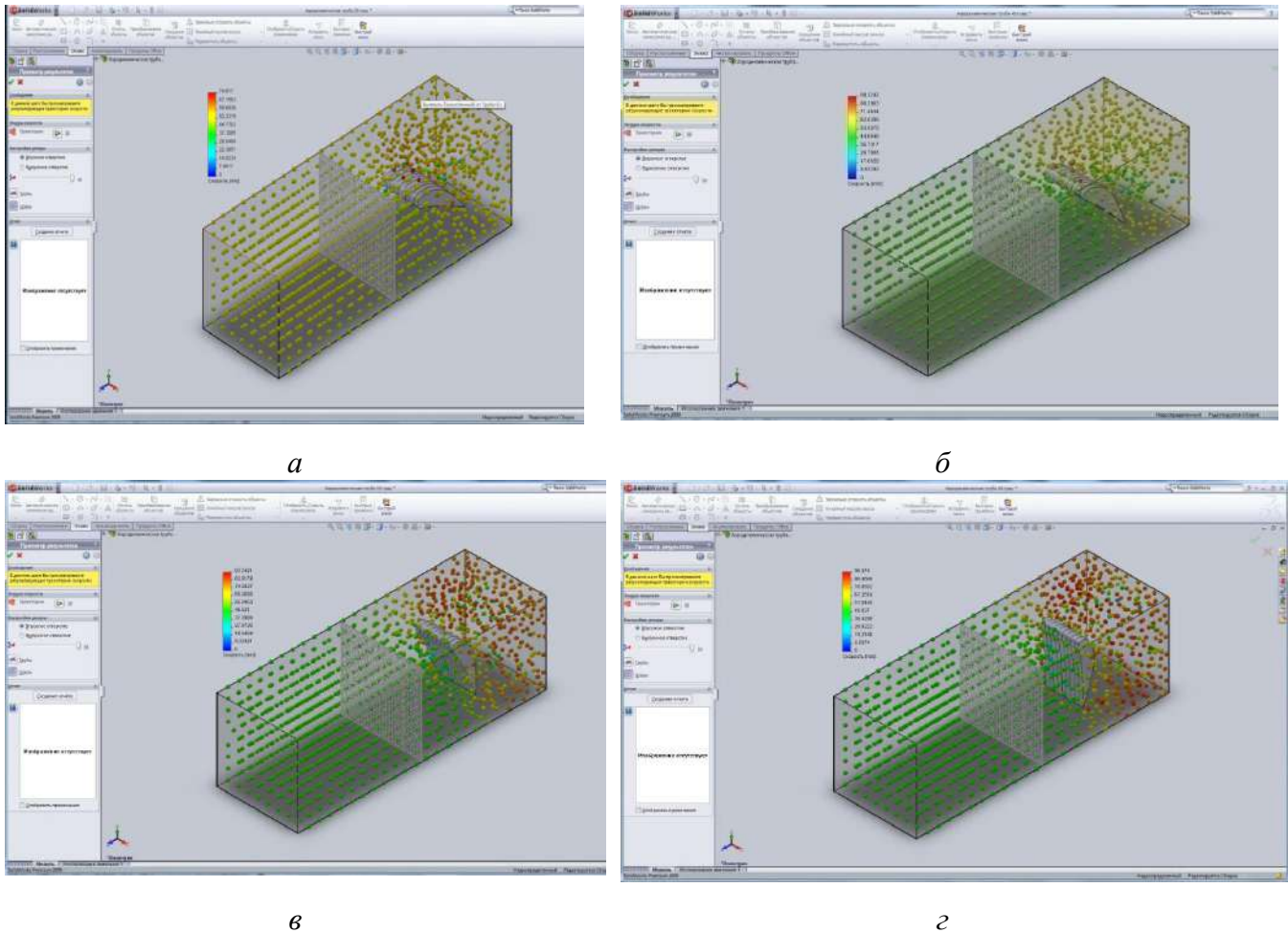


Рисунок 4.2 – Окна программы «Формирование шкалы скоростей при обтекании крыла воздушным потоком при углах атаки  $25^\circ$ (а),  $45^\circ$ (б),  $65^\circ$ (в),  $85^\circ$ (г)

При численном моделировании скорость набегающего воздушного потока принималась такой, чтобы соблюдались требования теории подобия [124,125], то есть, чтобы имело место равенство чисел Рейнольдса при полете спортсмена и в эксперименте. Расчет показал, что законы подобия будут соблюдены, если скорость воздушного потока составит 49,7 м/с, что соответствует экстремальным условиям эксплуатации.

Были изучены особенности внешнего обтекания воздушным потоком геометрических моделей крыльев с разным числом сегментов: с четырьмя - *МА* (рисунок 4.3, а,б), с пятью – *МП-1*, с шестью – *МП-2* (рисунок 4.3, в,г), с семью – *МП-3*, с восемью – *МП-4*, с девятью – *МП-5* (рисунок 4.3, д,е).

Сравнительный анализ аэродинамических характеристик крыльев вингсьюта основан на [33], где подробно изложена теория крыла, а картина обтекания крыла воздушным потоком представлена на рисунке 1.11.

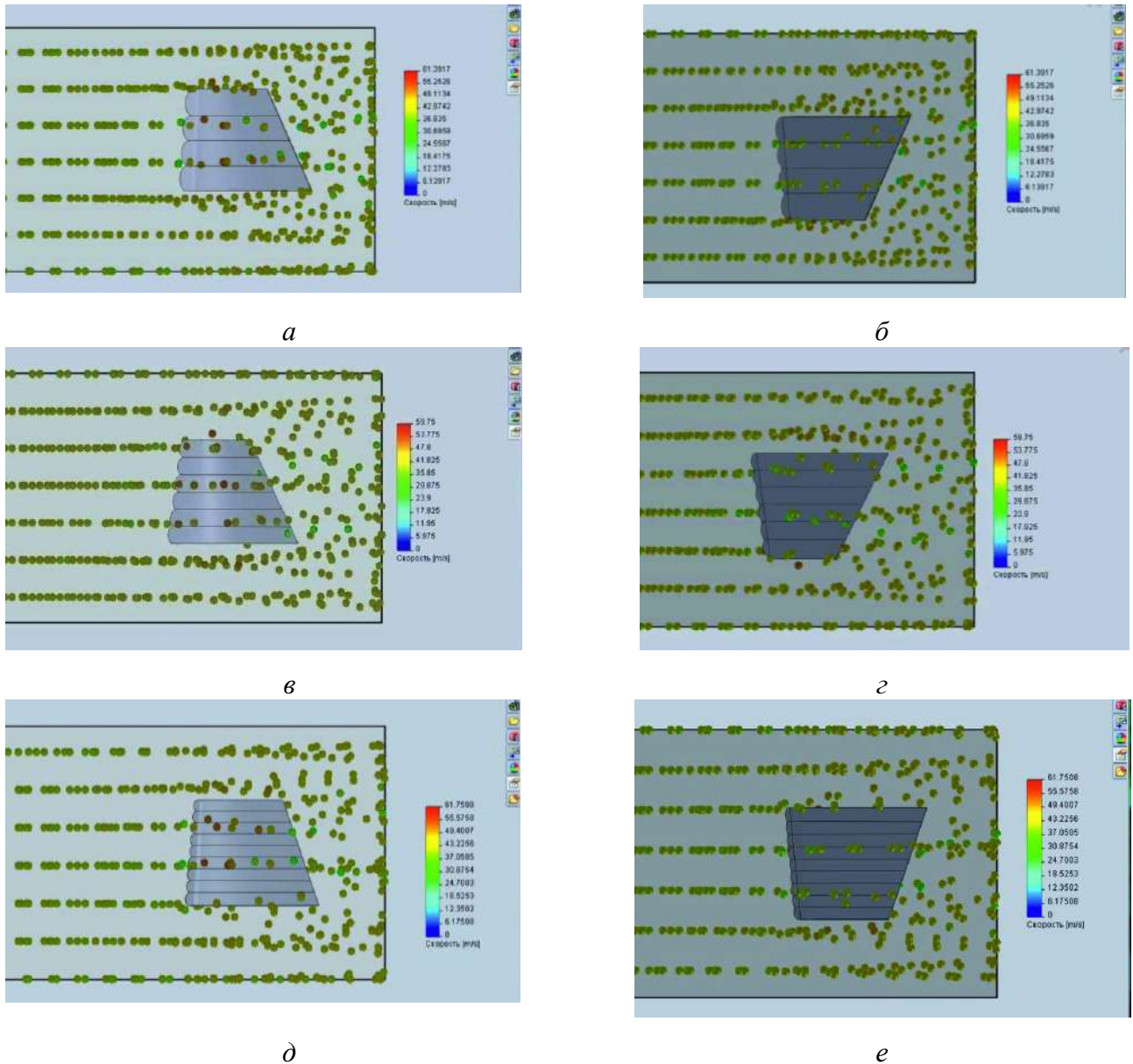


Рисунок 4.3 – Скриншоты моделирования процесса обтекания воздушным потоком крыльев с четырьмя (*a, б*), шестью (*в, г*), девятью (*д, е*) сегментами : *a, в, д* - вид сверху; *б, г, е* – вид снизу

Для каждой модели крыла (*МП1- МП5*) определены средние величины скоростей потоков воздуха, рассчитаны динамические давления, определена разность между значениями динамического давления над крылом и под ним, (таблица 4.2). Из таблицы 4.2 видно, средние величины скоростей потоков воздуха над крыльями ( $V_в$ ) превосходят средние величины скоростей под ними ( $V_н$ ), а статическое давление, наоборот, над крылом меньше, чем под крылом, что обеспечивает крыльям подъемную силу. Для каждой модели крыла проводили 5 опытов. В таблице 4.2 представлены средние значения параметров. Статические

характеристики экспериментальных данных рассчитывали в соответствии с [166]. Доверительный интервал рассчитан для доверительной вероятности  $P=0,95$ .

Таблица 4.2 – Аэродинамические показатели численного моделирования поведения крыла в воздушной среде

Вид крыла	Кол-во сегментов	Средняя скорость потока воздуха, м/с		Средние величины статических давлений, Н/м <sup>2</sup>		Разность статических давлений, Н/м <sup>2</sup> $p_{ст,н} - p_{ст,в}$
		над крылом $V_B$	под крылом $V_H$	под крылом $0,5\rho_a V_H^2$	над крылом $0,5\rho_a V_B^2$	
<i>МА</i>	4	47,4	42,4	1123	899	224
<i>МП-1</i>	5	47,6±0,1	41,5±0,1	1131,9±3,8	860,3±5,2	271,6±6,6
<i>МП-2</i>	6	48,3±0,1	42,0±0,1	1167,4±6	881,2±4,4	286,3±10
<i>МП-3</i>	7	48,1±0,1	41,4±0,1	1158,7±6,2	857,0±5,6	301,7±8,8
<i>МП-4</i>	8	48,7±0,1	41,5±0,1	1184,9±6,1	860,3±3,3	324,6±6,4
<i>МП-5</i>	9	48,9±0,2	38,1±0,2	1196,6±8,3	725,8±5,7	470,8±13,1

При увеличении количества сегментов с четырех (*МА*) до девяти (*МП-5*) имеет место нарастание разности статических давлений под крылом и над ним, что увеличивает подъемную силу, действующую на исследуемый объект.

Таким образом, крыло *МП-5* обладает наилучшими аэродинамическими показателями по сравнению с моделью-аналогом (*МА*) и другими крыльями с меньшим количеством сегментов (*МП1-МП4*).

При визуальной оценке аэродинамических процессов с помощью линейного вида потока (рисунок 4.4) турбулизация, которая бы вызывала отрицательное воздействие на исследуемую модель крыла *МП-5*, не обнаружена. Срыв потока на конце крыла отсутствовал.

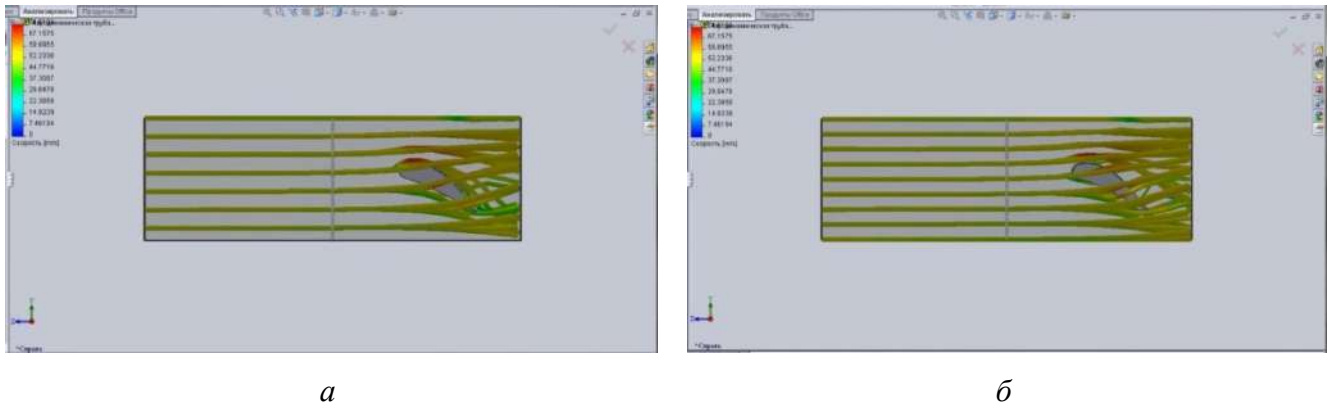


Рисунок 4.4 – Визуализация турбулентного процесса внешнего обтекания воздушным-потокком крыла *МП- 5* при заданной плотности потока 37 единиц (*а*), 50 единиц (*б*)

Программа *CAD SolidWorks* является программой твердотельного моделирования и не позволяет учитывать физические свойства тканей, из которых будет изготавливаться крыло костюма, даже с минимальным уровнем приближения. Модели крыльев, показавшие при численном моделировании наилучшие аэродинамические свойства, нуждаются в экспериментальной проверке в аэродинамической трубе с целью прогнозирования их работоспособности в условиях, приближенных к экстремальным.

### 4.3. Экспериментальные исследования поведения крыла костюма в воздушной среде

С целью подтверждения точности результатов, полученных в ходе численного моделирования, были проведены натурные эксперименты в аэродинамической установке с длиной 3 м, высотой и шириной по 0,975 м.

Схема разработанной установки, включающей две камеры, представлена на рисунке 4.5. Первая камера 1 служит для нагнетания воздушного потока с помощью двигателя 2 с прикрепленным к его коленвалу 3 винтом 4, способным разгонять воздух до скоростей, соответствующих экстремальным условиям эксплуатации (до 50 м/с). Передача крутящего момента на винт регулируется рычагом 3, расположенным на двигателе 2. Винт 4 не способен нагнетать воздух с

одинаковыми скоростями в различных его точках, поэтому в центре установки расположена мелкодисперсная металлическая сетка 5 для равномерного распределения воздушного потока. Во второй камере 6 располагается крыло 7 со светоотражающими индикаторными лентами 8 для визуализации картины обтекания воздушным потоком. Испытуемый объект крепится к стенкам камеры с помощью регулируемых растяжек 9. Верхняя и боковая стенки второй камеры выполнены из прозрачного поликарбоната для фиксирования результатов испытаний в разных ракурсах с помощью фото- и видеокамеры. На непрозрачной стенке второй камеры выполнены девять отверстий 10 для измерения скоростного давления воздушного потока с помощью микроманометра ММН-2400 11 и трубки ПИТО 12 [33].

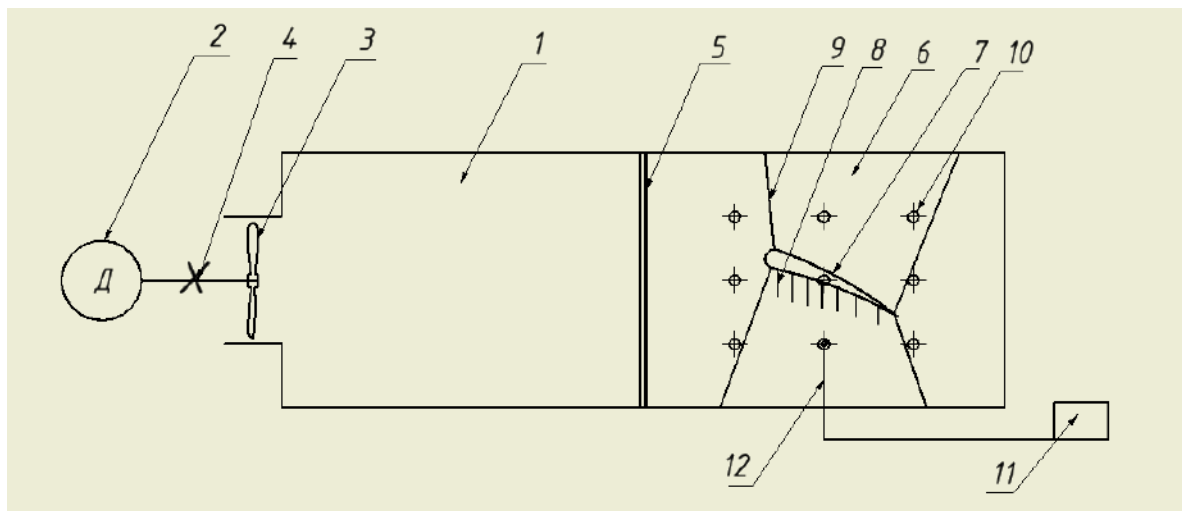


Рисунок 4.5 – Схема аэродинамической установки: 1 - первая камера установки; 2- двигатель; 3 - вал двигателя, передающий крутящий момент на винт; 4 - воздушный винт; 5-сетка; 6 - вторая камера установки; 7- испытуемый объект-крыло; 8 - индикаторные ленты; 9 - растяжка (4шт.); 10 – отверстие для измерения скорости воздушного потока (9 шт.); 11- микроманометр ММН-2400; 12- трубка Пито.

В аэродинамическую установку помещали реальные крылья с геометрическими параметрами, подобными параметрам крыла реального костюма. Чтобы натурный эксперимент отвечал требованиям теории подобия ( $Re = const$ ), было выдержано равенство отношения  $V/\nu$  при набегающем воздушном потоке в трубе и в реальных условиях (1.9) [124,125]. Расчет показал,

что законы подобия будут соблюдены, если воздушный поток в трубе будет разогнан до скорости 49,7 м/с [124,125], что соответствует экстремальным условиям эксплуатации.

Были проведены испытания пяти моделей крыльев (МП-1 – МП-5) с разным количеством сегментов – от четырех до девяти, выполненных из материалов, характеристики которых представлены в таблицах 2.11,2.13, рекомендуемых для изготовления костюма для ПВС.

Критериями оптимизации при анализе аэродинамических свойств крыльев были выбраны степень наполнения  $H_k$  и показатель турбулентности потока  $Tn$ , характеризующий траекторию потока на конце крыла, определяемый с помощью светоотражающих индикаторных лент. Эти два показателя оценивались визуально по фотоизображениям и материалам видеосъемки (рисунок 4.6).

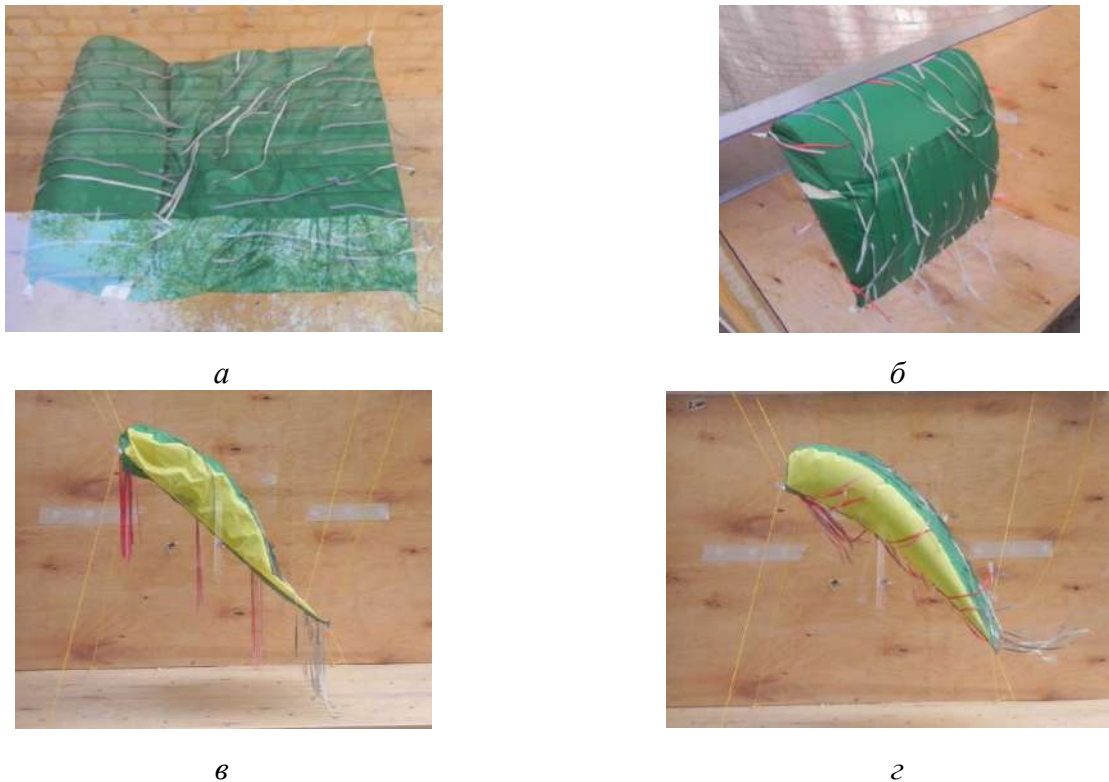


Рисунок 4.6 – Фотографии крыльев в аэродинамической установке в статическом (а,в), динамическом (б,г) состояниях: вид сверху (а,б), вид сбоку (в,г)

Для проведения качественного анализа результатов были разработаны пятиранговые шкалы для оценки предложенных показателей (Таблица 4.3).



Таблица 4.3 – Шкалы оценки показателей турбулентности потока и степени наполнения крыла в наполненном состоянии

Показатели			
Турбулентность потока, $Tn$		Степень наполнения крыла, $Hk$	
Описание	Признаки	Описание	Признаки
1 Полное отсутствие турбулентности потока над крылом	Хаотичное движение всех рядов индикаторных лент над верхней кромкой	Ненаполненное крыло в статическом состоянии	Отсутствие изменений в форме крыла после подачи струи воздуха в испытательную камеру
2 Отсутствие турбулентности потока над крылом	- Заметно образование движения над мысом или передней кромкой крыла - Неупорядоченное положение лент области	Слабое наполнение крыла, не создающее необходимого давления внутри	Провал верхней кромки внутрь крыла с образованием крупных складок и заломов с подергиванием крыла в пространстве
3 Формирование турбулентного потока в передней части крыла	Наращение турбулизации потока к центру верхней кромки крыла с неполным прилеганием индикаторных лент	Частичное наполнение крыла с недостаточным давлением внутри крыла	Неактивное поведение верхней кромки крыла и образование на нем складок и заломов, а также колебание крыла в целом
4 Формирование турбулентного потока над крылом с критическим моментом	- Периодические срывы воздушных течений в передней части верхней кромки крыла - Прилегание всех индикаторных лент с их периодическим колебанием на верхней детали крыла за исключением области концевых вихрей	Полное наполнение крыла с недостаточным давлением внутри крыла	Неактивное поведение верхней кромки и образование на ней небольших поперечных складок
5 Формирование турбулентного потока над верхней кромкой крыла	Неподвижное состояние индикаторных лент с допустимым отклонением в области задних углов крыла, где происходит формирование концевых вихрей	Полное наполнение внутреннего пространства крыла в динамическом состоянии	Появление характерного аэродинамического профиля крыла

При оценке показателей турбулентности потока  $Tn$  и степени наполнения крыла  $Hk$  по предложенной шкале крыло МП-5 с девятью сегментами получило наивысшие баллы. Это подтверждает полученный в ходе численного моделирования вывод о том, что новая модификация крыла обладает наилучшими аэродинамическими показателями по сравнению с крыльями с

меньшим количеством сегментов, что позволяет сделать выбор в пользу этой модели при изготовлении нового костюма для ПВС.

#### 4.4 Анализ результатов численных и экспериментальных исследований

Проведен качественный анализ поведения крыла костюма вингсют в динамическом состоянии при компьютерном моделировании (рисунок 4.7,а) и проведении натурного эксперимента в аэродинамической установке (рисунок 4.7, б).

Сравнение угловых параметров между нижней поверхностью крыльев и направлением воздушного потока под крылом (в натурном эксперименте с помощью индикаторных лент) показало удовлетворительное совпадение результатов, что подтверждает возможность использования CAD и CAE - программ для прогнозирования поведения и проверки работоспособности моделей крыльев вингсюта в условиях, приближенных к полетным.

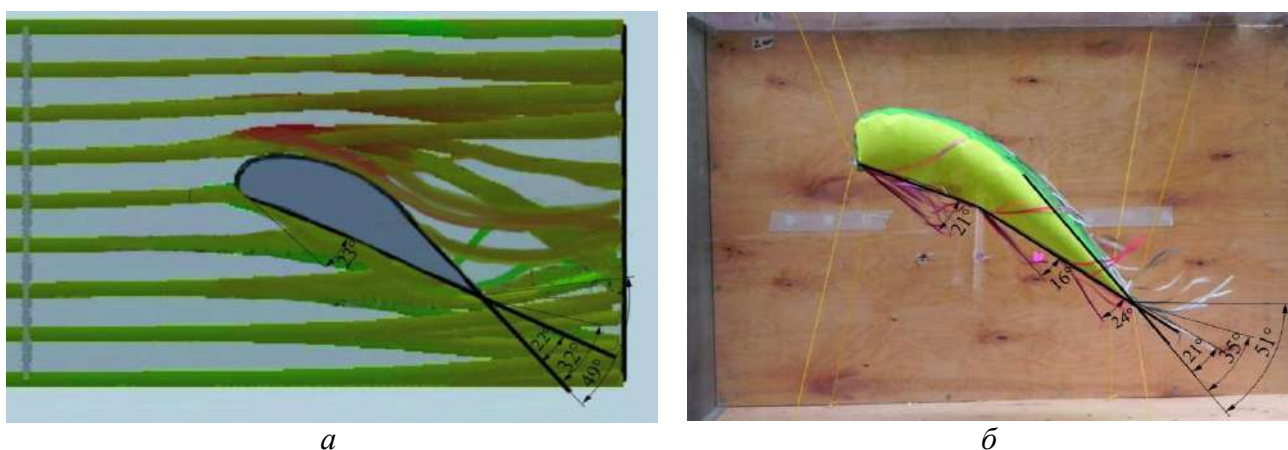


Рисунок 4.7 – Верификация результатов численного моделирования в программной среде *SolidWorks FloWorks* (а) и натурного эксперимента в аэродинамической установке (б)

Результаты численного и физического моделирования показали улучшение аэродинамических характеристик крыла новой модификации костюма для ПВС с девятью сегментами по сравнению с моделями-аналогами за счет увеличения

разности между статическими давлениями под крылом и над ним с  $224 \text{ Н/м}^2$  до  $470 \text{ Н/м}^2$ .

Визуальные наблюдения с помощью фото и видеосъемки позволили сделать вывод, что турбулизация потока при обтекании крыла новой конструкции заметно снижается по сравнению с моделями-аналогами, что обеспечивает увеличение подъемной силы и гарантирует безопасность полета в фазе свободного парения спортсмена без парашюта.

### Выводы по 4 главе

1. Разработана база исходных данных для построения трехмерных моделей крыльев *вингсьюта*, использование которой позволит с помощью информационных технологий прогнозировать поведение и осуществлять проверку работоспособности крыльев в условиях, приближенных к полетным.

2. Разработан алгоритм моделирования крыльев *вингсьюта* в программной среде *SolidWorks*, предусматривающий возможность их трансформации за счет варьирования величин геометрических параметров, влияющих, как на объемно-пространственную форму, так и на аэродинамические характеристики крыла.

3. Разработан алгоритм инженерного анализа поведения крыла в воздушной среде в программной среде *SolidWorks FloWorks*.

4. С помощью вычислительных экспериментов установлено, что крыло с девятью сегментами обладает наилучшими аэродинамическими показателями за счет увеличения разности между статическими давлениями под крылом и над ним, влияющей на увеличение подъемной силы, что позволяет сделать выбор в пользу этой модели при изготовлении нового *КПВС*.

5. Экспериментальные исследования поведения крыла, проведенные в аэродинамической трубе, подтвердили результаты, полученные в ходе численного моделирования.

## ГЛАВА 5. РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСТЮМОВ ДЛЯ ПАРАШЮТНЫХ ВИДОВ СПОРТА

На основании результатов проведенных исследований, относящихся к размерным признакам фигуры, структуре и конструктивному устройству костюма, а также апробированных приемов моделирования специальной одежды и ее промышленного изготовления, используемых известными зарубежными фирмами-производителями *КПВС*, нами разработаны принципы согласованного конструирования новых узлов куртки «Стан – Верхнее крыло – Рукав» («*С – ВКр – Р*») и брюк «Правая половина – нижнее крыло – левая половина» («*ЛП – НКр – ЛП*»).

Новыми приемами конструирования являются:

- 1) формирование *КАС* по фотографии фигуры спортсмена;
- 2) проверка и адаптация чертежей *БК* стана куртки и брюк к условиям эксплуатации в воздушной среде;
- 3) согласование параметров проймы и оката втачного рукава с помощью универсального шаблона;
- 4) алгоритм построения плоских разверток и воспроизведение необходимых контуров узлов «*С – ВКр – Р*» и «*ЛП – НКр – ЛП*» *КПВС*;
- 5) обоснование конструктивного устройства узлов *КПВС* с учетом требований аэродинамики;
- 6) обоснование конструктивного устройства воздухозаборников.

Новыми приемами в области технологии являются:

- 1) последовательность сборки узлов «*С – ВКр – Р*» и «*ЛПБр – НКр – ЛПБр*»;
- 2) способы крепления верхних крыльев стана к брюкам.

Результаты, приведенные в этой главе, опубликованы в девяти работах [195-203].

## 5.1. Технология проектирования костюмов для ПВС

### 5.1.1. Исходные данные

Схема поузлового проектирования *КПВС*, предложенная в работе, представлена на рисунке 5.1.

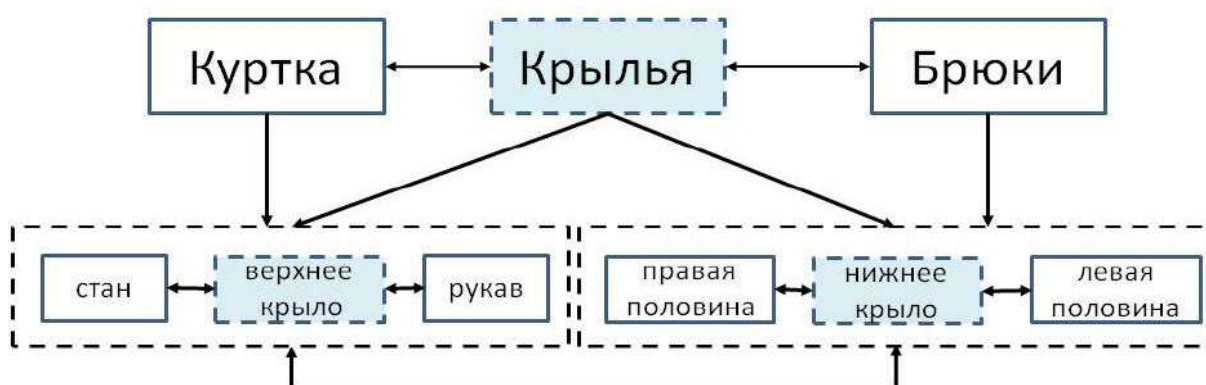


Рисунок 5.1 – Схема поузлового проектирования *КПВС*

Исходными данными для проектирования являются:

- 1) размерные признаки  $\Phi_{ТТ}$ , взятые из [133, 154] и  $\Phi_{НТ}$ , измеренные по фотоизображению фигуры спортсмена (п.2.1.5) с учетом сформированной *АБД*;
- 2) конструктивные прибавки к размерным признакам, представленным в таблице 2.3;
- 3) условия деформирования текстильной оболочки;
- 4) величины динамических приращений к новым размерным признакам  $B_{зук}$ ,  $B_{пвк}$  и стандартизированному  $— Ш_{п}$ , приведенные в п.2.1.4.
- 5) требования к контуру фронтальных проекций системы «спортсмен-КПВС» в статике и динамике;
- 6) основные геометрические параметры крыльев: размах верхнего крыла в статике  $L_{кс}^в$ , размах нижнего крыла в статике  $L_{кс}^н$ ;  $H_{кр}$  – высота бокового профиля (боковой части) крыла;

7) управляемые геометрические параметры базового элемента крыла – сегмента:  $h_m$  – высота сегмента,  $\tau$  – длина основания сегмента;

8) площадь фронтальной проекции системы «Спортсмен – КПВС».

### 5.1.2. Алгоритм моделирования куртки

Экспериментальная проверка осуществлена на примере *КПВС* для начинающих спортсменов-вингсьютеров (рисунок 5.2) на разменный вариант 188-96-80. Художественно-конструктивное описание нового *КПВС* представлено в приложении 3.

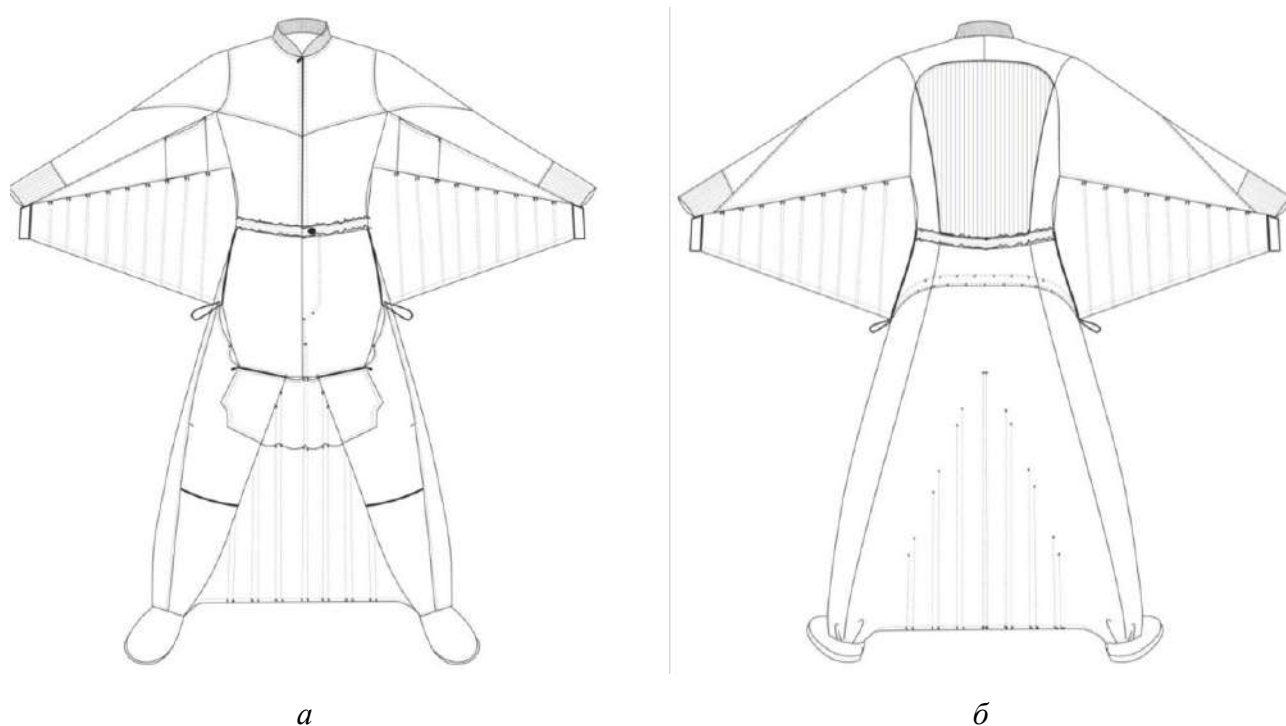
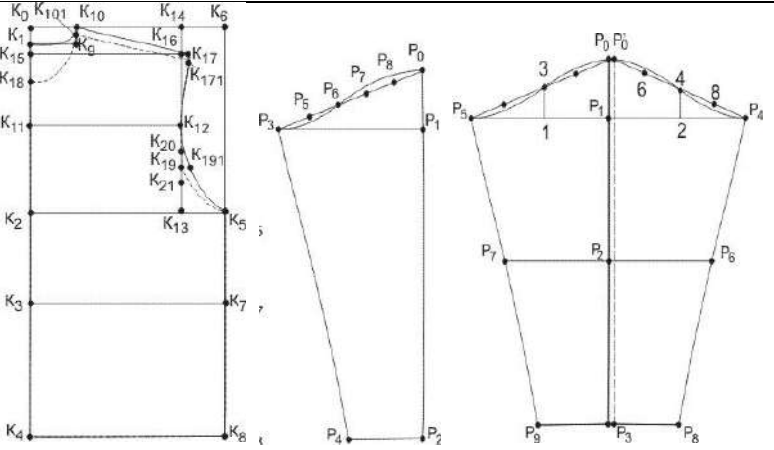
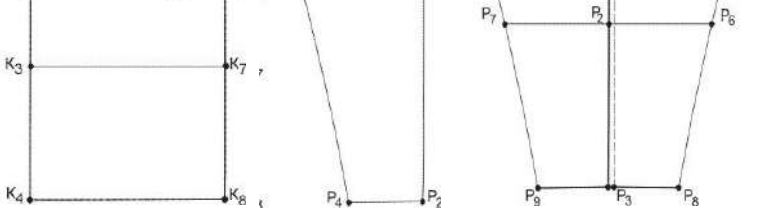
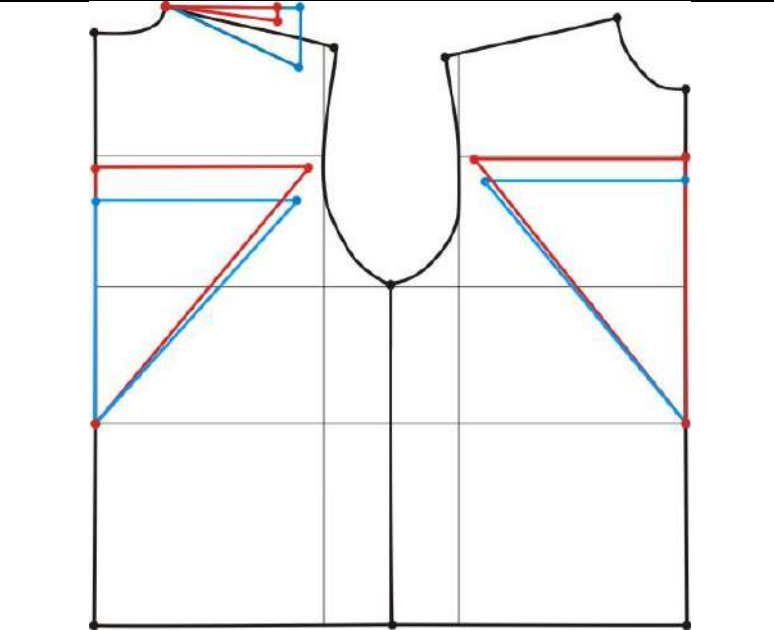


Рисунок 5.2 – Технический рисунок нового *КПВС*: *а* - вид спереди, *б* - вид сзади

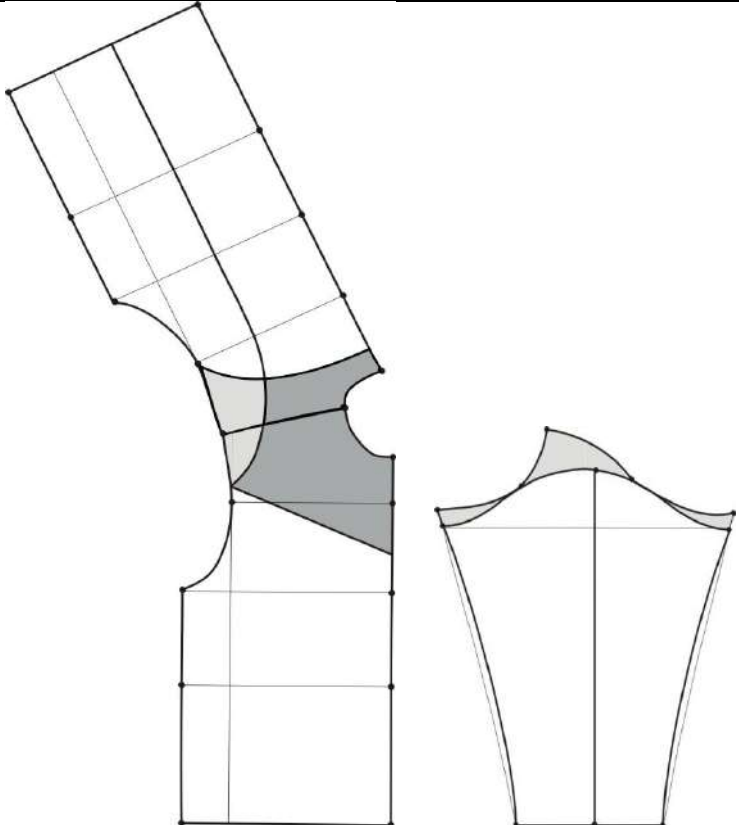
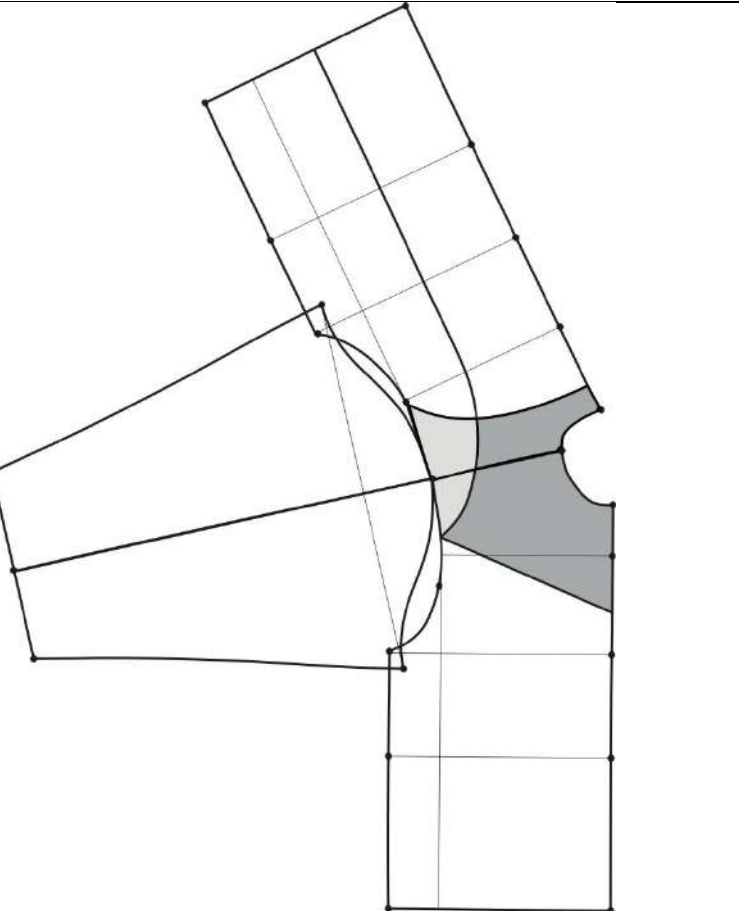

В построения БК стана куртки использована английская методика [159] со следующими конструктивными прибавками:  $П_{Сзз} = 8$  см,  $П_{Шс} = 2,2$  см,  $П_{Шг} = 2,2$  см,  $П_{сnp} = 4,5$  см,  $П_{Дмс} = 0$  см. Угол наклона плечевой линии спинки  $\beta_k = 14^\circ$ . Конструктивные прибавки и угловой параметр проверены на соответствие

динамическим приращениям в основной статикодинамической позе (таблица 2.5), в вертикальном и горизонтальном направлениях (2.1-2.3), выражений (2.4-2.8) и рекомендаций по распределению динамического приращения  $\Delta Ш_{п}^B$  на прибавку на свободу проймы по глубине  $П_{сnp}$  и величину подъема плечевой точки стана (с.62). Проверку *БК* стана куртки проводят с помощью *КАС* (с.63-68). Этапы оценки динамического соответствия параметров *БК* стана куртки и ее преобразования в модельную конструкцию представлены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Этапы моделирования стана куртки

№	Наименование этапа	Рисунок
1	2	3
1	Построение <i>БК</i> стана и рукава.	
2	Диагностика и корректировка проймы и оката втачного рукава с помощью универсального шаблона [199]	
3	Проверка <i>БК</i> стана на динамическое соответствие фигуре потребителя с помощью <i>КАС</i> и ее адаптация к <i>ФНТ</i>	

Окончание таблицы 5.1

1	2	3
4	<p>Совмещение деталей полочки и спинки по плечевым линиям:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- моделирование кокеток;</li> <li>- моделирование рельефов на спинке в соответствии с топографией расположения парашютного снаряжения;</li> <li>- укорочение плечевой линии согласно рекомендациям;</li> <li>- объединение кокеток полочки и спинки для уменьшения давления ремней парашютного снаряжения на тело спортсмена</li> </ul>	
5	<p>Моделирование оката и цельнокроеной ластовицы рукава</p>	
6	<p>Совмещение разверток стана и рукава по плечевой линии</p>	



После этапов проверки и моделирования стана куртки приступают к этапу проектирования крыльев куртки.

### 5.1.3 Алгоритм конструирования крыльев куртки

В качестве исходных данных использованы стандартизированные и новые размерные признаки, угловые и конструктивные параметры, представленные в таблице 5.2.

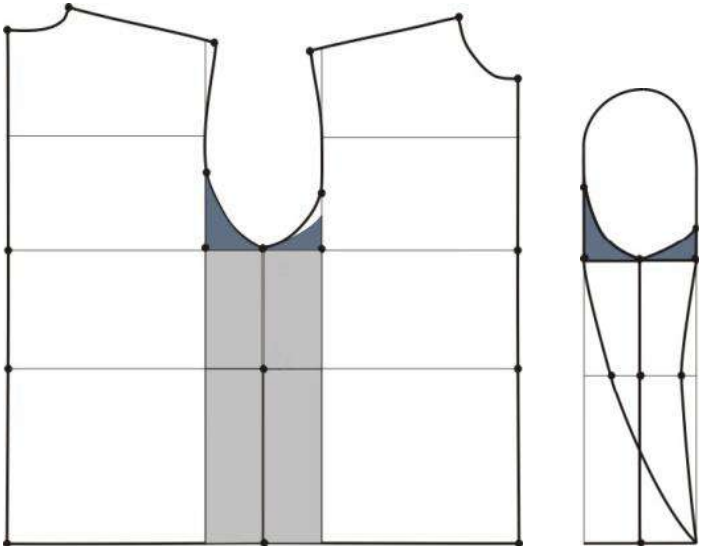
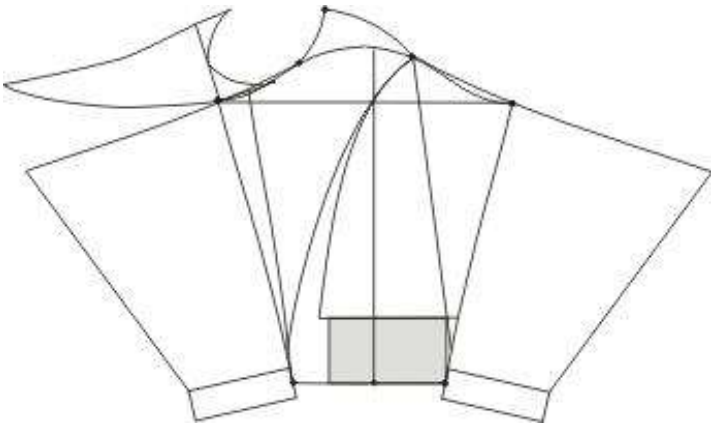
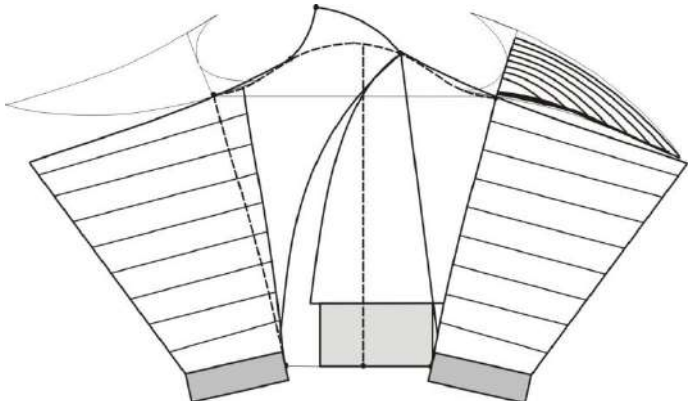
Таблица 5.2 – Исходные данные для проектирования верхних крыльев

Параметры крыла			
Наименование, единица измерения	Условное обозначение	Формула для расчета	Теоретическое обоснование
Размах верхнего крыла в статике, см	$L_{кс}^6$	$L_{кс}^6 = ((D_{зап} - Ш_{п}) + П_{Дзан}) - (d_{рв} + П_{сnp}) \quad (2.9)$ <p>или с помощью КАС по фотоизображению</p> $L_{кс}^6 = ((з - ш_1) + П_{Дзан}) - ((з - о_1) + П_{сnp}) \quad (2.10)$	Раздел 2.1.6 (с.69-71)
Высота бокового профиля (боковой части), см	$H_{кр}^6$	$d_{пзр} + П_{дпзр}$ (с ЧК стана)	Раздел 5.1.3
Количество сегментов, шт	$n$	Не менее восьми	Раздел 3.9
Количество нервюр, шт	$n - 1$	Не менее восьми	Раздел 3.9

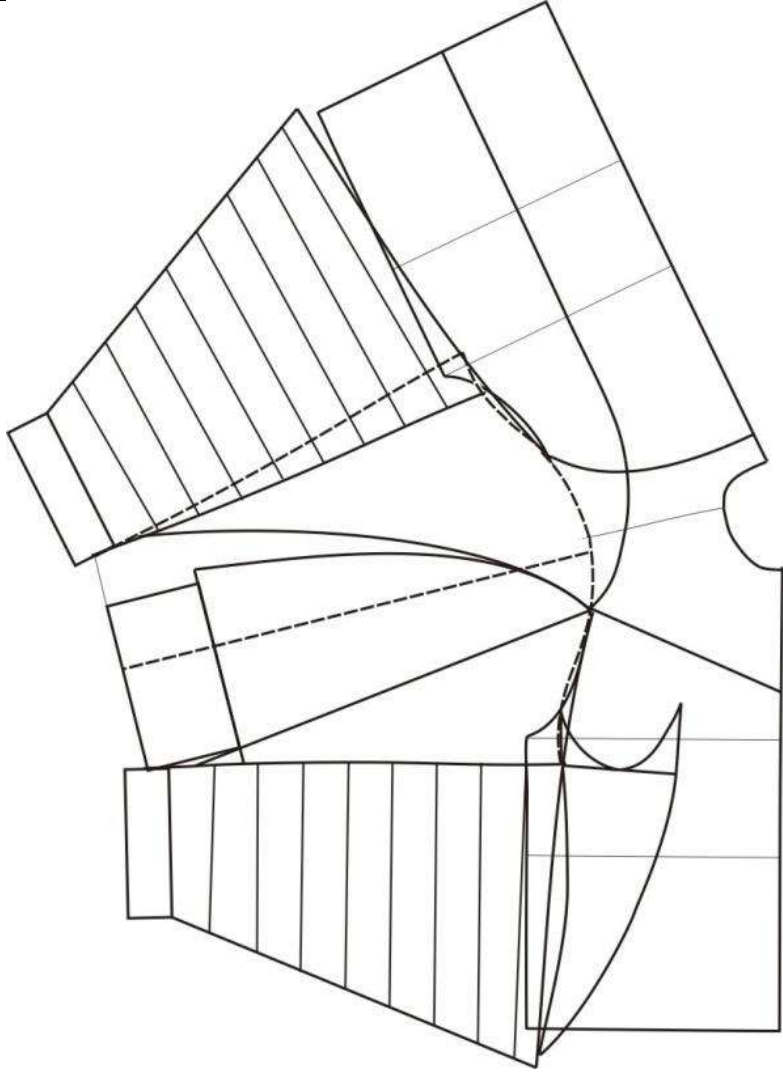
Зоны линий притачивания верхней и нижней деталей верхнего крыла ограничены величинами динамических приращений  $B_{зук}$ ,  $B_{пвк}$  в основной статикодинамической позе (рисунок 2.5,а) и располагаются на участках рукава, соответствующих зонам руки сзади (рисунок 2.5,а) и спереди (рисунок 2.5,б).

Этапы проектирования верхних крыльев представлены в таблице 5.3.

Таблица 5.3 – Этапы конструирования верхних крыльев

№	Наименование этапа	Рисунок
1	2	3
1	<p>Совмещение деталей спинки и полочки по боковому срезу и моделирование боковой части крыла.</p>	
2	<p>Совмещение верхней, нижней и боковой частей крыльев с рукавом;</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- введение криволинейной линии членения от оката до линии низа;</li> <li>- построение локтевой вытачки для формирования эргономичной формы рукава в соответствии с основной эргономической позой [27,150,151];</li> <li>- моделирование манжеты и хватного элемента</li> </ul>	
3	<p>Разделение крыла на сегменты, моделирование формы нервюр и линий их притачивания на верхней и нижней деталях верхнего крыла</p>	

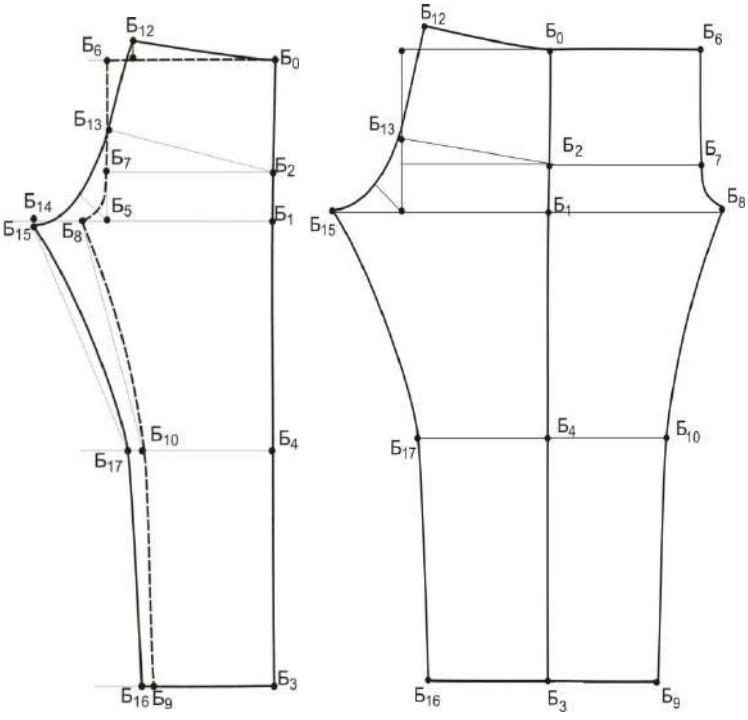
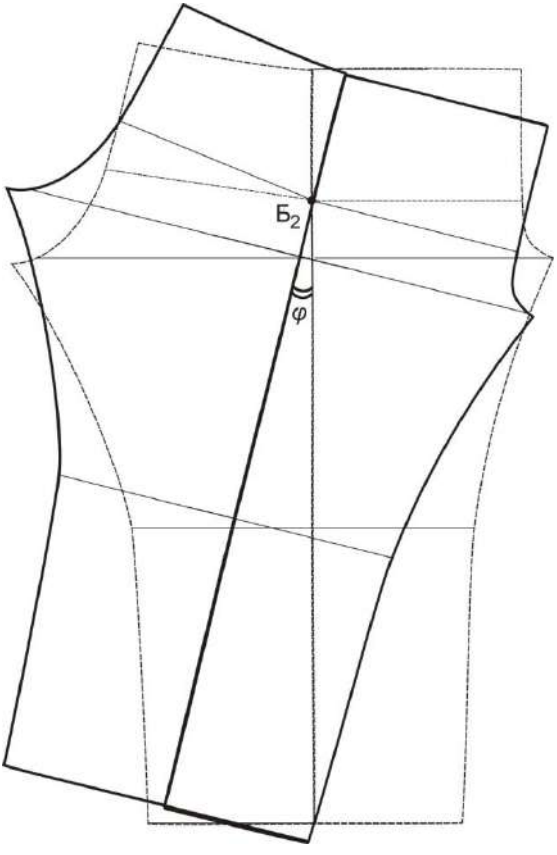
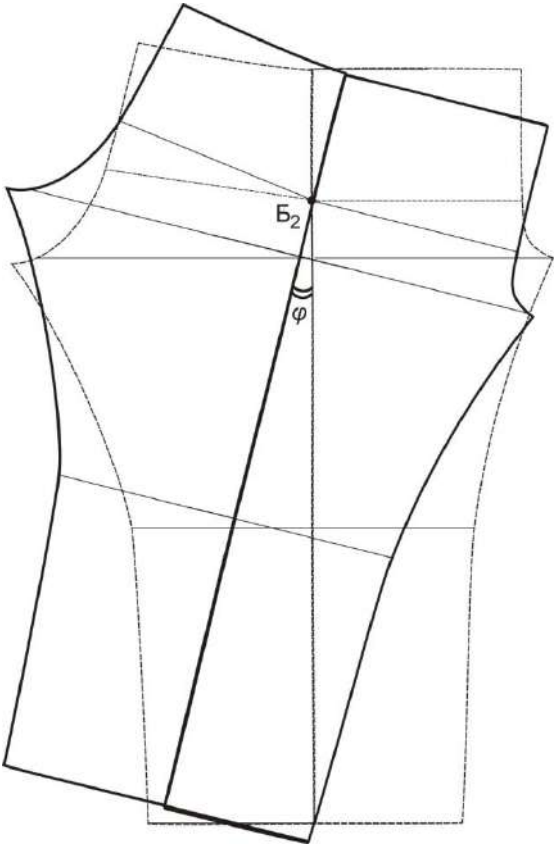
Окончание таблицы 5.3

1	2	3
4	Итоговая развертка узла «стан-верхнее крыло-рукав», адаптированная под основную статикодинамическую позу	

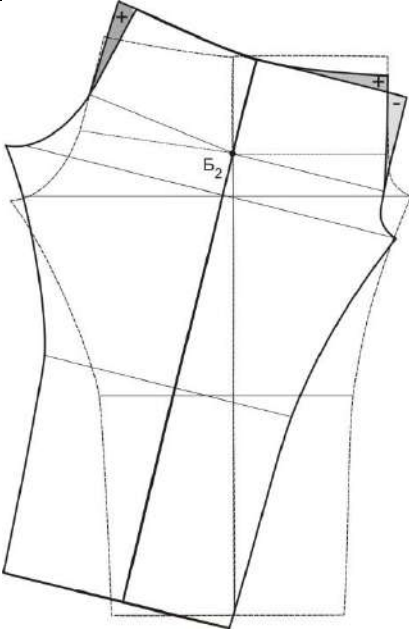
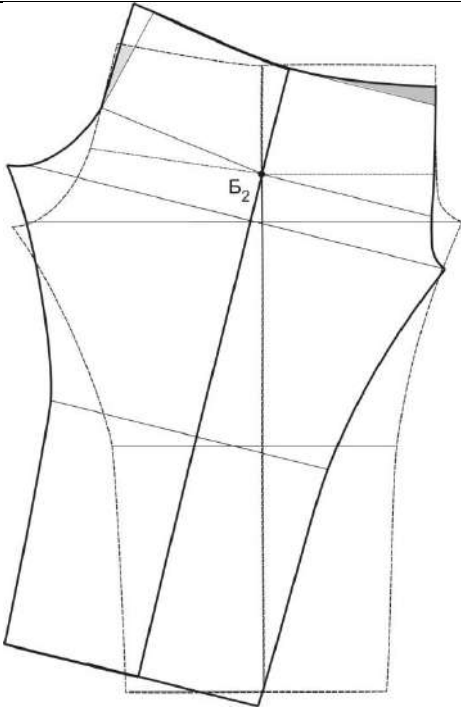
#### 5.1.4 Алгоритм моделирования брюк

В построения БК брюк использована английская методика [159] со следующими конструктивными прибавками:  $P_{Cm} = 8$  см,  $P_{Cб} = 5,5$  см,  $P_{Дс} = 2$  см,  $P_{Ок} = 12$  см,  $P_{Ос} = 12$  см, которые выбраны с учетом динамических приращений в основной статикодинамической позе. Этапы моделирования брюк представлены в таблице 5.4.

Таблица 5.4 – Этапы преобразования ЧК брюк

№	Наименование этапа	Рисунок
1	2	3
1	<p>Построение БК брюк без бокового шва.</p>	
2	<p>Отображение передней части брюк относительно боковой линии <math>B_0B_3</math>;</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- проведение вертикали середины положения переднего нижнего крыла из т. <math>B_7</math>;</li> <li>- моделирование линии <math>B_7B_9</math> притачивания переднего крыла к передней части брюк: из т. <math>B_7</math> угол <math>25^\circ</math> (согласно данным табл. 2.1)</li> </ul>	
2	<p><b>Адаптация БК брюк к основной статикодинамической позе</b></p> <p>Разворот БК брюк: влево из т. <math>B_2</math> на угол <math>\varphi = k\theta</math>, <math>k = 0,56 \pm 0,05</math>, где <math>\theta</math> - угол отведения ноги в тазобедренном суставе; <math>k</math> - поправочный коэффициент для основной статикодинамической позы спортсмена</p>	

Окончание таблицы 5.4

1	2	3
3	<p>Корректировка контурных линий брюк: средней передней (приведение к вертикальной линии), средней задней линий, верхнего среза брюк (подъем участка верхнего среза передней части брюк)</p>	
4	<p>Итоговый контур брюк</p>	

### 5.1.5 Алгоритм конструирования крыла брюк

В качестве исходных данных используются размерные признаки, угловые и конструктивные параметры, представленные в таблице 5.5. Алгоритм проектирования узла «Лп – Нкр – Лп» приведен в таблице 5.6.

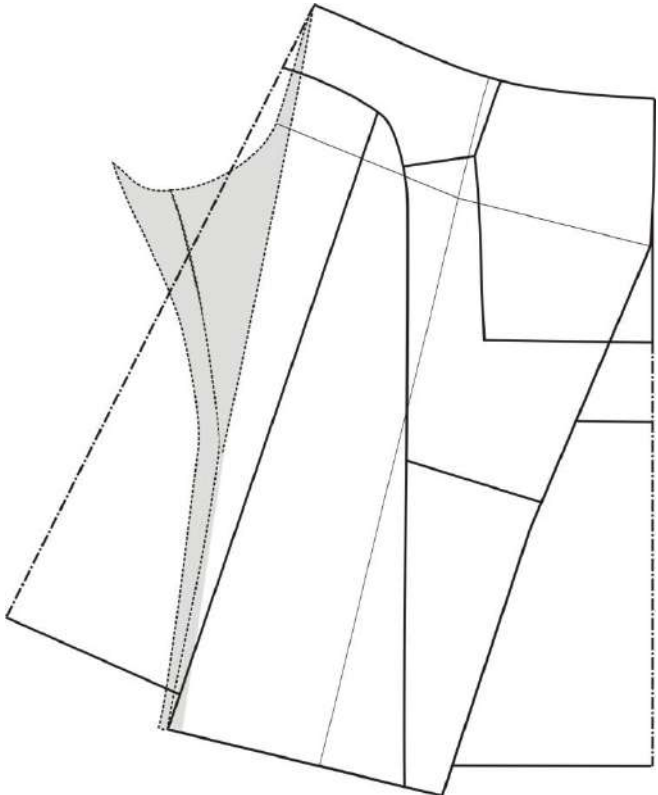
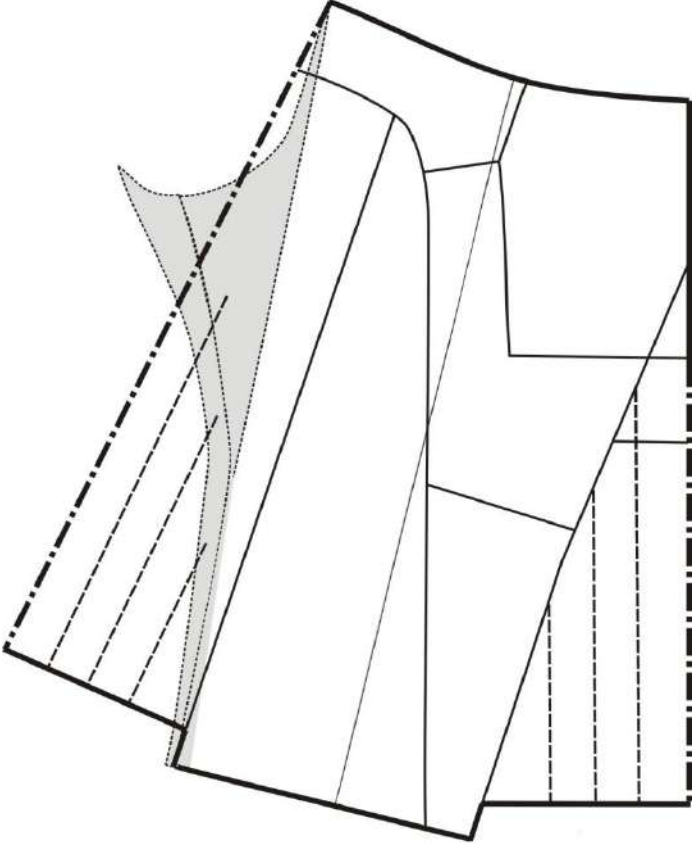
Таблица 5.5 – Исходные данные для проектирования нижнего крыла

Параметры крыла			
Наименование, единица измерения	Условное обозначение	Формула для расчета	Теоретическое обоснование
Размах нижнего крыла в статике, см	$L_{kc}^H$	$L_{kc}^H = 2 ((D_n - П_{Дс} - P_{пнкp}) k \sin\theta$ (2.12) или с помощью КАС по фотоизображению $L_{kc}^H = ((П - m_1 - u_1) - П_{Дс} - P_{пнкp}) k \sin\theta$ (2.13)	Раздел 2.1.6 (с.69-71)
Угол отведения ноги в тазобедренном суставе, градусы	$\theta$	$\theta_{cp} = 25^0$	Раздел 2.1, таблица 2.1
Поправочный коэффициент для угла отведения в основной статикодинамической позы спортсмена	$k$	$k = 0,56 \pm 0,05$ на основе экспериментальных данных	Раздел 2.1
Высота бокового профиля (боковой части), см	$H_{кр}^H$	$Ш_{ш_{пч}} + Ш_{ш_{зч}} = Б_5 Б_8 + Б_8 Б_{14} =$ $= 0,25(0,31 C_6) + 0,75(0,31 C_6)$ (с ЧК стана)	Раздел 5.1.4
Количество сегментов, шт	$n$	Не менее восьми	Раздел 3.9
Количество нервюр, шт	$n - 1$	Не менее восьми	Раздел 3.9

Таблица 5.6 – Алгоритм проектирования узла «Пп – Нкр – Лп»

№	Наименование этапа	Рисунок
1	2	3
1	<p>Проведение вертикали середины положения заднего нижнего и переднего нижнего крыла ; перевод бокового шва на переднюю часть, моделирование кокетки задней части брюк, линии притачивания заднего нижнего крыла к задней части брюк.</p> <p>Оформление месторасположения переднего кармана, воздухозаборников.</p>	

Окончание таблицы 5.6

1	2	3
2	Моделирование бокового профиля крыла	
3	Итоговая развертка узла брюк «Правая половина- Нижнее крыло- Левая половина»	

### 5.1.6 Автоматизированное построение чертежей конструкций куртки и брюк *КПВС*

Разработанный алгоритм построения плоских разверток новых узлов куртки «С – Вкр – Р» и брюк «ЛП – НКр – ЛП» *КПВС* с использованием новой антропометрической базы данных и результатов теоретических расчетов параметров крыльев, с адаптацией чертежей конструкций узлов костюма к особенностям его будущей эксплуатации на земле и в воздухе, реализован в САПР «Грация».

На рисунке 5.3 представлена схема *МК КПВС*.

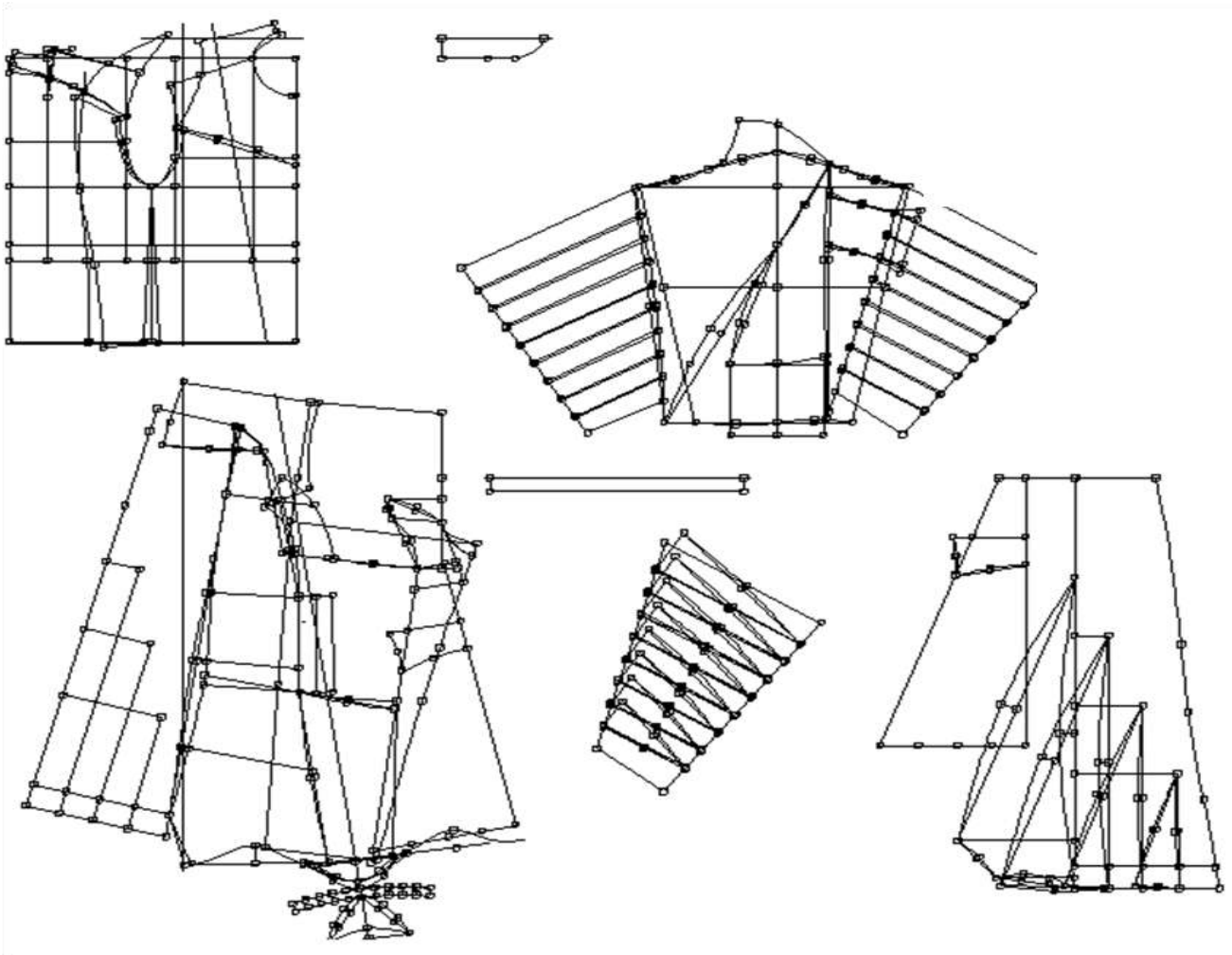


Рисунок 5.3 - Схема *МК* нового *КПВС* в САПР «Грация» [198]



*Авторские права на разработанное программное обеспечение* защищены свидетельством об официальной регистрации программ для ЭВМ: № 2011617381 «Программа построения чертежа модельной конструкции куртки и брюк костюма для парашютных видов спорта» [198].

## 5.2. Конструктивное устройство основных узлов *КПВС*

Для изготовления костюма для *ПВС* рекомендуется использовать промышленную технологию [203]. Однако специфика костюма потребовала детализации конструкции отдельных узлов, необходимой для обеспечения их надежности при изготовлении. Такими узлами являются:

- «рукав – верхнее крыло с воздухозаборниками»;
- «нижняя часть верхнего крыла – нервюры – верхняя часть верхнего крыла»;
- «рукав – верхнее крыло с объемным воздухозаборником»;
- «рукав – манжета»;
- «правая половина брюк – нижнее крыло с нервюрами – левая половина брюк»;
- «передняя часть брюк – нижнее крыло с воздухозаборником – задняя часть брюк».

Технический рисунок нового *КПВС* с указанием мест разрезов представлен на рисунке 5.4. Конструктивное устройство узлов представлено в виде технологических разрезов мест соединения деталей в таблице 5.7.

На основе предложенной конструкции перечисленных узлов был изготовлен новый костюм для парашютных видов спорта. *Разработанное техническое решение* «Костюм для парашютных видов спорта» защищено патентом РФ № 110609 от 27.11.11 на полезную модель [200].

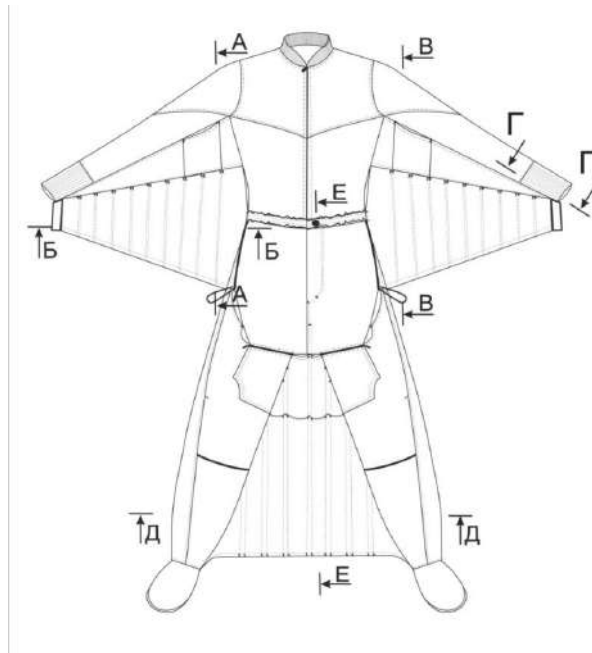
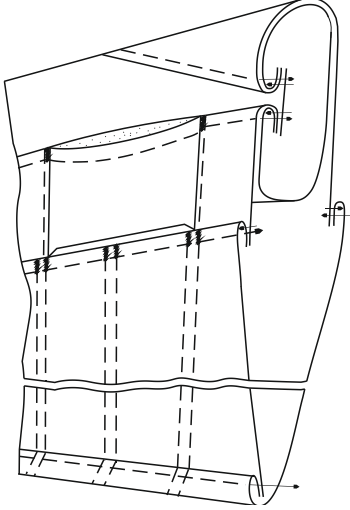
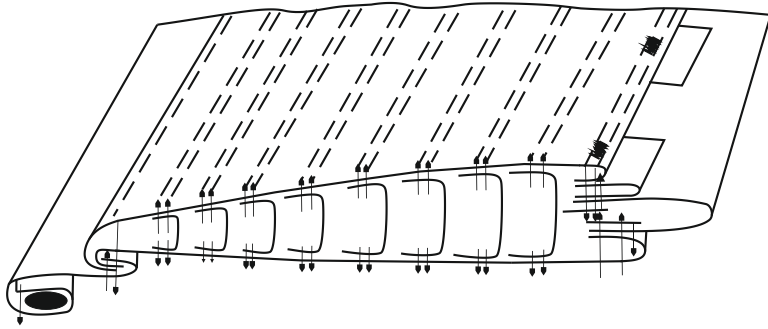
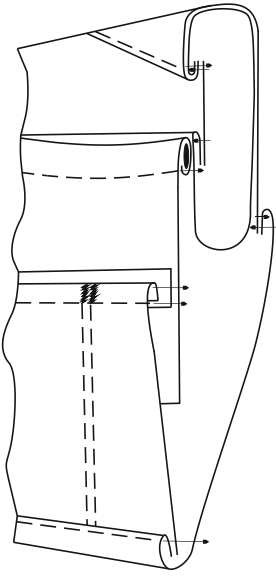
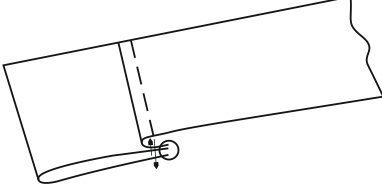
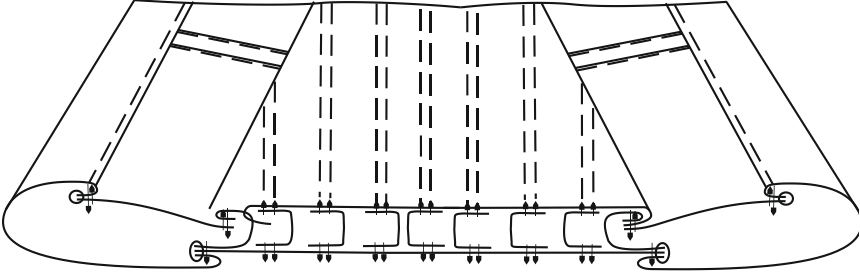
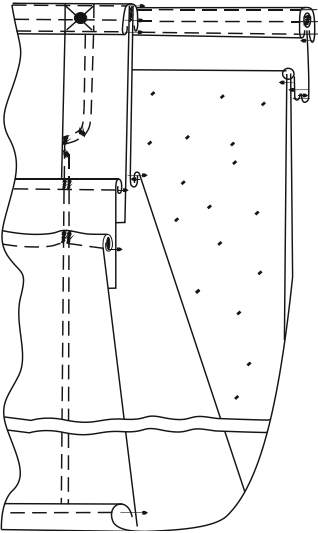


Рисунок 5.4 – Технический рисунок нового *KIPBC* с указанием мест разрезов

Таблица 5.7 – Технологические разрезы мест соединения деталей узлов

Наименование узла	Схема узла
1	2
<p><b>А-А</b></p> <p>Узел «рукав – верхнее крыло»</p>	
<p><b>Б-Б</b></p> <p>Узел «нижняя часть верхнего крыла – нервюры – верхняя часть верхнего крыла»</p>	

Окончание таблицы 5.7

1	2
<p><b>В-В</b></p> <p>Узел «рукав – верхнее крыло с объемным воздухозаборником»</p>	 <p>The drawing shows a side view of a sleeve and the upper part of a wing. It features a curved air intake structure on the upper wing, indicated by dashed lines and arrows. The sleeve has a cuff-like structure at the bottom.</p>
<p><b>Г-Г</b></p> <p>Узел «рукав – манжета»</p>	 <p>The drawing shows a side view of a sleeve cuff, a rectangular piece of fabric with a curved bottom edge and a small circular detail at the bottom right corner.</p>
<p><b>Д-Д</b></p> <p>Узел «правая половина брюк – нижнее крыло с нервюрами – левая половина брюк»</p>	 <p>The drawing shows a top-down view of the lower half of trousers. It features a central fly and two side pockets. Vertical dashed lines represent struts (нервюры) connecting the waistband area to the hem. Small circles at the hem represent fasteners or rivets.</p>
<p><b>Е-Е</b></p> <p>Узел «передняя часть брюк – нижнее крыло с воздухозаборником – задняя часть брюк»</p>	 <p>The drawing shows a side view of the front and back parts of trousers. It features a curved air intake structure on the lower leg, indicated by dashed lines and arrows. The front part has a waistband and a fly, while the back part has a curved hem.</p>

### 5.3 Апробация костюма

На рисунке 5.5 представлен модельный ряд костюмов для ПВС: модели-аналога и двух образцов нового костюма.

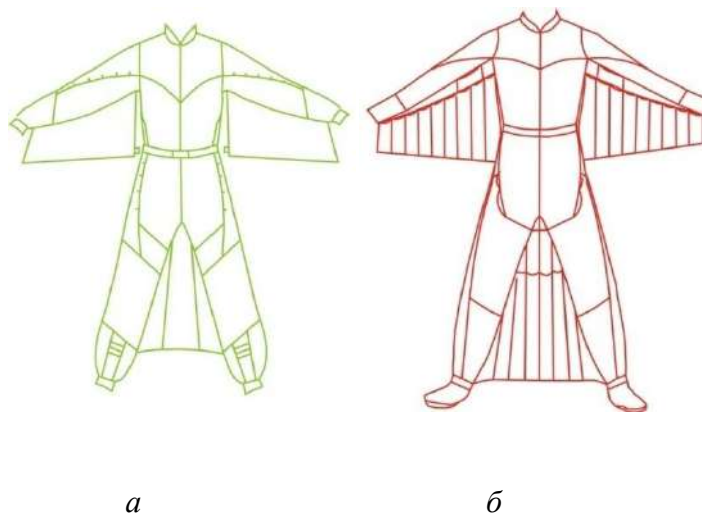


Рисунок 5.5 – Модельный ряд КПВС: *а* - костюм - аналог Prodigy-1, *б* - усовершенствованная модель, разработанная по новой технологии

На рисунке 5.6 показан сравнительный анализ контуров костюмов в статике и динамике.

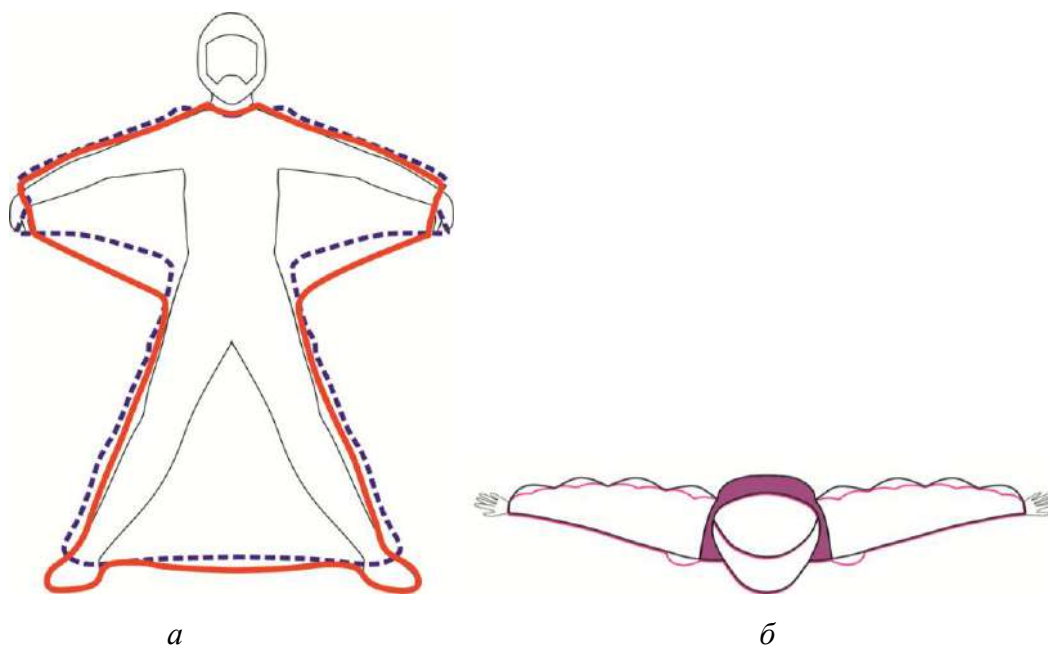


Рисунок 5.6 – Сравнительный анализ контуров костюмов: *а* – в статике; *б* – в динамике; **---** - контур модели-аналога; **—** - контур нового костюма

Отличительные особенности нового *КПВС* от существующих аналогов:

- крыло куртки дополнительно снабжено пятью нервюрами; крыло брюк-четырьмя нервюрами;
- воздухозаборники расположены на передней части крыла куртки и выполнены увеличенной площади по сравнению с моделью аналогом в 1,3 раза, с двояковыпуклым профилем, с жестким элементом по верхнему срезу воздухозаборника;
- жесткое крепление крыла куртки к брюкам в области бокового шва выполнено увеличенной площади в 1,5 раза; с помощью релизов - специальных трюков в силконовой оплетке, вдетых в петли из строплена, расположенных по боковому профилю крыла куртки и верхнему участку бокового шва брюк;
- увеличены площади бокового профиля, передней и задней деталей крыла куртки, передней и задней деталей крыла брюк в 1,2 раза;
- передняя деталь крыла брюк дополнительно снабжена двояковыпуклым воздухозаборником;
- к передним нижним частям брюк присоединены дополнительные детали (бутисы) для крепления брюк к обуви.

В таблице 5.8 представлен сравнительный анализ модели-аналога и нового костюма.

Таблица 5.8 – Сравнительный анализ модели-аналога и нового костюма

Наименование показателя	Значение показателя	
	модели-аналога	нового костюма
1. Средняя скорость потока воздуха над крылом $V_в$ , м/с	47,4	48,9±0,2
2. Средняя скорость потока воздуха под крылом $V_н$ , м/с	42,4	38,1±0,2
3. Средняя величина динамического давления над крылом $,0,5\rho_a V_в^2$ , Н/ м <sup>2</sup>	1123	1196,6±10,9
4. Средняя величина динамического давления под крылом $,0,5\rho_a V_н^2$ , Н/м <sup>2</sup>	899	725,8±7,5
5. Разность статических давлений между нижним и верхним крылом, $p_{ст,н} - p_{ст,в}$ , Н/ м <sup>2</sup>	224	470,8±17
6. Площадь крыльев костюма, S, м <sup>2</sup>	0,436	0,468
7. Количество нервюр верхнего крыла	4	8
8. Количество нервюр нижнего крыла	3	8

Таким образом, новый костюм имеет улучшенные показатели аэродинамических свойств, что подтверждает повышение его качества.

Новая модель костюма для парашютных видов спорта, спроектированная по новой технологии с использованием разработанного информационного обеспечения, представлена на рисунке 5.7.



а



б



в



г

Рисунок 5.7 – Фотографии новой модели *КПВС*: а - вид спереди, б - вид сзади, в - фрагмент узла куртки «стан-верхнее крыло - рукав», г - фрагмент узла брюк «левая половина-нижнее крыло- правая половина»

Опытный образец костюма с улучшенными аэродинамическими показателями прошел испытания в аэроклубе НП «Звезда» (г. Шилово Рязанской

области): совершено 10 прыжков с высоты 3000 м из самолета «Ан-2». Результаты испытаний отражены в акте апробации, представленном в приложении 10. В ходе испытаний подтверждены высокая функциональность нового костюма и взаимосвязь его конструктивных и аэродинамических параметров, влияющих на улучшение «качества полета» спортсмена. При совершении прыжков спортсмены отметили эргономичность костюма в процессе выполнения различных маневров, расширение потенциала планирования в свободном полете и фазы полет в среднем на 40 % по сравнению с костюмами вингсют производителей фирмы Phoenix-Fly (Хорватия).

Таким образом, положительный результат испытаний заключается в подтверждении расчетных характеристик структурно-функциональных элементов костюма - крыльев, обеспечивающих реализацию аэродинамических функций.

Проверка работоспособности и эффективности новой технологии проектирования *КПВС* на основе обоснованных в работе принципов была проведена при разработке и изготовлении 5 моделей *КПВС* на конкретных потребителей в сентябре-октябре 2012 года. Установлено, что при использовании новой технологии снижаются затраты времени на проработку новых моделей спортивной высокотехнологичной одежды и повышается производительность труда конструктора на 15%.

Разработанная технология включена в состав информационного и методического обеспечения ООО «Исток - Пром» (г. Иваново), о чем свидетельствует акт промышленной апробации, представленный в приложении 11.

Результаты работы рекомендованы к использованию в научных и экспериментальных исследованиях в области проектирования спортивной одежды, эксплуатируемой в воздушной среде (акт внедрения в научный процесс ИВГПУ, представленный в приложении 13); используются в учебном процессе на кафедре «Конструирование швейных изделий» Текстильного института ФГБОУ ВО «Ивановский государственный политехнический университет» при подготовке бакалавров и магистров по направлению «Конструирование

изделий легкой промышленности» (акт внедрения в учебный процесс, Приложение 12).

Основные результаты исследований были доложены и получили положительную оценку на международных и всероссийских научно-технических и научно-практических конференциях, на **выставках** научно-технических достижений, разработок и инноваций, инновационных изделий. Работа удостоена ряда наград: диплом и **серебряная медаль** 41-й Международной выставки изобретений «INVENTIONS GENEVA», **Женева, Швейцария, 2013**; диплом и **золотая медаль** Московского международного салона образования, **Москва**, 2014, диплом Правительства Ивановской области, Плес, 2015, 2016.

Результаты, полученные в диссертационной работе, повышают качество разрабатываемых моделей одежды для ПВХ, сокращают трудоемкость конструкторских работ и уменьшают материальные затраты при их проектировании и изготовлении.

Таким образом, цель, поставленная в диссертационной работе, по разработке принципов проектирования костюмов для парашютных видов спорта достигнута.

### **Выводы по 5 главе**

1. Разработаны алгоритмы модификации БК куртки и брюк для обеспечения функциональных и эргономических показателей костюма при его эксплуатации в воздушной среде. Предложенные приемы направлены на обеспечение соразмерности и комфортности *КПВС* в основной статико-динамической позе спортсмена.

2. Разработана технология узлового проектирования *КПВС*, в которой использовано новое информационное обеспечение. Технология адаптирована для автоматизированного проектирования в среде САПР "Грация".

3. Разработаны схемы конструктивного устройства основных узлов *КПВС*.

4. Проведена всесторонняя апробация результатов диссертационной работы.



## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработаны новая технология проектирования и конструкция костюма для парашютных видов спорта, состоящего из куртки и брюк и несущих элементов в виде многослойных крыльев, наполняемых воздухом, двух видов: крыло первого вида соединяет рукава со станом, крыло второго вида соединяет левую и правую половины брюк.

2. Сформирована новая антропометрическая база данных, необходимая для проектирования деталей куртки и брюк с крыльями в соответствии с биомеханическими особенностями фигур спортсменов, принимающих разные эргономические позы, и ограничениями, накладываемыми особенностями эксплуатации *КПВС* на земле и в воздухе. База данных состоит из десяти стандартизированных и трех новых размерных признаков, динамических приращений к трем из них и кинематической антропометрической сети.

3. Предложены три новых дополнительных размерных признака, измеренных в эргономических позах спортсменов, для описания положения верхних и нижних конечностей спортсмена в костюме *вингсьют* и согласования параметров чертежей новых узлов «Стан – Верхнее крыло – Рукав» и «Правая половина брюк – Нижнее крыло – Левая половина брюк».

4. Исследованы деформации растяжения тканей под действием растягивающих нагрузок, возникающих при заполнении многослойных крыльев воздухом, и установлены допустимые значения их удлинения.

5. Разработаны теоретические модели деформирования несущих элементов костюма - крыльев, наполняемых воздухом; рассчитаны их основные геометрические параметры: количество нервюр, расстояния между ними и допустимое увеличение высоты сегмента, которые в совокупности обеспечивают быстрое заполнение крыльев воздухом с образованием давления, что приводит к уменьшению аэродинамического сопротивления.

6. Проведены численные и экспериментальные исследования виртуальных и материальных крыльев в программных средах *SolidWorks* и *SolidWorks FloWorks* и

на специальной аэродинамической установке, с моделированием воздушных потоков вокруг крыльев.

7. Разработан новый алгоритм поузлового построения плоских чертежей деталей стана, брюк и крыльев с использованием новой антропометрической базы данных и результатов теоретических расчетов параметров крыльев для проектирования костюма с необходимыми контурами с разных проекциях. Проведена проверка в реальных условиях опытного образца КПВС, подтвердившая его высокие аэродинамические свойства.

8. Результаты, полученные в диссертационном исследовании, рекомендуются для использования при проектировании одежды для ПВС, в научном и учебном процессах.

## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

*КПВС* – костюм для парашютных видов спорта

*ПС* – парашютный спорт

*ПВС* – парашютные виды спорта

*ОСФ* – объемно-силуэтная форма

*КУ* – конструктивное устройство

*КП* – конструктивная прибавка

*ОПФ* – объемно-пространственная форма

$P_{C23}$  – прибавка к полуобхвату груди третьему

$P_{cnp}$  – прибавка на свободу проймы по глубине

$P_{On}$  – прибавка к обхвату плеча

*ЧК* – чертеж конструкции

$\beta_k$  – угол наклона плечевой линии *ЧК*

$V$  – скорость движения, м/с

$F_a$  – сила лобового сопротивления, Н

$C_x$  – коэффициент сопротивления, зависящий от формы тела и состояния его поверхности

$\rho$  – плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup>

$S$  – наибольшая площадь сечения тела, м<sup>2</sup>

$V_\infty$  – установившаяся скорость воздушного потока, набегающего на крыло, м/с

$p_n$  – полное давление, кгс/м<sup>2</sup>

$p_{ст}$  – статическое давление, кгс/м<sup>2</sup>

$p_{п,н}$  – полное давление под крылом, кгс/м<sup>2</sup>

$p_{п,в}$  – полное давление над крылом, кгс/м<sup>2</sup>

$p_{ст,н}$  – среднее статическое давление под крылом, кгс/м<sup>2</sup>

$p_{ст,в}$  – среднее статическое давление над крылом, кгс/м<sup>2</sup>

$V_n$  – средняя скорость воздуха под крылом, м/с

$V_b$  – средняя скорость воздуха над крылом, м/с

$F_{пс}$  – подъемная сила, Н

$S_{кр}$  – площадь несущей поверхности крыла, м<sup>2</sup>

*CAD* – Computer-Aided Design, пакет программного обеспечения

*CAE* – Computer-Aided Engineering, система автоматизации инженерных расчетов и анализа

*МКЭ* – метод конечных элементов

*МКО* – метод конечных объемов

*SPDM* – Simulation and Process Data Management , система управления данными и процессами симуляции

*ATp* – аэродинамическая труба

$L_T$  – характерный размер тела;

$\nu$  – коэффициент кинематической вязкости

*ИО* – информационное обеспечение

*АБД* – антропометрическая база данных

*РП* – размерный признак

*КБД* – конфекционная база данных

*ЭБД* – эксплуатационная база данных

$\alpha$  – угол отведения руки в плечевом суставе относительно вертикали из плечевой точки

$\theta$  – угол отведения ноги в тазобедренном суставе в сторону относительно вертикали из остисто-подвздошной точки при условии сохранения устойчивого положения тела в пространстве

*AT* – антропометрическая точка

*ЗУПВ* – задний угол подмышечной впадины

*ПУПВ* – передний угол подмышечной впадины

$V_{зук}$  – высота заднего угла подмышечной впадины косая

$V_{пвк}$  – высота переднего угла подмышечной впадины косая

$\beta_d$  – угол наклона плечевого ската в динамике

*БК* – базовая конструкция

$Ш_p$  – длина плечевого ската

$D_{луч}$  – расстояние от точки основания шеи сбоку до лучевой точки

$D_{зап}$  – расстояние от точки основания шеи сбоку до линии обхвата запястья

$D_{тп}$  – расстояние от точки основания шеи сбоку до линии талии спереди

$V_{прз}$  – расстояние от точки основания шеи сзади до линии обхватов груди первого и второго с учетом выступа лопаток

$D_{тс}$  – длина спины до талии с учетом выступа лопаток

$D_{тс1}$  – расстояние от линии талии сзади до точки основания шеи сбоку

$Ш_g$  – ширина груди

$Ш_c$  – ширина спины

$d_{рв}$  – диаметр руки вертикальный

*КАС* – кинематическая антропометрическая схема

$\Delta$  – динамическое приращение

$B_{\text{п}}$  – высота плечевого ската

$d_{\text{пл}}$  – плечевой диаметр

$d_{\text{ш}}$  – поперечный диаметр шеи

$\Phi$  – фигура

$\Delta B_{\text{зук}}$  – динамическое приращение к высоте заднего угла подмышечной впадины кривой

$\Delta B_{\text{пвк}}$  – динамическое приращение к высоте переднего угла подмышечной впадины кривой

$\Delta Ш_{\text{п}}$  – динамическое приращение к длине плечевого ската

$\Delta B_{\text{п}}$  – динамическое приращение к длине плечевого ската

$\Delta^{\Gamma}$  – составляющая динамического приращения по горизонтали

$\Delta^{\text{В}}$  – составляющая динамического приращения по вертикали

$П_{\text{шс}}$  – прибавка к ширине спины

$П_{\text{шг}}$  – прибавка к ширине груди

$П_{\text{шп}}$  – прибавка к длине плечевого ската

$\beta$  – угол наклона плечевого ската фигуры

$\Phi_{\text{ТТ}}$  – фигура типового телосложения

$\Phi_{\text{НТ}}$  – фигура нетипового телосложения

$AУЛТ$  – антропометрический уровень линии талии

$B_{\text{зук}}^{\delta}$  – высота заднего угла подмышечной впадины кривой в динамике

$B_{\text{пвк}}^{\delta}$  – высота переднего угла подмышечной впадины кривой в динамике

$Ш_{\text{п}}^{\delta}$  – длина плечевого ската в динамике

$Ш_{\text{с}}^{\delta}$  – ширина спины в динамике

$ЗУПВ^{\delta}$  – задний угол подмышечной впадины в динамике

$Ш_{\text{г}}^{\delta}$  – ширина груди в динамике

$ПУПВ^{\delta}$  – передний угол подмышечной впадины в динамике

$B_{\text{прп}}$  – расстояние от точки основания шеи сбоку до линии обхвата груди первого спереди

$ТОШ$  – точка основания шеи

$МК$  – модельная конструкция

$\Phi 1, \Phi 2$  – мужские фигуры с одинаковыми ведущими  $РП$

«С – ВКр – Р» – узел «стан – верхнее крыло – рукав»

«ППБр – НКр – ЛПБр» – узел «правая половина брюк – нижнее крыло – левая половина брюк»

$L_{\text{кс}}^{\text{в}}$  – размах верхнего крыла в статике

$L_{\text{кс}}^{\text{н}}$  – размах нижнего крыла в статике

$B_{\text{пт}}$  – высота плечевой точки

$B_{\text{зу}}$  – высота заднего угла подмышечной впадины

$П_{\text{Дзан}}$  – прибавка к длине руки до запястья

$D_n$  – длина ноги по внутренней поверхности

$P_{dc}$  – прибавка на глубину сиденья

$P_{пнкp}$  – расстояние от уровня пола до линии низа нижнего крыла

$T$  – ткань

$EMT$  – полная деформация удлинения

$KES-F$  – измерительный автоматический комплекс Kawabata Evaluation System for Fabrics

$KES-FBI$  – прибор для измерения одноцикловых характеристик "растяжение - релаксация" из автоматического комплекса Kawabata

$FWD$  – растяжение

$BWD$  – релаксация

$LT_0$  – коэффициент полноты диаграммы растяжения/релаксации по основе

$LT_y$  – коэффициент полноты диаграммы растяжения/релаксации по утку

$WT_0$  – работа растяжения по основе, сН·см/с<sup>2</sup>

$WT_y$  – работа растяжения по утку, сН·см/с<sup>2</sup>

$RT_0$  – доля восстановления упругой деформации (по основе), %

$RT_y$  – доля восстановления упругой деформации (по утку), %

$EMT_0$  – полная деформация удлинения по основе, %

$EMT_y$  – полная деформация удлинения по утку, %

$INT_0$  – площадь под кривой «усилие растяжения по основе - время», V

$INT_y$  – площадь под кривой «усилие растяжения по утку - время», V

$B_{01}$  – площадь под кривой «усилие внутри ткани при ее восстановлении по основе - время»

$B_{y1}$  – площадь под кривой «усилие внутри ткани при ее восстановлении по утку - время»

$v$  – коэффициент вариации

$P_{пред}$  – максимальная нагрузка, сН/см

$\varepsilon_y$  – относительное удлинение ткани по утку, %

$\varepsilon_x$  – относительное удлинение ткани по основе, %

$P_{отн}$  – относительная конструктивная прибавка, %.

$P$  – абсолютная конструктивная прибавка, см

$M_S$  – поверхностная плотность, г/м<sup>2</sup>

$P_0$  – разрывная нагрузка по основе, кгс

$P_y$  – разрывная нагрузка по утку, кгс

$V_P$  – воздухопроницаемость, дм<sup>3</sup>/м<sup>2</sup>с

$\Gamma$  – геометрические параметры крыла

$K$  – конструктивные параметры крыла

$l_{вк}$  – длина верхней оболочки крыла

$l_{нк}$  – длина нижней оболочки крыла

$H_{кр}$  – высота бокового профиля (боковой части) крыла

$L_{кс}$  – размах крыла в статике

$n$  – количество сегментов крыла

$L_{отн}$  – показатель сокращения крыла в динамике

$L_k$  – размах крыла в динамике

$\tau$  – длина основания сегмента крыла в динамике

$a$  – параметр для расчета формы контура сегмента крыла

$h_m$  – высота сегмента крыла

$MA$  – модель-аналог крыла

МП-1 – модель крыла с пятью сегментами

МП-2 – модель крыла с шестью сегментами

МП-3 – модель крыла с семью сегментами

МП-4 – модель крыла с восемью сегментами

МП-5 – модель крыла с девятью сегментами

$H_k$  – степень наполнения крыла

$Tn$  – показатель турбулентности потока на конце крыла

## СПИСОК ИЛЛЮСТРАТИВНОГО МАТЕРИАЛА

- Рисунок 1.1 Классификация парашютных видов спорта (*ПВС*)
- Рисунок 1.2 Модельный ряд *КПВС* зарубежных фирм-производителей
- Рисунок 1.3 Основные виды *вингсьютов* фирмы Phoenix-Fly (Хорватия)
- Рисунок 1.4 Исторические модели-аналоги *вингсьюта* 1930-х годов XX века
- Рисунок 1.5 Бионический прототип *вингсьюта* – белка-летяга
- Рисунок 1.6 Модель костюма Патрика де Гайардона
- Рисунок 1.7 Особенности *КУ* костюма *вингсьют* «Prodigy-2» фирмы Phoenix-fly (Хорватия)
- Рисунок 1.8 Фронтальные проекции и контуры *вингсьютов*
- Рисунок 1.9 Фазы полета
- Рисунок 1.10 Схема планирующего скольжения спортсмена в фазе свободного парения
- Рисунок 1.11 Картина обтекания крыла воздушным потоком
- Рисунок 1.12 Технические рисунки запатентованных костюмов William K. Ansley, Wendy A. Marschal, Yves Rossy, Frederic E. и David A. Moore
- Рисунок 1.13 Технические рисунки запатентованных костюмов
- Рисунок 1.14 Примеры использования численного моделирования для оценки деформационных изменений в одежде с учетом показателей свойств материалов
- Рисунок 1.15 Пример трансформации реальной фигуры в виртуальный динамический аватар
- Рисунок 1.16 Примеры использования численного моделирования при анализе распределения давления одежды на опорных участках фигуры
- Рисунок 1.17 Гибкое мембранное крыло летучей мыши
- Рисунок 1.18 Моделирование полета спортсмена в костюме *вингсьют* при обтекании воздушным потоком
- Рисунок 1.19 Распределение давления по поверхности *вингсьюта* при углах атаки  $15^\circ$  и  $45^\circ$
- Рисунок 1.20 Копия *АТр* братьев Райт в Центре авиации и космонавтики в Вирджинии
- Рисунок 1.21 *АТр* Центрального аэрогидродинамического института (Россия)
- Рисунок 1.22 Структурная схема этапов процесса проектирования *КПВС*
- Рисунок 2.1 Основные позы спортсмена в полете
- Рисунок 2.2 Угловые биомеханические показатели положения верхних и нижних конечностей
- Рисунок 2.3 Основные антропометрические и дополнительные точки верхней части туловища фигуры спортсмена
- Рисунок 2.4 Смещение антропометрических точек  $z$ ,  $o$  и  $n$  при отведении руки на угол  $\alpha = 75^\circ$
- Рисунок 2.5 Схема измерения новых *РП*  $B_{зук}$  и  $B_{пвк}$  и формируемая из них и основных *РП* кинематическая антропометрическая схема
- Рисунок 2.6 *КАС* в статике и динамике
- Рисунок 2.7 Графики изменения составляющих величины динамического приращения к  $\Delta B_{зук}$
- Рисунок 2.8 Графики изменения составляющих величины динамического приращения к  $\Delta B_{пвк}$
- Рисунок 2.9 Графики изменения составляющих величины динамического приращения к  $\Delta III_{п}$
- Рисунок 2.10 Схема проверки *БК* стана с помощью *КАС* верхней части туловища
- Рисунок 2.11 Основные геометрические параметры крыльев *КПВС*: размах верхнего крыла в статике  $L_{кс}^{\beta}$ , размах нижнего крыла в статике



- $L''_{kc}$
- Рисунок 2.12 Фотографии разных сторон тканей
- Рисунок 2.13 Внешний вид прибора KES-FB1 и вариант получаемой диаграммы «растяжение FWD- релаксация BWD»
- Рисунок 2.14 Кривые "растяжение-релаксация" исследуемых  $T1 - T4$  и контрольной  $K$  тканей по основе и по утку
- Рисунок 2.15 Графическая схема выбора тканей для  $KПВС$  по совокупности факторов
- Рисунок 3.1 Геометрические параметры крыла
- Рисунок 3.2 Технический рисунок системы «спортсмен –  $KПВС$ »
- Рисунок 3.3 Схема поперечного сечения сегментов крыла в статическом и динамическом состояниях
- Рисунок 3.4 Схема фрагмента оболочки сегмента крыла в динамическом состоянии
- Рисунок 3.5 Силы, действующие на бесконечно малый участок сегмента крыла
- Рисунок 3.6 Схема разложения вектора  $\vec{p}$  на составляющие  $p_x$  и  $p_y$
- Рисунок 3.7 Графики функций  $\lambda$ ,  $\lambda_1$  и  $\lambda^*$  от  $\alpha_0$
- Рисунок 3.8 График зависимости относительной ошибки  $(\lambda - \lambda_1)100/\lambda$  от  $\alpha_0$
- Рисунок 3.9 График зависимости  $I(y'_0)$  от  $y'_0$
- Рисунок 3.10 График зависимости  $y'(x)$  от  $x$
- Рисунок 3.11 Линия контура сегмента  $x = \Phi^{-1}(y)$  в координатах  $Oxy$ , полученная численными методами при выполнении интегрирования в правой части
- Рисунок 3.12 Линия контура сегмента крыла  $y = f(x)$ , полученная численными методами с помощью сплайн-интерполяции в среде математического пакета Mathcad
- Рисунок 3.13 Схема экспериментальной установки для определения линии контура модели сегмента крыла
- Рисунок 3.14 График зависимости  $3[y'(0)]^2$  от  $\alpha_0$
- Рисунок 3.15 Графики зависимости  $y(x)$  для двух вариантов расчета линии контура: по уравнению (3.40) и по параболической зависимости (3.48)
- Рисунок 3.16 Графики зависимости  $\xi$  от  $\alpha_0$  для двух вариантов расчета: по уравнению (3.40) и по параболической зависимости (3.48)
- Рисунок 3.17 Векторная схема натяжений, действующих на тканевые оболочки и нервы в месте швов во время полета
- Рисунок 3.18 График зависимости максимального натяжения ткани  $P_{max}$  от  $\tau$  и  $\xi$  при высоте полета 2000 м, скорости полета 211 км/ч
- Рисунок 3.19 График зависимости  $\tau_\Gamma$  от  $\xi$ .
- Рисунок 3.20 График зависимости  $\xi(L_{отн})$
- Рисунок 3.21 Графики зависимостей  $\tau_\Gamma(L_{отн})$  и  $h_{m\Gamma}(L_{отн})$
- Рисунок 3.22 График зависимости отношения  $L_k/\tau_1$  от величин  $L_k$  и  $L_{отн}$
- Рисунок 3.23 График зависимости  $\sigma_{отн}$  от  $\alpha_0$
- Рисунок 4.1 Основные конструктивные и геометрические параметры крыла
- Рисунок 4.2 Окна программы «Формирование шкалы скоростей при обтекании крыла воздушным потоком при углах атаки  $25^\circ, 45^\circ, 65^\circ, 85^\circ$ »
- Рисунок 4.3 Скриншоты моделирования процесса обтекания воздушным потоком крыльев с четырьмя, шестью, девятью сегментами
- Рисунок 4.4 Визуализация турбулентного процесса внешнего обтекания воздушным потоком крыла  $MII-5$  при заданной плотности потока 37 и 50 единиц
- Рисунок 4.5 Схема аэродинамической установки
- Рисунок 4.6 Фотографии крыльев в аэродинамической установке в статическом и динамическом состояниях
- Рисунок 4.7 Верификация результатов численного моделирования в программной среде *SolidWorks FloWorks* и натурального эксперимента в аэродинамической установке

Рисунок 5.1	Схема поузлового проектирования <i>КПВС</i>
Рисунок 5.2	Технический рисунок нового <i>КПВС</i>
Рисунок 5.3	Схема <i>МК</i> нового <i>КПВС</i> в САПР «Грация»
Рисунок 5.4	Технический рисунок нового <i>КПВС</i> с указанием мест разрезов
Рисунок 5.5	Модельный ряд <i>КПВС</i>
Рисунок 5.6	Сравнительный анализ контуров костюмов
Рисунок 5.7	Фотографии новой модели <i>КПВС</i>
Таблица 1.1	Перечень обязательного снаряжения спортсмена-парашютиста
Таблица 1.2	Основные виды одежды для <i>ПВС</i>
Таблица 1.3	Термины, характеризующие особенности <i>КУ вингсьюта</i>
Таблица 1.4	Особенности <i>КУ вингсьютов</i> фирмы Phoenix- fly (Хорватия)
Таблица 1.5	Типовые эксперименты, проводимые в аэродинамической трубе
Таблица 2.1	Значения углов $\alpha$ и $\theta$ для основной позы спортсменов в костюмах известных фирм-производителей
Таблица 2.2	Дополнительные точки для проведения антроподинамических исследований
Таблица 2.3	Размерные признаки и угловые параметры, используемые при оценке динамического эффекта
Таблица 2.4	Составляющие динамических приращений $\Delta B_{зук}$ , $\Delta B_{пвк}$ , $\Delta Ш_{п}$
Таблица 2.5	Значения динамических приращений
Таблица 2.6	Алгоритм построения <i>КАС</i> для <i>ФТТ</i> на чертеже <i>БК</i> стана куртки
Таблица 2.7	Алгоритм построения <i>КАС</i> на фотоизображении фигуры <i>ФНТ</i>
Таблица 2.8	Антропометрические параметры фигур $\Phi 1$ и $\Phi 2$
Таблица 2.9	Оценка динамического соответствия <i>БК</i> стана куртки
Таблица 2.10	Компоненты <i>АБД</i>
Таблица 2.11	Показатели базовых свойств исследуемых тканей
Таблица 2.12	Показатели базовых свойств контрольной ткани <i>К</i>
Таблица 2.13	Показатели, характеризующие процесс растяжения и релаксации исследуемых тканей
Таблица 2.14	Показатели механических и физических свойств кайтинговой парашютной ткани <i>Т1</i>
Таблица 2.15	Структура, методическое и инструментальное обеспечение методики конфекционирования
Таблица 3.1	Результаты расчета координат линии контура $y(x)$
Таблица 3.2	Результаты измерения координат высот точек на линии контура модели сегмента крыла
Таблица 3.3	Исходные данные для расчета критерия согласия
Таблица 4.1	Исходные данные для построения 3D модели крыла
Таблица 4.2	Аэродинамические показатели численного моделирования поведения крыла в воздушной среде
Таблица 4.3	Шкалы оценки показателей турбулентности потока и степени наполнения крыла в наполненном состоянии
Таблица 5.1	Этапы моделирования стана куртки
Таблица 5.2	Исходные данные для проектирования верхних крыльев
Таблица 5.3	Этапы конструирования верхних крыльев
Таблица 5.4	Этапы моделирования брюк
Таблица 5.5	Исходные данные для конструирования нижнего крыла
Таблица 5.6	Алгоритм конструирования нижнего крыла
Таблица 5.7	Технологические разрезы мест соединения деталей узлов
Таблица 5.8	Сравнительный анализ модели-аналога и нового костюма

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Корнилович, А.В. Применение процессного подхода при проектировании одежды для экстремальных видов спорта / А.В. Корнилович, Л.Ю. Киприна // Известия вузов. Технология текстильной промышленности. – 2010. – № 5(326). – С. 75-77.
2. Макарова, Н.Е. Комплексный подход к проектированию спортивной экипировки для парашютной акробатики в условиях российского текстильного рынка / Н.Е. Макарова, А.В. Корнилович // Достижения текстильной химии в производство (Текстильная химия-2008): тез. док./ 3 Международная научно-техническая конференция. – Иваново: ИГХТУ, 2008. – С.159.
3. Корнилович, А.В. Оптимизация процесса проектирования комбинезонов для парашютных видов спорта в автоматизированной среде / А.В. Корнилович, Н.Е. Макарова // Студенты и молодые ученые КГТУ –производству: сб. материалов межвуз. науч.-техн. конф. молодых ученых и студентов – Кострома: КГТУ, 2009. – Т.2. – С.55.
4. Корнилович, А.В. Новый подход к процессу проектирования одежды для экстремальных видов спорта / А.В. Корнилович, В.Е. Кузьмичев // Новое в технике и технологии текстильной и легкой промышленности: материалы межд. научн. конф. – Республика Беларусь, Витебск: УО ВГТУ, 2009. – Ч.1.– С.263-264.
5. Корнилович, А.В. Возможности компьютерного инжиниринга в проектировании высокотехнологичной одежды / А.В. Корнилович, С.В.Ершов, Н.Ю. Долганина, А.Ю. Персидская // Инновации и перспективы сервиса: сб. научных статей межд. науч.-техн. конф. – Уфа: УГИС, 2011. – Ч.5.– С. 190-194.
6. Шнейдер, Д.А. Анализ технических возможностей программного обеспечения SolidWorks для целей проектирования костюма для парашютных видов спорта / Д.А. Шнейдер, С.В. Ершов, А.В. Корнилович // Молодые ученые – развитию текстильной и легкой промышленности (ПОИСК-2012): сб. материалов

межвуз. науч.-техн. конф. аспирантов и студентов. – Иваново: ИГТА, 2012. – Ч.1.– С.139-140.

7. Амирова, Э.К. Изготовление специальной и спортивной одежды: Учебник для кадров массовых профессий / Э.К.Амирова, О.В.Сакулина. –М.: Легпромбытиздат, 1985.– 256 с.

8. Парашютный спорт. Большой энциклопедический словарь. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc3p/227646/>

9. Международная авиационная федерация (FAI) . – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.fai.org/>

10. Парашютный спорт, вид авиационного спорта, спортивная дисциплина. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://kombat.com.ua/par4.html>

11. Парашютный комбинезон. Интернет - магазин парашютного снаряжения R8sport.ru .– [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://r8sport.ru/kombinezony>

12. Федерация парашютного спорта России. Официальный сайт. Вингсют. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.fpsrussia.ru/vingsyut.html>

13. Сайт федерации экстремальных и технических видов спорта. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://spox.ru/ru/classificator/aero.parachute.wing/freestyle.html>

14. Официальный сайт компании Tonysuits. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tonywingsuits.com/ibird.html>

15. Официальный сайт компании Spirit Skysports. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.spiritskysports.com/index.html>

16. Официальный сайт компании Sonicflywear (Испания). – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://sonicflywear.com/>

17. Официальный сайт компании Verticalsuits. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.verticalsuits.com/>

18. Вингсют бейсджампинг / Дискавери 5(29) май 2011. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://crazyhelga.livejournal.com/64366.html>

19. Вингсьют. Википедия. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [https://en.wikipedia.org/wiki/Wingsuit\\_flying](https://en.wikipedia.org/wiki/Wingsuit_flying)
20. Летать как птица. Вингсьют (Wingsuit). – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://masterok.livejournal.com/765150.html>
21. Вингсьют — летать, подобно птице. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://proextrim.com/vysota/parashyuty/wingsuit.html#ixzz3GG5gZW1o>
22. Вингсьют: свободный полет птицы. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.x-sport.info/base/wingsuit.html>.
23. Официальный сайт компании Phoenix-Fly. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://phoenix-fly.com/>
24. Crazy Wings - производство вингсьютов. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://vk.com/crazywings>
25. Вингсьют- костюм-крыло. Сообщество Будо. Группа любителей парашютного спорта. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://soc.aikibujutsu.ru/index.php/groups/viewdiscussion/95-vingsyut-kostyum-krylo?groupid=18>
26. ГОСТ 22977-89. Детали швейных изделий. Термины и определения – М. Изд-во стандартов, 1989. – 11 с.
27. Авдеева, Е.В. Подготовка спортсменов-парашютистов к полетам в вингсьюте (упражнения № 51 СПП-2010). Методическое пособие. Москва-Пушино. 2014.- 32 с. (ver.7.2/02.082014). – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://skycenter.aero/images/wingsuit/sc\\_wss-7-2.pdf](http://skycenter.aero/images/wingsuit/sc_wss-7-2.pdf)
28. Официальный сайт компании BIRD-MAN. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.bird-man.com/wingsuits/>
29. Официальный сайт компании Squirrel . – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://squirrel.ws/>
30. Официальный сайт компании Fly your body (Франция). – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://flyyourbody.com/fr/>
31. Лойцянский, Л. Г. Механика жидкости и газа/ Л.Г. Лойцянский. – М.:

Наука, 1978. – 736 с.

32 Полеты в вингсьюте. Фото и видео. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://tourweek.ru/user/1287/blogs/109134/>

33 Краснов, Н. Ф. Аэродинамика. Ч.-1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла: Учеб. для втузов./Н.Ф. Краснов. - М.: Высшая школа, 1976. – 250 с.

34. Lerman, H. P5\_1 You can fly/ H.Lerman, B.Irwin, P.Hicks // Journal of Physics Special Topics. –2013. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://physics.le.ac.uk/journals/index.php/pst/article/viewFile/625/420>

35. Кокеткин, П.П. Промышленное проектирование специальной одежды / П.П.Кокеткин, З.С.Чубарова, Р.Ф.Афанасьева.- М.: Лёгкая и пищевая промышленность, 1982.-184 с.

36. Кокеткин, П.П. Пути улучшения качества изготовления одежды / П.П. Кокеткин, И.В.Сафронов, Т.Н.Кочегура.- М.: Легпромбытиздат, 1989. -240 с.

37. Романов, В.Е. Системный подход к проектированию специальной одежды / В.Е. Романов. – М.: Легкая и пищевая промышленность, 1981. – 128 с.

38. Романов, В.Е. Теоретические основы и разработка системы оптимального проектирования спецодежды [Текст]: автореферат дис.... докт. техн. наук: 05.19.04 / Романов В.Е. – Л., 1981. – 38 с.

39. Сурженко, Е.Я. Теоретические основы и методическое обеспечение эргономического проектирования специальной одежды [Текст]: дис. ... докт. техн. наук: 05.19.04 / Сурженко Евгений Яковлевич. – СПб.: СПбГУТД, 2001. – 416 с.

40. Сурженко Е.Я. Концепция эргономического проектирования специальной одежды // Рабочая одежда и средства индивидуальной защиты.- 2001.-№3(11). – С.18-20.

41. Бринк, И.Ю. Расчёт и исследование специальной пуховой одежды [Текст]: дис. ...канд. техн. наук: 05.19.04 / Бринк Иван Юрьевич. – М.: МТИЛП, 1987. – 150 с.

42. Бринк, И.Ю. Методологические основы проектирования одежды с пуховым наполнителем [Текст]: дис. ... докт. техн. наук: 05.19.04 / Бринк Иван Юрьевич. – М., 1995. – 306 с.

43. Бекмурзаев, Л.А. Научные основы проектирования швейных изделий с объемными материалами [Текст]: дис. ... докт. техн. наук: 05.19.04/ Бекмурзаев Лема Абдулхаджиевич. - М.: 2001. - 384 с.

44. Черунова, И.В. Совершенствование методов проектирования специальной одежды для горноспасателей [Текст] : автореф. дис. . . . канд. техн. наук: 05.19.04 / Черунова Ирина Викторовна – М: МГУДТ, 2001.- 27 с.

45. Черунова, И.В. Теоретические основы комплексного проектирования специальной теплозащитной одежды [Текст]: автореферат дис. ... докт. техн. наук: 05.19.04 / Черунова Ирина Викторовна – Шахты, 2008. – 41с.

46. Куликов, Б.П. Гигиена, комфортность и безопасность одежды: учебное пособие / Б.П.Куликов, Н.А.Сахарова, Ю.А.Костин.–Иваново: ИГТА, 2006.– 256с.

47. Сухарев, М.И. Принципы инженерного проектирования одежды/ М.И. Сухарев, А.М. Бойцова. – М.: «Легкая и пищевая промышленность», 1981. – 272 с.

48. Старкова, Г.П., Методологические основы проектирования спортивной одежды из высокоэластичных материалов [Текст]: дис. ... докт. техн. наук: 05.19.04 / Старкова Г.П. - Владивосток: ВГУЭС, 2004. – 308 с.

49. Москаленко, Н.Г. Проектирование одежды для экстремальных видов спорта с повышенными эргономическими показателями [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.19.04 / Москаленко Надежда Григорьевна – Владивосток: 2011. – 190 с.

50. Петросова, И.А., Особенности проектирования одежды для парашютистов с учётом изменения размерных признаков в динамике/ И.А.Петросова, Л.В.Лопасова, Е.Г. Андреева // Дизайн и технологии. –2012.- № 29 (71) – С. 49–54.

51. Стенькина, М.П. Современные костюмы для комфорта в воде/ М.П. Стенькина, Е.Н. Сирота, И.В.Черунова // Актуальные проблемы техники и

технологии: материалы межд. научно-практ. конф. – Шахты: ИСО и П (филиал) ФГБОУ ВПО «Донской гос. техн. ун-т». – 2013. – С.14-19.

52. Стенькина, М.П. Исследование деформационных свойств материалов для гидрокостюмов / М.П. Стенькина, Е.Н. Сирота, И.В. Черунова // Современные наукоемкие технологии. – 2014. – № 5 (2). – С. 26-28; URL: – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [www.rae.ru/snt/?Section=content&op=show\\_article&article\\_id=10002495](http://www.rae.ru/snt/?Section=content&op=show_article&article_id=10002495)

53. Полиевский, С.А. Спортивная одежда [Текст]: Монография.- М.: Физическая культура, 2009. - 368 с.

54. Brasfield, Samuel P. Innovations in air insertion (involving parachutes). Thesis: master of science in defense analysis/Sam Brasfield - Monterey, California. Naval Postgraduate School : 2008. - 127p. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://hdl.handle.net/10945/4273>

55. Nyberg, K. Flow Analysis of Apache Wingsuit / Karl Nyberg.- LIU-IEI-TEK-12/01507– SE.– 49p. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.cdadapco.com/sites/default/files/thesis/pdf/Examensarbete\\_Karl\\_Nyberg.pdf](http://www.cdadapco.com/sites/default/files/thesis/pdf/Examensarbete_Karl_Nyberg.pdf)

56. Robson G. Longitudinal Stability Analysis of a Jet-Powered Wingsuit / G. Robson , R. D’Andrea //AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Available: doi: 10.2514/6.2010-7512. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference Toronto.-2010.-9p. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://raffaello.name/wp-content/uploads/2013/09/AIAA-237998-291.pdf>

57. Патент на изобретение US 4884768. Jumpsuit for controlled freefalling. Спортивный костюм для управляемого свободного падения / William K. Ansley; патентообладатель: William K. Ansley; заявл. 12.10.1988; опубл.: 5.12.1989.

58. Патент на изобретение US 5890225. Skydiving garment for enhancing control and maneuverability during free-fall .Делающий затяжные прыжки с парашютом предмет одежды для того, чтобы увеличить контроль и маневренность во время свободного падения / Wendy A. Marschall; патентообладатель: Wendy A.



Marschall; заявл. 26.07.1996; опубл.: 6.04.1999.

59. Патент на изобретение US 2005/0001089 A1. Pneumatic gliding wing for a freefall jumper. Пневматическое скользящее крыло для свободного падения jumper/ Yves Rossy, Celigny (CH); Frederic E.To, Northampton (GB); патентообладатель: Yves Rossy; заявл. 12.02.2002; опубл.: 6.06.2005.

60. Патент на изобретение US 8087609 B2. Dynamic human/wind powered flying suit. Динамический человек/ветер привел летающий иск в действие/ David A. Moore; патентообладатель: David A. Moore; заявл.9.07.2004; опубл.: 3.06.2012.

61. Патент на изобретение US 2012/0153088 A1. Wing rig. Оборудование крыла/Oyvind Lokeberg, Ole Jorgen Bryn, Hans Holmefjord, Hans Iver Lange, Endre Jacobsen, Andreas Barkhall; патентообладатель: Oyvind Lokeberg; заявл.2.07.2010; опубл.: 21.06.2012.

62. Жилин, П.А. Прикладная механика. Основы теории оболочек: учебное пособие / П.А. Жилин. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2006. –167 с.

63. Елисеев, В.В. Механика упругих тел/ В.В.Елисеев, К.Ф.Черных, Е.М.Михайловский. – СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2003. – 336 с.

64. Еремеев, В.А. Механика упругих оболочек / В.А.Еремеев, Л.М.Зубов. – М.: Наука, 2008.– 280 с.

65.Ventsel, E. Thin plates and shells. Theory, analysis, and applications/ E.Ventsel, Th. Krauthammer.- New York - Basel: Marcel Dekker, Inc., 2001, – 658 pp.

66. Libai, A. Nonlinear theory of elastic shells/ A.Libai, J.G.Simmonds.- Cambridge, UK, 1998. – 542 pp.

67. Ридель, В.В. Динамика мягких оболочек / В.В. Ридель, Б.В. Гулин. – М.: Наука, 1990. – 205 с.

68. Морозов, В.И. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем / В.И. Морозов, А.Т. Пономарев, О.В.Рысев. – М.: Наука, 1995. – 736 с.

69. Brown, W. D. Parachutes / W. D. Brown. – London: Pitman & Sons, 1951.

70. Лобанов, А. Н. Основы расчета и конструирования парашютов /А. Н. Лобанов. – М.: Машиностроение, 1965. – 363 с.

71. Рысев, О.В. Парашютные системы / О.В. Рысев, А.Т. Пономарев, М.И. Васильев и др. – М.: Наука-Физматлит, 1996. – 288 с.
72. Гимадиев, Р.Ш. Динамика мягких оболочек парашютного типа / Р.Ш.Гимадиев. – Казань: Казан. гос.энерг.ун-т, 2006. – 208 с.
73. Гимадиев, Р. Ш. Математическое моделирование формы и кроя мягких крыльев // Известия вузов. Авиационная техника. – 1997. – № 3. – С. 79–83.
74. Гимадиев, Р. Ш. Статическое взаимодействие профиля мягкого крыла с потоком несжимаемой жидкости / Р. Ш. Гимадиев, М. А. Ильгамов // Известия вузов. Авиационная техника. – 1998. – № 1. – С. 43–48.
75. Горский, Н.Л. Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния мягкого крыла // VIII Дальневосточная конф. по мягким обол. – Владивосток, 1987. С. 103–106.
76. Артемьев, П. П. Трюмные мягкие пневмооболочки / П. П. Артемьев, И. А. Новокрещенов, Л. М. Кальварский // Седьмая Дальневосточная конф. по мягким оболочкам: тез. докл. – Владивосток: ДВВИМУ, 1983. – С. 54-56.
77. Лурье, А. И. Теория упругости / А. И. Лурье. – М.: Наука, 1970. – 940 с.
78. Подбельский, В. В. Язык СИ++: учебное пособие / В. В. Подбельский. – М.: Финансы и статистика, 1995. – 560 с.
79. Гулин, Б. В. Обзор исследований по теории взаимодействия мягких оболочек с потоком жидкости и газа / Б. В. Гулин, М. А. Ильгамов // Статика и динамика гибких систем. – М.: Наука, 1987. – С.5 -34.
80. Заводовская, А. И. Обзор литературы по численным методам расчета мягкооболочечных конструкций / А. И. Заводовская // В сб.: Проектир. и расчет конструкций из мягк. оболочек / Дальневост. гос. мор. акад., Владивосток, 1994. – С. 43-63.
81. Голованов, А. И. Исследование нелинейного деформирования слоистых оболочек произвольной геометрии МКЭ. / Голованов А. И., О. Н. Гурьянова // Труды XVIII Междунар. конф. по теории оболочек и пластин. – Саратов, 1997. – Т. 3 – С. 44-48.

82. Друзь, И. Б. Обобщенные схемы проектировочных расчетов мягкооболочечных судовых конструкций: Автореферат дис. ... докт. техн. наук: 05.08.03/ Друзь Иван Борисович. - Владивосток: ДГТУ, 1996.
83. Алексеев, С. А. Расчет подушечных емкостей / А. В. Алексеев // В кн. Статика и динамика гибких систем. – М. Наука. 1987 г. – С. 34-43.
84. Васидзу, К. Вариационные методы в теории упругости и пластичности / К. Васидзу. – М.: Мир, 1987. – 542 с., ил.
85. Лурье, А. И. Нелинейная теория упругости / А. И. Лурье. – М.: Наука, 1980. – 512 с.
86. Crisfield, M.A. A fast incremental/iterative solution procedure that handles "snapthrough"/ M.A. Crisfield // Comput. and Structures. 1981. – V.13, №1. – P.55-62.
87. Лернер, Д.Л. Характеристики устройства сопло – заслонка при обратном течении/ Д.Л. Лернер // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2013. – № 35. – С. 83–100.
88. Павлов, С. К вопросу о классификации МСАЕ-систем/ С. Павлов, Ю.Берега //CAD/CAM/CAE Observer. – 2009. – № 1 (45). – С. 64–69.
89. Лапин, И.Н. Постановка вычислительного эксперимента газодинамической задачи для исследования воздушной модели выхлопного диффузора баростенда /И.Н.Лапин // Вестник Перм. нац. исслед. политехн. ун-та. Аэрокосмическая техника. – 2012. – № 33. – С. 98–108.
90. Целищева, К.А. Численное моделирование потоков в струйно-золотниковом гидроусилителе / К.А. Целищева, Ш.Р. Галлямов, Д.В. Целищев, В.А. Целищев //Вестник УГАТУ.–2008. – Т. 11, № 2(29). – С. 55–59.
91. Алямовский, А.А. CosmosWorks. Основы расчета конструкций на прочность в среде Solidvorks / А.А.Алямовский. – Издательство ДМК Пресс, 2010. – 785 с.
92. Алямовский, А.А. SolidWorks 2007/2008. Компьютерное моделирование в инженерной практике/ А.А.Алямовский. – СПб.: БХВ-Петербург, 2009. – 1028 с.
93. Инженерно-технический журнал «ANSYS Advantage. Русская

редакция». – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ansysadvantage.ru/>.

94. Голубков, Д.В. Моделирование свойств текстильных материалов с использованием пакета прикладных программ ANSYS»/Д.В.Голубков // В сб. мат. научно-методического семинара по материаловедению в области сервиса, текстильной и легкой промышленности «Совершенствование профессиональной подготовки специалистов в области материаловедения, экспертизы и управления качеством изделий, услуг и работ». – Черкизово. – 2008. – С. 158 – 164.

95. Басов, К.А. ANSYS в примерах и задачах / К.А. Басов // Под общ. ред. Д.Г. Красковского. – М.: КомпьютерПресс. – 2002. – 224 с.: ил.

96. Чигарев, А. В. ANSYS для инженеров: Справ. пособие /А. В. Чигарев, А. С. Кравчук, А. Ф. Смалюк — М.:Машиностроение – 1. – 2004. – 512с.

97. Калашников, С.В. Расчетные исследования аэродинамических характеристик тематической модели для схемы «летающее крыло» с помощью программного комплекса flowvision / С.В. Калашников, А.А. Кривошапов, А.Л. Митин, Н.В. Николаев – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [https://flowvision.ru/images/2015/fv\\_es15\\_13.pdf](https://flowvision.ru/images/2015/fv_es15_13.pdf).

98. Интернет - ресурс для вычислительной гидродинамики. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.flow3d.com/>

99. T-FLEX CAD. Трехмерное моделирование. Руководство пользователя. [текст]. – М.: АО Топ-системы, 2008. – 837 с.

100. T-FLEX анализ: пособие по работе с системой / АО «Топ-системы». – М.: АО «Топ-системы», 2009. – 146 с.

101. Кравчук, А.С. Лекции по ANSYS/LS-DYNA и основам LS-PREPOST с примерами решения задач. Электронная библиотека механики и физики / А. С. Кравчук, А. И. Кравчук. – Издательство БГУ: Минск, 2013. – 358 с.

102. Официальный сайт компании ansys.[Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ansys.com/industries/sports/olympics>

103. Персидская, А.Ю. Суперкомпьютерное моделирование – новый этап в

проектировании одежды /А.Ю.Персидская // Швейная промышленность. – №1. – 2011. – С.36-40.

104. Голубева, Е. В. Разработка технологии получения деформационных характеристик деталей конструкций швейных изделий: дис. ... канд. техн. наук : 05.19.04 / Голубева Елена Викторовна.- Москва: МГУДТ, 2011 - 190с.

105. Tarrier, J. Applying Finite Element Analysis to Compression Garment Development/ J. Tarrier, A. Harland , R. Jones , T. Lucas , D. Price // Procedia Engineering. – 2010. –vol. 2 – P. 3349–3354.

106. Ernst , G. Multiscale progressive failure analysis of textile composites/ G. Ernst, M. Vogler , C. Hühne , R. Rolfes // Composites Science and Technology. – 2010. – Vol. 70. – P.61–72.

107. Ерохина, Е. Н. Совершенствование метода определения конструктивных параметров плечевой одежды с учетом напряженно-деформированного состояния материалов в оболочках: дис. ... канд. техн. наук: 05.19.04 / Ерохина Елена Николаевна. – Москва: ФГБОУ ВПО МГУДТ, 2012.- 172 с.

108. Мэнна, Го (MengNa GUO) Разработка технологии виртуального проектирования одежды с элементами симуляции комфортности: дис. ... канд. техн. наук: 05.19.04 / Го Мэнна. - Москва: МГУДТ, 2015 - 215 с.

109. Liu , Yong-Jin. A survey on CAD methods in 3D garment design/  
Yong-Jin Liu , Dong-Liang Zhang , Matthew Ming-Fai Yuen// Computers in Industry. – 2010. – Vol. 61 –P.576–593.

110. Allsop, C. A. An evaluation of base layer compression garments for sportswear / Catherine Amy Allsop //A thesis submitted in partial fulfilment of the requirements of the Manchester Metropolitan University for the degree of Masters of Science by Research . –Department of Clothing Design and Technology the Manchester Metropolitan University . –2012. – 127p.

111. Power, Jess. Fabric objective measurements for commercial 3D virtual garment simulation/ Jess Power//International Journal of Clothing Science and

Technology. – 2013. – Vol. 25 (6). – PP. 423-439.

112. Hanna , K. CAE in sport – performance enhancement without drugs/ Keith Hanna. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.stephanesanchi.ch/images/PDF/article\\_Hanna.pdf](http://www.stephanesanchi.ch/images/PDF/article_Hanna.pdf).

113. Masatoshi , T. An Experimental Study of Flexible Membrane Airfoils at Low Reynolds Numbers/ Tamai1 Masatoshi, T. Murphy Jeffery, Hu Hui // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. –2008, Reno, Nevada . – PP.1–12.AIAA-2008-0580

114.Unger ,R. Numerical simulation of an oscillating and flexible airfoil for flapping wing propulsion with fluid-structure interaction/Ralf Unger, Matthias C. Haupt, Peter Horst//26th International congress of the aeronautical sciences. – 2008, Germany.–P.1–11. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/321.pdf](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/321.pdf)

115. Musaj, M. Numerical and experimental investigation of the aerodynamics of an unconventional w-leading edge reversed delta wing in ground effect / M. Musaj, S. A. Prince // Proceedings of 26th congress of the international council of the aeronautical sciences. –2008, Anchorage, Alaska, USA. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/112.PDF](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/112.PDF).

116.Rullan, J.M. The Aerodynamics of Low Sweep Delta Wings. Thesis/ J.M. Rullan / / Virginia Polytechnic Institute and State University. Blacksburg, Virginia, USA. –[Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://scholar.lib.vt.edu/theses/available/etd-10272008-132856/unrestricted/Jose\\_Rullan\\_Dissertation\\_Revised.pdf](http://scholar.lib.vt.edu/theses/available/etd-10272008-132856/unrestricted/Jose_Rullan_Dissertation_Revised.pdf)

117.Новое видео от Flomerics и Matchstick-productions объясняет полет человека в вингсьюте . – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mentor.com/company/news/new-video-from-flomerics-and-matchstick-productions-explains-human-flight>

118. Aoustin , Y.Control algorithms of the longitude motion of the powered paraglider/Yannick Aoustin, Yuri Martynenko //The ASME 2012 11th Biennial

conference on engineering systems design and analysis. – 2012, Nantes, France. –P.1–10.

119. Nagy, A. Measuring and modelling the longitudinal motion of paragliders/ Andras Nagy, Jozsef Rohacs//28<sup>TH</sup> International congress of the aeronautical sciences. – 2012. – P.1–8. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/831.pdf](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/831.pdf)

120. Uddin Md. N. Wind tunnel test of a paraglider (flexible) wing canopy /Md. Nizam Uddin, Mohammad Mashud//International journal of mechanical & Mechatronics Engineering. IJMME-IJENS, 2010. – Vol:10. – No:03.–P.7–14.

121. Мартынов, А.К. Экспериментальная аэродинамика/ А.К. Мартынов. – Гос. изд-во оборон. пром-ти: М.1950. – 479с.

122. Горлин, С.М. Экспериментальная аэромеханика/ С.М.Горлин. – Учеб.пособие для вузов. – М.:Высшая школа,1970. – 423с.

123. Юрьев, В.Б. Экспериментальная аэродинамика/ В.Б. Юрьев.– М.: Оборониздат,1939. – 204с.

124.Седов, Л. И. Методы подобия и размерности в механике. - 10-е изд.,доп. — М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987 г. — 432 с.

125.Веников, В.А. Теория подобия и моделирование/ В.А. Веников, Г.В.Веников. – М.: Высш. шк., 1984. –243 с.: ил.

126. Пэнкхёрст, Р. Техника эксперимента в аэродинамических трубах / Р. Пэнкхёрст, Д. Холдер . – пер. с англ., М., Изд-во иностр.лит.,1955 – 668с.

127. Аэродинамическая труба - Википедия. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Аэродинамическая\\_труба](http://ru.wikipedia.org/wiki/Аэродинамическая_труба).

128. Аэродинамика. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tosnoaero.ru/library/aerodynamics/aerodynamics02.pdf>

129. Патент США №2113458 (A1) - Wind tunnel skydiving simulator  
Publication date: 2009-11-04 .Inventor(s): Eastlake Charles N [US]; Kitchen William J [US]; Metni N Alan [US]; Mort Kenneth W [US]; Palmer Michael J [US] +

130. Проект спортивной вертикальной аэродинамической трубы для трени-

ровки парашютистов. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

<http://aerosamara.com/archive/old-32/>

131. Berry M. Wind Tunnel Testing of a Novel Wingsuit Design/ Michael Berry , Jonathan Las Fargeas , Kim B. Blair//8th Conference of the International Sports Engineering Association (ISEA).- Procedia Engineering , 2010.- V.2, – P.2735-2740. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [www.sciencedirect.com](http://www.sciencedirect.com)

132. Department of Energy and Process Engineering/ Fluid Mechanics Lab. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.ntnu.edu/ept/laboratories/aerodynamic>

133. Типовые фигуры мужчин. Размерные признаки для проектирования одежды / ОАО «ЦНИИШП». – М.: ЦНИИШП, 2005. – 93 с.

134. ГОСТ Р 52774-2007 Классификация типовых фигур мужчин по ростам, размерам и полнотным группам для проектирования одежды. – М.: Стандартинформ, 2008. – 22 с. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://vsegost.com/Catalog/57/5714.shtml>.

135. Ефремова, Н.Е. Разработка базы данных для процесса проектирования одежды, предназначенной для занятий парашютным спортом / Н.Е.Ефремова, А.В.Корнилович // Молодые ученые – развитию текстильной и легкой промышленности (ПОИСК-2007): сб. материалов межвуз. науч.-техн. конф. аспирантов и студентов. – Иваново: ИГТА, 2007. – Ч.1.– С.135-136.

136. Ефремова, Н.Е. Исследование эргономичных поз спортсменов – парашютистов для проектирования специальной одежды / Н.Е.Ефремова, А.В.Корнилович // Текстиль и мода-2007: сб. докладов и сообщений межрег. науч.-практ. конф.– Воронеж: ИГТА, 2007.– С.28-31.

137. Корнилович, А.В. Исследования в области проектирования комбинезонов для групповой парашютной акробатики / А.В. Корнилович, В.Е. Кузьмичев, Н.А.Сахарова // Современные наукоемкие технологии и перспективные материалы текстильной и легкой промышленности (ПРОГРЕСС-2007): сб. материалов междунар. науч.-техн. конф. – Иваново: ИГТА, 2007. – Ч.1.–



C.233.

138. Макарова Н.Е. Совершенствование антропометрической базы данных для процесса проектирования эргономичной спортивной одежды / Н.Е. Макарова, Н.Ю.Громова, А.В. Корнилович // Молодые ученые – развитию текстильной и легкой промышленности (ПОИСК-2008): сб. материалов межвуз. науч.-техн. конф. аспирантов и студентов. – Иваново: ИГТА, 2008. – Ч.1.– С.127.

139. Макарова Н.Е. Формирование рациональной структуры пакета материалов комбинезона для парашютного спорта с позиций обеспечения теплового комфорта / Н.Е. Макарова, А.В. Корнилович // Молодые ученые – развитию текстильной и легкой промышленности (ПОИСК-2008): сб. материалов межвуз. науч.-техн. конф. аспирантов и студентов. – Иваново: ИГТА, 2008. – Ч.1.– С.164-165.

140. Винокурова, М.Н. Разработка информационного обеспечения процесса проектирования одежды для экстремальных видов спорта / М.Н. Винокурова, М.А.Кольчугина, А.В. Корнилович // Молодые ученые – развитию текстильной и легкой промышленности (ПОИСК-2010): сб. материалов межвуз. науч.-техн. конф. аспирантов и студентов. – Иваново: ИГТА, 2010. – Ч.1.– С.161-162.

141. Корнилович, А.В. Обоснование состава информационного обеспечения для удаленного адресного проектирования одежды / А.В. Корнилович, А.В. Кузнецова, Н.В.Доронина // Дизайн, технологии и инновации в текстильной и легкой промышленности (Инновации -2016): сб. материалов междунар. науч.-техн. конф. – Москва: МГУДТ, 2016. – С.70-72.

142. Кузнецова, А.В. Применение новых информационных технологий при удаленном адресном проектировании одежды / А.В.Кузнецова, А.В. Корнилович // Информационная среда вуза: сб. материалов междунар. науч.-техн. конф. – Иваново: ИВГПУ, 2016. – С.183-186.

143. Сахарова, Н.А. Анализ конструктивно-технологических средств повышения эргономичности одежды / Н.А. Сахарова. - ИГТА. – Иваново, 2005. – 16 с. – Библиогр.: с. 16. – Деп. в ВИНТИ РАН 20.12.2005, № 1710-В2005.

144. Сахарова, Н.А. Исследование влияния величин конструктивных прибавок на эргономичность швейного изделия / Н.А. Сахарова // Текстиль и мода 2007: сборник докладов и сообщений межрегион. науч.-практич. конф. – Воронеж: Издательство «Алмаз», 2007. – С. 70-74.

145. Сахарова, Н.А. Совершенствование конструкций моделей спортивной одежды с учетом данных динамической антропометрии /Н.А. Сахарова, Б.П. Куликов. - ИГТА. – Иваново, 2010. – 14 с.: ил. Библиогр.: 4 назв. – Деп. в ВИНТИ РАН 15.03.2010, № 162-В2010.

146. Сахарова, Н.А. Расчет и обоснование величин конструктивных прибавок в эргономичных конструкциях одежды / Н.А. Сахарова. - Современные наукоёмкие технологии и перспективные материалы текстильной и лёгкой промышленности (ПРОГРЕСС-2006): материалы междунар. науч.-техн. конф. – Иваново: ИГТА, 2006, ч.2. – С. 43-45

147. Дунаевская, Т.Н. Основы прикладной антропологии и биомеханики [Текст]: учебник для Вузов / под ред. Е.Б. Кобляковой. – СПб.: Информационно-издательский центр МГУДТ, 2005.– 280 с.

148. Конопальцева, Н.М., Волкова, Е.Ю., Крылова, И.Ю. Антропометрия индивидуального потребителя. Основы прикладной антропологии и биомеханики. [Текст]. Лабораторный практикум – М.: ФОРУМ: ИНФРА-М, 2006. – 256 с.: ил.

149. Кривобородова, Е.Ю. Разработка методологии адресного проектирования одежды с использованием новых информационных технологий [Текст]: дис. ... докт. тех. наук : 05.19.04 / Кривобородова Елена Юрьевна. – Москва, 2004. – 543с.

150. Тренировочное пособие по полетам в вингсьюте. Скайцентр Эльсинор (Skydive Elsinore) .2012, 26 стр. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.skycentre.net/index.php>.

151. Акробатический Wingsuit Team. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.flylikebrick.com> .

152 Гниденко, А. В. Формализация и алгоритмизация процесса

проектирования женской одежды с рукавами сложных покроев [Текст] : дис. ... канд. тех. наук : 05.19.04 / Гниденко Анна Владимировна. –Иваново, 2008. – 294 с.

153. Шершнева, Л.П. Основы морфологии и биомеханики человека [Текст]: учеб. пособие / Л.П. Шершнева, Л.В. Ларькина, Т.В. Пирязева. – М.: РосЗИТЛП, 2001.– 144 с.

154. ОСТ 17-325-86. Изделия швейные, трикотажные, меховые. Фигуры мужчин типовые. Размерные признаки для проектирования одежды [Текст]. – М.: ЦНИИТЭИлегпром, 1986. – 67 с.

155. Раздомахин, Н.Н. Аспекты антропометрического обеспечения одежды: трехмерные координаты антропометрических точек на фотоизображениях фигуры человека [Текст] / Н.Н. Раздомахин // Швейная промышленность. – 2006. – № 1. – С. 45-46.

156. Кузнецова, А.В. Разработка манекенов, совершенствующих проектирование и оценку посадки детской одежды [Текст]: дис. ... канд. тех. наук : 05.19.04 / Кузнецова Анна Владимировна. – Иваново, 2012. – 203 с.

157. Кочанова, Н.М. Совершенствование процесса проектирования воротников на виртуальных моделях системы «женская фигура – одежда» [Текст]: дис. ... канд. тех. наук: 05.19.04 / Кочанова Надежда Михайловна. – Иваново, 2009. – 214 с.

158. Кузьмичев В.Е. Основы построения и анализа чертежей одежды: учебное пособие/ В.Е.Кузьмичев. Н.И.Ахмедулова, Л.П.Юдина. – Иваново: ИГТА, 2011. – 280 с.

159. Алдрич, У. Английский метод конструирования и моделирования. Мужская одежда: 100 чертежей конструкций, адаптированных для российских фигур/ Уинифред Алдрич / М., ЭДИПРЕСС-КОНЛИГА, 2009. – 184 с.

160. Кузьмичев В.Е. Системный анализ чертежей конструкций одежды / В.Е.Кузьмичев. Н.И.Ахмедулова, Л.П.Юдина. – Иваново: ИГТА, 2010. – 400с.

161. Эксплуатационные свойства материалов для одежды и методы оценки

их качества: Справочник/ Гущина К.Г., Беляева С.А., Командриков Е.Я. и др. – М.: Легкая и пищевая пром-сть, 1984. – 312 с., ил.

162. Сурикова, О.В. Исследование влияния свойств материалов на силуэт одежды разных размеров / О.В.Сурикова, В.Е.Кузьмичев // Новое в технике и технологии текстильной и легкой пром-сти: материалы межд. науч.-техн.конф. (25-26 октября 2015 г.) – Витебск: ВГТУ, 2015. – С.208-210.

163. Электронный ресурс. – Режим доступа: <http://english.keskato.co.jp/products>.

164. Тисленко, И.В. Разработка методики выбора трикотажных материалов для компрессионной одежды/ И.В. Тисленко // Новое в технике и технологии текстильной и легкой пром-сти: материалы межд. науч.-техн.конф. (25-26 октября 2015 г.) – Витебск: ВГТУ, 2015. – С.162-163

165. В.Кузьмичев, Д.Адольф, Л.Шашер. С.Раноу, А.Колет. Инструментальное обоснование допустимой кривизны конструктивных линий внутреннего членения в одежде // Швейная промышленность, 2014, № 1. С. 40-44.

166. Кузьмичев, В.Е. Практикум по методам и средствам исследований в швейном производстве [Текст]: учеб. пособие / В.Е. Кузьмичев, В.В. Козырев. – Иваново: ИГТА, 1999. – 108 с.

167. ГОСТ 3812-72. Материалы текстильные. Ткани и штучные изделия. Методы определения плотности нитей и пучков ворса. – М. Изд-во стандартов, 1972. – 4 с.

168. ГОСТ 3813-72. Материалы текстильные. Ткани и штучные изделия. Методы определения разрывных характеристик при растяжении. – М. Изд-во стандартов, 1972. – 20 с.

169. ГОСТ 12088-77. Материалы текстильные и изделия из них. Метод определения воздухопроницаемости. – М. Изд-во стандартов, 1977. – 11 с.

170. Корнилович, А.В. Моделирование формы сегмента контура крыла костюма для парашютных видов спорта / А.В. Корнилович, В.Е. Кузьмичев, Шунци Мэй // Известия вузов. Технология текстильной промышленности. – 2013.

– № 2(344). – С. 143-147.

171. Корнилович, А.В. Приближенное решение уравнения для моделирования напряженного состояния крыла костюма wingsuit/А.В. Корнилович//Междисциплинарные исследования в области математического моделирования и информатики: Материалы 4-й научно-практической internet-конференции. – Ульяновск: SIMJET, 2014. – С. 94-99.

172. Корнилович, А.В. Разработка теоретической модели натяжения ткани в крыле костюма для парашютных видов спорта/ А.В. Корнилович // Инновационные технологии текстильной и легкой промышленности: материалы докладов межд. научн.-техн. конф. /Республика Беларусь: УО «ВГТУ».- Витебск, 2014. – С.172-174.

173.Корнилович, А.В. Оптимизация аэродинамических характеристик крыльев костюма wing-suit / А.В. Корнилович, В.Е. Кузьмичев // Современные проблемы науки и образования. – 2013. – № 1; URL: <http://www.science-education.ru/107-8215> (дата обращения: 28.01.2013).

174. Корнилович, А.В. Теоретическое обоснование проектирования объемно-пространственной формы аэродинамичной одежды/А.В. Корнилович, В.Е. Кузьмичев // Современные наукоемкие технологии и перспективные материалы текстильной и легкой промышленности – (ПРОГРЕСС-2013): сб. материалов межд. науч.-техн. конф. – Иваново: ИГТА, 2013. – Ч.1.– С. 232-234.

175. Мигушов, И.И. Механика текстильной нити и ткани / И.И. Мигушов. – М.: Легкая индустрия, 1980. – 160 с.

176. Меркин, Д.Р. Введение в механику гибкой нити / Д.Р. Меркин. – М.: Наука, 1980. – 240 с.

177. Федосеев, Г.Н. Прикладная механика нити, ткани и трикотажа / Г.Н. Федосеев. – Витебск: ВГТУ, 2009. – 58 с.

178. Белоцерковский, С. М., Исследования парашютов и дельтапланов на ЭВМ / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ, А.Т. Пономарев, О.В. Рысев. – М.: Машиностроение, 1987. – 240 с.

179. Сизый, С.В. Лекции по дифференциальной геометрии / С.В.Сизый. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. – 376 с.
180. Двайт Г.Б. Таблицы интегралов и другие математические формулы [Текст] / Г.Б. Двайт. – М.; Наука, 1973. – 228 с.
181. Федорюк, М.В. Обыкновенные дифференциальные уравнения / М.В. Федорюк. – М.: Наука, 1985. – 448 с.
182. Зайцев, В.Ф. Справочник по обыкновенным дифференциальным уравнениям / В.Ф. Зайцев, А.Д. Полянин. – М.: Физматлит, 2001. – 576 с.
183. Камке, Э. Справочник по обыкновенным дифференциальным уравнениям / Э. Камке. – М.: Наука, 1971. – 589 с.
184. Кирьянов, Д. В. Самоучитель MathCAD 2001 / Д. В. Кирьянов. – СПб.: БХВ - Петербург, 2001 . – 544 с.
185. Гришин, В.К. Статистические методы анализа и планирования эксперимента. М: Изд-во МГУ, 1975, с. 128.
186. Большев, Л.Н. Таблицы математической статистики/ Большев Л.Н., Смирнов Н.В. М.: Наука, 1983, с. 417.
187. ГОСТ 21452-88. Системы парашютные. Термины и определения. – М. Изд-во стандартов, 1989. – 17 с.
188. Бронштейн, И. Н. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов / И.Н. Бронштейн, К. А. Семендяев. – М., Наука, 1981. – 723 с.
189. Корнилович, А.В. Применение новых информационных технологий при проектировании костюма для парашютных видов спорта/ А.В. Корнилович, А.Г. Молькова, //Информационная среда вуза : сб. материалов межд. науч.-техн. конф. - Иваново: ИВГПУ, 2013.- С.378-380.
190. Корнилович, А.В. Исследование возможностей программного обеспечения Solidworks для проектирования элементов конструкции аэродинамичной одежды /А.В. Корнилович //Текстиль, одежда, обувь, средства индивидуальной защиты в XXI веке: материалы III межд. научн. - практ. конф. – г. Шахты: ФГБОУ ВПО «ЮРГУЭС», 2012 г. С.221-224. ISBN 978-5-93834 –

<http://www.libdb.sssu.ru>

191. Корнилович, А.В. Использование имитационного моделирования при проектировании костюма для парашютных видов спорта /А.В. Корнилович, В.Е. Кузьмичев, Е.Н.Калинин // Современные наукоемкие технологии и перспективные материалы текстильной и легкой промышленности. – (ПРОГРЕСС-2012): сб. материалов межд. науч.-техн. конф. – Иваново: ИГТА, 2012. – Ч.1.– С. 232-234.

192. Корнилович, А.В. Проектирование костюма для парашютных видов спорта с применением технологии FLOWORKS /А.В. Корнилович// Современные инструментальные системы, информационные технологии и инновации: Сборник научных трудов XI-ой Международной научно- практической конференции.- Курск, 2014.- Том 2. – С.227-229.

193. Гришина, О.Н. Экспериментальное обоснование оптимальных конструктивных решений костюмов для парашютного спорта «вингсьют» / О.Н. Гришина, И.С. Оверчук, А.В. Корнилович // Молодые ученые – развитию текстильной и легкой промышленности (ПОИСК-2011): сб. материалов межвуз. науч.-техн. конф. аспирантов и студентов. – Иваново: ИГТА, 2011. – Ч.1.– С.198.

194. Корнилович, А.В. Гибридное моделирование как инструмент для оптимизации конструктивных параметров крыла костюма wingsuit / А.В. Корнилович // Фундаментальные исследования. – 2013. – № 10 (часть 1). – стр. 30-34; URL: [www.rae.ru/fs/?section=content&op=show\\_article&article\\_id=10001419](http://www.rae.ru/fs/?section=content&op=show_article&article_id=10001419) (дата публикации: 1.08.2013).

195. Корнилович, А.В. Разработка критериев оценки балансовых характеристик в одежде, эксплуатируемой в экстремальных ситуациях / А.В. Корнилович, В.Е. Кузьмичев, Н.А.Сахарова // Современные наукоемкие технологии и перспективные материалы текстильной и легкой промышленности (ПРОГРЕСС-2008): сб. материалов междунар. науч.-техн. конф. – Иваново: ИГТА, 2008. – Ч.1.– С.276.

196. Оверчук, И.С. Разработка технологии проектирования

аэродинамических изделий из текстильных материалов / И.С.Оверчук, А.В.Корнилович // Молодые ученые – развитию текстильной и легкой промышленности (ПОИСК-2009): сб. материалов межвуз. науч.-техн. конф. аспирантов и студентов. – Иваново: ИГТА, 2009. – Ч.1.– С. 258-259.

197. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2010615754 Российская Федерация. Программа построения чертежа конструкции комбинезона для парашютного спорта «вингсют» / М.Н. Винокурова, А.В.Корнилович; заявитель ФГБОУ ВПО «ИГТА». – № 2010614095; заявл. 08.07.10; опубл. 03.09.10. –16 с.

198. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2011617381 Российская Федерация. Программа построения чертежа модельной конструкции куртки и брюк костюма для парашютных видов спорта / А.В.Корнилович, О.Н.Гришина, В.Е. Кузьмичев; заявитель ФГБОУ ВПО «ИГТА». – № 2011615626; заявл. 26.07.11; опубл. 21.07.11. –23 с.

199. Пат.2395221 Российская Федерация, МПК А41Н 3/01. Универсальный шаблон для диагностики и построения проймы и оката втачного рукава / Ло Юнь, Корнилович А.В., Макарова Н.Е., Кузьмичев В.Е.; заявитель и патентообладатель ФГБОУ ВПО «ИГТА». – № 2009118315/12; заявл. 14.05.2009; опубл. 27.07.10.

200. Пат. 110609 Российская Федерация, МПК А41 D 13/00. Костюм для парашютных видов спорта / Оверчук И.С., Корнилович А.В., Кузьмичев В.Е.; заявитель ФГБОУ ВПО «ИГТА». – № 2011131586; заявл. 27.07.11; опубл. 27.11.11.

201. Корнилович, А.В. Улучшение эксплуатационных характеристик костюмов для парашютных видов спорта / А.В. Корнилович, И.С.Оверчук// Новое в технике и технологии текстильной и легкой промышленности: материалы межд. научн. конф. – Республика Беларусь, Витебск: УО ВГТУ, 2011. – Ч.1.– С.190-192.

202. Корнилович, А.В. Разработка технологии проектирования костюмов для парашютных видов спорта /А.В. Корнилович, В.Е. Кузьмичев // Текстиль, одежда, обувь, средства индивидуальной защиты в XXI веке: материалы V межд. научн. - практ. конф. – г. Шахты: ФГБОУ ВПО «Донской государственный

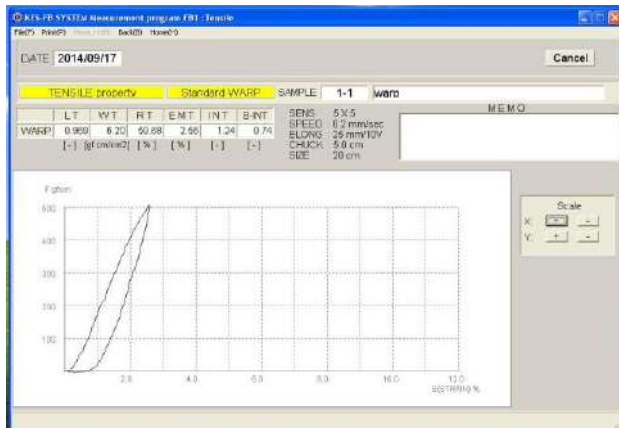


технический университет», 2014 г. – С.98-102.– ISBN 978-5-938342-961-2-  
<http://www.libdb.sssu.ru>

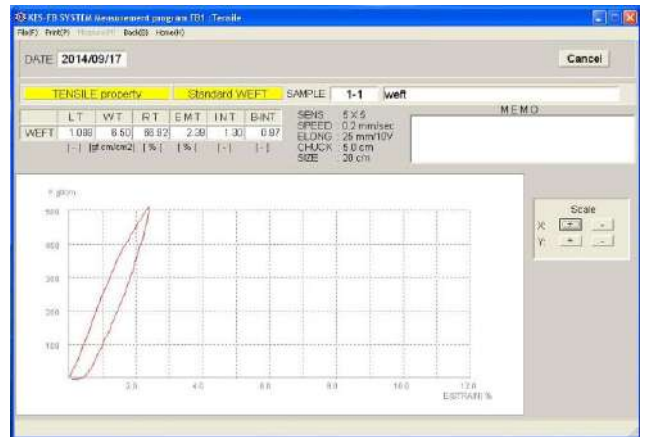
203. Корнилович, А.В. Разработка принципов проектирования костюмов для парашютных видов спорта / А.В. Корнилович, В.Е. Кузьмичев Известия вузов. Технология текстильной промышленности. – 2016. – № 6(366).

204. Метелева, О.В. Методы обработки изделий из плащевых и курточных материалов. Часть 2. Методы обработки и монтажа узлов изделий: учебное пособие/ О.В.Метелева, О.В.дунаева, Е.А. Санталова.- иваново: ИГТА, 2009.- 140с.

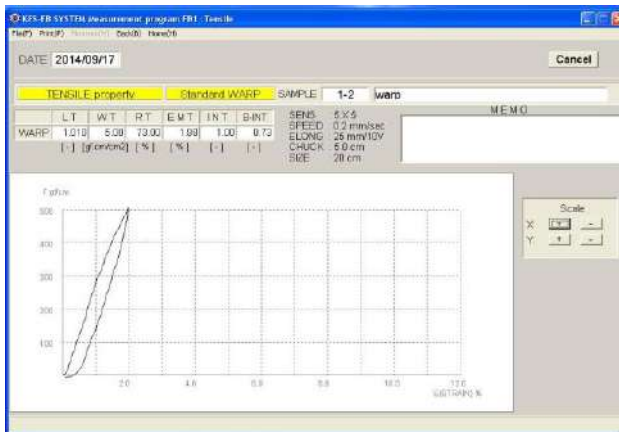
Фрагмент результатов исследований образцов материала Т1 на измерительном комплексе Kawabata (Япония)



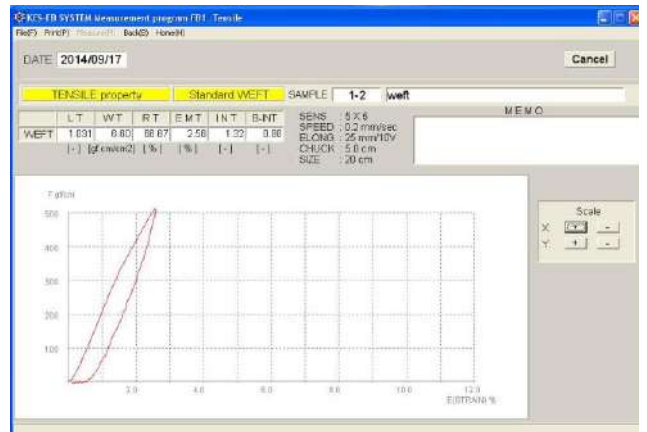
а



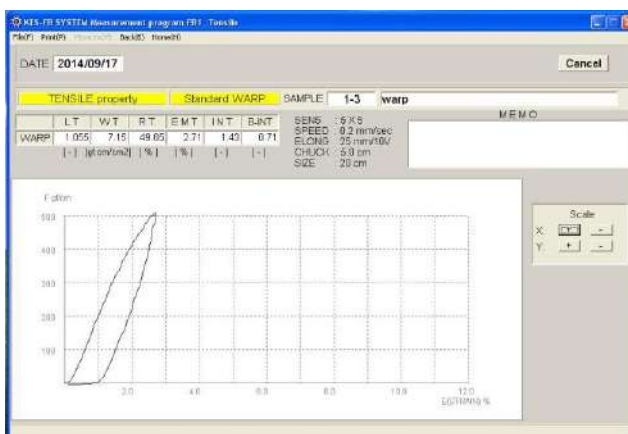
б



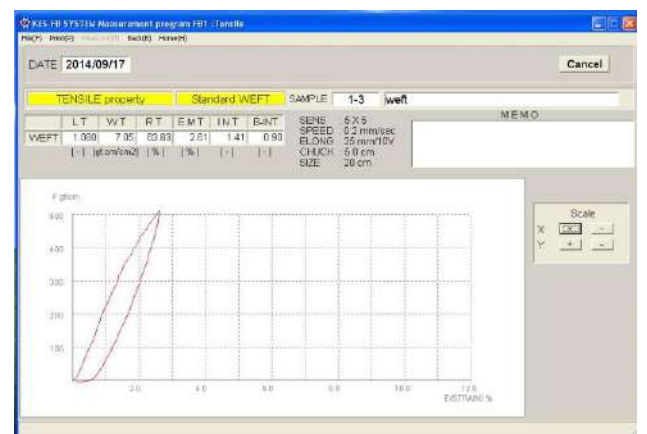
в



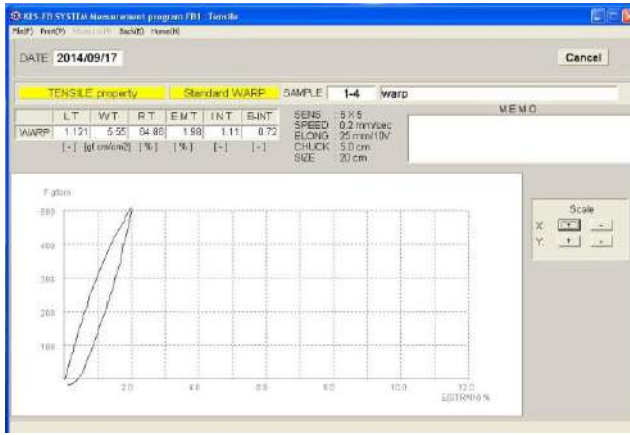
г



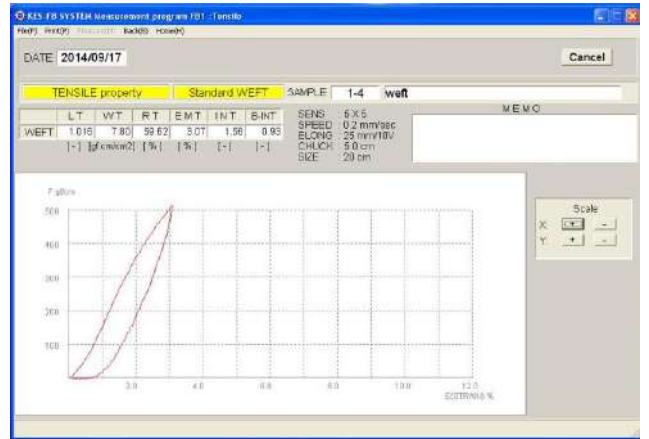
д



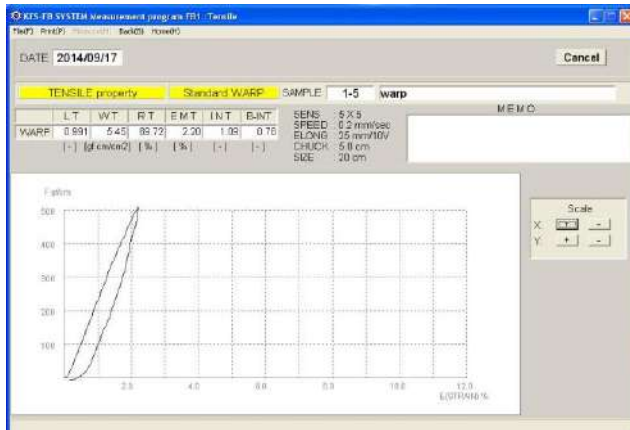
е



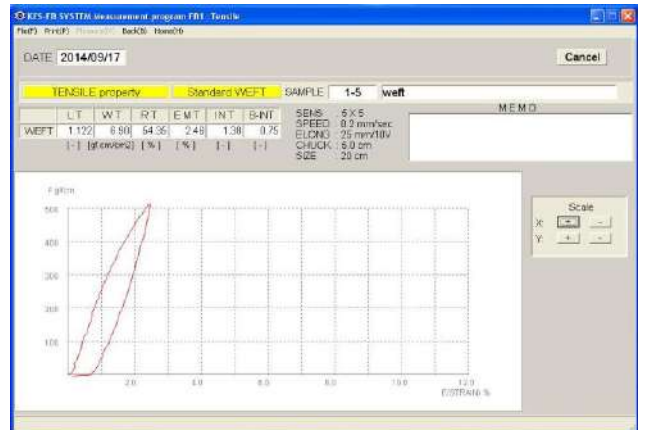
Ж



З

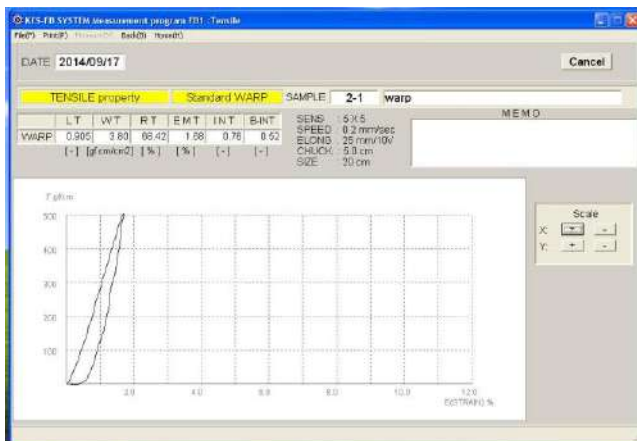


И

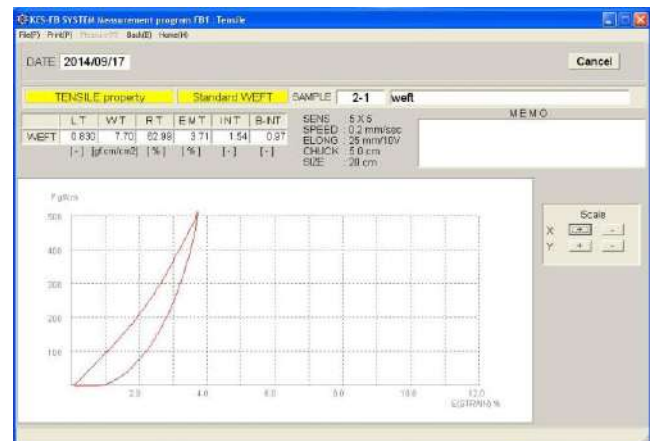


К

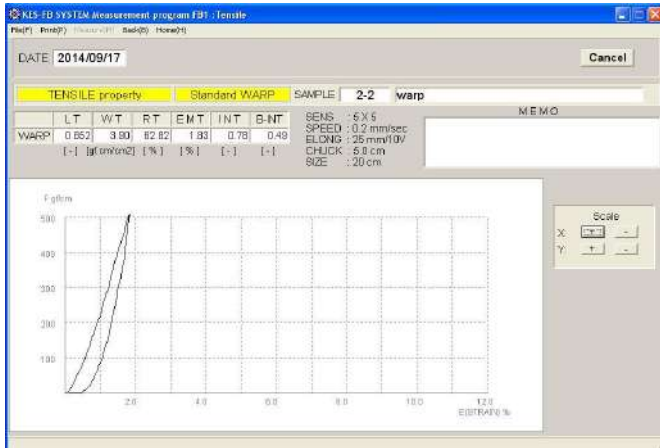
Рисунок П.1.1 – Скриншоты графиков диаграммы «растяжение – релаксация» образцов материала Т1: а,в,д,ж,и – растяжение по основе; б,г,е,з,к – растяжение по утку



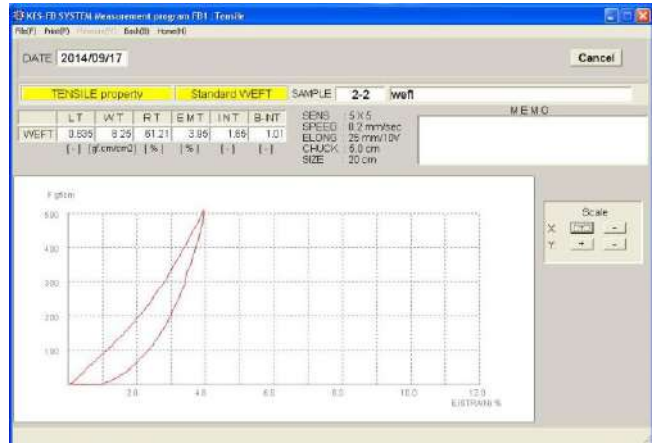
а



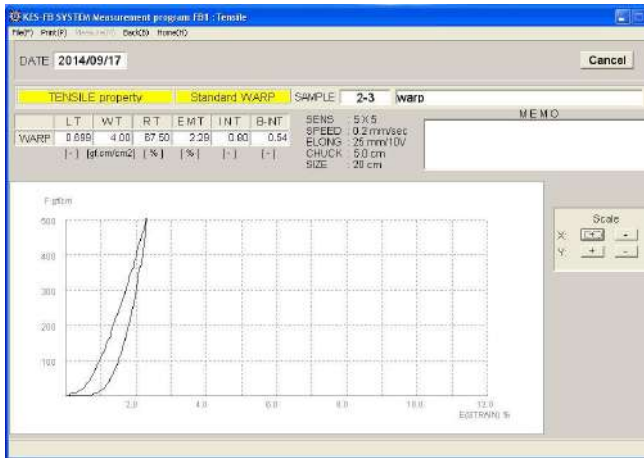
б



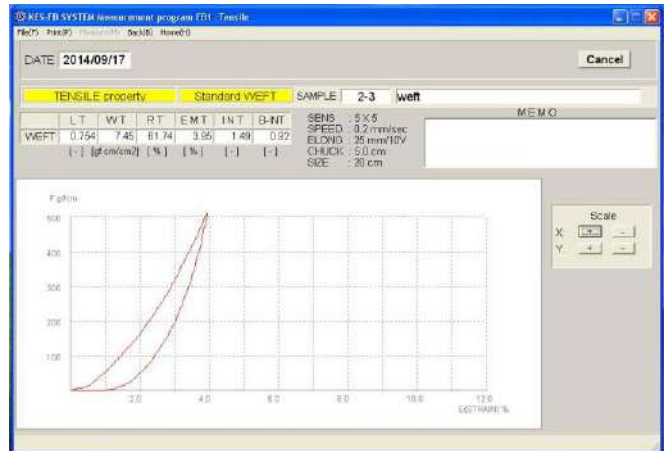
*б*



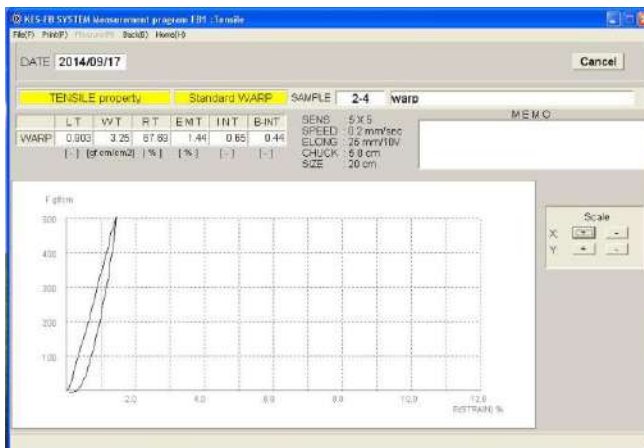
*в*



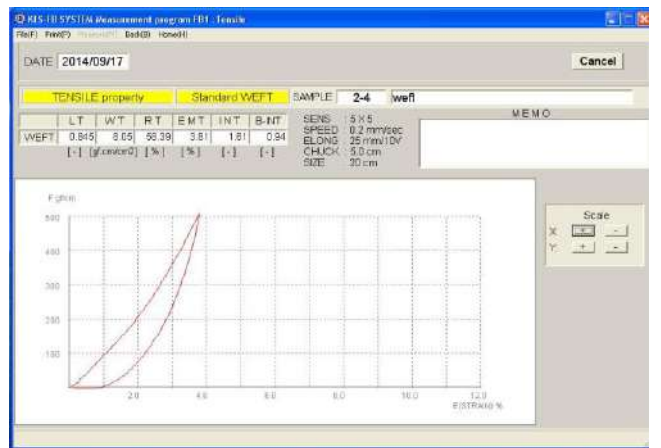
*г*



*д*



*ж*





*з*



Рисунок П.1.2 – Скриншоты графиков диаграммы «растяжение – релаксация» образцов материала Т2: *а, в, д, ж, и* – растяжение по основе; *б, г, з, е, к* – растяжение по утку

### Алгоритм построения трехмерной модели крыла

Последовательность построения 3D модели формы крыла представлена на примере упрощенной модели с девятью сегментами и щелевыми воздухозаборниками. Для получения эскиза сечения бокового профиля (боковой части) крыла были выполнены следующие действия:

- по заданным параметрам крыла, используя инструмент «Точка» , выставили на плоскости ключевые точки, принадлежащие сечению бокового профиля (боковой части) крыла;
- используя инструмент «Сплайн» , соединили выставленные точки и получили эскиз сечения бокового профиля крыла (Рисунок П.2.1).

Для создания эскизов нервюр крыла были выполнены следующие действия:

- выбрав плоскость «Вид спереди» и используя команды «Справочная геометрия»  → «Плоскость»  «Плоскость», создали вспомогательные плоскости, соответствующие 9 нервюрам (9 плоскостей + эскиз) (Рисунок П.2.2);



- скопировав эскиз сечения бокового профиля (боковой части) крыла на вспомогательные плоскости, выделили эскиз → «Правка» → «Копировать» →, выбрали вспомогательные плоскости → «Правка» → «Вставить» (Рисунок П.2.3).

Для моделирования натянутой под действием потоков воздуха формы крыла были выполнены следующие действия:

- созданы вспомогательные плоскости, проходящие через середины областей, ограниченных нервюрами, параллельно плоскости сечения бокового профиля (боковой части) крыла (Рисунок П.2.4);

- на вспомогательной плоскости создали эскиз модели бокового профиля (боковой части) крыла, увеличенного под действием потоков воздуха, по заданным параметрам (Рисунок П.2.5);


- скопировали эскиз увеличенного бокового профиля (боковой части) крыла на вспомогательные плоскости для моделирования натянутой формы крыла;
- для избежания загромождения рабочего экрана, были скрыты отображения всех вспомогательных плоскостей (Рисунок П.2.6);


Для моделирования поверхности крыла на панели инструментов:  выбрали инструменты → вкладка «Элементы» → «Бобышка/основание по сечениям»  → окно настроек

команды → «Профили» → для указания эскизов нервюр крыла и увеличенного бокового профиля (боковой части) крыла (Рисунок П.2.7).



Для моделирования нервюр крыла выполнены следующие действия:

- выделен эскиз 1 в дереве конструирования → Панель инструментов → вкладка «Эле-


менты» → «Вытянутая бобышка/основание»  → с указанием толщины нервюры

 2,5 мм (Рисунок П.2.8);

- выбрав плоскость с помощью инструментов «Вид сверху» → «Справочная геометрия»

 → «Ось» , создали вспомогательную ось, проходящую через начало координат, которая использовалась для построения 9 нервюр крыла;

- в дереве конструирования выбрали операцию «Вытянуть» → Панель инструментов →

вкладка «Элементы» → «Линейный массив»  ;

- в окне параметров линейного массива указали направление по оси, созданной ранее, с интервалом 50 мм и количеством копий 9, завершив тем самым создание линейного массива (Рисунок П.2.9).

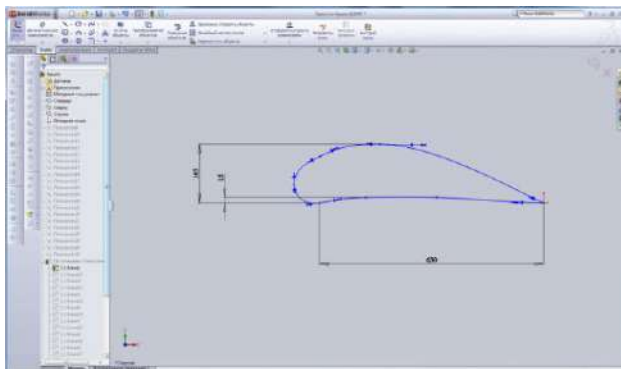


Рисунок П.2.1- Эскиз сечения бокового профиля (боковой части) крыла

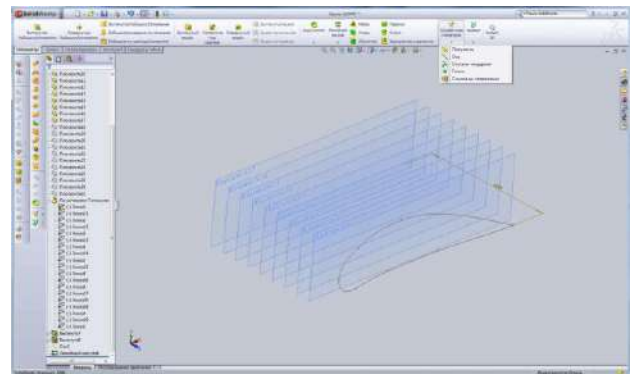


Рисунок П.2.2 - Вспомогательные плоскости для моделирования нервюр

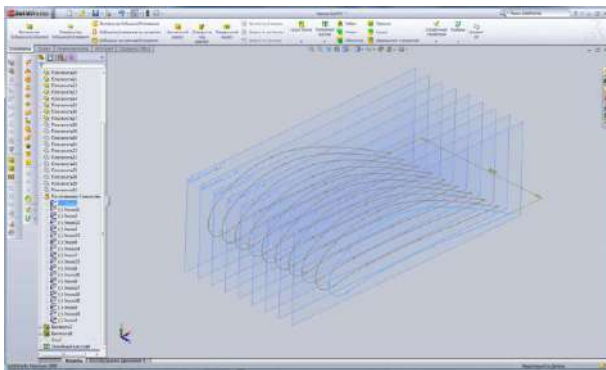


Рисунок П.2.3 - Создание эскизов нервюр крыла

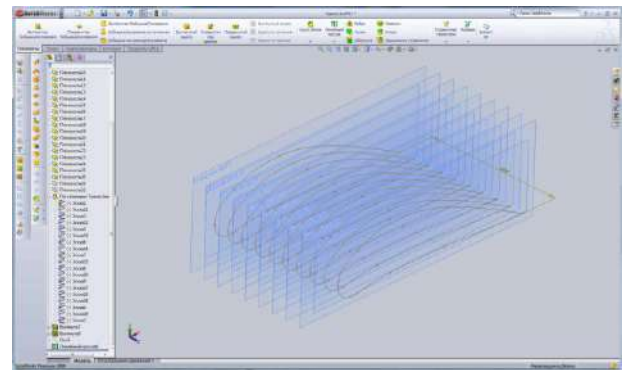


Рисунок П.2.4 - Вспомогательные плоскости для моделирования натянутой формы крыла

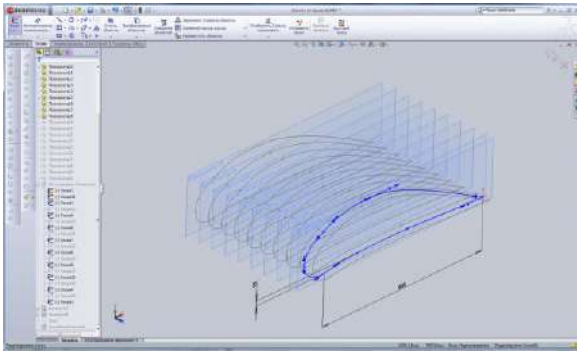


Рисунок П.2.5 - Эскиз сечения увеличенного бокового профиля (боковой части) крыла

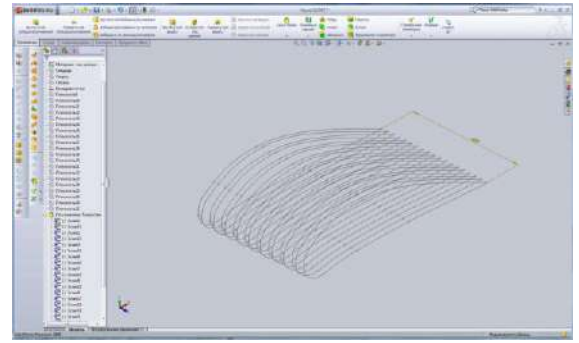


Рисунок П.2.6 - Создание эскизов увеличенного бокового профиля (боковой части) крыла

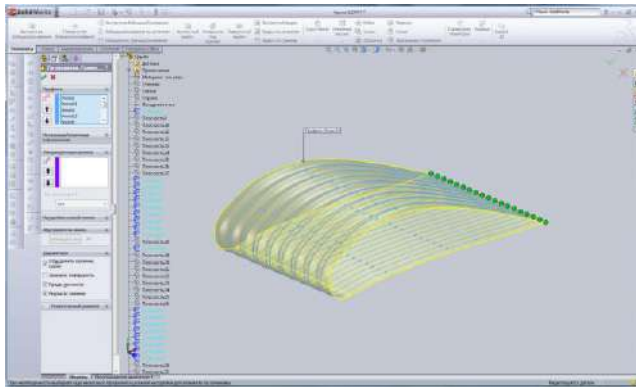


Рисунок П.2.7 - Моделирование поверхности крыла

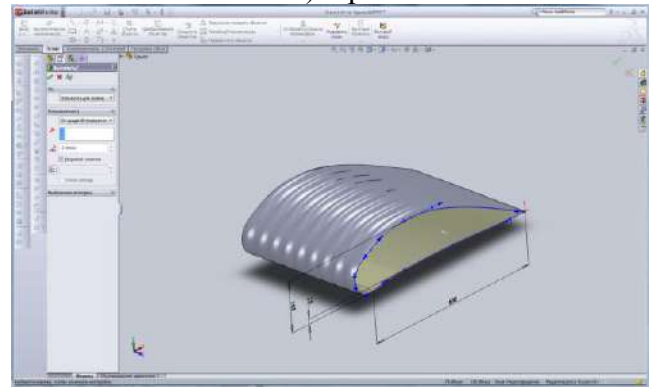


Рисунок П.2.8 - Моделирование нервюры крыла

Для моделирования расположения и формы воздухозаборников в крыле выполнены следующие действия:

- выбрали плоскость «Вид сверху» и, используя команды «Справочная геометрия»






→ «Плоскость»



Плоскость

, создали вспомогательную плоскость перпендикулярно плоскости «Вид сверху», которая использована для создания эскиза воздухозаборников в крыле (Рисунок П.2.10);

- в дереве конструирования выбрали плоскость, созданную ранее, используя кнопку «Создать эскиз»  на вкладке панели инструментов «Эскиз» → установили курсор в начало системы координат, → используя инструменты «Линия»  и «Дуга через 3 точки» , вычертили эскизы сечений воздухозаборников крыла с заданной геометрией (Рисунок П.2.11);

- получили общий вид эскизов воздухозаборников в крыле (Рисунок П.2.12);

- выбрав в дереве конструирования эскиз отверстий в крыле → панель инструментов →

вкладка «Элементы» → «Вытянутый вырез»



, в окне параметров операции «Вытянутый вырез» указали направление, способ выреза воздухозаборников «на заданное расстояние» и расстояние 50 мм (Рисунок П.2.13);

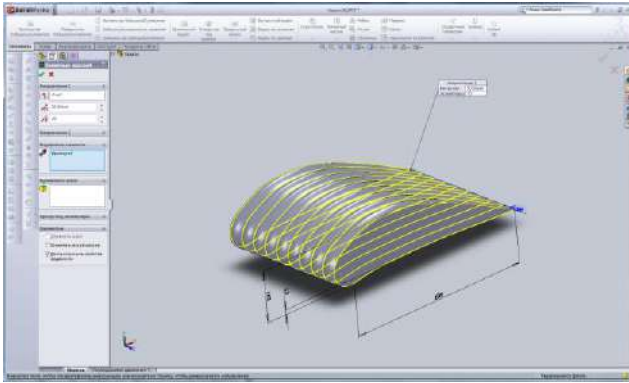


Рисунок П.2.9 - Создание линейного массива нервюр крыла

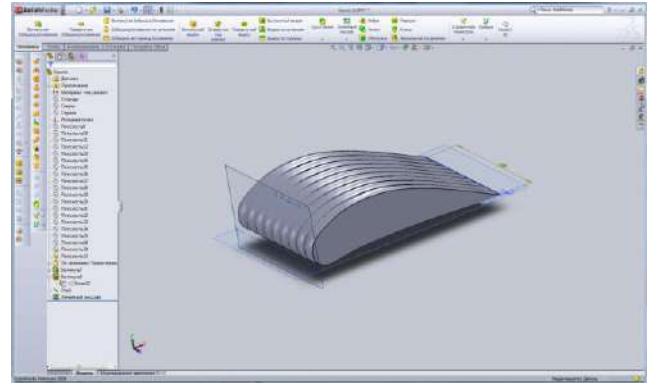


Рисунок П.2.10 - Вспомогательная плоскость для создания эскиза воздухозаборников

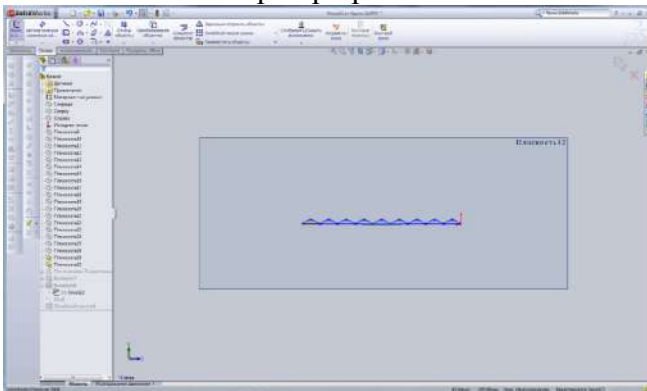


Рисунок П.2.11 - Эскиз сечений воздухозаборников в крыле

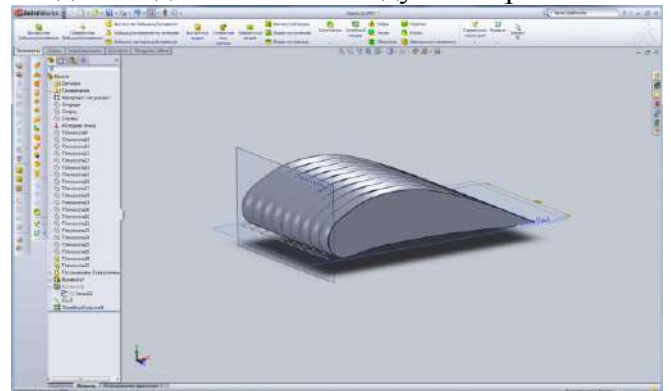


Рисунок П.2.12 - Эскиз воздухозаборников в крыле (общий вид)

- получили упрощенную модель крыла вингсьюта в напряженном состоянии (Рисунок П.2.14).

На рисунках П.2.15- П.2.16 представлены варианты моделей усеченных крыльев в двух проекциях, форма которых приближена к используемой в костюмах вингсьют.

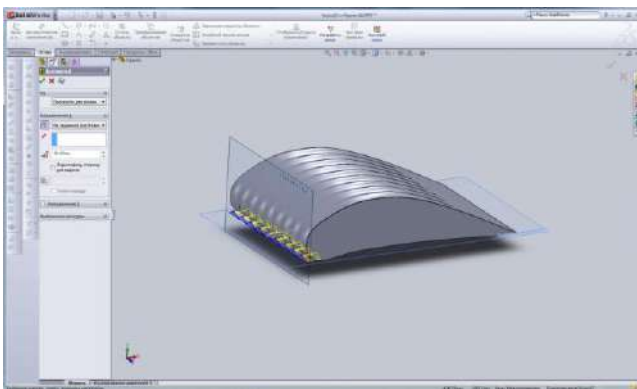


Рисунок П.2.13 - Моделирование воздухозаборников в крыле

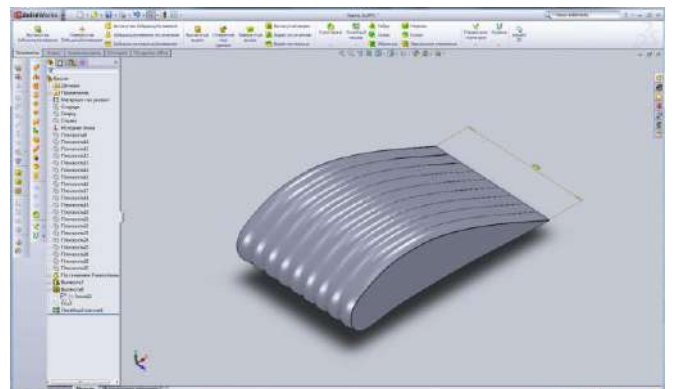


Рисунок П.2.14 - Упрощенная модель крыла вингсьюта в напряженном состоянии



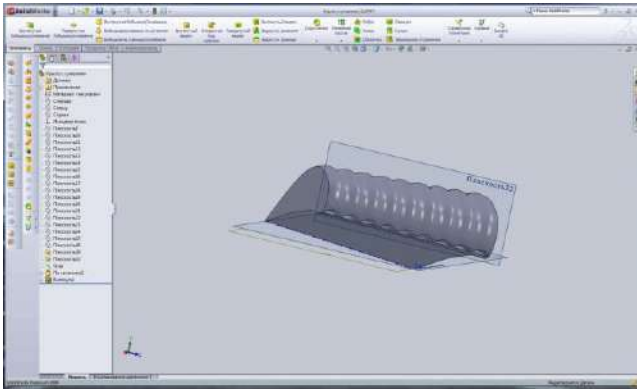


Рисунок П.2.15 - Модель крыла вигсьюта в напряженном состоянии, вид спереди

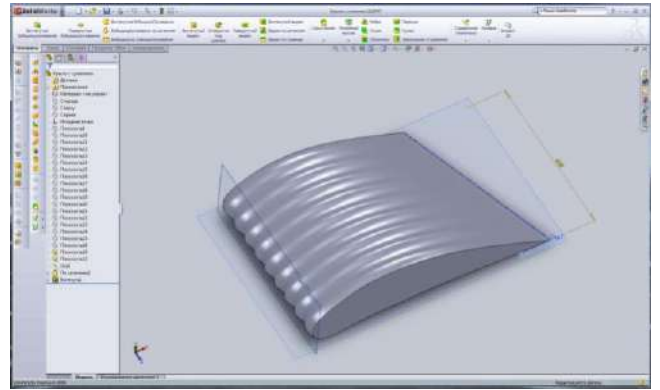




Рисунок П.2.16 - Модель крыла вигсьюта в напряженном состоянии, вид сверху

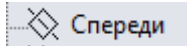

### Алгоритм построения аэродинамической установки

Построение модели аэродинамической установки осуществлялось в программе SolidWorks 2009 [92] в соответствии нижепредставленными с этапами.



В качестве исходных данных были выбраны следующие параметры: длина установки – 3 м, высота и ширина – 0,975 м.



Для получения эскиза сечения бокового профиля (боковой части) крыла были выполнены следующие действия:



- запустив программу SolidWorks 2009 и нажав кнопку «Создать» , в появившемся окне выбрали «Деталь» ;

- выбрав в дереве конструирования плоскость «Вид спереди» , нажали на кнопку «Создать эскиз»  на вкладке панели инструментов «Эскиз»;

- установили курсор в начало системы координат;

- используя инструмент «Прямоугольник из центра» , вычертили боковое сечение аэродинамической установки, завершая создание эскиза нажатием на кнопку  (Рисунок П.2.17);

- выделив созданный эскиз → панель инструментов → вкладка «Элементы» → «Вытянутая бобышка/основание» , в окне параметров операции «Вытянутая бобышка/основание» указали направление выдавливания «На заданное расстояние» и глубину  3000 мм;

- поставив галочку напротив параметра «Тонкостенный элемент» и указывая толщину  2,5 мм → нажали кнопку  (Рисунок П.2.18);

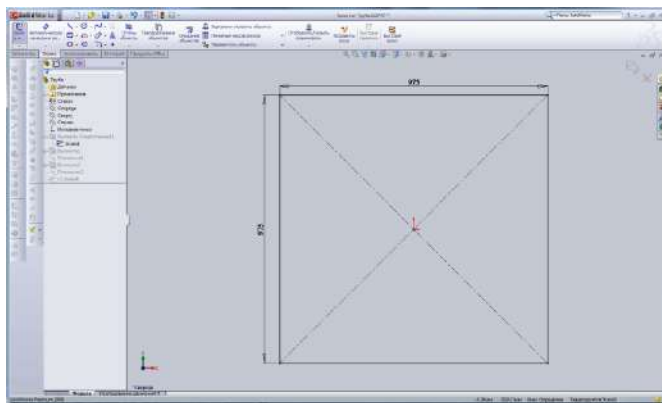


Рисунок П.2.17 - Боковое сечение экспериментальной установки

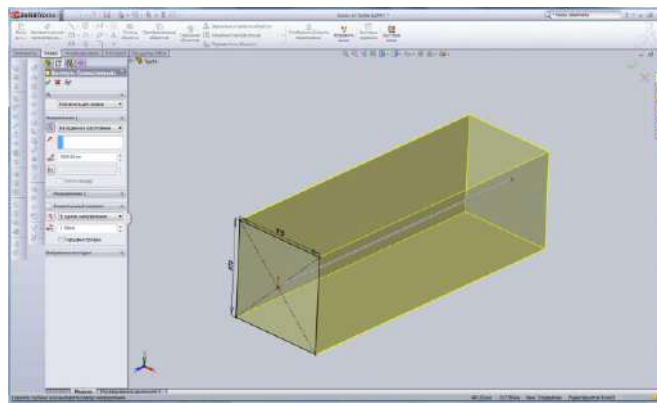
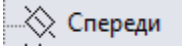










Рисунок П.2.18 - Вытягивание экспериментальной установки

- выбрав в дереве конструирования плоскость «Вид спереди» , нажали кнопку «Создать эскиз»  на вкладке панели инструментов «Эскиз»;
- установили курсор в начало системы координат;
- используя инструмент «Прямоугольник из центра» , вычертили сечение крышки экспериментальной установки, которое совпадает с ее боковым сечением, завершая создание эскиза нажатием на кнопку  (Рисунок П.2.19);
- выделив созданный эскиз → панель инструментов → вкладка «Элементы» → «Вытянутая бобышка/основание» , в окне параметров операции «Вытянутая бобышка/основание» указали направление выдавливания «На заданное расстояние» и глубину  2,5 мм (Рисунок П.2.20);
- создав вспомогательную плоскость, параллельную плоскости «Вид спереди», на расстоянии 3000 мм, выделили плоскость «Вид спереди» → «Справочная геометрия»  → «Плоскость»  (Рисунок П.2.21);
- по аналогии с созданием передней стенки аэродинамической установки создали заднюю стенку на вспомогательной плоскости (Рисунок П.2.22);
- по аналогии с предыдущим этапом создали еще одну вспомогательную плоскость, разделяющую проектируемую установку на две равные части (Рисунок П.2.23);
- выбрав в дереве конструирования созданную вспомогательную плоскость, нажали кнопку «Создать эскиз»  на вкладке панели инструментов «Эскиз» (Рисунок П.2.24);
- установили курсор в начало системы координат;

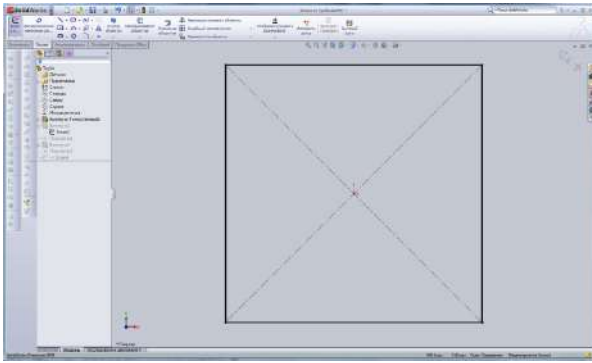


Рисунок П.2.19 - Вычерчивание сечения крышки экспериментальной установки

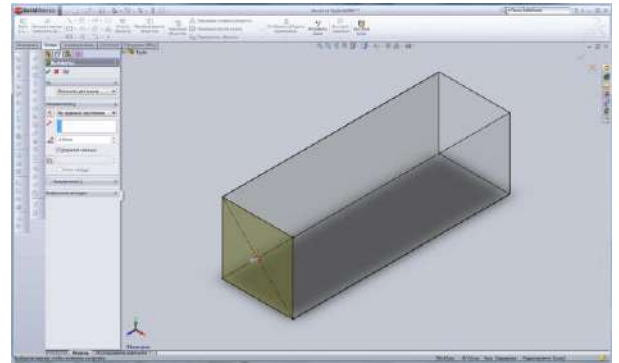


Рисунок П.2.20 - Создание передней стенки экспериментальной установки

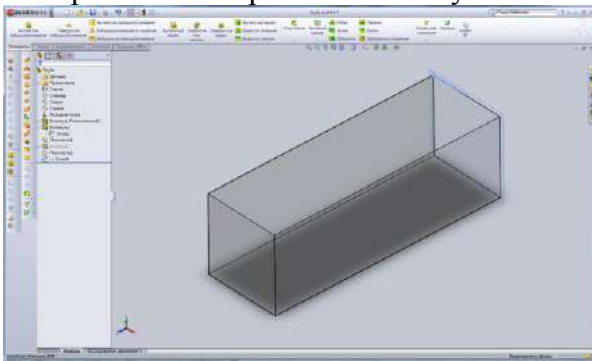


Рисунок П.2.21 - Создание задней вспомогательной плоскости экспериментальной установки

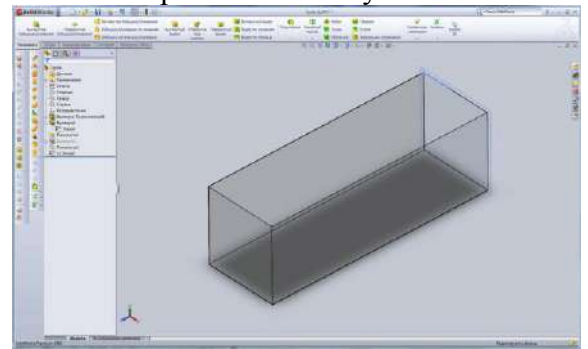


Рисунок П.2.22 - Создание задней стенки экспериментальной установки

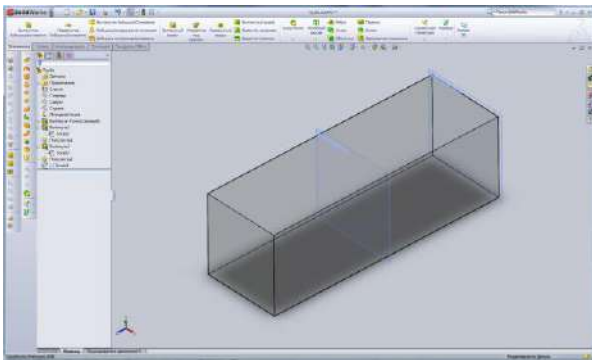


Рисунок П.2.23 - Создание сетки для равномерного распределения воздушного потока

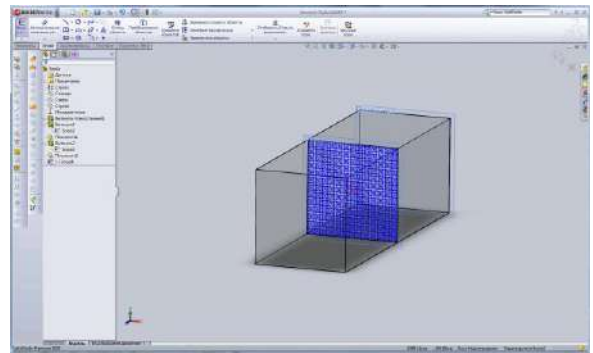







Рисунок П.2.24 - Завершение эскиза модели экспериментальной установки

- используя инструмент «Прямоугольник из центра» , вычертили сетку, завершив создание эскиза нажатием на кнопку  (Рисунок П.2.24);

- получили модель экспериментальной установки (Рисунок П.2.25) для проведения численного моделирования подсистемы «крыло костюма - воздушная среда».

На следующем этапе работы 3D модель крыла была помещена во вторую секцию аэродинамической установки согласно следующему алгоритму:



- запустив программу SolidWorks 2009, нажали кнопку «Создать»  и в появившемся окне выбрали значок «Сборка»  ;

- выбрав на панели инструментов  → Вкладка «Сборка» → «Вставить компоненты» , → выбрали сохраненную ранее модель аэродинамической трубы , → нажав кнопку;

- в рабочую область добавили модель экспериментальной установки (Рисунок П.2.25) ;

- в сборку добавили сохраненную ранее модель крыла (Рисунок П.2.26);

- для определения требуемого взаимного расположения деталей друг относительно друга

указали «Условия сопряжения»  , панель инструментов → Вкладка «Сборка» → «Условия сопряжения»  ;

- первое сопряжение определило расстояние от бокового сечения крыла до внутренней стенки аэродинамической установки, равное 250 мм , второе сопряжение определило угол наклона крыла относительно нижней стенки аэродинамической трубы (так называемый угол атаки), указали требуемый угол наклона крыла (Рисунок П.2.27);

- получили сборочную модель экспериментальной установки (Рисунок П.2.28).

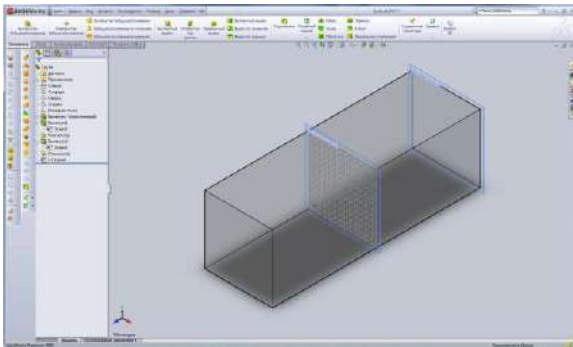


Рисунок П.2.25 - Модель экспериментальной установки для проведения численного моделирования

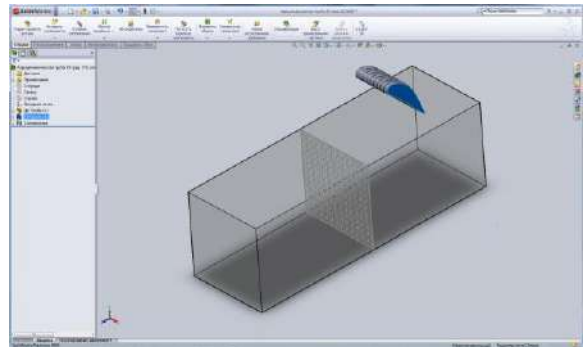


Рисунок П.2.26 - Модель крыла в сборке

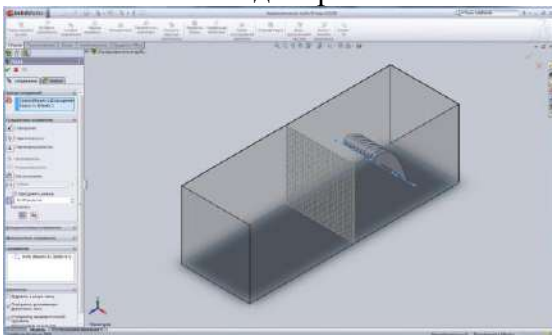


Рисунок П.2.27 - Сопряжение 2

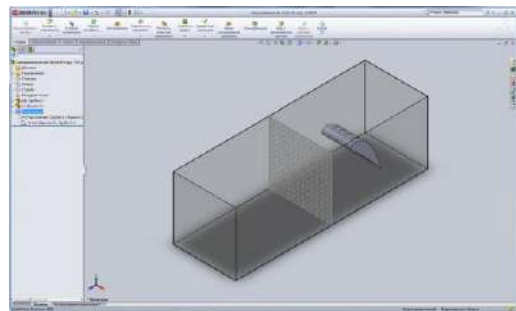


Рисунок П.2.28 - Сборочная модель экспериментальной установки

### Художественно-конструктивное описание нового КПВС

Костюм мужской для парашютных видов спорта (wingsuit) состоит из куртки и брюк, с тремя двухслойными объемными крыльями, снабженными воздухозаборниками в виде специальными отверстиями для наполнения полостей крыльев костюма воздухом с образованием давления, необходимого для создания подъемной силы и обеспечения фазы свободного парения спортсмена. Костюм выполнен из воздухонепроницаемого парашютного материала с использованием кордуры и эластичного трикотажного полотна.

**Куртка** среднего объема, прямого силуэта, длиной до уровня линии бедер. Линия плечевого контура укорочена, переход к рукаву скользящий. Рукав с двухслойным объемными крылом.

Куртка базового покроя, с центральной застежкой до верха на разъемную тесьму-молнию.

Полочка из парапланерной ткани на кокетке, цельнокроеной с кокеткой спинки, выполненной из кордуры.

Спинка с продольными рельефами, из трех частей – центральной, выполненной из трикотажного полотна I группы растяжимости, и двух боковых. Рукава втачные, эргономичной формы, многослойные, рубашечного покроя, из трех частей – центральной, задней, выполненных из кордуры, и передней, состоящей из трех частей: верхней, средней и нижней. Рукава частично выполнены на подкладке из сетки, с притачными манжетами шириной 20 см из трикотажного полотна в два слоя.

В средней передней части рукава, верхний срез которой дополнительно усилен каркасирующим элементом, расположено отверстие - воздухозаборник объемной воронкообразной формы.

Рукава с двухслойными объемными крыльями трапециевидной формы, с 8-ю нервюрами – внутренними деталями крыла, соединяющими его верхнюю и нижнюю части, образующими 9 сегментов крыла, с боковыми внешними частями (профилями), с захватными элементами из кордуры с дополнительными усилителями округлой формы для удобства удержания спортсменом крыльев в полете. Верхние срезы 2-го и 3-го сегментов крыла дополнительно усилены тесьмой, имеют отверстия – воздухозаборники.

Крылья рукавов крепятся к брюкам по боковому контуру от уровня линии талии до уровня линии бедер с помощью релизов - специальных парашютных тросиков в силиконовой

оплетке, продетых в 5 петель из строплена, втаченных на расстоянии ширины петли в шов, соединяющий боковую и нижнюю части крыла куртки и 5 петель, втаченных в верхний участок бокового шва брюк.

Детали нервюр имеют отверстия в виде щелей для равномерного распределения воздуха внутри крыла и крепятся к верхней и нижней частям крыла накладным швом с помощью двух рядов отделочных строчек, проложенных на расстоянии 5мм друг от друга. Верхние срезы нервюр дополнительно окантованы тесьмой.

Воротник – притачная стойка шириной 5 см с закругленными концами из трикотажного полотна в два слоя.

По линии притачивания кокетки полочки, цельнокроеной с кокеткой спинки, к полочке и спинке, рельефов спинки, верхнего участка линии втачивания рукава в пройму, линии бокового шва, линии соединения деталей рукавов, притачивания верхней и нижней частей крыльев к рукаву проложены отделочные строчки на расстоянии 2мм от края. По линии притачивания боковой части крыла к верхней и нижней частям проложены 2 ряда отделочных строчек на расстоянии 5 мм друг от друга.

Нижний срез куртки обработан швом в подгибку с закрытым срезом, нижний срез центральной части спинки - швом в подгибку с обметанным срезом на плоскошовной машине.

**Брюки** свободные, с двухслойным объемным крылом, трапецевидной формы, на притачном поясе из 3-х частей, шириной 3,5см, с продетой внутрь эластичной тесьмой, застежкой на кнопку и тесьму-молнию в среднем шве передних частей.

Передние части брюк состоят из центральной, выполненной из кордуры, верхней и нижней частей.

На центральных частях брюк – внутренние карманы с горизонтальным входом, застегивающиеся на тесьму-молнию длиной 20 см, подкладка кармана фигурная, настрачивается на основную деталь с помощью двух рядов отделочных строчек на расстоянии 5 мм друг от друга. На нижнем участке центральной части брюк настроена декоративная полоса шириной 15 мм контрастного цвета.

Боковой шов переведен на переднюю часть брюк, на участке от линии талии до линии бедер втачаны 5 петель из строплена для соединения крыла куртки с брюками. На участке от линии бедер до линии шага расположены два объемных воздухозаборника воронкообразной формы, верхние срезы которых дополнительно усилены каркасирующими элементами. В области линии колена по шву соединения боковой и передней частей заложена односторонняя складка глубиной 4см.

Задняя часть брюк на кокетке, нижний срез которой обработан обтачкой шириной 4,5 см, с боковыми частями.

Крыло брюк с семью нервюрами, соединяющими переднюю и заднюю части, образующими 8 сегментов, с боковыми внутренними частями (профилями).

Переднее крыло притачивается к передним частям брюк по линии смещенного вперед шагового шва, состоит из двух частей: верхней и нижней. Верхняя часть с двумя воздухозаборниками, расположенными на уровне ширины шага, центральная передняя часть - с четырьмя объемными воздухозаборниками воронкообразной формы, дополнительно усиленными каркасирующими элементами.

Заднее крыло брюк на верхнем участке имеет выпускные отверстия в виде щелей.

Детали нервюр имеют отверстия в виде щелей и крепятся к верхней и нижней частям крыла накладным швом с помощью двух рядов отделочных строчек, проложенных на расстоянии 5мм друг от друга.

Срез низа передней части брюк снабжен дополнительной деталью – бутисом, предназначенным для четкой фиксации ноги спортсмена в обуви и обеспечения натяжения брюк по передней поверхности, выполненным из кордуры, состоящим из трех частей – верхней, средней и нижней. Нижний срез задней части обработан швом в подгибку с закрытым срезом шириной 3 см, с продетой внутрь эластичной тесьмой.

По боковому шву, нижнему срезу кокетки проложена отделочная строчка на расстоянии 2 мм от края.

Брюки на подкладке из сетки длиной до уровня середины бедра.

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



**ПАТЕНТ**

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2395221

**УНИВЕРСАЛЬНЫЙ ШАБЛОН ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ И ПОСТРОЕНИЯ ПРОИМЫ И ОКАТА ВТАЧНОГО РУКАВА**

Патентообладатель(и): *Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Ивановская государственная текстильная академия" (ИГТА) (RU)*

Автор(ы): *см. на обороте*

Заявка № 2009118315

Приоритет изобретения: **14 мая 2009 г.**

Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации **27 июля 2010 г.**

Срок действия патента истекает: **14 мая 2029 г.**

*Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам*



*Б.И. Симов*



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



**ПАТЕНТ**  
НА ПОЛЕЗНУЮ МОДЕЛЬ

№ 110609

**КОСТЮМ ДЛЯ ПАРАШЮТНЫХ ВИДОВ СПОРТА**

Патентообладатель(ли): *Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Ивановская государственная текстильная академия" (ИГТА) (RU)*

Автор(ы): *см. на обороте*

Заявка № 2011131586  
Приоритет полезной модели 27 июля 2011 г.  
Зарегистрировано в Государственном реестре полезных моделей Российской Федерации 27 ноября 2011 г.  
Срок действия патента истекает 27 июля 2021 г.

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам



 Б.П. Симонов

## Свидетельства об официальной регистрации программ для ЭВМ

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



**СВИДЕТЕЛЬСТВО**  
о государственной регистрации программы для ЭВМ

**№ 2010615754**

**Программа построения чертежа конструкции комбинезона  
для парашютного спорта «вингсьют»**

Правообладатель(ли): **Государственное образовательное  
учреждение высшего профессионального образования  
«Ивановская государственная текстильная академия» (RU)**

Автор(ы): **Винокурова Марина Николаевна,  
Корнилович Анастасия Викторовна (RU)**

Заявка № 2010614095  
Дата поступления 8 июля 2010 г.  
Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ  
3 сентября 2010 г.

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной  
собственности, патентам и товарным знакам



 Б.П. Симонов

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



## СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2011617381

Программа построения чертежа модельной конструкции куртки  
и брюк костюма для парашютных видов спорта

Правообладатель(ли): *Государственное образовательное  
учреждение высшего профессионального образования  
«Ивановская государственная текстильная академия» (RU)*

Автор(ы): *Корнилович Анастасия Викторовна,  
Гришина Ольга Николаевна, Кузьмичев Виктор Евгеньевич (RU)*

Заявка № 2011615626

Дата поступления 26 июля 2011 г.

Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ

21 сентября 2011 г.



Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной  
собственности, патентам и товарным знакам

Б.П. Симонов

Диплом 41-й Международной выставки изобретений «INVENTIONS GENEVA»



## Диплом Московского Международного салона образования



Дипломы X и XI Международного промышленно-экономического форума «Золотое кольцо»



# ДИПЛОМ

## УЧАСТНИКА ВЫСТАВКИ

### ИННОВАЦИОННЫЙ ПОТЕНЦИАЛ ИВАНОВСКОЙ ОБЛАСТИ

XI Международный промышленно-  
экономический форум  
ЗОЛОТОЕ КОЛЬЦО

ПЛЕС. ИВАНОВО  
9-11 сентября  
2016

НАГРАЖДАЕТСЯ

## Ивановский государственный политехнический университет

ЗА ПРОЕКТ

“Адресное проектирование одежды на нетиповые фигуры и  
для особых сред эксплуатации”

Директор Департамента  
экономического развития и торговли  
Ивановской области

А.В. Лодышкин



УТВЕРЖДАЮ

Директор некоммерческого партнерства по развитию авиамоторного спорта «Звезда»



Звездочкин В.А.

«01» августа 2012 г.  
390000, г.Рязань, пр. Яблочкова д.б,  
тел. +7 (961) 430-83-00,  
e-mail: knutiley@mail.com

УТВЕРЖДАЮ

Проректор по научной работе ИГТА, профессор



Кузьмичев В.Е.

«01» августа 2012 г.  
153000, г.Иваново, пр.Ф.Энгельса, 21,  
тел. (4932) 32-85-45; факс (4932) 41-21-08  
e-mail: rector@igta.ru

## АКТ

апробации результатов, полученных Корнилович А.В.  
при выполнении диссертационной работы

Мы, нижеподписавшиеся, представители НП «Звезда» Рязанской области - директор Звездочкин В.А., старший инструктор парашютно-десантной подготовки Прокопенко Е.Н., с одной стороны, и представители ИГТА - заведующий кафедрой КШИ, д.т.н., профессор Кузьмичев В.Е., старший преподаватель кафедры КШИ Корнилович А.В., магистр техники и технологии Оверчук И.С., с другой стороны, подтверждаем, что в аэроклубе НП «Звезда» проведены испытания костюма wing-suit для парашютных видов спорта. Для испытаний был представлен костюм, при проектировании и изготовлении которого использованы следующие объекты интеллектуальной собственности: патент на полезную модель «Костюм для парашютных видов спорта» № 110609, свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ «Программа построения чертежа модельной конструкции куртки и брюк костюма для парашютных видов спорта» № 2011617381.

Время проведения испытаний – июль 2012 года.

Объект испытаний – новый костюм wing-suit для парашютных видов спорта размерного варианта 182-100-88. Параллельно испытывали костюмы wing-suit «Prodigy-1» и «Prodigy-2» производителя «Phoenix-fly» (Хорватия), принятые для выполнения прыжков в аэроклубе.

Условия испытаний - 10 прыжков с высоты 3000 метров из самолета «Ан-2». Апробация костюма проходила в экстремальных условиях эксплуатации.

В ходе испытаний подтверждены высокая функциональность нового костюма и взаимосвязь его конструктивных и аэродинамических параметров для улучшения «качества полета». При совершении прыжков, спортсмены отмечали эргономичность костюма в процессе выполнения различных маневров, расширение возможностей планирования в свободном полете и продление фазы полета, в среднем на 50% по сравнению с костюмами wing-suit «Prodigy-1» и «Prodigy-2» производителя «Phoenix-fly».

Отличительные особенности нового костюма для парашютных видов спорта от существующих аналогов: крыло куртки дополнительно снабжено 5-ю нервюрами, крыло брюк – 4-мя нервюрами; воздухозаборники расположены на передней части крыла куртки и выполнены увеличенной площади в 1,3 раза с двояковыпуклым профилем, с жестким элементом по верхнему срезу воздухозаборника; жесткое крепление крыла куртки к брюкам в области бокового шва выполнено увеличенной площади в 1,5 раза с помощью релизов – специальных парашютных тросиков в силиконовой оплетке, вдетых в петли из строплена, расположенных по боковому профилю крыла куртки и верхнему участку бокового шва брюк; увеличены площади бокового профиля, передней и задней деталей крыла куртки, передней и задней деталей крыла брюк в 1,2 раза; передняя деталь крыла брюк дополнительно снабжена двояковыпуклым воздухозаборником; на задней детали крыла брюк дополнительно выполнены выпускные отверстия в виде щелей; к передним

нижним частям брюк присоединены дополнительные детали (бутисы) для крепления брюк к обуви.

Таким образом, положительный результат испытаний заключается в подтверждении расчетных характеристик структурно-функциональных элементов костюма – крыльев, обеспечивающих реализацию аэродинамических функций.

**Заключение:** разработанная модель костюма wing-suit для парашютных видов спорта пригодна для использования.

От НП «Звезда»

Звездочкин В.А.

Прокопенко Е.Н.

От ИГТА

Кузьмичев В.Е.

Корнилович А.В.

Оверчук И.С.






УТВЕРЖДАЮ  
Генеральный директор ООО «Исток-Пром»

  
В. А. Лушпай  
«10» декабря 2012 г.  
153022, г. Иваново, ул. Велижская, д. 70,  
тел./ факс (4932) 42-42-22, 41-82-47  
e-mail: lva-13@mail.ru, www.istokprom.ru



УТВЕРЖДАЮ  
Проректор по научной работе ИГТА

  
Н. И. Корнилова  
«10» декабря 2012 г.  
153000, г. Иваново, пр. Шереметевский, 21,  
тел. 8 (4932) 32-85-45, факс 8 (4932) 41-21-08  
e-mail: rector@igta.ru



### АКТ

внедрения методики проектирования костюмов для парашютных видов спорта

Настоящим актом подтверждаем, что результаты диссертационной работы Корнилович Анастасии Викторовны приняты к использованию в ООО «Исток-Пром» г. Иваново для организации процесса проектирования и изготовления костюмов для парашютных видов спорта.

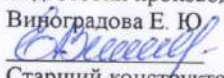
Разработанная методика включает в себя генерирование информации по проектированию и изготовлению костюмов для парашютных видов спорта, рекомендации по расчету конструктивных параметров аэродинамических элементов - крыльев, алгоритмы построения чертежей конструкций в САПР «Грация».

Проверка работоспособности и эффективности новой методики была проведена при проектировании и изготовлении 5 моделей костюмов для парашютных видов спорта в сентябре - ноябре 2012 года. Установлено, что при использовании предложенной методики снижаются затраты времени на проработку новых моделей спортивной высокотехнологичной одежды и повышается производительность работы конструктора на 15%.

Разработанная методика проектирования костюмов для парашютных видов спорта включена в состав информационного и методического обеспечения фирмы ООО «Исток-Пром».

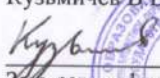
Результаты, полученные в диссертационной работе, повышают качество разрабатываемых моделей одежды для парашютных видов спорта, сокращают трудоемкость конструкторских работ и уменьшают материальные затраты при внедрении новых моделей в производство.

От ООО «Исток-Пром»

Начальник отдела  
подготовки производства  
Виноградова Е. Ю.  
  
Старший конструктор  
Савостова О. В.



От ИГТА

Зав. кафедрой КШИ - проф.  
Кузьмичев В. Е.  
  
Зам. зав кафедрой КШИ, доцент  
Дорони娜 Н. В.



## Акт внедрения в учебный процесс

"УТВЕРЖДАЮ"

Проректор по учебной работе.  
ФГБОУ ВО "ИВГУ"

Шутенко В.В.

2016 г.

## АКТ

**внедрения в учебный процесс результатов диссертационной работы  
Анастасии Викторовны Корнилович  
«Разработка процесса проектирования костюмов  
для парашютных видов спорта»**

Результаты диссертационной работы А.В. Корнилович на тему «Разработка процесса проектирования костюмов для парашютных видов спорта» внедрены и используются в учебном процессе кафедры конструирования швейных изделий.

Вид используемой информации – методы традиционного и автоматизированного конструирования курток и брюк костюмов для парашютных видов спорта.

Результаты включены в следующие дисциплины основных образовательных программ:

- «Решение практических задач в САПР» (тема «Проектирование специальной спортивной одежды»), «Информационные технологии в индустрии моды» (тема «Применение современных информационных технологий при проектировании одежды различного назначения») по направлению подготовки бакалавров 29.03.05 Конструирование изделий легкой промышленности,
- «Адресное проектирование одежды» (тема «Адресное проектирование одежды на нетиповые фигуры потребителей»), «Современные проблемы науки в дизайне одежды» (тема «Проектирование одежды для особых сред эксплуатации») по направлению подготовки магистров 29.04.05 Конструирование изделий легкой промышленности.

Время внедрения - 2011 - 2016 гг.

Под руководством А.В.Корнилович выполнены две магистерские диссертации по направлению подготовки 553900 «Технология, конструирование изделий и материалы легкой промышленности» «Разработка методики и программного обеспечения для проектирования эргономичных комплектов одежды для парашютного спорта» (студент Макарова Н.Е., год защиты 2008) и «Исследование и разработка эргономичной конструкции костюма для экс-

тремальных видов спорта» (студент Оверчук И.С., год защиты 2011), а также восемь выпускных квалификационных работ специалистов.


Выпускные квалификационные работы «Разработка информационного обеспечения процесса проектирования костюмов для парашютного спорта» (студентка Гришина О.Н., 2011 год) и «Совершенствование базы данных для целей 3D проектирования одежды с аэродинамичными свойствами» (студентка Шнейдер Д.А., 2012 г.) отмечены дипломами II и I степени на Всероссийской студенческой олимпиаде «Технология и конструирование изделий легкой промышленности».

Эффективность внедрения – получение студентами знаний, умений и навыков проектирования специальной одежды на примере костюмов для парашютных видов спорта.


Директор планирования и организации  
учебного процесса

 Е.В. Зиновьева


Директор Текстильного института ИВГПУ

 Н.А. Кулида

Декан факультета текстильных технологий  
и индустрии моды

 Н.В. Евсева

Заведующий кафедрой КШИ

 В.Е. Кузьмичев

## Справка о внедрении в научный процесс

МИНОБРНАУКИ РОССИИ  
Федеральное государственное бюджетное  
образовательное учреждение высшего образования



"Ивановский государственный  
политехнический университет"  
(ФГБОУ ВО «ИВГПУ»)



ул. 8 Марта, д. 20, г. Иваново, 153037

Тел.: (4932) 32 85 40 E-mail: inf@ivgpu.com  
Факс: (4932) 37 19 42 http://www.ivgpu.com  
(4932) 30 00 74

ОКПО 10704446 ОГРН 1133702011222  
ИНН/КПП 3702698511/370201001

И 012014 № 01-12-05  
На № \_\_\_\_\_ от \_\_\_\_\_

## СПРАВКА

о внедрении результатов диссертационной работы  
Корнилович Анастасии Викторовны  
на соискание ученой степени кандидата технических наук  
по специальности 05.19.04 - Технология швейных изделий

Результаты диссертационной работы старшего преподавателя кафедры конструирования швейных изделий А.В.Корнилович на тему «Разработка процесса проектирования костюмов для парашютных видов спорта» были использованы в научной деятельности Ивановского государственного политехнического университета в следующих формах.

1. Развитие научной школы кафедры конструирования швейных изделий ТИ ИВГПУ «Адресное проектирование одежды на нетиповые фигуры потребителей и для особых сред эксплуатации» под руководством заведующего кафедрой КШИ, д.т.н., профессора В.Е.Кузьмичева за счет включения в ее достижения методического и информационного обеспечения процесса проектирования костюмов для парашютных видов спорта.

2. Представление теоретических и практических результатов диссертационной работы в составе экспозиций ИВГПУ на следующих выставках: «Всероссийский фестиваль науки», Москва, ЦВК «Экспоцентр», 2012, 2013; инновационных изделий в рамках XX международного «Текстильного салона -2012», Иваново; «Перспективные инновационные материалы и изделия» в рамках X Международного промышленно-экономического форума «Золотое кольцо», Плес, 2015; III национальной выставке-форуме «ВУЗПРОМЭКСПО - 2015», Москва, Технополис «МОСКВА»; «Инновационный потенциал Ивановской области» в рамках XI Международного промышленно-экономического форума «ЗОЛОТОЕ КОЛЬЦО», Плес, 2016. Работа удостоена наград на 41-й Международной выставке изобретений «INVENTIONS GENEVA», Женева, Швейцария, 2013 (диплом и серебряная медаль); Московский международный салона образования, Москва, 2014 (диплом и золотая медаль).

3. Повышение индекса цитируемости ИВГПУ за счет опубликования результатов диссертационной работы в 36 научных работах, индексируемых в РИНЦ, в том числе трех статей в периодических изданиях из перечня ВАК РФ.

Проректор по научной работе,  
д.э.н., профессор



А.Б. Петрухин