

**Расчетные исследования влияния некоторых видов
эксплуатационно-технологических повреждений на несущую
способность стрингерных панелей из ПКМ**

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

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е.

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

140180, Россия

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

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

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

Статья поступила 23.04.2019

Аннотация

В работе приведены результаты численных исследований по влиянию эксплуатационно-технологических повреждений на характеристики прочности и устойчивости силовых авиационных панелей из композиционных материалов. В качестве повреждений рассматривалось ударное повреждение обшивки, расслоение одного из стрингеров панели, отслоение стрингера от обшивки. Исследовалось влияние размеров указанных повреждений на характеристики прочности и устойчивости панелей. Было показано, что для панели с ударным повреждением обшивки существует его критический размер, до которого требования к остаточной прочности могут быть удовлетворены. Превышение этого предела ведет к необратимому процессу разрушения композита и исчерпанию несущей способности панели. Исследования по влиянию размеров расслоения стрингера или его

отслоения от обшивки на общую устойчивость и прочность панели позволили оценить максимальную возможную величину снижения ее остаточной прочности при возрастании размеров повреждения.

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

Введение

Современные мировые тенденции в развитии самолетостроения характеризуются возрастающим внедрением полимерных композиционных материалов (ПКМ) в силовые конструкции планера летательного аппарата [1]. Это позволяет существенно снизить вес конструкции самолета и повысить его эксплуатационные характеристики. Имеется достаточно много фактов успешного применения ПКМ в конструкциях крыла, хвостового оперения и других агрегатов различных самолетов, в том числе гражданского применения [2, 3]. Внедрение ПКМ в силовые конструкции планера самолета непосредственно связано с созданием и совершенствованием расчетных методов оценки их прочности и жесткости. В общем случае композиционные материалы относятся к разряду анизотропных тел. Основы теории расчета анизотропных тел, в частности, были заложены в работах С.Г. Лехницкого [4] С.А. Амбарцумяна [4]. Прикладные методы расчета авиаконструкций из ПКМ описаны в работах В.В. Васильева [6, 7], Г.Н. Замулы [8], К.М. Иерусалимского [8], В.М. Андриенко [9], А.А. Дудченко [10, 11] и многих других отечественных и зарубежных авторов [12-15]. В настоящее время большое

внимание уделяется вопросам механики разрушения композитов. Эти исследования проводятся как на макроуровне, так и на микроуровне, когда непосредственно рассматривается структура композита. В авиастроении широкое распространение получили слоистые ПКМ, сформированные на основе углеродных волокон и эпоксидного связующего. Они обладают высокими характеристиками прочности и жесткости. Теоретические оценки применения ПКМ в силовых конструкциях планера самолета показывают их высокую эффективность в плане снижения веса конструкции. Однако на практике реальный эффект от применения ПКМ в силовых конструкциях оказался существенно ниже. Связано это во многом с тем обстоятельством, что композиты, сформированные на основе эпоксидных связующих, чрезвычайно чувствительны к эксплуатационно-технологическим повреждениям, которые резко снижают их прочностные характеристики. В связи с этим большую актуальность приобретают вопросы исследования влияния тех или иных эксплуатационно-технологических повреждений на несущую способность силовых элементов конструкции из ПКМ. Такие исследования проводятся как на основе экспериментальных методов, так и на основе расчетных методов. В настоящей работе приведены результаты расчетно-параметрических исследований по влиянию ударных повреждений обшивки и расслоения стрингера силовых панелей на их несущую способность.

1. Требования к остаточной прочности элементов конструкции из ПКМ при наличии эксплуатационно-технологических повреждений

Под остаточной прочностью понимается прочность конструкции при наличии в ней эксплуатационно-технологических повреждений. Согласно авиационным

правилам прочность элементов конструкции при наличии повреждений не должна снижаться ниже требований выдерживания максимальных эксплуатационных нагрузок. Это в равной степени относится как к элементам конструкций, выполненных на основе металлических сплавов, так и на основе композиционных материалов. Тем не менее, методы соответствия этим требованиям для металлических и композиционных конструкций принципиально различаются. В металлических конструкциях снижение остаточной прочности в основном связано с возникновением трещин при циклическом нагружении и их дальнейшим ростом. Постепенное снижение остаточной прочности конструкции дает возможность установить необходимые инспекционные интервалы обслуживания конструкции и определить необходимые ремонтные мероприятия для восстановления ее прочности (см. рисунок 1 а). Конструкции из композиционных материалов при циклическом нагружении, как правило, не деградируют. Эксплуатационные повреждения композитных конструкций носят случайный характер, и изменение их остаточной прочности происходит скачкообразно (см. рисунок 1 б).

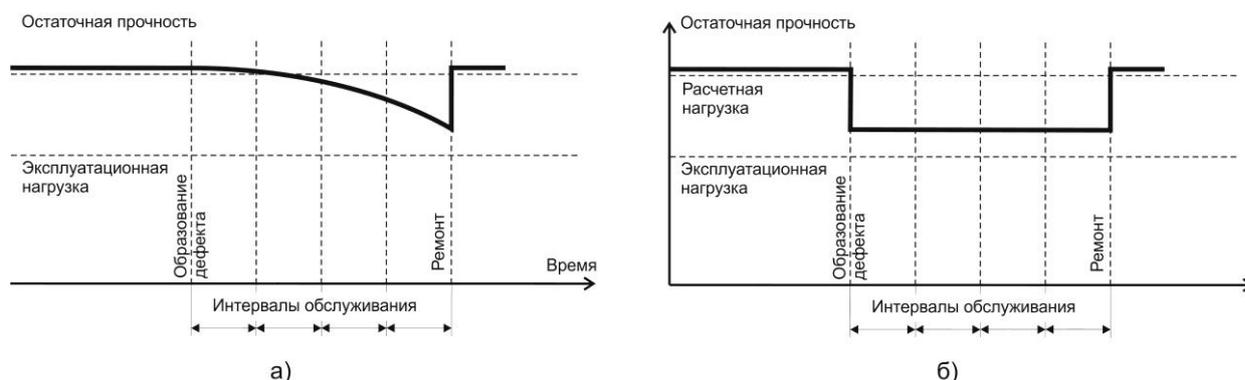


Рисунок 1 – Изменение остаточной прочности в конструкциях из металла (а) и композита (б)

Наиболее распространенными видами эксплуатационно-технологических повреждений композитных конструкций являются расслоения и ударные

повреждения. Расслоения могут возникать как в результате нарушений технологических процессов производства, так и в процессе эксплуатации конструкции. Примером может служить расслоение стрингера при его ударном повреждении или его отслоение от обшивки при недостаточной прочности интерфейса между обшивкой и стрингером. Расслоения также могут вызвать краевые эффекты на свободных краях силовых панелей каркаса планера [16-18].

Ударные повреждения могут возникать как в процессе эксплуатации самолета, так и в процессе его технического обслуживания. Удары камней с взлетной полосы, воздействие града на стоянке или в полете, повреждения от упавшего инструмента - наиболее распространенные виды таких повреждений. Вполне понятно, что степень влияния таких повреждений на остаточную прочность конструкции зависит как от энергии ударного воздействия, так и от размеров и от места расположения повреждения. Отличительной чертой слоистых композитов, выполненных на основе углепластиков с эпоксидным связующим, является их высокая чувствительность к подобного рода дефектам. На рисунке 2 показана типичная зависимость разрушающих деформаций от энергии удара, полученная на образцах композита толщиной 6.4 мм из материала AS4/3501 [19].

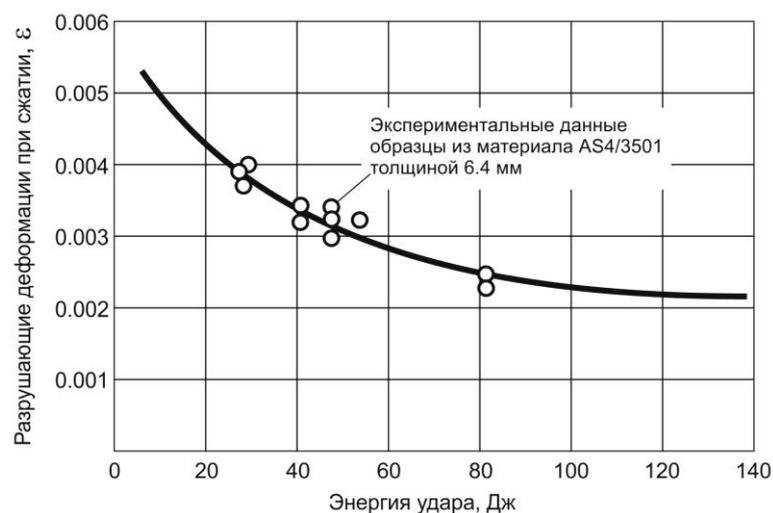


Рисунок 2 – Зависимость разрушающих деформаций от энергии удара

График демонстрирует резкое снижение остаточной прочности образцов при наличии ударных повреждений с различной энергией. Так, в интервале изменения энергии удара от 20 Дж до 140 Дж остаточная прочность снижается почти в два раза. Естественно, что это обстоятельство необходимо учитывать при проектировании конструкций из композита. Как уже отмечалось, в композиционных конструкциях эксплуатационно-технологические повреждения носят случайный и скачкообразный характер, при этом степень повреждения может оказаться такой, что требования к остаточной прочности конструкции не будут удовлетворяться. В связи с этим, становятся актуальными вопросы установления допустимых границ параметров возникшего дефекта и выбора допускаемого уровня действующих напряжений. В настоящее время эти вопросы во многом решаются путем экспериментальных исследований. На образцах и конструктивно подобных элементах исследуются вопросы влияния ударных повреждений различной энергии или размеров расслоения на их несущую способность. Хотя механика разрушения композитов еще не до конца изучена, тем не менее расчетные методы также дают возможность исследовать некоторые закономерности по влиянию различных видов

повреждений на остаточную прочность композиционных структур. В дальнейших разделах настоящей работы приведены некоторые результаты таких исследований.

2. Влияние эксплуатационных повреждений обшивки на несущую способность панели из ПКМ

Основным силовым элементом каркаса планера летательного аппарата (ЛА) являются панели, представляющие, как правило, обшивку, подкреплённую стрингерным набором. Для приближенной оценки ударной повреждаемости панелей был проведен цикл расчетных исследований, основанный на моделировании зоны повреждения и оценке прочности композита в зоне возникшего концентратора напряжений. Задача ставилась следующим образом. Рассматривалась расчетная модель трехпролетной панели из ПКМ, подкреплённой в продольном направлении 7-ю стрингерами и нагруженной сжимающими погонными усилиями N_x . Параметры панели были оптимизированы под расчетную нагрузку $N_x^{расч}$, т.е. при этой нагрузке происходило исчерпание несущей способности панели по условиям местной и общей потери устойчивости. Геометрические и жесткостные параметры панели приведены на рисунке 3.

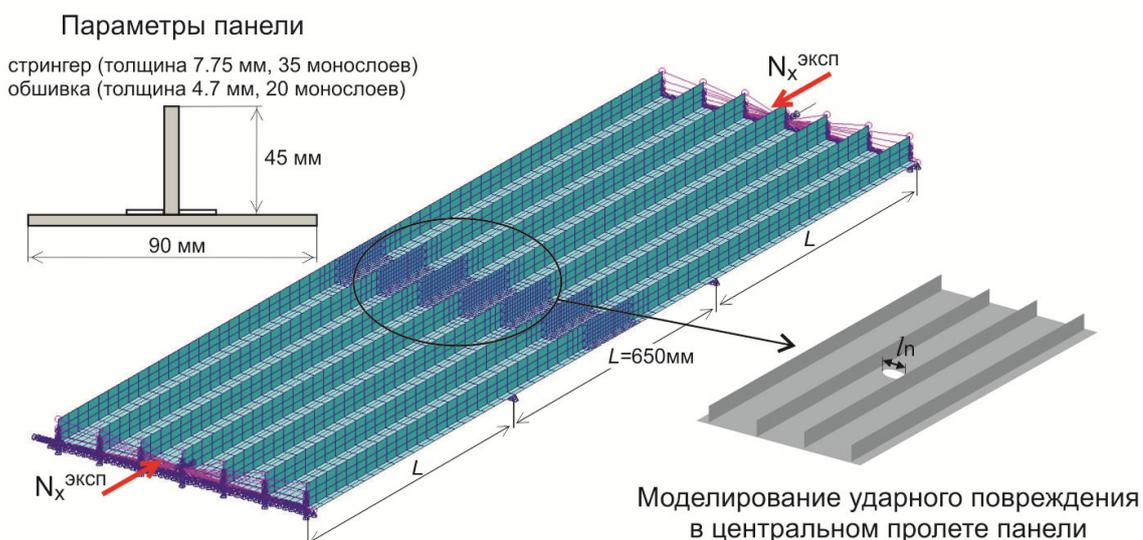


Рисунок 3 – Расчетная модель панели

При расчетно-параметрических исследованиях панели с повреждением в ее среднем пролете использовалась более подробная расчетная сетка. Считалось, что наносимое ударное повреждение относится к категории “видимых”, при котором конструкция должна держать эксплуатационную нагрузку. В связи с чем, к панели прикладывалась эксплуатационная нагрузка $N_x^{\text{эксп}} = 0.67 \times N_x^{\text{расч}}$. Ударное повреждение моделировалось в среднем пролете между соседними стрингерами исключением ряда конечных элементов из расчетной модели в зоне удара. Размеры повреждения характеризовались параметром l - размер повреждения в поперечном направлении панели. При формировании композиционных пакетов использовалось послойное моделирование с описанием схем укладки и характеристик монослоев. Это давало возможность использовать соответствующие критерии для оценки прочности композиционных пакетов. В данном случае для этих целей использовался критерий Цзя-Хилла [15].

Методика исследования заключалась в следующем. Задавались исходный размер повреждения в виде сквозного отверстия. Первоначальный его размер

принимался приблизительно 25-30 мм, что соответствовало диаметру ударника при проведении стандартных испытаний на ударную повреждаемость.

В зоне повреждения из модели исключались соответствующие элементы и проводился расчет панели на устойчивость, с определением ее НДС при действующей эксплуатационной нагрузке. По результатам расчета определялись запас общей устойчивости панели и запасы прочности ее элементов: обшивки и стрингера. Если они оказывались большими или равными единице, то считалось, что данное повреждение не критично и назначались его новые размеры. Если в КЭМ возникали элементы, не удовлетворяющие критерию прочности Цая-Хилла, то эти элементы исключались из КЭМ на следующем этапе расчетов. Описанная процедура повторялась до тех пор, пока не наступали условия общей потери устойчивости панели. Алгоритм решения задачи изображен на рисунке 4.

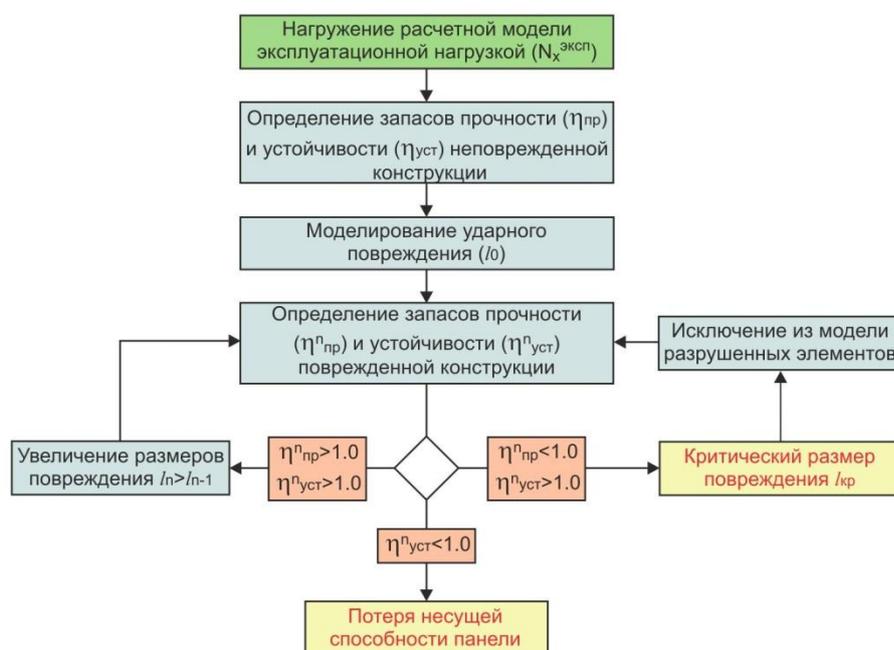


Рисунок 4 – Алгоритм решения задачи

Результаты реализации этого алгоритма для рассматриваемой панели показаны на рисунке 5 в виде графиков изменения запасов прочности обшивки, стрингера и запасов общей устойчивости при изменении размеров зоны повреждения.

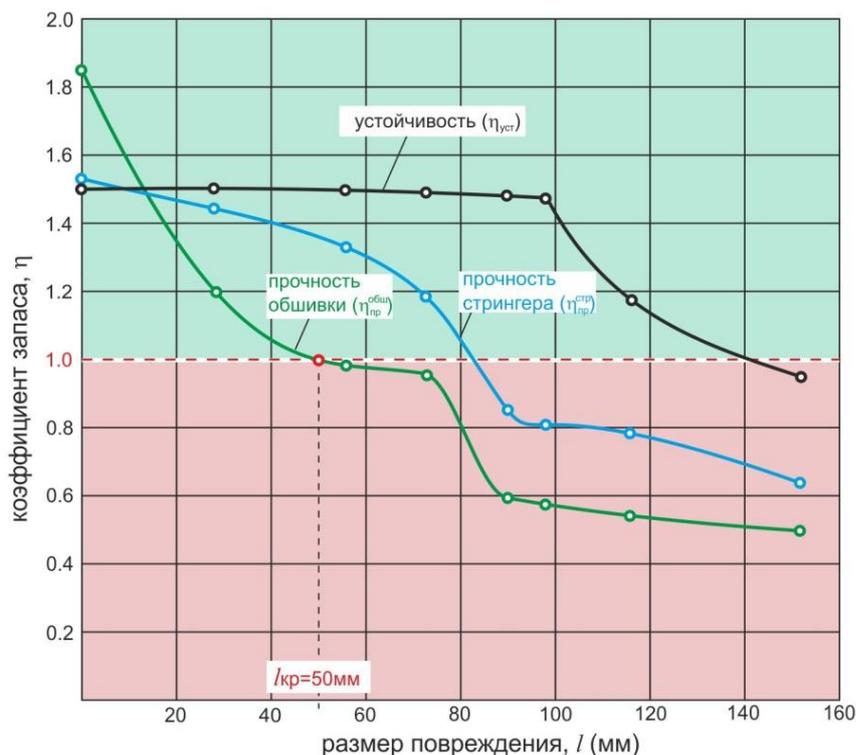


Рисунок 5 - Изменение запасов прочности и устойчивости панели при росте зоны повреждения в обшивке

На графике: $\eta_{пр}^{обш}$, $\eta_{пр}^{стр}$ - коэффициенты запаса прочности в обшивке и стрингере, $\eta_{уст}$ - коэффициент запаса устойчивости панели.

Анализ полученных результатов параметрических исследований показал, что увеличение размеров повреждения резко снижает прочность обшивки и при $l \approx 50$ мм коэффициент запаса ее прочности становится меньше единицы, при этом запасы прочности стрингера и запас устойчивости панели остаются достаточно большими. При дальнейшем увеличении размеров наблюдался процесс необратимого роста размеров зоны повреждения, когда на каждом шаге итерационного процесса

возникали все новые конечные элементы, не удовлетворяющие условиям прочности. Процесс увеличения зоны повреждения продолжался до тех пор, пока не возникали условия общей потери устойчивости панели. Обратим внимание на некоторые особенности полученных графиков с точки зрения их физического обоснования. На интервале $l=50-70$ мм процесс снижения прочности обшивки замедляется, что соответствует известному факту снижению скорости роста трещины в обшивке при подходе к лапке стрингера. На интервале $l=70-100$ мм происходит процесс разрушения стрингера, что приводит к резкому снижению коэффициента запаса общей устойчивости панели и исчерпанию ее несущей способности. Таким образом, мы видим, что существует критический размер зоны повреждения обшивки, до которого требуемые условия к остаточной прочности панели могут быть удовлетворены. Превышение критического размера зоны повреждения приводит к необратимым процессам разрушения панели.

Полученные результаты в большей степени характерны для силовых панелей крыла, у которых запасы местной и общей устойчивости лежат, как правило, далеко за пределами прочности и не определяют несущую способность панели. Для менее нагруженных панелей, например, панелей кия или стабилизатора, негативное влияние ударных повреждений на их несущую способность может оказаться существенно меньшим, поскольку их несущую способность может определять общая потеря устойчивости, возникающая при уровне действующих напряжений, меньших уровня разрушающих напряжений по прочности.

Аналогичные исследования были проведены для других типов силовых панелей, характерных для авиационных конструкций: трубчатая панель, сотовая и

панель с изогридной обшивкой. Расчеты позволили определить критический размер повреждения для рассматриваемых панелей. Показано, что наиболее чувствительными к ударным повреждениям являются сотовые панели. Несмотря на их высокую весовую эффективность, сотовые панели оказались малопримемлемыми с точки зрения их сопротивления эксплуатационным повреждениям. В целом результаты выполненных исследований указывают на то, что вопросы ударостойкости композитных конструкций должны решаться на ранних этапах проектирования, посредством соответствующих конструктивных мероприятий, и правильным выбором типа панели и ее параметров с учетом возможных эксплуатационных повреждений.

3. Влияние расслоения стрингера на характеристики прочности и устойчивости панелей крыла и оперения

Силовая панель крыла

Расслоение стрингера может быть связано как с технологическими аспектами изготовления композиционных панелей конструкции, так и с наличием ударных повреждений. Экспериментальные результаты показывают, что при ударе в стрингер такое расслоение достаточно часто наблюдается. Снижение несущей способности стрингера при наличии расслоения прежде всего связано с изменением характеристик его местной устойчивости. Его преждевременная потеря устойчивости, естественно, будет сказываться на несущей способности панели в целом. Для оценки уровня снижения критических напряжений местной потери

устойчивости стрингера при различных размерах расслоения были проведены соответствующие расчетно-параметрические исследования. В качестве расчетной модели рассматривался стрингер с присоединенной обшивкой с геометрическими и жесткостными параметрами, соответствующими типовой панели силового кессона крыла среднемагистрального самолета из углепластика. Расчетная модель формировалась с использованием изгибно-мембранных конечных элементов с подробной узловой сеткой, достаточной для описания местных форм потери устойчивости стрингера. По контуру обшивка считалась шарнирно опертой. Сжимающая нагрузка задавалась в виде распределенных погонных усилий, обеспечивающих однородное поле напряжений в исходной модели без расслоения. Считалось, что расслоение происходит в плоскости симметрии стрингера и по всей его высоте. Зона расслоения моделировалась в виде двух несвязанных между собой сеток. Продольный размер зоны расслоения характеризовался параметром l , который варьировался в диапазоне изменения от $l/L=0$ до $l/L=0.67$, где L - длина панели, соответствовала шагу нервюр. Конечно-элементная модель и схема моделирования расслоения в стрингере показана ниже на рисунке 6.

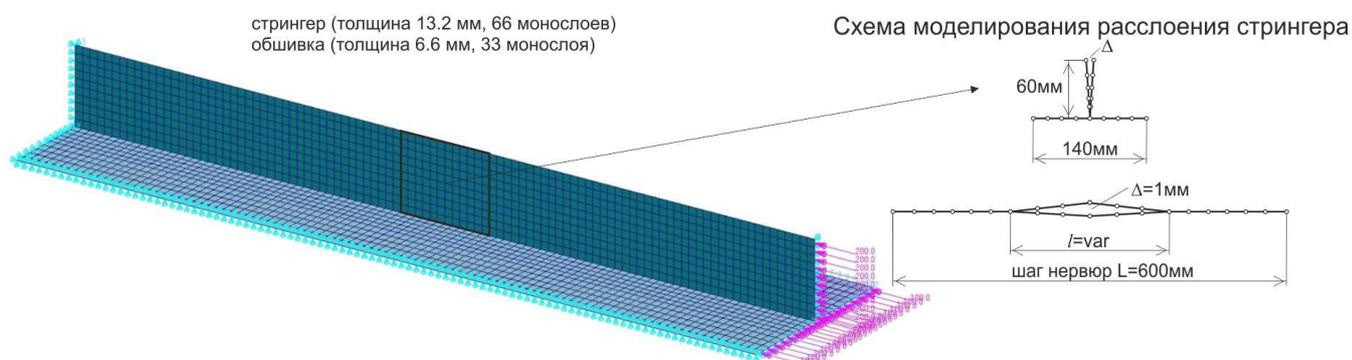


Рисунок 6 – Расчётная модель

Основной целью параметрических исследований было определение влияния размера расслоения на устойчивость стрингера. Поскольку на начальном этапе нагружения происходит раскрытие зоны расслоения, то корректное решение задачи можно было получить только на основе нелинейного анализа. Это давало возможность определять как критические усилия потери устойчивости стрингера, так и рассматривать его закритические деформации с целью оценки роста уровня напряжений в закритическом состоянии. Предварительно был выполнен расчет устойчивости стрингера без расслоения в линейной постановке и найдено соответствующее критическое усилие. Снижение критических усилий при различной длине расслоения оценивалось по отношению к критическому усилию потери устойчивости стрингера без расслоения. По результатам проведенных расчетов была построена зависимость критических усилий потери устойчивости стрингера от длины расслоения (см. рисунок 7).

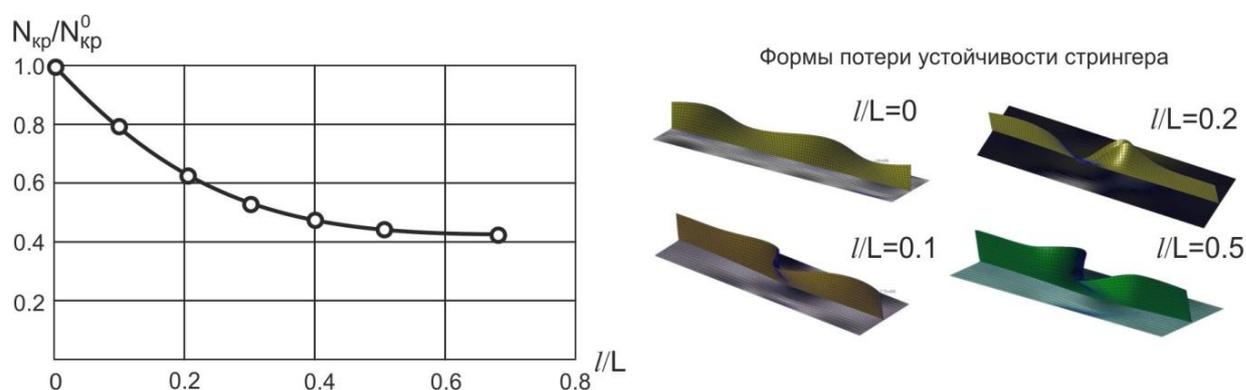


Рисунок 7 – Зависимость критических усилий потери устойчивости стрингера от длины расслоения

Критические усилия нелинейно уменьшались по мере роста размеров расслоения с выходом на асимптоту $N_{кр} = 0.4 N_{кр}^0$ при $l/L > 0.5$. Это дает возможность утверждать, что даже в случае наличия прогрессирующего расслоения на начальных

этапах нагружения критические напряжения не будут ниже указанного ограничения. Анализ докритического состояния стрингера показывает, что с ростом длины расслоения напряжения на его концах уменьшаются. Вполне вероятно, что это будет обеспечивать торможение процесса роста расслоения. Характер деформирования зоны расслоения при возрастании нагрузки показан на рисунке 8 в виде прогибов расслоившихся частей стенки стрингера.

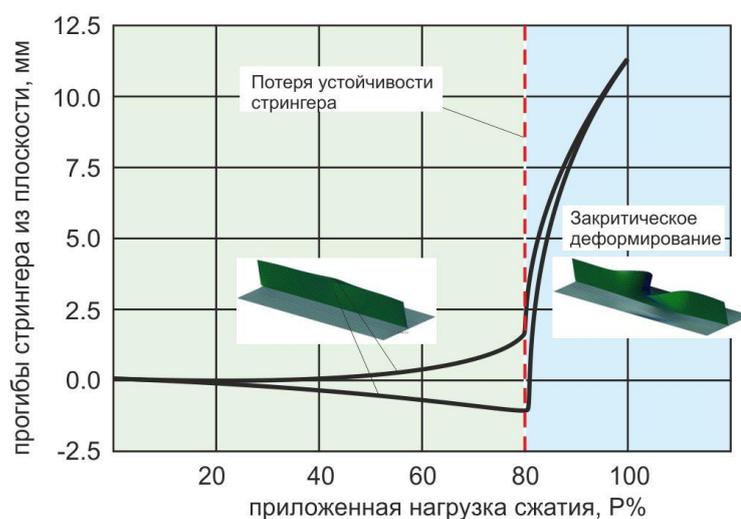


Рисунок 8 – Прогибы расслоившихся частей стенки стрингера

Как видно из рисунка, на начальном этапе нагружения наблюдалось симметричное раскрытие зоны расслоения, затем происходила односторонняя потеря устойчивости стенки стрингера. Это связано с реализацией граничных условий на концах расслоения. При симметричной форме потери устойчивости граничные условия будут в большей степени соответствовать жесткой заделке для каждой части расслоения. При односторонней форме они будут в большей степени соответствовать упругой заделке и, соответственно, критические напряжения будут меньше.

В данном случае вопрос прочности стенки стрингера с расслоением не рассматривался. Тем не менее, можно предположить, что для стрингеров с толстой

стенкой разрушение композита после потери устойчивости будет происходить достаточно быстро в силу интенсивного роста изгибных напряжений в зоне расслоения. Для стрингеров с тонкой стенкой можно ожидать, что они после потери устойчивости будут воспринимать возрастающую нагрузку в некотором диапазоне ее изменения.

Вполне понятно, что расслоение стрингера будет оказывать влияние и на общую устойчивость панели. Для оценки влияния размеров расслоения на общую устойчивость панели были выполнены соответствующие расчетно-параметрические исследования. Исследования проводились на модели трехстрингерной панели, имеющей аналогичные характеристики параметров стрингера и обшивки (см. рисунок 9 а). Расслоение моделировалось только в среднем стрингере. По результатам расчетных исследований был построен график относительного снижения критических усилий общей потери устойчивости панели в зависимости от размеров расслоения стрингера (см. рисунок 9 б).

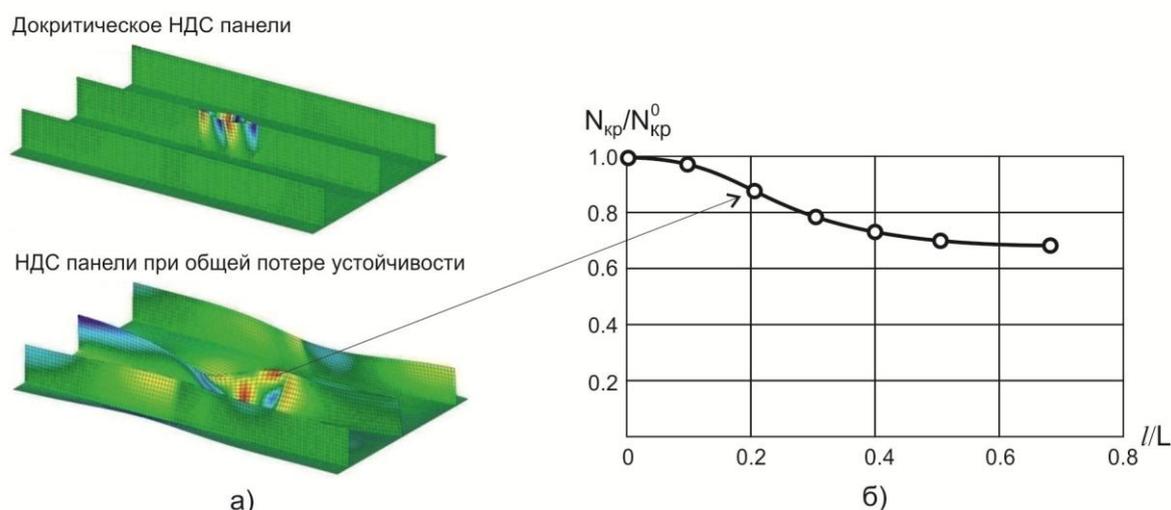


Рисунок 9 – Расчетная модель (а), зависимость критических усилий общей потери устойчивости панели от размера расслоения (б)

Из графика видно, что при относительно небольшом размере расслоения ($l/L < 0.1$) наблюдается незначительное снижение критических усилий потери устойчивости панели. При $l/L > 0.1$ снижение критических усилий приобретает более существенный характер, с выходом на асимптоту $N_{кр} = 0.7 N_{кр}^0$ при больших значениях l/L . Таким образом, ожидается максимальное снижение устойчивости панели при наличии расслоения стрингера порядка 30 %. При рассмотрении изолированного стрингера снижение его локальной устойчивости происходило более интенсивно с ростом размеров расслоения. Такое различие в результатах связано, в частности, с тем, что в панели при наличии расслоения в среднем стрингере нагрузка частично перераспределяется на соседние стрингера. Как и в случае рассмотрения изолированного стрингера, на начальных этапах нагружения сначала наблюдался процесс раскрытия трещины, затем происходила односторонняя потеря устойчивости стрингера. Также стоит отметить, что при данных параметрах жесткости панели во всех рассмотренных вариантах длины трещины локальная потеря устойчивости среднего стрингера практически сразу вызывала общую потерю устойчивости всей панели.

Силовая панель оперения

Аналогичные расчетные исследования были проведены для стрингерной панели киля магистрального самолета. Особенностью этой панели было то, что местная потеря устойчивости стенки стрингера происходила при достаточно низком уровне действующих напряжений по сравнению с напряжениями ее общей потери

устойчивости. В данном случае исследовалось влияние размеров зоны расслоения не только на местную и общую устойчивость панели, но и на характеристики ее прочности. Параметрические исследования проводились на трехстрингерной панели, шарнирно опертой по контуру. Основные ее геометрические параметры достаточно близки к параметрам панелей реального силового кессона киля среднемагистрального самолета из углепластика. Конечно-элементная модель панели показана на рисунке 10.

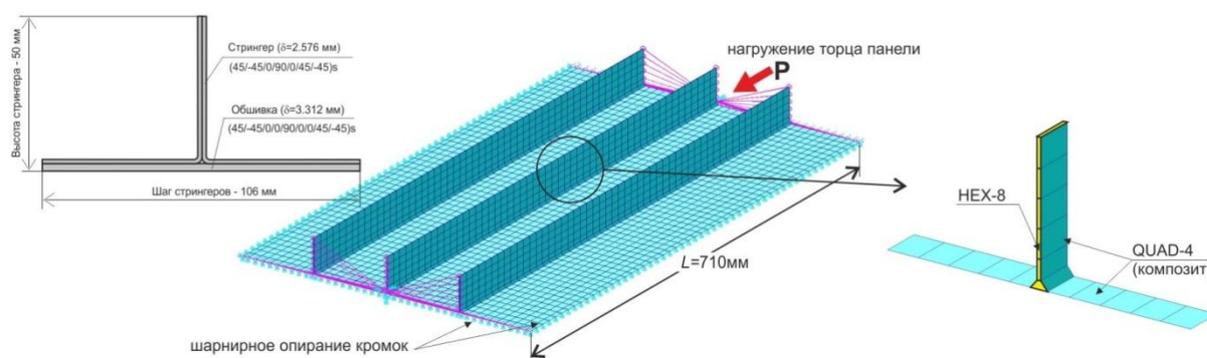


Рисунок 10 – Расчетная модель панели кессона киля

Принципы ее построения не отличались от ранее рассмотренных расчетных моделей панелей крыла, за исключением моделирования зоны расслоения в плоскости симметрии среднего стрингера. Эта зона моделировалась с помощью тонкого изотропного слоя с низкими механическими характеристиками, связывающего две половинки стенки стрингера. Для этих целей использовались объемные конечные элементы, размеры зоны расслоения варьировались посредством удалением ряда этих элементов.

Расчеты проводились в нелинейной постановке. Первоначально был выполнен расчет без моделирования расслоения. На рисунке 11 приведен график сближения торцов панели в зависимости от приложенной нагрузки. Он позволяет

проанализировать основные этапы закритического деформирования конструкции вплоть до ее общей потери устойчивости [20]. Фактически он отражает изменение продольной жесткости панели в процессе ее нагружения.

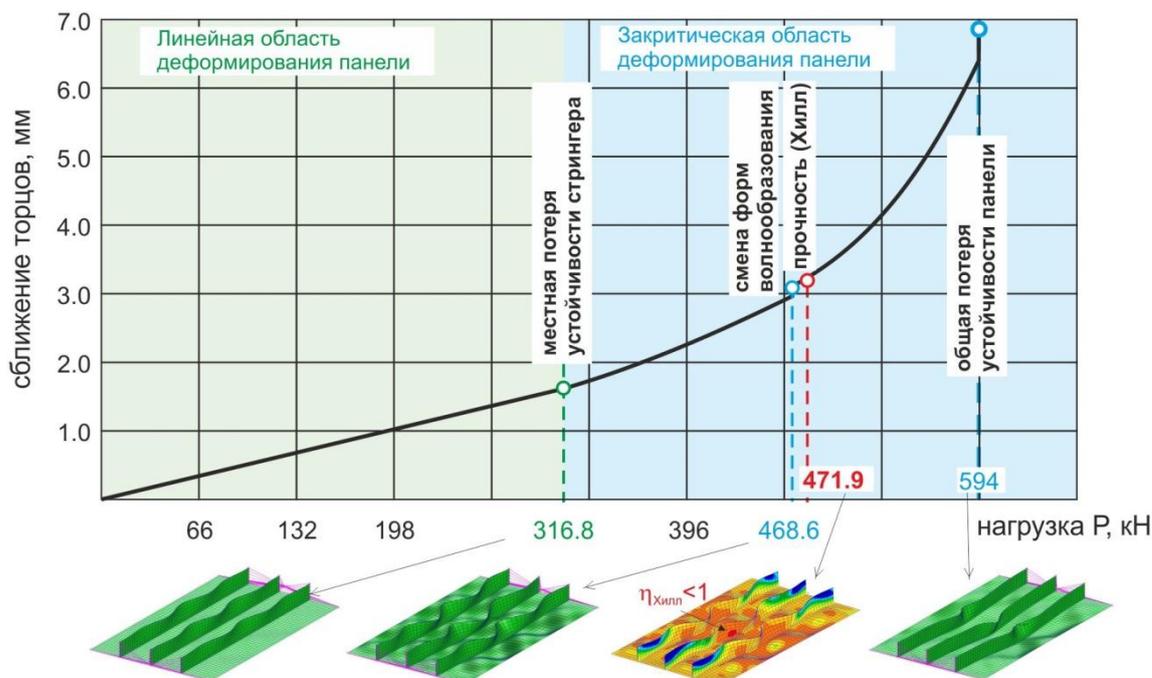


Рисунок 11 – Зависимость величины сближения торцов панели от приложенной сжимающей нагрузки

Из графика видно, что при нагрузке 316.8 кН происходит местная потеря устойчивости стрингеров, далее наблюдается этап их закритического деформирования, который заканчивается сменой форм волнообразования с выпучиванием обшивки. После этого снижение продольной жесткости панели происходит более интенсивно, и при нагрузке 594 кН несущая способность панели исчерпывается в результате общей потери устойчивости. Анализ прочности композита показал, что его разрушение начинается при нагрузке 471.9 кН. Выполнение критерия прочности Цая-Хилла [15] происходит в элементах стенок стрингеров в результате развития в них моментного НДС, связанного с закритическим деформированием. Анализ результатов расчета показал, что несущая

способность панели в данном случае ограничена прочностными характеристиками композиционных пакетов, а не общей потерей устойчивости панели.

На следующем этапе были проведены расчетно-параметрические исследования по влиянию размеров зоны расслоения на характеристики прочности и устойчивости панели. Так же, как и в предыдущем разделе работы, размеры дефекта характеризовались параметром l - длина расслоения вдоль стрингера. На рисунке 12 показаны основные результаты проведенных расчетных исследований.

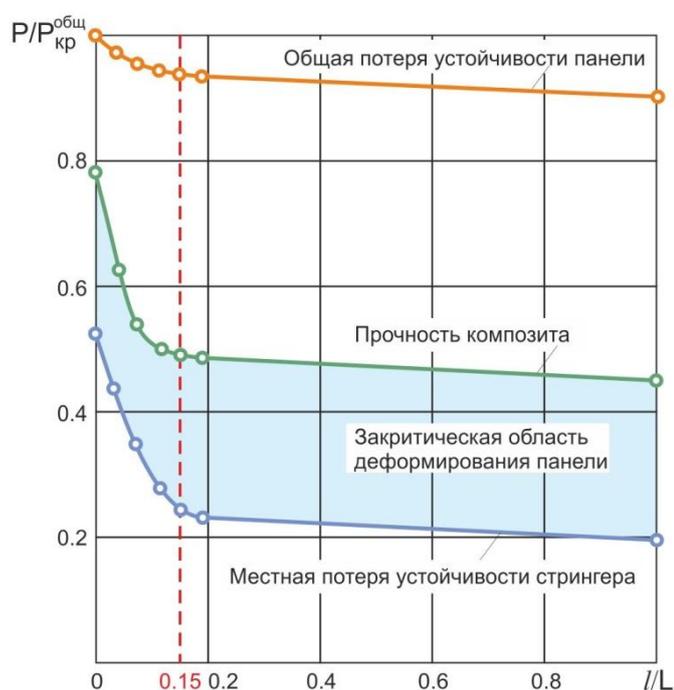


Рисунок 12 – Влияние размеров зоны расслоения стрингера на прочность и устойчивость панели

График построен, как и ранее, в относительных величинах. По оси нагрузок за единицу принята нагрузка общей потери устойчивости панели. Как видно из графика, наличие расслоения в стрингере приводит к значительному снижению характеристик прочности и местной устойчивости панели. Так, при длине расслоения $l/L = 0.15$ нагрузка местной потери устойчивости стрингера снижается

почти в два раза, а прочность панели - в полтора раза. Дальнейшее увеличение расслоения значительного влияния на характеристики прочности и устойчивости панели не оказывает. В целом, проявляются такие же тенденции к снижению прочности и устойчивости панели киля, как и предыдущем случае силовой панели крыла. Основное отличие состоит в том, что в панели крыла потеря устойчивости стрингера сразу вызывала ее общую потерю устойчивости, в то время как для менее мощной панели киля за местной потерей устойчивости следует достаточно большой этап закритического деформирования до исчерпания прочности композита. На графике этот этап выделен. Он имеет тенденцию к расширению при росте размеров зоны повреждения. Это связано с возрастанием длины волны потери устойчивости стрингера, что приводит к снижению уровня действующих изгибных напряжений.

Естественно, что разрушающая нагрузка во многом зависит как от характеристик прочности композита, так и от геометрических параметров стрингера, например, от относительной толщины стрингера, т.е. от отношения толщине стенки к ее высоте. Чем больше это отношение, тем быстрее происходит разрушение после местной потери устойчивости стенки стрингера.

Заключение

Выполнены расчетно-параметрические исследования по влиянию эксплуатационно-технологических повреждений на характеристики прочности и устойчивости стрингерных панелей из ПКМ. Были рассмотрены два типа повреждений: эксплуатационное повреждение обшивки между стрингерами и симметричное расслоение стенки стрингера. Результаты моделирования ударного

повреждения обшивки с различными размерами зоны повреждения показали, что существует критический размер этой зоны, при превышении которого требования к остаточной прочности конструкции не могут быть удовлетворены. Аналогичные исследования по влиянию размеров зоны расслоения стенки стрингера на несущую способность панели показали, что снижение ее характеристик прочности и устойчивости происходит в ограниченном диапазоне этой зоны, после которого они стабилизируются. Выявлены основные тенденции к изменению характеристик прочности стрингерных панелей при наличии в них рассмотренных видов эксплуатационно-технологических повреждений, указывающих на высокую чувствительность конструкций из слоистых углепластиков к такого рода повреждениям.

В рамках данной работы приведены лишь приближенные оценки влияния эксплуатационно-технологических повреждений на характеристики прочности и устойчивости стрингерных панелей. Более точные оценки могут быть получены на основе моделирования процесса прогрессирующего разрушения, используя современные возможности некоторых расчетных комплексов МКЭ.

Библиографический список

1. Чернышев С.Л. и др. Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу. - М.: ЦАГИ, 2014. С. 175 - 176.
2. Baker A., Dutton S., Kelly D. Composite Materials for Aircraft Structures. Second Edition, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2004, pp. 192 - 194.

3. Breuer U.P. Commercial Aircraft Composite Technology, Springer International Publishing, Switzerland, 2016, 257 p.
4. Лехницкий С.Г. Теория упругости анизотропного тела. - М.: Наука, 1977. - 416 с.
5. Амбарцумян С.А. Теория анизотропных оболочек. - М.: Наука, 1974. - 448 с.
6. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. - М.: Машиностроение, 1988. - 264 с.
7. Васильев В.В., Тарнопольский Ю.М. Композиционные материалы. Справочник. - М.: Машиностроение. 1990, - 510 с.
8. Замула Г.Н., Иерусалимский К.М. Устойчивость подкрепленных анизотропных цилиндрических оболочек // Ученые записки ЦАГИ. 1997. Т. 28. № 1. С. 157 – 169.
9. Андриенко В.М., Сухобокова Г.П. Особенности расчета на прочность конструкций из композиционных материалов. Проектирование расчет и испытание конструкций из композиционных материалов. Сборник трудов. Вып. IX. - М.: ЦАГИ, 1982. С. 9 - 16.
10. Дудченко А.А. Прочность и проектирование элементов авиационных конструкций из композиционных материалов. - М.: МАИ, 2007. - 200 с.
11. Дудченко А.А., Кыонг Л.К., Лурье С.А. Расчет и проектирование контурно подкрепленной композитной панели, нагруженной поперечной силой // Труды МАИ. 2012. № 50. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28792>
12. Сироткин О.С., Гришин В.И., Литвинов В.Б. Проектирование, расчет и технология соединений авиационной техники. - М.: Машиностроение, 2006. - 330 с.

13. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. - М.: Физматлит, 2013. - 272 с.
14. Полилов А.Н., Татусь Н.А. Биомеханика прочности волокнистых композитов. - М.: Физматлит, 2018. - 328 с.
15. Tsai S.W. Strength Theories of Filamentary Structures. Fundamental Aspects of Fiber reinforced Plastic Composites, New York, Wiley Interscience, R.T. Schwartz and H.S. Schwartz, Eds, 1968, pp. 3 - 11.
16. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. Эффект свободной кромки в слоистых композитах // Авиационная промышленность. 2012. № 4. С. 48 - 53.
17. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. Влияние структуры пакета на краевые эффекты в слоистых композитах // Исследования Научограда. 2014. № 3 (9). С. 25 - 30.
18. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. Расчетная оценка влияния краевых эффектов на свободной кромке отверстия на прочность слоистых композитов // Заводская Лаборатория. Диагностика материалов. 2017. Т. 83. № 3. С. 59 - 64.
19. Composite materials handbook: Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis, Kansas, Wichit, 2002, vol. 3, 693 p.
20. Дударьков Ю.И., Лимонин М.В., Наумов С.М., Осипян Е.Э. Виртуальное моделирование эксперимента при статических испытаниях силовых панелей конструкции планера летательного аппарата // Исследования Научограда. 2015. № 1 (11). С. 32 – 39.