



ЦАГИ им. Н.Е.Жуковского  
Национальный композитный центр

# **Роль национального композитного центра ФГУП «ЦАГИ» в решении прорывных задач, связанных с применением композиционных материалов в авиастроении**

Начальник НКЦ, д.т.н., профессор А.Е.Ушаков  
Зам. начальника НКЦ, к.-ф.м. н., С.В.Дубинский

# История создания, цель и миссия национального композитного центра

МИГ-29, 1977 год



АН-124, 1982 год



МС-21, 2014 год



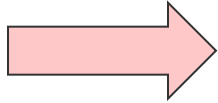
**ДАТА СОЗДАНИЯ:** 1 июня 2010 года

**ПЕРСОНАЛ:** Специалисты, имеющие более, чем 20 летний опыт создания композитных конструкций для авиастроения в составе научных коллективов ЦАГИ и КБ Антонова (МИГ-29, Ан-124 «Руслан», Ан-225 «Мрия»), а также опыт конверсии авиационных технологий для нужд транспорта, мостостроения, инфраструктуры.

**МИССИЯ:** Создание в структуре ФГУП «ЦАГИ» центра компетенции в областях материаловедения, технологических процессов и проектирования конструкций из КМ

**ЦЕЛЬ:** Синергетический эффект от суммирования новой компетенции с традиционными для института компетенциями в областях расчётно-экспериментальных исследований прочности, ресурса и механики композитов

**РЕЗУЛЬТАТ:** Формирование остро востребованной идеологии обеспечения весовой эффективности и безопасности авиаконструкций из композиционных материалов



- **Инновационный подход к созданию композитных авиаконструкций**
- Методология выбора и использования базовых материалов
- Математическое моделирование возникновения и распространения технологических дефектов
- Конструктивно-технологические способы обеспечения безопасности

# Традиционный подход к созданию авиаконструкций из КМ



- Эффективность конструкции определяется после её изготовления и испытаний;
- Несколько модификаций при разработке нового изделия;
- Затрачивается много средств и времени с неопределённым результатом;
- Эксплуатационные свойства конструкции и её элементов подтверждаются в основном испытаниями.

Проектирование элементов планера из КМ

**«ЧЕРНЫЙ АЛЮМИНИЙ»**

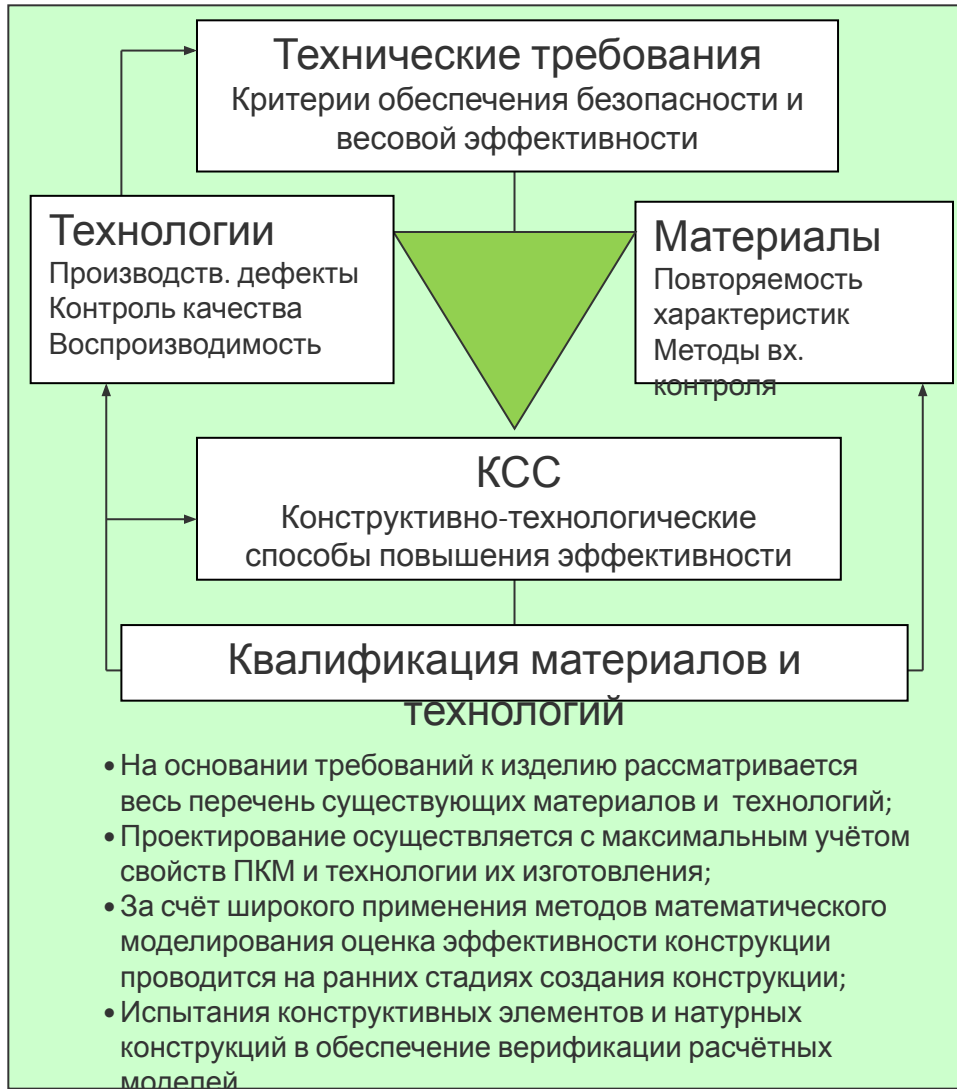
# Примеры нерациональных конструктивных решений, ведущих к появлению дефектов



## BOEING 787

Появление расслоений в концевой зоне стрингера в области присоединения композитных элементов консоли к центроплану и необходимость ремонта повреждённой зоны

# Мультидисциплинарный подход к созданию авиаконструкций из КМ



Проектирование элементов планера из КМ

**ВЕСОВАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ**  
**ЭКОНОМИЧЕСКАЯ**  
**ЭФФЕКТИВНОСТЬ**  
**КОНСТРУКТОРСКИЕ**  
**РЕШЕНИЯ, НЕ РЕАЛИЗУЕМЫЕ**  
**В МЕТАЛЛЕ**



# Опыт ведущих авиапроизводителей по весовой оптимизации планера



Цельнокомпозитный кессон 1223 кг  
Металлический кессон 1491 кг  
Экономия веса 22%

Грузовая рампа военно-транспортного  
самолёта А400М



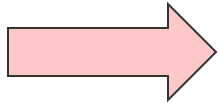
Интегральная конструкция, изготовленная  
методом вакуумной инфузии, позволила  
отказаться от 3000 металлических заклёпок

# Методология обеспечения безопасности и весовой эффективности авиаконструкций из КМ





- Инновационный подход к созданию композитных авиаконструкций



- **Методология выбора и использования базовых материалов**

- Математическое моделирование возникновения и распространения технологических дефектов
- Конструктивно-технологические способы обеспечения безопасности



# Разработка методологии выбора армирующих наполнителей и полуфабрикатов для обеспечения расчетных характеристик конструкций из КМ

## Требования по определению характеристик неотвержденного связующего

Свойства связующего	Метод	
	Зарубежный стандарт	Российский ГОСТ, СТО*
Плотность	ASTM D 792,	ГОСТ 9980.2-86
Вязкость	Нет данных	ГОСТ 18481, ГОСТ 18329, ГОСТ 9070,
Время желирования	ASTM D 2471	Подлежит разработке
ИК-спектроскопия	ASTM E 1252	Подлежит разработке
Кинетика отверждения	ASTM E 2041, ASTM E 2070	Подлежит разработке
Реология	ASTM E 4473	Подлежит разработке

## Технические требования к тканым наполнителям

Свойства	Метод
Структура для ткани	Вид плетения, соотношение нитей по основе и утку
Номинальная масса единицы площади, г/м <sup>2</sup> Отклонение от номинального значения, %	ГОСТ 6943.16
Номинальная толщина, мм Отклонение от номинального значения, %	ГОСТ 6943.18
Структура нити основы и утка	ГОСТ 10878
Содержание влаги, %	ГОСТ 6943.8
Вид замасливателя	Подлежит разработке

## Требования, определяющие характеристики полуфабриката (неотвержденного препрега)

Свойства неотвержденного препрега	Метод	
	Зарубежный стандарт	Российский ГОСТ, СТО*
Весовое содержание волокна, поверхностная плотность	SACMA SRM 23	СТО «Метод определения содержания составляющих композиционных материалов»
Содержание смолы в вес. %	ASTM D 3529 SACMA SRM 23	СТО «Метод определения содержания составляющих композиционных материалов, СТО «Метод определения содержания связующего армирующего наполнителя в стекло- и углеволокнутом препреге».
Содержание нерастворимых, %	ASTM D 3529	ГОСТ 25.336-82, СТО «Метод определения содержания составляющих композиционных материалов»
Содержание летучих, %	ASTM D 3530	ГОСТ 22456-77, СТО «Метод определения содержания летучих веществ в стекло- и углеволокнутом препреге»
Текучесть связующего в препреге, %	ASTM D 3531 SACMA SRM 22	СТО «Метод определения текучего связующего в эпокси-углеродном препреге».
Время желирования, мин	ASTM D 3532	СТО «Определение времени гелеобразования эпоксидного препрега».
Гель хроматография	SACMA SRM 20	Подлежит разработке
ИК-спектроскопия	ASTM E 1252	Подлежит разработке
Реакционная способность	ASTM E 1356 ASTM D 3418 SACMA SRM 25	Подлежит разработке
Липкость	Нет данных	Подлежит разработке
Драпируемость	Нет данных	Подлежит разработке



# Технологические требования к материалам, применяемым при изготовлении конструкций по технологии вакуумной инфузии

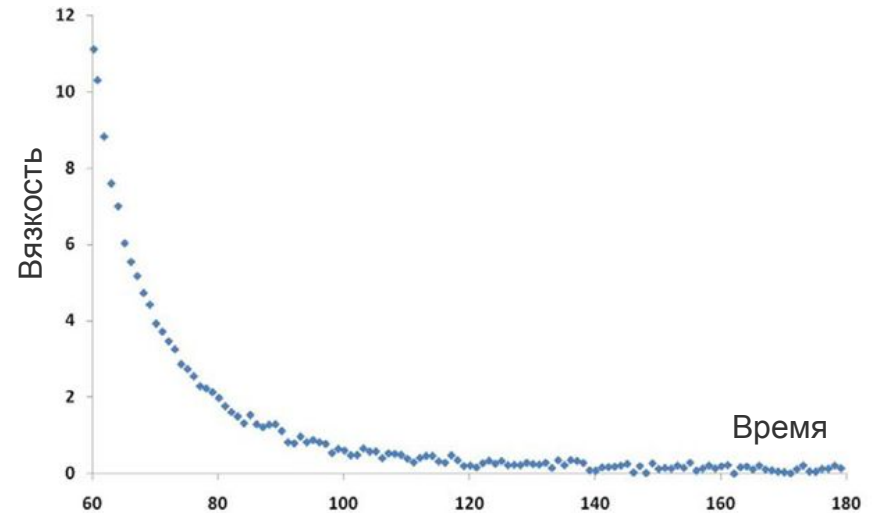
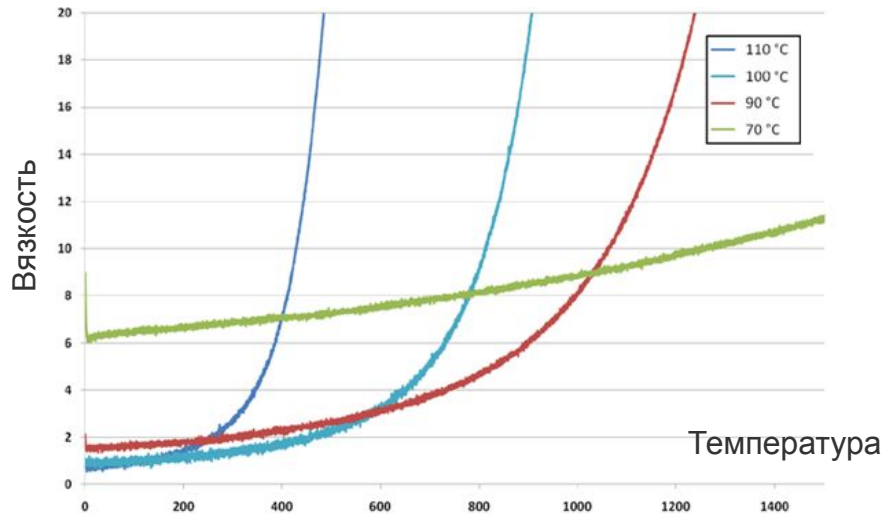
## ТРЕБОВАНИЯ К АРМИРУЮЩИМ НАПОЛНИТЕЛЯМ

- однонаправленный или тканый армирующий наполнитель на основе жгутowego углеродного волокна с метрическим номером не более 24K (не более 24000 филаментов) и поверхностной плотностью до 680 г/м<sup>2</sup>;
- армирующий наполнитель должен быть «припудрен» эпоксидной смолой с одной или двух сторон. Весовое содержание эпоксидной смолы должно составлять 3-5% по отношению к весу углеродного наполнителя;
- эпоксидная пудра должна быть оплавлена и не иметь липкость при температуре до 60°C;
- эпоксидная пудра должна размягчаться при температуре >60°C и обеспечивать временное соединение слоев армирующего наполнителя при изготовлении преформы;
- при проведении процесса вакуумной инфузии эпоксидная пудра должна полимеризоваться отвердителем, содержащемся в инфузионном связующем.

## ТРЕБОВАНИЯ К ПОЛИМЕРНЫМ СВЯЗУЮЩИМ

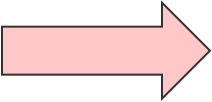
- рекомендуемая вязкость связующего при температуре инфузии – 80...250 мПа·с. Для мало- и среднегабаритных деталей допускается использование связующего с вязкостью не более 600 мПа·с;
- продолжительность сохранения заданной вязкости при температуре инфузии – не менее 360 мин.;
- отсутствие экзотермического эффекта при температуре инфузии;
- связующее не должно содержать растворителей и низкомолекулярных фракций, вскипающих под воздействием температуры и вакуума в интервале температур переработки;
- гарантированный срок хранения связующего – не менее 12 месяцев.

# Характеристики полимерных связующих для вакуумной инфузии



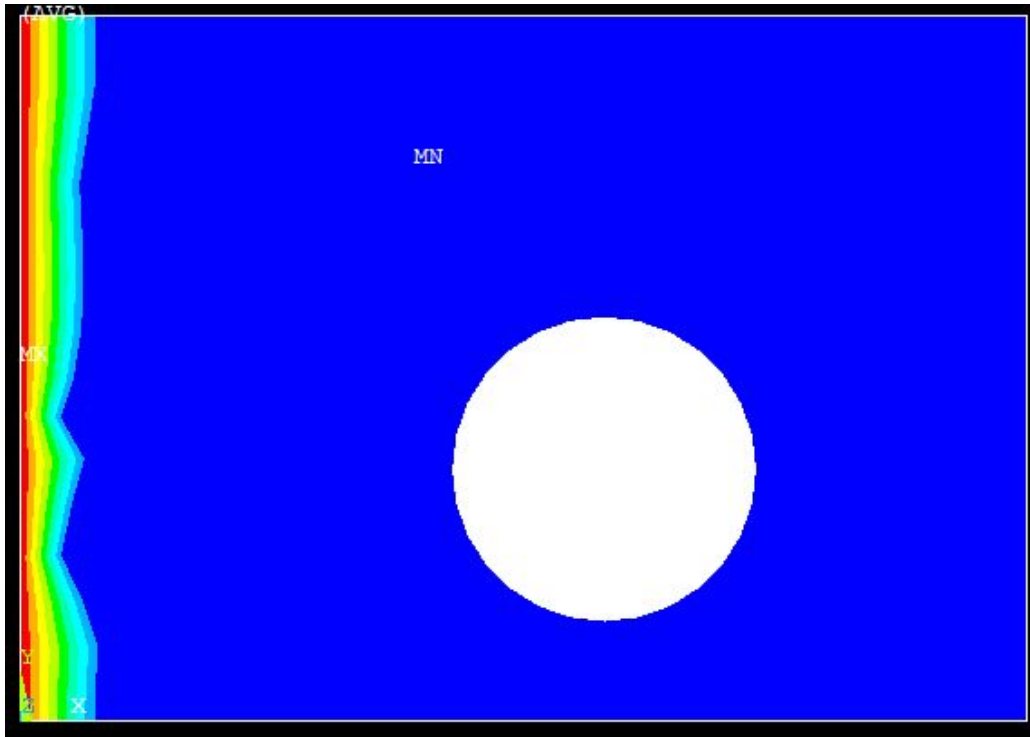
Физико-механические  
характеристики  
отверждённого связующего  
для вакуумной инфузии

Характеристики	Значения
Плотность связующего, г/см <sup>3</sup>	1.24
Прочность при растяжении, МПа	95
Модуль упругости при растяжении, ГПа	3.4
Удлинение при растяжении, %	7.2
Прочность при изгибе, МПа	164
Модуль упругости при изгибе, ГПа	3.6
Энергия разрушения, Дж/м <sup>2</sup>	279
Трещиностойкость, МПа м <sup>1/2</sup>	0.96
КЛТР×10 <sup>-6</sup> , °С <sup>-1</sup>	60.5
Температура стеклования, °С:	
-сухого образца;	179
-после выдержки в воде – 48 ч	163

- Инновационный подход к созданию композитных авиаконструкций
- Методология выбора и использования базовых материалов
-  • **Математическое моделирование возникновения и распространения технологических дефектов**
- Конструктивно-технологические способы обеспечения безопасности



# Классическая модель пропитки при вакуумной инфузии без учёта нерегулярностей преформы



*Распределение давления*

- Моделируется равномерное распространения фронта
- Не учитывается эффект протечек по естественным каналам преформы
- Не учитывается неравномерность структуры армирующего пакета
- Отсутствует возможность моделирования процесса возникновения технологических дефектов



# Технологические дефекты, характерные для технологии вакуумной инфузии

- **Низкая степень отверждения или неравномерное отверждение**, возникающие из-за несоответствующих температур формы, связующего и преформы
- **Незаконченное заполнение**, возникающее из-за несоответствующих температур формы, связующего и преформы, неподходящего расположения выходов и отверстий и/или низкого давления впрыска
- **Сухие участки**, возникающие из-за неподходящего расположения впускных каналов и отверстий вакуумирования, разности между проницаемостью волокна в различных зонах преформы, неравномерного распределения биндера, перехлеста волокон и т.д.
- **Образование пористости** из-за недостаточной смачиваемости волокна, капиллярного давления связующего, высокая или очень низкая скорость пропитки, неподходящего расположения выходов и отверстий, нарушения герметичности вакуумного мешка или формы и т.д.
- **Поводки изделия**, связанные с анизотропией свойств преформы и температурно-химической усадкой материала

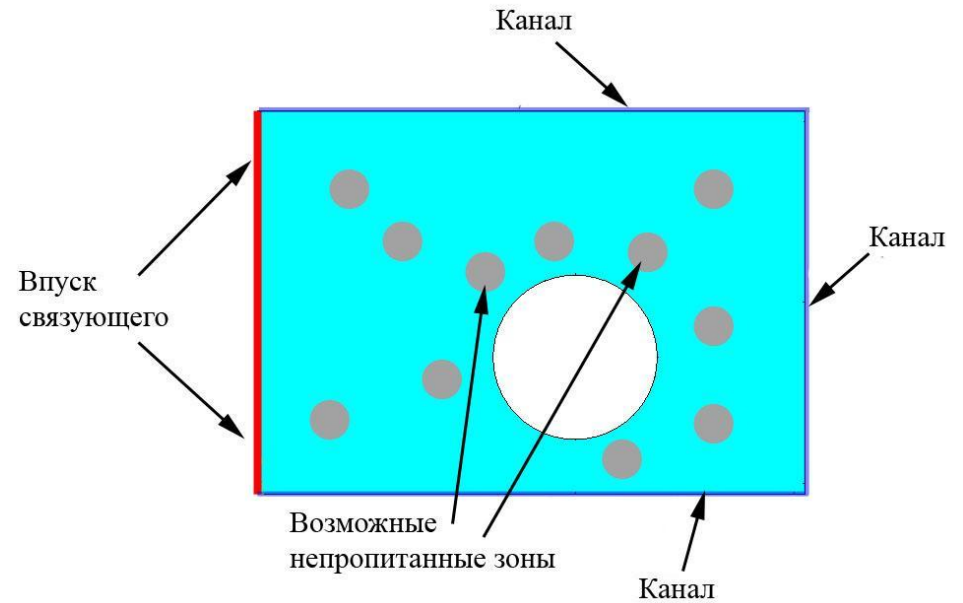
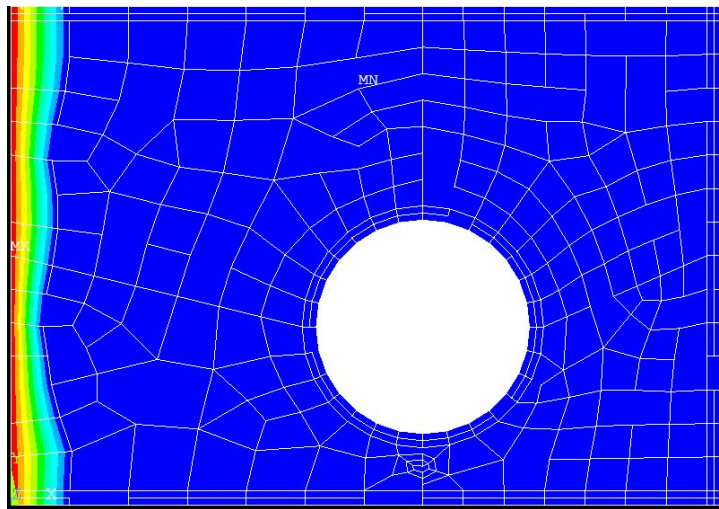
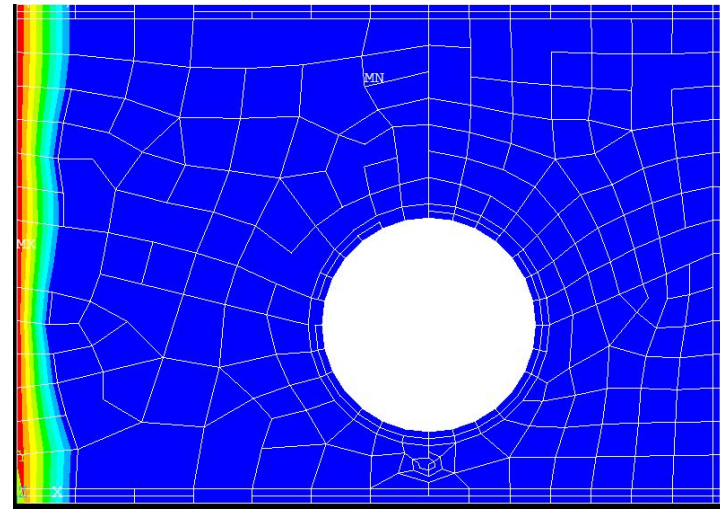
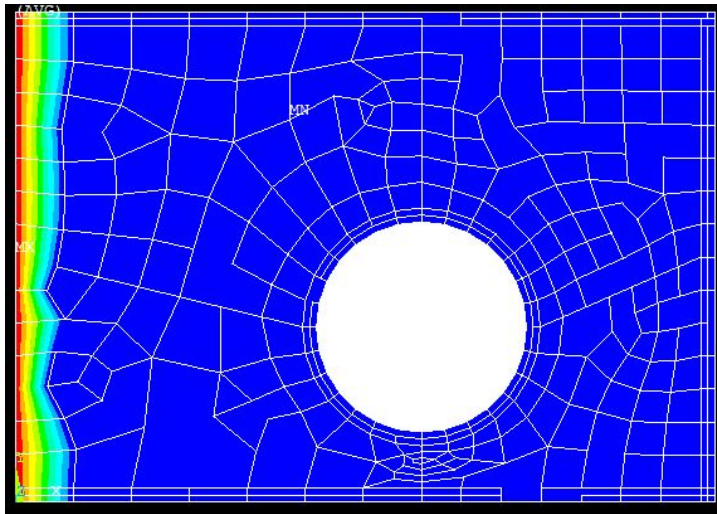
## Алгоритм моделирования с учетом вариации данных



## Свойства материалов

	Среднее [ $10^{-12} m^2$ ]	Отклонение [ $10^{-12} m^2$ ]
$K_{Y, \text{канал}}$	57211	28161 (49%)
$K_{Y, \text{преформа}}$	144	29 (20%)

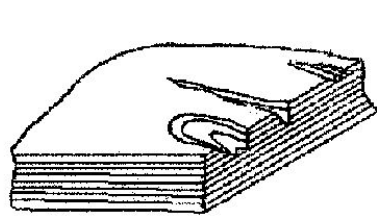
# Моделирование возникновения технологических дефектов с учётом вариации входных данных



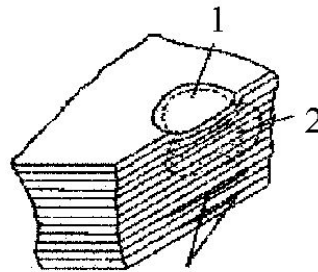
- Инновационный подход к созданию композитных авиаконструкций
- Методология выбора и использования базовых материалов
- Математическое моделирование возникновения и распространения технологических дефектов
- ➔ • **Конструктивно-технологические способы обеспечения безопасности**



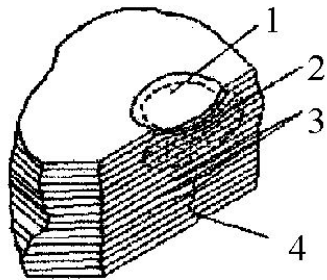
# Классификация эксплуатационных повреждений



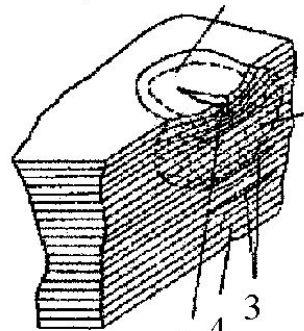
a)



b)



c)



d)



e)



f)

- a) поверхностные повреждения – сколы, царапины, забоины и т.д.
- b) внутренние расслоения, визуально невидимые с обеих сторон обшивки
- c) растрескивание матрицы на стороне, противоположной поврежденной поверхности
- d) визуально видимое расслоение (из-за трещин и сколов)
- e) сквозные повреждения – трещины и пробоины
- f) по краям пробоин обычно имеется расслоение и острые трещины

- 1. вмятины
- 2. растрескивание матрицы
- 3. расслоения
- 4. трещина на внутренней стороне панели
- 5. трещина на лицевой стороне панели
- 6. разрушение слоев
- 7. зона расслоения



# Определение факторов, влияющих на прочность, безопасность и ресурс авиационных конструкций

1. Повторяемость нагрузок в полёте за время жизни конструкции
2. Повторяемость температур, действующих на конструкцию в полёте;
3. Повторяемость случайных технологических дефектов в конструкции (непроклеи, недопропитка, поверхностные дефекты и т.п.);
4. Повторяемость случайных ударных воздействий на конструкции с возникновением повреждений различных типов (вмятины, расслоения, пробоины и т.п.);
5. Зависимость снижения прочности от величины дефектов и повреждений различных типов и природы
6. Вероятность обнаружения дефектов или повреждений от их величины для каждого метода контроля конструкции (визуальный или инструментальный)
7. Коэффициенты восстановления прочности после ремонта конструкции в зависимости от места выполнения ремонта (в условиях цеха или в полевых условиях)
8. Зависимость изменения параметров прочности от температуры
9. План периодического осмотра конструкции

# Повторяемость интенсивности эксплуатационных повреждений за 1000 летных часов на 1 м<sup>2</sup>

Аппроксимирующая зависимость  $H(2L) = H_0 \cdot e^{\frac{2L}{b}}$

$H(2L)$  – повторяемость интенсивности повреждений (за 1000 летных часов на кв. метр);  
 $H_0, b$  – коэффициенты аппроксимирующей функции.

Группа	Конструктивный элемент	$H_0$			$b$		
		Все	Расслоения	Трещины и пробоины	Все	Расслоения	Трещины и пробоины
I	<u>Манёвренные самолёты:</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• носок крыла</li> <li>• обтекатель двигателя</li> <li>• обтекатель привода стабилизатора</li> <li>• обтекатель шасси носовой части</li> <li>• створки шасси носовой части</li> </ul>	3.6	1.6	0.97	38	64	58
II	<u>Манёвренные самолёты:</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• труба канала воздухозаборника</li> <li>• панель грота</li> </ul>	1.6	0.43	0.81	28	22	27
III	<u>Манёвренные самолёты:</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• обшивка стабилизатора</li> <li>• обшивкам крыла</li> </ul> <u>Неманёвренные самолёты:</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• обтекатель крыла/фюзеляжа</li> <li>• створки шасси</li> <li>• дверь грузового отсека</li> </ul>	0.33	0.27	0.13	56	69	55



# Повторяемости эксплуатационных повреждений для различных элементов планера самолетов

ЦАГИ им. Н.Е.Жуковского  
Национальный композитный центр

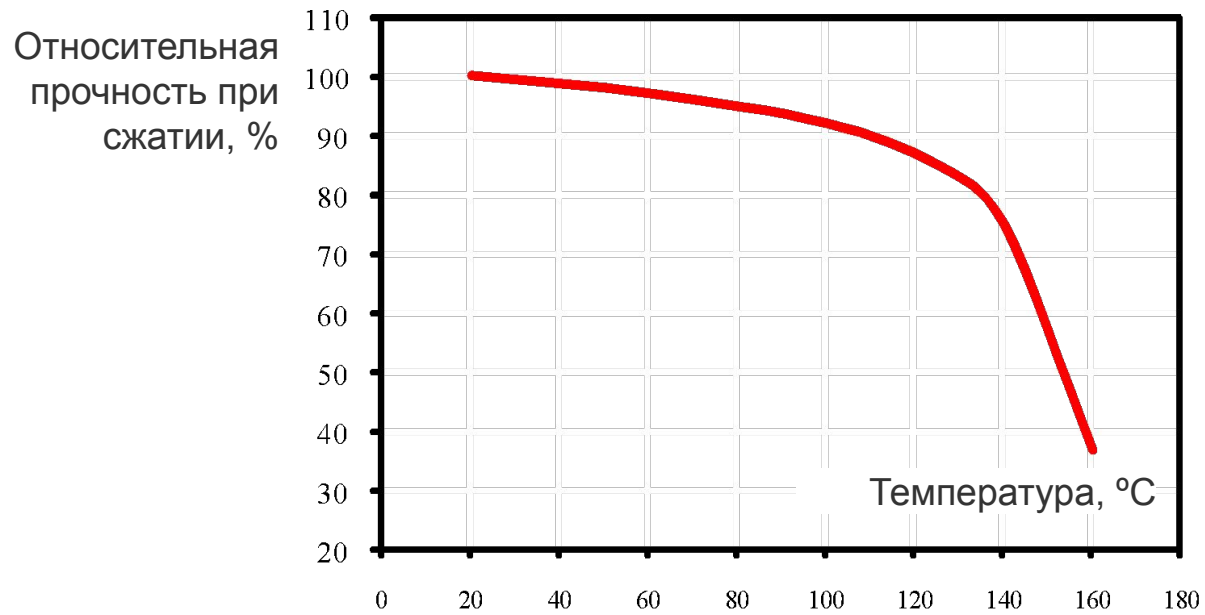
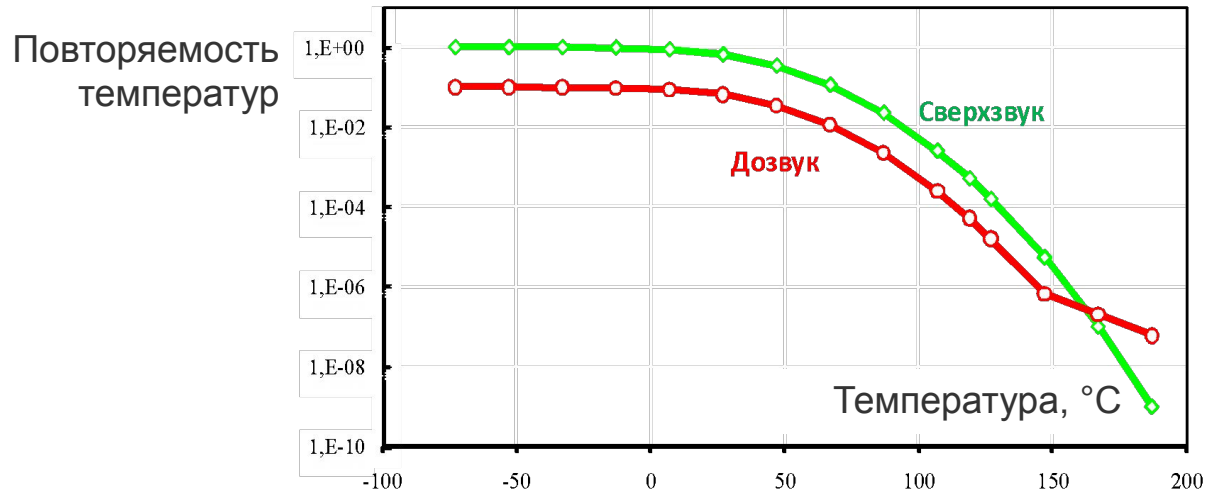
	Конструктивный элемент	Самолет	Полет часы	Площадь, м <sup>2</sup>	Все типы повреждений*, мм			Расслоения, мм			Трещины и пробоины, мм		
					2L > 0	2L > 30	2L > 80	2L > 0	2L > 30	2L > 80	2L > 0	2L > 30	2L > 80
1	Носок крыла	МИГ-29	1495	5.0	22	5	3	4	3	1	5	1	1
2	Обшивка стабилизатора	МИГ-29	1495	11.0	6	3	2	2	2	1	3	0	0
3	Труба канала воздухозаборника	МИГ-29	1495	4.5	11	1	0	4	1	0	0	0	0
4	Обтекатель двигателя	МИГ-29	1495	2.5	10	7	1	5	4	0	2	1	0
5	Панель гота	МИГ-29	1495	2.5	6	3	0	1	1	0	3	1	0
6	Обшивка крыла	МИГ-29	1495	16.2	1	0	0	0	0	0	1	0	0
7	Обтекатель привода стабилизатора	СУ-27	2000	1.1	11	2	0	0	0	0	3	2	0
8	Обтекатель шасси носовой части	СУ-27	2000	1.0	11	2	1	0	0	0	3	2	1
9	Створки шасси носовой части	СУ-25	3000	0.8	7	7	2	6	6	2	0	0	0
10	Обтекатель крыла/фюзеляжа	Л-1011	79,568	5.2	35	11	3	17	4	1	12	3	2
11	Створки шасси	АН-124	1440	12.2	7	6	2	4	4	1	3	2	1
12	Дверь грузового отсека	АН-124	1440	5.8	9	5	2	5	4	2	2	1	0

# Коэффициенты восстановления прочности (КВП) после ремонта

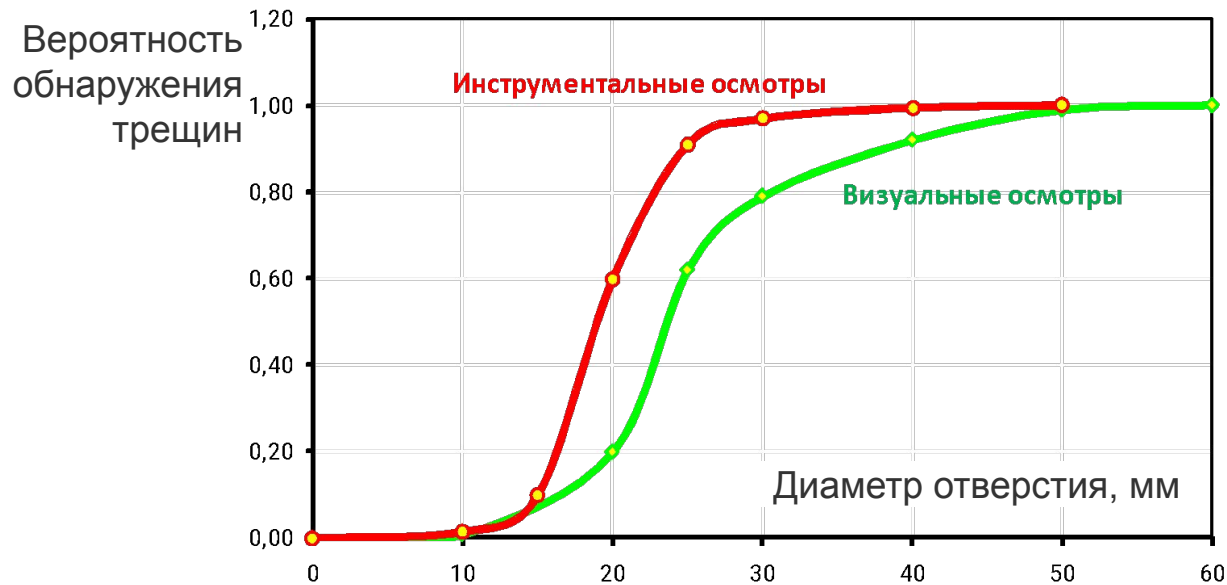
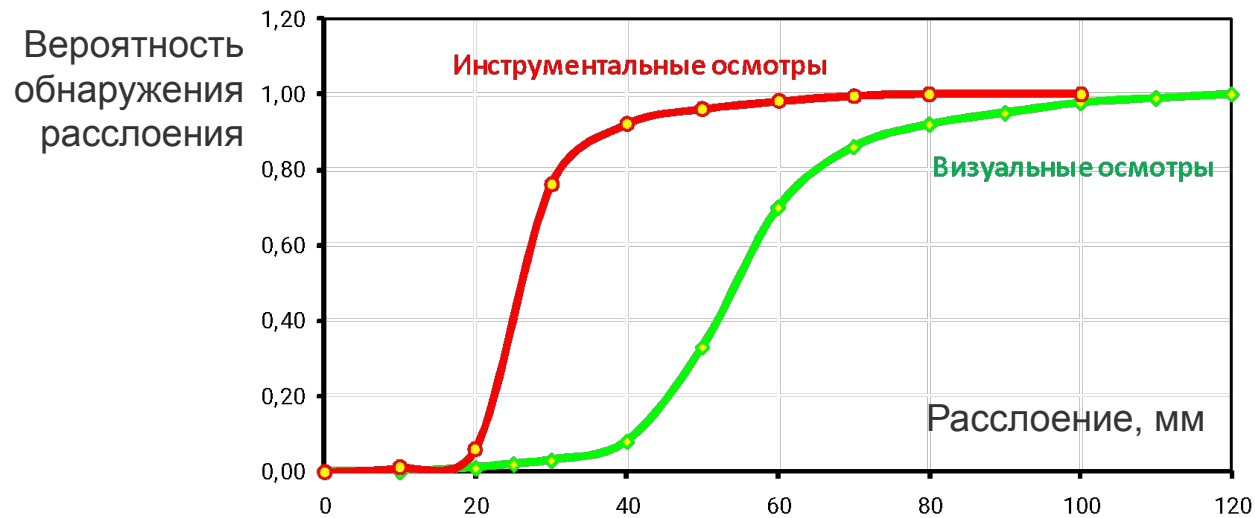
Метод ремонта	КВП для растяжения		КВП для сжатия		КВП для сдвига	
	Средн.	Коэф. вариации	Средн.	Коэф. вариации	Средн.	Коэф. вариации
Полевые условия, пробоины, трещины	0.95	0.1	0.95	0.1	0.95	0.12
Заводские условия, пробоины, трещины	1.0	0.1	1.0	0.1	1.0	0.12
Полевые условия, расслоения	0.95	0.12	0.95	0,12	0.95	0.12
Заводские условия, расслоения	1.0	0.12	1.0	0.12	1.0	0.12



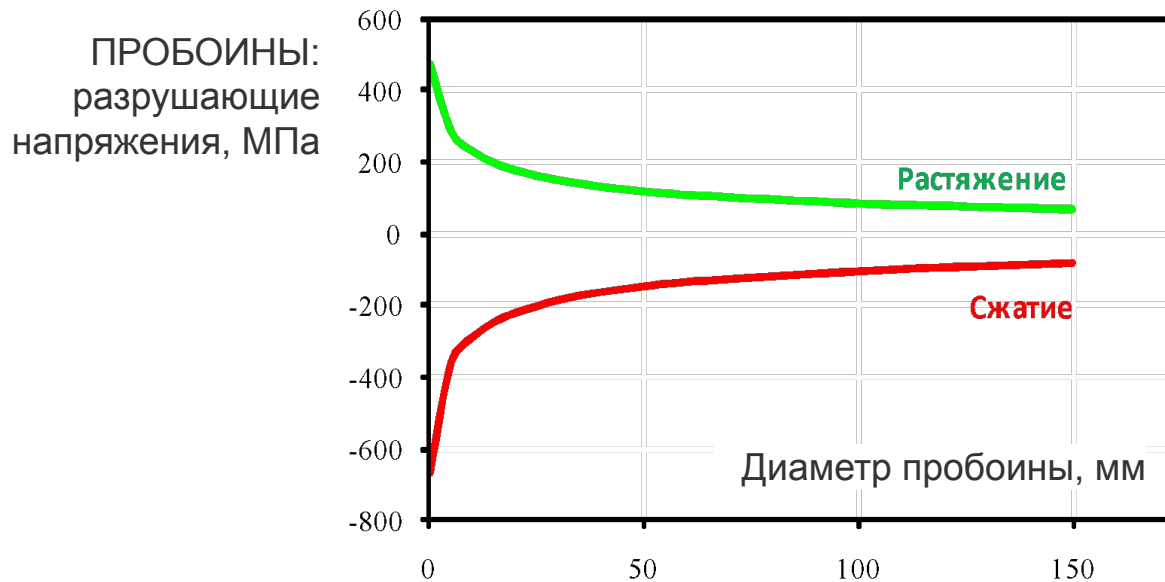
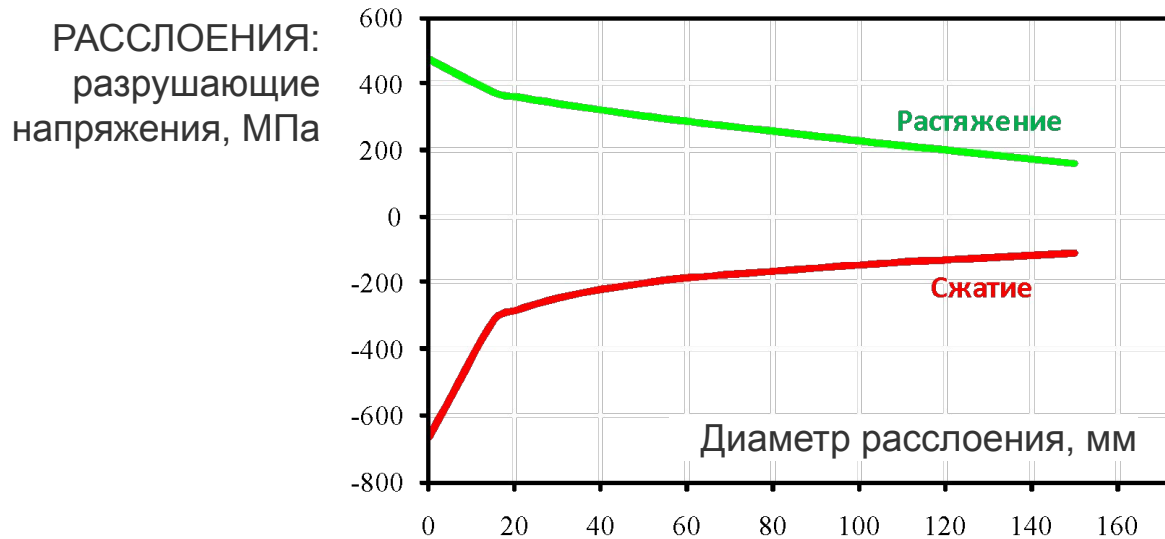
# Повторяемость температур и зависимость прочности от температуры



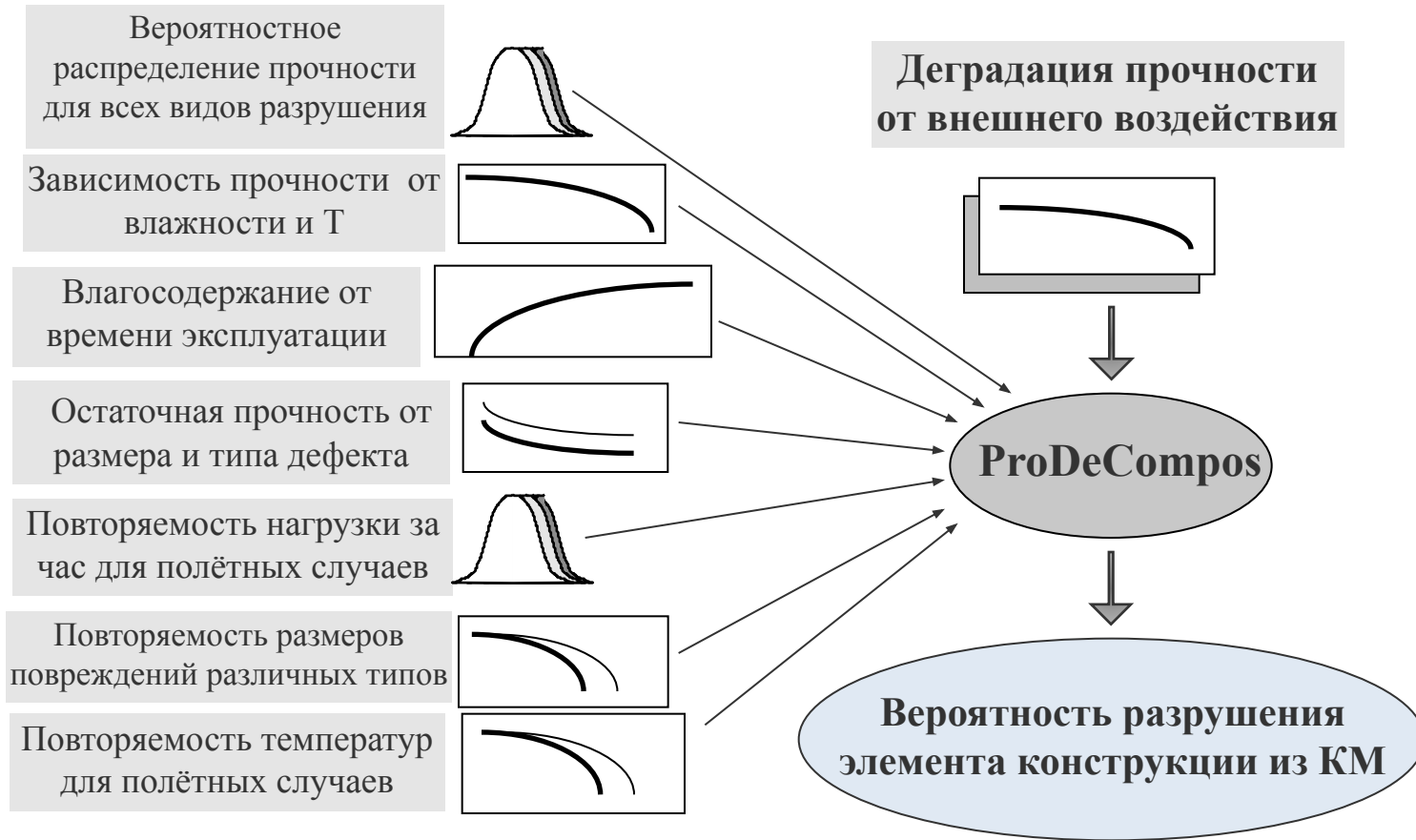
# Вероятность обнаружения трещин и расслоений



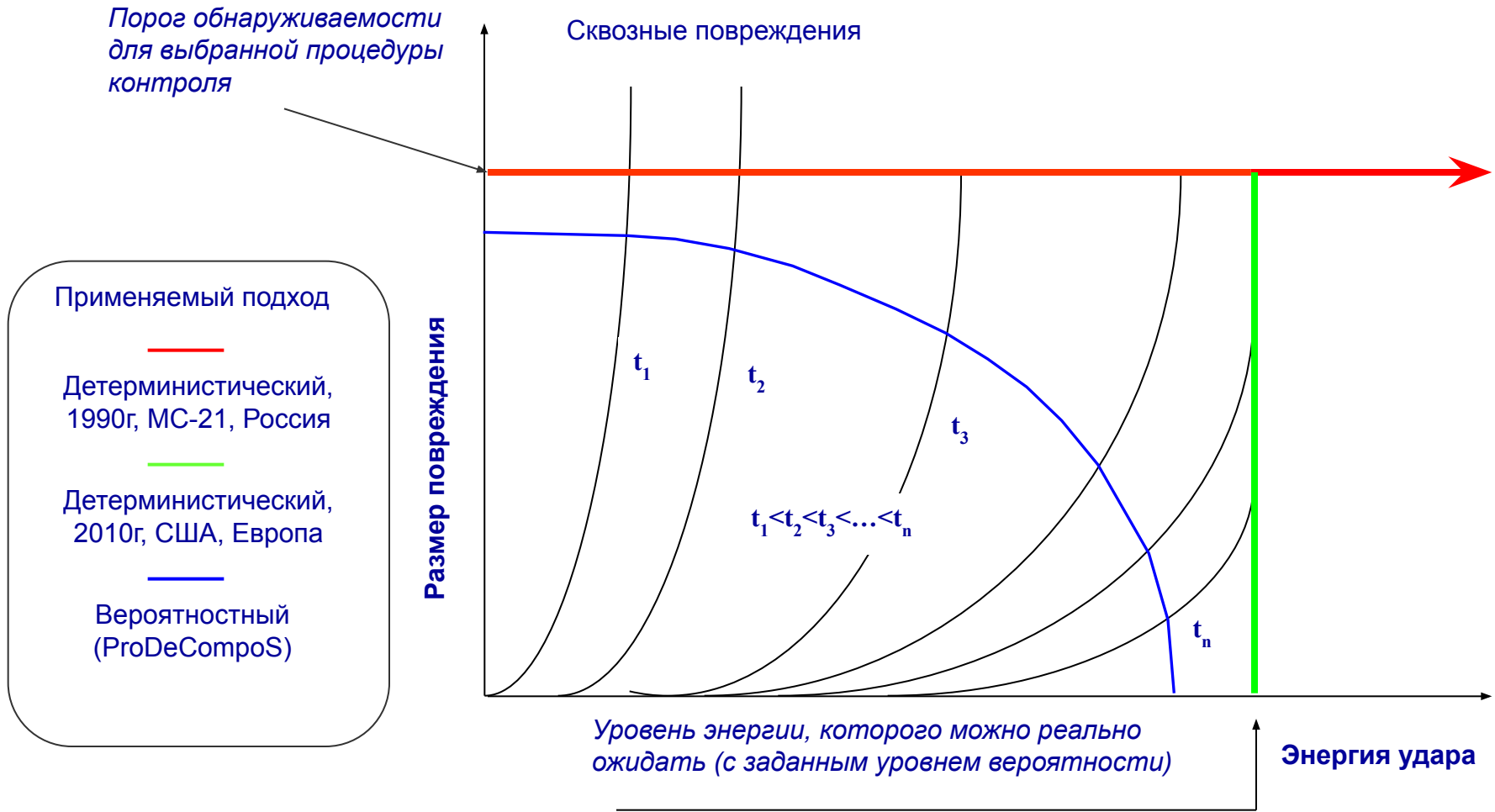
# Влияние размеров расслоений и пробоин на остаточную прочность



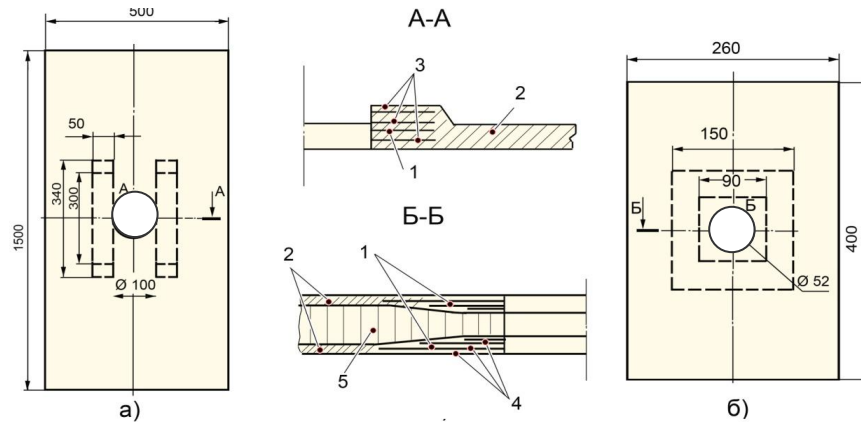
# Система вероятностного анализа прочности и ресурса «ProDeCompos»



# Размер допускаемого повреждения от подхода обеспечения ресурса



# Управление местными свойствами материала



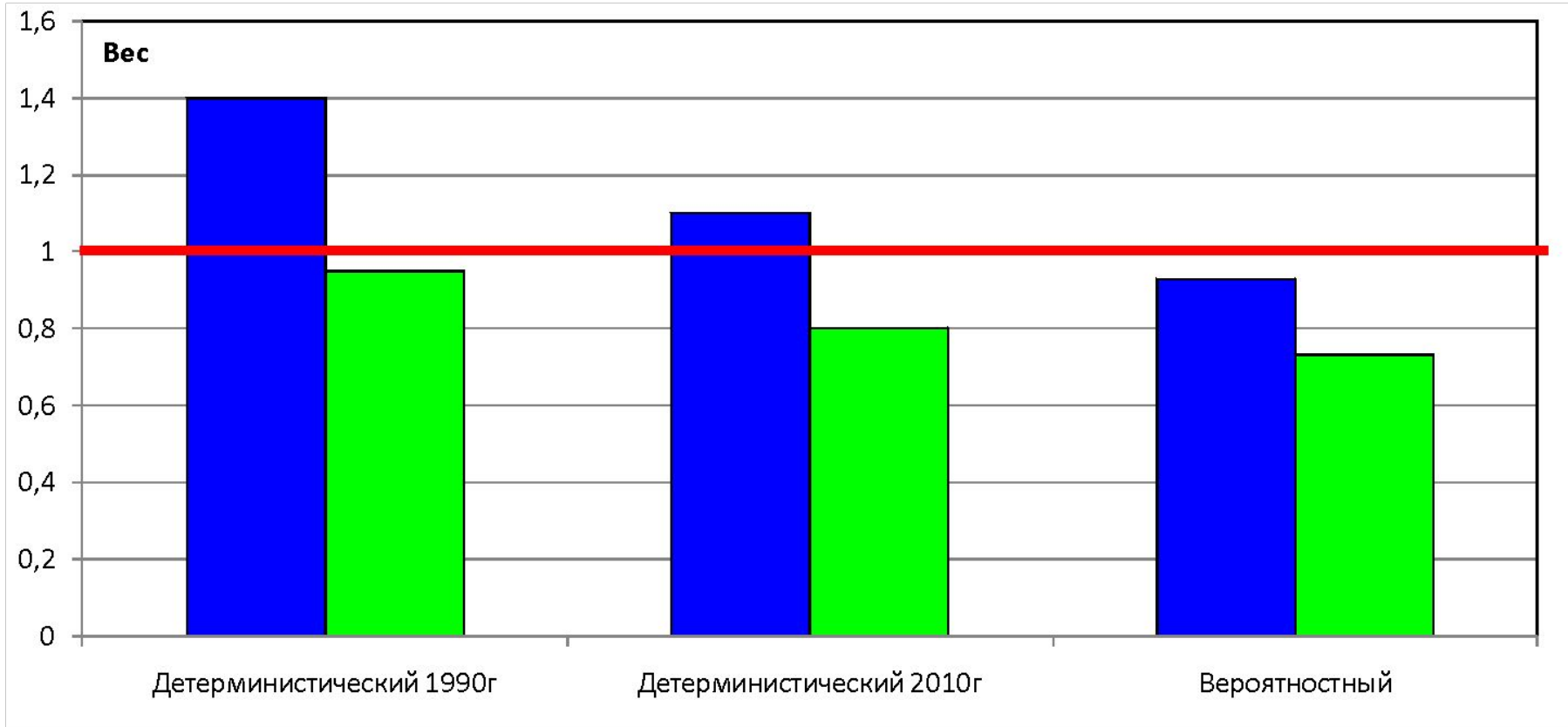
Опытные панели из углепластика с конструктивными вырезами

## Результаты испытаний на растяжение панелей с высокомодульными элементами

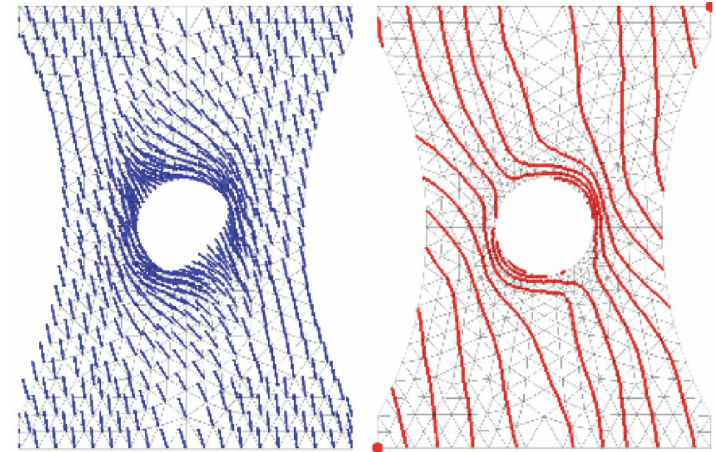
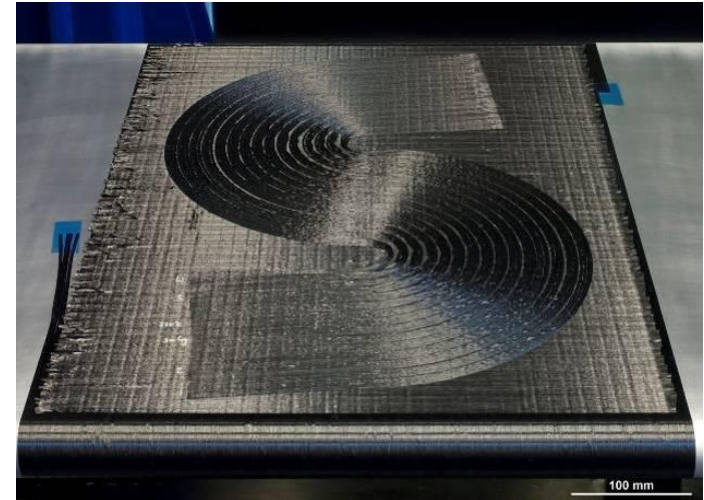
№ варианта	Среднее значение результатов испытаний		№ панели	$P_{C1}$ кН	$\frac{P_C}{P_C^{нп}}$	$\sigma_{C1}$ МПа	$\frac{\sigma_C}{\sigma_C^{нп}}$	$f\left(\frac{a_1}{R}\right)$	$(\sigma_C)^P$ , МПа	$\frac{\sigma_C}{(\sigma_C)^P}$	Схема армирования	
	образцы-свидетели	неподкрепленные панели										
I	$\bar{E}^{OM} = 78500$ МПа $\bar{E}^{BMЭ} = 110000$ МПа $\bar{K}_{IC}^{BMЭ} = 46,4$ МН√м $\bar{a}_1^{BMЭ} = 1,68$ мм	$\bar{P}_C^{нп} = 124,8$ кН $\bar{\sigma}_{C1}^{нп} = 160$ МПа	1,1	225	1,8	244	1,53	3,132	232	1,05	основной материал: $[0^0_2/90^0/\pm 45^0/0^0/90^0_{1/2}]_s$ Материал ВМЭ: $[0^0_4/90^0/0^0/+45^0/0^0/-45^0/-0^0_3/90^0_{1/2}]_s$	
			1,2*	221	1,77	237	1,48					1,02
			1,3	219	1,76	237	1,48					1,02
II	$\bar{E}^{OM} = 92500$ МПа $\bar{E}^{BMЭ} = 125300$ МПа $\bar{K}_{IC}^{BMЭ} = 39,3$ МН√м $\bar{a}_1^{BMЭ} = 0,98$ мм	$\bar{P}_C^{нп} = 91$ кН $\bar{\sigma}_{C1}^{нп} = 189$ МПа	2,1	134	1,57	237	1,25	3,226	245	0,97	основной материал: $[\pm 20^0/\pm 20^0]_s$ Материал ВМЭ: $[\pm 20^0/0^0/-20^0/0^0/\pm 20^0/0^0_{1/2}]_s$	
			2,2*	143	1,57	253	1,34					1,03
			2,3	150	1,65	264	1,4					1,08



■ со стопперами  
■ без стопперов

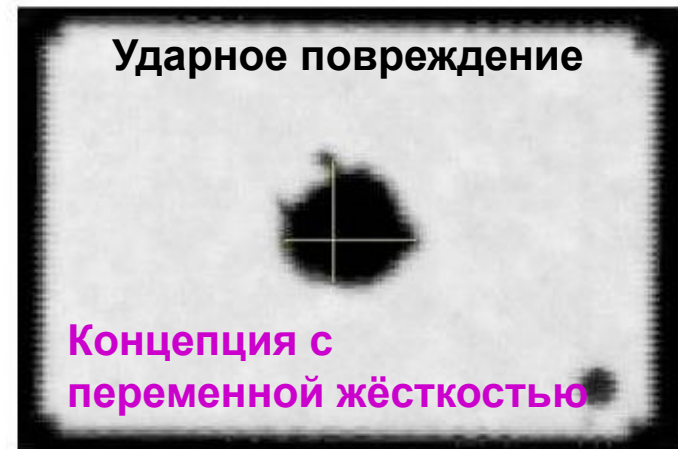


- Проектирование панели крыла с изменённой структурой армирования, ориентированной на восприятие сжимающих нагрузок
- Изготовление демонстратора панели крыла с традиционной структурой армирования
- Изготовление демонстратора панели крыла с изменённой структурой армирования
- Использование метода автоматизированной выкладки, включающий программирование укладочной машины на основе данных CAD



Внедрение последних достижений в области автоматизированного производства композитных конструкций, выполненных с применением особым образом выбранной укладки волокон, продемонстрировали существенное снижение веса при таком подходе по сравнению с традиционной укладкой в комбинации  $0^\circ \pm 45^\circ$  и  $90^\circ$

**Изготовления демонстраторов панелей крыла (с целью их дальнейшего испытания на сжатие) по новейшей концепции проектирования и автоматизированного производства конструкций с переменной жёсткостью, обеспечивающей повышение весовой эффективности**





**ЦАГИ им. Н.Е.Жуковского**  
Национальный композитный центр

**СПАСИБО ЗА ВНИМАНИЕ!**