

Несущая способность панелей из композиционных материалов при наличии эксплуатационных повреждений

Голован В.И.*, **Дударьков Ю.И.***, **Левченко Е.А.****, **Лимонин М.В.*****

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е.

Жуковского, ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область,

140180, Россия

**e-mail: dzuba@tsagi.ru*

***e-mail: evgeniy.levchenko@tsagi.ru*

****e-mail: mikhail.limonin@tsagi.ru*

Статья поступила 17.01.2020

Аннотация

В статье представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований остаточной прочности композитных панелей с эксплуатационными повреждениями. Рассматривались силовые панели крыла и хвостового оперения конструкции планера магистрального самолета в условиях одноосного сжатия. Приведены экспериментальные данные, полученные при испытаниях на сжатие панелей с нормированными ударными повреждениями, дано их сравнение с результатами расчетов. По результатам параметрических исследований установлено различие в реакции высоконагруженных панелей крыла и средненагруженных панелей оперения на эксплуатационные повреждения. Для первых характерна мода разрушения, связанная с процессом прогрессирующего роста зоны повреждения, для вторых несущая способность в большей степени определяется общей или местной потерей устойчивости.

Ключевые слова: композиционные материалы, стрингерные панели, остаточная прочность, устойчивость, несущая способность, эксплуатационные повреждения

Введение

Настоящий этап развития гражданской авиационной техники характеризуется широким внедрением полимерных композиционных материалов (ПКМ) в силовую структуру планера летательного аппарата [1, 2]. Примером такого технологического прорыва могут служить самолеты Boeing 787 и Airbus 350, где доля композитов в конструкции составляет до 50 % от общей массы планера. Российское авиастроение также имеет существенный прогресс в этом направлении, это подтверждает успешный старт проекта среднемагистрального самолета нового поколения МС-21, крыло и оперение которого выполнены из композиционных материалов [3]. Предполагалось, что применение высокопрочных и высокомодульных полимерных композитов в изделиях авиационной техники позволит повысить весовую и топливную эффективность летательных аппаратов при этом улучшить показатели безопасности, стоимости конструкции, а также снизить затраты на коммерческую эксплуатацию. Однако, на пути эффективного внедрения композитов в конструкцию воздушных судов разработчикам приходится сталкиваться с рядом проблем, связанных в первую очередь с недостаточным опытом проектирования [4, 5, 6] и изготовления подобного рода конструкций, их сертификацией и поддержанием летной годности. Также, по сравнению с традиционными металлическими материалами, композиционные материалы имеют ряд специфических особенностей

в области механики их разрушения, которые необходимо учитывать при создании совершенных в весовом соотношении силовых структур [7, 8].

1. Категории повреждений и методы оценки остаточной прочности авиаконструкций из ПКМ

Одной из негативных особенностей ПКМ является их повышенная чувствительность к концентраторам напряжений, как конструктивно-технологического характера, так и вызванных случайным воздействием в эксплуатации. В большей степени это связано с тем обстоятельством, что композиты сформированы на основе эпоксидных связующих, а наличие технологических дефектов и эксплуатационных (механических) повреждений резко ухудшает их прочностные характеристики. Соответственно это приводит к тому, что снижаются допускаемые напряжения, и в конечном итоге показатели весовой эффективности композитных структур оказываются ниже ожидаемых. Степень опасности механического воздействия на композит зависит от энергии удара и определяется глубиной остаточной вмятины, а также размерами повреждения, которые служат критериями обнаружения возникшего дефекта при технических осмотрах. Согласно общепринятым международным требованиям [9] все повреждения разделяются на пять соответствующих категорий в зависимости от контролепригодности (обнаруживаемости при технических осмотрах) и требуемого уровня сохранения остаточной прочности. Так, категория 1 (слабообнаруживаемые) включает в себя невидимые при визуальных осмотрах повреждения, при наличии которых конструкция должна выдерживать максимальную расчётную нагрузку в

течение всего срока службы самолёта. Для категорий 2 (обнаруживаемые) и 3 (легко обнаруживаемые) должна обеспечиваться остаточная прочность конструкции на уровне не ниже эксплуатационных нагрузок с учетом требований “неразвития” повреждения в интервале времени между специальными плановыми осмотрами. Категории 4 (повреждение от дискретного источника) приводит к ограничениям пилотирования для обеспечения завершения полета и снижению допускаемых нагрузок до 70% от эксплуатационного уровня. При аномальном повреждении конструкции наземными или полетными явлениями (категория 5) безопасность конструкции обеспечивается организацией мероприятий о немедленном сообщении, о случившемся инциденте.

Вопросы установления параметров возникшего повреждения и выбора допускаемого уровня напряжений в композитных конструкциях в настоящее время решаются путем соответствующих экспериментальных исследований. При испытаниях элементов и агрегатов конструкции исследуются вопросы влияния ударных повреждений различных категорий на их несущую способность (см. рисунок 1). Современные численные методы также дают возможность исследовать некоторые закономерности по влиянию различных видов повреждений на остаточную прочность композиционных структур.



Рисунок 1 – Нанесение нормированных ударных повреждений на натурную конструкцию композитного крыла магистрального самолета

2. Расчетно-экспериментальный подход к обеспечению прочности конструкций из ПКМ

В экспериментальных работах по обеспечению прочности силовых конструкций планера значительное внимание уделяется испытаниям конструктивно-подобных образцов (КПО). Под КПО понимается совокупность элементов конструкций, испытания которых позволяют предварительно оценить прочностные характеристики натурной конструкции. Цель проведения подобных испытаний - определение прочности различных элементов конструкции и подтверждение принятых на этапе проектирования расчетных напряжений. При испытаниях КПО из композиционных материалов также решаются дополнительные задачи, такие как, определение остаточной и восстановленной прочности с различными

эксплуатационными повреждениями и ремонтом, а также исследование механизма разрушения конструкции.

Как правило, экспериментальные исследования имеют соответствующее расчетное сопровождение. Такой расчетно-экспериментальный подход обеспечивает более высокую информативность о характеристиках испытуемого объекта и позволяет дать ответ на ряд вопросов, решение которых на экспериментальном уровне является затруднительным [1, 10, 11, 12]. Обычно при испытаниях реализуются простые случаи нагружения исследуемых образцов. Создание условий сложного, многокомпонентного нагружения, соответствующего реальной работе образца в системе всей конструкции, требует достаточно дорогостоящего оборудования и не всегда достижимо. В этой ситуации особое значение приобретают методы математического моделирования эксперимента, которые позволяют моделировать не только сам объект испытаний, но и воспроизводить условия эксперимента, включая, при необходимости, в расчетную модель нагружающие устройства. Современные расчетные технологии, такие как метод конечных элементов (МКЭ), позволяют с успехом решать эти задачи и получать достоверные расчетные модели, согласованные с результатами эксперимента. В дальнейшем эти модели могут быть использованы для переноса результатов эксперимента на условия работы испытуемого образца в системе конструкции летательного аппарата (ЛА).

В рамках данной работы значительное внимание уделено вопросам математического моделирования эксперимента по испытаниям стрингерных панелей

из ПКМ горизонтального оперения магистрального самолета на одноосное сжатие с учетом изложенных выше аспектов этой проблемы.

При расчетном анализе прочности панелей, как правило, используются два основных критерия исчерпания ее несущей способности: разрушение по условиям прочности, либо разрушение в результате общей потери устойчивости. Второй критерий носит несколько условный характер, поскольку разрушение в любом случае возникает в результате исчерпания прочности материала конструкции. Однако опыт показывает, что разрушение панелей происходит практически сразу после общей потери устойчивости, и в этом случае критическая нагрузка является надежной оценкой их несущей способности.

Остановимся на вопросе реализации первого критерия - разрушение по условиям прочности. В случае однородности поля напряжения в панели и однородности свойств ее материала условия выполнения того или иного критерия прочности достигаются одновременно во всех элементах расчетной модели конструкции, и достигнутая нагрузка является разрушающей. Ситуация меняется, когда мы имеем дело с неоднородным полем напряжений или с неоднородными прочностными свойствами элементов конструкции. В этом случае достижение предельного состояния в отдельно взятом элементе или ряде элементов не может служить оценкой исчерпания несущей способности конструкции. Удаление этих элементов из расчетной модели не всегда приводит к исчерпанию несущей способности конструкции, и она может продолжать воспринимать возрастающую нагрузку. В этом случае в качестве критерия предельного состояния можно рассматривать нагрузку, когда при ее постоянном значении начинается процесс

непрерывного роста числа разрушенных элементов, в результате которого происходит либо общая потеря устойчивости конструкции, либо она превращается в механизм. Достижение такого уровня нагрузки является необходимым условием исчерпания несущей способности конструкции, но недостаточным. Процесс прогрессирующего разрушения элементов может остановиться при наличии в конструкции тех или иных стопперов, при этом оставшиеся элементы способны воспринять достигнутый уровень нагрузки. Отмеченный выше критерий разрушения характерен для композита и может реализовываться не только в конструкциях, но и на уровне композиционного пакета. Так, в работе [13] отмечается, что для некоторых укладок пакета может наблюдаться кумулятивный эффект, когда разрушение одного монослоя вызывает разрушение всех остальных монослоев и пакет теряет возможность воспринимать какую-либо нагрузку.

Реализация второго критерия разрушения панели по условиям общей потери устойчивости, как уже отмечалось, неразрывно связана с первым критерием. Общая потеря устойчивости панели при сжатии в ее классическом понимании может происходить только при условии однородности поля напряжений и условии отсутствия разрушения элементов панели в докритическом состоянии. Наличие в конструкции разрушенных элементов тем или иным образом сказывается на величине критической нагрузки. В этом случае формы потери устойчивости могут кардинальным образом отличаться от классических. Имеющийся опыт испытания панелей на сжатие при наличии в них нерегулярностей указывает на этот факт. Более того, снижение характеристик общей устойчивости панели может приводить к смене критерия разрушения. Так, например, панель, спроектированная по условиям

общей потери устойчивости, может разрушиться по условиям прочности, не достигнув критической нагрузки.

3. Методика проведения исследований и полученные результаты

Все выше изложенное в равной степени относится и к вопросу оценки влияния эксплуатационных повреждений на несущую способность панелей из ПКМ. Наличие в панели такого рода повреждений во многом эквивалентно возникновению в ней концентратора напряжений, вблизи которого уровень действующих напряжений может значительно превышать их средний уровень. Поле напряжений становится неоднородным и при определенном уровне нагрузки создаются условия для разрушения композита в зоне повреждения. Дальнейшее увеличение нагрузки может создать условия для реализации описанного ранее критерия разрушения, т.е. прогрессирующему увеличению числа разрушенных элементов и исчерпанию несущей способности конструкции. Оценку разрушающей нагрузки для панели с известными размерами повреждения можно получить на основе расчетных исследований, анализируя развитие процесса разрушения элементов и их количества при различных уровнях приложенной нагрузки. Если начальные размеры повреждения неизвестны, то существует возможность установить критический размер повреждения начиная с которого, при фиксированной величине приложенной нагрузки, происходит прогрессирующее увеличение числа разрушенных элементов расчетной модели. Как уже отмечалось, в поврежденной конструкции критерии разрушения по условиям прочности и общей устойчивости могут быть связаны между собой, поэтому возникает необходимость

контролировать устойчивость конструкции в процессе параметрических расчетов. Принципиальная схема проведения таких расчетных исследований приведена на рисунке 2.

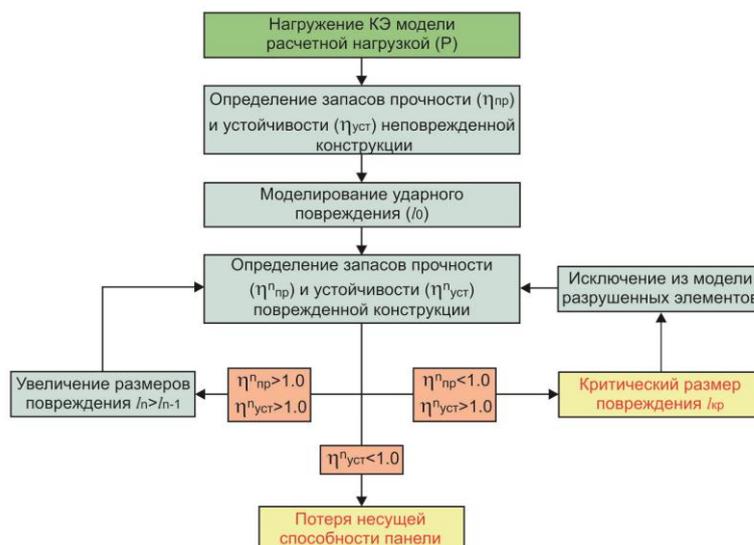


Рисунок 2 – Схема выполнения расчетно-параметрических исследований несущей способности конструкции с повреждением

С использованием этой схемы исследований, в работе [14] было показано, что для высоконагруженных панелей крыла существует критический размер повреждения, после которого начинается необратимый процесс роста зоны повреждения, заканчивающийся разрушением панели по условию общей потери устойчивости. На рисунке 3 показано изменение минимальных запасов прочности обшивки, стрингера и общей устойчивости панели при увеличении размеров повреждения (l). В данном примере запасы приведены относительно эксплуатационного уровня нагрузки, приложенной к панели.

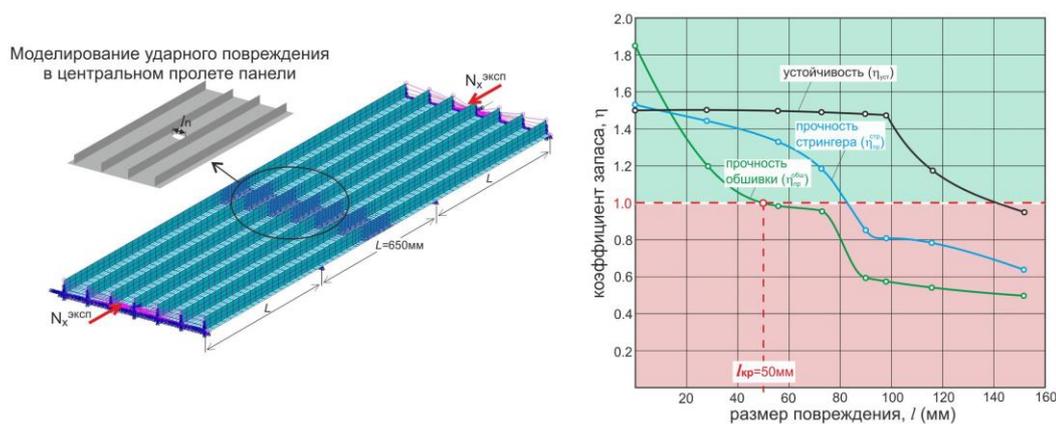


Рисунок 3 – Изменение запасов прочности и устойчивости панели крыла в зависимости от размера повреждения

По результатам расчетов был определен критический размер повреждения ($l_{\text{кр}} \approx 50$ мм), после которого начиналось прогрессирующее увеличение числа разрушенных элементов обшивки, а затем и стрингера. Если формально рассматривать приведенный выше график, то разрушение панели произойдет по условию общей потери устойчивости при $l=140$ мм, при наличии в обшивке и стрингере ряда разрушенных элементов. На самом деле разрушение произойдет при $l > l_{\text{кр}}$ в силу процесса прогрессирующего роста зоны повреждения вплоть до полного исчерпания несущей способности панели. Такая реакция на ударное повреждение характерна для высоконагруженных панелей крыла. Наличие в них концентратора напряжений, вызванного ударным повреждением, даже при небольших его размерах может приводить к достижению предельных для композита напряжений. В связи с этим, для обеспечения необходимых требований по безопасности конструкции приходится снижать уровень допускаемых напряжений, увеличивая площадь поперечного сечения панели. Соответственно это приводит к

снижению весовой эффективности панели и не позволяет в полной мере реализовать высокие прочностные характеристики композита. Кроме того, увеличение жесткости панели при заданном шаге нервюр может приводить к значительному переизбытку ее общей устойчивости. В этом случае повысить весовую отдачу конструкции крыла в целом можно за счет рационального выбора шага нервюр и сокращения их числа.

Ситуация с влиянием эксплуатационных повреждений на несущую способность панелей существенно меняется, если рассматривать средне или малонагруженные агрегаты конструкции планера самолета. К таким агрегатам относятся хвостовое оперение и механизации крыла. В этих элементах конструкции реализовать высокие прочностные характеристики композита достаточно сложно и здесь на первый план выходят вопросы устойчивости. В качестве примера приведем результаты испытаний панелей стабилизатора на сжатие с различными видами эксплуатационных повреждений.

Экспериментальная панель горизонтального оперения представляла собой обшивку, подкрепленную пятью стрингерами. Обшивка, толщиной 4,05 мм, состоит из 22-х монослоев с различной ориентацией, а стрингер толщиной 3,3 мм из 18-ти монослоев. Шаг стрингеров 120 мм, шаг нервюр – 590 мм. Ниже на рисунке 4 и показаны основные геометрические размеры панели.

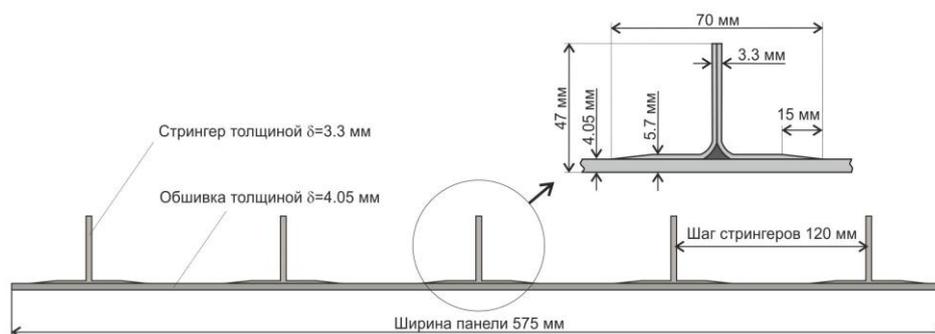


Рисунок 4 – Параметры панели

Типовые укладки (пакеты) обшивки и стрингеров сформированы на основе углепластика HexplyM21/34%/UD194/IMA, количество монослоев и их ориентация в пакетах обшивки и стрингеров были различными. Расчетные характеристики жесткости и прочности монослоев данного материала приведены в [1].

Испытания панелей проводились по схеме трехпролетного кессона, показанной на рисунке 5. Расстояние между пролетами соответствовало шагу нервюр горизонтального оперения. Такая схема испытаний многопролетной панели на сжатие в лабораторных условиях достаточно хорошо характеризует несущую способность конструкции ЛА при адекватных условиях нагружения [10, 15]. В этом случае наиболее полно реализуются условия реальной работы панели и учитываются взаимное влияние пролетов, наличие соединенных с панелью нервюр, прочность крепежа и др. Испытания панелей проводились в исходном состоянии, с нанесенными нормированными ударными повреждениями в различные зоны обшивки и со сквозным повреждением центрального стрингера и прилегающей к нему обшивкой (повреждение типа “пропил”).

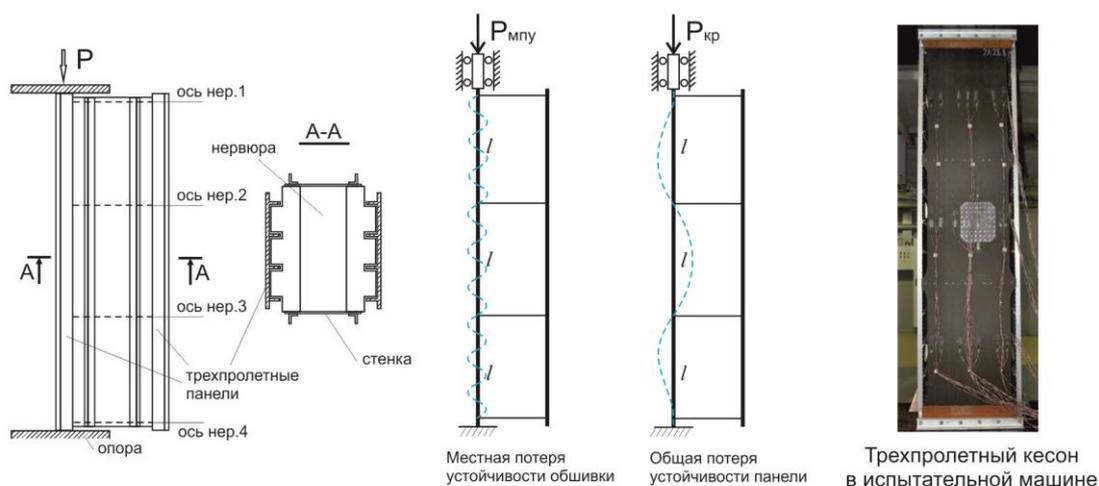


Рисунок 5 – Схема нагружения панелей, объединенных в кесон

Результаты этих испытаний приведены в таблице 1, а на рис. 6 показан характер разрушения панелей.

Таблица 1. Результаты испытаний трехпролетных панелей

1. Панель в исходном состоянии (см. рисунок 6а).	Разрушение панели произошло в центральном пролете при средних разрушающих напряжениях - $\sigma_{\max}=19,4$ кгс/мм ² в результате потери устойчивости панели по общей форме с отслоением стрингеров от обшивки.
2. Панель с ударным повреждением обшивки по оси стрингера. Размеры повреждения 25×50 мм (см. рисунок 6б).	Разрушение панели произошло при $\sigma_{\max}=19,0$ кгс/мм ² в зонах, ослабленных повреждениями, и сопровождалось общей потерей устойчивости панелей с отслоением стрингеров от обшивки.
3. Панель с ударным повреждением обшивки в межстрингерной зоне. Размеры повреждения 40×40 мм (см. рисунок 6с).	Разрушение панели произошло при $\sigma_{\max}=18,5$ кгс/мм ² в зонах, ослабленных повреждениями, и сопровождалось общей потерей устойчивости панелей с отслоением стрингеров от обшивки.
4. Панель со сквозным повреждением стрингера и обшивки типа “пропил”. Размер повреждения 120×6 мм (см. рисунок 6д).	При среднем напряжении в панели 8-9 кгс/мм ² по показаниям тензорезисторов зафиксировано начало развития повреждения. Разрушение панели произошло при $\sigma_{\max}=15,0$ кгс/мм ² по ослабленному сечению с отслоением стрингеров от обшивки.

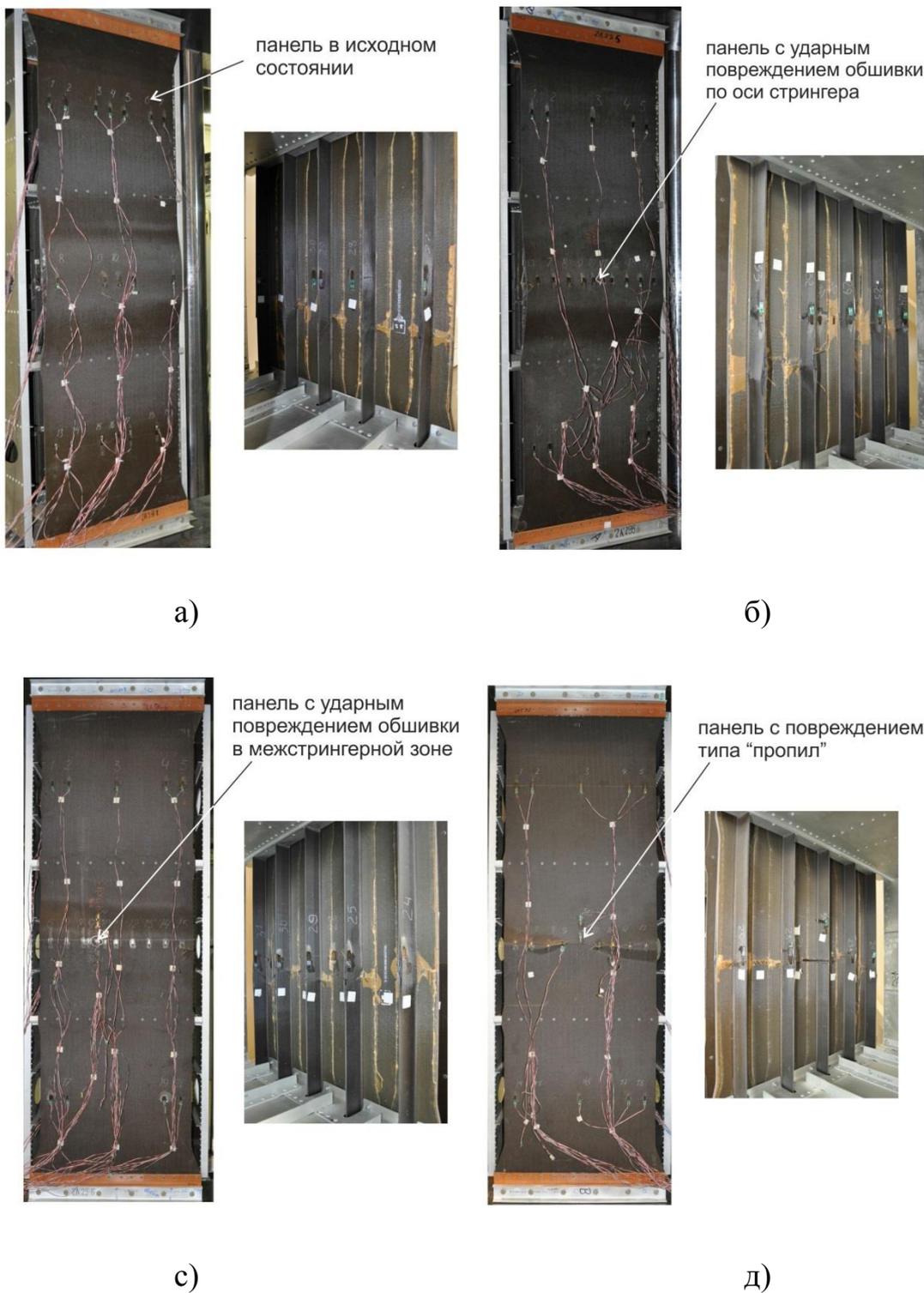


Рисунок 6 – Характер разрушения панелей при испытаниях на сжатие

Анализ экспериментальных данных показал, что наличие ударных повреждений в панелях горизонтального оперения оказывает слабое влияние на их

несущую способность. Это связано с тем, что разрушение панелей происходило за счет общей потери устойчивости, определяемой жесткостью конструкции, на которую нанесенные повреждения оказывали малое влияние. На это, в частности, указывают формы потери устойчивости, близкие к классическим, показанные на рисунок 6 (а, б, с). Несколько другая ситуация наблюдалась для повреждения типа “пропил”. В этом случае происходило снижение несущей способности панели приблизительно на ~30%, а форма потери устойчивости имела локальный характер в зоне повреждения (см. рисунок бд).

Были выполнены соответствующие расчетные оценки влияния повреждений на несущую способность экспериментальных панелей. Исследования проводились на основе метода конечных элементов (МКЭ), реализованного в комплексе программ NASTRAN/PATRAN [16, 17]. Конечно элементная модель (КЭМ) представляет собой панель со следующими размерами в плане: ширина 575 мм (пять стрингеров) и длина 1770 мм (три пролета по 590 мм). Подробность моделирования выбиралась таким образом, чтобы обеспечить достаточно надежное описание возможных местных форм потери устойчивости обшивки и стрингера. В регулярной зоне, обшивка разбивалась на 8 конечных элементов (КЭ) на расстоянии между стрингерами, а стенка стрингера по высоте на 4 КЭ. Для более адекватного воспроизведения напряженно-деформированного состояния панели с концентратором напряжений в области повреждения в среднем пролете расчетная сетка имела значительное сгущение. Типовой размер конечных элементов в этой области составлял ~4×4 мм. Стрингера и обшивка в расчетной модели

формировались отдельно и моделировались на основе изгибно-мембранных КЭ типа QUAD-4 с послойным заданием жесткостей композиционных пакетов. Послойное моделирование композиционного пакета давало возможность вычислять его запасы по заданному критерию прочности и определять элементы расчетной схемы, где этот критерий не выполнялся. Моделирование зоны повреждения выполнялось путем удаления ряда элементов из расчетной схемы. Первоначальные размеры зоны повреждения устанавливались на основе данных неразрушающего контроля. Расчеты выполнялись в линейной постановке задачи, с оценкой напряжений общей потери устойчивости и уровня действующих напряжений в панели при критической нагрузке. Сравнение расчетных и экспериментальных результатов приведено в Таблице 2.

Таблица 2. Сравнение расчетных и экспериментальных данных

Панель	Средние разрушающие напряжения, $\sigma_{сж}$ [кгс/мм ²]	
	Расчет	Эксперимент
Панель в исходном состоянии	19,6	19,4
Панель с ударным повреждением обшивки по оси стрингера	19,2	19,0
Панель с ударным повреждением обшивки в межстрингерной зоне	19,0	18,5

Исчерпание несущей способности панели происходило по условию общей потери устойчивости, при этом уровень действующих напряжений в зоне повреждения оставался не критичным с точки зрения прочности композита.

В данном случае результаты расчета хорошо согласуются с данными эксперимента, что подтверждает возможность моделирования ударных

повреждений рассмотренным способом для средне нагруженных панелей. Как уже отмечалось, расчеты проводились при фиксированных размерах зоны ударного повреждения панели. Наряду с этим был выполнен цикл расчетно-параметрических исследований по влиянию размеров повреждения на несущую способность панелей данного типа. Расчеты выполнялись в линейной постановке задачи, при фиксированном значении приложенной нагрузки сжатия. Она соответствовала критической нагрузке общей потери устойчивости неповрежденной панели. На рисунках 7 и 8 приведены результаты этих расчетов в виде изменений минимальных запасов прочности обшивки ($\eta^{\text{обш}}$), стрингеров ($\eta^{\text{стр}}$), общей устойчивости панели ($\eta^{\text{уст}}$) при различных размерах и расположении зоны повреждения. Там же приведены экспериментально полученные размеры повреждения при нормированной энергии удара 140 Дж.

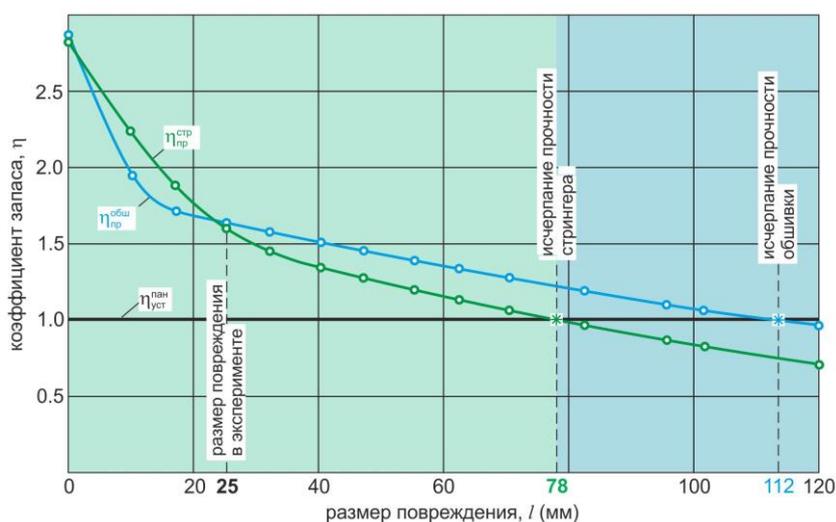


Рисунок 7 – Удар в обшивку по оси центрального стрингера. Запасы прочности и устойчивости панели при различных размерах зоны повреждения

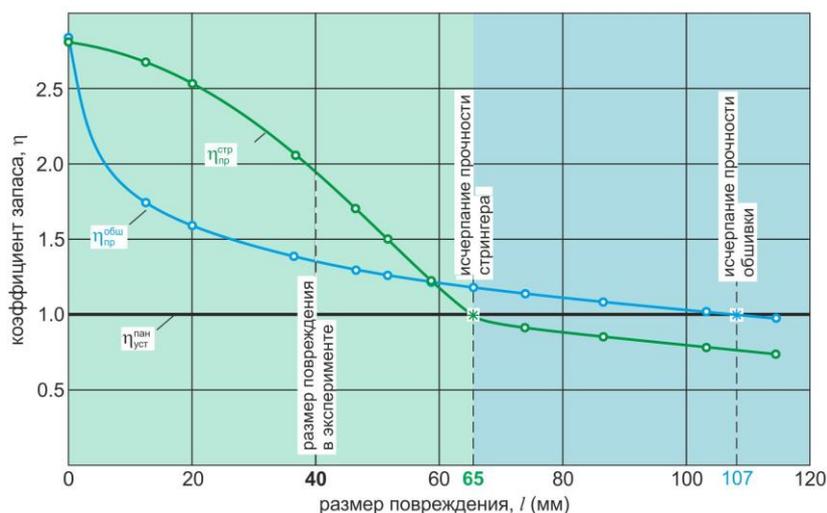


Рисунок 8 – Удар в обшивку между стрингерами. Запасы прочности и устойчивости панели при различных размерах зоны повреждения

Полученные расчетные данные подтверждают факт слабого влияния ударных повреждений на несущую способность панели в достаточно большом диапазоне изменения размеров повреждения. Даже при наличии в обшивке и стрингерах элементов с неудовлетворительной прочностью мода разрушения панели от потери устойчивости практически не менялась. Кроме того, результаты расчетов показали, что в рассмотренном диапазоне изменения размеров повреждения процесс прогрессирующего разрушения элементов расчетной модели, в отличие от панелей крыла, не наблюдался. Это вполне объяснимо, поскольку средний уровень действующих напряжений в панели достаточно низкий, что тормозит развитие процесса прогрессирующего разрушения панели. Данный вывод правомерен до определенных размеров зоны повреждения. При больших размерах зоны повреждения механизм разрушения панели может быть несколько другой. Это связано, прежде всего, с тем, что значительное по размерам повреждение может

приводить не только к возникновению концентратора напряжений, но и существенно изменять характер напряженного состояния панели по сравнению с исходным плосконапряженным. Появляются моментные составляющие напряженного состояния. В этом случае использование бифуркационной (линейной) постановки задачи устойчивости может оказаться не корректной. Покажем это на примере панели с повреждением типа “пропил”. Расчетная модель панели с таким видом повреждения показана на рисунке 9.

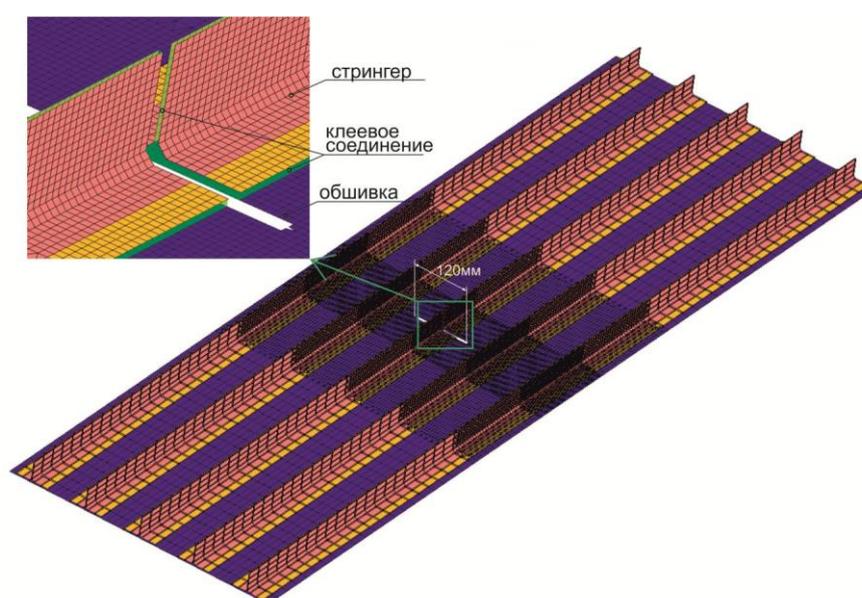


Рисунок 9 – КЭ модель панели с повреждением типа “пропил”

Повреждение, как и прежде, моделировалось удалением элементов из зоны “пропила”. Первоначально был выполнен линейный расчет устойчивости панели. Общая потеря устойчивости происходила при критических напряжениях $\sigma_{кр}=18,3 \text{ кгс/мм}^2$, которые существенно отличались от экспериментально полученных напряжений разрушения панели $\sigma_{раз}=15,0 \text{ кгс/мм}^2$. В связи с этим дальнейшие исследования проводились в нелинейной постановке задачи, с

использованием для этих целей программного комплекса MARC/MENTAT [17]. В этом комплексе реализованы возможности моделирования прогрессирующего разрушения композита в процессе нелинейного решения задачи. Суть моделирования состоит в учете деградации характеристик жесткости монослоя пакета, для которого выполняется заданный критерий прочности. В данном случае использовался критерий Хоффмана [18]. Приведем некоторые результаты нелинейного анализа прочности панели. Наличие в панели повреждения в виде “пропила” вызывало локальный изгиб обшивки в зоне повреждения. В результате деформационного взаимодействия с обшивкой прилегающие к “пропилу” стрингера также получали изгиб из своей плоскости, т.е. они находились в состоянии локального продольно - поперечного изгиба. Деформированное состояние панели в зоне повреждения показано на рисунке 10.

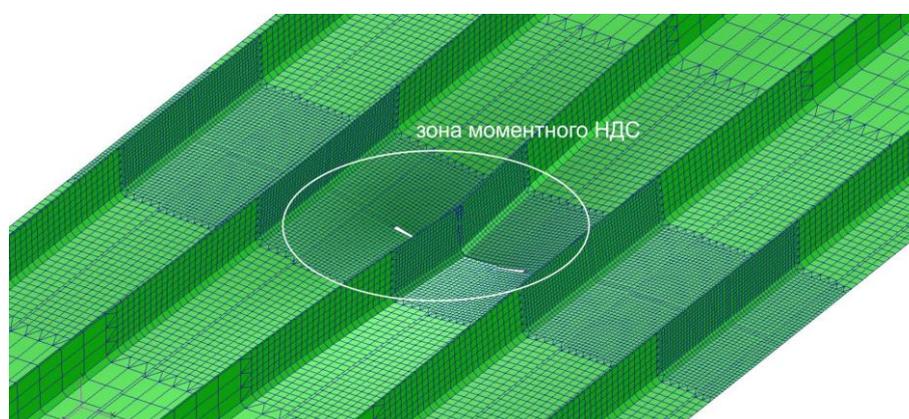


Рисунок 10 – Деформированное состояние панели с “пропиллом” на начальном этапе нагружения

Дальнейшее увеличение уровня нагрузки приводило к местной потере устойчивости стрингеров в зоне повреждения, исчерпанию их несущей способности

и разрушению панели. Деформированное состояние панели перед разрушением показано на рисунке 11.

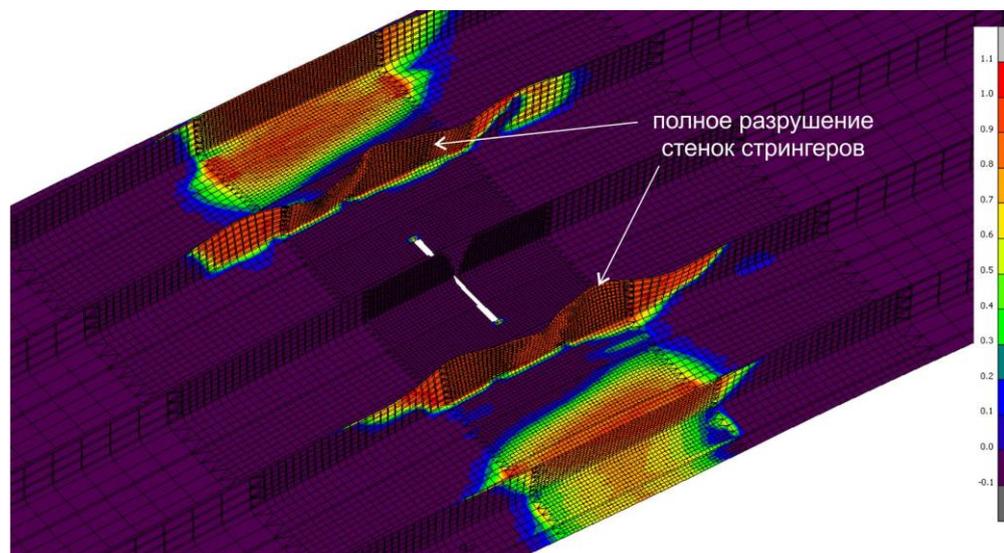


Рисунок 11 – Деформированное состояние панели перед разрушением

Разрушение панели происходило при напряжении $\sigma_{\text{раз}}=16,6 \text{ кгс/мм}^2$. Таким образом, мы видим, что механизм разрушения панели с “пропиллом” имеет совершенно иной характер и критерием ее разрушения в данном случае является местная потеря устойчивости стрингеров в зоне повреждения. Следует отметить, что решение данной задачи существенным образом зависит от примененного критерия разрушения монослоя. Оценки уровня напряжений начала разрушения композита по критерию Цая-Хилла [19, 20] и Хоффмана давали следующие значения $\sigma=9,5 \text{ кгс/мм}^2$ и $\sigma=10,5 \text{ кгс/мм}^2$ соответственно. Однако реализовать критерий Хилла в решении данной задачи не удалось в виду неустойчивости итерационного процесса. Линейная экстраполяция отношения напряжений начала разрушения композита по указанным критериям на разрушающие напряжения дает величину практически совпадающими с экспериментальными результатами.

Заключение

Полученные результаты расчётно-параметрических исследований по влиянию эксплуатационных повреждений на несущую способность композитных панелей позволяют сделать следующие основные выводы:

- для высоконагруженных панелей крыла может реализовываться мода разрушения, связанная с прогрессирующим ростом первоначальных размеров зоны повреждения. Она определяется либо критическими размерами зоны повреждения при фиксированной величине действующей нагрузки, либо критическим уровнем нагрузки при фиксированных размерах зоны повреждения;

- для средненагруженных панелей хвостового оперения мода разрушения в основном определяется условиями общей потери устойчивости, либо местной потерей устойчивости стрингеров в зоне повреждения;

- предложенная методика выполнения расчётно-параметрических исследований может быть использована для предварительной оценки влияния нормированных эксплуатационных повреждений на прочность панелей из ПКМ и выбора необходимого уровня допускаемых напряжений для удовлетворения требованиям безопасности композитных конструкций по условиям прочности.

Полученные результаты и сделанные выводы не имеют глобального характера. Они лишь раскрывают некоторые аспекты механики разрушения композиционных конструкций, которые следует иметь в виду при проектировании силовых панелей авиаконструкций из ПКМ.

Библиографический список

1. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. - М.: Физматлит, 2013. -272 с.
2. Breuer U.P. Commercial Aircraft Composite Technology. (First Editions), Switzerland, Springer International Publishing, 2016, 257 p.
3. Чернышев С.Л. Новый этап применения композиционных материалов в авиастроении // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2013. № 1. С. 3 – 11.
4. Ендогур А.И., Кравцов В.А. Идеология проектирования авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57755>
5. Грищенко С.В. Расчёт и проектирование изделий конструкции самолёта из слоистых композитов с учётом межслоевых эффектов // Труды МАИ. 2015. № 84. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63011>
6. Дудченко А.А., Кыонг Л.К., Лурье С.А. Расчет и проектирование контурно подкреплённой композитной панели, нагруженной поперечной силой // Труды МАИ. 2012. № 50. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28792>
7. Замула Г.Н., Колесник К.А. Весовая и топливная эффективность применения композиционных материалов в авиаконструкциях // Полет. 2018. № 2. С. 12 – 19.
8. Замула Г.Н., Колесник К.А. Способы повышения весовой эффективности применения композиционных конструкций // Полет. 2018. № 10. С. 14 – 24.
9. Advisory Circular (AC) No: 20-107B. Composite Aircraft Structure, USA, Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009, 38 p.

10. Дударьков Ю.И., Лимонин М.В., Наумов С.М., Осипян Е.Э. Виртуальное моделирование эксперимента при статических испытаниях силовых панелей конструкции планера ЛА // Исследования Научограда. 2015. № 1. С. 32 – 39.
11. Дударьков Ю.И., Лимонин М.В., Наумов С.М. Расчетно-экспериментальные исследования закритического деформирования пластин с использованием нелинейного МКЭ // Труды ЦАГИ. 2011. Вып. 2698. С. 70 – 81.
12. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. Некоторые особенности оценки несущей способности стрингерных панелей из ПКМ // Механика композиционных материалов и конструкций. 2019. Т. 25. № 2. С. 192 – 206.
13. Dudarkov Y.I., Levchenko E.A., Limonin M.V. Some laminate deformation features // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014, URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0226_paper.pdf
14. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В., Шевченко А.В. Расчетные исследования влияния некоторых видов эксплуатационно-технологических повреждений на несущую способность стрингерных панелей из ПКМ // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105636>
15. Поспелов И.И., Наумов С.М. Об устойчивости сжатых панелей крыла // Техника воздушного флота. 1986. № 1. С. 70 – 73.
16. MSC Nastran 2018. Quick reference guide, USA, MSC Software Corporation, 2018, 3315 p.
17. Жилкин В.А. Алфавит инженерных расчетов в MSC Patran-Nastran-Marc. - СПб.: Проспект Науки, 2013. – 576 с.

18. Hoffman O. The brittle strength of orthotropic materials // Journal of Composite Materials, 1967, № 1, pp. 200 - 206.
19. Hill R. The mathematical theory of plasticity, Oxford, Clarendon Press, 1998, 355 p.
20. Tsai S.W. Strength theories of filamentary structures Fundamental aspects of fiber reinforced plastic composites, New York, Wiley Interscience, 1968, pp. 3 - 11.