

(19)



**Евразийское  
патентное  
ведомство**

(11) **036839**

(13) **B1**

(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ**

(45) Дата публикации и выдачи патента  
**2020.12.25**

(21) Номер заявки  
**201990896**

(22) Дата подачи заявки  
**2017.10.23**

(51) Int. Cl. **B64B 1/58** (2006.01)  
**B32B 5/02** (2006.01)  
**B32B 7/04** (2006.01)  
**B32B 7/12** (2006.01)  
**B32B 27/06** (2006.01)  
**B32B 27/08** (2006.01)  
**B32B 27/12** (2006.01)  
**B32B 27/28** (2006.01)  
**B32B 27/30** (2006.01)  
**B32B 27/36** (2006.01)

---

(54) **ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ЛЕГЧЕ ВОЗДУХА С КОРПУСОМ, ПОЛУЧЕНИЕ  
СЛОИСТОГО МАТЕРИАЛА ДЛЯ ТАКОГО КОРПУСА И СПОСОБ ПОЛУЧЕНИЯ  
ТАКОГО СЛОИСТОГО МАТЕРИАЛА**

---

(31) **62/411,764**

(32) **2016.10.24**

(33) **US**

(43) **2019.10.31**

(86) **PCT/EP2017/077009**

(87) **WO 2018/077806 2018.05.03**

(71)(73) Заявитель и патентовладелец:  
**CE SA (CH)**

(72) Изобретатель:  
**Вестергор Франдсен Миккель, Ким  
Дэвид, Брэдфорд Филип Дэвид, Сеям  
Абдель-Фаттах Мохамед, Валлаб  
Рахул, Ли Ан (US)**

(74) Представитель:  
**Поликарпов А.В., Соколова М.В.,  
Путинцев А.И., Черкас Д.А., Игнатъев  
А.В. (RU)**

(56) **US-A1-2009042037  
US-A1-2007128963**

---

(57) Летательный аппарат легче воздуха, включающий корпус из слоистого материала со слоем армирующего волокна, например Zylon®, первую пленку и возможно вторую пленку из этиленвинилового спирта, вплавленную в слой волокна. Стойкий к атмосферным воздействиям слой защищает волокна от УФ-деструкции.

---

**B1**

**036839**

**036839**

**B1**

### Область техники

Изобретение относится к летательному аппарату легче воздуха с корпусом, получению слоистого материала для такого корпуса и способу получения такого слоистого материала. Более конкретно изобретение относится к многофункциональному слоистому материалу со слоем армирующих волокон и газонепроницаемой пленкой.

### Уровень техники

Летательные аппараты легче воздуха содержат гибкий корпус, наполненный газом, обычно гелием. В случае, когда летательный аппарат не содержит внутреннего структурного каркаса, его также называют аэростатом, в котором форму дирижабля, обычно удлиненную форму, поддерживают посредством внутреннего давления. Корпус должен быть изготовлен из слоистого материала, который достаточно стабилен, чтобы не лопнуть, и который также функционирует как барьер для газа, обычно гелия He, находящегося внутри корпуса.

Материал корпуса для высотных летательных аппаратов легче воздуха должен отвечать ряду требований. Он должен быть легким, вместе с тем одновременно обеспечивая механическую стабильность. Он должен быть химически стойким к агрессивной среде на большой высоте, в особенности к озону, содержащемуся в воздухе. Кроме того, он должен быть стойким к УФ-излучению и быть стабильным и гибким при высокой и низкой температурах. Несмотря на то, что известны материалы, отвечающие каждому из этих требований, их сочетание подразумевает серьезную задачу для разработки материалов корпуса.

В US 7354636 Lavan et al., заявитель Lockheed Martin, раскрыт слоистый материал со слоем жидкокристаллического полимерного волокна, например Vectran®, полиимидным (ПИ) слоем, прикрепленным к слою жидкокристаллического полимерного волокна, и слоем поливинилиденфторида (ПВДФ), прикрепленным к ПИ слою. Слои могут быть скреплены посредством полиуретанового (ПУ) клея. Соседние слоистые материалы могут быть скреплены с помощью покрывающей ленты из ПВДФ на внешних поверхностях и конструкционной ленты на внутренних поверхностях. Конструкционная лента включает слой жидкокристаллического полимерного волокна и ПИ слой для обеспечения целостности летательного аппарата. Альтернативный материал может включать слой жидкокристаллического полимерного волокна и слой ПВДФ, расположенные с обеих сторон слоя жидкокристаллического полимерного волокна. Масса составляет приблизительно 5 унций на квадратный ярд (170 г/м<sup>2</sup>). Прочность на растяжение составляет около 240 фунтов на дюйм, что соответствует 420 Н/см.

Ввиду того, что грузоподъемность напрямую связана с массой корпуса, предпочтительным является снижение массы, при сохранении или даже увеличении прочности.

Лучшее соотношение массы и прочности обнаружено в статье "Tear propagation of a High-performance Airship Envelope Material", опубликованной Maekawa и Yoshino в Journal of Aircraft Vol. 45, № 5, Sept-Oct. 2008. Раскрытый материал имел массу 157 г/м<sup>2</sup> и прочность на растяжение 997 Н/см. Слоистый материал включает волокна Zylon® для его основной ткани. Zylon® является торговой маркой Toyobo Corporation жесткостержневого лиотропного жидкокристаллического полимера. Более подробно, он представляет собой термореактивный жидкокристаллический полиоксазол, поли(п-фенилен-2,6-бензобисоксазол), также называемый ПБО.

Zylon® (ПБО) имеет высокую удельную прочность по сравнению с другими промышленно выпускаемыми высококачественными волокнами. Волокна Zylon® также имеют высокое сопротивление удлинению при ползучести и поэтому подходят для армирования волокнами (АВ) в слоистом материале. Однако также известно, что ПБО сильно подвержен фотодеструкции не только под воздействием УФ, но также и под воздействием видимого света. Было обнаружено, что присутствие влаги и кислорода ускоряет фотодеструкцию. По этим причинам, несмотря на очевидные преимущества с точки зрения высокой прочности и низкой ползучести, с этими волокнистыми материалами возникают другие проблемы при использовании их для стратосферных воздушных кораблей.

Еще один материал корпуса раскрыт в US 6074722 Succias et al., заявитель Lockheed Martin, где слоистый материал получают из волокнистого слоя, ламинированного с материалом из пластичной смолы. Волокнистый слой представляет собой либо тканый материал, либо многослойный однонаправленный волокнистый материал. Слоистые материалы из тканых материалов для дирижаблей также раскрыты в US 7713890 Vogt et al., заявитель Milliken & Company. Включение электронных компонентов в слой корпуса раскрыто в US 8152093 Liggett et al., заявитель Lockheed Martin Corporation.

Различные материалы корпуса описаны в статье "Material challenges for Lighter-Than-Air Systems in High Altitude Applications", Zhai and Euler, American Institute of Aeronautics and Astronautics at the AIAA 5<sup>th</sup> Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO) 26-28 Sept. 2005, Arlington California. В данной статье рассмотрены различные материалы для баллона легче воздуха, в частности материалы для газодерживающего слоя, а также для несущего нагрузку конструкционного тканого слоя, который принимает нагрузку/напряжение. Эти слои соединены друг с другом посредством клеевого слоя. Клеевое соединение описано со ссылками на полиуретан, эпоксидную и акриловую смолу. В статье утверждается, что газодерживающий слой обладает гибкостью при низких температурах, в качестве основного свойства, наряду с другими требуемыми свойствами, которые также включают низкую газопроницаемость,

минимальный вес, хорошую способность к сцеплению, сопротивление абразивному износу и озоностойкость. В табл. 5 данной статьи указано, что сополимер этиленвинилового спирта (СЭВС) обладает плохой гибкостью при низких температурах, и это показывает, что СЭВС не подходит в качестве материала баллонета или корпуса для летательных аппаратов легче воздуха при низких температурах, которые обычно присутствуют на больших высотах. По этой очевидной причине в данной статье вместо него упомянуты полиолефин, полиуретан, этиленпропилендиеновый каучук (ЭПДК) и силиконовый каучук в качестве наиболее перспективных полимерных материалов для газодерживающего слоя.

Несмотря на то, что в статье Zhai and Euler показано, что СЭВС не применим для высотных дирижаблей, обнаружены сведения о пригодности СЭВС при использовании в слое трехслойной структуры вместе с полиуретанами, которые также рассмотрены в качестве перспективного материала в указанной выше статье. В этой связи сделана ссылка на рекламную брошюру Eval Europe NV, дочерней компании Kuraray Co. Ltd., представленную на интернет-сайте <http://eval-americas.com/media/15453/eval%20industrial%20application.pdf>. В данной брошюре отмечены высокая гибкость и превосходная газонепроницаемость, наряду с пригодностью для применения в холодных атмосферных условиях, совместно экструдированной пленочной структуры, в которой смола СЭВС (Eval™) расположена между слоями термопластичного полиуретана (ТПУ), эта трехслойная структура кратко обозначена ТПУ/Eval™/ТПУ. Одним из предложенных применений данной трехслойной пленки является применение в качестве материала для стратосферных дирижаблей. В данной брошюре показано, что расположение СЭВС между двумя ТПУ пленками, позволяет преодолеть недостаток СЭВС как такового, заключающийся в плохой гибкости при низких температурах. Однако для материала легковесного корпуса, что является существенным для подходящей грузоподъемности дирижаблей, размещение СЭВС между слоями ТПУ неблагоприятно добавляет массы корпусу, без оптимизации прочности конечного материала корпуса.

Таким образом оказалось, что еще не найдено оптимальное решение для материала корпуса. В заключение следует отметить, что несмотря на наличие многочисленных предложений в отношении корпуса дирижаблей, по-прежнему существует настоятельная потребность в совершенствовании и оптимизации.

#### **Краткое описание изобретения**

Таким образом, целью изобретения является достижение улучшения известного уровня техники. Еще одной целью является обеспечение летательного аппарата легче воздуха с улучшенным корпусом. Более конкретно улучшенный многослойный корпус оптимизирован по параметру отношения массы к прочности, а также минимизирована его газопроницаемость. Данной цели достигают с помощью летательного аппарата легче воздуха с корпусом, включающим слоистый материал, описанный далее более подробно.

Используют следующие сокращения:

н/д (число нитей на дюйм), 1 дюйм=2,54 см, н/д=1/(2,54) нитей на см,

в/д (число витков на дюйм); в/м (число витков на метр); 1 в/д=39 в/м,

г/м<sup>2</sup> (грамм на квадратный метр),

м<sup>2</sup> (квадратный метр),

УФ-Вид атмосферное воздействие - деструкция под воздействием УФ-излучения и/или видимого света.

Ламинат для корпуса включает слоистый материал в качестве барьера для газа и несущей нагрузку конструкции, причем слоистый материал включает слой армирующего волокна и первую пленку из этиленвинилового спирта, СЭВС, вплавленную в слой волокна, где СЭВС находится в прямом контакте со слоем армирующего волокна.

Термин "прямой контакт" подразумевает, что между слоем СЭВС и слоем волокна отсутствует слой другого материала. Более конкретно пленка СЭВС не является частью композиционной пленки, в которой СЭВС расположен между двумя слоями ТПУ, перед вплавлением ее в слой волокна.

Слоистый материал может включать вторую пленку СЭВС, вплавленную в слой волокна, с противоположной стороны слоя волокна, где СЭВС второй пленки СЭВС также находится в прямом контакте со слоем армирующих волокон. В данном случае слой армирующих волокон расположен между первой и второй пленками, выполненными из этиленвинилового спирта, СЭВС, которые вплавлены в слой волокна с обеих сторон.

СЭВС имеет очень низкую газопроницаемость по гелию, который широко применяют. Он является стойким к УФ-излучению и озоностойким. Кроме того, он является термосвариваемым. Утверждение известного уровня техники о плохой гибкости при низких температурах экспериментально не было подтверждено, при использовании по отдельности или при использовании в слоистых материалах, снабженных СЭВС в качестве газонепроницаемого слоя.

Для материала корпуса первую СЭВС пленку наплавливают на слой волокна и, по меньшей мере, частично вплавливают внутрь его с одной стороны, и возможно вторую СЭВС пленку наплавливают на слой волокна и, по меньшей мере, частично вплавливают внутрь его с противоположной стороны слоя волокна.

Такого сплавления достигают посредством прессования при нагревании слоев. В качестве примера используют температуру 175-180°C. В слоистом материале, как описано ниже, пленка СЭВС служит не только в качестве клеящего вещества для соединения слоев друг с другом, но также действует как барьер для газа. Таким образом, она служит в качестве многофункционального слоя.

Для обеспечения высокой прочности и небольшой массы слоя армирующего волокна (АВ) жидкокристаллические волокна являются хорошим выбором, например поли[п-фенилен-2,6-бензобисоксазол], ПБО. Такие волокна имеются в продаже под торговым наименованием Zylon®, как уже описано выше.

Чтобы оптимизировать прочность и/или однородность, в некоторых случаях предпочтительно включать по меньшей мере один из следующих типов волокна: скрученное волокно, замасленное волокно и волокно, которое одновременно скручено и замаслено. Возможно, замасленное волокно способствует дополнительному связыванию слоев, особенно если замасленный материал совместим с клеевым слоем. Примерами замасленного материала является ПВА (поливинилацетат) волокно. Другим примером является волокно, продаваемое под торговой маркой Exceval. Например, замасливания волокна достигают посредством нанесения замасливателя в качестве агента для финишной обработки при прядении волокна.

Подходящим замасливателем является поливиниловый спирт. Такой замасливатель промышленно выпускает, например, японская компания Kuraray® Co, Ltd. Также в экспериментах с хорошими результатами использовали гидрофобно-модифицированный поливиниловый спирт торговой марки Exceval™ от Kuraray®. Такие замасливатели на основе поливинилового спирта являются высокоэластичными, химически стойкими и оказались совместимыми с СЭВС. Экспериментально показано, что поливиниловый спирт упрочняет нити Zylon®. Это также обеспечило лучшую адгезию между тканью и СЭВС.

Например, первая совокупность волокон в слое волокна, возможно, жидкокристаллические волокна, скручена, тогда как вторая совокупность волокон в слое волокна, возможно, жидкокристаллические волокна, не скручена.

В некоторых воплощениях две совокупности волокон ориентированы в различных направлениях. Например, первая совокупность волокон, ориентированная в первом направлении, скручена, а вторая совокупность волокон, ориентированная во втором направлении, не скручена. Например, первое и второе направления расположены под углом по меньшей мере 30°, например 45°, возможно, перпендикулярно. Хороших результатов достигают с помощью скрученного волокна, имеющего степень крутки от 30 до 50 витков на метр.

Возможно использование сбалансированных и несбалансированных волокнистых слоев. В некоторых воплощениях волокна во второй совокупности волокон по меньшей мере в два раза толще, чем в первой совокупности волокон. В некоторых воплощениях первая совокупность волокон имеет первую плотность нити, а вторая совокупность волокон имеет вторую плотность нити, которая отличается от первой плотности нити по меньшей мере в два раза.

Для летательного аппарата легче воздуха, для которого масса имеет решающее значение, были получены экспериментальные результаты для слоя волокон массой от 40 до 70 г/м<sup>2</sup>.

Например, толщина слоя СЭВС составляет от 10 до 20 мкм.

Предпочтительно слоистый материал включает многофункциональный слой, наплавленный на первый слой СЭВС, где стойкий к атмосферным воздействиям слой включает металлизированную полимерную пленку, содержащую один слой металла только с одной стороны или, в качестве альтернативы, с обеих сторон полимерной пленки. В случае, когда стойкий к атмосферным воздействиям слой содержит только один металлический слой, предпочтительно он ориентирован металлическим слоем к СЭВС и наплавлен на первый слой пленки СЭВС. Таким образом, он защищен направленным наружу полимером, например полиимидом, стойкого к атмосферным воздействиям слоя. Такой стойкий к атмосферным воздействиям слой должен защищать корпус от химически активного озона и других химических воздействий, а также должен защищать слой армирующего волокна от УФ-излучения. Как указано выше, ПБО, например Zylon® очень быстро разлагается в УФ-свете. Кроме того, он действует как дополнительный барьер для газа. Хорошим претендентом для полимера в стойком к атмосферным воздействиям слое является полиимид, ПИ. Примером альтернативного материала для этой цели является поливинилфторид, ПВФ. Например, толщина стойкого к атмосферным воздействиям слоя составляет от 10 до 20 мкм.

Следует отметить, что направленный наружу полимерный слой также используют для создания прочных связей между соседними слоистыми материалами.

Несмотря на то, что СЭВС является хорошим барьером для газа, газонепроницаемость можно улучшить посредством добавления металлизированного газобарьерного слоя в слоистый материал с внутренней стороны корпуса, которая является противоположной стороне со стойким к атмосферным воздействиям слоем. Для данной цели металлизированный газобарьерный может быть направлен на вторую пленку СЭВС. В качестве металлизированного полимерного пленочного слоя можно использовать полиэтилентерефталат, ПЭТ, например ПЭТ слой толщиной от 4 до 8 мкм.

В экспериментах было показано, как также описано более подробно ниже, что газонепроницаемый и стабильный слоистый материал может быть получен с массой от 90 до 110 г/м<sup>2</sup>. Например, экспериментально установлено, что отношение прочности к массе слоистого материала превышает 890 кНм/кг.

В некоторых воплощениях слой волокна представляет собой тканый слой с основой и утком. Для удлиненных аэроостатов необходимая прочность корпуса в поперечном направлении выше, чем в продольном направлении. Соответственно основа и уток, возможно, имеют нити различной толщины и/или плотности. Когда используют слой не перевитого волокна, он состоит из множества рядов с однонаправленными нитями, причем различные ряды имеют различное направление нитей, например перпендикулярные направления. Кроме того, в данном случае нити в одном направлении предпочтительно толще и/или плотнее, чем во втором направлении, для оптимизации прочности без добавления излишней массы.

Было обнаружено, что пригодны для применения как сбалансированные, так и несбалансированные структуры. Выбор сбалансированных и несбалансированных структур зависит от цели. Например, может быть необходима более высокая прочность в одном направлении по сравнению с другим. Это актуально для стабильности формы корпуса, а также для минимизации массы, так как несбалансированные структуры обычно имеют более высокий потенциал для оптимизированных отношений прочность/масса, ввиду того, что усилие, передаваемое ткани, в продольном направлении отличается от усилия в поперечном направлении из-за удлиненной формы корпуса.

Как видно из вышесказанного, слоистый материал включает многочисленные слои, сочетание которых является многофункциональным. Функции включают защиту от УФ-излучения, видимого света, озона, синглетного кислорода и тепла. Наружный слой также обеспечивает управление тепловым процессом посредством обеспечения низкой теплоотдачи.

Для диапазонов от первого до второго значения первое и второе значения могут быть включены в данный диапазон.

### Краткое описание чертежей

Далее изобретение описано более подробно со ссылками на чертежи, где:

- на фиг. 1 представлено схематическое изображение слоистого материала корпуса;
- на фиг. 2 представлено схематическое изображение альтернативного слоистого материала корпуса;
- на фиг. 3 представлен слой армирующего волокна (АВ): а) 2 перекрестных ряда не перевитых волокон и б) тканый; в) 3 не перевитых ряда;
- на фиг. 4 представлен опытный образец Р3: а) схематическое изображение и б) фотографии снаружи и внутри;
- на фиг. 5 представлен опытный образец Р4: а) схематическое изображение и б) фотографии снаружи и внутри;
- на фиг. 6 представлен опытный образец Р9: а) схематическое изображение и б) фотографии снаружи и внутри;
- на фиг. 7 представлен опытный образец Р10: а) схематическое изображение и б) фотографии снаружи и внутри;
- на фиг. 8 представлено сравнение прочности и массы опытных образцов новых слоистых материалов и слоистых материалов, разработанных в других исследованиях;
- на фиг. 9 представлено сравнение отношения прочности к массе опытных образцов новых слоистых материалов и слоистых материалов, разработанных в других исследованиях;
- на фиг. 10 представлено сравнение прочности на растяжение опытных образцов до и после термического воздействия и ускоренного УФ-Вид атмосферного воздействия;
- на фиг. 11 представлены потери прочности после термического воздействия и ускоренного УФ-Вид атмосферного воздействия;
- на фиг. 12 представлена схематическое изображение образца с надрезом для испытаний на разрыв;
- на фиг. 13 представлена зависимость нагрузка-растяжение для опытного образца Р4, подвергнутого воздействию постоянной нагрузки 1250 Н;
- на фиг. 14 представлен опытный образец Р12, схематическое изображение;
- на фиг. 15 представлен опытный образец Р13, схематическое изображение;
- на фиг. 16 представлен опытный образец Р14, схематическое изображение;
- на фиг. 17 представлены ДМА измерения для а) пленки СЭВС, б) майларовой пленки, в) ПИ пленки, д) основы опытного образца Р4.

### Подробное описание изобретения/предпочтительное воплощение

Для обеспечения тонкого и легкого слоистого материала корпуса, который в то же время является газонепроницаемым, стойким к ультрафиолетовому излучению, термостойким и химически стойким, особенно к синглетному кислороду и озону, была использована следующая базовая схема, которая проиллюстрирована на фиг. 1. Несущий нагрузку слой армирующего волокна (АВ) расположен между двумя клеящими слоями, которые используют для соединения АВ с другими слоями, например с внешним слоем корпуса, далее называемым стойким к атмосферным воздействиям слоем, и возможным внутренним слоем корпуса в качестве барьера для газа. В частности, клеящие слои выполнены в виде эффективного барьера для газа с низкой газопроницаемостью. Например, клеящие слои являются основными газобарьерными слоями, так что общая газопроницаемость клеящих слоев меньше, чем газопроницаемость остальных слоев. Такое сочетание функций адгезивной способности и низкой газопроницаемости является нетрадиционным. В отличие от этого в известном уровне техники существуют специальные основные

газобарьерные слои, отличные от клеевых слоев, которые имеют более низкую газопроницаемость, чем клеевые слои. В этом контексте газопроницаемость касается газа внутри корпуса, обычно гелия или водорода.

В качестве примера, более подробно представленного на фиг. 1, волокнистый несущий нагрузку слой расположен между двумя слоями СЭВС, которые не только работают как газовые барьеры, но также их используют для выполнения роли клеящего вещества для возможных дополнительных слоев, особенно внешнего слоя корпуса, далее называемого стойким к атмосферным воздействиям слоем, и возможного внутреннего слоя корпуса, служащего в качестве дополнительного барьера для газа. Дополнительными функциями слоев, особенно стойкого к атмосферным воздействиям слоя, являются защита от УФ-излучения, видимого света, озона, синглетного кислорода и тепла.

Несмотря на то, что используют два слоя пленки СЭВС в способе оптимизации, полагают, что один слой СЭВС, вплавленный в слой волокна, также будет более предпочтительным, чем известные слоистые системы.

Вариант конструкционного решения фиг. 1 представлен на фиг. 2. В данном случае слоистый материал не содержит какого-либо отдельного внутреннего слоя, выполняющего роль первичного барьера для газа. Вместо этого внутреннюю поверхность слоистого материала металлизуют после формирования слоистого материала. Применение СЭВС в качестве клеящего материала с низкой газопроницаемостью и металлизация внутренней поверхности приводят к превосходным газобарьерным свойствам слоистого материала. Исключение газобарьерного слоя снижает общую массу слоистого материала, при этом на прочность при растяжении слоистого материала это не влияет.

Далее описаны материалы, а также способы получения в связи с экспериментами, которые осуществляли при оптимизации слоистого материала корпуса.

Выбор волокна.

Чтобы одновременно оптимизировать низкую массу и высокую прочность, преимущественно используют волокна высокой прочности. Примером предпочтительного материала для волокнистого несущего нагрузку слоя являются кристаллические волокна ПБО (кристаллический полиоксазол, поли(п-фенилен-2,6-бензобисоксазол), более конкретно марки Zylon®, поскольку данные волокна имеют особенно высокую прочность и удельный модуль упругости среди промышленно выпускаемых высококачественных волокон. Кроме того, данные волокна обладают высоким сопротивлением удлинению при ползучести. Следовательно, волокна Zylon® выбрали для армирования волокнами в слоистом материале, используемом в экспериментах. Однако известно, что ПБО очень подвержен фотодеструкции. Присутствие влаги и кислорода ускоряет фотодеструкцию, поэтому необходимо найти защитный механизм.

Для армирующего слоя могут быть использованы как сбалансированные, так и несбалансированные структуры. В некоторых воплощениях выбирают несбалансированные структуры для обеспечения различной прочности в продольном направлении и в направлении по окружности летательного аппарата легче воздуха (ЛВ).

Волокно Zylon® с номером нити 99 денье, 150 денье и 250 денье выпускает Toyobo Co., Ltd. Для поставленных волокон, которые имели нулевую степень крутки (некрученные), определяли прочность при растяжении. Средняя прочность при растяжении крученных волокон с номером нити 99 денье и 250 денье составляла 35,5 г-сила/денье, (4,8% кв; кв=коэффициент вариации) и 34,9 г-сила/денье (3,0% кв) соответственно. Осознавая тот факт, что придание волокну оптимальной степени крутки (коэффициент крутки) позволяет обеспечить наибольшую прочность при растяжении, осуществляли ряд испытаний для определения оптимального коэффициента крутки и соответственно наибольшей прочности при растяжении, достигаемой для волокон Zylon® с номером нити 99 денье и 250 денье. Коэффициент крутки (КК), который зависит как от количества витков (число витков на дюйм, в/д; число витков на метр, в/м;  $1 \text{ в/д} = 39 \text{ в/м}$ ), так и от номера нити, рассчитывают, используя формулу  $КК = 0,124 \cdot \text{в/д} \cdot \text{дтекс}^{0,5}$ , где дтекс является единицей измерения номера нити, также называемой линейной плотностью нити (1 денье равен 0,9 дтекс).

Волокна с 99 денье (110 дтекс) и 250 денье (278 дтекс) скручивали с различным количеством витков (в/д, в/м) и исследовали их прочность при растяжении. Результаты, сведенные в табл. 1, показывают, что прочность при растяжении как волокон с 99 денье, так и волокон с 250 денье, является самой высокой для коэффициента крутки 10, который соответствует 7,69 в/д (или 303 витков на метр, в/м) для волокон 99 денье и 4,84 в/д (или 190 в/м) для волокон 250 денье.

Таблица 1

Коэффициент крутки	Номер нити, дтекс	Число витков на дюйм, в/д	Прочность, грамм-сила/денье		Пик зависимости деформации от напряжения, %	
			ср.	кв. %	ср.	кв. %
10,00	99	7,69	40,6	3,3	3,9	9,6
13,21	99	10,06	39,9	3,1	3,8	2,1
9,19	250	4,45	37,5	2,7	3,6	~0
10,00	250	4,84	39,0	1,5	3,7	3,0
11,55	250	5,59	38,0	3,5	3,7	3,7
13,13	250	6,35	38,9	1,4	3,8	~0

Конфигурация армирования волокнами.

В экспериментах для несущего нагрузку слоя использовали несколько принципиальных схем. Одним слоем армирующих волокон был слой, состоящий из двух перекрестных рядов не перевитых волокон, как показано на фиг. 3а, а другой представлял собой тканый слой армирующего волокна, как показано на фиг. 3б. Третья принципиальная схема с рядами армирующих волокон  $90/\pm 45^\circ$  представлена на фиг. 3с.

Выбор пленки для получения слоистого материала.

СЭВС (сополимер этиленвинилового спирта) имеет очень низкую проницаемость для газа, особенно для  $\text{He}$ , и поэтому он является хорошим кандидатом для клеевого слоя.

Хорошим кандидатом для внешнего стойкого к атмосферным воздействиям слоя, защищающего от внешней атмосферы, был найден ПИ (полиимид), хотя также возможны другие полимеры, например поливинилфторид (ПВФ). Предпочтительно внешний стойкий к атмосферным воздействиям слой металлизирован для отражения излучения и тепла. Чтобы защитить металл от повреждений, металлическое покрытие обращено внутрь, располагаясь между полимером стойкого к атмосферным воздействиям слоя и СЭВС. Таким путем полимер защищает металл от коррозионной среды в стратосфере.

В качестве альтернативы стойкий к атмосферным воздействиям слой металлизирован с обеих сторон. Если стойкий слой к атмосферным воздействиям металлизирован с обеих сторон или его металлизированная сторона подвергается воздействию окружающей среды, тогда он преимущественно защищен коррозионно-стойким покрытием.

В некоторых воплощениях внутренний барьер для газа добавляли на сторону многослойной структуры, противоположную стороне стойкого к атмосферным воздействиям слоя, при этом слой барьера для газа представлял собой металлизированную пленку из полиэтилентерефталата (ПЭТ), например Mylar®.

Ламинирование осуществляли для слоев размером 7,5×7,5 дюйма (19×19 см) при давлении 285 фунтов/кв. дюйм=1965 кПа между двумя стационарными алюминиевыми пластинами при температуре 175-178°C в течение 15 мин, причем наилучшие результаты ламинирования слоев получены для верхнего предела температурного интервала. Данные образцы предназначены для использования в различных видах испытаний, как описано далее.

Однако возможны различные сочетания температуры и времени выдержки. В других экспериментах хорошие результаты получили при более низком давлении и меньшем времени выдержки при более высоких температурах в пределах 180-200°C. Например, температуру 196°C использовали в течение 2 с при давлении 60 фунтов/кв. дюйм=414 кПа.

Измерения прочности.

Измерения прочности при растяжении осуществляли в соответствии со стандартным методом испытания на разрывную нагрузку и удлинение текстильных материалов (метод зажима полоски образца по всей ширине) ASTM D5035. Значения прочности при растяжении представлены в Н/см и грамм-сила/день (мН/текс=88,3 грамм-сила/день). Прочность при растяжении в Н/см представляет собой прочность образца на единицу ширины в см. Прочность при растяжении в грамм-сила/день представляет собой прочность образца на общую линейную плотность в денье волокон в направлении нагрузки. Прочность при растяжении в грамм-сила/день используют в качестве стандартизованного критерия для определения того, какая часть прочности волокон переходит в прочность ламинированных/неламинированных армирующих волокон.

Для несбалансированных структур, как описано далее более подробно, расчетная прочность при растяжении (рассчитанная, исходя из прочности волокон и конструктивных параметров армирования волокном) составляла 1033 и 516 Н/см в направлении основы и утка соответственно. В общем, прочность при растяжении в направлении основы всех образцов (за исключением случая ламинированного тканого армирования волокнами) была близка к 1000 Н/см, тогда как в направлении утка прочность для всех образцов составляла более 500 Н/см. Соответствующие значения параметров в пересчете на грамм-сила/день находились в пределах 31-35.

Эксперименты также осуществляли для сбалансированных тканых структур на основе волокон Zylon® в ткани. Волокна Zylon® 99 денье слабой крутки (3-5 в/д) и с плотностью 46-50 н/д (приблизительно 18-20 нитей на см) использовали как для основы, так и для утка в полотняном переплетении. Волокна Zylon® замасливали с помощью поливинилового спирта. Прочность при растяжении составляла от 520 до 615 Н/см и от 28 до 34 грамм-сила/денье в направлениях основы и утка, и удлинение при разрыве составляло 2,9-3,2%. Эти результаты также очень хороши для требуемой цели, поскольку это были значения для ткани, а не для всего слоистого материала. Далее более подробно приведены данные измерений.

Таким образом, было показано, что как сбалансированные, так и несбалансированные структуры с высокой прочностью волокон являются весьма полезными.

Пример 1-Р3.

На фиг. 4а показано конкретное воплощение слоистого материала, схематическое изображение которого показано на фиг. 2. Слева на чертеже показана масса каждого слоя в граммах на квадратный метр ( $\text{г}/\text{м}^2$ ), а толщина в микрометрах показана справа. Фотографии полученных слоистых материалов показана-

ны на фиг. 4b.

Схематическая структура данного опытного образца слоистого материала, в эксперименте обозначенного P3, включает несбалансированную не перевитую структуру (состоящую из двух рядов) с перекрестным расположением волокон в качестве армирования волокном. Структура содержит волокна Zylon® 250 денье в направлениях 90° и 0°. Масса основы структуры составляет 48 г/см<sup>2</sup> при плотности 30 н/д (30 нитей на дюйм, что приблизительно составляет 12 нитей на см) в направлении 90° и 15 н/д (приблизительно 6 нитей на см) в направлении 0°, таким образом, в результате в направлении 90° получают более высокую прочность, чем в направлении 0°. Опытный образец включает три слоя пленки СЭВС, которая позволяет обеспечить превосходную адгезию и газобарьерные свойства. Расчетная и измеренная масса данного опытного образца слоистого материала составила 111 и 109 г/см<sup>2</sup> соответственно.

Пример 2-P4.

На фиг. 5 а показано конкретное воплощение слоистого материала, схематическое изображение которого представлено на фиг. 1. Слева на чертеже показана масса каждого слоя в граммах на квадратный метр (г/м<sup>2</sup>), а толщина в микрометрах показана справа. Фотографии полученных слоистых материалов показаны на фиг. 5b.

Схематическая структура данного опытного образца слоистого материала, в эксперименте обозначенного P4, включает несбалансированную не перевитую структуру (состоящую из двух рядов) с перекрестным расположением волокон в качестве армирования волокном. Структура содержит волокна ПБО 250 денье в продольном и поперечном направлениях. Масса основы структуры составляет 48 г/см<sup>2</sup> при плотности 30 н/д (приблизительно 12 нитей на см) в направлении 90° и 15 н/д (приблизительно 6 нитей на см) в направлении 0°. Чтобы достичь более низкой массы слоистого материала, в структуре используют два слоя пленки СЭВС и нижний слой из тонкой металлизированной ПЭТ пленки (Mylar®), которая служит в качестве слоя первичного барьера для газа. Расчетная и измеренная масса данного опытного образца слоистого материала составила 103 г/см<sup>2</sup>.

Пример 3-P9.

На фиг. 6a показано конкретное воплощение слоистого материала, схематическое изображение которого показано на фиг. 1. Слева на чертеже показана масса каждого слоя в граммах на квадратный метр (г/м<sup>2</sup>) и толщина в микрометрах показана справа. Фотографии полученных слоистых материалов показаны на фиг. 6b.

Схематическая структура данного опытного образца слоистого материала, в эксперименте обозначенного P9, включает несбалансированный тканый материал в качестве армирования волокном. Тканый материал содержит скрученные волокна Zylon® 99 денье со степенью крутки 40 в/м в направлении основы и нескрученные волокна Zylon® 250 денье в направлении утка соответственно. Масса основы ткани составляет 50 г/см<sup>2</sup> при плотности 40 н/д (приблизительно 16 нитей на см) в направлении основы и 30 н/д (приблизительно 12 волокон на см) в направлении утка. Как и в опытном образце P4, нижний слой представляет собой тонкую металлизированную ПЭТ пленку (Mylar®), которая служит в качестве слоя первичного барьера для газа. Хотя температура 175°C ламинирования обеспечивала удовлетворительную адгезию между слоями, повышение температуры ламинирования до 178°C улучшало адгезию между слоями. Расчетная и измеренная масса данного опытного образца слоистого материала составила 105 г/см<sup>2</sup>.

Пример 4-P10.

На фиг. 7a показано конкретное воплощение слоистого материала, схематическое изображение которого показано на фиг. 1. Слева на чертеже показана масса каждого слоя в граммах на квадратный метр (г/м<sup>2</sup>), а толщина в микрометрах показана справа. Фотографии полученных слоистых материалов показаны на фиг. 7b.

Схематическая структура данного опытного образца слоистого материала, в эксперименте обозначенного P10, включает несбалансированный тканый материал в качестве армирования волокном. В отличие от опытного образца P9 в опытном образце P10 используют тканый материал с волокном Zylon® 99 денье со степенью крутки 40 в/м в направлении основы и нескрученные волокна Zylon® 99 денье в направлении утка соответственно. Масса основы ткани составляет 50 г/см<sup>2</sup> при плотности 40 н/д (приблизительно 16 нитей на см) в направлении основы и 75 н/д (приблизительно 30 нитей на см) в направлении утка. Ожидается, что более высокое значение плотности н/д (число нитей на дюйм) в направлении утка позволит сформировать более стабильную структуру ткани с более гладкой текстурой поверхности. В начальных экспериментах использовали температуру 175°C, однако это привело к плохому качеству ламинирования со слабой адгезией металлизированной ПИ пленки. Повышение температуры ламинирования до 178°C улучшило качество ламинирования, но адгезия была не такой хорошей как в случае опытного образца P9, но все же удовлетворительной. Расчетная и измеренная масса данного опытного образца слоистого материала составила 105 г/см<sup>2</sup>.

Газобарьерные свойства.

Результаты испытаний на проницаемость по гелию (табл. 2) показывают, что как опытный образец P3, так и опытный образец P4 слоистого материала имеют значительно более низкую проницаемость по

гелию, чем целевое значение  $132 \text{ см}^3/\text{м}^2$  сутки атм, причем опытный образец Р4 слоистого материала имеет значительно более низкую проницаемость по гелию по сравнению с опытным образцом Р3. Более низкая проницаемость опытного образца Р4 обусловлена присутствием металлизированного слоя Mylar®, который также позволил снизить общую массу опытного образца Р4.

Таблица 2

Опытный образец слоистого материала	Масса слоистого материала, г/см <sup>2</sup>	Газопроницаемость (He), см <sup>3</sup> /м <sup>2</sup> сутки атм
Р3	109	23
Р4	103	8

Учитывая одинаковые схемы нанесения слоев, ожидали, что значения проницаемости по гелию для опытных образцов Р9 и Р10 будут такими же, как значения проницаемости опытного образца Р4, который по газопроницаемости был предпочтительным по сравнению с Р3.

Прочность слоистого материала.

Прочность при растяжении в направлении основы и утка опытных образцов Р4, Р9 и Р10 слоистых материалов показана в табл. 3. Прочность при растяжении одного из испытываемых опытных образцов Р3 составила 1086 Н/см.

Таблица 3

Опытный образец слоист. матер.	Масса слоист. матер. г/см <sup>2</sup>	Прочность при растяжении, Н/см				Прочность при растяжении, грамм-сила/день				Удлинение при разрыве, %			
		Основа		Уток		Основа		Уток		Основа		Уток	
		ср.	кв%	ср.	кв%	ср.	кв%	ср.	кв%	ср.	кв%	ср.	кв%
Р4	103	945,4	5,5	507,8	7,9	32,1	5,7	35,3	5,0	3,17	7,3	2,91	5,0
Р9	105	486,9	6,0	970,8	3,7	32,0	5,5	32,9	4,5	3,01	7,8	3,29	8,8
Р10	105	476,8	-	956,4	-	30,7	-	33,3	-	2,68	-	3,41	-

Оцененные прочности при растяжении, рассчитанные исходя из прочности волокон и конструктивных параметров армирования волокном, составляют 1033 и 516 Н/см в двух направлениях. Измеренная прочность при растяжении опытных образцов была несколько ниже, чем расчетные значения. Более низкая прочность при растяжении по сравнению с расчетной прочностью при растяжении связана с экспериментальным приготовлением опытных образцов слоистого материала вручную, при котором может происходить неполное выравнивание нитей и неравномерное натяжение нитей. Такие несовершенства приводят к неравномерному распределению нагрузки между несущими нитями, что в конечном итоге приводит к преждевременному разрыву образцов во время испытания на растяжение. Полагают, что прочности на растяжение улучшаться и будут близки к теоретическим значениям при получении слоистых материалов в ходе крупносерийного производства на предназначенном для этого оборудовании. Однако отмечают, что экспериментальные значения отклоняются менее чем на 10% от теоретических значений, что является весьма удовлетворительным результатом.

Сравнение с другими исследованиями.

Сравнение прочности и массы опытных образцов новых слоистых материалов и слоистых материалов, разработанных в ходе других исследований, опубликованных в литературе, показаны на фиг. 8. Ссылки представлены в конце данного раздела в связи с табл. 4.

Сравнение отношения прочности к массе нового слоистого материала со слоистыми материалами, разработанными в ходе других исследований, показано на фиг. 9. Опытные образцы новых слоистых материалов не только значительно легче любых других слоистых материалов с аналогичной прочностью при растяжении, но и значительно прочнее любого слоистого материала с аналогичной массой. Отношения прочности к массе опытных образцов новых слоистых материалов выше, чем у всех слоистых материалов, разработанных в ходе других исследований.

Как видно из этого сравнения, прочность слоистых материалов Р3, Р4, Р9 и Р10 очень высока по сравнению с массой, что делает их весьма пригодными для использования в летательных аппаратах легче воздуха. Однако следует отметить, что превосходное отношение прочности к массе, показанное на фиг. 9, может быть масштабировано для более толстых слоистых материалов, что также позволяет слоистым материалам примеров по изобретению превосходить слоистые материалы, которые имеют более высокую общую прочность на фиг. 8.

Таблица 4

№	Организация/ исследование	Примечания	Описание материала	Прочность Н/см	Масса г/см <sup>2</sup>	Отношение прочность-масса кН, м/кг
1	2	3	4	5	6	7
A1	Разработка материала оболочки высокой удельной прочности <sup>1</sup>	«Z500-100» означает, что используют волокно Zylon 500 денье при плотности 100 г/см	Z500-100PU-XL	1300	244	533
A2			Z250-94PU-XL	1240	235	528
A3			Z250-79PU-XL	1100	226	487
A4			Z250-47PU-XL	615	193	319
A5			Z250-47PU	610	164	372
A6			Z250-40PU	510	154	331
B1	Разработка материала оболочки высокой удельной прочности <sup>1</sup>	B3, B5 разработаны. B1, B2, B4 готовы к поставке V: вектран, PU: полиуретан, PE: полиэтилен, XL: СЭВС, XLA: СЭВС склеенный с алюминием	V-PU-XL	610	198	308
B2			V100-31PE-XLA	620	150	413
B3			V-PU-XL	350	111	315
B4			V200-102PU-XL	1060	274	387
C1	Разработка материала оболочки высокой удельной прочности <sup>1</sup>	A1-A6 модифицированы в эту категорию; TA: тедлар с нанесенным алюминием, T: тедлар, Z: Zylon, PU A: полиуретан с	TA-Z250-110PU	1327	198	670
C2			T-Z250-110PU	1313	225	584
D1	Разработка материала оболочки высокой удельной прочности <sup>1</sup>	нанесенным алюминием	Z250-110UA-XLD	1337	163	820
D2			Z250110PU-XLD	1350	171	789

Таблица 4 продолжение

1	2	3	4	5	6	7
E1	Разработка материала оболочки высокой удельной прочности <sup>1</sup>	Применение для внутренней оболочки аэростата или для легковесных конструкций, N: нейлон, K: кевлар, H: Hydrel, MI: Miletion	N30-40PU-XLD	105	78	135
E2			K200-H-MI	450	130	346
E3			V-H-MI	500	104	481
E4			Z-H-MI	440	117	376
F1	Разработка материала оболочки высокой удельной прочности <sup>1</sup>	Толстые волокна Zylon, расположенные между двумя пленками Mylar	Z500-37M	680	161	422
F2			Z1000-74M	1220	198	616
F3			Z1500-111M	1800	236	763
F4			Z1000-44M	770	170	453
F5			Z1500-67M	1090	193	565
F6			Z2000-89M	1400	210	667
G1	Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) <sup>2,3,4</sup>	Подходит для действующего дирижабля (общая длина 250м)	AL-PVF+PU + ткань Zylon + PU	1310	203	645
H1	Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) <sup>4,5,6</sup>	Дирижабль «образец для демонстрации технических усовершенствований» (общая длина 150 м)	AL-PVF+PU + ткань Zylon + PU	993	157	632

Таблица 4 продолжение

1	2	3	4	5	6	7
J1	Cubic Tech Corp <sup>7</sup>	Плотный материал, не перевитый Zylon	Zylon FR (349 г/см <sup>2</sup> )	2833	-	-
J2	Cubic Tech Corp <sup>7</sup>	Ткань средней плотности не перевитый Вектран	Vectran FR (139 г/см <sup>2</sup> )	916	-	-
K1	Kang и др 2006 <sup>8</sup>	Тканый материал Вектран	Vectran FR (109) + PU покрытие + PVF + PU пленка	883	220	401
L1	Gu 2007 <sup>9</sup>	Оболочка дирижабля Lindstrand HALE	Vectran FR	1460	295	495
L2	Gu 2007 <sup>9</sup>	Оболочка стратосферного дирижабля (общая длина 200 м)	не определено	1360	210	648
M1	Cao & Gao 2009 <sup>10</sup>	Zylon гладкое переплетение (основа)	PBO FR (87) + PVF (52) + PU (25*2)+ PU покрытие (5-8)	1013	189	536
		Zylon гладкое переплетение (уток)		1281		678
N1	Li и др 2010 <sup>11</sup>	Zylon гладкое переплетение (основа)	990 денье PBO (78) + PET (40) + PVF (30) +PU (30)	1578	178	887
		Zylon гладкое переплетение (уток)		1356		762

Ссылки к табл. 4.

1. Kamatsu, K., Sano, M. and Kakuta, Y., "Development of High Specific Strength Envelope Material", AAIA 3rd Annual Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Tech, Nov 17-18 2003, Denver, Colorado.

2. Sasaki Y., Eguchi, K., Kono T. and Maekawa, S., "Scenario for Development of the SPF Airship Technology Demonstrator", The Fifth Stratospheric Platform Systems Workshop, Feb 23-24, 2005, Tokyo, Japan.

3. Maekawa S., "On the Design Issue of a Stratospheric Platform Airship Structure" NAL TM-722, National Aerospace Laboratory of Japan, May 2003.

4. Maekawa, S. and Yoshino, T., "Tear propagation of a High-Performance Airship Envelope Material", Journal of Aircraft, 45 (5), Sept-Oct 2008.

5. Nkdate, M., Maekawa, S., Maeda T., Hiyoshi, M., Kitada, T. and Segawa, S. "Reinforcement of an Opening for High Strength and Light Weight Envelop Material Zylon" 18th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, May 4-7 2009, Seattle, Washington, USA.

6. Nakadate, M., Maekawa, S., Shibasaki, K., Kurose, T., Kitada, T. and Segawa, S. "Development of High Strength and Light Weight Envelop Material Zylon" 7th International Airship Convention 2008, Friedrichshafen Germany, Oct 9-11 2008.

7. High Strength-to-Weight Ratio Non-Woven Technical Fabrics for Aerospace Applications" Cubic Tech Corp, 2009, Mesa, Arizona.

8. Kang, W., Suh, Y. and Woo, K. "Mechanical property characterization of film-fabric laminate for stratospheric airship envelope" Composite Structures, 75, pp. 151-155, 2006.

9. Gu Z., "Research of Stratospheric Airships Skin Material" Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 28(1), pp.62-66, 2007.

10. Cao, X., and Gao, C. "Fabrication and Investigation of Envelope Materials for Stratospheric Aircraft with PBO Fabric as Load-carriers" High-tech Fibre & Application, 34(4), pp.0-5, 2009.

11. Li B., Xing L., Zhou Z., Jiang S. and Chen X. "Study on Mechanical Properties of High Performance Envelope Materials" Material Engineering, pp. 1-5, 2010.

Влияние теплового и УФ-Вид атмосферного воздействия.

Опытные образцы P4, P9 и P10 слоистых материалов подвергали двум различным видам атмосферного воздействия. При одном атмосферном воздействии опытные образцы подвергали тепловому воздействию в течение 24 ч в печи при температуре 80°C. Другой вид атмосферного воздействия включал ускоренное воздействие УФ-спектра и спектра видимого излучения (УФ-Вид) от -275 до 700 нм в течение 170 ч (~ 60 суток воздействия в реальном времени на высоте 10 км). Опытные образцы подвергали воздействию в везерометре Atlas Ci 3000+ ([www.atlas-mts.com](http://www.atlas-mts.com)) при интенсивности излучения 1,1 Вт/м<sup>2</sup> при 340 нм. В ходе УФ-Вид атмосферного воздействия температуру опытных образцов поддерживали приблизительно 80°C. Для УФ-вид атмосферного воздействия испытательные образцы устанавливали на металлические рамки и образцы с внутренней стороны (сторона Mylar®) покрывали двумя слоями черного картона для предотвращения воздействия на внутреннюю сторону. Затем рамки устанавливали на круглых рельсах внутри камеры выветривания везерометра Atlas Ci 3000+ так, что внутренняя сторона образцов была обращена к источнику УФ и видимого света.

Прочность при растяжении опытных образцов измеряли после каждого атмосферного воздействия. Потери прочности в процентах определяли следующим образом:

Потери прочности % =  $\frac{(\text{Прочность при растяжении до воздействия} - \text{Прочность при растяжении после воздействия})}{(\text{Прочность при растяжении до воздействия})} \times 100$ .

Эту величину использовали в качестве показателя для оценки термической деструкции и фотодеструкции.

Было обнаружено, что средняя прочность при растяжении до и после теплового воздействия и УФ-Вид атмосферного воздействия статистически одинакова (статистический анализ проводили с использованием t-испытания при 95% уровне доверительной вероятности). Поэтому можно сделать вывод, что существует незначительная деструкция, вызываемая тепловым и УФ-Вид атмосферным воздействием. Важно отметить, что испытательные образцы, исследуемые до и после атмосферного воздействия, были взяты из разных дубликатов одного и того же опытного образца. Из-за приготовления опытных образцов вручную существуют свойственные этому изменения в дубликатах, а также изменения среди различных дубликатов того же самого опытного образца. Некоторые испытательные образцы, подвергнутые воздействию тепла, показали более высокую прочность по сравнению с соответствующими не подвергнутыми воздействию опытными образцами, что указывает на вариабельность испытательных образцов. Графическое сравнение прочности на разрыв опытных образцов P4, P9 и P10 до и после теплового воздействия и УФ-Вид атмосферного воздействия представлено на фиг. 10.

Потери прочности % в опытных образцах P4, P9 и P10 после теплового воздействия и УФ-Вид атмосферного воздействия представлены на фиг. 11.

Было установлено, что средняя прочность при растяжении до и после теплового воздействия и УФ-Вид атмосферного воздействия статистически одинакова (статистический анализ проводили с использованием t-испытания при 95% уровне доверительной вероятности). Поэтому можно сделать вывод, что существует незначительная деструкция, вызываемая тепловым и УФ-Вид атмосферным воздействием. Важно отметить, что испытательные образцы, исследуемые до и после атмосферного воздействия, были взяты из разных дубликатов одного и того же опытного образца, приготовления опытных образцов вручную, существуют свойственные этому изменения в дубликатах, а также изменения среди различных дубликатов того же самого опытного образца. Некоторые образцы, подвергнутые воздействию тепла, показали более высокую прочность по сравнению с соответствующими не подвергнутыми воздействию образцами, что указывает на вариабельность образцов.

Измерения прочности на разрыв.

Прочность на разрыв опытных образцов P4 и P9 измеряли с использованием метода испытания об-

разца с надрезом MIL-C-21189. Схематическое изображение образца для испытаний на разрыв представлено на фиг. 12. Сделан надрез размером 3,17 см (1,25 дюйма) в центре образца, перпендикулярно направлению испытания. Образец шириной 10,16 см (4 дюйма) с рабочей длиной 7,62 см (3 дюйма) размещали между зажимами.

Прочность образца рассчитывали путем усреднения 5 самых высоких пиковых нагрузок в ходе испытания на разрыв. Три части образца исследовали в направлениях основы и утка. Результаты прочности на разрыв опытных образцов P4 и P9 представлены в табл. 5.

Таблица 5

Образец слоистого материала	Прочность на разрыв, Н			
	Основа		Уток	
	ср.	кв%	ср.	кв%
П-4	330,7	9,5	403,5	9,7
П-9	290,0	6,6	533,7	5,2

Причина большего разрыва в направлении деформации опытного образца P4 по сравнению с опытным образцом P9 связана с разницей линейной плотности в денье нити основы, используемой для получения двух структур. В опытном образце P4 использовали волокна 250 денье, в то время как в опытном образце P9 использовали волокна 99 денье. Из литературы хорошо известно, что разрывная нагрузка увеличивается при увеличении тормозной нагрузки нити.

Сопротивление удлинению при ползучести.

Часть опытного образца P4 шириной 2,54 см (1 дюйм) подвергали воздействию постоянной нагрузки 1250 Н в течение суток на нагрузочной рамке MTS ([www.mts.com](http://www.mts.com)), при движении нагрузочной рамки в режиме контроля нагрузки. Рабочая длина испытательного образца составляла 76 мм (3 дюйма). Кривая нагрузка-растяжение испытаний представлена на фиг. 13. После мгновенного растяжения 1,6% образец P4 показал очень небольшое удлинение при ползучести, составляющее 0,02%.

Альтернативные слоистые материалы.

На фиг. 14 и 15 показаны конкретные воплощения слоистого материала, схематическое изображение которого представлено на фиг. 2.

В схематической структуре опытного образца слоистого материала, в эксперименте обозначенного P12 и представленного на фиг. 14, используют структуру из несбалансированных не перевитых волокон с поперечным расположением или несбалансированный тканый материал в качестве армирования волокнами. Структура массой 48 г/см<sup>2</sup> выполнена из волокон ПБО. Внутреннюю поверхность слоистого материала (клеевой слой) металлизуют после формирования слоистого материала. Расчетная базовая масса опытного образца слоистого материала составляет 96 г/см<sup>2</sup>.

Используя вместо этого трехслойную не перевитую структуру, ожидали не только дополнительного снижения массы армирующих волокон, но и повышения прочности при растяжении слоистого материала. Пример опытного образца слоистого материала с трехслойным армированием волокном описан далее в связи с фиг. 15. В схематической структуре опытного образца слоистого материала, в эксперименте обозначенного P13 и представленного на фиг. 15, используют трехслойную ткань (волокно 250 денье) с 15 н/д (приблизительно 6 нитей на см) в направлении 90° и 11 н/д (приблизительно 4 нити на см) в направлениях +/-45°. Три слоя расположены так, как показано на фиг. 3с. Масса структуры армирования волокном равна 41 г/см<sup>2</sup>. Подобно опытному образцу P12, внутреннюю поверхность слоистого материала (клеевой слой) металлизуют после процесса ламинирования. Ожидают, что расчетная масса слоистого материала составит 89 г/см<sup>2</sup>. Ожидают, что расчетная прочность на растяжение опытного образца P13 слоистого материала составит 1000 Н/см.

В схематической структуре опытного образца слоистого материала, в эксперименте обозначенного P14 и представленного на фиг. 16, используют трехслойную структуру (волокно 250 денье) с 22 н/д (приблизительно 9 нитей на см) в направлении 90° и 16 н/д (приблизительно 6 нитей на см) в направлениях +/-45°. Масса структуры армирования волокном равна 59 г/см<sup>2</sup>. Три слоя расположены так, как показано на фиг. 3с. Подобно опытному образцу P12, внутренняя поверхность слоистого материала (клеевой слой) металлизуют после процесса ламинирования. Ожидают, что расчетная масса слоистого материала составит 107 г/см<sup>2</sup>. Расчетная прочность при растяжении опытного образца P13 слоистого материала по оценке составит 1550 Н/см. Согласно расчетам отношение прочность к массе будет близкой к 1400 кНм/кг, что значительно выше, чем у всех слоистых материалов, разработанных в ходе других исследований.

Измерения температурной стабильности.

Проводили динамо-механический анализ (ДМА) на ряде образцов в большом диапазоне температур, чтобы выяснить, могут ли низкие температуры влиять на гибкость материала. Диапазон температур составлял от -60 до 100°C. В данном интервале измеряли модуль потерь, связанный с неупругими свойствами, и энергию рассеивания, а также динамический модуль упругости, связанный с упругими свойствами, в МПа с помощью устройства для измерения ДМА Q800, изготовитель TA Instruments, New Castle, DEI9720, США ([www.TAInstruments.com](http://www.TAInstruments.com)). Кроме того, рассчитывали отношение между двумя параметрами

рами, также называемое тангенс дельта. Измерения представлены на фиг. 17а, 17б и 17с.

Измерения представлены:

на фиг. 17а для образца пленки СЭВС размером 20×7×0,0130 мм;

на фиг. 17б для образца пленки Mylar размером 20×7×0,0050 мм;

на фиг. 17с для образца полиимидной (ПИ) пленки размером 23 ×7×0,0130 мм;

на фиг. 17д для образца основы Р4 растяжение 3 размером 19×6×0,1020 мм.

Измерения показывают, что СЭВС, Mylar и ПИ пленки стабильны при низких температурах, без ослабления при низких температурах. Что касается СЭВС пленки, это оказалось неожиданным в свете статьи Zhai and Euler, описанной в разделе "Уровень техники". Кривая тангенса дельта показывает фазовые переходы, которые в пленках при низких температурах, по-видимому, не происходят. В слоистых материалах опытного образца Р4 не наблюдали никаких признаков расслаивания и физического повреждения. Полагают, что нагрев материала до 180°C во время обработки приводит к сшиванию полимеров до их конечного состояния в материале, что является преимуществом в отношении стабильности.

Заключение.

Разработаны легкие слоистые материалы для корпуса летательного аппарата легче воздуха, которые обладают улучшенными свойствами. Новые опытные образцы слоистых материалов не только значительно легче, чем известные слоистые материалы с такой же прочностью при растяжении, но также и значительно прочнее, чем известные слоистые материалы с такой же массой. Удельная прочность (отношение прочности к массе) опытных образцов слоистого материала значительно выше, чем у известных на настоящий момент слоистых материалов. Опытные образцы слоистых материалов также обладают превосходной стойкостью к тепловой деструкции, фотодеструкции, химической стойкостью, особенно в отношении синглетного кислорода и озона, превосходными газобарьерными свойствами и превосходным сопротивлением удлинению при ползучести. Кроме того, наружная пленка/слой также обеспечивает превосходное управление тепловыми процессами, включая низкую теплоотдачу. Соответственно слоистый материал обладает многофункциональными свойствами на высоком уровне. Концепция структуры слоистого материала может быть использована для обеспечения более низкой или более высокой массы слоистых материалов при сохранении в значительной степени отношения прочности к массе.

#### ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Летательный аппарат легче воздуха, включающий корпус, содержащий слоистый материал в качестве барьера для газа и несущей нагрузку конструкции, причем слоистый материал содержит слой армирующего волокна и первую пленку из этиленвинилового спирта, СЭВС, вплавленную в слой волокна на одной стороне слоя волокна, где СЭВС находится в прямом контакте со слоем армирующего волокна.

2. Летательный аппарат легче воздуха по п.1, в котором слой армирующего волокна включает волокна, выполненные из жидких кристаллов.

3. Летательный аппарат легче воздуха по п.2, в котором жидкий кристалл представляет собой поли(п-фенилен-2,6-бензобисоксазол), ПБО.

4. Летательный аппарат легче воздуха по п.2 или 3, в котором по меньшей мере часть жидкокристаллических волокон скручена.

5. Летательный аппарат легче воздуха по п.4, в котором скрученные жидкокристаллические волокна имеют степень крутки от 30 до 50 витков на метр.

6. Летательный аппарат легче воздуха по п.4 или 5, в котором слой волокна включает по меньшей мере первую совокупность волокон и вторую совокупность волокон, где волокна в первой совокупности волокон представляют собой скрученные жидкокристаллические волокна, ориентированные в первом направлении, а волокна во второй совокупности представляют собой нескрученные жидкокристаллические волокна, ориентированные во втором направлении, которое отличается от первого направления.

7. Летательный аппарат легче воздуха по п.6, в котором первое и второе направления находятся под углом по меньшей мере 30°.

8. Летательный аппарат легче воздуха по п.6 или 7, в котором первое и второе направления расположены перпендикулярно друг другу.

9. Летательный аппарат легче воздуха по любому из пп.6-8, в котором первая совокупность волокон имеет первую плотность нити, а вторая совокупность волокон имеет вторую плотность нити, которая отличается от первой плотности нити по меньшей мере в два раза.

10. Летательный аппарат легче воздуха по любому из предшествующих пунктов, в котором масса слоя волокна составляет от 40 до 70 г/см<sup>2</sup>.

11. Летательный аппарат легче воздуха по любому из предшествующих пунктов, в котором толщина первой пленки из СЭВС составляет от 10 до 20 мкм.

12. Летательный аппарат легче воздуха по любому из предшествующих пунктов, в котором слоистый материал включает стойкий к атмосферным воздействиям слой, наплавленный на первую пленку из СЭВС, где стойкий к атмосферным воздействиям слой включает металлизированную полимерную пленку.

13. Летательный аппарат легче воздуха по п.12, в котором металлизированная полимерная пленка включает слой металла, наплавленный на первый слой пленки из СЭВС.

14. Летательный аппарат легче воздуха по п.12 или 13, в котором толщина стойкого к атмосферным воздействиям слоя составляет от 10 до 20 мкм.

15. Летательный аппарат легче воздуха по любому из предшествующих пунктов, в котором с противоположной стороны слоя волокна в слой волокна вплавлена вторая пленка из СЭВС, при этом СЭВС второй пленки из СЭВС находится в прямом контакте со слоем армирующего волокна.

16. Летательный аппарат легче воздуха по п.15, в котором толщина второй пленки из СЭВС составляет от 10 до 20 мкм.

17. Летательный аппарат легче воздуха по любому из предшествующих пунктов, в котором слоистый материал включает металлизированный газобарьерный слой, наплавленный на вторую пленку из СЭВС с противоположной стороны слоистого материала относительно стойкого к атмосферным воздействиям слоя.

18. Летательный аппарат легче воздуха по п.17, в котором металлизированный газобарьерный слой включает металлизированную полимерную пленку, которая наплавлена на вторую пленку СЭВС, при этом слой металла расположен с противоположной стороны металлизированной полимерной пленки относительно второй пленки из СЭВС.

19. Летательный аппарат легче воздуха по п.18, в котором слой металлизированной полимерной пленки представляет собой слой полиэтилентерефталата, ПЭТ, толщиной от 2 до 6 мкм.

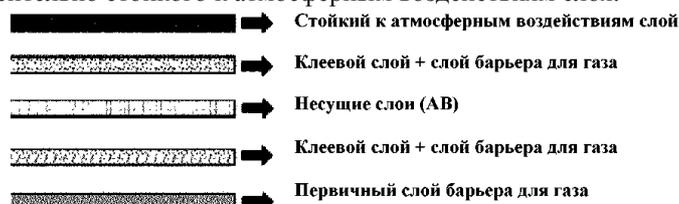
20. Летательный аппарат легче воздуха по любому из предшествующих пунктов, в котором слоистый материал имеет массу от 85 до 120 г/см<sup>2</sup>.

21. Летательный аппарат легче воздуха по любому из предшествующих пунктов, в котором отношение прочности к массе слоистого материала составляет более 890 кН·м/кг.

22. Способ получения слоистого материала для летательного аппарата легче воздуха по любому из предшествующих пунктов, включающий обеспечение слоя армирующего волокна и первой пленки из СЭВС с одной стороны слоя волокна или первой и второй пленок из СЭВС с каждой стороны слоя волокна и совместное прессование при нагреве слоев при температуре от 175 до 200°С для сплавления.

23. Слоистый материал для летательного аппарата легче воздуха по любому из пп.15-21, имеющий массу от 85 до 120 г/см<sup>2</sup> и включающий слой армирующего волокна, выполненный из волокон поли[п-фенилен-2,6-бензобисоксазола], причем масса слоя волокна составляет от 40 до 70 г/см<sup>2</sup>, и первую и вторую пленки из СЭВС толщиной 10-15 мкм, вплавленные в слой волокна с каждой стороны слоя волокна, и полиимидную пленку толщиной 10-15 мкм с металлизированной стороной, которая сплавлена с первым слоем из СЭВС.

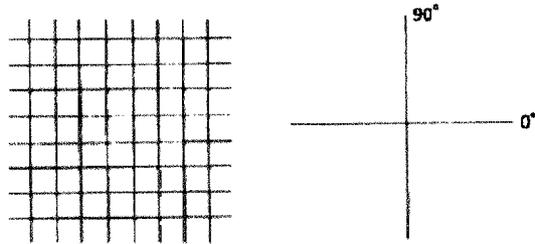
24. Слоистый материал по п.23, дополнительно включающий слой металлизированной полимерной пленки толщиной 4-12 мкм, наплавленный на вторую пленку из СЭВС с противоположной стороны слоистого материала относительно стойкого к атмосферным воздействиям слоя.



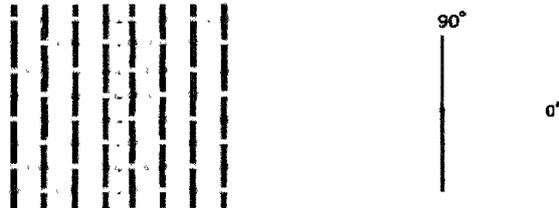
Фиг. 1



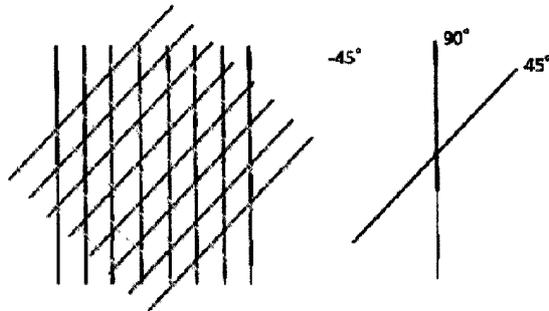
Фиг. 2



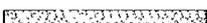
Фиг. 3а



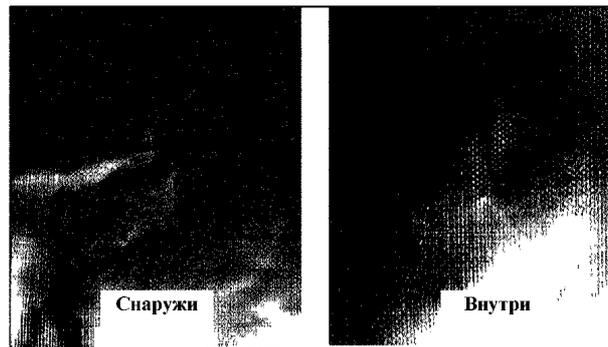
Фиг. 3b



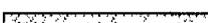
Фиг. 3с

- 18 г/см<sup>2</sup>  → 12,7 мкм, металлизированный Картон®
- 15 г/см<sup>2</sup>  → 12,5 мкм, СЭВС пленка
- 50 г/см<sup>2</sup>  → Тканое армирование волокном
- 15 г/см<sup>2</sup>  → 12,5 мкм, СЭВС пленка
- 7 г/см<sup>2</sup>  → 4 мкм, металлизированный ПЭТ

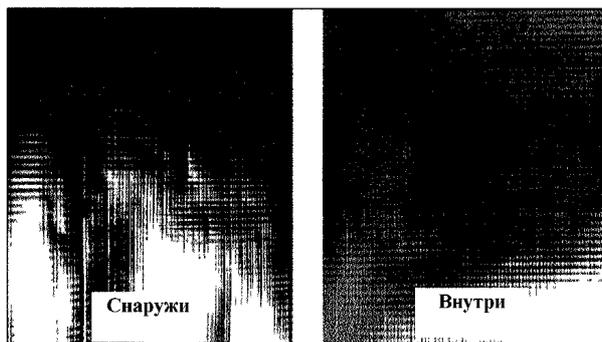
Фиг. 4а



Фиг. 4b

- 18 г/см<sup>2</sup>  → 12,7 мкм, металлизированная Картон® (III) пленка
- 15 г/см<sup>2</sup>  → 12,5 мкм, СЭВС пленка
- 48 г/см<sup>2</sup>  → Армирование волокном с перекрестными слоями
- 15 г/см<sup>2</sup>  → 12,5 мкм, СЭВС пленка
- 7 г/см<sup>2</sup>  → 4 мкм, металлизированный ПЭТ

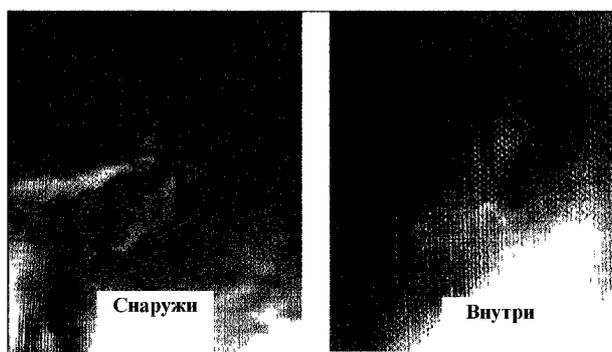
Фиг. 5а



Фиг. 5b

- 18 г/см<sup>2</sup> → 12,7 мкм, металлизированная Karton® (ПИ) пленка
- 15 г/см<sup>2</sup> → 12,5 мкм, СЭВС пленка
- 50 г/см<sup>2</sup> → Тканое армирование волокном
- 15 г/см<sup>2</sup> → 12,5 мкм, СЭВС пленка
- 7 г/см<sup>2</sup> → 4 мкм, металлизированный ПЭТ

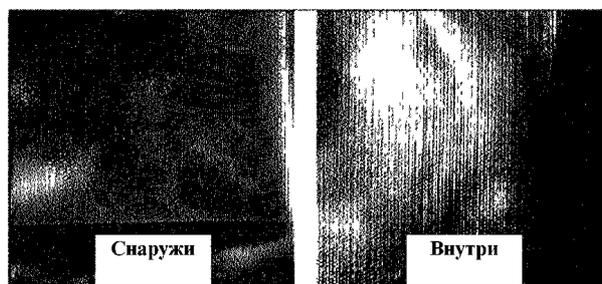
Фиг. 6a



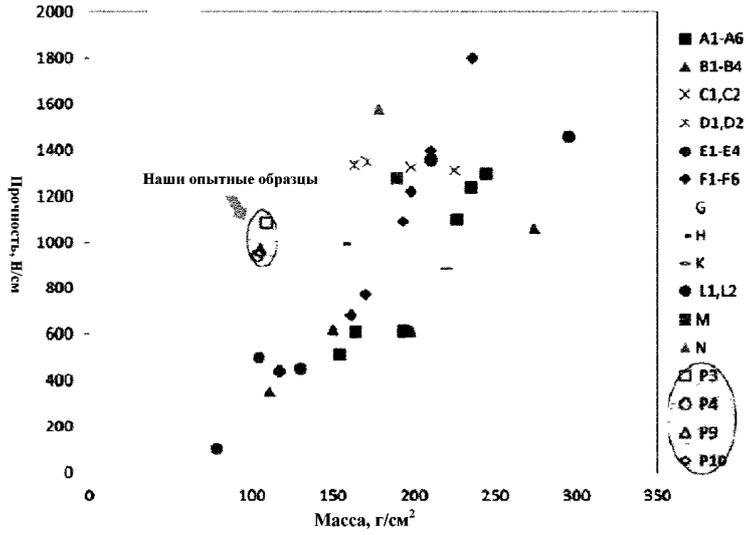
Фиг. 6b

- 18 г/см<sup>2</sup> → 12,7 мкм, металлизированная Karton® (ПИ) пленка
- 15 г/см<sup>2</sup> → 12,5 мкм, СЭВС пленка
- 50 г/см<sup>2</sup> → Тканое армирование волокном
- 15 г/см<sup>2</sup> → 12,5 мкм, СЭВС пленка
- 7 г/см<sup>2</sup> → 4 мкм, металлизированный ПЭТ

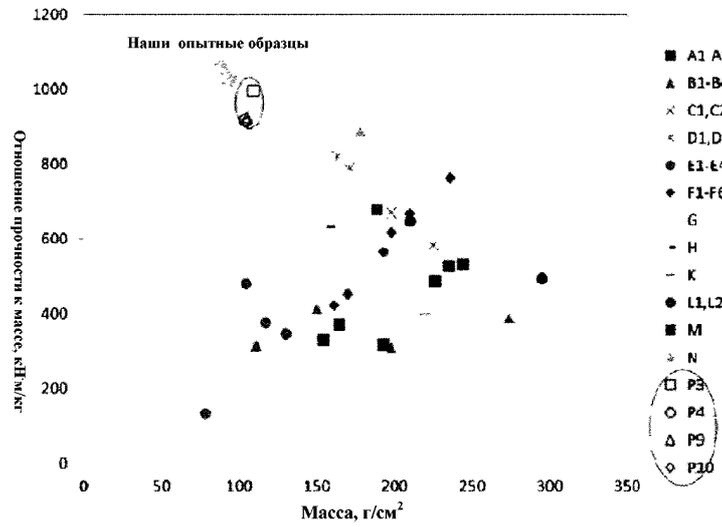
Фиг. 7a



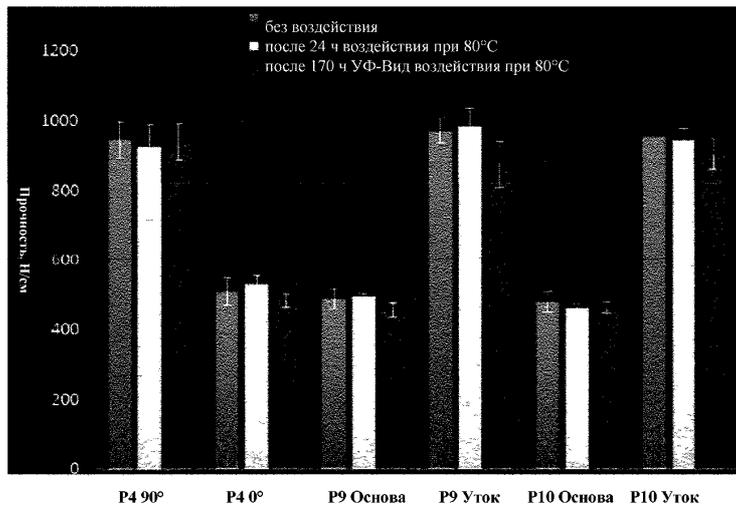
Фиг. 7b



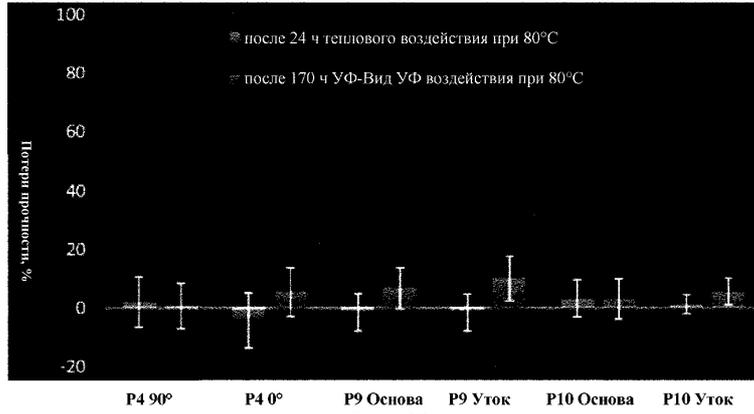
Фиг. 8



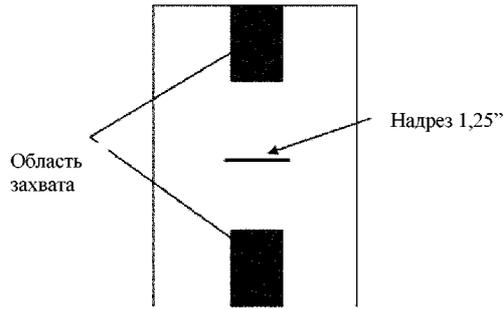
Фиг. 9



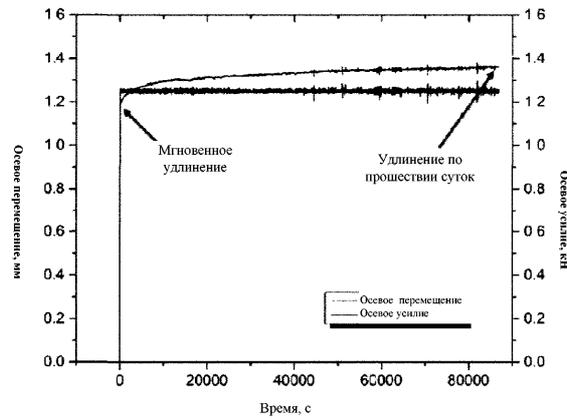
Фиг. 10



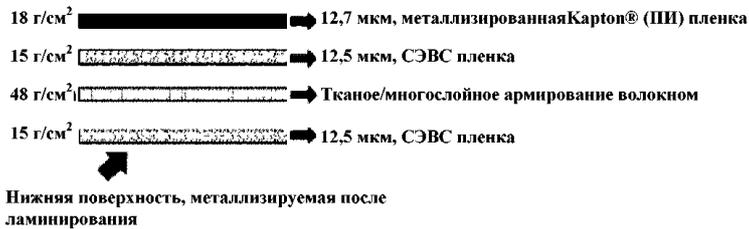
Фиг. 11



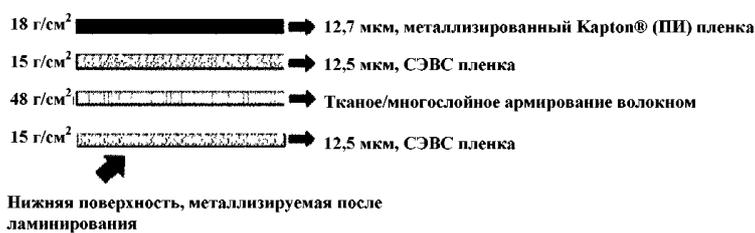
Фиг. 12



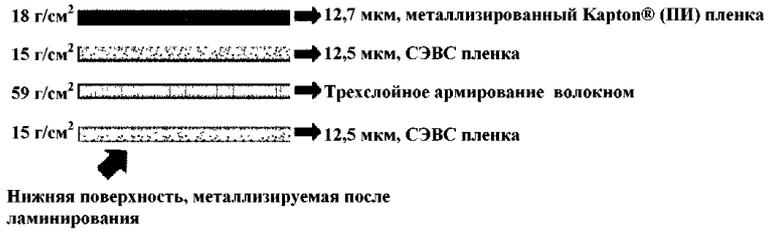
Фиг. 13



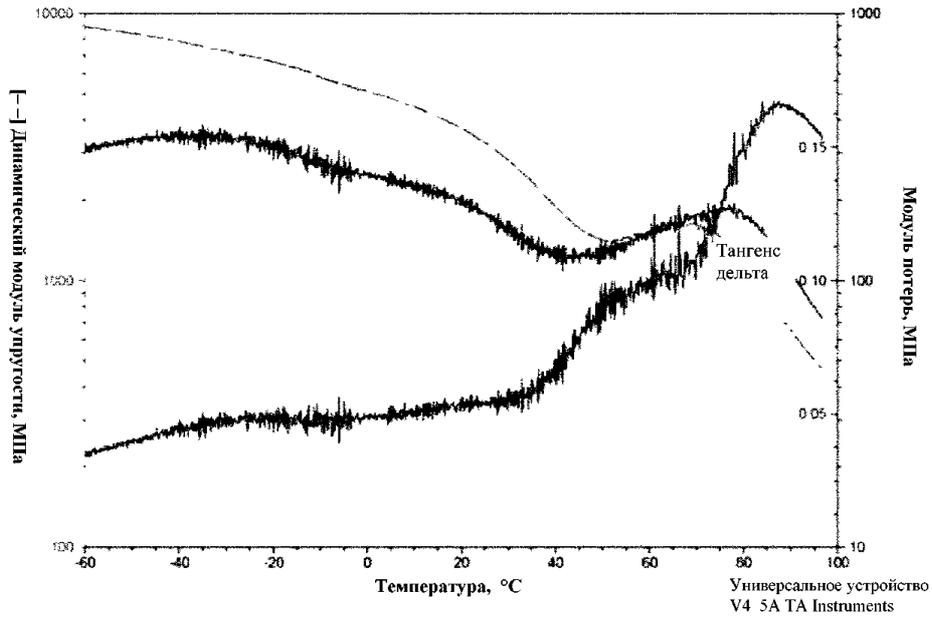
Фиг. 14



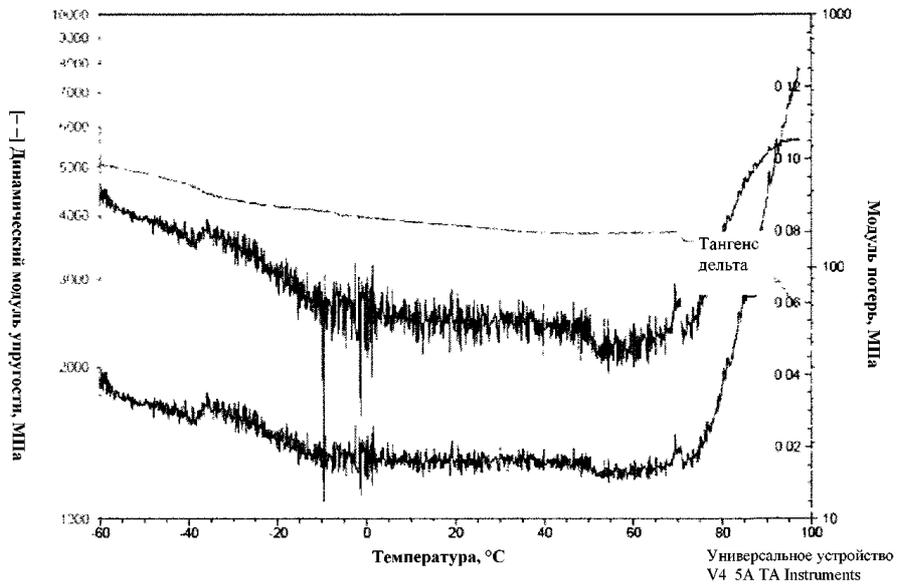
Фиг. 15



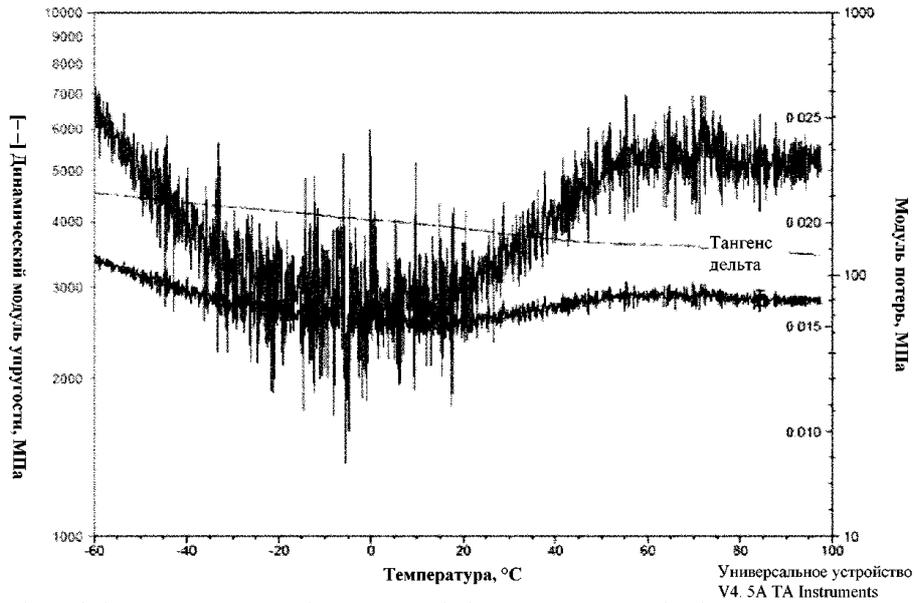
Фиг. 16



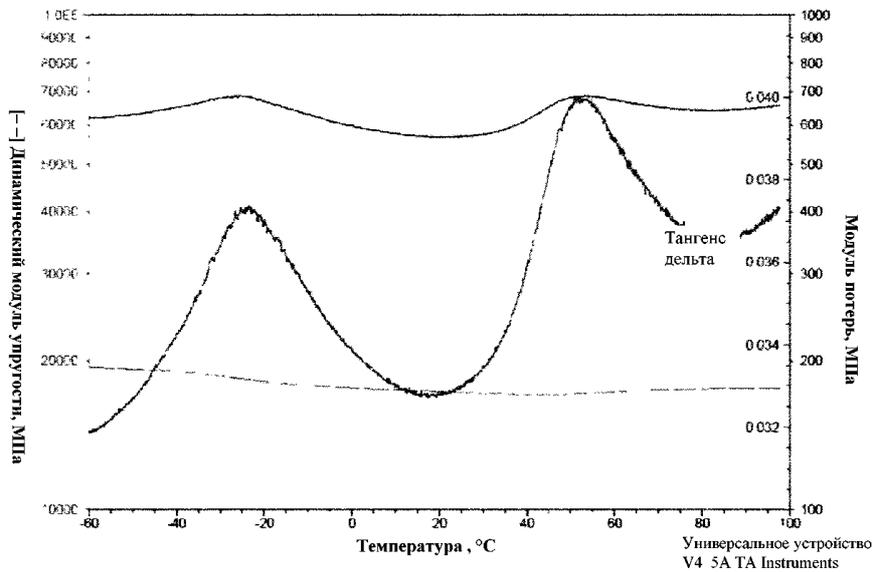
Фиг. 17а



Фиг. 17b



Фиг. 17с



Фиг. 17d



Евразийская патентная организация, ЕАПВ

Россия, 109012, Москва, Малый Черкасский пер., 2