

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ СТРИНГЕРНЫХ ПАНЕЛЕЙ ИЗ ПКМ

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

ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского» (ЦАГИ), г. Жуковский, Россия

АННОТАЦИЯ

Цель данной работы – показать некоторые особенности оценки несущей способности стрингерных панелей конструкции летательного аппарата (ЛА), связанные с применением в них полимерных композиционных материалов (ПКМ). В панелях фюзеляжа и хвостового оперения часто допускается местная потеря устойчивости обшивки, при условии обеспечения их прочности вплоть до расчетной нагрузки. Это дает возможность повысить весовую эффективность панелей и конструкции в целом. Для панелей из металлических сплавов методы учета местной потери устойчивости обшивки хорошо отработаны и широко используются в инженерной практике. В целом они сводятся к расчету редуцированных коэффициентов, характеризующих степень снижения жесткости обшивки в закритическом состоянии, и оценке прочности и общей устойчивости панели в этих условиях. Тем не менее, непосредственное применение этих методов к панелям из ПКМ не всегда может приводить к корректным результатам. Это касается как методов расчета, используемых критериев прочности, так и методов анализа получаемых результатов. В работе это продемонстрировано на примере математического моделирования эксперимента при испытаниях стрингерных панелей из ПКМ на одноосное сжатие и сдвиг. В расчетах использовались как аналитические, так и численные методы анализа. Приведены используемые расчетные модели, процедуры расчета и анализа получаемых результатов, позволяющие оценить несущую способность панели по условиям прочности и общей потери устойчивости, как в условиях изолированных нагружений сжатием или сдвигом, так и в случае их совместного действия. Дано сравнение расчетных и имеющихся экспериментальных данных по величине разрушающих нагрузок. Показано, что для рассматриваемого типа панели основным фактором, определяющим ее несущую способность, является прочность обшивки в закритической стадии деформирования.

Ключевые слова: полимерный композиционный материал; стрингерная панель; расчетная модель; критерий прочности; устойчивость; закритическое деформирование; несущая способность

SOME FEATURES OF CFRP STRINGER PANELS LOAD BEARING CAPACITY ESTIMATION

Dudarkov Yu.I., Limonin M.V., Levchenko E.A.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

The aim of this paper is to show some features of aircraft stringer panels load bearing capacity estimation, associated with carbon fiber reinforced plastic (CFRP) application. Skin

local buckling is commonly allowed for fuselage and tail panels, provided their strength up to the ultimate load level. This makes it possible to increase the weight efficiency of panels and a whole structure. For metal alloy panels, methods for accounting for skin local buckling are well established and are widely used in engineering practice. In general, these methods consist of reduction factors calculation that characterizing the degree of skin stiffness decrease in the postbuckling state, and assess the strength and global buckling of the panel under these conditions. However, direct application of these methods to CFRP panels in some cases lead to incorrect results. This applies both to the calculation methods, the strength criteria, and the methods of obtained results analysis. This is demonstrated with virtual simulation of stringer CFRP panels' uniaxial compression and shear tests. Analytical methods as well as numerical methods were used for analysis. Paper contains models, calculation and analysis procedures that allow estimating panel load bearing capacity under strength and global bulking conditions for both, isolated compression, shear loading and there combination. A comparison of the calculated and available experimental data on the failure loads is given. It is shown for the panel under consideration that the main factor determinates its' load capacity is the skin postbuckling strength.

Keywords: carbon fiber reinforced plastic; stringer panel; numerical model; strength criteria; buckling; postbuckling deformation; load bearing capacity

ВВЕДЕНИЕ

В процессе проектирования конструкции ЛА его прочность обеспечивается совокупностью расчетных и экспериментальных исследований. Выбранные на основе расчетных исследований конструктивные решения должны быть подтверждены соответствующими экспериментальными результатами: испытаниями элементарных и конструктивно-подобных образцов, агрегатов, а на завершающем этапе проектирования – натурными испытаниями всей конструкции. В целом эти исследования известны как процесс расчетно-экспериментальной отработки прочности ЛА, который в настоящее время принято представлять в виде пирамиды (см. рис.1). Она отражает основные этапы этого процесса, которые необходимо выполнить для подтверждения прочности конструкции и ее соответствия авиационным правилам [1]. По сравнению с металлическими конструкциями, отработка прочности элементов и агрегатов планера ЛА из полимерных композитных материалов требует гораздо большего объема как испытаний, так и расчетных исследований [2,3]. Это связано как со специфическими особенностями деформирования композитов [4], так и с зависимостью их характеристик от используемых технологических процессов изготовления.

Практически все этапы экспериментальных исследований имеют соответствующее расчетное сопровождение. Такой подход обеспечивает более высокую информативность о характеристиках испытываемого объекта и позволяет решить ряд проблем, определение которых на экспериментальном уровне является затруднительным. Экспериментальные исследования часто имеют ограничения, связанные с возможностями испытательного оборудования. Поэтому в эксперименте, как правило, 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 ЛА.



Рис.1. Схема процесса расчетно-экспериментальной отработки прочности конструкции ЛА.

Важным этапом отработки прочности конструкции являются испытания конструктивно-подобных образцов, в частности, силовых панелей каркаса планера ЛА. Панели в конструкции воспринимают широкий спектр нагрузок и работают в условиях растяжения, сжатия, сдвига, а также комбинации этих силовых факторов. Характерной их особенностью является тонкостенность и связанные с ней вопросы возможной местной потери устойчивости и закритического деформирования. Последнее предопределяет необходимость использования нелинейных методов при расчетной оценке несущей способности панелей. В рамках данной статьи рассмотрены результаты математического моделирования эксперимента по испытаниям стрингерных панелей из ПКМ на одноосное сжатие и сдвиг, с учетом изложенных ранее аспектов этой проблемы.

1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И РАСЧЕТНЫЕ МОДЕЛИ

Испытаниям подвергались две панели. Одна из них была предназначена для испытаний на сжатие, другая – на сдвиг. Конструктивно обе панели были одинаковыми. Некоторые отличия в габаритах панелей и их оформлении были связаны с условиями проведения эксперимента. На рис.2 показано типовое сечение панели и ее основные геометрические характеристики.

Панели, из которых формировались типовые укладки (пакеты) обшивки и стрингеров, выполнены из слоистого композиционного материала. Основой для формирования композиционных пакетов послужили заданные характеристики

жесткости и прочности материала монослоя (см. Табл.1). Количество монослоев и их ориентация в пакетах обшивки и стрингеров были различными (см. рис.2).



Рис.2. Типовое сечение панелей.

Таблица 1.

Жесткостные и прочностные характеристики монослоя.

E_{11+} , МПа	E_{11-} , МПа	E_{22+} , МПа	E_{22-} , МПа	ν_{12}	G_{12} , МПа	σ_{1+} , МПа	σ_{1-} , МПа	σ_{2+} , МПа	σ_{2-} , МПа	τ_{12} , МПа	t , мм
128000	123000	11100	11300	0.31	5150	1720	1220	70.2	228	131	0.125

Здесь:

E_{11}, E_{22} – модули упругости монослоя в направлениях осей ортотропии при растяжении (+) и сжатии (-);

G_{12} – модули упругости в плоскости монослоя;

ν_{12} – коэффициент Пуассона;

σ_{1+}, σ_{2+} – пределы прочности монослоя при растяжении;

σ_{1-}, σ_{2-} – пределы прочности монослоя при сжатии;

τ_{12} , – предел прочности при сдвиге в плоскости монослоя;

t – толщина монослоя.

При испытаниях на сжатие, на расстоянии 170 мм от нагруженных торцов ограничивались перемещения панели из плоскости, что имитировало в эксперименте наличие поперечного силового набора реальной конструкции летательного аппарата. Испытания на сдвиг проводились в сдвиговой рамке, представляющей собой жесткий шарнирный четырехзвенник. Такой метод испытаний широко используется в авиапромышленности для определения характеристик прочности и жесткости элементов конструкций при сдвиге [5].

Математическое моделирование эксперимента выполнялось, исходя из имеющихся граничных условий и условий нагружения панели. На рис.3 представлены расчетные модели панелей, сформированные в среде комплекса PATRAN/NASTRAN.

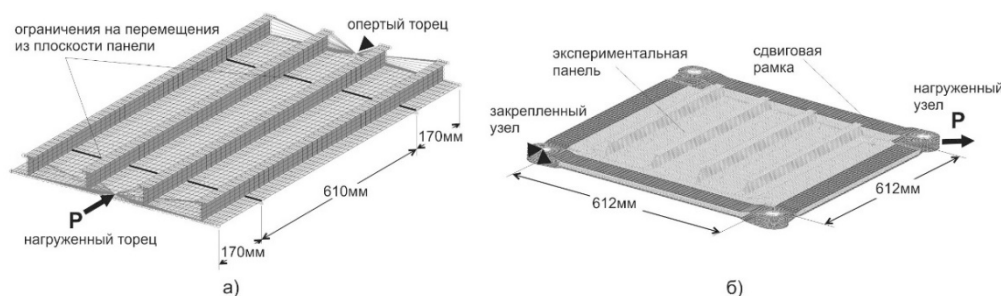


Рис.3. Расчетные модели экспериментальных панелей (а – панель для испытаний на сжатие, б – панель для испытания на сдвиг).

Подробность расчетных сеток конечно-элементных моделей (КЭМ) выбиралась таким образом, чтобы обеспечить достаточно надежное описание возможных местных форм потери устойчивости обшивки и стрингера. Так, в панели для испытания на сжатие обшивка разбивалась на 8 конечных элементов (КЭ) на расстоянии между лапками стрингера, а стенка стрингера по высоте – на 5 КЭ. Такая степень дискретизации конструкции дает возможность достаточно точно воспроизводить геометрические параметры панели и обеспечить учет нелинейного деформирования, связанного с местной потерей устойчивости элементов панели. Моделирование обшивки и стрингеров панели велось на основе изгибно-мембранных конечных элементов типа QUAD-4, с послойным описанием структуры композиционных пакетов. Такое моделирование требует повышенных затрат ресурсов компьютера, но открывает возможность полноценного анализа прочности панели. В этом случае вычисляется напряженно-деформированное состояние каждого монослоя пакета и имеется возможность оценивать его запасы прочности по заданному критерию на этапе пост-процессорной обработки результатов. При нелинейном анализе это дает возможность определять критическую ситуацию, при которой запасы прочности конструкции становятся недостаточными. Также следует иметь в виду, что линейная экстраполяция запасов прочности от текущего уровня нагрузки на критическое состояние в нелинейном расчете может приводить к некорректным результатам. Послойное моделирование более правильно описывает жесткостные характеристики композиционного пакета по сравнению с его моделированием через обобщенные модули упругости, поскольку учитывается структура пакета и реальное расположение монослоев в нем. В частности, этот факт отмечается в работе [6].

Граничные условия и нагружение моделей формировались согласно условиям эксперимента. Для панели, нагруженной сжатием, один ее торец закреплялся от продольных перемещений, а другой нагружался сосредоточенным усилием в центре жесткости сечения. Нагрузка распределялась на торцевые узлы расчетной сетки посредством дополнительных кинематических зависимостей, обеспечивающих равенство их продольных деформаций. В местах имитации поперечного силового набора панель закреплялась от перемещений из ее плоскости, ненагруженные кромки панели были свободны. Для сдвиговой панели проводилось моделирование как непосредственно самой панели, так и сдвиговой рамки. В конструкции рамки моделировались шарниры, превращающие ее в механизм и болты, соединяющие рамку с экспериментальной панелью. Опыт расчетного сопровождения испытаний образцов в сдвиговой рамке показал необходимость включения нагружающего устройства в конечно-элементную модель для приемлемого согласования расчетных и экспериментальных данных [7]. Рамка нагружалась сосредоточенным усилием по одной из ее диагоналей, при этом в испытуемом образце реализовывалось напряженно-деформированное состояние (НДС), близкое к чистому сдвигу. В обоих случаях нагружения воспроизводились однородные безмоментные поля напряжений и деформаций в обшивке на большей части конструкции панели, что весьма важно для правильной оценки критических напряжений местной потери устойчивости. Таким образом, мы видим, что построение моделей конструкций из композиционных материалов имеет свои особенности, которые необходимо учитывать при практической работе с ними.

2. ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ КОМПОЗИЦИОННЫХ ПАКЕТОВ

Критерии прочности конструкций из изотропных материалов достаточно хорошо отработаны. В авиационных конструкциях, где в основном используются алюминиевые сплавы, оценка прочности, как правило, выполняется путем сравнения действующих, эквивалентных по Мизесу, напряжений с допускаемыми напряжениями. Для конструкций из композита вопрос выбора нужного критерия прочности не столь однозначен. Прежде всего, следует отметить, что оценка прочности пакета как композиционной структуры базируется на критериях прочности его монослоев. Вопросам разработки различных критериев прочности слоистых композитов посвящена обширная научная литература. К наиболее распространенным в расчетной практике относятся критерии Цая-Хилла [8,9], Цая-Ву [10], Хоффмана [11] и др. Во многие программные комплексы эти критерии включены как стандартные средства анализа прочности композитов. В общем случае анализ прочности композиционного пакета сводится к определению НДС его монослоев и вычислению их коэффициентов запаса по тем или иным критериям. Минимальный из них определяет запас прочности композиционного пакета в целом. Характерной чертой отмеченных выше критериев прочности является их неопределенность по отношению к тому, что произошло в монослое: разрушалась матрица или волокно. В то же время это весьма важно при анализе прочности композиционного пакета. Разрушение матрицы отдельно взятого монослоя не всегда ведет к исчерпанию несущей способности пакета, и он может нести возрастающую нагрузку. Поэтому в настоящее время все более широкое распространение получают критерии, в которых раздельно анализируются запасы прочности как матрицы, так и волокна. К этой группе относятся критерии Хашина-Ротема [12,13], Пака [14] и ряд других критериев. Как уже отмечалось, разрушение матрицы в отдельно взятом монослое не всегда связано с разрушением всего композиционного пакета, а лишь приводит к деградации его упруго-прочностных характеристик. Как правило, процесс разрушения пакета происходит постепенно, по мере возрастания нагрузки. Учитывая этот факт, были разработаны методы учета деградации свойств композиционного пакета для оценки его несущей способности. Так, в работе [15] учет деградации выполнялся путем обнуления модулей упругости E_{22} и G_{12} в монослое, для которого выполнялся критерий Цая-Хилла (первичное разрушение). Затем производился расчет ослабленного композита с разрушением матрицы других слоев, для которых выполнялся этот критерий. Процесс повторялся до тех пор, когда в слое, уже имеющем первичное разрушение, критерий прочности выполнялся повторно, что соответствует разрушению волокна (вторичное разрушение). В дальнейшем этот алгоритм был модифицирован в плане возможности использования различных критериев прочности для монослоев и оценки предельного напряженного состояния пакета, с учетом раздельного анализа прочности матрицы и волокна [6]. Используя модифицированный алгоритм, были проведены расчеты прочности типовых композиционных пакетов обшивки и стрингера при различных комбинациях нагрузок сжатия и сдвига. Оценивалась прочность пакетов по первичному и вторичному разрушению. Имеющийся опыт показывает, что применение различных критериев дает существенный разброс оценок прочности композиционного пакета, что и определяет неоднозначность выбора нужного критерия прочности. На рис.4 и 5 приведены диаграммы прочности пакетов

обшивки и стрингера рассматриваемой панели в координатах приложенных к пакету напряжений сжатия и сдвига ($\sigma_x - \tau_{xy}$). При построении диаграмм использовались критерии Цая-Хилла и Хоффмана.

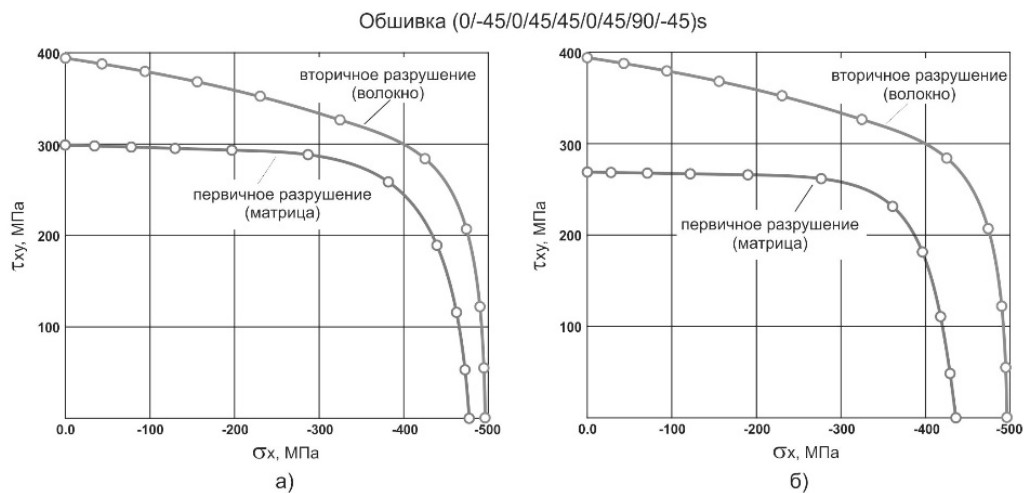


Рис.4. Диаграмма прочности пакета обшивки (а – критерий Цая-Хилла, б – критерий Хоффмана).

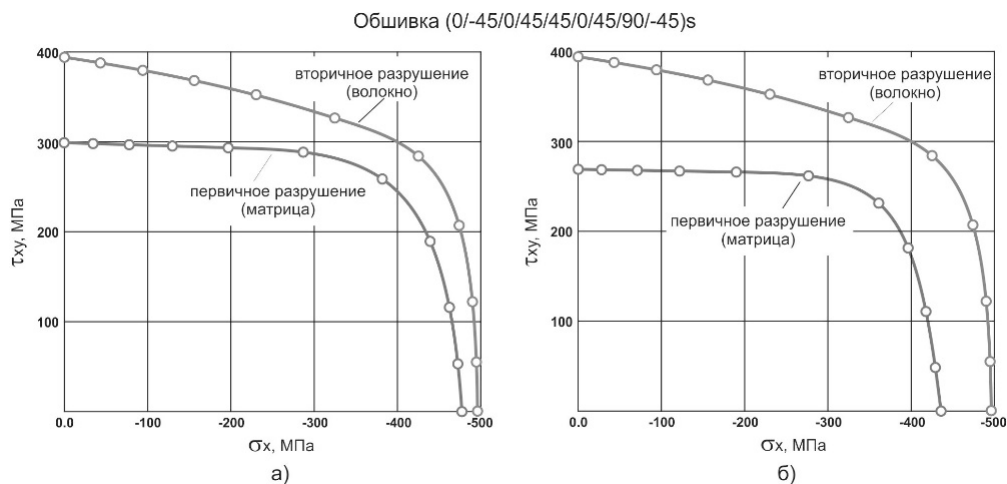


Рис.5. Диаграмма прочности пакета стрингера (а – критерий Цая-Хилла, б – критерий Хоффмана).

Из графиков видно, что имеются различия в оценках прочности пакета, полученных по различным критериям разрушения. В основном это касается первичного разрушения (прочность матрицы). Так, критерий Цая-Хилла во всем диапазоне действующих усилий дает в среднем на 10% более высокую оценку прочности по сравнению с критерием Хоффмана. Оценка прочности по вторичному разрушению (прочность волокон) показывает хорошее согласование результатов, полученных по этим критериям. Также на приведенных диаграммах наблюдается существенное различие в оценках напряжений первичного и вторичного разрушения. Это указывает на то, что имеется резерв прочности пакета после начала процесса разрушения матрицы, который можно использовать при определении разрушающей нагрузки. Результаты испытаний элементарных образцов композита показывают, что расчетные уровни вторичного разрушения, как правило, не достигаются. В связи с этим, рекомендуется

использовать средние значения между первичным и вторичным разрушением. При наличии экспериментальных данных по испытанию элементарных образцов на простые случаи нагружения выбор нужного критерия приобретает более определенный характер. Следует выбирать тот критерий, который наилучшим образом согласуется с экспериментальными данными. В противном случае следует ориентироваться на критерии, которые дают минимальные значения разрушающих напряжений.

Сравнивая полученные в расчетах разрушающие напряжения для пакетов обшивки и стрингера, можно отметить, что прочность стрингеров при сжатии почти в два раза выше прочности обшивки, а на сдвиг - в полтора раза ниже. Эти результаты являются достаточно ожидаемыми, так как при проектировании панели учитывался тот факт, что стрингера предназначены для восприятия осевых усилий растяжения-сжатия и подкрепления обшивки после ее возможной потери устойчивости.

В данном случае диаграммы прочности пакетов стрингера и обшивки получены при условии плоско-напряженного состояния панели. В связи с этим, их можно использовать только в том случае, когда отсутствует местная потеря устойчивости обшивки. При наличии местной потери устойчивости обшивки ее напряженно-деформированное состояние становится моментным, и необходимо учитывать этот факт. Получить корректную оценку прочности панели можно только на основе геометрически нелинейного решения задачи. Процесс реализации такого решения и анализа его результатов рассмотрен в следующем разделе работы.

3. РАСЧЕТ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ПАНЕЛЕЙ

Предварительно были выполнены расчеты устойчивости панелей в линейной (бифуркационной) постановке задачи. Основная цель этих расчетов – выявить наличие местных форм потери устойчивости элементов панели до момента ее разрушения по условиям прочности или возникновения общих форм. Кроме того, информация об уровне нагрузки, при которой происходит возникновение местных форм, необходима для верификации нелинейного решения. Совпадение критических нагрузок местной потери устойчивости обшивки в линейном и нелинейном расчете говорит о правильном развитии нелинейного процесса деформирования панели и корректности задания управляющих параметров решения. Выполненный бифуркационный расчет показал, что как в случае сжатия, так и в случае сдвига наблюдалась местная потеря устойчивости обшивки при критических напряжениях, которые были значительно ниже напряжений разрушения материала обшивки. Критические напряжения потери устойчивости обшивки были: при сжатии панели – $\sigma_x^{kp} = 154$ МПа, при сдвиге – $\tau_{xy}^{kp} = 129$ МПа. Это обстоятельство и предопределило необходимость проведения нелинейного анализа для оценки несущей способности панелей на сжатие и сдвиг. Расчетные исследования проводились в комплексе программ PATRAN/NASTRAN. Нелинейная постановка задачи давала возможность рассматривать закритическое деформирование панелей, а послойное моделирование композита – оценивать его прочность на каждом шаге приращения нагрузки посредством пост-процессорной обработки результатов с выводом коэффициентов запаса прочности элементов расчетной модели.

Задача решалась методом Ньютона-Рафсона с использованием последовательно связанных случаев нагружения. Нагрузка доводилась до уровня общей потери устойчивости панели. Ход развития нелинейного решения хорошо иллюстрирует график сближения торцов панели, нагруженной сжатием, в зависимости от величины приложенной нагрузки (см. рис.6). В целом график характеризует изменение продольной жесткости панели при ее нагружении.

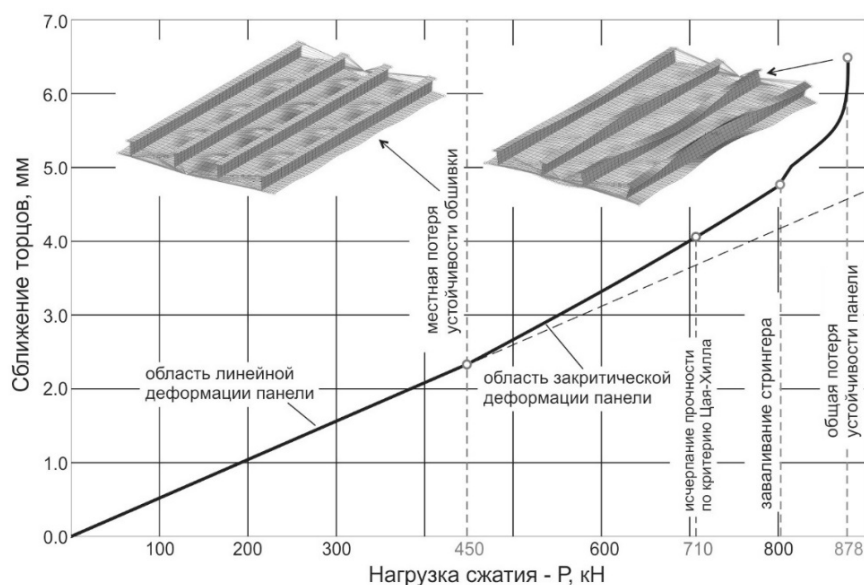


Рис.6. Зависимость величины сближения торцов панели от приложенной сжимающей нагрузки.

Так, при нагрузке $P_x^{kp} = 450$ кН наблюдается излом графика, что свидетельствует об изменении жесткости панели в результате местной потери устойчивости обшивки, при этом среднее напряжение сжатия в панели $\sigma_x^{kp} = 157$ МПа ($\sigma = P/F$, где P – приложенное сжимающее усилие, F – площадь поперечного сечения панели). Изменение в характере графика при нагрузке ~ 800 кН соответствует заваливанию стрингеров из плоскости. При нагрузке $P_x^{ony} = 878$ кН ($\sigma_x^{ony} = 306$ МПа) происходит резкий рост продольных перемещений панели при незначительном увеличении нагрузки, что говорит о том, что эта нагрузка соответствует критической точке общей потери устойчивости панели. Из графика также видно, что имеет место глубокое закритическое деформирование панели. На интервале от начала выпучивания обшивки до общей потери устойчивости панели нагрузка возрастает почти в два раза. Анализ прочности панели по критерию Цзя-Хилла при различном уровне нагруженности показал, что ее критическим элементом является обшивка. Минимальные запасы прочности наблюдались в пиках волн потерявшей устойчивость обшивки. Фактически она определяла несущую способность панелей, при этом запас прочности стрингеров оставался достаточно большим. Разрушение композита начиналось при нагрузке $P = 710$ кН ($\sigma = 248$ МПа), когда запасы прочности в элементах конструкции становился меньше единицы. Это соответствует нижней границе в оценке несущей способности панели. Учитывая разность между напряжениями первичного и вторичного разрушения композита обшивки при

сжатии (см. рис.4), верхнюю границу несущей способности можно определить как $P = 744 \text{ кН}$ ($\sigma = 260 \text{ МПа}$).

Аналогичные расчетные оценки были выполнены для КЭМ экспериментальной панели в сдвиговой рамке. Ниже приведены некоторые результаты нелинейного анализа ее несущей способности. Критические напряжения местной потери устойчивости обшивки – $\tau_{xy}^{kp} = 125 \text{ МПа}$ (см. рис.7а). Общая потеря устойчивости панели происходила в результате «перебития» стрингера диагональной волной обшивки при напряжении $\tau_{xy}^{ony} = 450 \text{ МПа}$ (см. рис.7б).

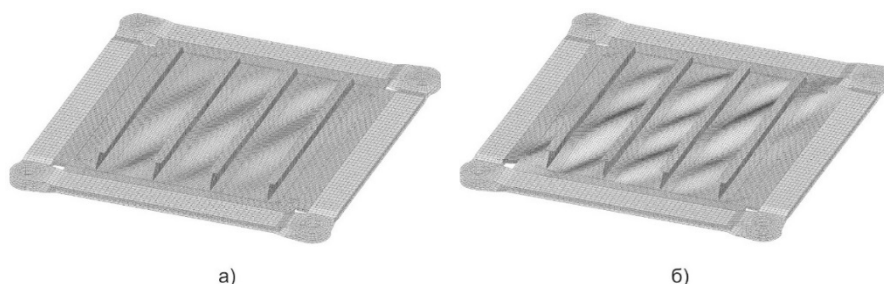


Рис.7. Формы потери устойчивости панели при сдвиге (а – местная потеря устойчивости обшивки, б – общая потеря устойчивости панели).

Нижняя граница оценки несущей способности панели при сдвиге соответствовала напряжению $\tau = 181 \text{ МПа}$, верхняя – $\tau = 236 \text{ МПа}$. Под средними напряжениями сдвига здесь подразумевается величина $\tau = \frac{P\sqrt{2}}{2b\delta_{обш}}$, где P –

приложенное усилие по диагонали рамки, b – ее размер. Как и в случае сжатия, несущую способность панели определяла прочность обшивки.

Следует обратить внимание на еще одну особенность анализа прочности панелей из ПКМ. В инженерных методах, основанных на редукации жесткости потерявшей устойчивость обшивки, прочность обшивки в закритическом состоянии, как правило, не анализируется. Анализируется только прочность стрингера с присоединенной частью редуцированной обшивки и с учетом возрастания его нагруженности в закритической стадии деформирования панели, т.е. критическим элементом фактически считается стрингер. При этом считается, что присоединенная часть обшивки находится в плоско-напряженном состоянии и ее прочность определяется характеристиками материала. Это вполне оправдано для панелей из металлических сплавов в силу тонкостенности обшивки и наличия у материала зоны пластичности. Однако для панелей из ПКМ это не всегда так, и это показывают результаты выполненного расчетного анализа. Критическим элементом панели, определяющим ее несущую способность, оказалась обшивка. Игнорирование процесса анализа прочности обшивки при ее закритическом деформировании может приводить к серьезным ошибкам при оценке разрушающих нагрузок. Ниже, на рис.8, приведена диаграмма прочности обшивки в плоско-напряженном состоянии по критерию Цзя-Хилла и диаграмма с учетом ее закритического деформирования при действии комбинации нагрузок сжатия и сдвига.

Сравнение диаграмм показывает определяющее влияние прочности обшивки в закритическом состоянии на оценку несущей способности панели.

В области преимущественного сжатия учет закритического деформирования обшивки приводит к снижению допускаемых напряжений в 2 раза, а в области преимущественного сдвига – в 1.5 раза. Это говорит о том, что оценка прочности по результатам линейного анализа может приводить к существенному завышению несущей способности композитных панелей.

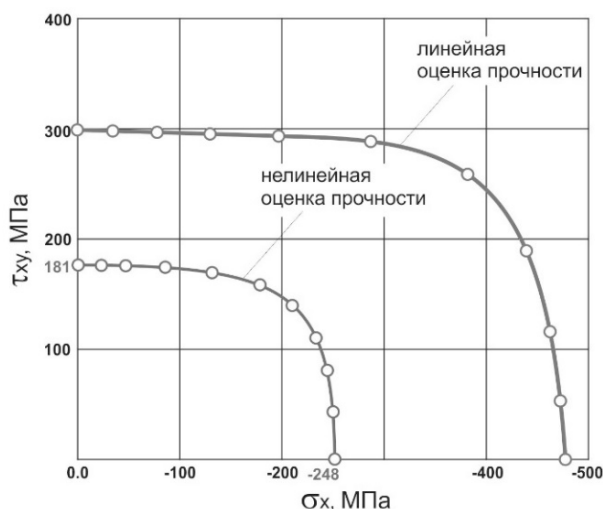


Рис.8. Диаграмма прочности обшивки панели.

4. СРАВНЕНИЕ РАСЧЕТА С ЭКСПЕРИМЕНТОМ

Испытания панелей, как на сжатие, так и на сдвиг проводились до разрушения с целью определения их несущей способности. Напряженно-деформированное состояние панелей в процессе нагружения контролировалось с помощью тензорезисторов, расположенных на стрингерах и на обшивке панелей. На обшивке тензорезисторы (розетки) располагались оппозиционно на ее верхней и нижней поверхности. Это давало возможность определять нагрузку местной потери устойчивости обшивки и начало процесса ее закритического деформирования. Типичная картина показаний этих датчиков при нагружении панели сжатием показана на рис.9.

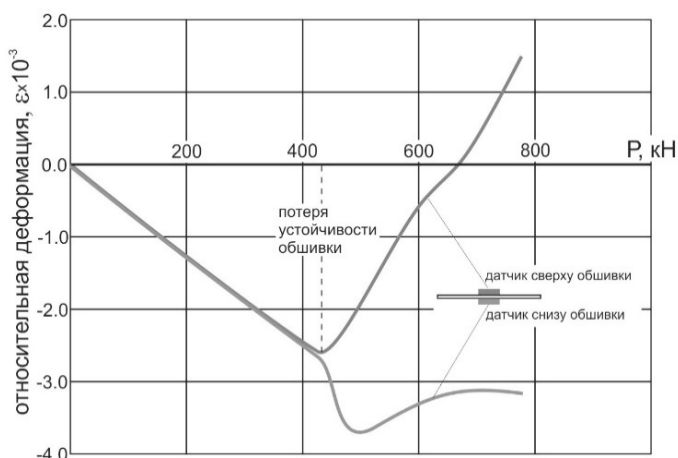


Рис.9. Показания тензорезисторов на обшивке при сжатии панели.

Расхождение в показаниях тензорезисторов свидетельствует о местной потере устойчивости обшивки. Сравнение расчетных и экспериментальных

нагрузок местной потери устойчивости обшивки показало их хорошее согласование. Результаты сравнения средних разрушающих напряжений приведены в Таблице 2.

Таблица 2.

Сравнение расчетных и экспериментальных данных.

Тип панели	Расчет		Эксперимент
	Напряжения местной потери устойчивости обшивки, МПа	Разрушающие напряжения, МПа	Разрушающие напряжения, МПа
Панель для испытания на сжатие	157	первичное – 248 вторичное – 260	272
Панель для испытания на сдвиг	125	первичное – 181 вторичное – 236	243

Как видно из таблицы, учет резервов прочности композита по вторичному разрушению дает лучшее согласование расчетных и экспериментальных данных. Особенно это касается испытания на сдвиг, где различия в оценках первичного и вторичного разрушений композита значительны. Следует обратить внимание на некоторые особенности испытания панели в сдвиговой рамке. В конструкции планера самолета панель по ее контуру имеет закрепление, близкое к шарнирному. В сдвиговой рамке ее контур заземлен. В силу относительно небольших размеров рамки реализуемые граничные условия могут существенным образом влиять на оценку критических усилий общей потери устойчивости панели. Выполненные расчетные исследования показали, что для рассматриваемой панели критические усилия ее общей потери устойчивости при шарнирном опирании и при заземлении в рамке отличаются почти в 1,6 раза в сторону их большего значения в рамке. Это обстоятельство необходимо иметь в виду при экспериментальной оценке несущей способности панелей, для которых критерием разрушения является их общая устойчивость. В нашем случае разрушение панели происходит задолго до ее общей потери устойчивости, поэтому полученные результаты являются корректными и подтвержденными результатами натурного эксперимента.

В целом, математическое моделирование испытаний стрингерной панели на сжатие и сдвиг позволило сформировать ее расчетную модель, согласованную с результатами экспериментов. Эта модель может быть использована для оценки прочности типовых панелей конструкции планера летательного аппарата в реальных условиях комбинированного нагружения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены некоторые особенности анализа несущей способности стрингерных панелей из ПКМ. Показано, что для этих целей наиболее рациональным является применение современных численных методов расчета, в частности, МКЭ в нелинейной постановке, позволяющего оценивать прочность панели в закритической стадии деформирования. Даны рекомендации по построению расчетных моделей, выбору критериев прочности, анализу получаемых результатов. В общем, они позволяют избежать ряда ошибок, которые достаточно часто допускаются на практике при анализе прочности

композиционных панелей. Показаны основные отличия в подходах к оценке несущей способности панелей из металлических сплавов и из ПКМ. Последнее продемонстрировано на примере математического моделирования экспериментов по испытанию панелей на одноосное сжатие и сдвиг. Получено хорошее согласование расчетных и экспериментальных значений разрушающих нагрузок, подтверждающее правильность использованного подхода к анализу несущей способности композитных панели.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зиченков М.Ч., Дзюба А.С., Дубинский С.В., Лимонин М.В., Панков А.В., Парышев С.Э. *Развитие методов анализа и исследования прочности авиационных конструкций* // Полет. – 2018. – №11. – С.85-103.
2. Breuer U.P. *Commercial Aircraft Composite Technology. (First Editions)*. – Springer International Publishing. Switzerland, 2016. – 257 p.
3. Baker A., Dutton S., Kelly D. *Composite Materials for Aircraft Structures. (Second Editions)*. – Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics. Virginia, 2004. – 569 p.
4. 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.
5. Полилов А.Н., Татусь Н.А. *Биомеханика прочности волокнистых композитов*. – М.: Физматлит, 2018. – 328 с.
6. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. *Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов*. – М.: Физматлит. – 2013. – 272 с.
7. 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.
8. Hill R. *The Mathematical Theory of Plasticity*. Oxford University Press. London, 1950. – 356 p.
9. Tsai S.W. *Strength Theories of Filamentary Structures* // Fundamental Aspects of Fiber reinforced Plastic Composites, Wiley Interscience, New York, R.T. Schwartz and H.S. Schwartz, Eds. – 1968. – Pp.3-11.
10. Tsai S.W., Wu E.M. *A General Theory of Strength for Anisotropic Materials* // Journal of Composite Materials. – 1971. – №5. – Pp.58-80.
11. Hoffman O. *The brittle strength of orthotropic materials* // Journal of Composite Materials. – 1967. – №1. – Pp.200-206.
12. Hashin Z., Rotem A. *A Fatigue Failure Criterion for Fiber Reinforced Materials* // Journal of Composite Materials. – 1973. – №7. – Pp.448-464.
13. Гоцелюк Т.Б., Гришин В.И., Коваленко Н.А. *Исследование прочности болтовых соединений в слоистых композитах с использованием модели прогрессирующего разрушения* // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2016. – Т.22. – №2. – С.225-244.
14. Puck A., Schurmann H. *Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models* // Composites science and technology. – 1998. – Vol.58. – Iss.7. – Pp.1045-1067.

15. Андриенко В.М., Сухобокова Г.П. *Особенности расчета на прочность конструкций из композиционных материалов* / Проектирование расчет и испытание конструкций из композиционных материалов. Сборник трудов. – ЦАГИ, 1982. – Вып. IX. – С.9-16.

REFERENCES

1. Zichenkov M.Ch., Dzuba A.S., Dubinskiy S.V., Limonin M.V., Paryshev S.E., Pankov A.V. *Razvitie metodov analiza i issledovaniya prochnosti aviatsionnykh konstruksij [Development of Airframe Structural Strength Research Methods]*. Polet, 2018, No.11, Pp.85-103.
2. Breuer U.P. *Commercial Aircraft Composite Technology (First Editions)*. Springer International Publishing, Switzerland, 2016, 257 p.
3. Baker A., Dutton S., Kelly D. *Composite Materials for Aircraft Structures. (Second Editions)*. Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics. Virginia, 2004, 569 p.
4. Dudarkov Y.I., Levchenko E.A., Limonin M.V. *Raschetnaya otsenka vliyaniya kraevykh ehffektov na svobodnoj kromke otverstiya na prochnost' sloistykh kompozitov [Numerical Estimation of the Impact of Edge Effects on Free Edges of the Hole on the Strength of Layered Composites]*. Zavodskaya Laboratoriya, Diagnostika materialov, 2017, Vol.83, No.3, Pp.59-64.
5. Polilov A.N., Tatus' N.A. *Biomekhanika prochnosti voloknistykh kompozitov [Biomechanics of the strength of layered composites]*. Moskva, Fizmatlit, 2018, 328 p.
6. Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudarkov Yu.I. *Prochnost' i ustojchivost' ehlementov i soedinenij aviatsionnykh konstruksij iz kompozitov [The strength and buckling of elements and fittings of composite aircraft structures]*. Moskva, Fizmatlit, 2013, 272 p.
7. Dudarkov Yu.I., Limonin M.V., Naumov S.M. *Raschetno-ehksperimental'nye issledovaniya zakriticheskogo deformirovaniya plastin s ispol'zovaniem nelinejnogo MKEh [Computational and experimental studies of postbuckling deformation of plates using nonlinear FEM]*. Trudy TSAGI, 2011, Iss.2698, Pp.70-81.
8. Hill R. *The Mathematical Theory of Plasticity*. Oxford University Press, London, 1950, 356 p.
9. Tsai S.W. *Strength Theories of Filamentary Structures*. Fundamental Aspects of Fiber reinforced Plastic Composites, Wiley Interscience, New York, R.T. Schwartz and H.S. Schwartz, Eds., 1968, Pp.3-11.
10. Tsai S.W., Wu E.M. *A General Theory of Strength for Anisotropic Materials*. Journal of Composite Materials, 1971, No.5, Pp.58-80.
11. Hoffman O. *The brittle strength of orthotropic materials*. Journal of Composite Materials, 1967, No.1, Pp.200-206.
12. Hashin Z., Rotem A. *A Fatigue Failure Criterion for Fiber Reinforced Materials*. Journal of Composite Materials, 1973, No.7, Pp.448-464.
13. Gotseluk T.B., Grishin V.I., Kovalenko N.A. *Issledovanie prochnosti boltovykh soedinenij v sloistykh kompozitakh s ispol'zovaniem modeli progressiruyushhego razrusheniya [Strength Research Of Bolted Joints In Composite Laminates By Using A Progressive Damage Model]*. Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii, 2016, Vol.22, No.2, Pp.225-244.

14. Puck A., Schurmann H. *Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models*. Composites science and technology, 1998, Vol.58, Iss.7, Pp.1045-1067.
15. Andriyenko V.M., Sukhobokova G.P. *Osobennosti rascheta na prochnost' konstruksij iz kompozitsionnykh materialov [Features of strength calculation of composite structures]*. Proektirovanie raschet i ispytanie konstruksij iz kompozitsionnykh materialov, Sbornik trudov, TSAGI, 1982, Iss. IX, Pp.9-16.

Поступила в редакцию 27 марта 2019 года.

Сведения об авторах:

Дударьков Юрий Иванович – к.т.н., нач. отд., ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского» (ЦАГИ), г. Жуковский, Россия; e-mail: dzuba@tsagi.ru

Лимонин Михаил Валерьевич – к.т.н., зам. нач. отд., ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского» (ЦАГИ), г. Жуковский, Россия; e-mail: mikhail.limonin@tsagi.ru

Левченко Евгений Александрович – нач. сект., ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского» (ЦАГИ), г. Жуковский, Россия; e-mail: evgeniy.levchenko@tsagi.ru