# Слоистые металлополимерные материалы в элементах конструкции воздушных судов

**Н. Ю. Подживотов, Е. Н. Каблов, В. В. Антипов, В. С. Ерасов, Н. Ю. Серебренникова, М. Р. Абдуллин, М. В. Лимонин**

Приведены результаты проектирования, изготовления и испытания слоистых металлополимерных гибридных фрагментов панели крыла из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469Т1 и однонаправленного слоистого алюмостеклопластика СИАЛ-1-1Р. Показана возможность реализации принципа материал – технология – конструкция на примере проектирования фрагмента гибридной панели крыла, начиная от разработки (выбора) оптимального конструкционного материала стрингера и структуры гибридной обшивки до проведения испытаний крупноразмерных конструктивно-подобных образцов. Показано, что результаты расчетов на прочность фрагментов гибридной панели крыла, проводимых по различным методикам, включая метод конечных элементов, показали хорошую сходимость со статическими и повторно-статическими испытаниями фрагментов панели. Продемонстрированы преимущества гибридных конструкций перед традиционными конструкциями из алюминиевых сплавов по весовой эффективности, которая может достигать 10 %, а по несущей способности — до 20 %.

***Ключевые слова:*** слоистые гибридные металлополимерные материалы, СИАЛ, проектирование, панель крыла, конструктивно-подобные образцы, испытания, несущая способность, алюминий-литиевые сплавы.

**Введение**

Создание современных авиационных конструкций невозможно без использования новых эффективных конструкционных материалов [1, 2]. Разработка новых конструкционных материалов воздушного судна должна быть направлена на обеспечение совокупности требований, традиционно предъявляемых к силовым конструкциям воздушных судов при проектировании. Согласно таким требованиям силовая конструкция воздушного судна должна обладать рядом свойств, в некоторых случаях, взаимоисключающих друг друга, а именно:

— высокой несущей способностью;
— малым удельным весом;
— высоким ресурсом;
— повышенной эксплуатационной живучестью;
— достаточной коррозионной стойкостью;
— технологичностью;
— относительно низкой стоимостью изготовления.

Проектирование воздушного судна сводится к решению комплексной задачи по поиску компромисса между указанными выше требованиями. Поиск такого компромисса возможен благодаря разработке и выбору материалов, обладающих оптимальными для проектируемой конструкции физико-механическими свойствами. Например, необходимая жесткость конструкции, может быть достигнута за счет применения слоев разнонаправленного армирования и различных армирующих наполнителей. Из условий максимума живучести может быть смоделирована структура материала, скорость распространения трещин в которой будет минимальна. Для повышения несущей способности и эффективности сжатых конструкций формируется материал, имеющий повышенный модуль упругости, а для уменьшения веса конструкции — конструкционный материал с низкой удельной плотностью и т.д. Таким образом, в зависимости от характера действующих нагрузок, разрабатывается конструкционный материал, обладающий наиболее эффективными для данной конструкции характеристиками, то есть, выполняется условие неразрывности связи "материал – технология – конструкция" [3].

Предъявляемые к конструкции воздушного судна конструктивно-технологические и эксплуатационные

требования, а также современные возможности моделирования и производства материалов обуславливают необходимость перехода к композиционным, в частности к слоистым металлополимерным конструкционным материалам с заданными физико-механическими свойствами.

Попытки использования в элементах конструкции композиционных, в том числе слоистых металлополимерных материалов были и в отечественной, и в зарубежной практике авиастроения. В конструкции пассажирского широкофюзеляжного самолёта Ил-96-300 использовали композиционные материалы (в основном гибридные углеорганопластики) и высокопрочные пленочные, в том числе, армированные клеи, которые позволили создать высокоэффективные клееные элементы конструкции, обеспечив тем самым повышение надежности и снижение массы силовых агрегатов планера [4]. Кроме того, в обшивке Ил-96-300 были применены дополнительные слои из стеклоткани, исключающие контакт коррозионно-активного углепластика с алюминиевыми (сплав 1163) и стальными деталями [5].

За рубежом в середине 80-х XX века на примере нижних панелей крыла пассажирского самолета Fokker-27 была исследована возможность применения слоистого материала ARALL (Aramid Aluminium Laminate) — гибрида из сверхпрочного арамидного волокна и алюминиевого сплава [6, 7]. ARALL также был опробован и для создания задней крупногабаритной грузовой двери транспортного самолета McDonnell Douglas C-17 [8].

При разработке пассажирских самолетов и модернизации существующего парка воздушных судов процент использования композиционных материалов в ответственных элементах конструкций постоянно растет. Характерным примером увеличения доли использования в конструкции композиционных материалов являются современные авиалайнеры Boeing 787 и Airbus 380 [9 – 15].

В верхней обшивке фюзеляжа А380 использован гибридный слоистый материал GLARE (Glass Laminate Aluminium Reinforced Epoxy) — гибрид на основе алюминиевого сплава 2024Т3 (или 7475-Т761) и стекловолокна в эпоксидном связующем) (рис. 1).

В зависимости от направления армирования гибридного слоистого материала GLARE его предел прочности находится в широком диапазоне $\sigma_в$ = 630 – 1000 МПа, а модуль упругости — $E$ = 59 – 66ГПа [16].

В марте 2009 г. на 2-й международной конференции “Свойства материалов и компонентов под переменной амплитудной нагрузкой”, представитель компании AeroStruc Ганс-Юрген Шмидт (H.-J.Shmidt) в своем докладе: “Современные материалы и производственные технологии для применения в авиации” на примере нижних панелей крыла широкофюзеляжных самолётов показал преимущества использования гибридных обшивок, созданных на основе GLARE перед традиционными обшивками из алюминиевых сплавов [17].

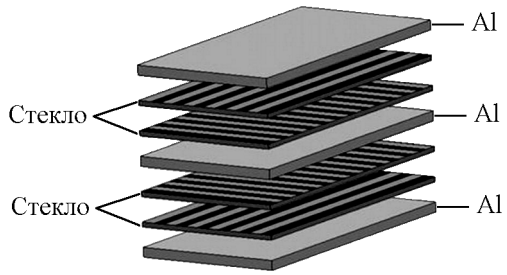



Рис. 1. Структура гибридного материала GLARE-3.

Фирма “ALCOA”, проводившая сравнительные исследования свойств гибридных обшивок и традиционных обшивок из алюминиевых сплавов, также указывает на преимущества гибридных обшивок для нижних панелей крыла, как материалов имеющих повышенную трещиностойкость и живучесть. По мнению доктора Маркуса Хайнимана (Dr. Markus Heinimann, “ALCOA”) преимущества гибридных конструкций по весу могут достигать 25 – 30 %, по прочности — от 10 до 45 % и по трещиностойкости — от 25 до 40 % [18].

Использование композиционных материалов в конструкциях ряда современных пассажирских авиалайнеров, а также весовые и прочностные преимущества гибридных обшивок, дают основание для исследования возможности более широкого применения слоистых гибридных металлополимерных материалов в качестве силовых элементов, в частности обшивки панелей крыла воздушного судна [19].

Цель данной работы — оценка результатов проектирования и механических испытаний фрагмента панели центральной части крыла самолета Ту-204СМ из слоистого гибридного металлополимерного материала на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469Т1 и однонаправленного слоистого алюмостеклопластика СИАЛ-1-1Р на базе листов 1441Т11.

**Разработка слоистого металлполимерного материала**

Самолет Ту-204СМ представляет собой среднемагистральный пассажирский авиалайнер, взлетный вес которого составляет 105 т, размах крыльев — 41,8 м. Конструкция центроплана самолета Ту-204СМ представляет собой кессон с двумя лонжеронами,

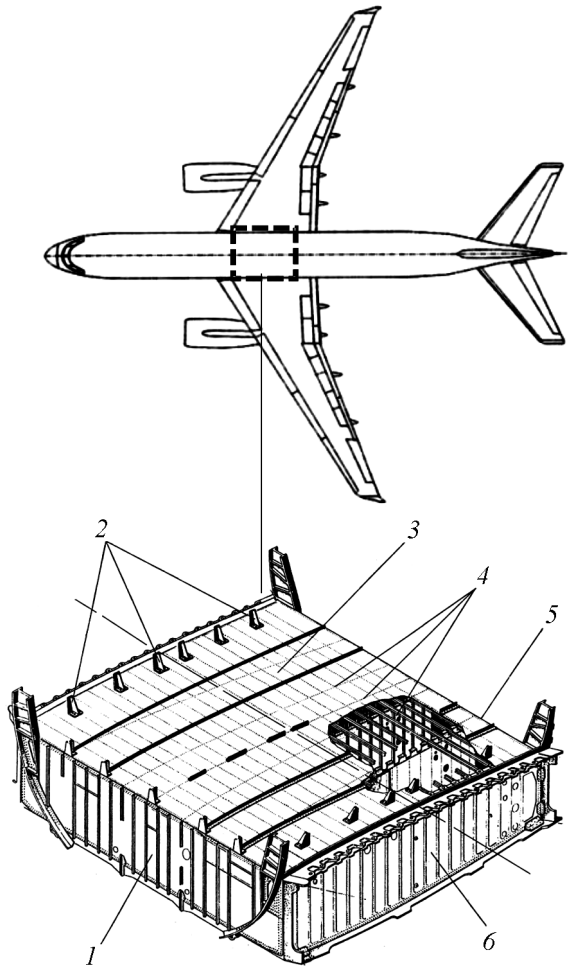



Рис. 2. Центроплан самолета Ту-204СМ: *1* — передний лонжерон; *2* — фитинги крепления центроплана с фюзеляжем; *3* — верхняя панель центроплана; *4* — промежуточные нервюры центроплана; *5* — задний лонжерон; *6* — бортовая нервюра.

нервюрами и шестью панелями (три сверху, три снизу) (рис. 2). Панели состоят из обшивок и стрингеров, соединенных между собой с помощью заклепок. Нижние панели центральной части крыла (центроплана) выполнены из полуфабрикатов сплава 1163Т, верхние панели из полуфабрикатов сплава В95очТ2.

В качестве прототипа для проектирования фрагмента гибридной панели крыла выбрана верхняя панель центроплана самолета Ту-204СМ. От воздействия эксплуатационных нагрузок через отъемную часть крыла (ОЧК) на центроплан передаются изгибающий и крутящий моменты. От изгибающего момента, который достигает максимального значения в районе бортовой зоны ОЧК, выбранная в качестве прототипа панель нагружается, в основном, нормальными сжимающими усилиями.

Ввиду конструктивной особенности центроплана самолета Ту-204СМ, силовые шпангоуты фюзеляжа, перестыкованные с лонжеронами центроплана, не полностью воспринимают крутящий момент, приходящий с консолей крыла, часть момента проходит через центроплан и нагружает панели и стенки лонжеронов также и сдвиговыми усилиями.

В дополнение к этому, верхняя панель центроплана воспринимает нагрузки от избыточного давления в гермокабине фюзеляжа. Усиливающие элементы (стрингеры) верхней панели крыла работают как многоопорные балки под действием осевых сил от полетных случаев нагружения и поперечной распределенной нагрузки от избыточного давления, которые действуют совместно.

Разработка слоистого металллополимерного материала для проектирования конструктивно-подобных образцов панели центральной части крыла самолета Ту-204СМ проводили во ФГУП "ВИАМ" в соответствии с характером напряженно-деформируемого состояния панели, а также, исходя из зарубежного и отечественного опыта в области разработок и использования гибридных конструкционных материалов в авиационной технике. Поскольку в качестве панели-прототипа была выбрана верхняя панель центроплана, материал слоёв и структура для разрабатываемых конструктивно-подобных образцов панелей крыла отбирали из условия максимальной несущей способности при минимальном весе конструкции.

В результате совместной работы специалистов ФГУП "ВИАМ" и ПАО "Туполев" для проектирования обшивки фрагмента гибридной панели крыла были выбраны листы из Al – Li сплавов и СИАЛ, обладающие пониженной плотностью [20 – 22].

В соответствии с геометрическими характеристиками и нагруженностью элементов панели-прототипа (обшивка и стрингер), прочностными и весовыми характеристиками материалов проведен выбор номенклатуры полуфабрикатов из Al – Li сплавов, в результате которого, в качестве основы для разработки структуры гибридной обшивки и последующего проектирования фрагмента гибридной панели центральной части крыла, были выбраны листы Al – Li сплавов: лист сплава В-1469Т1 толщиной $t = 1{,}8$ мм и тонкие листы ($t = 0{,}35$ мм) сплава 1441Т11 в составе СИАЛа. В качестве полуфабриката для проектирования усиливающего элемента гибридной панели крыла (стрингера) был выбран $z$-образный прессованный профиль ПР105-7 Al – Li сплава В-1469Т1 (модуль упругости $E$ = 79 ГПа; предел прочности $\sigma_в = 590$ МПа). Плотность сплава В-1469Т1 $d = 2{,}67$ г/см$^3$ меньше плотности материала В95очТ2

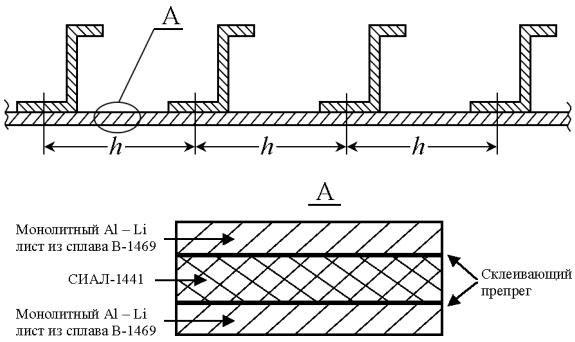



Рис. 3. Схема структуры гибридной обшивки.

$d$ = 2,85 г/см$^3$, используемого для изготовления элементов панели-прототипа.

Структура гибридной обшивки суммарной номинальной толщиной около 5 мм (рис. 3) была разработана во ФГУП "ВИАМ" с учетом толщины обшивки в районе максимально-нагруженного стрингера (стрингер № 16) панели-прототипа, выбранных полуфабрикатов листов высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469Т1, слоистого алюмостеклопластика СИАЛ-1-1Р, а также профиля ПР105-7 [23].

**Разработка программ и методов испытаний**

Проектирование конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла проводили совместно со специалистами ПАО "Туполев" с использованием как традиционных методик, так и современных методов 3D-моделирования и расчета на прочность с помощью CAD/CAE систем.

При выполнении работ по созданию конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла с учетом нагрузок, действующих на панель-прототип, а также из условия равной несущей способности фрагмента панели-прототипа и разрабатываемого фрагмента гибридной панели, проведена проектная оценка уровня эксплуатационной нагруженности рассматриваемой зоны верхней панели крыла. Это позволило разработать конструктивно-силовую схему фрагмента гибридной панели крыла и применить ее для разработки методики расчета ее прочности при проектировании.

Поскольку в настоящее время проектирование и применение конструкций из слоистых металлополимерных материалов в силовой схеме воздушного судна находится на этапе поиска оптимальных решений [24, 25], то для проектирования конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла был разработан ряд оценочных методик, за основу которых были взяты методики для проектирования и расчета на прочность конструкций из традиционных авиационных конструкционных материалов.

Разработанный метод расчета на прочность гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмостеклопластика позволил на этапе проектирования оценить несущую способность конструкции верхней панели крыла [26]. Данный метод позволяет проводить оценочные расчеты на прочность фрагментов гибридных панелей крыла, усиленных продольными элементами — стрингерами и может быть использован для перспективных разработок авиационной техники.

Поскольку крыльевая панель состоит из $n$-типовых элементов, то оценка ее несущей способности может сводиться к определению несущей способности (расчету на прочность) одного типового элемента, состоящего из стрингера и присоединенной к нему обшивки. В соответствии с данным методом потеря устойчивости стрингера с обшивкой оценивается как потеря устойчивости шарнирно-опертого стержня, длина которого равна расстоянию между соседними нервюрами. При этом учитывается потеря устойчивости обшивки между стрингерами, местная форма потери устойчивости отдельных полок стрингера, общая форма потери устойчивости стрингера с присоединенной обшивкой. В процессе данного расчета может быть использован метод послойного упругого анализа, при котором рассчитывают нагрузки в слоях гибридной обшивки. В результате расчета, применяя тот или иной критерий прочности к монослоям, определяют нагрузку первичного разрушения одного из слоев [27].

Также был разработан метод определения эквивалентной нагрузки, который позволяет определять допускаемые напряжения в типовых элементах (стрингерах и обшивке) гибридной панели крыла и величину эквивалентной нагрузки — усилия для выбора испытательного оборудования и реализации испытаний на несущую способность конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла. Разработанная методика позволяет проводить расчеты эквивалентной нагрузки (несущей способности) фрагментов гибридных панелей крыла с целью планирования и проведения статических и повторно-статических испытаний фрагментов гибридных панелей крыла с заданным количеством стрингеров. Разработанный метод распространяется на фрагменты гибридных панелей крыла со стрингерами.

Используя разработанные методики и подходы, а также консолидированный подход и неразрывность связи "материал – технология – конструкция" был

Таблица 1

Вес фрагмента гибридной панели крыла и фрагмента верхней панели самолета Ту-204СМ из сплава В95очТ2

| Конструкция | Материал | Плотность, $d$, г/см$^3$ | Площадь поперечного сечения элемента, $F$, мм$^2$ | Вес 1 п/м элемента, $G$, кг | Вес 1 п/м фрагмента, кг |
|---|---|---|---|---|---|
| Обшивка | В95очТ2 | 2.85 | 570,0 | 1,63 | 3,357 |
| Стрингер | | | 607,8 | 1,73 | |
| Обшивка гибридная | Листы В-1469Т1 2,8 мм СИАЛ-1-1Р(3/2) 1,54 мм | 2,48 | 681,2 | 1,69 | 3,00 |
| Склеивающий препрег | BondPreg | 1,6 | 5,72 | 0,009 | |
| Стрингер | В-1469Т1 | 2,67 | 490 | 12,8 | |

п/м — погонный метр.

спроектирован фрагмент гибридной панели крыла на базе листов и профиля ПР105-7 из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469Т1 и слоистого алюмостеклопластика СИАЛ-1-1Р гибридной панели крыла (верхняя панель центральной части крыла). Учитывая конструктивно-силовую схему, уровень эксплуатационной нагруженности панели Ту-204СМ (максимальный (суммарный) поток нормальных сжимающих усилий в панели крыла при эксплуатации $q_z = -2942$ Н/мм; средние (обшивка + стрингер) нормальные напряжения сжатия вдоль оси $z$ $\sigma_z = -353$ МПа), размеры профиля ПР105-7, а также выбранную структуру гибридной обшивки, фрагмент гибридной панели крыла был спроектирован в виде четырех-стрингерного конструктивно-подобного образца для испытаний на сжатие (несущую способность).

Для оценки весовой эффективности спроектированного фрагмента верхней гибридной панели крыла (обшивка с присоединенным стрингером) был проведен его сравнительный анализ с типовым элементом панели-прототипа из сплава В95очТ2, самолета Ту-204СМ (табл. 1).

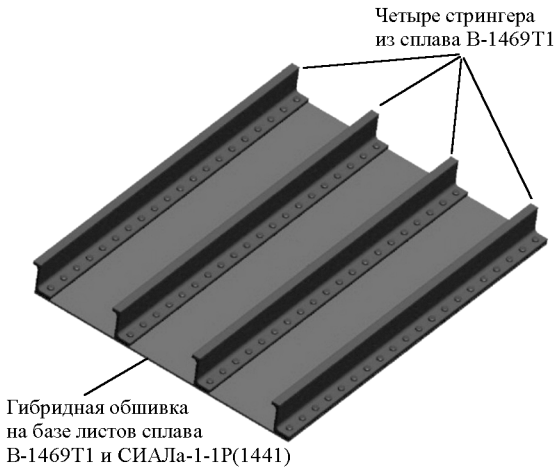



Рис. 4. Общий вид фрагмента (конструктивно-подобного образца) верхней панели центральной части крыла, размером 455 × 600 мм.

Вес одного погонного метра типового элемента конструкции гибридной панели крыла на 10,5 % меньше, чем вес одного погонного метра типового элемента исходной конструкции из сплава В95очТ2. При этом, гибридный фрагмент (конструктивно-подобный образец) верхней панели центральной части крыла был спроектирован из условия равной несущей способности при сжатии (равной с аналогичной конструкцией из сплава В95очТ2). Вес крепежных элементов в обоих случаях в расчете веса конструкций не учитывали (равный в двух случаях).

На рис. 4 показан общий вид фрагмента (конструктивно-подобного образца) верхней панели центральной части крыла (центроплана), спроектированного на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469Т1 и слоистого алюмостеклопластика СИАЛ-1-1Р.

С помощью разработанной методики расчета на прочность определена максимальная несущая способность при сжатии 4-х стрингерного фрагмента гибридной панели крыла, которая составила 1500 кН.

Таблица 2

Силовые факторы при расчете несущей способности 4-х стрингерного фрагмента гибридной панели

| № стрингера | Силовые факторы | | |
|---|---|---|---|
| | $\sigma_{нс}$, МПа | $Q_{нс}$, кН/м | $P_{нс}$, кН |
| 1 | 423 | 4302 | 330 |
| 2 | 385 | 2941 | 420 |
| 3 | 385 | 2941 | 420 |
| 4 | 423 | 4302 | 330 |

Максимальная суммарная несущая способность — 1500 кН. $\sigma_{нс}$ — нормальные напряжения в элементах панели при максимальной несущей способности, МПа; $Q_{нс}$ — максимальный поток нормальных сжимающих усилийв элементе конструкции панели крыла при максимальной несущей способности, кН/м; $P_{нс}$ — максимальная несущая способность элемента конструкции, кН.

Рис. 5. Нумерация стрингеров фрагмента гибридной панели крыла, принятая в расчете.

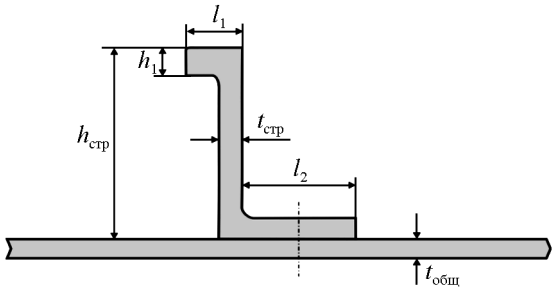



Рис. 6. Размеры типового элемента фрагмента гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469Т1 и слоистого алюмостеклопластика СИАЛ-1-1Р.

При этом, расчетная величина несущей способности при сжатии аналогичного 4-х стрингерного фрагмента для исходной конструкции, выполненной из сплава В95очТ2, составляет 1420 кН. Расчеты выполнены по оценочной методике в ПАО "Туполев". В табл. 2 приведены результаты расчета несущей способности 4-х стрингерного фрагмента гибридной панели суммарно и отдельно по каждому элементу (рис. 5).

Кроме аналитического метода, расчет на прочность 4-х стрингерного фрагмента гибридной панели крыла также был проведен с помощью конечно-элементного анализа.

По разработанной в ПАО "Туполев" конструкторской документации, при техническом сопровождении специалистов ФГУП "ВИАМ": В.В. Сидельникова, Н.Ю Серебренниковой и др. под руководством О.Г. Сенаторовой на ПАО "ВАСО" были изготовлены (формование обшивки) два конструктивно-подобных образца (фрагмента) гибридной панели центральной части крыла габаритами 455 × 600 мм. В табл. 3 и на рис. 6 указаны фактические геометрические размеры двух фрагментов гибридной панели крыла (конструктивно-подобных образцов), замеренные перед испытаниями.

Для проведения статических и повторно-статических испытаний при программном нагружении конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла во ФГУП "ЦАГИ" и ФГУП "ВИАМ" были разработаны программы и методики испытаний. Критерием разрушения образцов была выбрана потеря несущей способности в результате местной или общей потери устойчивости элементов конструкции панели.

Предварительно, для проведения испытаний и оценки величины допускаемых напряжений в конструкции, была разработана методика проведения статических и повторно-статических испытаний элементарных образцов гибридной панели. Методика обеспечивает корректное проведение испытаний на сжатие (потерю устойчивости), а также повторно-статическое нагружение сжимающими нагрузками конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла с целью подтверждения характеристик прочности материалов элементов панели (стрингер, обшивка) в условиях заданного напряженно-деформированного состояния. В ходе разработки данной методики, было предложено и запатентовано приспособление для испытаний на сжатие элементарных конструктивно-подобных образцов (Патент РФ на полезную модель №157415) [28].

**Результаты испытаний**

Испытания конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла проводили в ФГУП "ЦАГИ" при статическом и повторно-статическом нагружении по специально-разработанным программам. Основной целью эксперимента было определение максимальной несущей способности спроектированных фрагментов гибридной панели крыла [29 – 31]. Для испытаний использовали электромеханическую испытательную машину Riehle-300, позволяющую обеспечивать измерение приложенной нагрузки с точностью ± 2 % от текущей величины. Контроль за возможным эксцентриситетом и равномерностью нагружения по ширине осуществлялся с помощью тензорезисторов, установленных на образцах панели. Напряженно-деформированное состояние образцов фрагментов гибридной панели крыла также фиксировали с помощью тензорезисторов, схема расположения и количество которых определяли целью эксперимента.

Конструктивно-подобный образец гибридной панели крыла торцевыми плоскостями устанавливали на опорную плиту испытательной машины таким образом, чтобы центр жесткости сечения (приведенного по модулю упругости) совпадал с центральной силовой линией нагружающих плит испытательной машины. Верхняя плита испытательной машины снабжена регулируемой шарнирной опорой.

Таблица 3

Фактические размеры фрагментов прототипов 4-х стрингерной гибридной панели крыла перед экспериментами

| Номер образца | Ширина панели, мм | Длина панели, мм | $t_{общ}$, мм | $t_{стр}$, мм | $l_1$, мм | $l_2$, мм | $h_1$, мм | $h_{стр}$, мм | $F_{факт}$, мм$^2$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 455 | 600 | 5,16 | 4,90 | 14,1 | 28,1 | 6,19 | 50,5 | 4240 |
| 2 | 455 | 600 | 5,29 | 4,93 | 14,1 | 28,1 | 6,12 | 50,4 | 4292 |

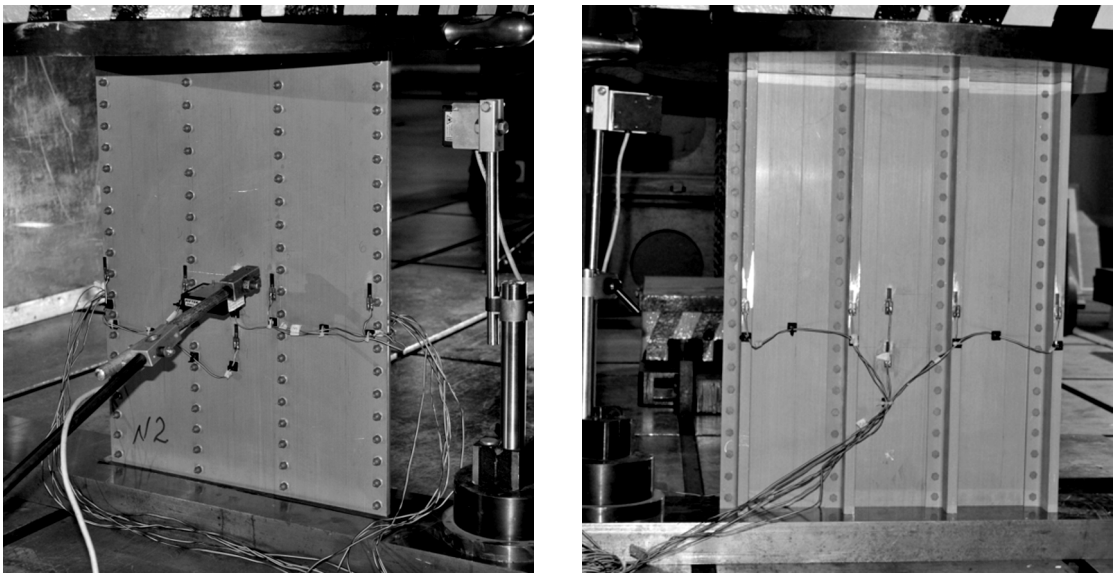



Рис. 7. Конструктивно-подобный образец фрагмента гибридной панели крыла на испытательном стенде ФГУП "ЦАГИ".

Нижняя плита — расположена непосредственно на силовом полу (рис. 7).

Деформирование образцов происходило с постоянной скоростью перемещения верхней подвижной траверсы (1,25 мм/мин) от действия непрерывно увеличивающейся равномерно распределенной по их торцам сжимающей нагрузки. Определение относительной деформации проводили измерительной тензометрической системой с непрерывной регистрацией. В процессе нагружения осуществляли визуальный контроль за поведением деформируемой панели. Образцы нагружали до исчерпания их несущей способности. Основные результаты экспериментального определения несущей способности четырехстрингерных фрагментов гибридной панели крыла приведены в табл. 4.

Образец 1 нагружали сжимающим усилием с преднагрузкой 295 кН до потери устойчивости и исчерпания несущей способности: $P_{max}$ = 1825 кН; $\sigma_{max}$ = 438,7 МПа. Диаграммы деформирования "σ – ε" образца № 1 при статическом нагружении приведены на рис. 8.

Таблица 4

Максимальные силовые факторы, достигнутые при испытаниях на сжатие и повторно-статическое нагружение четырёхстрингерных конструктивно-подобных образцов фрагмента гибридной панели

| Номер образца | $P_{max}$, кН | $\sigma_{max}$, МПа | $\sigma_{м.п.у.\ общ}$, МПа |
|---|---|---|---|
| 1 | 1825 | 438,7 | 428,0 |
| 2 | 1840 | 437,2 | 437,2 |

На рис. 9 показан характер деформирования (потери устойчивости) и разрушения образца № 1 при статическом нагружении сжимающим усилием.

Образец панели № 2 нагружали согласно программе повторно-статических испытаний, отнулевыми циклами (рис. 10). После каждого цикла нагружения проводился анализ тензометрии и визуальный осмотр образца.

На рис. 11 приведены диаграммы деформирования "σ – ε" образца № 2 при повторно-статическом нагружении по каждому циклу нагружения.

Характер потери устойчивости и разрушения образца № 2 после приложения всех циклов повторно-статического нагружения, достижения общей потери

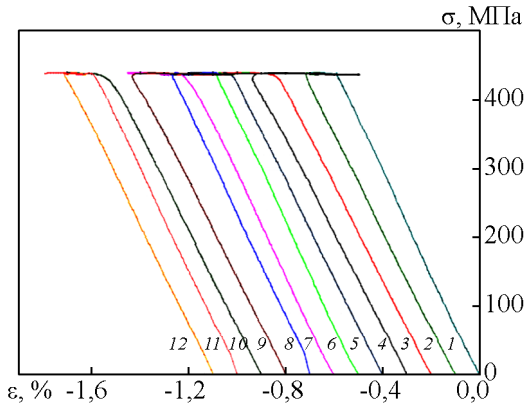
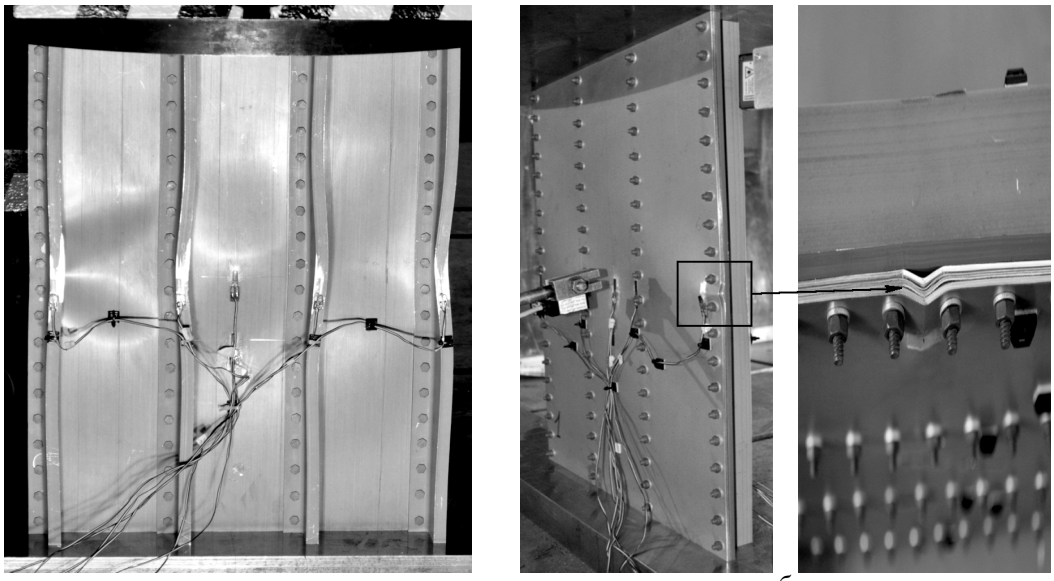



Рис. 8. Диаграммы деформирования "σ – ε" при сжатии образца № 1 до потери устойчивости, $P_{max}$ = 1825 кН; $\sigma_{max}$ = 438,7 МПа.



*а* *б*

Рис. 9. Характер: *а* — потери устойчивости, *б* — разрушения панели, образца № 1.

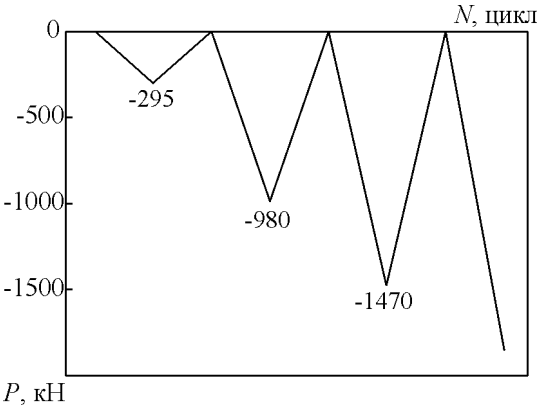



Рис. 10. Программа (реализация) повторно-статического нагружения образца № 2.

устойчивости и исчерпания несущей способности представлен на рис. 12.

Диаграммы деформирования конструктивно-подобных образцов № 1 и № 2 при сжатии и повторно-статическом нагружении в координатах "$P - \Delta l$" (рис. 13*а*) и координатах "$P - \Delta f$" (рис. 13*б*) показали хорошую сходимость (для образца № 2 диаграммы деформирования приведены для заключительного цикла нагружения).

**Обсуждение результатов**

Таким образом, в результате проведенных испытаний были получены диаграммы деформирования слоистых гибридных металлополимерных фрагментов панелей крыла и определены силовые и жесткостные характеристики каждого фрагмента гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469Т1 и однонаправленного слоистого алюмостеклопластика СИАЛ-1-1Р:

1. Силовые характеристики:

— нагрузка начала пластических деформаций в стрингере $P_{нач} = 1795$ кН;

— нагрузка местной потери устойчивости $P_{мпу} = 1818$ кН;

— разрушающая расчетная нагрузка $P_р = 1883$ кН;

2. Прочностные характеристики:

— напряжения начала пластических деформаций в стрингере $\sigma_{н.п.д.\ общ} = 431$ МПа;

— разрушающие напряжения 452 МПа.

3. Жесткостные характеристики:

— критические напряжения местной потери устойчивости (м.п.у) обшивки между стрингерами $\sigma_{м.п.у.\ общ} = 380$ МПа;

— критические напряжения потери устойчивости стрингера $\sigma_{п.у.\ стр} = 500$ МПа;

— напряжения потери несущей способности панели $\sigma_р = 400$ МПа.

В ходе проведения эксперимента было выявлено, что местная потеря устойчивости гибридной обшивки происходила раньше, а разрушение фрагментов происходило в результате потери устойчивости силовых элементов — стрингеров. В результате проведенных экспериментальных исследований устойчивости и несущей способности гибридных фрагментов при статическом сжатии было определено, что:

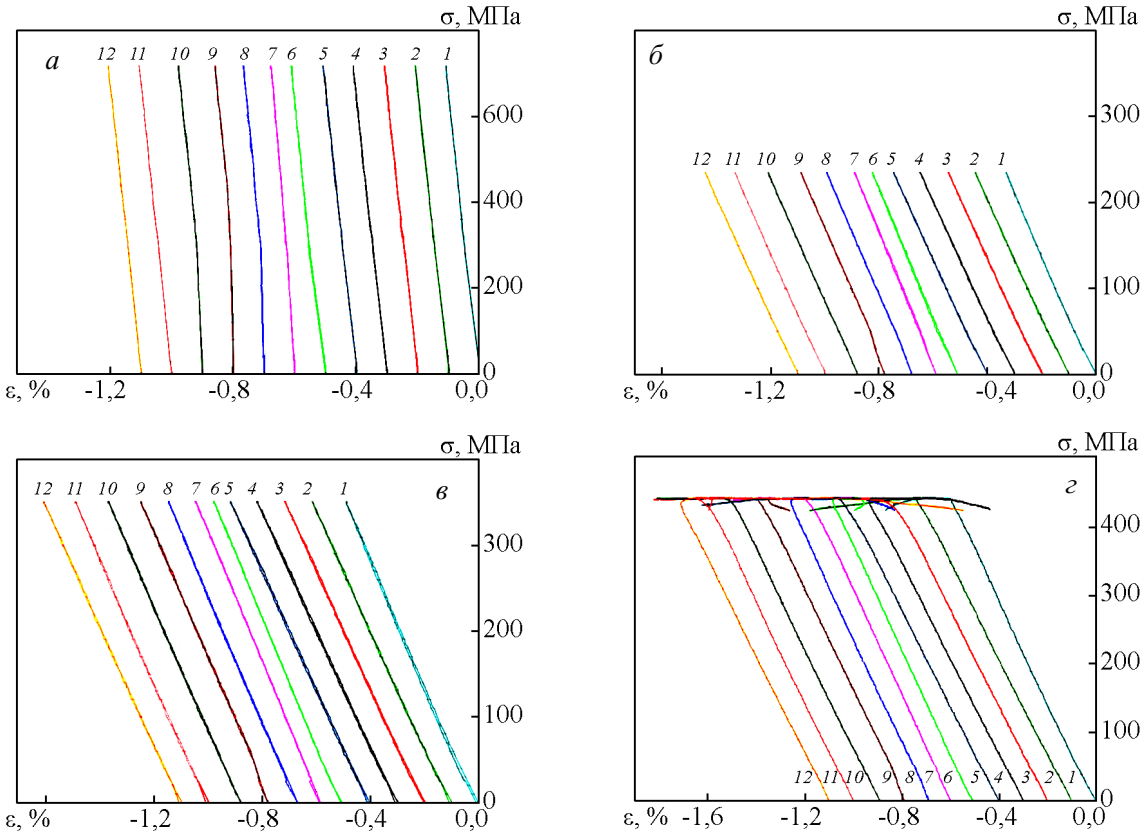
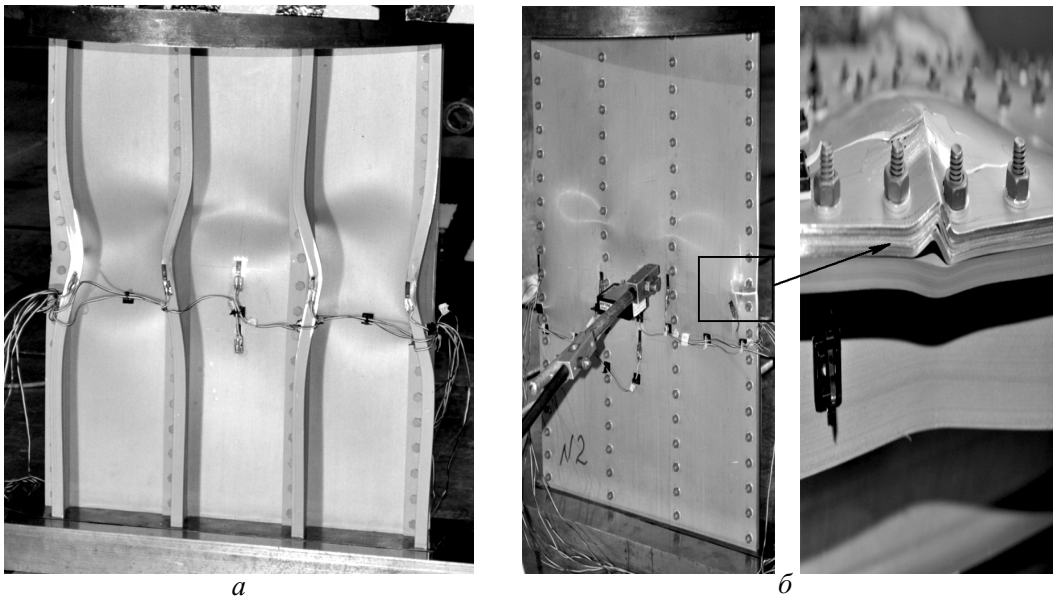



Рис. 11. Диаграммы деформирования "σ – ε" при сжатии образца № 2. Нагружение по программе: *а* — цикл 1, $P$ = –295 кН; *б* — цикл №2, $P$ = –980 кН; *в* — цикл № 3, $P$ = –1470 кН; *г* — до $P_{max}$=1840 кН, $\sigma_{max}$=437,2 МПа.




*а* *б*

Рис. 12. Характер: *а* — потери устойчивости, *б* — разрушения, образца № 2.

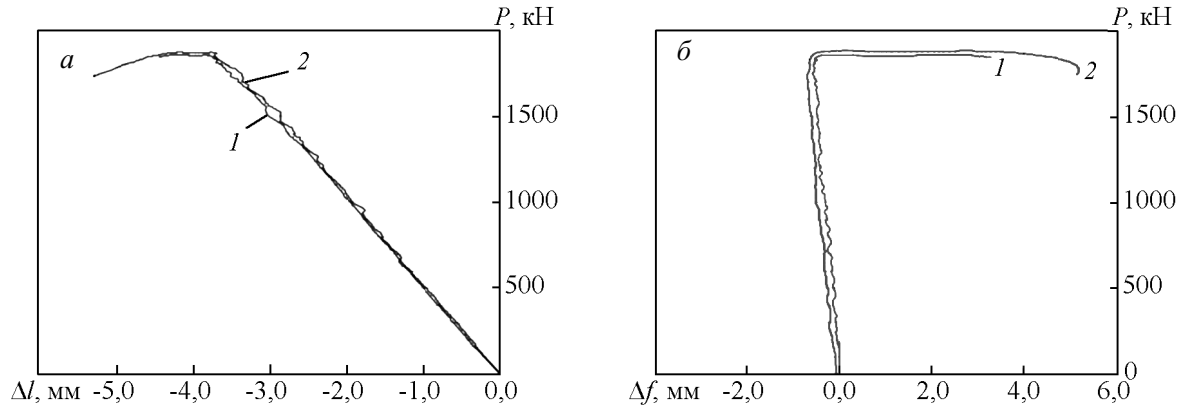



Рис. 13. Диаграммы сжатия: *а* — "$P - \Delta l$", *б* — "$P - \Delta f$", $P_{max}$ для образцов, кН: *1* — 1825, *2* — 1840.

— местная потеря устойчивости гибридной обшивки провоцирует искривление стрингеров и вызывает потерю несущей способности всей панели при напряжении $\sigma = 438$ МПа;

— общая потеря устойчивости и несущей способности происходит в средней части панели и сопровождается искривлением стрингеров и обшивки при напряжении практически совпадающем с напряжением местной потери устойчивости обшивки, при этом обшивка между крепежными болтами (шаг крепежа 30 мм) расслаивается;

— полная относительная деформация, соответствующая потери несущей способности, составляет 0,64 %.

Результаты испытаний фрагментов гибридных панелей крыла показали хорошую сходимость с предварительными расчетами, выполненными с помощью конечно-элементного моделирования, а также результатами, полученными по консервативным методикам расчета на прочность (несущую способность), применяемых при проектировании (табл. 5).

Значения несущей способности, достигнутые при испытаниях фрагментов гибридных панелей крыла отличаются от расчетных значений не более, чем на 5 %, что свидетельствует о корректности методик и выполненных по ним расчетов на прочность. Таким образом показано, что для расчета на прочность фрагментов гибридных панелей крыла могут эффективно применятся методы конечно-элементного анализа.

Экспериментом были подтверждены результаты конечно-элементного моделирования, показывающие, что характер и величины максимальных деформаций фрагмента гибридной панели крыла соответствуют расчетным значениям. Места максимальных деформаций показаны на конечно-элементной модели белыми точками (рис. 14), а фактический (экспериментальный) характер максимальных деформаций конструктивно-подобных образцов фрагмента гибридной панели крыла показан на рис. 9*а* и 12*а*.

Анализ проектирования и результаты механических испытаний гибридных фрагментов панели крыла показали эффективность их применения в обшивке верхней панели крыла и необходимость продолжения дальнейших исследований свойств слоистых металлополимерных гибридных материалов и конструкций на их основе. Для получения более точных оценок прочности и жесткости гибридных панелей крыла, работающих в условиях сжатия, в дальнейшем целесообразно испытывать трехпролетную панель в системе экспериментального кессона. В этом случае напряжения местной и общей потери устойчивости, несущая способность панели будет определяться максимально близко к реальной конструкции панели крыла. При этом необходимо учитывать взаимовлияние пролетов и прочность крепежа, соединяющего панель с нервюрами.

Таблица 5

Значения несущей способности конструкттивно-подобных образцов, полученные при расчете и эксперименте

| Номер образца | Нагружение | Расчет, $P_{max}$, кН | | Эксперимент | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | ПАО "Туполев" (скорректировано) | ФГУП "ЦАГИ" МКЭ | $P_{max}$, кН | $\sigma_{max}$, МПа | $\sigma_{м.п.у.\,общ}$, МПа |
| 1 | статическое | 1794 | 1883 | 1825 | 438,7 | 428,0 |
| 2 | повторно-статическое | 1830 | —»— | 1840 | 437,2 | 437,2 |

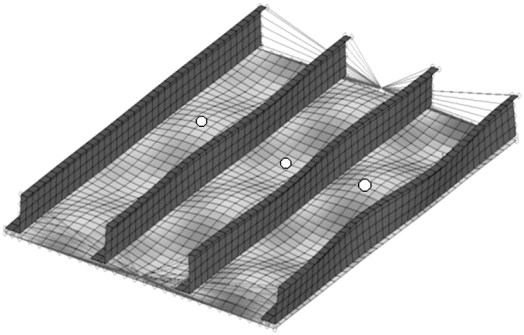


Рис. 14. Потеря устойчивости четырехстрингерного фрагмента гибридной панели крыла при одноосном сжатии.

Сдвиговые усилия в панели могут достигать до 30 % от сжимающих нагрузок, поэтому в дальнейшем целесообразно проводить испытания слоистых металлополимерных материалов обшивки на сдвиг.

В дальнейшем, при проектирования конструкций панелей крыла из слоистых металлополимерных гибридных материалов целесообразно предусмотреть проведение дополнительных экспериментальных и расчетных исследований обшивки в области закритического деформирования материала.

Также необходимо проводить дополнительные исследования по оценке влияния нормированных ударных повреждений и технологических дефектов на характеристики прочности, долговечности и живучести конструкций из слоистых металлополимерных материалов.

**Выводы**

Представлены результаты проектирования и расчета на прочность по разработанным методикам и методом конечных элементов соответствуют данным, полученным при испытаниях конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469Т1 и слоистого однонаправленного алюмостеклопластика на базе листов сплава 1441Т11.

Показано, что преимущества гибридных конструкций перед традиционными конструкциями из алюминиевых сплавов по весовой эффективности могут достигать 10 %, а по несущей способности до 20 %. Применение слоистых гибридных металлополимерных материалов, что позволит снизить вес воздушного судна.

Показана возможность реализации принципа материал – технология – конструкция на примере проектирования фрагмента гибридной панели крыла, начиная от разработки (выбора) оптимального конструкционного материала до проведения испытаний крупноразмерных конструктивно-подобных образцов.

Разработанные методы и подходы к проектированию, расчету на прочность и проведению статических и повторно-статических испытаний конструкций из слоистых гибридных металлополимерных материалов могут быть использованы при создании перспективных изделий авиационной техники.

Результаты работы свидетельствуют об эффективности консолидированных подходов к проектированию силовых элементов авиационной техники и предполагают проведение дополнительных исследований по разработке и возможности использования слоистых гибридных металлополимерных конструкционных материалов для силовых элементов конструкции воздушных судов.

*Работа выполнена в рамках реализации комплексного научного направления 6.2: Слоистые металлополимерные, биметаллические и гибридные материалы (“Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года”) [1].*

**Литература**

1. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП “ВИАМ” ГНЦ РФ по реализации “Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года”. Авиационные материалы и технологии, 2015, № 1, с. 3 – 33.
2. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года. Авиационные материалы и технологии, 2012, № S, с. 7 – 17.
3. Каблов Е.Н. Материалы для авиакосмической техники. Все материалы. Энциклопедический справочник, 2007, № 5, с. 7 – 27.
4. Панин В. Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с заполнителем. Справочник. М.: Машиностроение, 1991, 272 с.
5. Савин С.П. Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолетов семейства МС21. Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2012, т. 14, № 4(2), с. 686 – 693.
6. Fokker Technologies: GLARE. Along the bond line Groundbreaking aircraft structures, 2013, 28 p.
7. Van Veggel L.H., Jongebreur A.A., Gunnink J.W. Damage tolerance aspects of an experimental ARALL F-27 lower wing skin panel. Proceedings of the 14th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, June 8 –12, 1987, Ottawa, Canada, p. 465 – 502.
8. Vlot A. Glare. History of the development of a new aircraft material. Kluwer Academic Publishers Dordrecht, The Netherlands, 2002, 210 p.

9. Liu Y., Liaw B. Effects of constituents and lay-up configuration on drop- weight tests of fiber –metal laminates. Appl. Comp. Mater., 2010, v. 17, p. 43 – 62.
10. Cortes P., Cantwell W.J. Fracture properties of a fiber-metal laminates based on magnesium alloy. J. Materials Science, 2010, v. 39, p. 1081 – 1083.
11. Cortes P., Cantwell W.J. The fracture properties of a fiber-metal laminate based on magnesium alloy. Composites Part B: Engineering, 2006, v. 37, p. 163 – 170.
12. McKown S., Cantwell W.J., Jones N. Investigation of scaling effects in fiber- metal laminates. J. Composite Materials, 2008, v. 42 (9), p. 865 – 888.
13. Vermeeren C., Around Glare. A New Aircraft Material in Context. Kluwer Academic Publishers Dordrecht, 2004, 210 p.
14. Hagenbeek M. Characterisation of fibre metal laminates under thermo-mechanical Loadings. Delft University of Technology, The Netherlands by Print Partners Ipskamp, Enschede, 2005, 224 p.
15. Yang J.M. Damage tolerance and durability of fiber fiber-metal laminates for aircraft structures in two parts. The Joint Advanced Materials and Structures Center of Excellence. Conf. University of California, Los Angeles, 2009, p.1 – 25, 1 – 55.
16. Wu G.C., Yang J.M. The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures. JOM, 2005, v. 57, p. 72 – 79.
17. Шмидт Г.-Ю. (H.-J.Schmidt) Современные материалы и производственные технологии для применения в авиации.DVM-ASTM Материалы 2-ой Конференций по свойствам материалов и компонентов под переменной амплитудной нагрузкой, Букстехуде, Германия, 2009, AeroStruc, 20 с.
18. Heinimann M, Kulak M, Bucci R, James M, Wilson G, Brockenbrough J, Zonker H, Sklyut H. Validation of advanced metallic hybrid concept with improved damage tolerance capabilities for next generation lower wing and fuselage applications, In: Lazzeri, L., Salvetti, A. (Eds.), Proceedings of the 24th ICAF Symposium, 16 – 18 May 2007, Naples, Italy, ICAF doc. no. 2417, 2007, p.27
19. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Сенаторова О.Г. Слоистые алюмостеклопластики сиал-1441 и сотрудничество с Airbus и TU Delft. Цветные металлы, 2013, № 9 (849). с. 50 – 53.
20. Старцев О.В., Кротов А.С., Сенаторова О.Г., Аниховская Л.И., Анитипов В.В., Гращенков Д.В. Сорбация и диффузия влаги в слоистых металлополимерных композиционных материалах типа “СИАЛ”. Материаловедение, 2011, № 12, с. 38 – 44.
21. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Лукина Н.Ф. Новый класс слоистых алюмостеклопластиков на основе алюминий-литиевого сплава 1441 с пониженной плотностью. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. “Машиностроение”. 2011, № SP2, с. 174 – 183.
22. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сиделъников В.В., Шестов В.В. Конструкционные слоистые материалы СИАЛ. Клеи, герметики, технологии, 2012, № 6, с. 13 – 17.
23. Серебренникова Н.Ю., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Ерасов В.С., Каширин В.В. Гибридные слоистые крыльевые материалы на базе алюминий-литиевых сплавов. Авиационные материалы и технологии, 2016, № 3, с. 3 – 8.
24. Клочкова Ю.Ю., Клочков Г.Г., Романенко В.А., Попов В.И. Структура и свойства листов из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469. Авиационные материалы и технологии, 2015, № 4, с. 3 – 8.
25. Антипов В.В., Колобнев Н.И., Хохлатова Л.Б. Развитие алюминий-литиевых сплавов и многоступенчатых режимов термической обработки. Авиационные материалы и технологии, 2012, № S, с. 183 – 195.
26. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю., Луценко А.Н. Расчет на прочность гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмостеклопластика. Авиационные материалы и технологии, 2016, № 1 (40), с. 53 – 61.
27. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю. Выбор схемы расположения высокомодульных слоёв в многослойной гибридной пластине для её наибольшего сопротивления потере устойчивости. Авиационные материалы и технологии, 2014, № S4, с. 109 – 117.
28. Каблов Е.Н., Ерасов В. С., Подживотов Н. Ю., Гриневич А.В., Митраков О.В. Приспособление для испытаний на сжатие конструктивно-подобных образцов. Патент РФ № 157415 от 10.11.2015 г. на полезную модель.
29. Ерасов В.С., Гриневич А.В., Сеник В.Я., Коновалов В.В., Трунин Ю.П., Нестеренко Г.И. Расчётные значения характеристик прочности авиационных материалов. Авиационные материалы и технологии, 2012, № 2, с. 14 – 16.
30. Ерасов В.С., Яковлев Н.О., Нужный Г.А. Квалификационные испытания и исследования прочности авиационных материалов. Авиационные материалы и технологии, 2012, № S, с. 440 – 448.
31. Ерасов В.С., Нужный Г.А. Жесткий цикл нагружения при усталостных испытаниях. Авиационные материалы и технологии, 2011, № 4, с. 35 – 40.

## References

1. Kablov E.N. Strategicheskie napravleniya razvitiya materialov i tekhnologij ikh pererabotki na period do 2030 goda [Strategic directions of development of materials and technologies to process them for the period up to 2030]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2015, no. 1, pp. 3 – 33.
2. Kablov E.N. Strategicheskie napravleniya razvitiya materialov i tekhnologij ikh pererabotki na period do 2030 goda. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2012, no. S, pp. 7 – 17.
3. Kablov E.N. Materialy dlya aviakosmicheskoj tekhniki [Materials for aerospace vehicles]. *Vse materialy. Entsiklopedicheskij spravochnik — All materials. Encyclopedic handbook*, 2007, no. 5, pp. 7 – 27.

4. Panin V.F., Gladkov Yu.A. *Konstruktsii s zapolnitelem: Spravochnik* [Structures with filler]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 272 p.
5. Savin S.P. *Primenenie sovremennykh polimernykh kompozitsionnykh materialov v konstruktsii planera samoletov semejstva MS21* [Use of polymer composite materials in MS21 jet plane design]. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAS — Bulletin of Samara sciens center of RAS*, 2012, vol. 14, no. 4 – 2, pp. 686 – 693.
6. Fokker Technologies: GLARE. Along the bond line Groundbreaking aircraft structures, 2013, 28 p.
7. Van Veggel L.H., Jongebreur A.A., Gunnink J.W., Damage tolerance aspects of an experimental ARALL F-27 lower wing skin panel. Proceedings of the 14th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, June 8 – 12, 1987, Ottawa, Canada, pp. 465 – 502.
8. Vlot A. Glare. History of the development of a new aircraft material, Kluwer Academic Publishers Dordrecht, The Netherlands, 2002, 210 p.
9. Liu Y., Liaw B. Effects of constituents and lay-up configuration on drop- weight tests of fiber -metal laminates. Appl. Comp. Mater., 2010, vol. 17, pp. 43 – 62.
10. Cortes P., Cantwell W.J. Fracture properties of a fiber-metal laminates based on magnesium alloy. J. Materials Science, 2010, vol. 39, pp. 1081 – 1083.
11. Cortes P., Cantwell W.J. The fracture properties of a fiber-metal laminate based on magnesium alloy. Composites Part B: Engineering, 2006, vol. 37, pp. 163 – 170.
12. McKown S., Cantwell W.J., Jones N. Investigation of scaling effects in fiber- metal laminates. J.Composite Materials, 2008, vol. 42 (9), pp. 865 – 888.
13. Vermeeren C., Around Glare. A new aircraft material in context. Kluwer Academic Publishers Dordrecht, 2004, 210 p.
14. Hagenbeek M. Characterisation of fibre metal laminates under thermo-mechanical loadings, 2005, The Netherlands by Print Partners Ipskamp, Enschede, 224 p.
15. Yang J.M., Damage tolerance and durability of fiber fiber-metal laminates for aircraft structures in two parts. The joint advanced materials and structures center of excellence. Conf. University of California, Los Angeles, 2009, pp. 1 – 25 and 1 – 55.
16. Wu G. C., Yang J. M., The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures. JOM, 2005, vol. 57, pp. 72 – 79.
17. Schmidt H.-J. Sovremennie materiali I proizvodstvennie tehnologii dlya primeneniya v aviacii.DVM-ASTM Materialy 2-oj Konferentsij po svojstvam materialov i komponentov pod peremennoj amplitudnoj nagruzkoj. Buxtehude, Germany, 2009, AeroStruc, 20 s.
18. Heinimann M, Kulak M, Bucci R, James M, Wilson G, Brockenbrough J, Zonker H, Sklyut H. Validation of advanced metallic hybrid concept with improved damage tolerance capabilities for next generation lower wing and fuselage applications, In: Lazzeri, L., Salvetti, A. (Eds.), Proceedings of the 24th ICAF Symposium, 16 – 18 May 2007, Naples, Italy, ICAF doc. no. 2417, 2007, p. 27.
19. Kablov E.N., Antipov V.V., Senatorova O.G. Sloistye alyumostekloplastiki Sial-1441 i sotrudnichestvo s Airbus i TU Delft [Lamellar aluminum-glass Sial-1441 plastics and cooperation with Airbus and TU Delft. *Tsvetnye metally — Non-ferrous metals*, 2013, no. 9 (849), pp. 50 – 53.
20. Startsev O.V., Krotov A.S., Senatorova O.G., Anikhovskaya L.I., Anitipov V.V., Grashchenkov D.V. Sorbatsiya i diffuziya vlagi v sloistykh metallopolimernykh kompozitsionnykh materialakh tipa SIAL [Sorption and moisture diffusion in lamellar composite materials SIAL-type]. *Materialovedenie — Materials Science*, 2011, no. 12, pp. 38 – 44.
21. Kablov E.N., Antipov V.V., Senatorova O.G., Lukina N.F. Novyj klass sloistykh alyumostekloplastikov na osnove alyuminij-litievogo splava 1441 s ponizhennoj plotnost'yu [New lamellar aluminum-glass plastics based on aluminum-lithium alloy 1441 with low density]. *Vestnik MGTU im. N.Je. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Bauman MSTU Bulletin. Ser. engineering*, 2011, no. SP2, pp. 174 – 183.
22. Antipov V.V., Senatorova O.G., Sidel'nikov V.V., Shestov V.V. Konstruktsionnye sloistye materialy SIAL [Structural lamellar materials SIAL]. *Klei, germetiki, tekhnologii — Polymer Science, Series D*, 2012, no. 6, pp. 13 – 17.
23. Serebrennikova N.Yu., Antipov V.V., Senatorova O.G., Erasov V.S., Kashirin V.V. Gibridnye sloistye kryl'evye materialy na baze alyuminij-litievykh splavov [Hybride lamellar wings materials on aluminum-lithium alloy]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2016, no. 3, pp. 3 – 8.
24. Klochkova Yu.Yu., Klochkov G.G., Romanenko V.A., Popov V.I. Struktura i svojstva listov iz vysokoprochnogo alyuminij-litievogo splava V-1469 [Structure and properties of sheets made from high strength aluminum-lithium alloy]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2015, no. 4, pp. 3 – 8.
25. Antipov V.V., Kolobnev N.I., Khokhlatova L.B. Razvitie alyuminij-litievykh splavov i mnogostupenchatykh rezhimov termicheskoj obrabotki [Development of aluminum-lithium alloys and multistage heat treatment regimes]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2012, no. S, pp. 183 – 195.
26. Oreshko E.I., Erasov V.S., Podzhivotov N.Yu., Lutsenko A.N. Raschet na prochnost' gibridnoj paneli kryla na baze listov i profilej iz vysokoprochnogo alyuminij-litievogo splava i sloistogo alyumostekloplastika [Strength analysis of hybride wing panel on base of high strength aluminum-lithium alloy and lamellar glass-plastic]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2016, no. 1 (40), pp. 53 – 61.
27. Oreshko E.I., Erasov V.S., Podzhivotov N.Yu. Vybor skhemy raspolozheniya vysokomodul'nykh sloev v mnogoslojnoj gibridnoj plastine dlya ego naibol'shego soprotivleniya potere ustojchivosti [Choosing a high-modulus circuit layers in a multilayer hybrid plate to its greatest buckling resistance]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2014, no. S4, pp. 109 – 117.
28. Kablov E.N., Erasov V. S., Podzhivotov N. Yu., Grinevich A.V., Mitrakov O.V. *Prisposoblenie dlya*

*ispytanij na szhatie konstruktivno-podobnykh obraztsov* [Device for compression tests on structurally-similar samples]. Patent RF 157415, 10.11.2015.
29. Erasov V.S., Grinevich A.V., Senik V.Ya., Konovalov V.V., Trunin Yu.P., Nesterenko G.I. Rascheotnye znacheniya kharakteristik prochnosti aviatsionnykh materialov [Calculated values of strength characteristics of aviation materials]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2012, no. 2, pp. 14 – 16.
30. Erasov V.S., Yakovlev N.O., Nuzhnyj G.A. Kvalifikatsionnye ispytaniya i issledovaniya prochnosti aviatsionnykh materialov [Qualification testing and research strength of aviation materials]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2012, no. S, pp. 440 – 448.
31. Erasov V.S., Nuzhnyj G.A. Zhestkij tsikl nagruzheniya pri ustalostnykh ispytaniyakh [Hard loading cycle fatigue tests]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2011, no. 4, pp. 35 – 40.

*Статья поступила в редакцию 23.05.2016 г.*

***Подживотов Николай Юрьевич*** *— Федеральное государственное унитарное предприятие "Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов" ФГУП "ВИАМ" ГНЦ РФ (г. Москва, 105005, ул. Радио, д.17), кандидат технических наук, старший научный сотрудник, специалист в области вероятностных методов расчета на прочность. E-mail: nikolay.podzhivotov@gmail.com.*

***Каблов Евгений Николаевич*** *— Федеральное государственное унитарное предприятие "Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов" ФГУП "ВИАМ" ГНЦ РФ (г. Москва, 105005, ул. Радио, д.17), Генеральный директор, академик РАН, доктор технических наук, специалист в области титановых, магниевых, бериллиевых и алюминиевых сплавов. E-mail: admin@viam.ru.*

***Антипов Владислав Валерьевич*** *— Федеральное государственное унитарное предприятие "Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов" ФГУП "ВИАМ" ГНЦ РФ (г. Москва, 105005, ул. Радио, д.17), начальник НИО, кандидат технических наук, специалист в области титановых, магниевых, бериллиевых и алюминиевых сплавов. E-mail: antipov_vladislav@rambler.ru, admin@viam.ru.*

***Ерасов Владимир Сергеевич*** *— Федеральное государственное унитарное предприятие "Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов" ФГУП "ВИАМ" ГНЦ РФ (г. Москва, 105005, ул. Радио, д. 17), кандидат технических наук, начальник лаборатории, специалист в области прочности и надежности конструкций воздушного судна, физики твердого тела, механика разрушения. E-mail: vlasermail@mail.ru.*

***Серебренникова Наталья Юрьевна —*** *Федеральное государственное унитарное предприятие "Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов" ФГУП "ВИАМ" ГНЦ РФ (г. Москва, 105005, ул. Радио, д.17), инженер 1 категории, аспирантка, специалист в области алюминиевых сплавов. E-mail: serebrennikova-viam@mail.ru.*

***Абдуллин Марат Равильевич —*** *Публичное акционерное общество "Туполев" (г. Москва, а/я 20, 105005, Набережная Академика Туполева, д. 17), кандидат технических наук, начальник бригады прочности, специалист в области расчета на прочность авиационных конструкций. E-mail: maratabdullin@mail.ru.*

***Лимонин Михаил Валерьевич*** *— ФГУП "Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского" (140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д.1), кандидат технических наук, заместитель начальника отделения, специалист в области численных методов расчетов прочности и устойчивости авиационных конструкций. E-mail: mikhail.limonin@tsagi.ru.*

# Laminated metal-polymer materials in elements structures of aircrafts

**N. Yu. Podzhivotov, E. N. Kablov, V. V. Antipov, V. S. Erasov, N. Yu. Serebrennikova, M. R. Abdullin, M. V. Limonin**

The articleis represented results of design, manufacture and testing laminated metalpolymer fragments the wing panel from high-strength aluminum-lithium alloy B-1469T1 and unidirectional laminate aluminium-fiberglass SIAL-1-1P. The possibility of implementing the principle of material- technology-design of the example of the design of the hybrid wing panel fragments from the select of the optimal material structuralof the stringer and skin of the hybridfragments the wing panel to test large-scale structural and similar samples. It is shown that the results of stress of the fragments of the hybrid wing panel conducted by various methods, including finite element method showed good agreement with static and re-static test panel fragments. The advantages over traditional designs hybrid structures of aluminum alloys by weight efficiency, which can reach 10 %, and load capacity to 20 %.

***Keywords:*** Laminated metalpolymer materials, SIAL, design, wing panel fragments, simple and structural samples, tests, aluminium – lithium alloys.

***Podzhivotov Nikolay*** *— Federal State Unitary Enterprise "All-Russian Scientific research institute of aviation materials" State Research Center of the Russian Federation (17, Radio Street, Moscow, 105005, Russia), PhD (Eng), senior research associate, specialist in probabilistic methods of durability calculation. E-mail: nikolay.podzhivotov@gmail.com.*

***Kablov Evgeny*** *— Federal State Unitary Enterprise "All-Russian Scientific research institute of aviation materials" State Research Center of the Russian Federation (17, Radio Street, Moscow, 105005, Russia), head of the research department, General Director FSUE VIAM, academician of RAS), professor. E-mail: admin@viam.ru.*

***Antipov Vladislav*** *— Federal State Unitary Enterprise "All-Russian Scientific research institute of aviation materials" State Research Center of the Russian Federation (17, Radio Street, Moscow, 105005, Russia), PhD (Eng), head of research department, specialist in titanium, magnesium, beryllium and aluminium alloys. E-mail: admin@viam.ru.*

***Erasov Vladimir*** *— Federal State Unitary Enterprise "All-Russian Scientific research institute of aviation materials" State Research Center of the Russian Federation (17, Radio Street, Moscow, 105005, Russia), PhD (Eng), chief of laboratory, specialist in durability and reliability of constructions of the aircraft, physics of a firm body, mechanic of destruction. E-mail: vlasermail@mail.ru.*

***Serebrennikova Natalia*** *— Federal State Unitary Enterprise "All-Russian Scientific research institute of aviation materials" State Research Center of the Russian Federation (17, Radio Street, Moscow, 105005, Russia), engineer, specialist in aluminium alloys. E-mail: serebrennikova-viam@mail.ru.*

***Abdullin Marat*** *— Public joint-Stock company "Tupolev" (Moscow, p.o. box 20, 105005, Academic Tupolev Embankment, 17), PhD (Eng), brigade head, specialist in calculation on durability of aircraft structures. E-mail: maratabdullin@mail.ru.*

***Limonin Mikhail*** *— Central Aerohydrodynamic Institute named after prof. N.E. Zhukovsky (140180, Moscow Region, Zhukovsky, Zhukovsky str., 1), PhD (Eng), deputy head of department, specialist in numerical methods of strength and buckling calculation of aircraft structures. E-mail: mikhail.limonin@tsagi.ru.*