

Введение в специальность

Мехмат 1 курс



Фирсов Леонид

Генеральный директор «АЭРОЛАБ»

Leonid.firsov@aerolab.world

11 декабря 2019



Фирсов Леонид

- Образование
 - Физический факультет МГУ кафедра акустики 2007
 - Аспирантура механико-математического факультета МГУ 2011
 - Кафедра Механики Композиционных Материалов
 - Toulouse Business School Aerospace MBA 2015
- 2006-2007 *Boeing 787*
- 2007-2008 *Spirit Aerosystems*
- 2008-2009 *Boeing 787*
- 2009-2011 *ОКБ Яковлева/Иркут – МС-21, Як-130, Як-58, Як-54, Як-80*
- 2011- 2018 Гражданские самолёты Сухого SSJ-100, SSJ-NG, SSJ-130, SBJ
- 2014 – 2018 ОАК «НГТС» -> АО «ГСС» – CR-929 (ШФДМС) совместно с COMAC
- 2015 - 2019 ИРКУТ – МС-21 Координация сертификационных работ (ПКМ EASA Panel 3)
- 2014 - 2016 ЦАГИ НИО 18 – Трещиностойкость ПКМ крыла МС-21
- 2015- 2018 МАИ Лаборатория №2 «Композиционные материалы и конструкции», Магистратура ПКМ.
- 2018 – н.в. Генеральный директор «АЭРОЛАБ»
- 2018 – н.в. МГУ
- Член комитета SMH-17 и D30 ASTM.

- Работы по контракту: 2015, 2016, 2017 г – ВИАМ, 2014 – Транзас, 2011, 2013 – Апатек, 2015 – НИЦ ИРТ, 2018 – СибНИА им. С.В. Чаплыгина.

Вопросы к аудитории



- Из Москвы?
- Иногородные?
- Твёрдотельная механика?
- Жидкости и газы?
- В совершенстве английский язык?
- В процессе совершенствования..
- Есть ли опыт работы?
- Несерьёзный опыт есть...

Общие сведения

Эволюция вещей 1/2



Victorian (1837 - 1901)



1930



1950



2000



2010

Эволюция вещей 2/2



1853



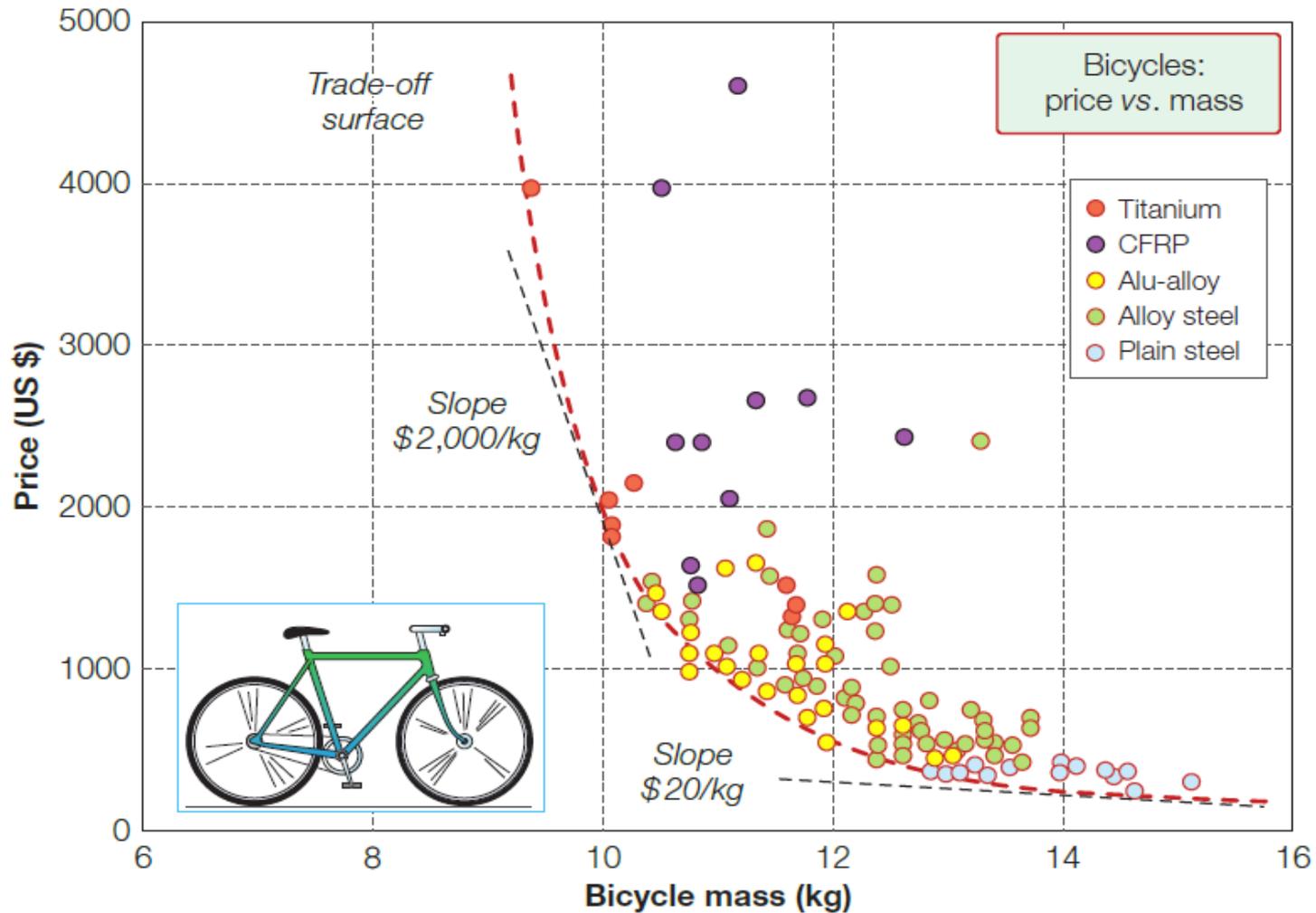
1950



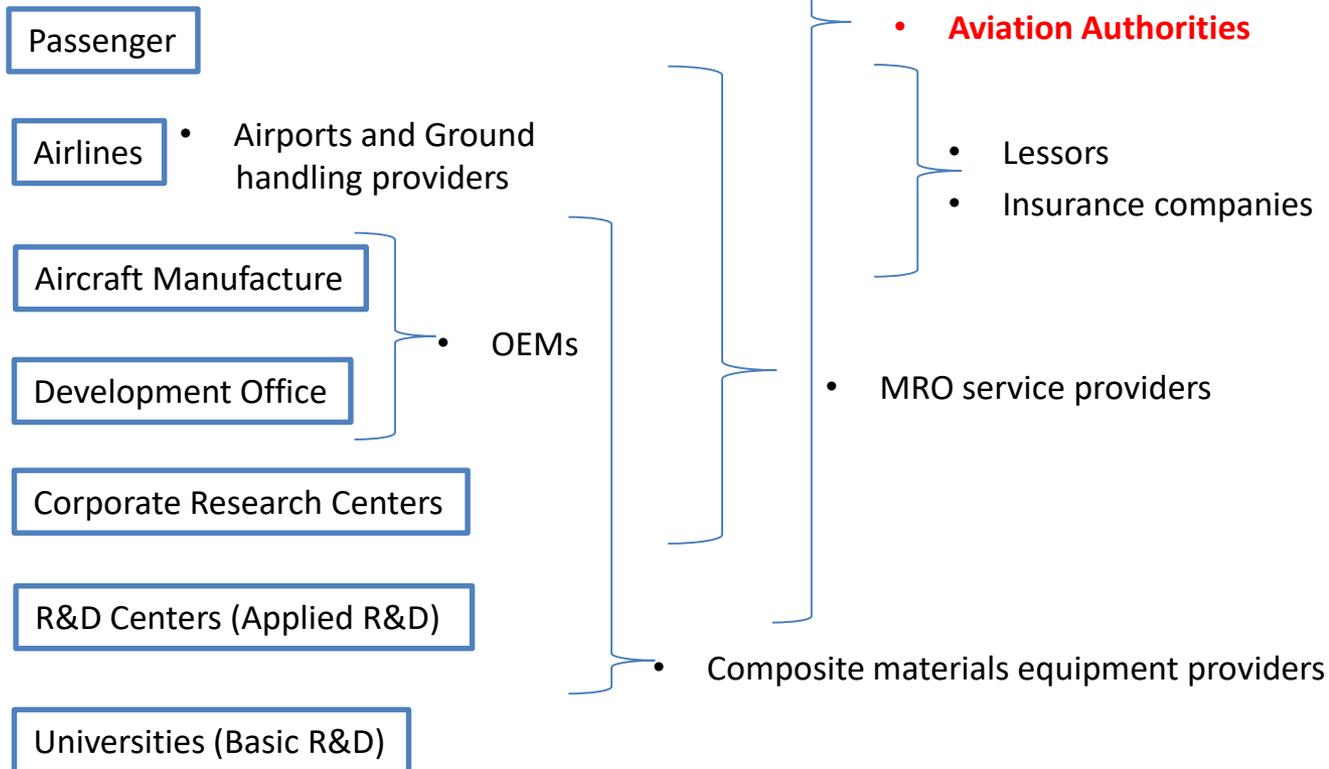
2000



Пример 1. Эволюция велосипеда



Цепочка создания стоимости



Интегральная формула представления решения неоднородной задачи

Рассмотрим трехмерное неоднородное упругое тело, находящееся в равновесии под действием внешних сил. В работах [1, 2, 3, 4] показано, что при любых граничных и начальных условиях в линейных задачах МДТТ перемещения $u_i(x, t)$ в неоднородном теле могут быть выражены, с помощью интегральной формулы, через перемещения $v_i(x, t)$ в однородном теле, той же формы и также нагруженного. В задачах статики неоднородного упругого тела соответствующая интегральная формула имеет вид [1]:

$$u_i(x) = v_i(x) + \int_V \varepsilon_{mn}^{(i)}(x, \xi) [C_{mnkl}^o - C_{mnkl}(\xi)] e_{kl}(\xi) dV_\xi \quad (1)$$

где $C_{ijkl}(x)$ и C_{ijkl}^o — компоненты тензоров модулей упругости неоднородного и однородного тела, $\varepsilon_{mn}^{(i)}(x, \xi) \equiv \varepsilon_{mn}^{(i)}(x_1, x_2, x_3; \xi_1, \xi_2, \xi_3)$ — компоненты тензора деформаций Грина исходной задачи теории упругости для неоднородного тела (обозначения заимствованы у В. Новацкого [5]), $e_{ij} = (v_{i,j} + v_{j,i})/2$ — компоненты тензора малых деформаций в однородном теле.

Традиционные уравнения на мехмате (3 курс)

Оставим только первый член, соответствующий $q = 0$.

$$\sigma_{IJ} \approx \tilde{C}_{IJKL} \gamma_{KL} + (x_3 \tilde{C}_{IJKL} + \tilde{C}_{IJKL3}) \varkappa_{KL}, \quad (34)$$

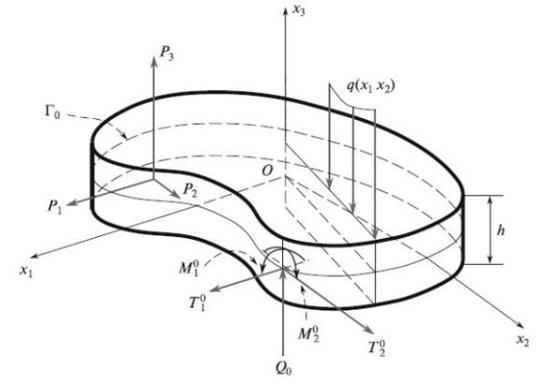
$$\begin{aligned} \tilde{C}_{IJKL} &= C_{IJmn} N_{mKL,n} + C_{IJKL} = \\ &= J_{IJMN}^{-1} N_{MKL,N} + 2C_{IJM3} N_{\underline{MKL},\underline{3}} + C_{IJ33} N_{3KL,3} + J_{IJKL}^{-1}, \end{aligned} \quad (35)$$

$$\begin{aligned} \tilde{C}_{IJKL3} &= C_{IJmn} N_{mKL3,n} + C_{IJm3} N_{mKL} = \\ &= J_{IJMN}^{-1} N_{MKL3,N} + 2C_{IJM3} N_{\underline{MKL3},\underline{3}} + C_{IJ33} N_{3KL3,3} + C_{IJm3} N_{mKL} \end{aligned}$$

По подчеркнутым индексам в формулах (35) предполагается симметризация, например

$$N_{\underline{MKL},\underline{3}} = \frac{1}{2} (N_{MKL,3} + N_{3KL,M})$$

$$\left\{ \begin{aligned} &(J_{IJMN}^{-1} N_{MKL,N} + 2C_{IJM3} N_{\underline{MKL},\underline{3}} + C_{IJ33} N_{3KL,3} + J_{IJMN}^{-1})_{,J} + \\ &\quad + (C_{I3MN} N_{MKL,N} + 2C_{I3M3} N_{\underline{MKL},\underline{3}} + C_{I333} N_{3KL,3} + C_{I3KL})_{,3} = 0 \\ &(C_{3JMN} N_{MKL,N} + 2C_{3JM3} N_{\underline{MKL},\underline{3}} + C_{3J33} N_{3KL,3} + C_{3JKL})_{,J} + \\ &\quad + (C_{33MN} N_{MKL,N} + 2C_{33M3} N_{\underline{MKL},\underline{3}} + C_{3333} N_{3KL,3} + C_{33KL})_{,3} = 0 \end{aligned} \right.$$



**Направления работ по унификации:
совершенствование и НТЗ (научно-техническому заделу)
(уровни готовности технологии)**



	Описание уровней готовности технологии
TRL 9	Успех системы подтверждён многолетней серийной эксплуатацией
TRL 8	Система собрана в серийном исполнении и показала дееспособность при приёмочных испытаниях
TRL 7	Демонстратор работает в реальных условиях
TRL 6	Прототип системы или подсистемы работает в реальный условиях
TRL 5	Прототип системы или подсистемы работает в смоделированных внешних условиях
TRL 4	Прототип системы или подсистемы работает в лабораторных условиях
TRL 3	Аналитический и экспериментальный образец
TRL 2	Разработан принцип применения найденного фундаментального эффекта
TRL 1	Фундаментальный принцип работы системы найден и может быть воспроизведён

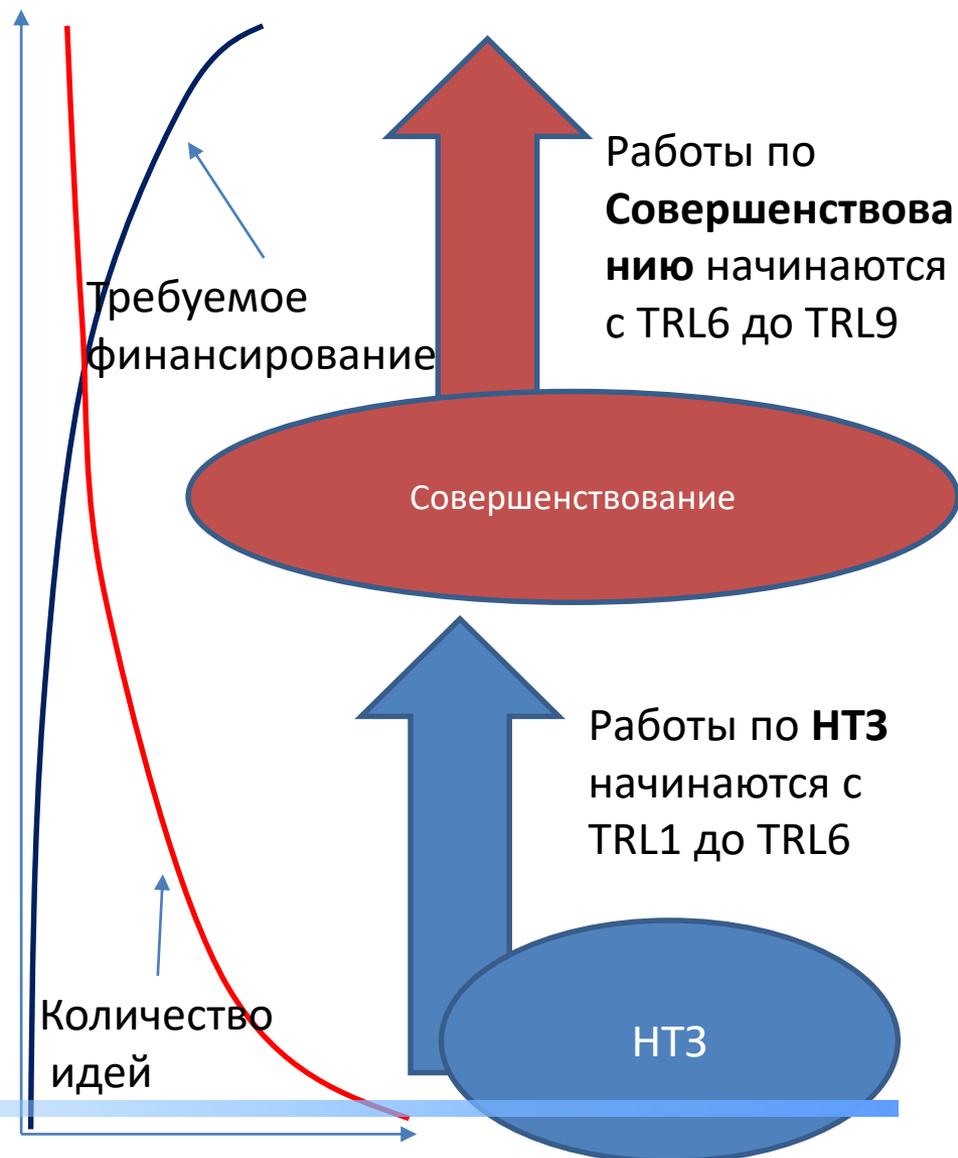


Схема взаимодействия по созданию научно-технического задела (НТЗ)



Схема взаимодействия по совершенствованию



ОАК

ДЗО

Научно-
исследовательские
центры

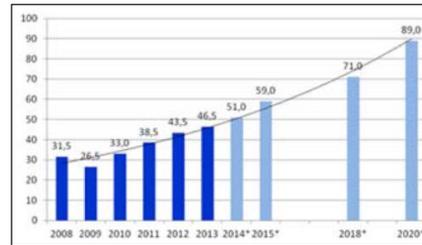
Производители
оснастки

Производители
агрегатов

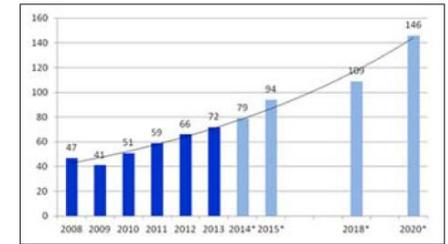
Производители
материалов и
комплектующих

Общий объём рынка ПКМ (полимерных композиционных материалов, или пластиков)

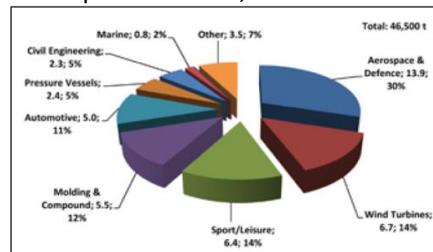
- 100 000т. Препрегов производится в мире.
- SSJ-100 (30 в год)
 - 20 т. В год на 40 самолётов.
- MC-21
 - Оперение - 500 кг
 - Крыло 5т
- A350 (14 самолётов в месяц)
 - 70 т на планер. 14 в месяц.
- B787 (10 самолётов в месяц)
 - 60-65 т на самолёт
- Росатом 1500 т. Волокна в год



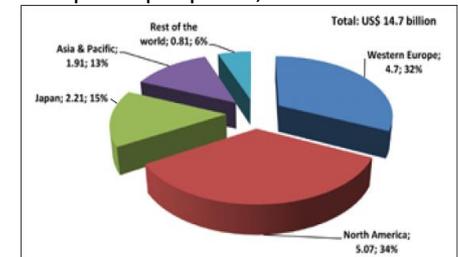
Пр-во волокна, т



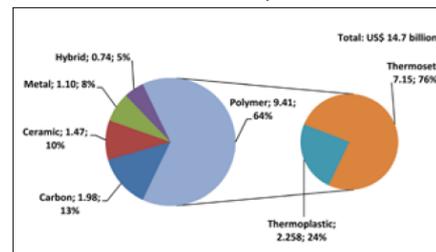
Пр-во препрегов, т



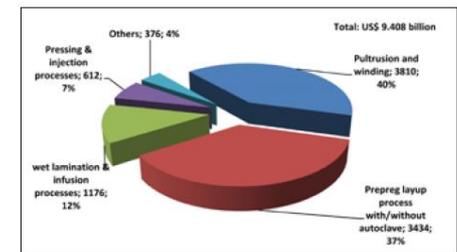
Волокно по секторам, т



Выручка по региону, млрд\$



Связующее по типам



Метод производства,

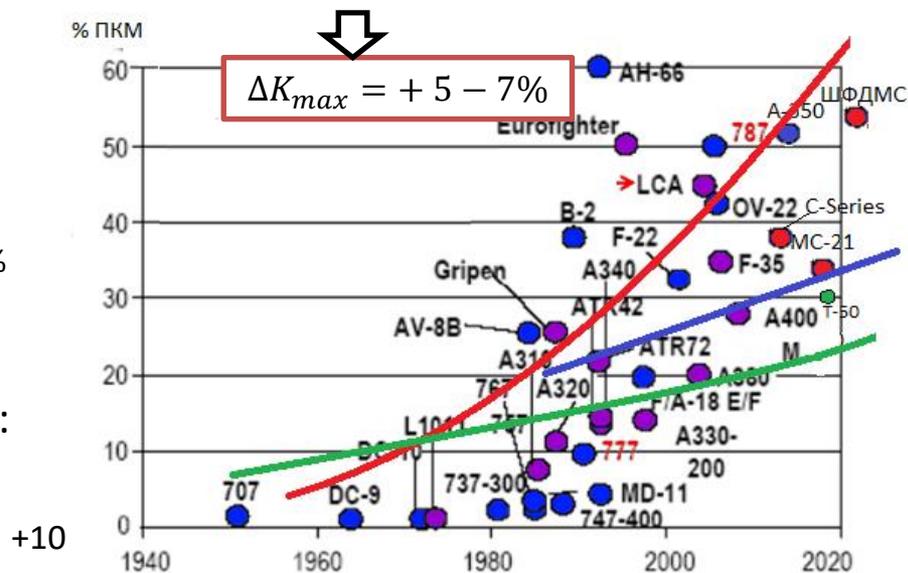
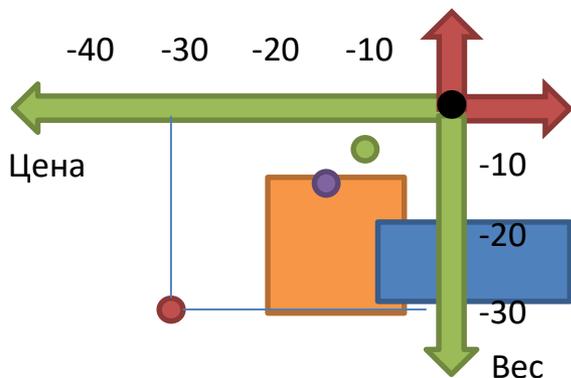
Композиционные материалы в авиации

Удлинение крыла А320 - 8,5

Удлинение МС-21 - 11,5

- Доля конструкций из ПКМ растёт.
- Три тенденции
 - Широкофюзеляжные самолёты (50-55% ПКМ)
 - Среднемагистральные самолёты (30-35%)
 - Военные самолёты (25-30% ПКМ)

Главные цели внедрения:
снизить вес и стоимость

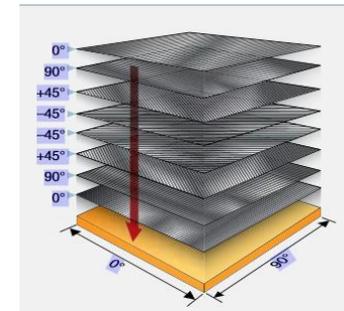


- Металлические конструкции сегодня
- Металлические конструкции завтра
- Металлические конструкции в перспективе
- Композиционные конструкции сегодня
- Композиционные конструкции завтра
- Композиционные конструкции в перспективе

Ключевые отличия



- Сопротивление удару
- Влияние внешних факторов: температура, влага
- Методы и стоимость ремонта
- Сложность соединений ПКМ
- Анизотропные свойства
- Металлизация, статическое электричество, электросеть.
- Методы неразрушающего контроля
- Большое количество методов производства: Инфузия, инъекция, автоклав, плетение, прошивка, прессование, термопластичные материалы



Пример: Boeing 787

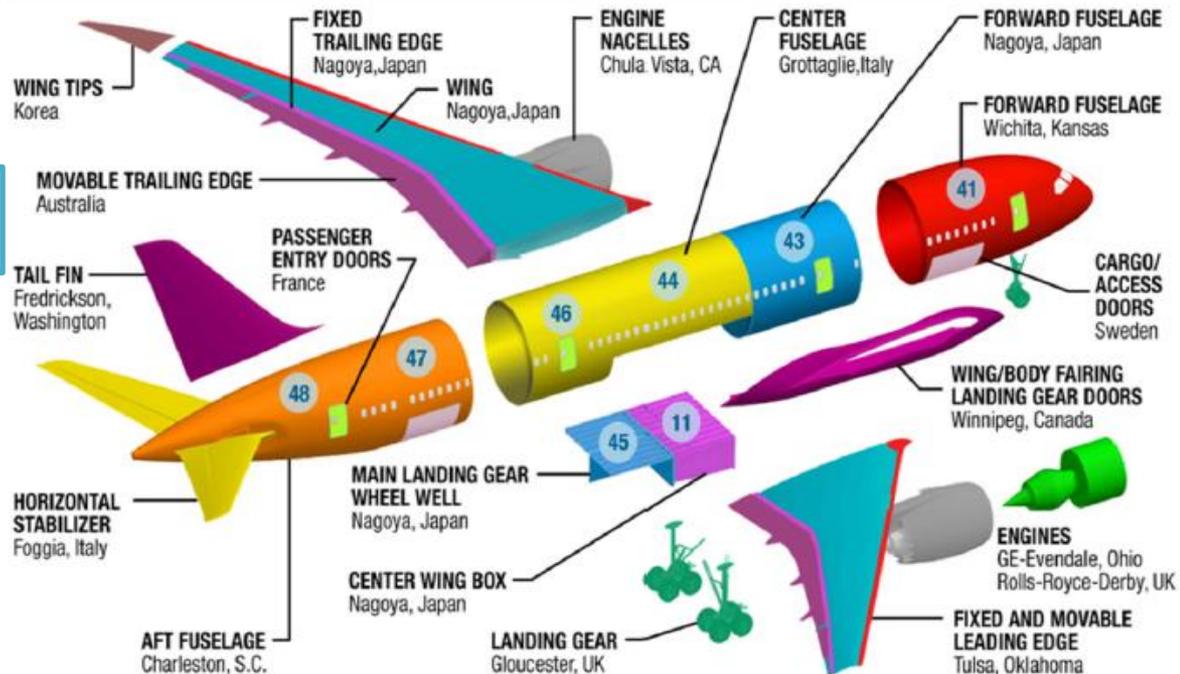
Боинг -
интегратор

Build-to-performance

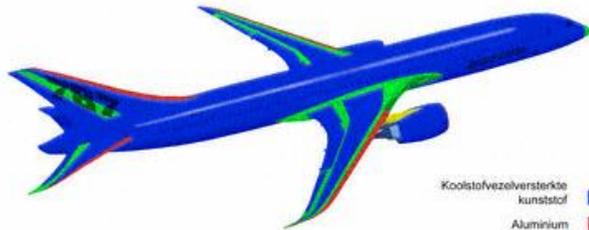
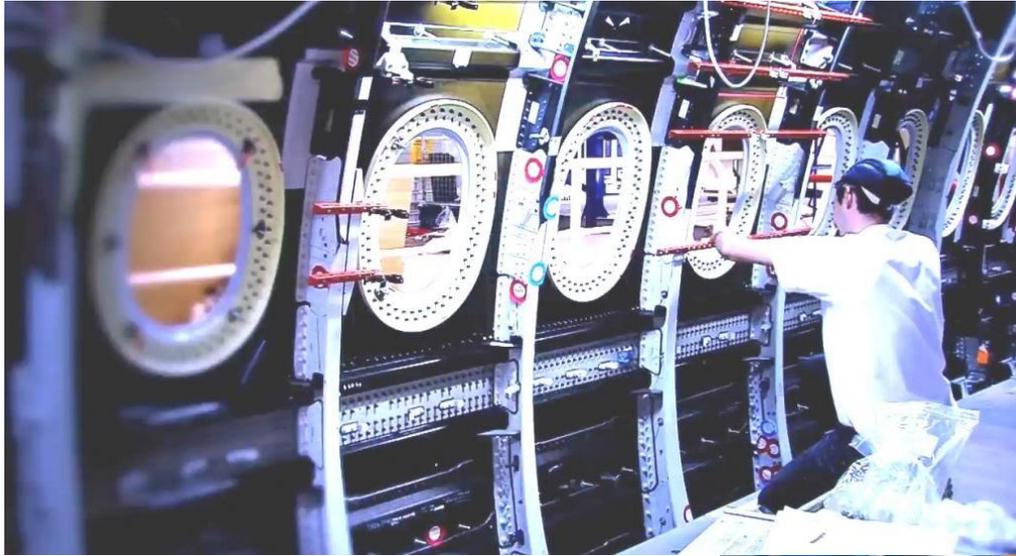
Модульная
структура

THE COMPANIES

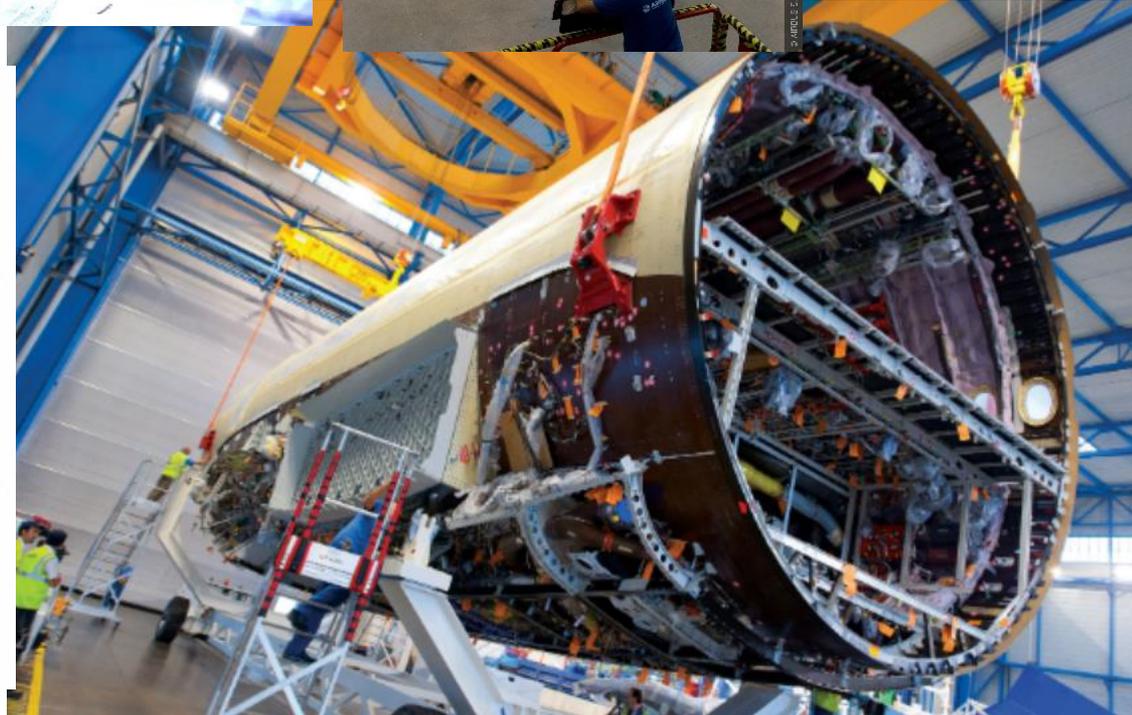
U.S.	CANADA	AUSTRALIA	JAPAN	KOREA	EUROPE
Boeing	Boeing	Boeing	Kawasaki	KAL-ASD	Messier-Dowty
Spirit	Messier-Dowty		Mitsubishi		Rolls-Royce
Vought			Fuji		Latecoere
GE					Alenia
Goodrich					Saab



A350



- Koolstofvezelversterkte kunststof
- Aluminium
- Glasvezel
- Titanium
- Aluminium/ Al-lithium
- Aluminium/ Al-lithium of Koolstofvezelversterkte kunststof



SSJ-100

SUKHOI SUPERJET 100

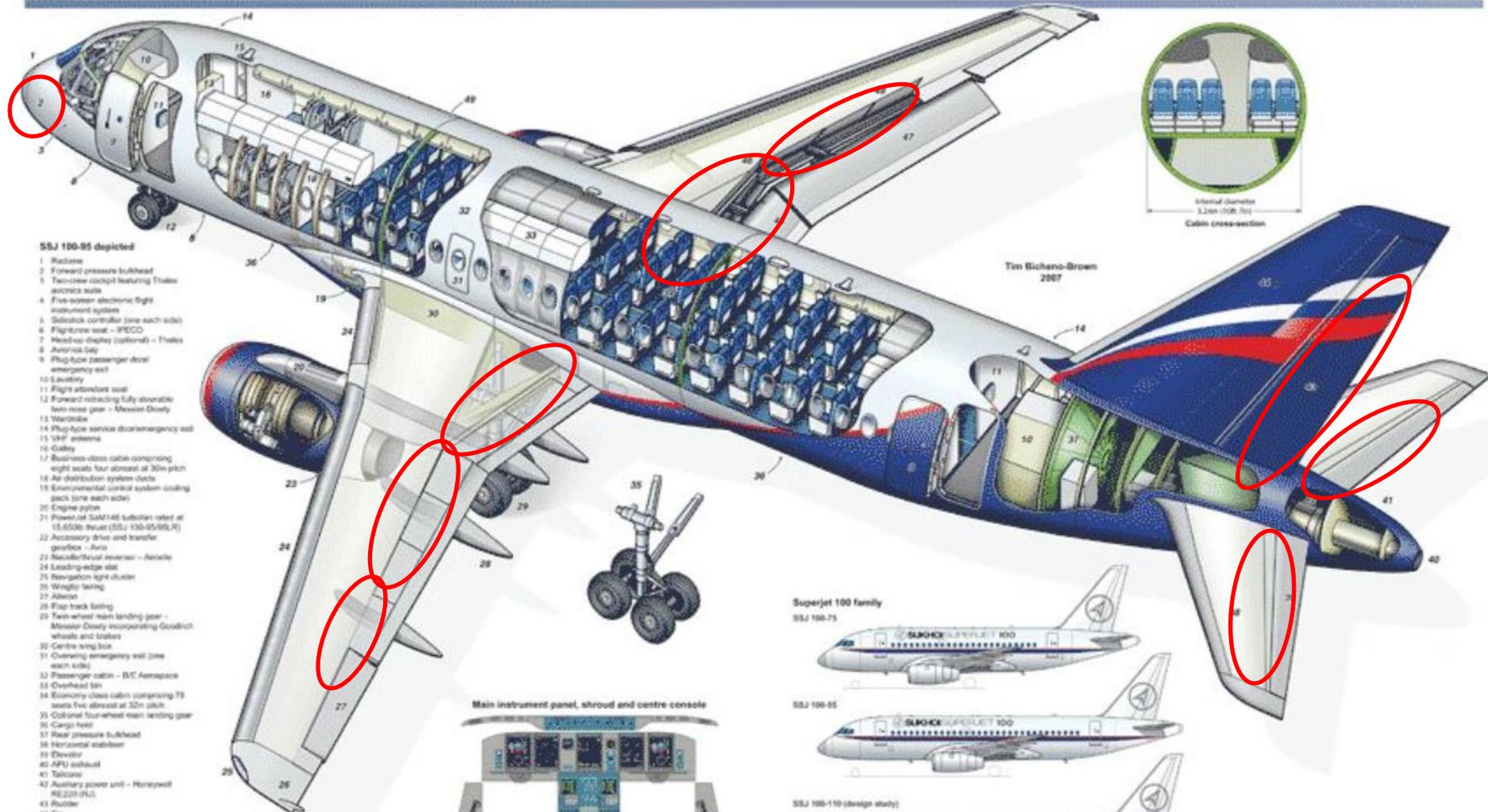
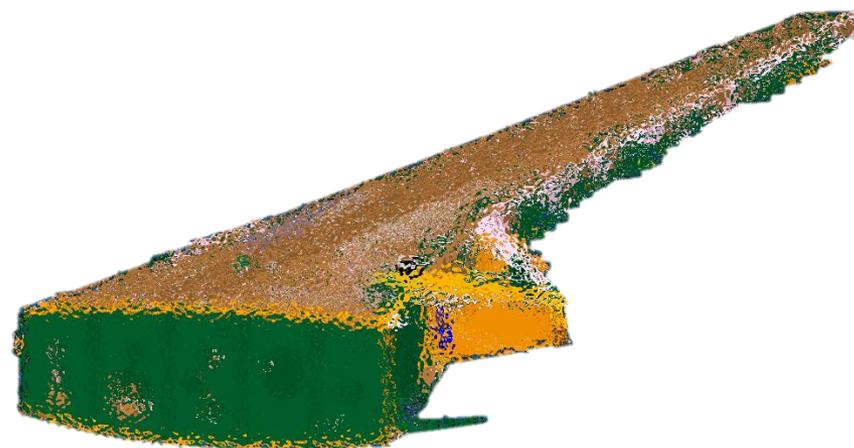
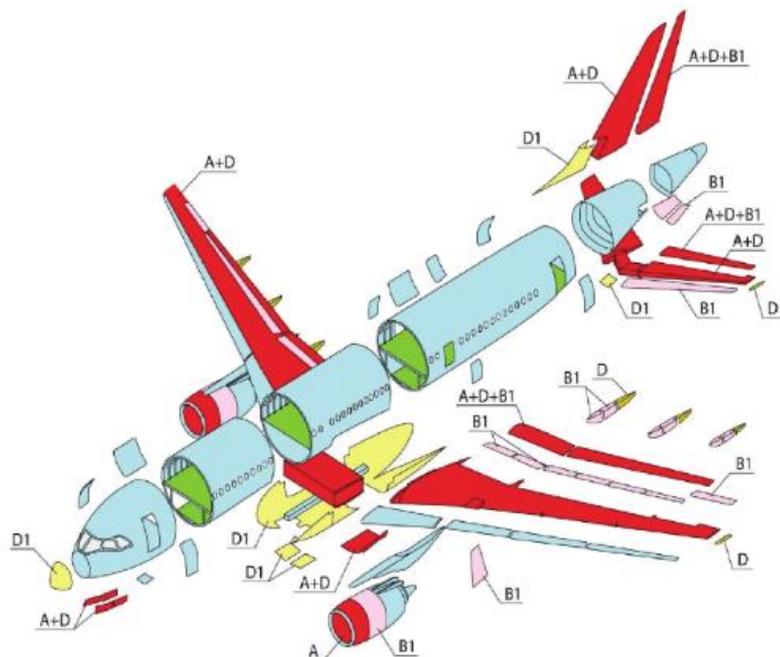
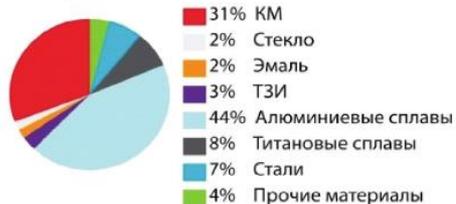


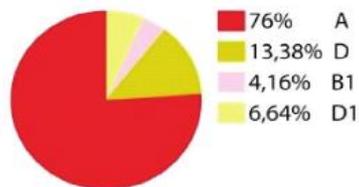
Схема распределения материалов в конструкции планера МС-21



Распределение материалов

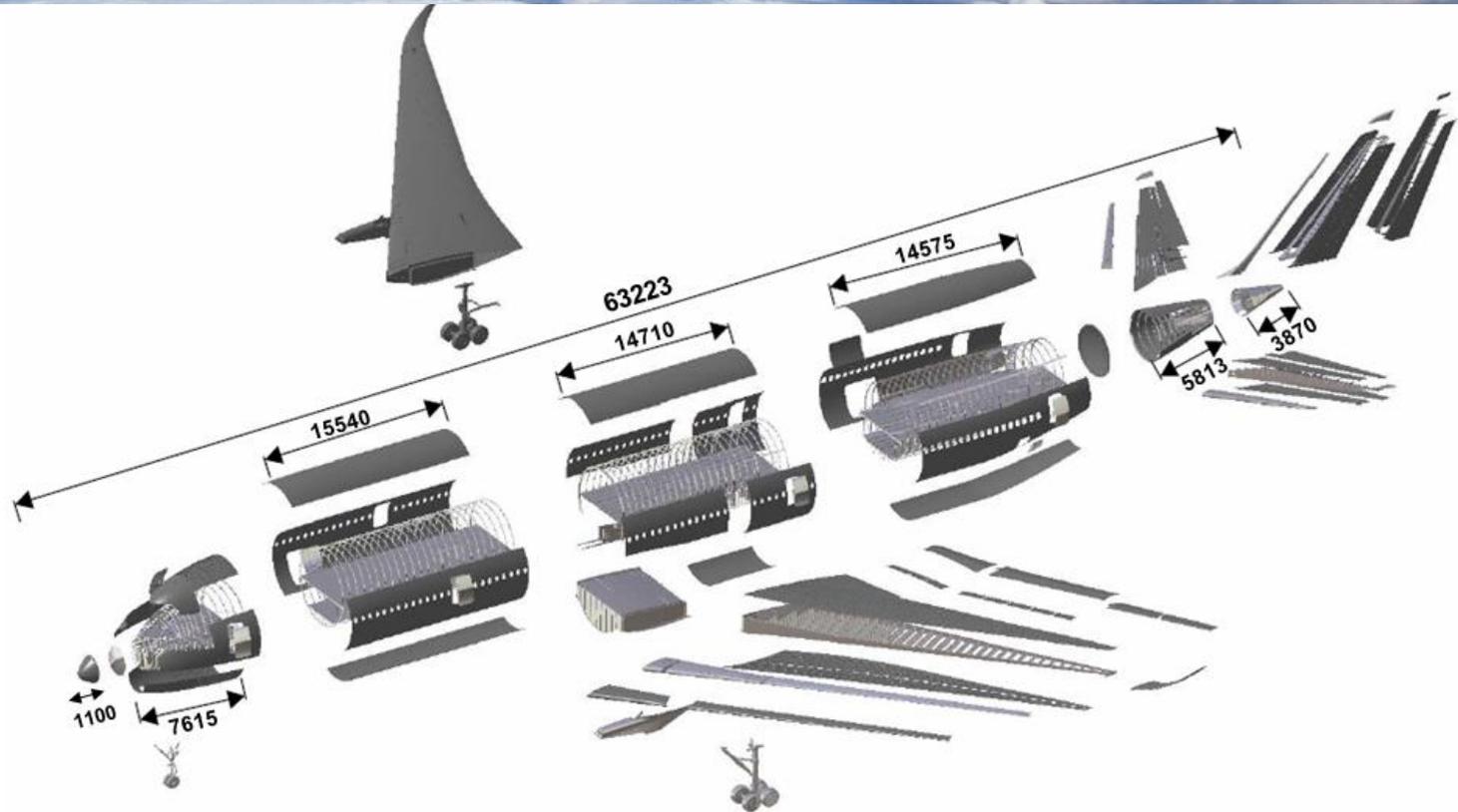


Распределение ПКМ



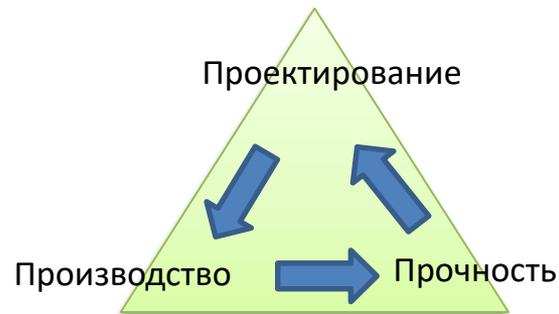
- A Высокопрочная углеродная лента для первичных конструкций
- B1 Углеродная ткань для вторичных конструкций в сочетании с углеродной тканью для соединения обшивки с сотовым наполнителем (для сотовых конструкций)
- D Стеклоткань для вторичных конструкций
- D1 Стеклоткань для вторичных конструкций в сочетании со стеклотканью для формирования соединения обшивки с сотовым наполнителем (для сотовых конструкций)
- Полимерные композиционные панели пола
- Металлы

Широкофюзеляжный самолёт Россия- Китай

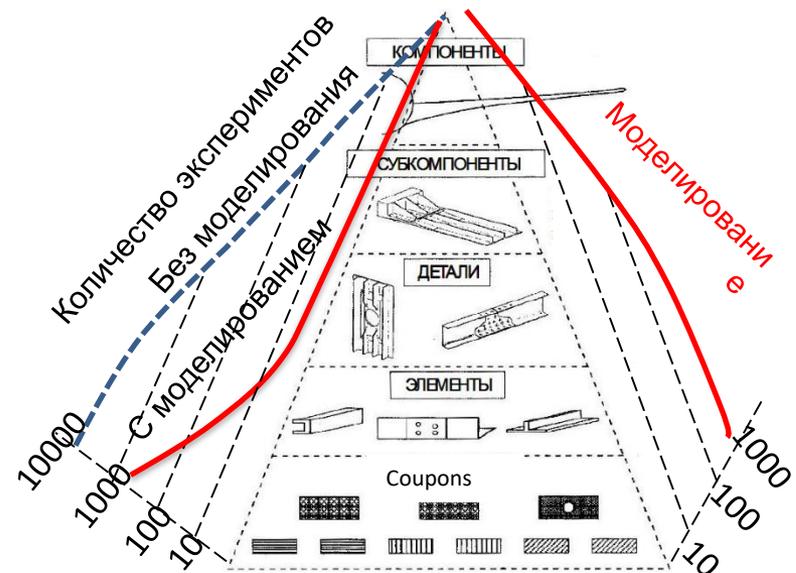


Пути увеличения эффективности применения ПКМ

- Обобщение опыта и введение отраслевых стандартов
- Изменение парадигмы проектирования
- Применение ещё большего числа моделирования

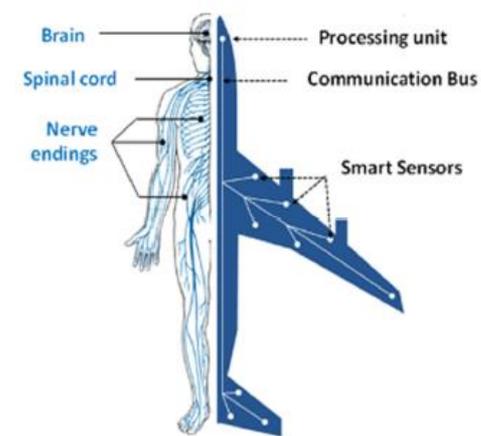


Парадигма проектирования ПКМ



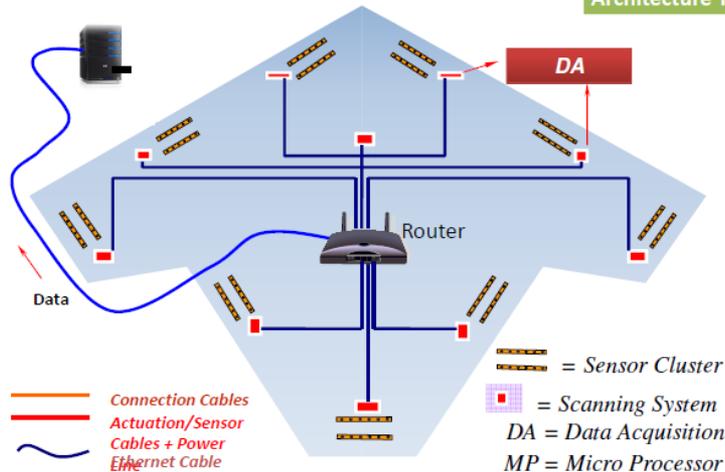
Системы мониторинга технического состояния конструкций (SHM системы)

- Использование датчиков акустической эмиссии
- Встроенные оптоволоконные датчики
- Акустические датчики
- Система приёма и обработки сигнала
- Архитектура системы



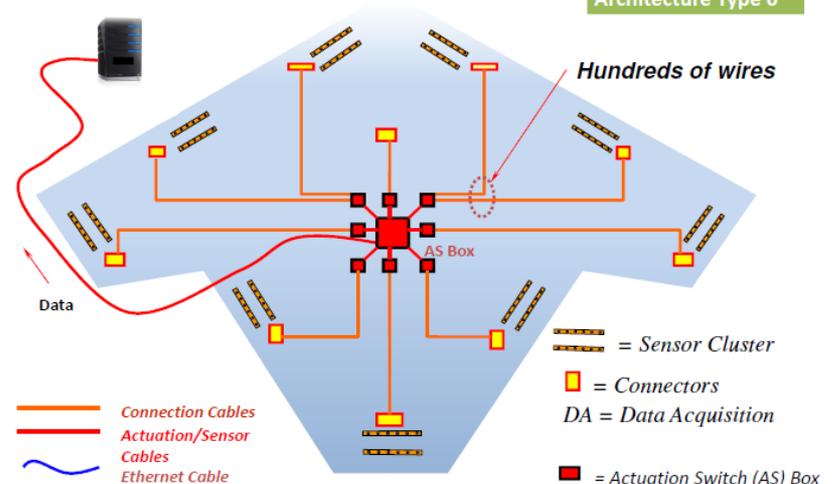
Central Server + System Software Analyze and Display

Architecture Type 5



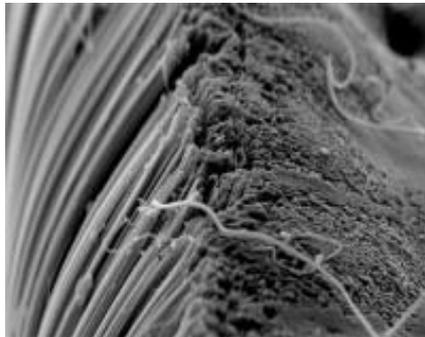
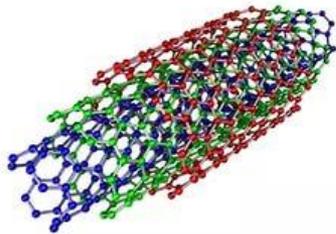
Central Server + DA+ MP + Diagnostic Software Analyze and Display

Architecture Type 6

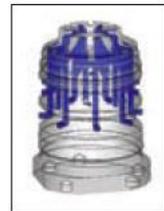


Ключевое направление – архитектура системы, резерв, энергетика.

Новые процессы: аддитивные технологии



ДЕТАЛИ ОБЛЕГЧЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ СО СЛОЖНЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ



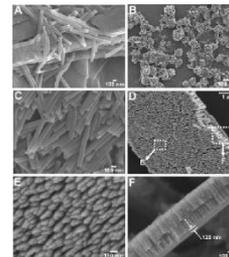
2. Примеры изделий, изготавливаемых аддитивными методами



ОБЪЕДИНЕНИЕ НЕСКОЛЬКИХ ДЕТАЛЕЙ В ОДНУ



ДЕТАЛИ СО СЛОЖНЫМИ ВНУТРЕННИМИ ПОЛОСТЯМИ И КАНАЛАМИ



Лазерные технологии

- Ремонтные технологии (Лазерная наплавка)



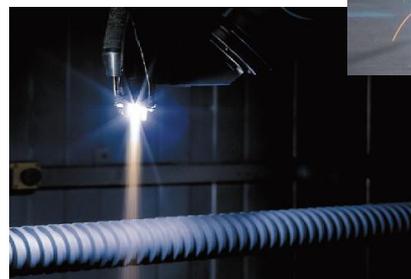
- Технологии резки лазером



- Технология сварки лазером



- Технология нанесения покрытия



Новые техпроцессы: Покрyтия



- Высокоскоростное газопламенное напыление**
(до 9 скоростей звука)
- Адгезия более 80МПа
 - Пористость 0,5%-1%
 - Нанесение карбидов, сплавов на основе железа, кобальта, никеля.



- Плазменное напыление**
- Покрyтия из керамики
 - Толщина 0,05 — 5мм
 - Нанесение на внутренние (диаметр от 50 мм) и внешние поверхности



- Лазерная наплавка + лазерная закалка**
- Износостойкие покрyтия с металлургической связью
 - Толщина 0,5 — 10мм или Упрочнение на глубину до 0,7 мм



- Электродуговая металлизация**
- Протекторные покрyтия на металлические конструкции большой площади
 - Толщина 0,15-3,0мм



- Газопламенное напыление**
- Восстановление геометрии изношенных деталей 0,1 до 20 мм
 - Напыление баббита, цинка, алюминия, сталей и сплавов.



- Детонационное напыление**
- Высококачественные покрyтия на небольшие поверхности
 - Толщина 0,05 — 0,5 мм
 - Адгезия до 160 Мпа



- Холодное динамическое напыление**
- Нанесение покрyтий из пластичных материалов на небольшие площади



- Плазменная порошковая наплавка**
- Наплавка твердых покрyтий для защиты клапанов ДВС, стеклоформ, бурового инструмента

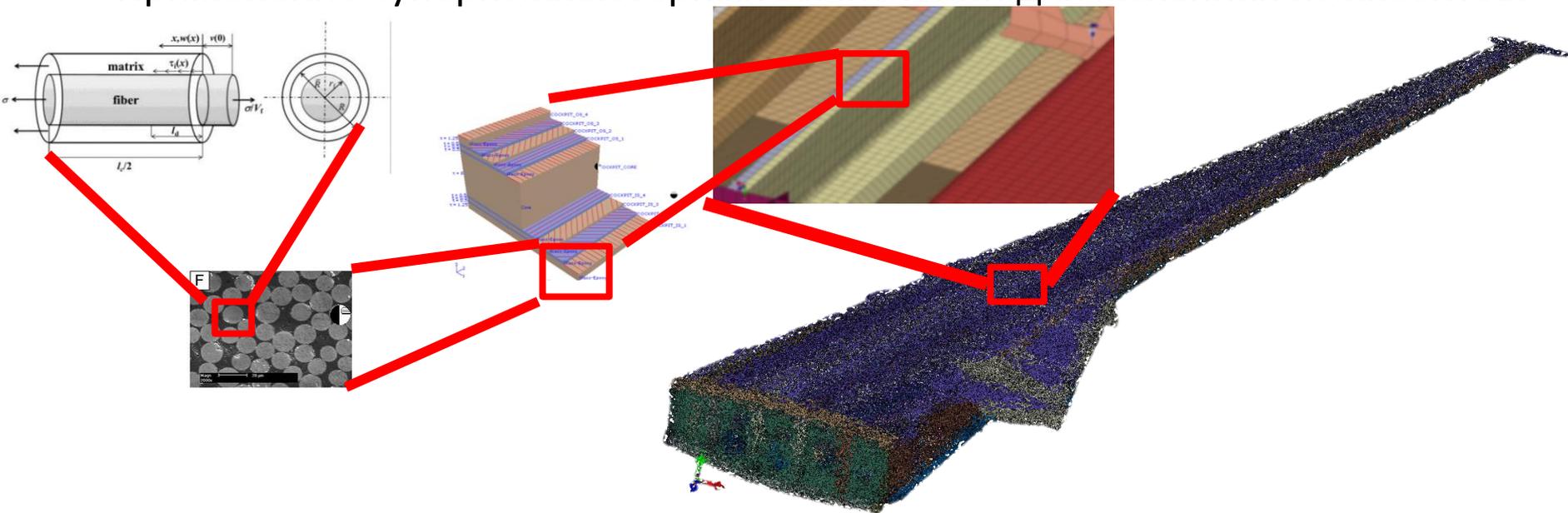
Заключение к разделу

- Необходимо наладить внедрение новых фундаментальных разработок в промышленность
- Улучшить связь фундаментальных исследований с нуждами отрасли
- Учёт требований будущих изделий на этапе фундаментальных разработок
 - Сертификация
 - Стоимость жизненного цикла

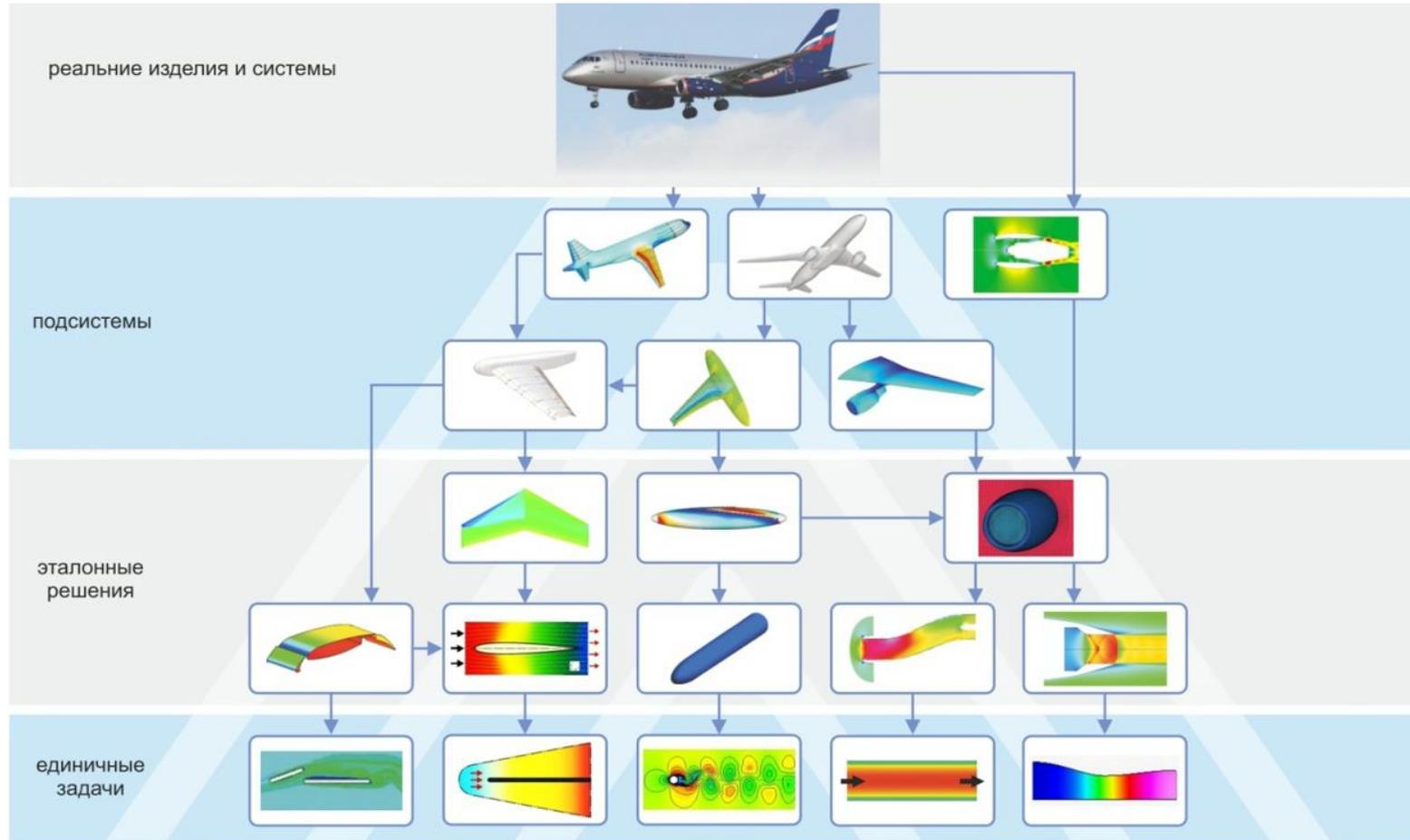
Текущие научные задачи



- Рост трещин между слоями ПКМ (линейная механика разрушения)
- Исследование задачи в 2D и 3D постановке
- Определяющие соотношения для ПКМ с моделью вязкопластичного связующего
- Модель накопления повреждений на уровне волокно и матрица.
- Конечно-элементное моделирование НДС (напряжённо-деформированного состояния) для статического и усталостного расчёта
- Применение суперкомпьютерных вычислений для механики композитов.



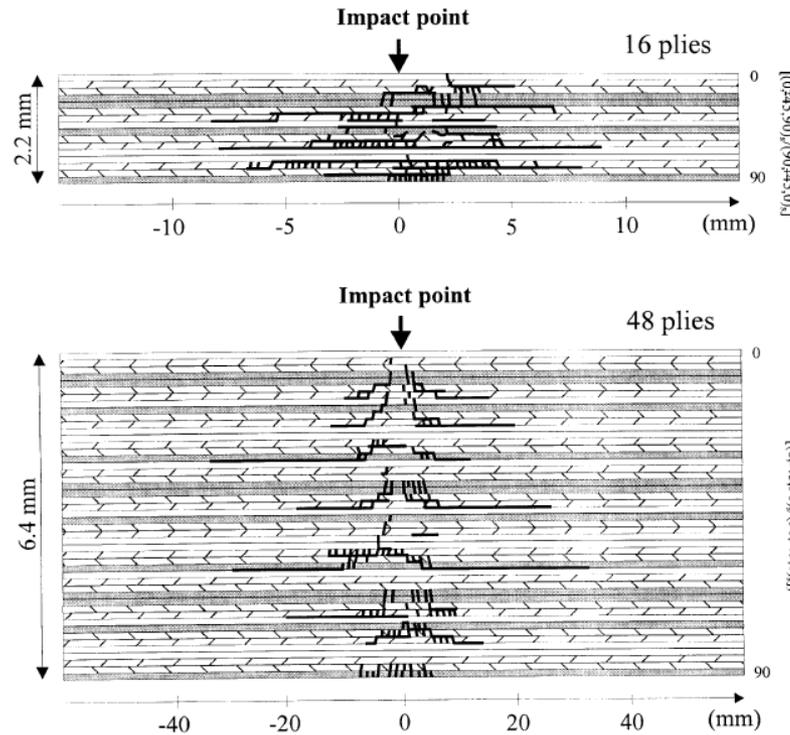
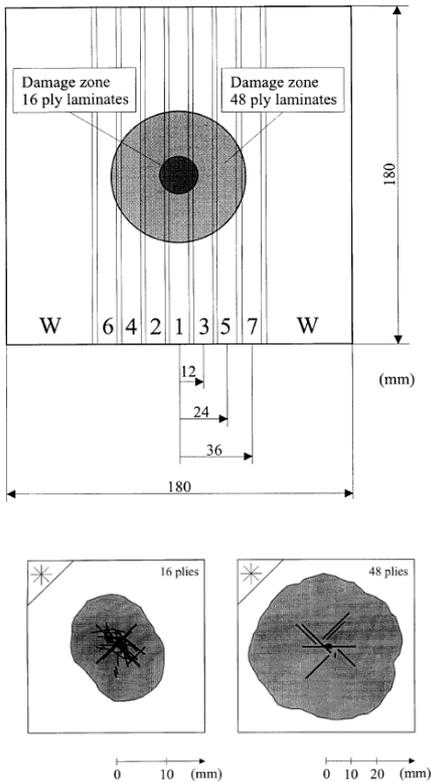
Текущие задачи CFD



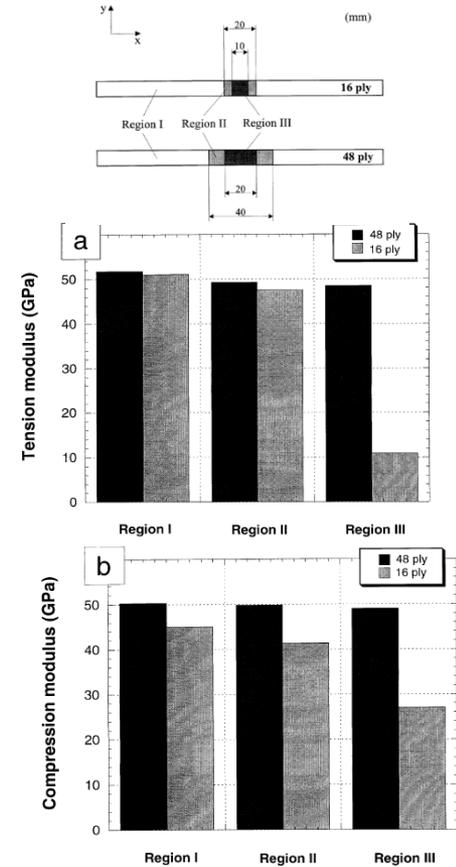
Постоянно развивающийся валидационный базис позволяет расширять спектр решаемых задач, а так же использовать его элементы для сертификации. В настоящий момент валидационный базис содержит более 800 задач по различным физическим процессам.

Перерыв

Метод моделирования остаточной прочности после удара с редукцией жесткостных коэффициентов (Мезо-уровень)



A. Sjögren et al. / Composites: Part A 32 (2001) 1237–1242



Моделирование сжатия с непроклеем

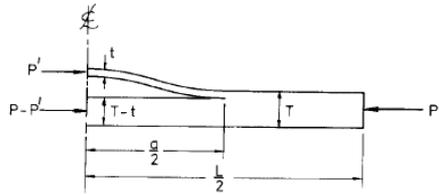


Fig. 2. Detail of delaminated specimen in post-buckled state.

u , between load points is

$$u = \frac{PL}{EBT} \quad (4)$$

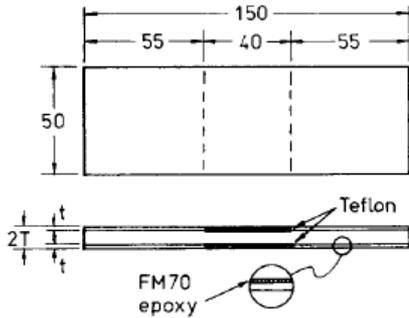
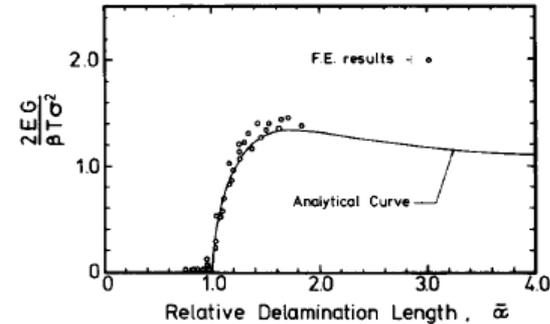
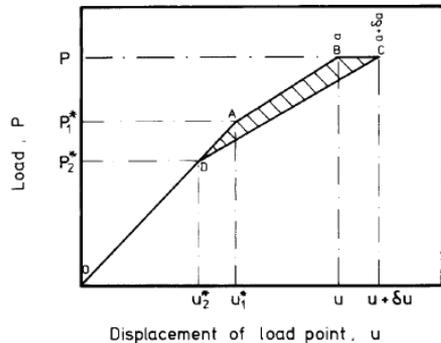


Fig. 8. Construction of experimental specimens.

S. ILIC and J.F. WILLIAMS COMPRESSION FAILURE MODES IN COMPOSITES Theoretical and Applied Fracture Mechanics 6 (1986) 121-127

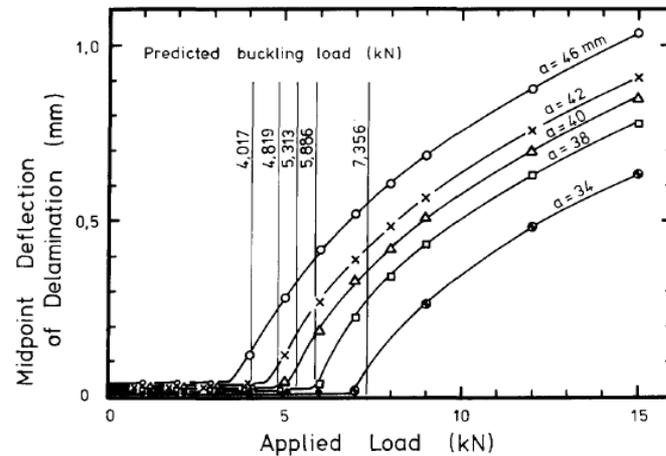


Fig. 7. Mid-point deflection of delaminated region as a function of applied load, compared to predicted local buckling load.

КСС анизогридной конструкции

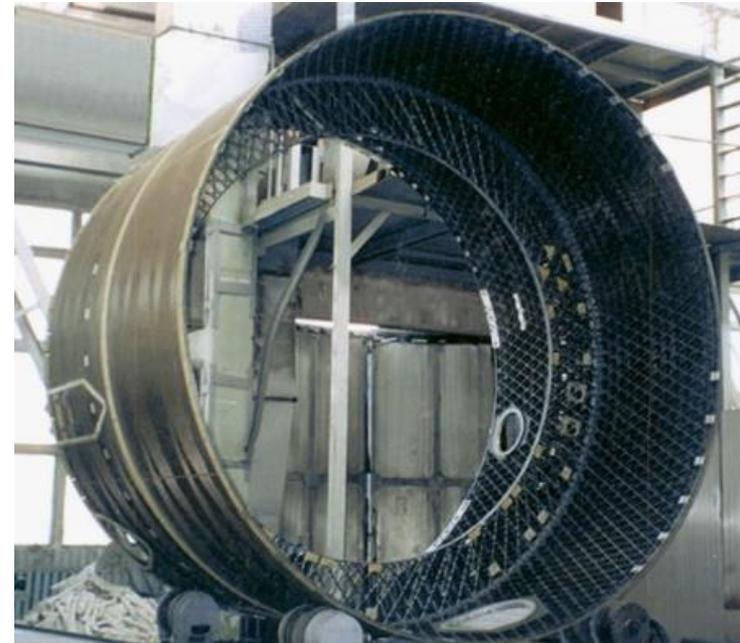


Преимущества

- Весовая эффективность по сравнению с «чёрным алюминием» 30%
- Стойкость к ударным повреждениям
- Большая степень интегральности конструкции
- Опыт применения в космической технике

Недостатки

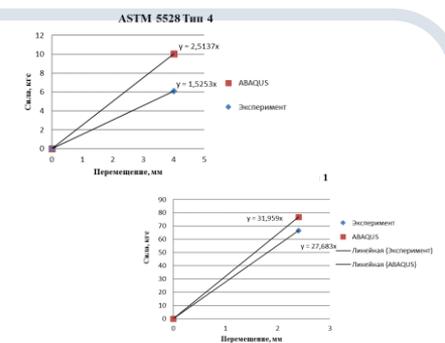
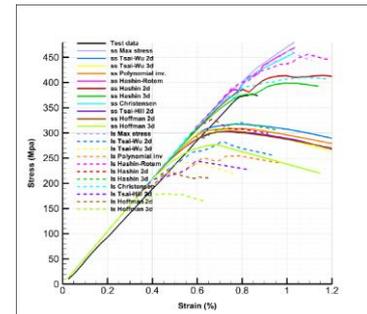
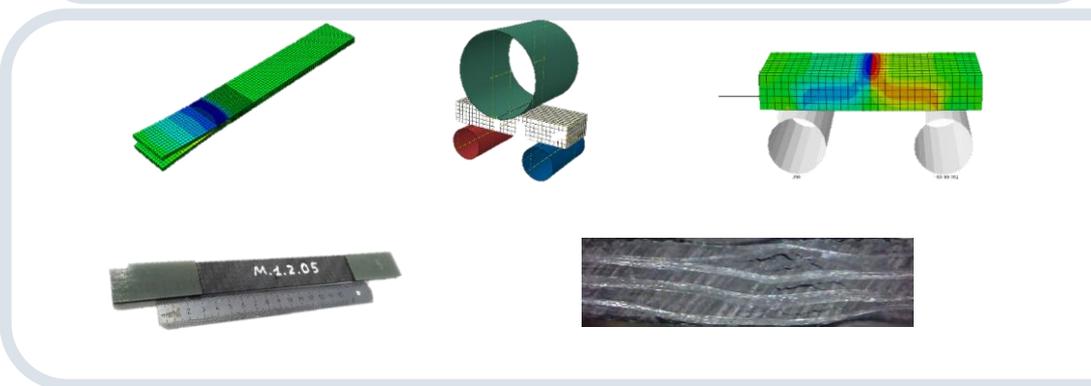
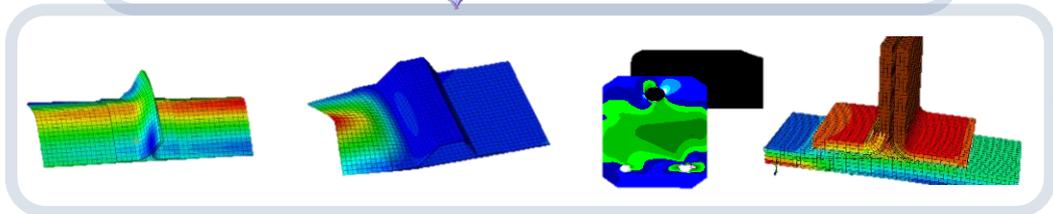
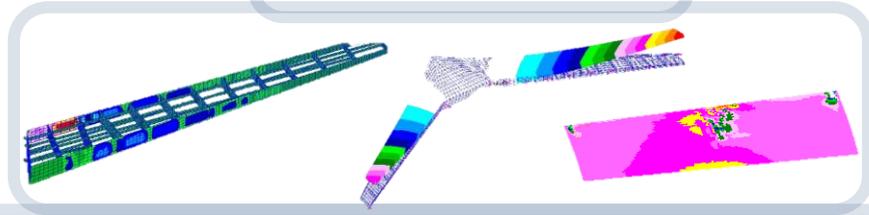
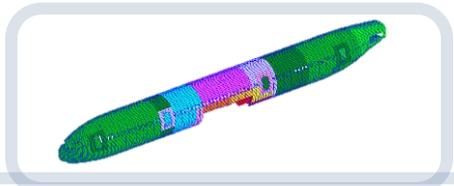
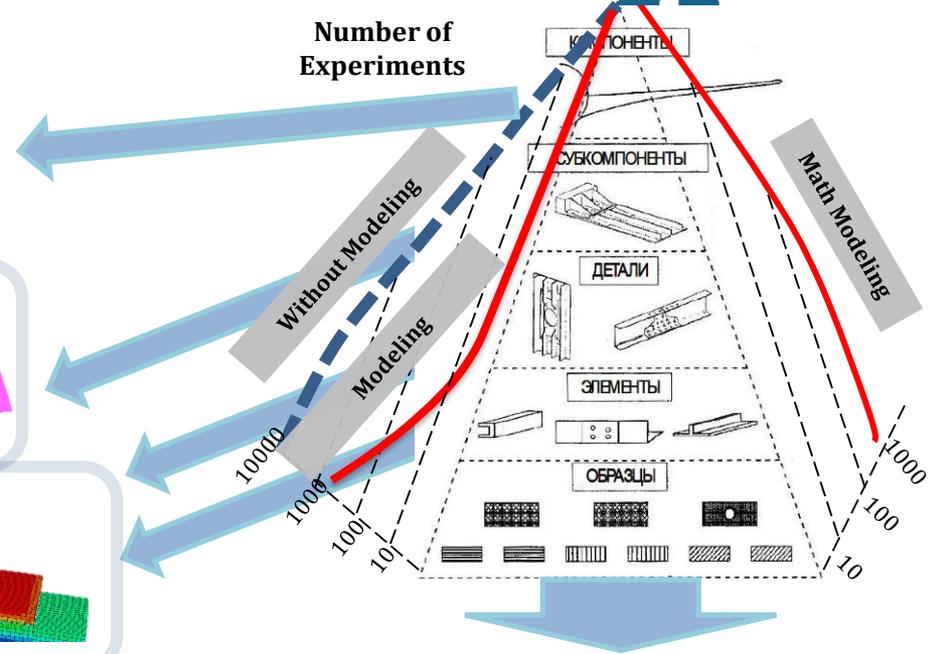
- Консерватизм при сертификации мешает применять новые конструкции



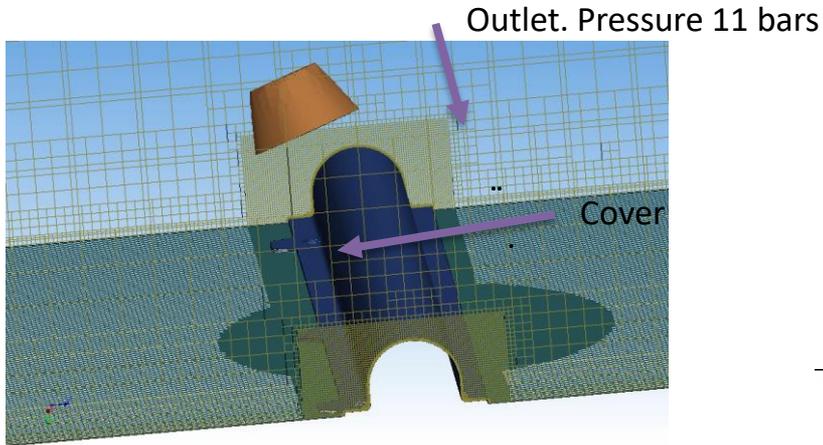
Сертификация по КЭ (конечно-элементным) моделям



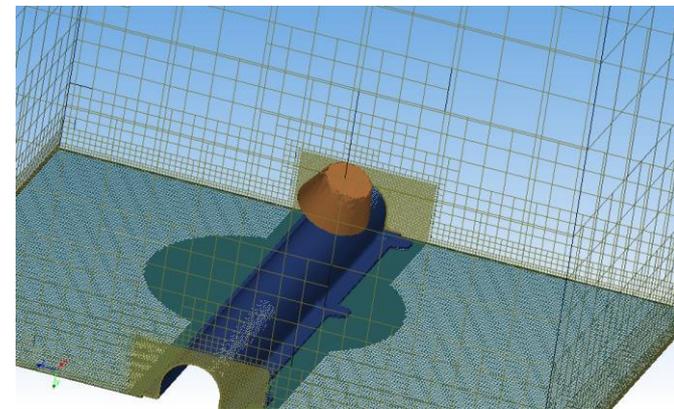
Number of Experiments



Совместная задача аэродинамики и прочности



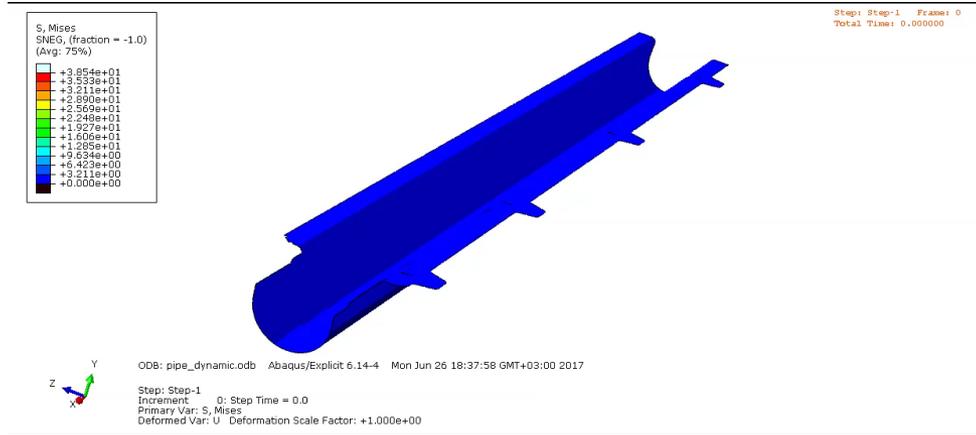
Aerodynamic model



Aerodynamic model

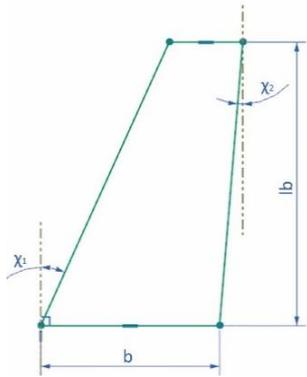


Stress Model



Mises stress

Системы принятия решений

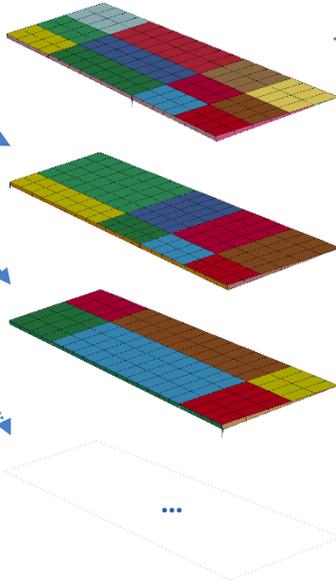


Define Optimization Parameters

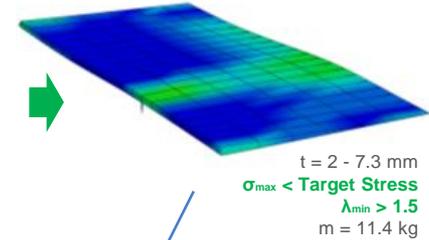
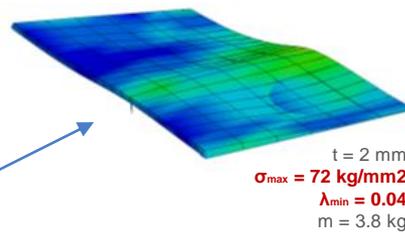
- N spars
- N ribs
- Spar locations
- Rib locations
- Thicknesses
- Material (layups)

Set Initial Parameters

- Aero profile
- Swept angles χ_1, χ_2
- Chord length b
- Span l
- Mesh size
- N brackets



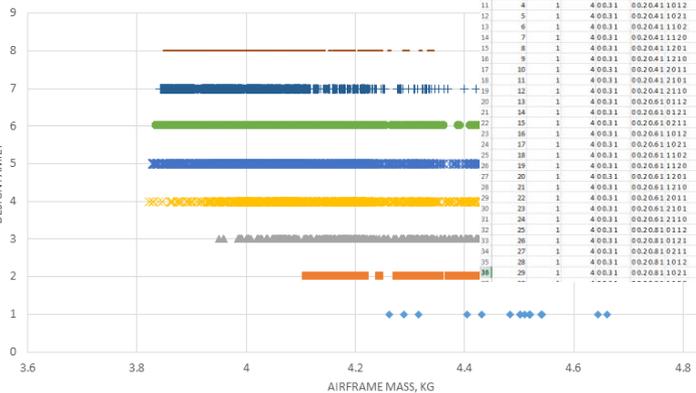
Stress Analysis & Thickness Optimization



Generate Reports

Task settings	Summary									
1 spar	12.0.3	kg	576 combs							
2 rib	450.2	Total time	8.697925							
4 hinge	2	Min mass	4.638811							
5 actuator	1	Best var #	495							
COMPOSITE AIRFRAME MASS BY DESIGN										
var #	N spar	N rib	spar	rib	bracket	mass, kg	time, s			
9	1	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.0.1.1.2	26.24023	62.73498				
9	2	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.0.1.2.1	8.20915	56.90511				
10	3	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.0.2.1.1	6.14018	40.40697				
11	4	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.0.1.2	26.12044	46.68291				
12	5	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.1.0.1	11.00699	46.22459				
13	6	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.1.0.2	11.72714	43.86818				
14	7	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.1.2.0	12.45443	53.07489				
15	8	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.1.2.1	18.2919	56.93027				
16	9	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.1.2.1.0	11.03601	37.30607				
17	10	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.2.0.1	8.80273	50.08768				
18	11	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.2.1.0.1	7.37192	50.10146				
19	12	1	4.0.3.1	0.2.0.4.1.2.1.0.2	12.04693	36.88763				
20	13	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.0.1.1.2	19.28778	67.1221				
21	14	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.0.1.1.2.1	10.16387	36.34761				
22	15	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.0.2.1.1	10.86142	43.50815				
23	16	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.0.1.2	18.35658	46.37096				
24	17	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.1.0.2.1	12.25543	37.17636				
25	18	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.1.0.2	32.44875	43.35841				
26	19	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.1.1.2.0	16.55802	48.07213				
27	20	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.1.2.1.0.1	10.07044	44.2059				
28	21	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.1.2.1.0.2	7.974266	43.54623				
29	22	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.2.0.1.1	16.75064	46.89147				
30	23	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.2.1.0.1	8.13061	40.21814				
31	24	1	4.0.3.1	0.2.0.6.1.2.1.0.2	8.31761	43.64614				
32	25	1	4.0.3.1	0.2.0.8.1.0.1.2	9.37827	43.77742				
33	26	1	4.0.3.1	0.2.0.8.1.0.1.2.1	10.34236	39.8464				
34	27	1	4.0.3.1	0.2.0.8.1.0.2.1.1	20.92079	47.61166				
35	28	1	4.0.3.1	0.2.0.8.1.1.0.1.2	10.661	46.69749				
36	29	1	4.0.3.1	0.2.0.8.1.1.0.2.1	13.14429	37.12408				

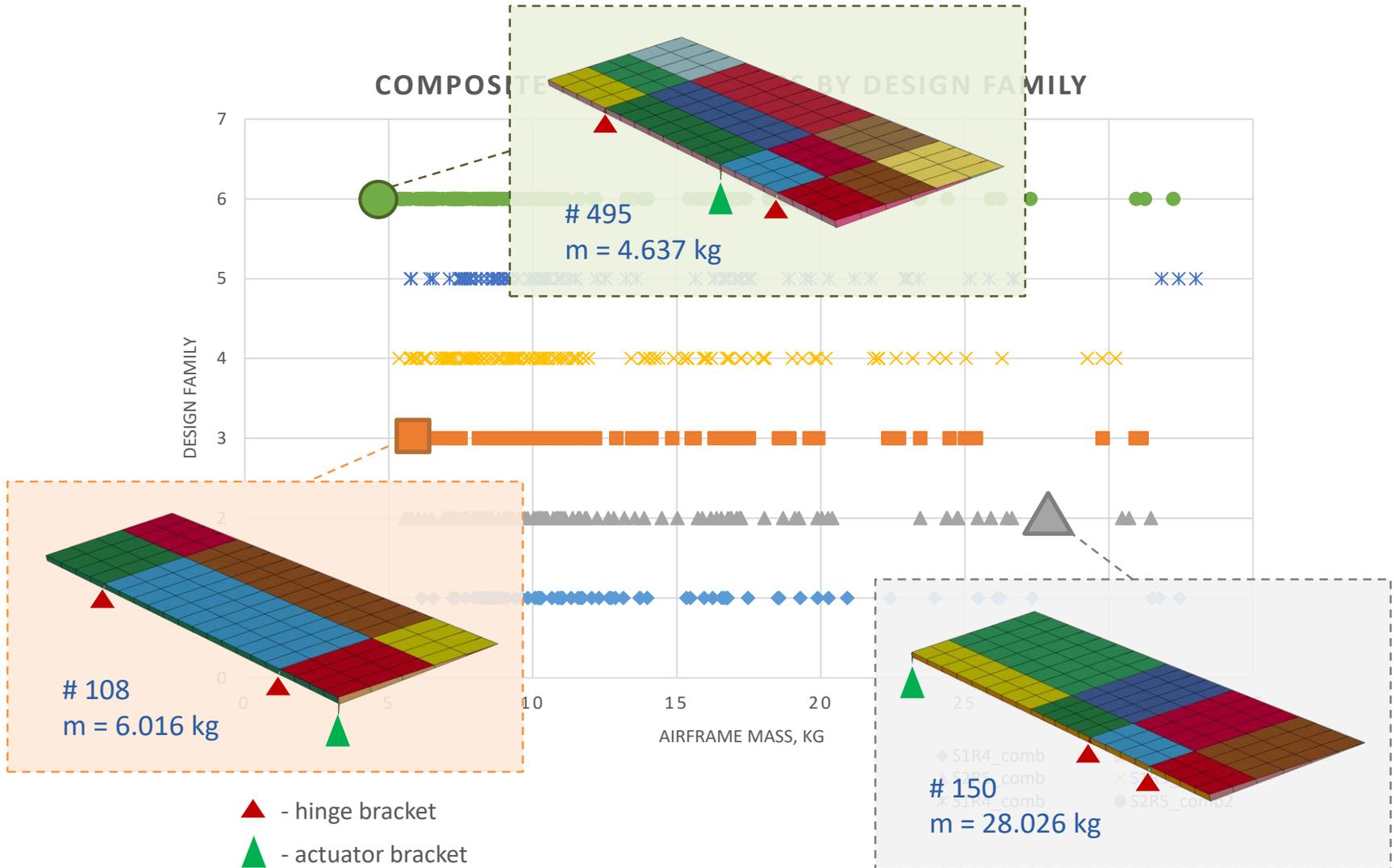
DESIGNFAMILY



normal ribs

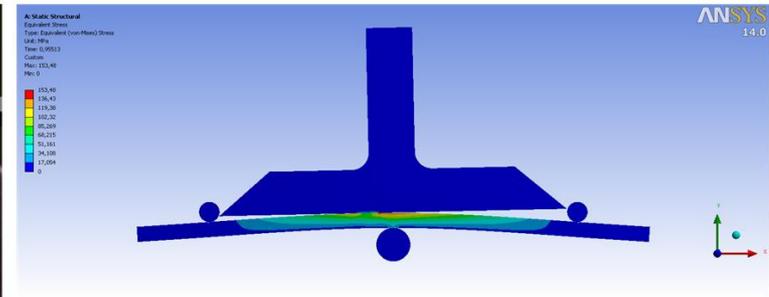
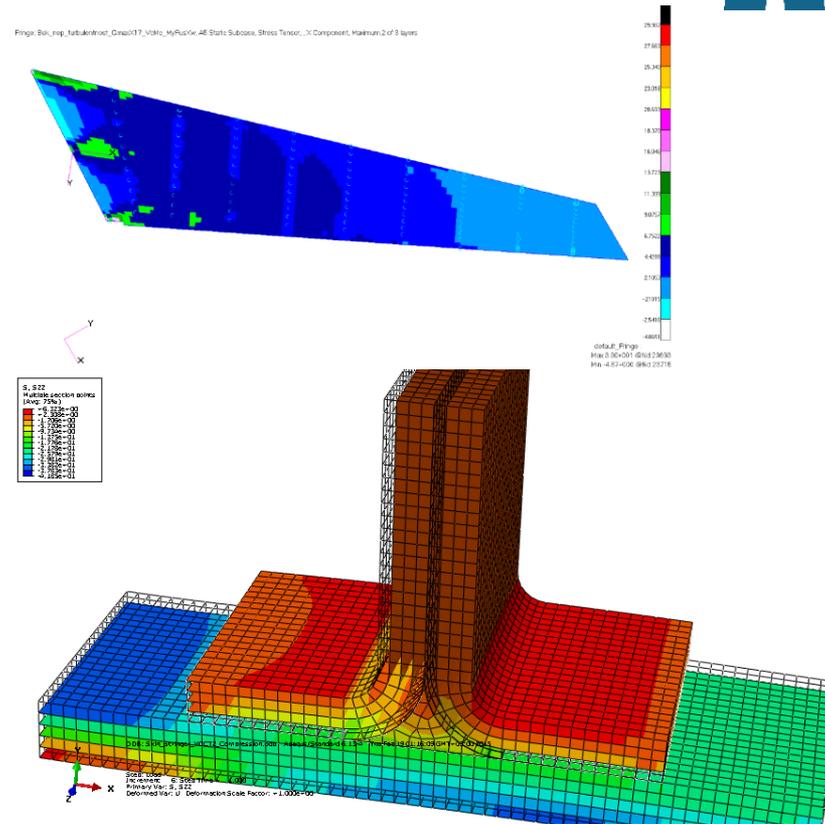
1 2 3 4 5 6 7 8

Пример конструкции

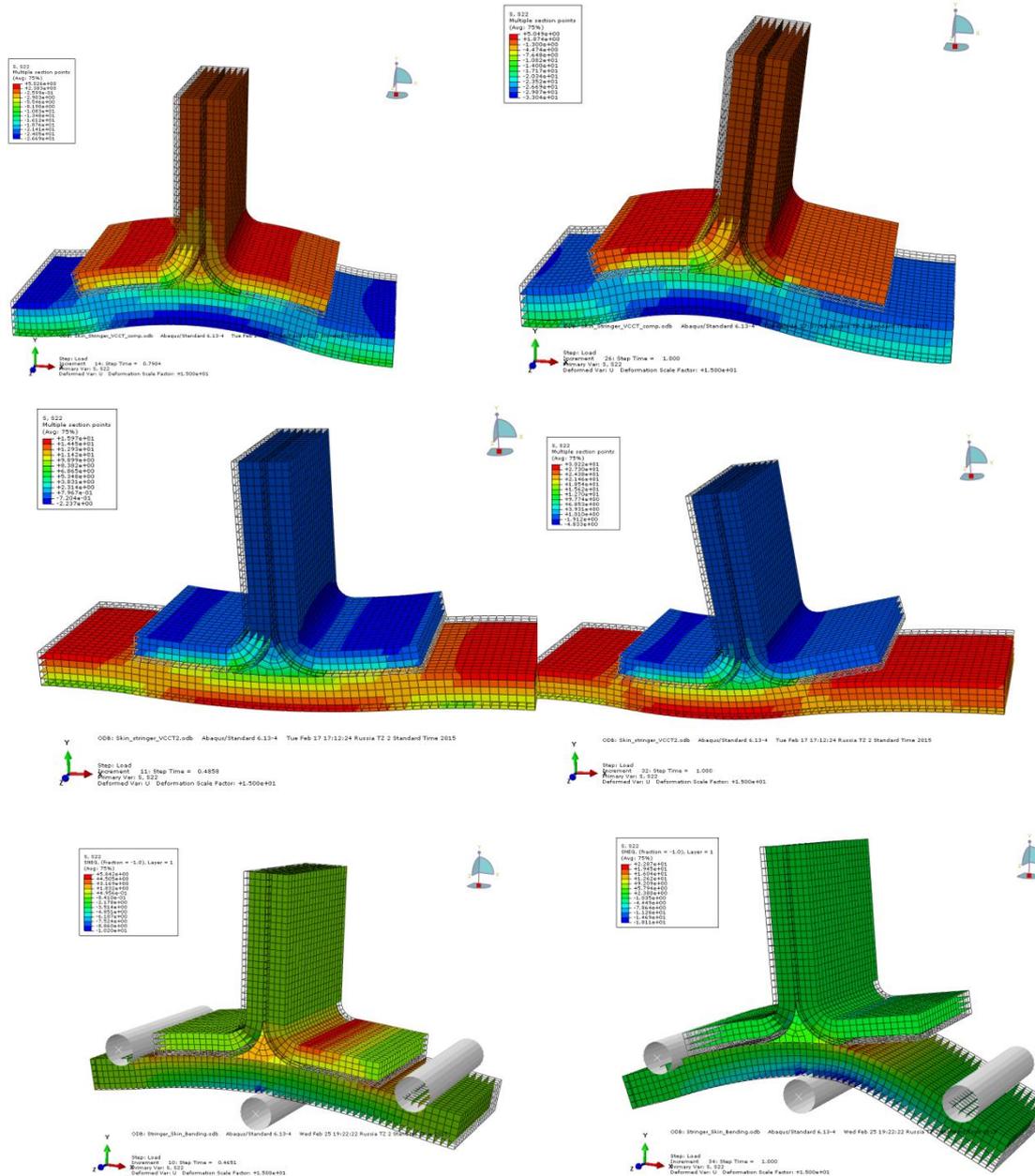


Определение действующих напряжений

- Глобальная модель ламината – 2D
 - Эффективные свойства
 - Укладка и монослои
- Послойная модель -3D
 - Эффективные характеристики
 - Послойное моделирование
- Определение НДС
 - Оценка концентрации напряжения на концентраторе
 - Оценка проходящего потока напряжения



Определение действующих напряжений



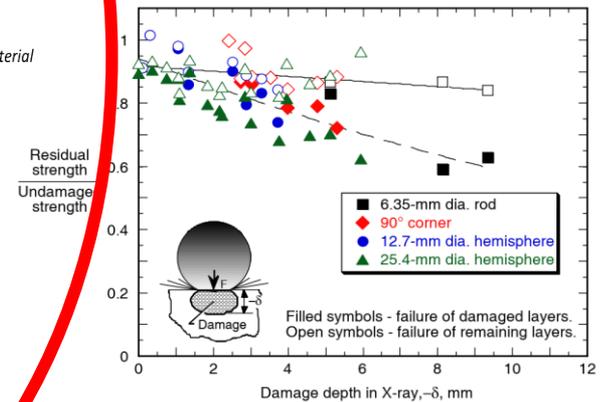
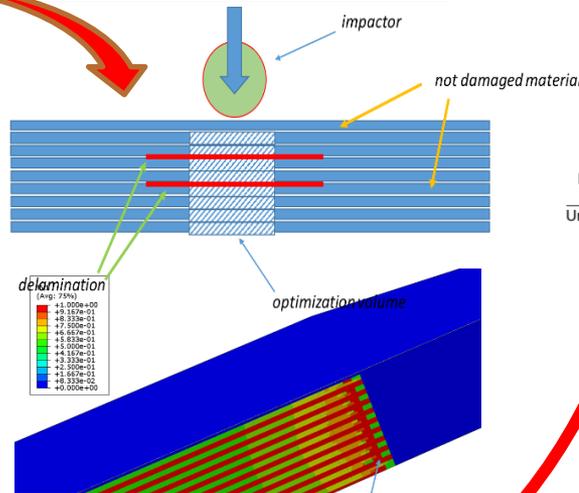
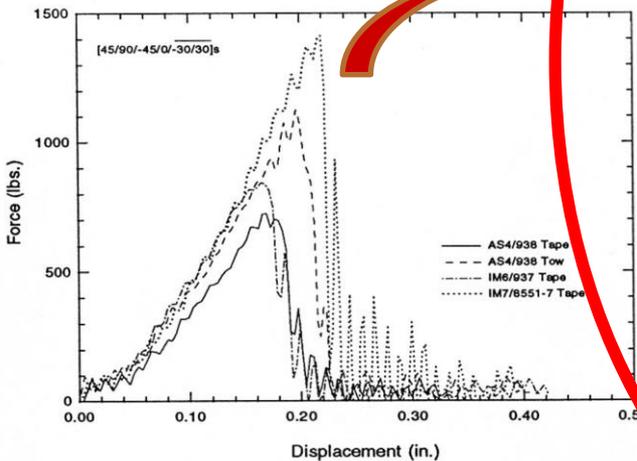
Проблема определения остаточной прочности ПКМ

Последовательность анализа

STEP 1
Impact process and energy

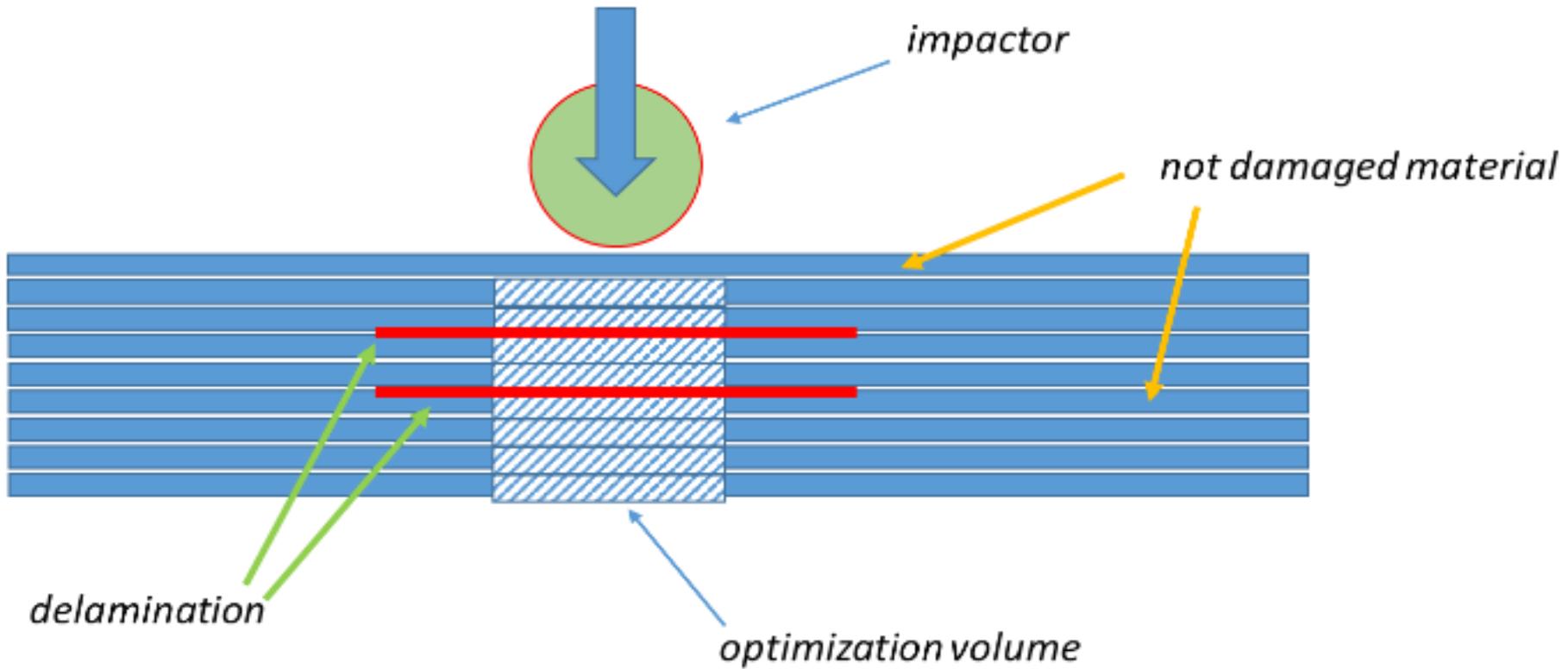
STEP 2
“Worth” case scenario of damage distribution

STEP 3
Analysis of residual strength

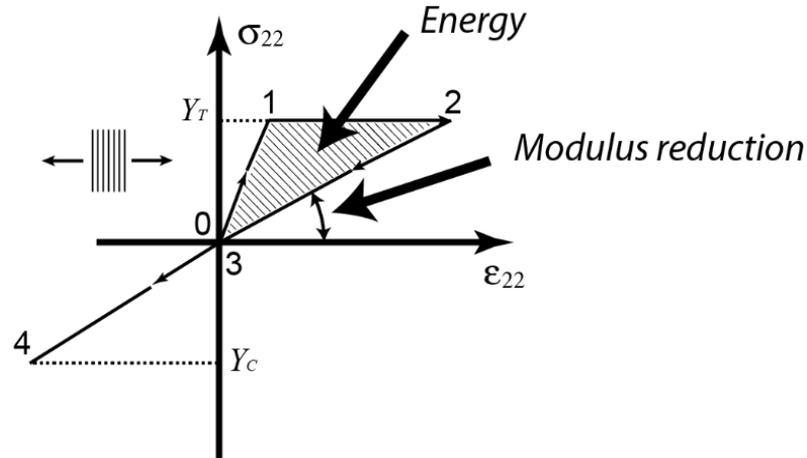
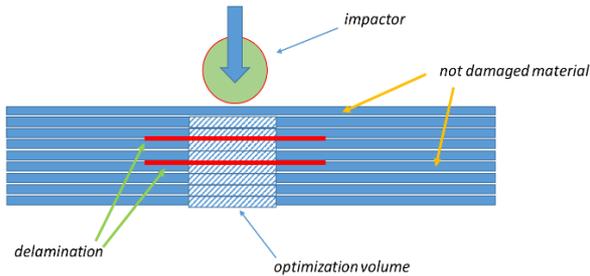


5.1.2(b) Instrumented impact results for through-penetration of AS4/938 tow and tape, IM6/3501-6, and IM7/8551-7.

КЭ модель



Модель матрицы



This idea gives formal rules for transformation of energy:

$$E_n = \frac{(\varepsilon_{22}^1 - \varepsilon_{22}^2)Y_t}{2} \sim \frac{\left(\frac{Y_t}{E_2^1} - \frac{Y_t}{E_2^2}\right)Y_t}{2} = \frac{Y_t^2}{2E_2^0} (1 - 1/\psi)$$

where

ε_{22}^1 – deformation at point 1

ε_{22}^2 – deformation at point 2

Y_t – failure stress in case of transversal tension

E_2^1 – transversal modulus at point 1

E_2^2 – transversal modulus at point 2

E_2^0 – transversal modulus of not damaged material

ψ – damage parameter associated with stiffness reduction

Задача оптимизации

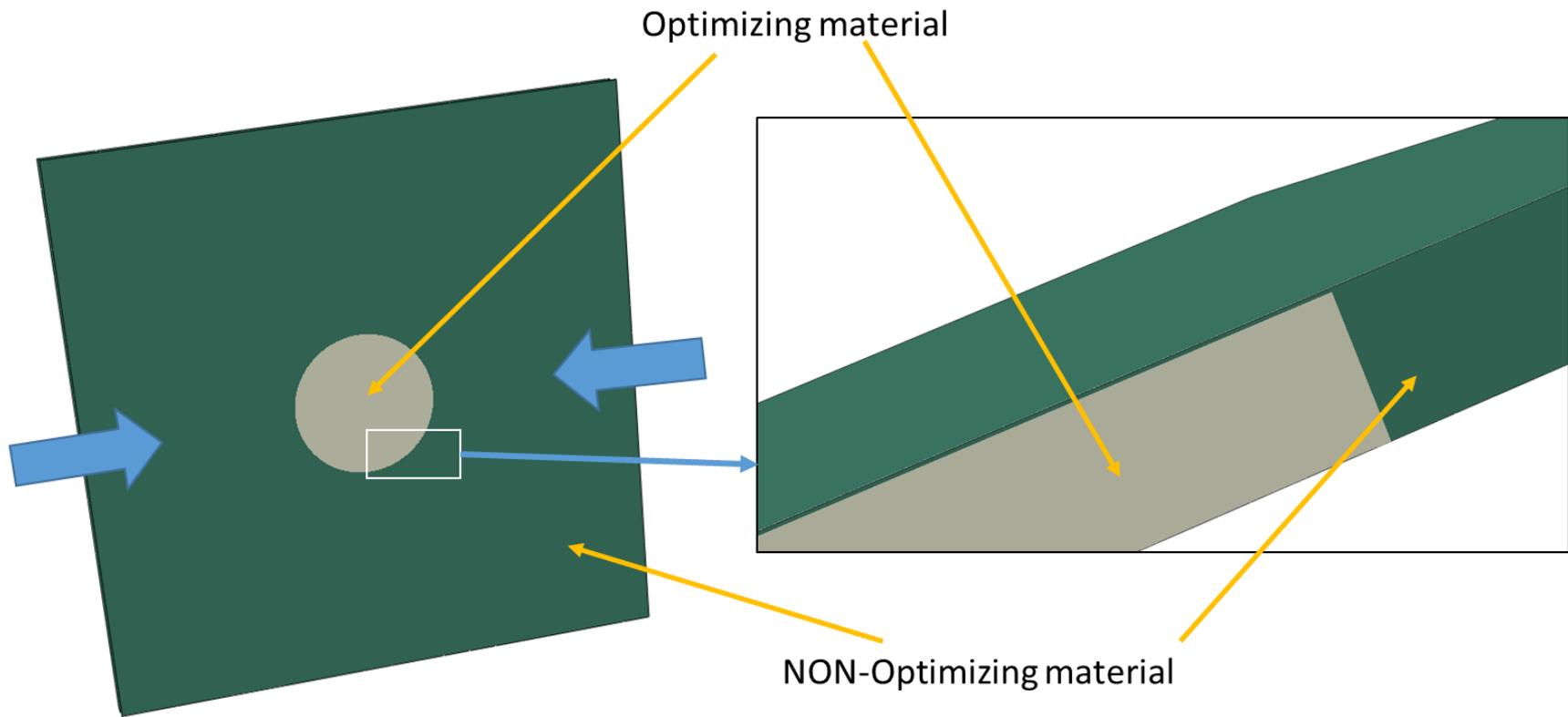
Max by $\psi(x, y, z)$ of $1/2 \int_{\Omega} E_{ijkl} \varepsilon_{ij} \varepsilon_{kl} d\Omega$

$$E_{ijkl} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}} & -\frac{\psi\nu_{21}}{E_{22}} & -\frac{\psi\nu_{31}}{E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\psi\nu_{12}}{E_{11}} & \frac{1}{\psi E_{22}} & -\frac{\psi\nu_{32}}{E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\psi\nu_{13}}{E_{11}} & -\frac{\psi\nu_{23}}{E_{22}} & \frac{1}{\psi E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\psi G_{12}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\psi G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\psi G_{23}} \end{bmatrix}^{-1}$$

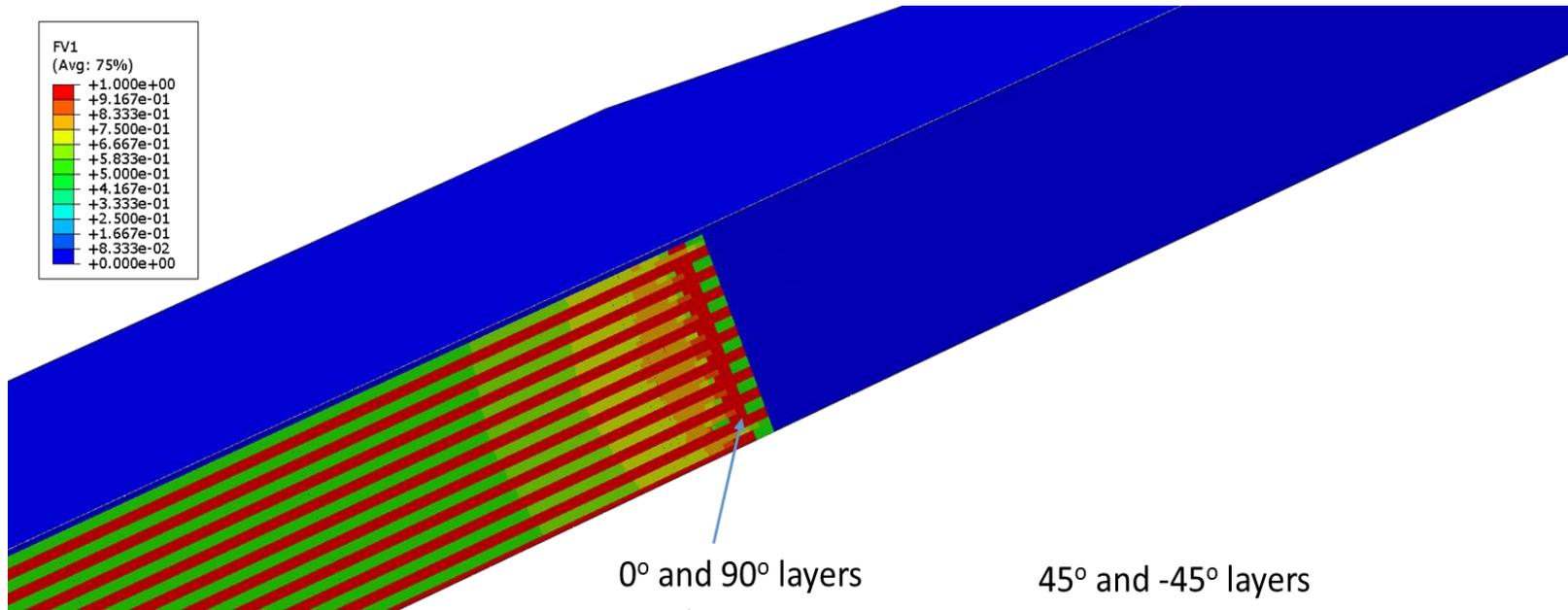
with restrictions that

$$1 \geq \psi > 0 \quad En = \int_V e_n dV \sim \int_V \frac{\gamma c^2}{2E_2^0} (1 - 1/\psi) dV = Const$$

КЭ модель

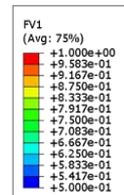
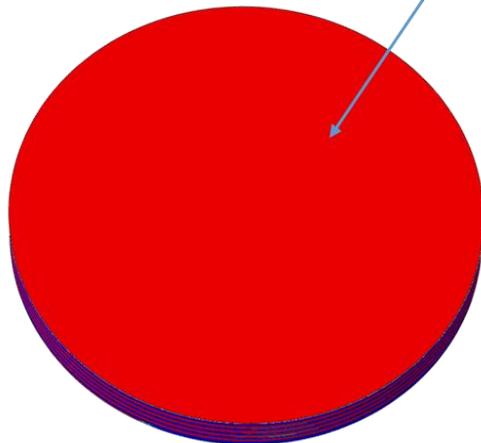
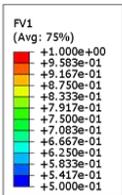


Результаты



0° and 90° layers

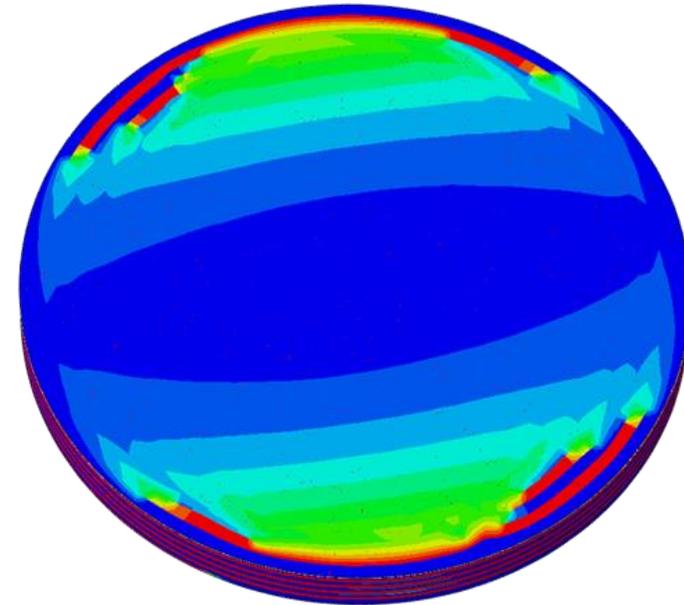
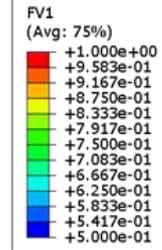
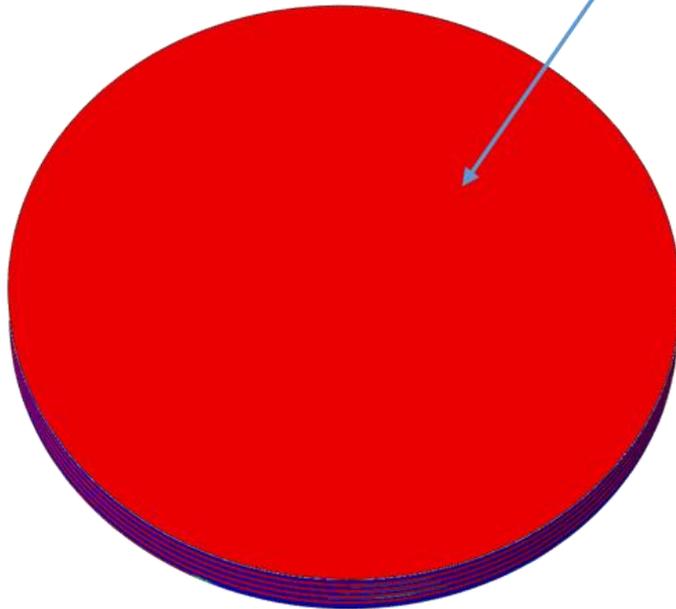
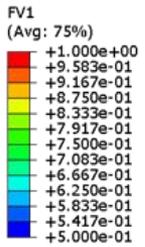
45° and -45° layers



Результаты

0° and 90° layers

45° and -45° layers

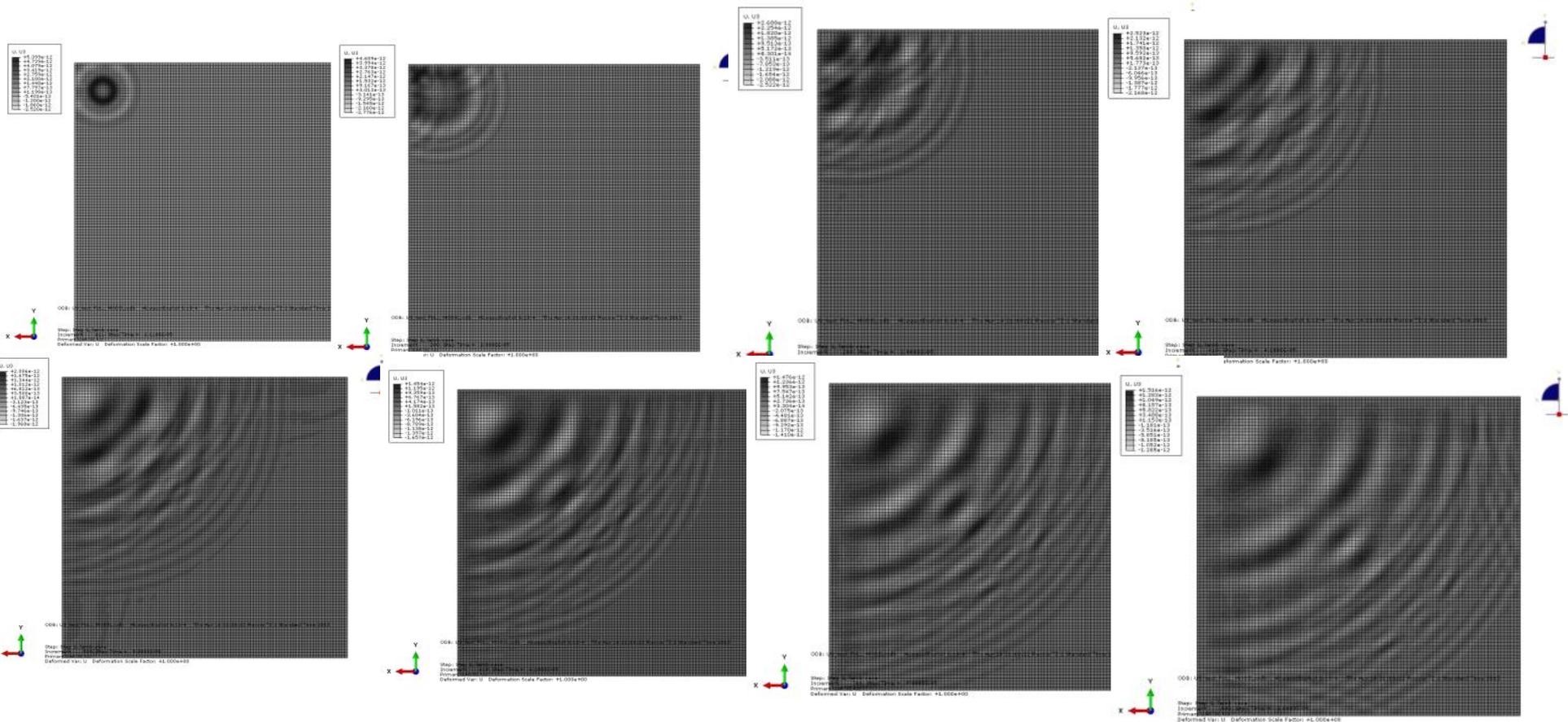


Задачи для смежных направлений

Моделирование

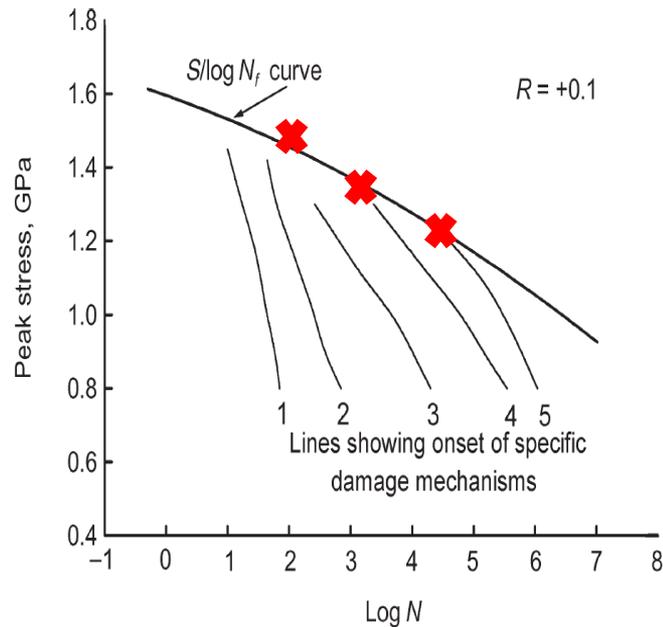
распространения УЗК в пластине

Моделирование распространения УЗК
(ультразвуковых колебаний) в пластине

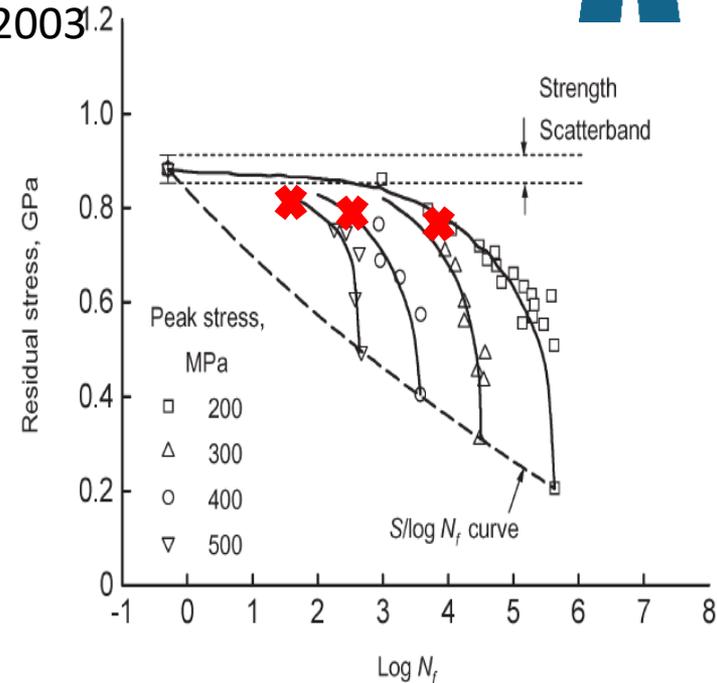


Усталостная прочность для ламината

Source: Harris 2003^{1,2}



Schematic damage mechanism maps for a T800/5245 $[(\pm 45, 0)_2]_s$ CFRP laminate tested in repeated tension fatigue ($R = 0.1$).⁵



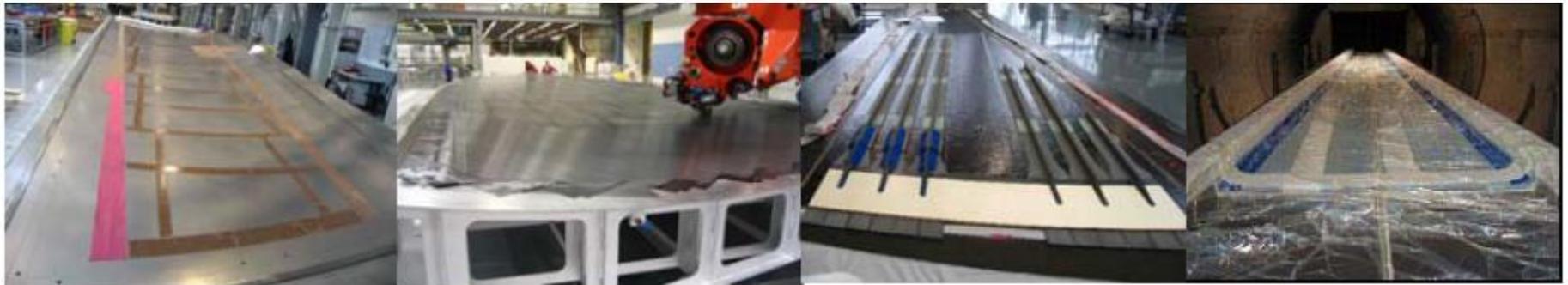
Residual strength curves for samples of 0/90 GRP laminate subjected to fatigue cycling at an R ratio of 0.1 and various stress levels.⁴⁹

- Сложно выделения типового «концентратора»
- Большой объём испытаний
- Переход от одной усталостной кривой к другой сложно обнаружить
- Зависимость от внешних факторов и повышенная чувствительность к ударным повреждениям

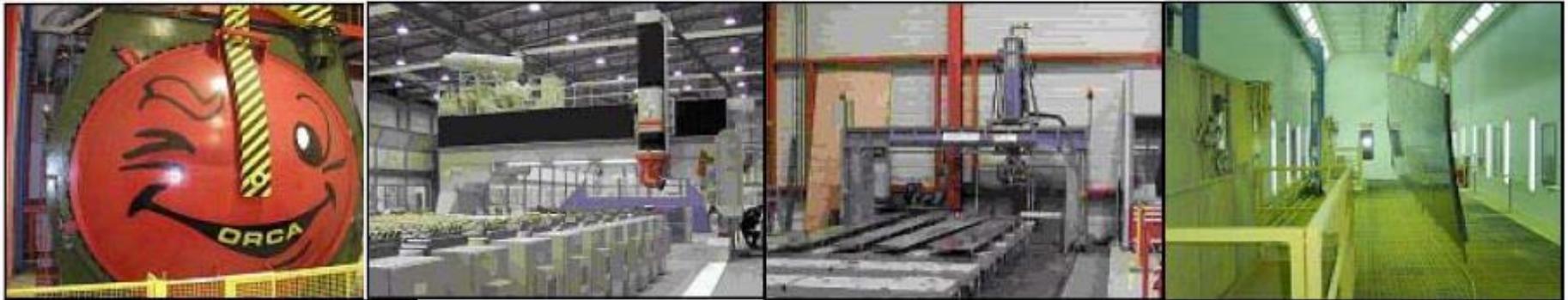
Производственные процессы

Автоклавное формование

- 1) Preparation of mould 2) Automatic tape laying 3) Stringer integration 4) Vacuum bagging



- 5) Curing 6) Non destructive testing 7) Milling 8) Painting



Инфузионное формование

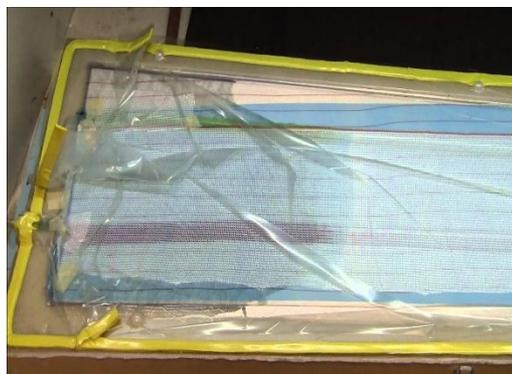
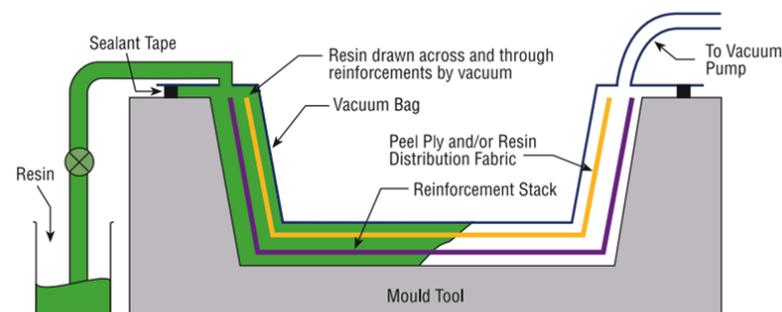


С появление растворного биндера – припитка однонаправленных лент (2006-2008)

Автоматическая выкладка сухой ткани – 2011 год

Первый сертификат на крыло Businessjet -2014 год

C-series сертификат AIR Transport Canada - декабрь 2015 года.



Термопластичные материалы



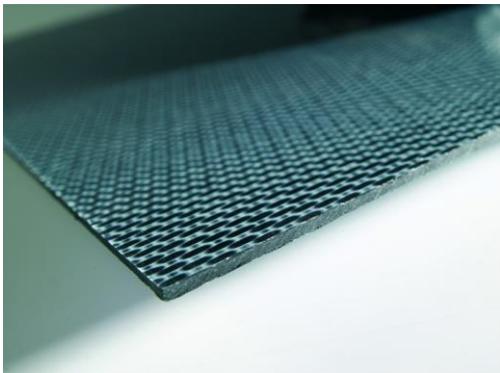
Новые возможности с термопластами.

Автоматическая выкладка 2011 год.

Высокая цена.

Более высокая степень интеграции.

Возможность сварки



Цели и задачи

Целью работы является:

- Определение технологических остаточных напряжений и предсказания искажений формы крупногабаритных композитных конструкций с термореактивным связующим в процессе изготовления.
- Анализ отклонений от теоретического контура крыла и выработка предложений (технологических, конструктивных) для уменьшения остаточных напряжений и устранения возможных дефектов.

Актуальность:

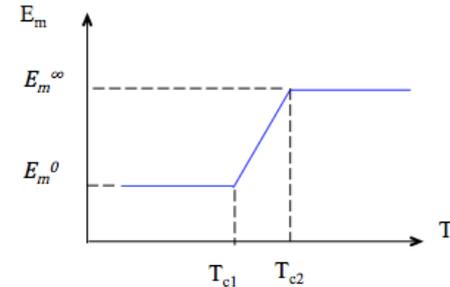
Применения для закрытия пунктов CS/FAA.603, CS/FAA .605 и частично пункт CS/FAA 25.613 сертификационных требований, предъявляемых EASA.

Математическая модель



1. Модуль Юнга связующего

$$E_m(T^*) = \begin{cases} E_m^0, & T^* < T_{C1} \\ E_m^0 + \frac{T^* - T_{C1}}{T_{C2} - T_{C1}} (E_m^\infty - E_m^0), & T_{C1} \leq T^* \leq T_{C2} \\ E_m^\infty, & T^* > T_{C2} \end{cases}$$



Модель CHILE

2. Уравнение кинетики полимеризации

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{\partial \alpha}{\partial t} + u \frac{\partial \alpha}{\partial x_3} = K_0 (1 - \alpha)^n \exp\left(-\frac{E}{RT}\right)$$

3. Уравнение теплопроводности

$$\rho c_p \left(\frac{\partial T}{\partial t} + u \frac{\partial T}{\partial x_1} \right) = \frac{\partial}{\partial x} \left(k_x \frac{\partial T}{\partial t} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_y \frac{\partial T}{\partial t} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \frac{\partial T}{\partial t} \right) + q(\alpha, T)$$

$$q(\alpha, T) = p_r H_{tot} \frac{d\alpha}{dt} (1 - V_f) \quad \text{- скорость высвобождения энергии на единицу объема}$$

4. Температура стеклования

$$T_g(\alpha) = T_{g0} + (T_{g\infty} - T_{g0}) \frac{\lambda \alpha}{1 - (1 - \lambda)\alpha}$$

5. Химическая усадка

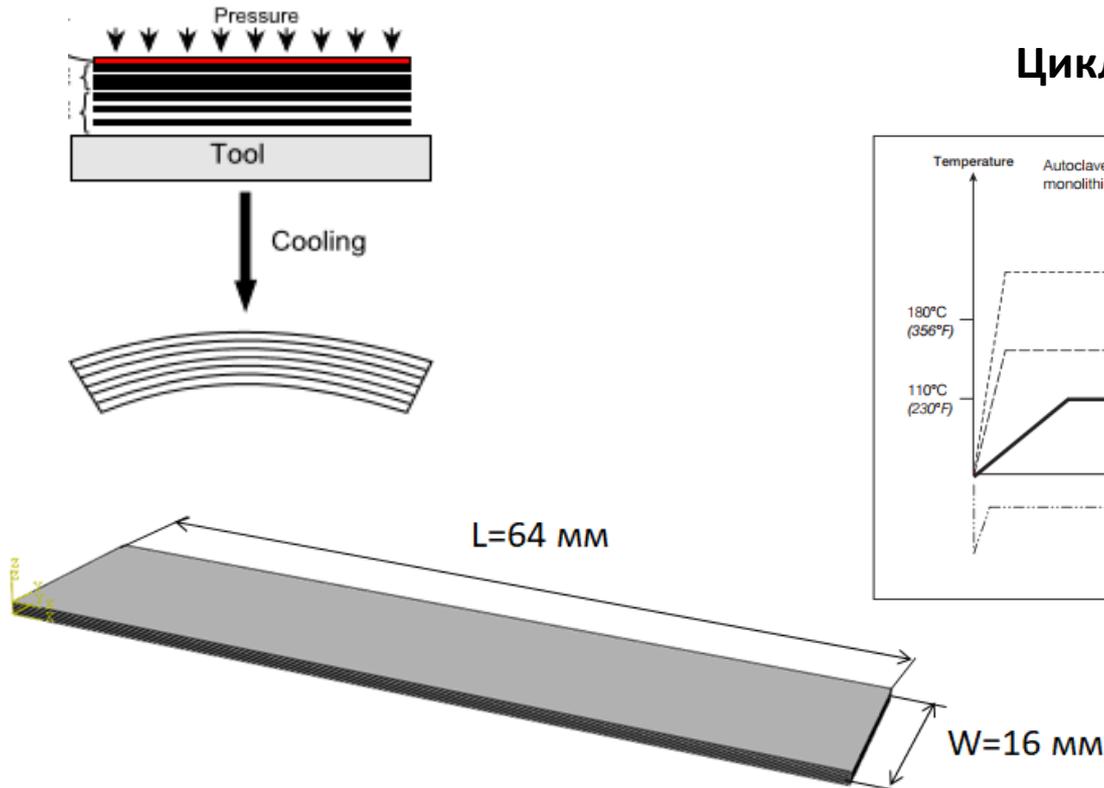
$$\Delta \varepsilon_m^{ch} = \sqrt[3]{1 + \Delta V^{ch}} - 1$$

Определение остаточных деформаций на примере пластины

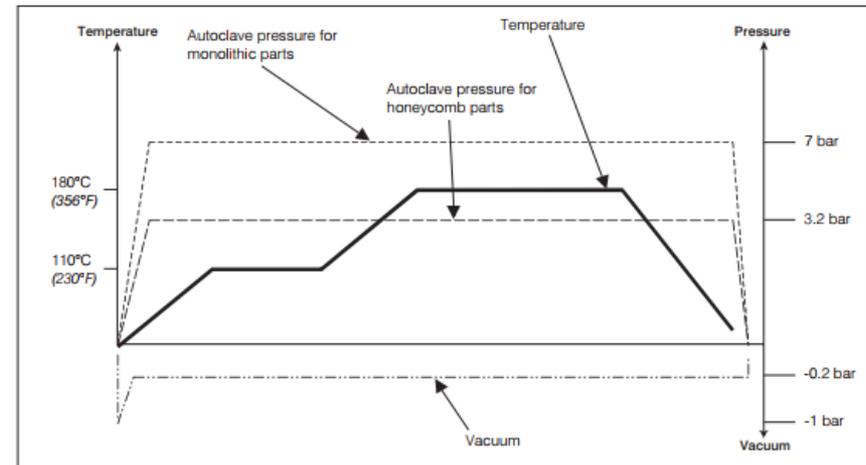
Технология: автоклавное формование

Материал: HexPly® 8552 UD Carbon Prepregs, IM7

Укладка: $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ]$



Циклограмма техпроцесса



Блок-схема подпрограммы



Следующий шаг расчета

Нагрев образца согласно циклограмме, рекомендованной производителем материала с заданным шагом

$\Delta Temp, t$

Решение температурной задачи на текущем шаге расчета

$H_{внутр}, Temp_{ПКМ}$

Вычисление степени полимеризации и температуры стеклования на текущем шаге расчета

α, Tg

Расчет эффективных значений связующего в зависимости от температуры и степени полимеризации на текущем шаге расчета интервала

$E_{связ}, \vartheta_{связ}, G_{связ}, KЛТР_{связ}$

Расчет эффективных свойств монослоя в зависимости от температуры и степени полимеризации на текущем шаге расчета

$E, \vartheta, G, KЛТР$

Расчет температурных, химических деформаций ПКМ на текущем шаге расчета

$\epsilon_{хим}, \epsilon_{темп}$

$\sigma_{ПКМ}$

Расчет остаточных напряжений на текущем шаге расчета

Циклограмма техпроцесса



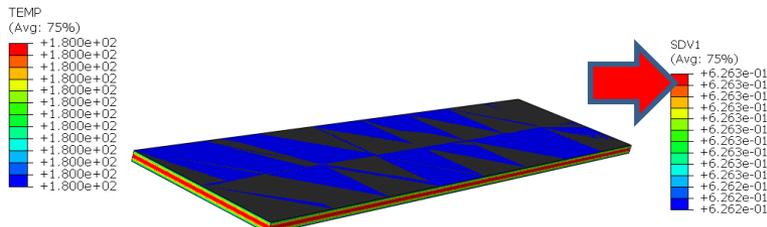
Действия на одном шаге



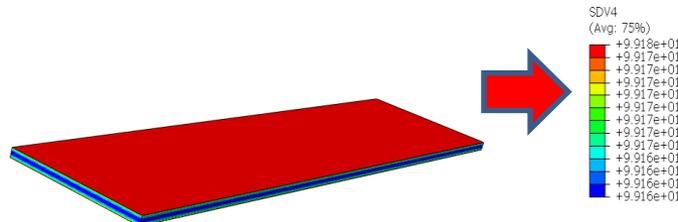
Step 3 Increment 2

(Текущее время – 6829 сек)

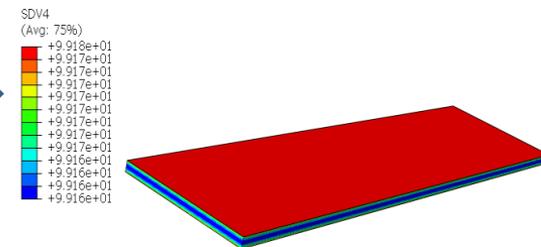
Распределение температур по образцу



Распределение степени полимеризации по образцу



Температура стеклования



Остаточные напряжения

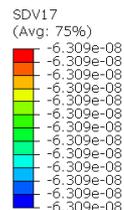


Модуль Юнга связующего

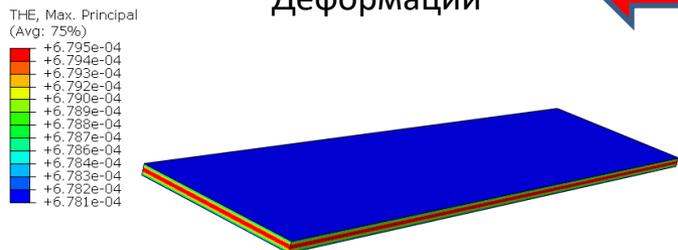
E11 монослоя



КЛТР ПКМ



Деформации

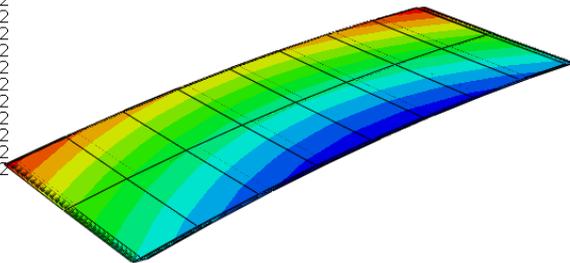
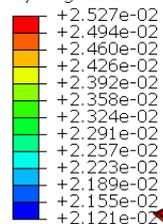


Результаты моделирования



Перемещения в образце после полимеризации:

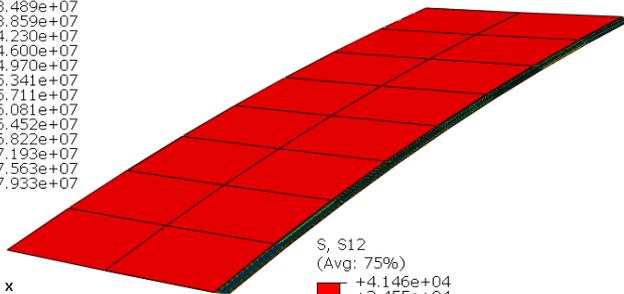
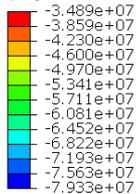
U, Magnitude



Напряжения в образце после полимеризации:

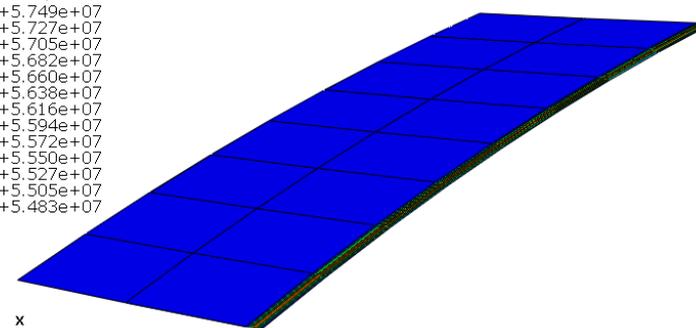
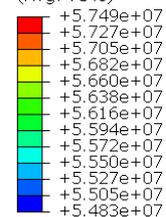
S, S11

(Avg: 75%)



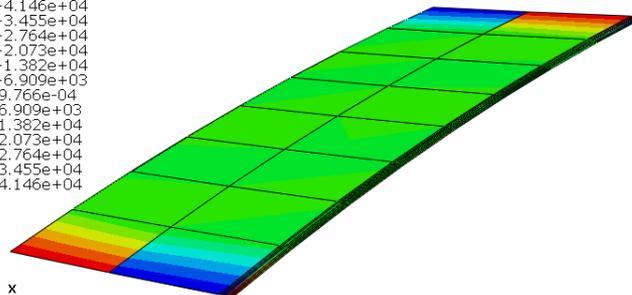
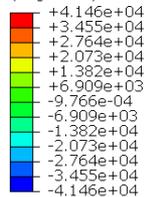
S, S22

(Avg: 75%)



S, S12

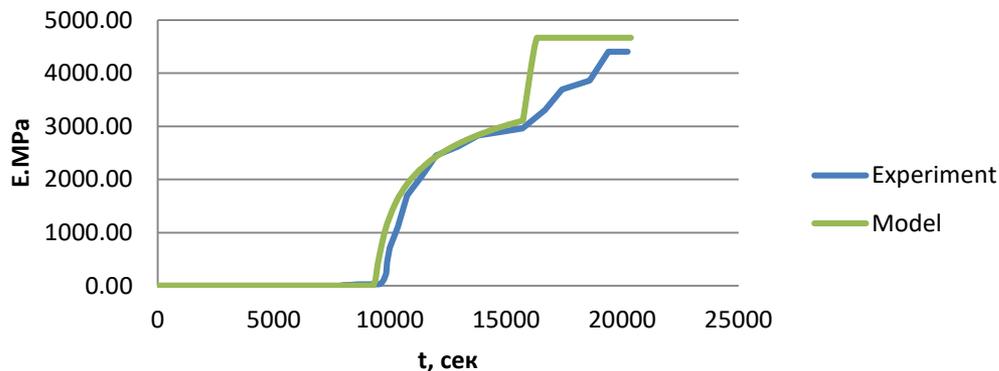
(Avg: 75%)



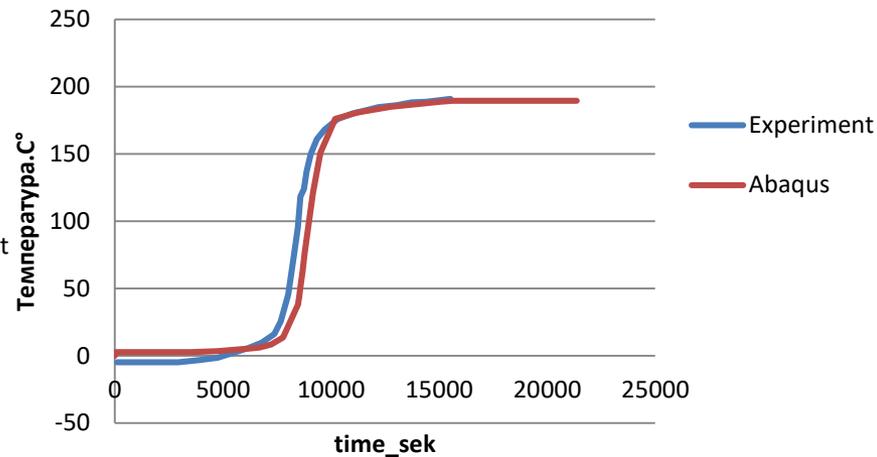
Результаты моделирования



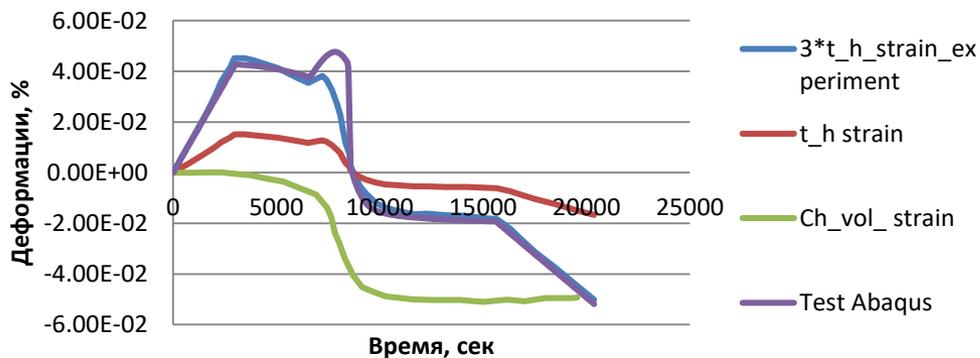
Модуль Юнга связующего в процессе полимеризации, [МПа]



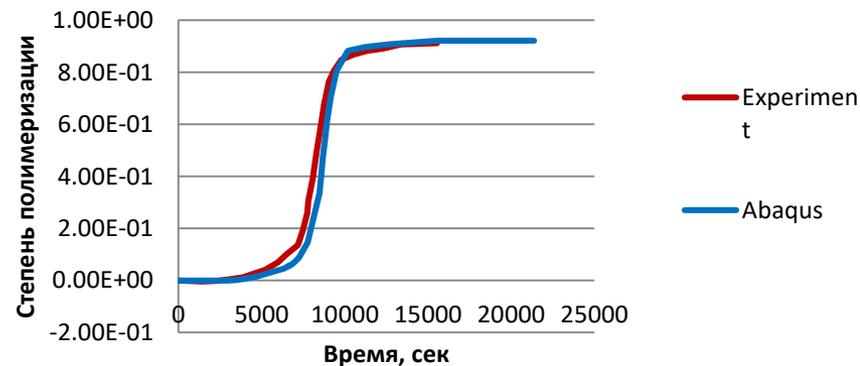
Температура стеклования, С°



Объемные деформации в процессе полимеризации, %



Степень полимеризации



Данные эксперимента были взяты из статей:

<https://link.springer.com/article/10.1007/s11831-016-9167-2>

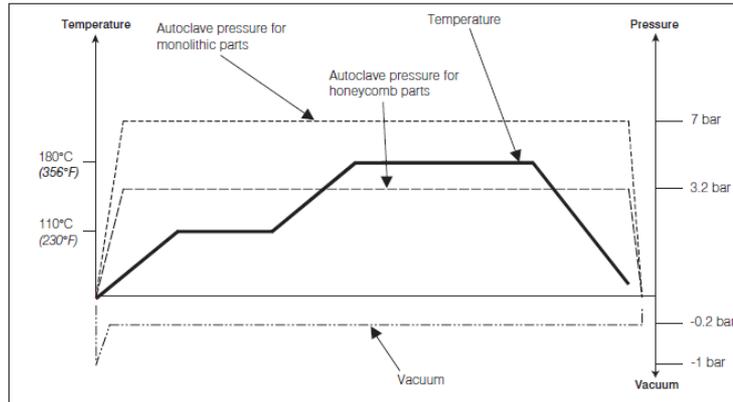
<http://www.escm.eu/org/eccm15/data/assets/1343.pdf>

Необходимые входные данные для моделирования



1. Циклограмма техпроцесса изготовления деталей из ПКМ.

График 1: Температура=f(время)



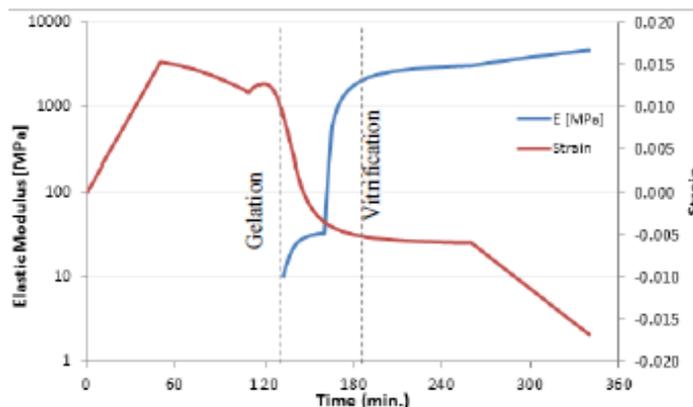
HexPly® 8552 Epoxy matrix
(180°C/356°F curing matrix)

Product Data

http://www.aerosparesltd.com/files/hexcel/hexply_8552.pdf

2. Зависимость модуля Юнга связующего в зависимости от времени в процессе полимеризации.

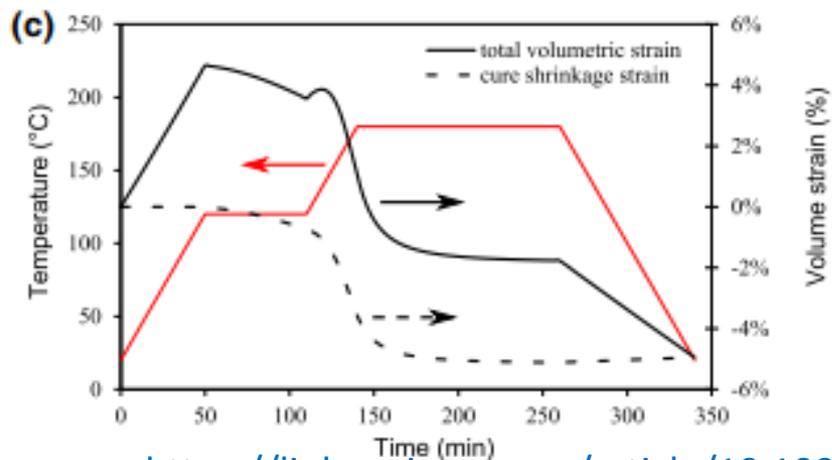
График 2: Модуль Юнга=f(время)



<https://www.researchgate.net/publication/268811393> PROGRESSIVE FAILURE ANALYSIS OF POLYMERIC COMPOSITES IN MICROMECHANICS LEVEL

3. Зависимость объемной усадки связующего ($\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} + \varepsilon_{33}$) от времени в процессе полимеризации.

График 4: Объемная усадка=f(время)



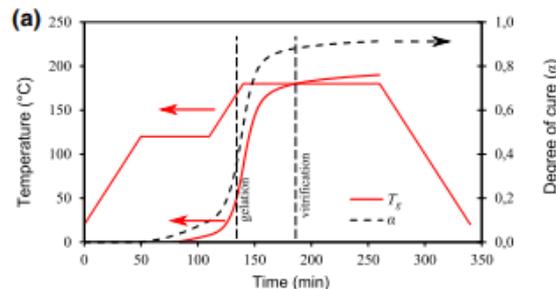
<https://link.springer.com/article/10.1007/s11831-016-9167-2>

4. Зависимость температуры стеклования связующего от времени и от степени полимеризации в течение процесса полимеризации.

График 5: Температура стеклования связующего=f(время)

5. Зависимость для связующего степени полимеризации от времени в течение процесса полимеризации, либо зависимость скорости полимеризации от времени. Степень полимеризации принимает значения [0,1].

График 6: Степень полимеризации=f(время)



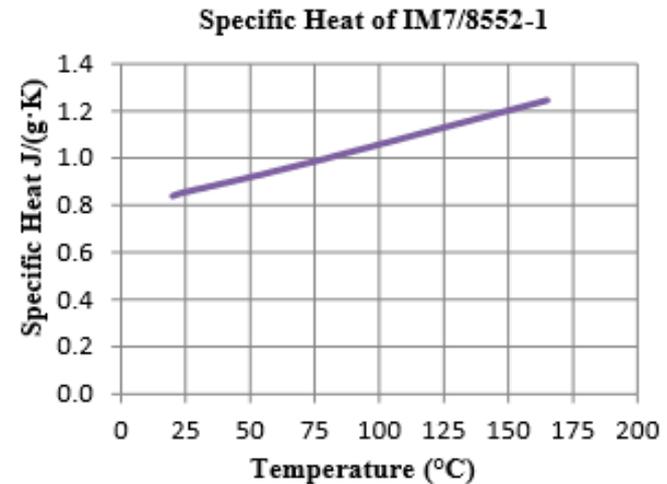
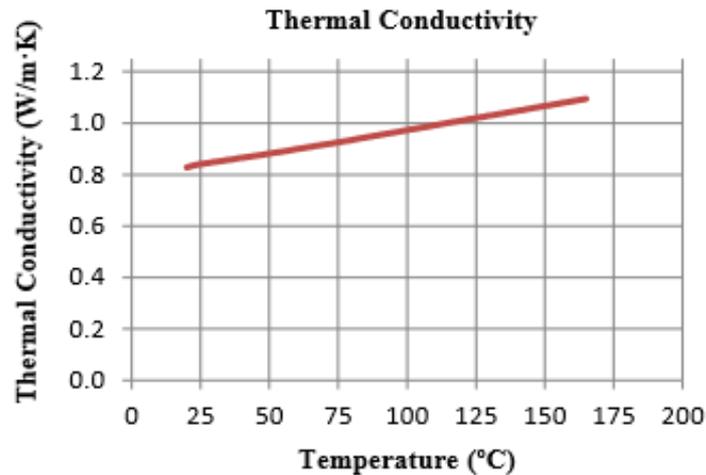
<https://link.springer.com/article/10.1007/s11831-016-9167-2>

https://www.researchgate.net/profile/Andrew_Johnston/publication/44047687_Cure_Kinetics_and_Viscosity_Model_of_8552_Epoxy_Resin_-_FULL_PAPER/links/53d2b5f30cf228d363e95140/Cure-Kinetics-and-Viscosity-Model-of-8552-Epoxy-Resin-FULL-PAPER.pdf

6. Зависимость теплопроводности, удельной теплоемкости от времени для ПКМ.

График 7: Теплопроводность = f(время)

График 8: Удельная теплоемкость = f(время)



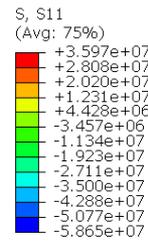
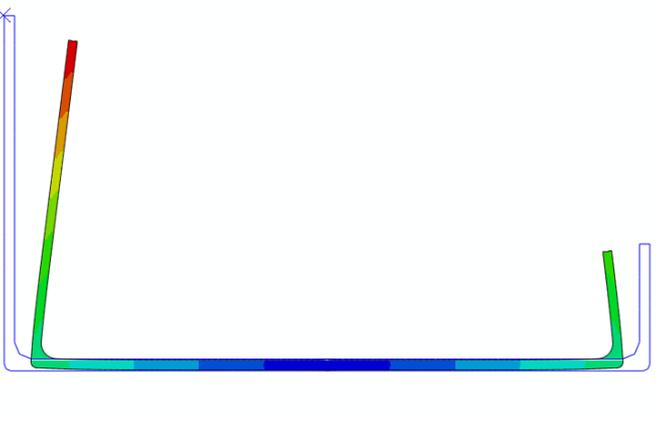
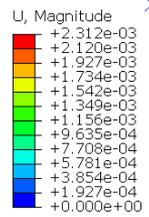
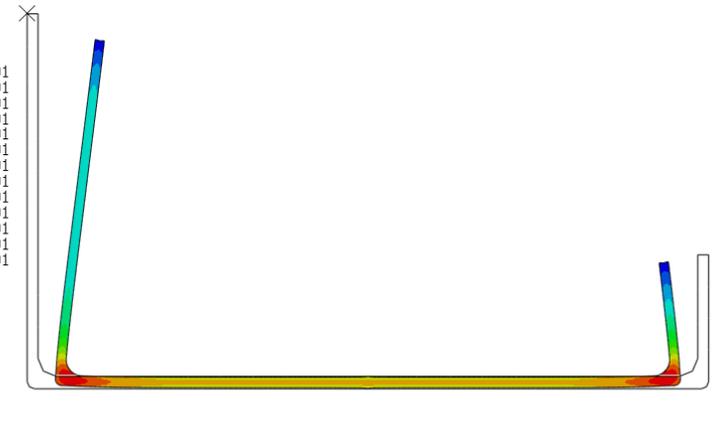
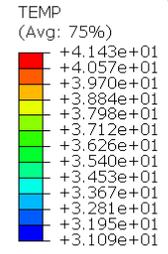
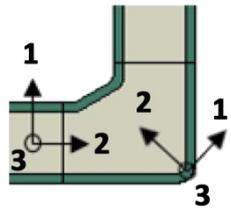
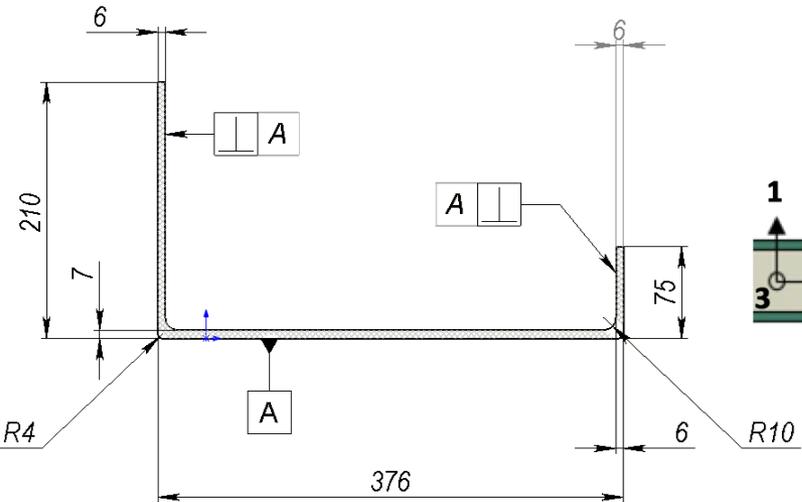
<https://www.researchgate.net/publication/285987016> Thermal Characterization of IM78552-1 Carbon-Epoxy Composites

Исходные данные



№	Параметр	Обозначение	IM7/8552
1	Модуль Юнга волокна в направлении 1	E_{1f} [Pa]	263E9
2	Модуль Юнга волокна в направлении 1	E_{2f} [Pa]	19E9
3	Коэффициент Пуассона волокна в направлении 12	ν_{12f}	0.2
4	Коэффициент Пуассона волокна в направлении 23	ν_{23f}	0.35
5	КЛТР волокна в направлении 1	CTE_{1f} [1/°C]	-0.64E-7
6	КЛТР волокна в направлении 2	CTE_{2f} [1/°C]	5.1E-6
7	Объемная доля волокна	V_f	0.577
8	Коэффициент Пуассона матрицы	ν_m	0.35
9	КЛТР связующего в (до полимеризации)	CTE^0_m [1/°C]	15.6E-5
10	КЛТР связующего в (после полимеризации)	CTE^∞_m [1/°C]	7E-5
11	КЛТР композита/монослоя (до полимеризации)	CTE^0 [1/°C]	0.8E-6
12	КЛТР композита/монослоя (после полимеризации)	CTE^∞ [1/°C]	32.6E-6
13	Плотность композита/монослоя	ρ [кг/м ³]	1570

Результаты моделирование процесса пултрузии.

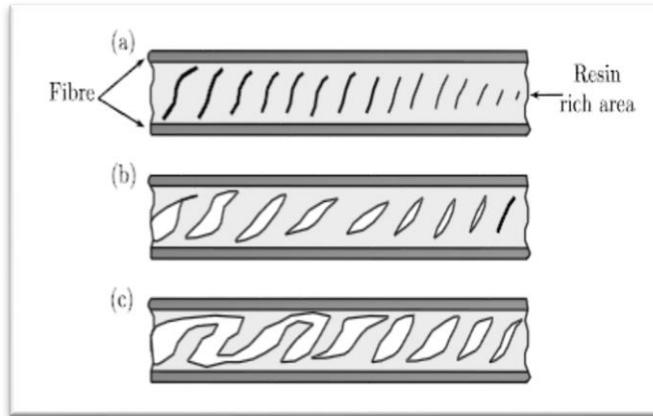


Модели материалов

Модель поведения монослоя

$$E_D = \frac{1}{2} \sigma^T S \sigma = \frac{1}{2} \sigma^T \begin{pmatrix} S_{11} & 0 \\ 0 & S_{22} \end{pmatrix} \sigma$$

$$S_{11} = \begin{pmatrix} \frac{1}{E_1^0(1-d_f)} & -\frac{\nu_{12}^0}{E_1^0} & -\frac{\nu_{13}^0}{E_1^0} \\ -\frac{\nu_{12}^0}{E_1^0} & \frac{1}{E_2^0(1-[\sigma_{22}]^+d')(1-[\sigma_{22}]^+\bar{d}_{22})} & -\frac{\nu_{23}^0}{E_2^0(1-[\sigma_{22}]^+\bar{d}_{22})} \\ -\frac{\nu_{13}^0}{E_1^0} & -\frac{\nu_{23}^0}{E_2^0(1-[\sigma_{22}]^+\bar{d}_{22})} & \frac{1}{E_3^0(1-[\sigma_{33}]^+d')} \end{pmatrix} \quad S_{22} = \begin{pmatrix} \frac{1}{G_{12}^0(1-d)(1-\bar{d}_{12})} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{G_{13}^0(1-d)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}^0(1-d_{23})(1-\bar{d}_{23})} \end{pmatrix}$$



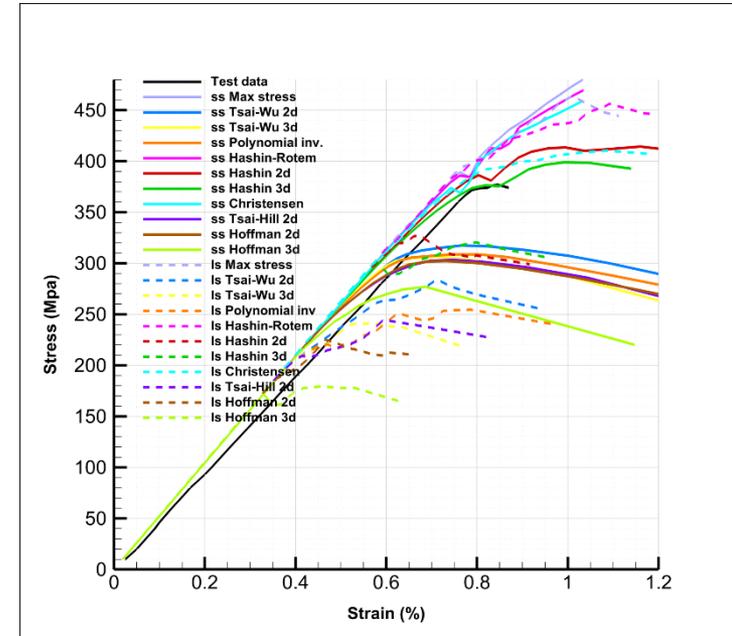
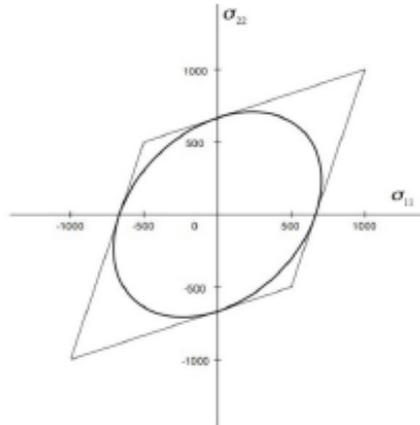
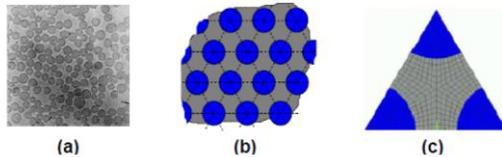
d_f – параметр повреждения, связанный с направлением волокна,
 d , d' и d_{23} – параметры повреждения, связанные с рассеянным повреждением, где:

$$d_{23} = 1 - \frac{1-d'}{1 - \frac{\nu_{23}^0}{1+\nu_{23}^0}d'}$$

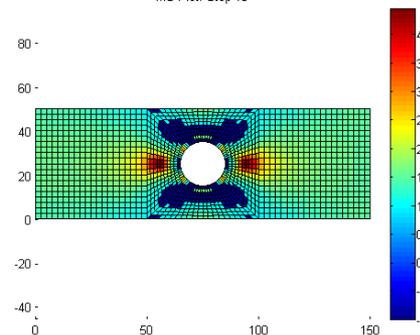
\bar{d}_{12} , \bar{d}_{22} и \bar{d}_{23} – параметры повреждения, связанные с образованием поперечных трещин,
 верхний индекс 0 соответствует неповрежденному материалу,
 $[x]^+$ равен 1, если x положителен и равен 0 в противном случае.

Определение момента разрушения

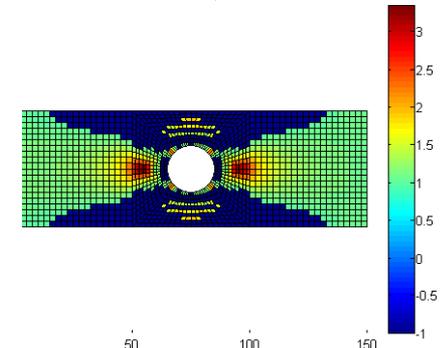
- Необходимо использовать критерии, которые разделяют различные формы разрушения
- Необходимо связывать разрушения матрицы в слое с возможностью межслоевого расщепления
- Моды разрушения должны позволять описывать все интересующие дефекты
- Разрушение волокна, матрицы, адгезива и расслоение – минимальные моды разрушения для анализа



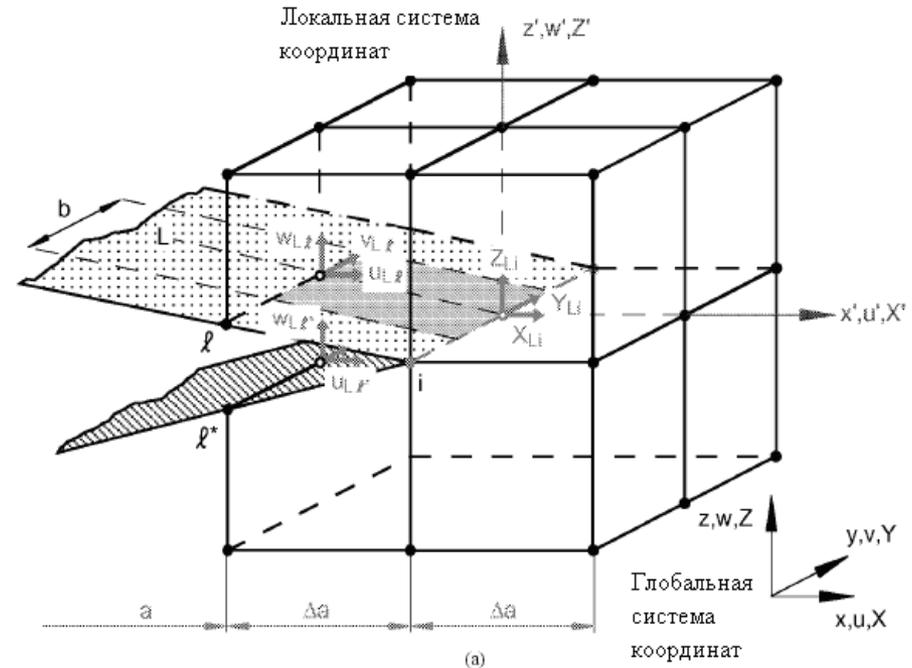
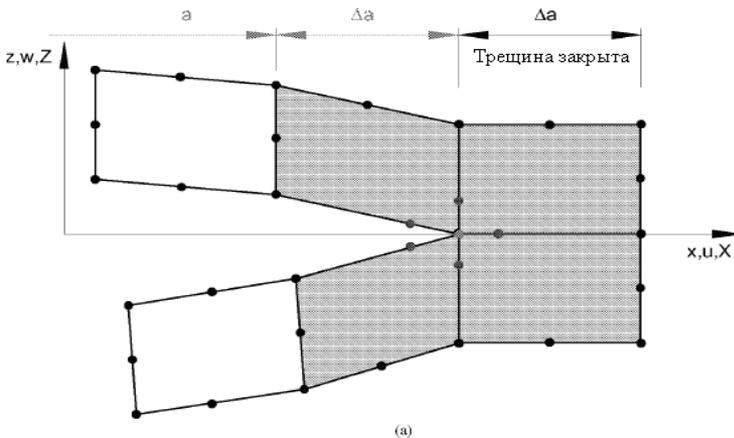
MS Plot. Step 13



MS Plot. Step 20



Методика VCST для расчёта расслоений



$$G_I = -\frac{1}{2\Delta a} Z_i (w_l - w_{l^*})$$

$$G_{II} = -\frac{1}{2\Delta a} X_i (u_l - u_{l^*})$$

$$\left(\frac{G_I}{G_{I_don}} \right)^a + \left(\frac{G_{II}}{G_{II_don}} \right)^b = 1$$

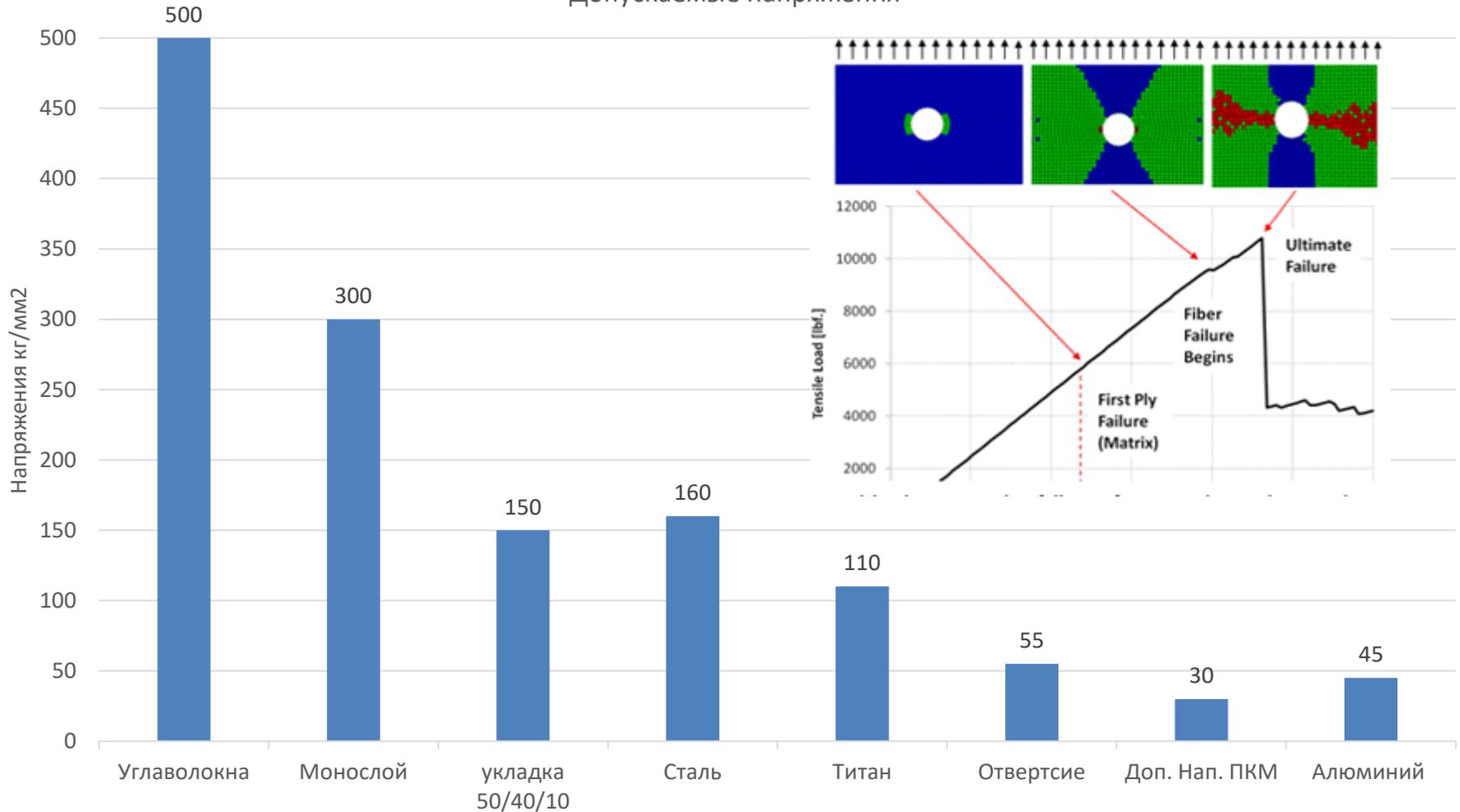
$$G_I = -\frac{1}{2\Delta a} \cdot Z_{Li} \cdot (w_{Li} - w_{Li^*})$$

$$G_{II} = -\frac{1}{2\Delta a} \cdot X_{Li} \cdot (u_{Li} - u_{Li^*})$$

$$G_{III} = -\frac{1}{2\Delta a} \cdot Y_{Li} \cdot (v_{Li} - v_{Li^*})$$

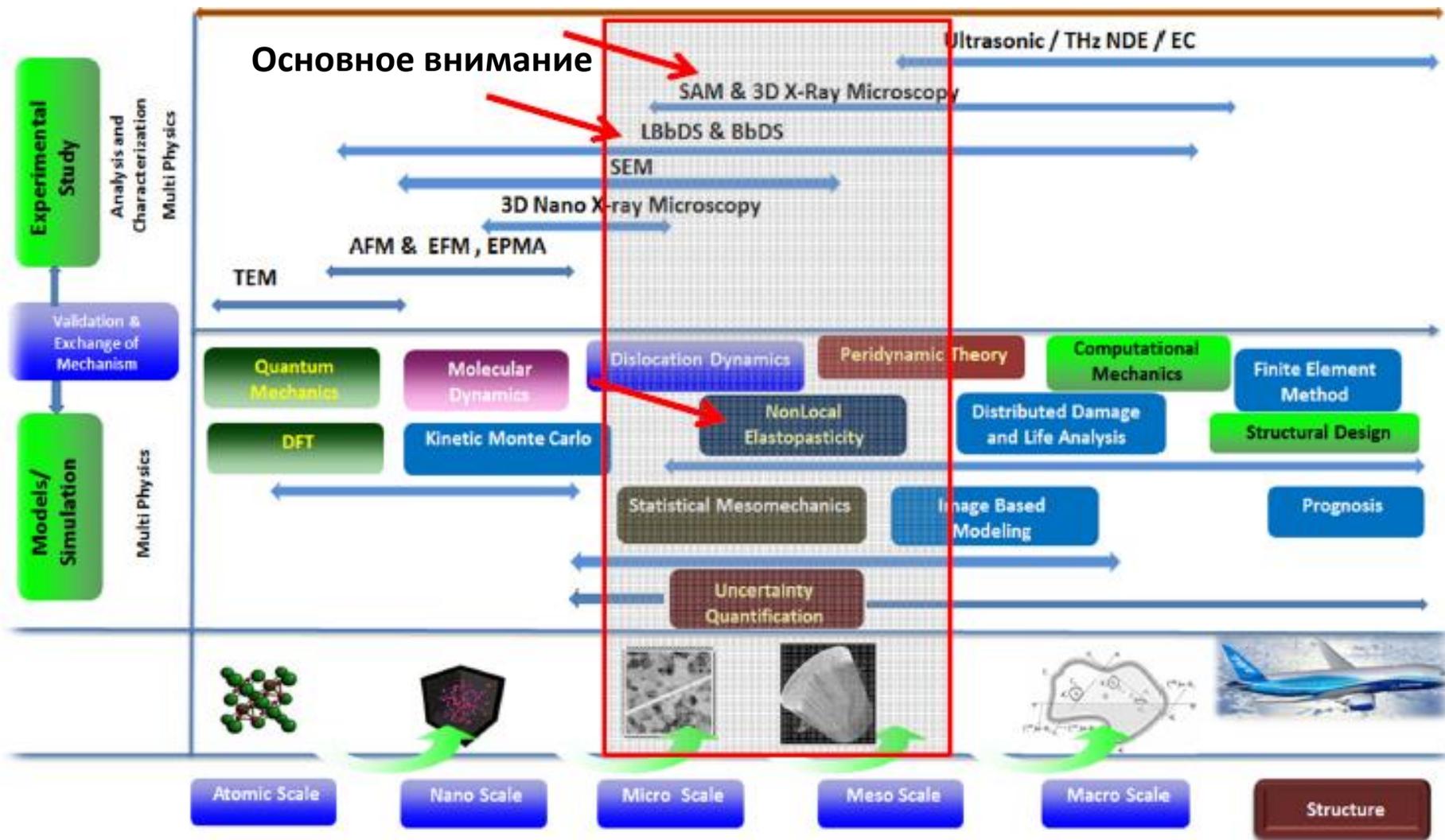
Свойства ПКМ

Допускаемые напряжения



Допускаемые напряжения в ПКМ в 5 раз ниже, чем статическое разрушение.
Недопустимость несплошности.

SHM системы. Разработка модели и поиск источника



Ключевое направления – микромеханическая модель, прекурсор разрушения

Конструкции в авиации

Типовые конструкции фюзеляжа из ПКМ

Типы конструкций

- Обшивка-Стрингер
- Трёхслойные структуры
- Изогридные конструкции



Тип агрегата ЛА

- Круговая намотка B787
- Панельная схема A350



Вторичные конструкции: кронштейны навески, окантовки иллюминатора, балки пола.



Типовые конструкции крыла из ПКМ

Типы конструкций

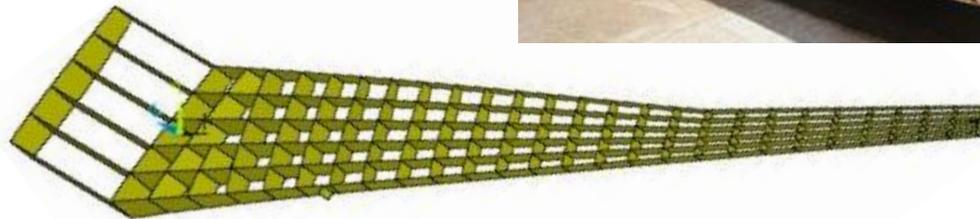
– Обшивка-Стрингер



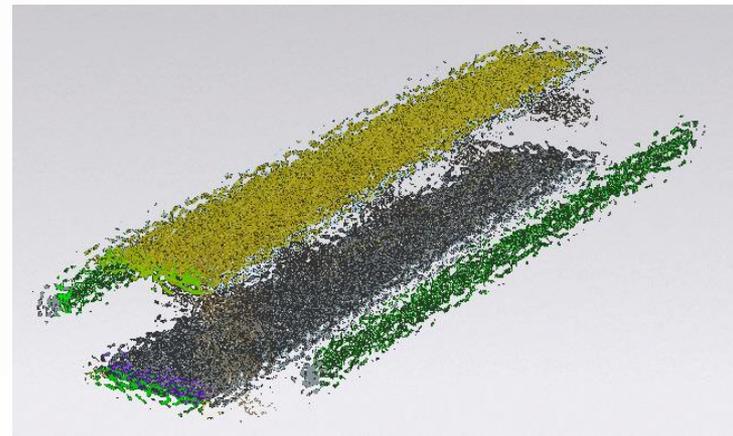
– Трёхслойная обшивка



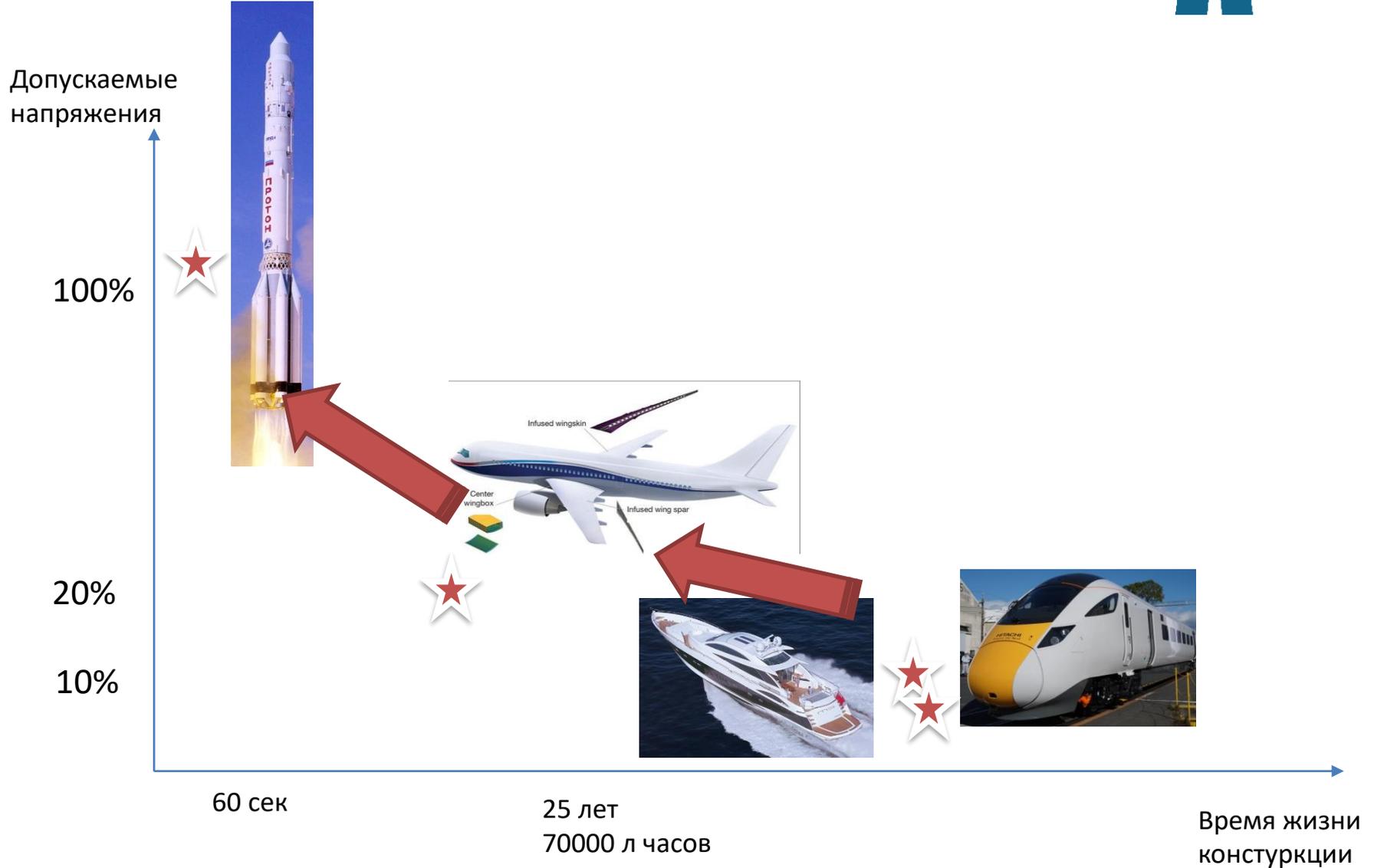
– Многостеночное крыло



– Изогридные конструкции



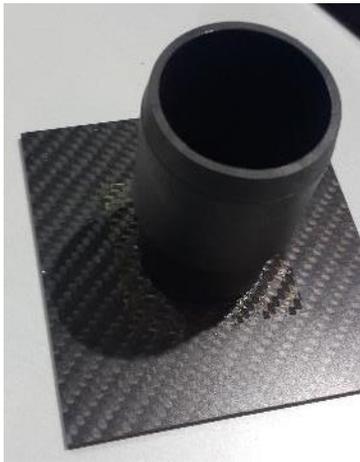
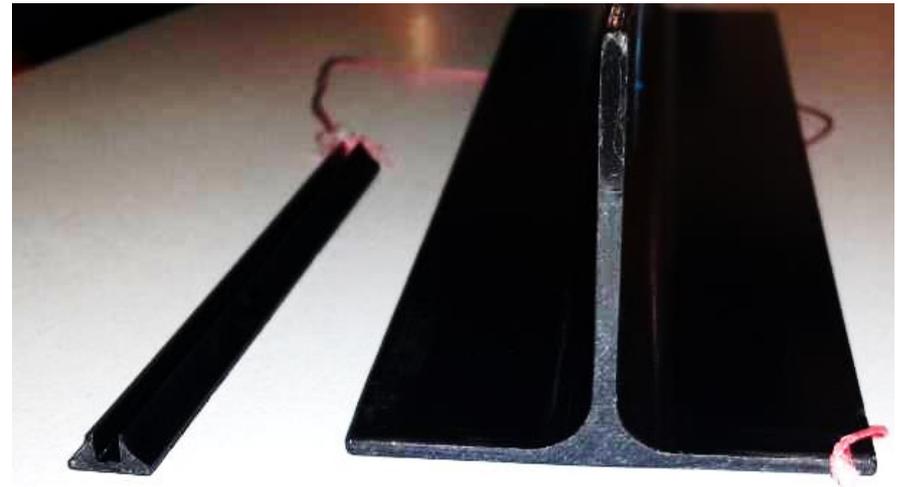
Композиционные материалы по отраслям



Направления улучшений

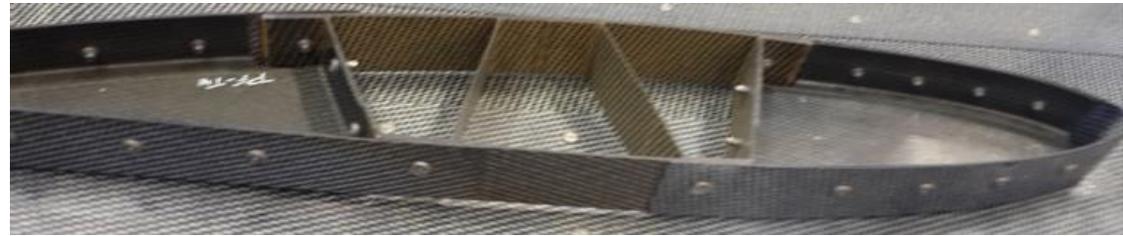
Термопласты

- Новая степень интегральности
- Сварка по месту
- Самозалечивание



Термопласты

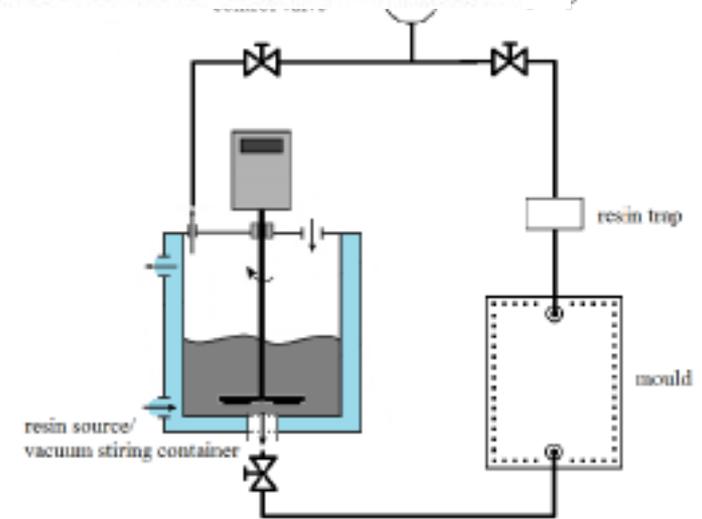
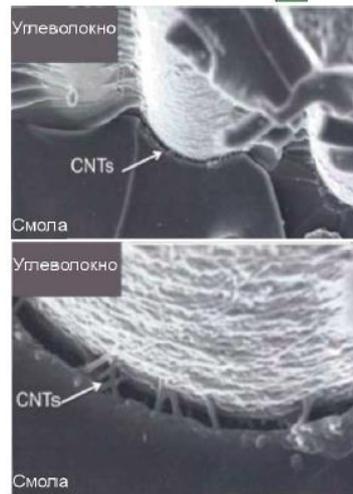
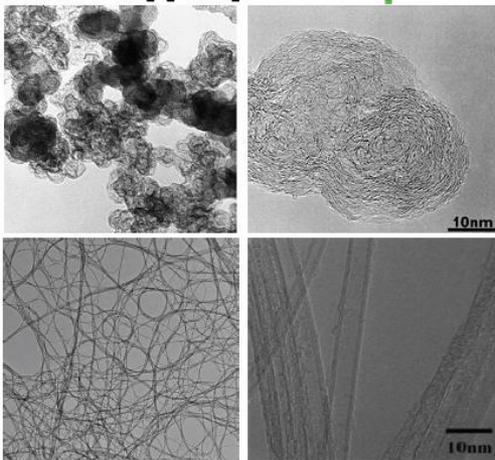
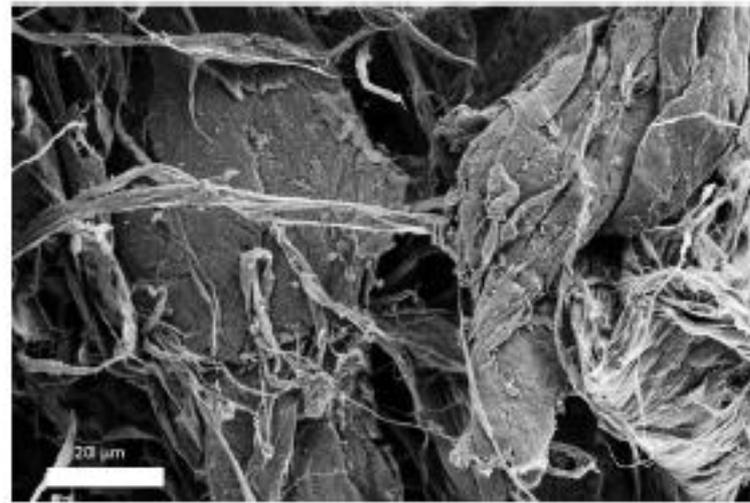
- Формование толстых пластин-заготовок
- Формообразование листов
- Термопласт с рубленными волокнами



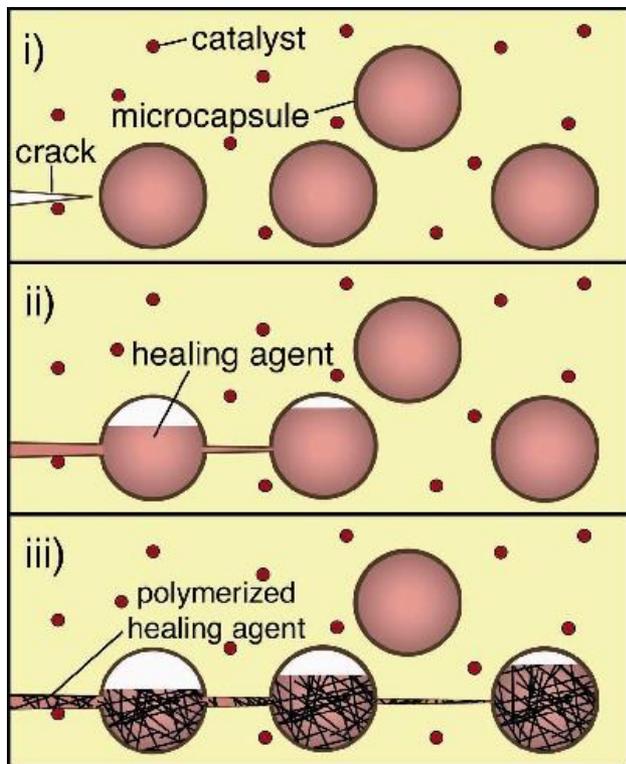
Наноматериалы

Защитные свойства ПКМ

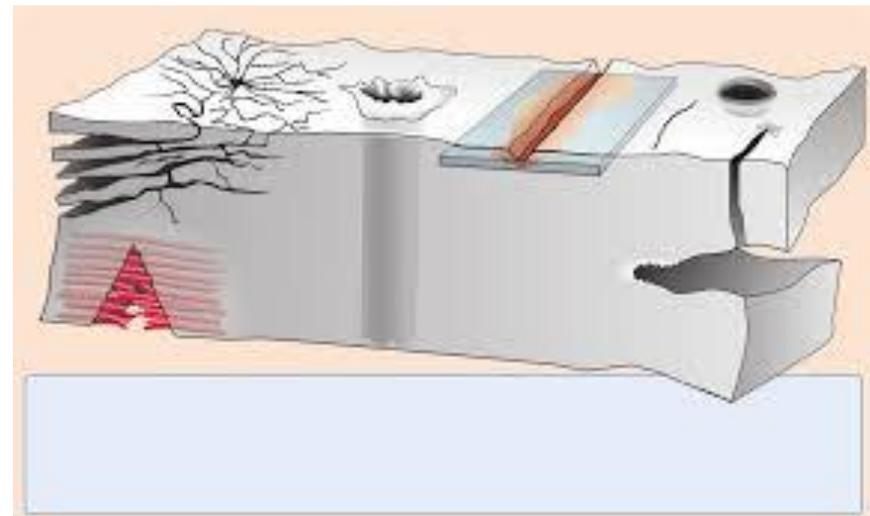
- 1) (влага, температура, топливо).
- 2) Градиентные материалы
- 3) Адгезивные свойства
- 4) Электропроводимость
- 5) Резистивный нагрев.
- 6) Локальные усиления
- 7) Межслоевая прочность



Самозалечивающиеся материалы



Терморреактивные смолы



Термопласты