

УДК 629.735

Я.С. КАРПОВ, В.Н. ПАВЛЕНКО, В.Г. СТАВИЧЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

СТРУКТУРА И СОДЕРЖАНИЕ РАСЧЕТА НА ПРОЧНОСТЬ ПАНЕЛЕЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С УЧЕТОМ ТЕМПЕРАТУРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Проведен анализ проблемы расчета на прочность панелей обшивки летательных аппаратов из слоистых композиционных материалов. Сформулированы основные проблемы учета температурного нагружения технологического и эксплуатационного происхождения при расчетах на прочность и пути их разрешению. Синтезированы структуры и содержания расчетов на прочность панелей обшивки с учетом температурного и технологического воздействия в соответствии со сложившейся в инженерной практике схемой обеспечения несущей способности конструкций летательных аппаратов.

Ключевые слова: *расчет на прочность, композиционный материал, панель обшивки, термомеханическое нагружение, остаточные напряжения, коробление, критерий прочности.*

Введение

В настоящее время одним из перспективных путей повышения тактико-технических характеристик летательных аппаратов (ЛА) является использование в их конструкциях композиционных материалов (КМ), что подтверждается рядом теоретических и экспериментальных исследований [1], а также практикой их использования в отечественном и зарубежном самолетостроении. С использованием КМ имеется возможность варьировать большим числом проектных параметров, что с одной стороны открывает широкие перспективы не только существенного снижения массы, но и повышения эксплуатационных характеристик изделий, а с другой предъявляет повышенные требования к достоверности моделей анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции, используемых при ее проектировании.

Слоистые КМ, состоящие из двух и более слоев с различными направлениями армирования, являются статически неопределимыми системами. В связи с этим изменение температуры неизбежно приводит к возникновению в их слоях термических напряжений, которые могут оказать значительное влияние на несущую способность конструкции и должны учитываться при ее проектировании. Следует также отметить, что особенности строения и методов изготовления, связанных с использованием повышенных температур, делают композиты самонапряженными системами. Т.е. еще до приложения внешней нагрузки в их слоях действуют остаточные температурные напряжения, возникающие при охлаждении изделия от температуры стеклования полимерного

связующего до температуры окружающей среды, напряжения, вызванные химической усадкой полимера, а также технологические напряжения иного происхождения [2]. Эти напряжения могут иметь и внешнее проявление в виде остаточных деформаций или коробления, которому в наибольшей степени подвержены тонкостенные элементы авиационных конструкций типа панелей обшивки, что представляет достаточно серьезную проблему технологии их изготовления, в связи с высокими требованиями к геометрической точности таких изделий.

В связи со сказанным выше, актуальным является совершенствование методики расчета на прочность панелей из КМ за счет учета температурной и технологической составляющей их нагружения в условиях сложившейся классической схемы обеспечения несущей способности, состоящей из двух этапов – проектировочного и поверочного расчета на прочность [3].

1. Организация и обеспечение проектировочного расчета на прочность

На этапе проектирования панели обшивки самолета находятся в условиях типового термомеханического нагружения (рис. 1.) и конструктору необходимо определить ее толщину и структуру КМ (количество монослоев арматуры, их углы армирования и последовательность укладки по толщине). При достаточно большом разнообразии форм исчерпания несущей способности панели (прочность, монолитность, местная и общая устойчивость, изгибная жесткость и др.) этап проектирования начинается с обеспечения прочности, после чего конструкция модифи-

цируется для удовлетворения остальных ограничений при минимальном запасе прочности.

В распоряжении разработчика имеется база данных по физико-механическим свойствам однонаправленных КМ, которая включает согласно отечественным и зарубежным стандартам модули упругости вдоль и поперек волокон (по основе и утку для тканых арматур) и коэффициенты Пуассона и линейного температурного расширения, пределы прочности на растяжение и сжатие вдоль и поперек волокон (по основе и по утку) и на сдвиг, межслойная прочность, удельная теплоемкость, коэффициенты теплопроводности и некоторые другие характеристики при нескольких температурах. В ряде случаев приводятся также характеристики усталости, ползучести водопоглощения и др.

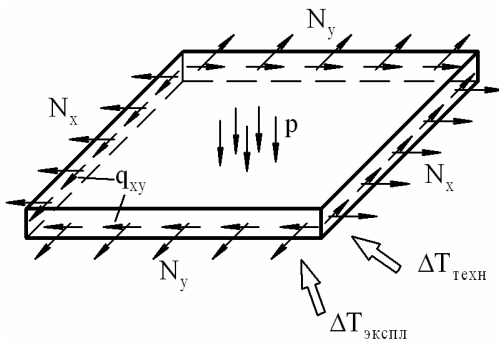


Рис. 1. Схема термомеханического нагружения панели

В зависимости от особенностей изготовления панели и возможностей технологической базы разработчик практически всегда реализует свое экспериментальное определение физико-механических свойств выбранного КМ. При этом учитываются конкретные температурно-временные параметры процесса формирования, и проверяется соответствие заявленных данных разработчика (продавца) материала с реализуемыми в конкретных условиях производства. Такой подход служит также в качестве входного контроля армирующего полуфабриката и связующего.

Многочисленными исследованиями и практикой проектирования расчета на прочность показано, что панели имеют сложную схему армирования, чаще всего типа $[0, 90, \pm\phi]$, причем определение толщин соответствующих укладок является задачей проектирования по условиям прочности. Естественно, что для сложноармированных КМ отсутствуют справочные (нормативные данные) о их ФМХ. По данной причине на этапе проектирования применяется послойный анализ НДС и послойное удовлетворение критериев (условий) прочности. При этом априори принимается, что в проектируемом пакете слои (независимо от их толщины) обладают ФМХ стандартизованных образцов, на которых они эксперименталь-

но определены, хотя известно, что убедительных доказательств для этого нет. Более того, прямое определение деформаций слоев в пакете принципиально невозможно – обычно измеряют деформации пакета, а по ним через модель слоистого КМ вычисляют деформации отдельных слоев. Таким образом, конструктор на этапе проектирования оперирует экспериментальной базой монослоя при отсутствии возможности подтверждения сохранения паспортных свойств слоя в пакете до изготовления опытной панели или образцов спроектированной структуры КМ.

Слоистый КМ (при количестве слоев с различными углами армирования более двух) является статически неопределимой системой и при температурном воздействии (технологического или эксплуатационного характера) в слоях возникают температурные напряжения, которые можно учесть только при использовании послойного анализа (для пакета в целом это самоуравновешенное напряженное состояние с естественными деформациями). Это также обосновывает целесообразность применение послойного анализа на этапе проектирования.

Деформации слоев и пакета в целом определяются на основании гипотезы Дюамеля-Неймана и при этом допускают ее справедливость и при определении напряжений в слоях пакета через обобщенный физический закон. Оценка прочности при сложном НДС в котором находятся слои КМ, производится по критериям прочности, экспериментальное обоснование которых имеется для ограниченного количества сравнительно простых структур, таких как $[0]$, $[0, 90]$, $[\pm\phi]$. При проектировании панели принимается, что тот или иной критерий адекватно описывает поведение слоя в составе пакета это обстоятельство также осложняет задачу проектировочного расчета на прочность.

Подытоживая сказанное, можно сделать вывод о том, что, несмотря на все свои недостатки применение послойного подхода на этапе проектирования, когда структура материала неизвестна, является неизбежным, особенно при необходимости учета температурной составляющей НДС. Заметим, что послойный анализ имеет одно неоспоримое преимущество перед оперированием пакетом слоев в целом – он позволяет оценивать остаточные прочностные и упругие свойства после разрушения какого-либо одного слоя (или нескольких), а это является важным инструментом прогнозирования несущей способности вследствие нерасчетных воздействий или управления характером разрушения.

Проектировочный расчет панелей на прочность можно выполнять на основе записи критерия прочности для пакета в целом, но для этого необходимы прочностные характеристики слоистого КМ – пределы прочности на растяжение и сжатие по осям x и

у и на сдвиг, которые, как правило, отсутствуют из-за неизвестности параметров структуры КМ. Взамен их можно воспользоваться аналитическим прогнозом, т.е. определить их теоретически на основе постулата о пределе прочности как предельных напряжений, при которых наступает разрушение какого либо слоя. Такая методика без учета температуры подробно разработана в [4]. Этот подход, несмотря на запись критерия прочности для пакета, фактически базируется на послойном анализе при прогнозировании пределов прочности, что позволяет учитывать температурные напряжения, которые, очевидно, влияют на величину пределов прочности пакета.

Преимуществом выполнения проекторочного расчета на базе критериев прочности для пакета является возможность последующей экспериментальной проверки путем прямого сравнения опытных и теоретических величин пределов прочности для ряда значений температуры.

Сравнение этих двух подходов к проекторочному расчету на прочность (запись условий прочности для слоев и для пакета в целом) при теоретическом прогнозировании пределов прочности пакета на основе недопустимости разрушения хотя бы одного слоя вызывает необходимость исследования вопроса о сопоставимости результатов, то есть, будет ли выполняться условие прочности пакета при проектировании на основе безусловного обеспечения прочности всех слоев и наоборот, будут ли соблюдаться условия прочности всех слоев при проектировании структуры на основе критерия прочности для пакета.

В математическом аспекте рассматриваемая дилемма заключается в следующем – пересекаются ли предельные поверхности прочности пакета и составляющих его слоев. Критерий прочности пакета КМ в форме Мизеса-Хилла, например, имеет вид

$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x \sigma_y}{F_x F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} \leq 1, \quad (1)$$

а при послойном анализе имеем зависимости

$$A_{1i} \sigma_x^2 + A_{2i} \sigma_y^2 + A_{3i} \tau_{xy}^2 + A_{4i} \sigma_x \sigma_y + A_{5i} \sigma_x \tau_{xy} + A_{6i} \sigma_y \tau_{xy} \leq 1, \quad (2)$$

где $i = 1, \dots, n$ – номер рассматриваемого слоя; A_{kj} – коэффициенты, зависящие от упругих и прочностных свойств монослоев и их углов армирования.

Согласно методике [4], теоретические значения пределов прочности F_x, F_y, F_{xy} – в критерии (1) могут быть вычислены по формулам, следующим из (2)

$$F_x = \min_i A_{1i}^{-1}; F_y = \min_i A_{2i}^{-1}; F_{xy} = \min_i A_{3i}^{-1}. \quad (3)$$

Сравнительный анализ условий (1) и (2) свидетельствует о том, что описываемые ими предельные

поверхности не могут совпадать, потому что эллипсоид (1) в каждом октанте является гладкой поверхностью, а внутренняя огибающая эллипсоидов (2) имеет линии разрыва. На рис. 2 в качестве примера приведены графики кривых (1) и (2) при $\tau_{xy} = 0$ для структуры $[0, 90]$.

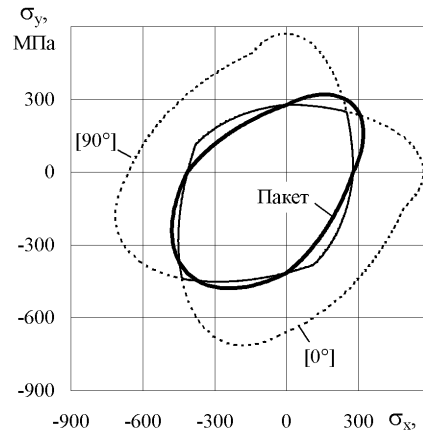


Рис. 2. К анализу способа оценки прочности КМ

Более подробный сравнительный анализ способов оценки прочности слоистых КМ представлен в работах [5, 6], а исследование влияния способов удовлетворения условий прочности на оптимальные параметры оболочки вращения приведено в работах [7], в которых показано, что результаты могут существенно отличаться. Это служит обоснованием необходимости выполнения детального сравнительного анализа обсуждаемых способов при учете температуры.

Результаты позволят, с одной стороны, сформулировать рекомендации по целесообразности оценки прочности панели в целом или каждого ее слоя в отдельности, а с другой послужат связующим звеном между этапами проекторочного и поверочного расчета на прочность, так как дадут возможность выявить наиболее нагруженный или ненагруженный слой.

2. Содержание и обеспечение поверочного расчета на прочность

Целью поверочного расчета на прочность является определение запаса прочности спроектированной конструкции. Применительно к панелям из композитов это означает, что речь идет о решении прямой задачи, когда конструктивно-технологические параметры известны и необходимо сравнить величины действующих напряжений с предельными для простых напряженных состояний или вычислить значение критерия прочности при сложном нагружении.

Для спроектированной структуры КМ панели изготавливаются соответствующие образцы, по ре-

зультатам испытания которых определяются пределы прочности, а также оценивается прочность материала при сложно-напряженных состояниях, соответствующих расчетным случаям нагружения панели. Последнее в некоторой степени служит проверкой и обоснованием критерия прочности.

Таким образом, поверочный расчет на прочность базируется на другой экспериментальной базе в отличие от проектировочного и это вызывает трудности при сравнении результатов. Так как экспериментальным обеспечением поверочного расчета служат пределы прочности пакета, то это равносильно тому, что композит рассматривается как однородный анизотропный материал. Вследствие этого он становится нечувствительным к температурным напряжениям. Если бы разработчик не помнил о слоистом строении КМ, то никакого влияния температуры не было бы. Здесь не затрагивается вопрос о деградации упругих и прочностных свойств КМ при изменении температуры, а учитывается только напряженное состояние, вызванное стеснением свободных температурных деформаций слоев. В связи с этим, для оценки запаса прочности необходимо иметь прочностные характеристики для всего интервала температур эксплуатации, а напряжения, являющиеся следствием температуры полимеризации и усадки, учитываются феноменологически при испытаниях образцов.

В общем, это равносильно принятию одной из базовых предпосылок механики деформированного твердого тела – гипотезы о естественном ненагруженном состоянии.

Таким образом, на этапе поверочного расчета на прочность влияние температуры учитывается в величине пределов прочности путем испытания при необходимой температуре, причем влияние внутреннего температурного напряженного состояния на прочность слоистого КМ не может быть корректно отделено от деградации свойств материала. В этом состоит основная причина отсутствия возможности принятия обоснованного решения об изменении (модификации) структуры КМ в случае недостаточной прочности, ведь при испытаниях сложноармированных КМ редко, когда можно достоверно зафиксировать характер разрушения, то есть определить какой слой и от каких напряжений, хотя хорошо известно, что разрушение начинается с появления трещины вследствие превышения каких-либо напряжений своих предельных значений. С другой стороны это удобно при использовании энергетических и полиномиальных критериев прочности, которые не связаны с характером разрушения и их можно экспериментально проверить.

Еще одной трудной проблемой поверочного расчета на прочность является учет монтажных технологических напряжений. Практически все тонкостенные

панели из КМ подвержены короблению, возникающему вследствие многих факторов, в том числе из-за неуравновешенных внутренних температурных напряжений по изгибающим и крутящим моментам.

Тонкостенные пластины с несимметричной относительно срединной поверхности структурой коробятся (изгибаются) по цилиндрической поверхности с двумя отогнутыми в противоположном направлении углами (рис. 3.), но ничего нельзя сказать о величине и распределении внутренних температурных напряжений, результирующей которых являются изгибающие моменты. Также трудно идентифицировать состав изгибной жесткости панели.

Внутренние нормальные и касательные напряжения присутствуют и вдоль образующей (рис. 3), но так как внешние проявления отсутствуют, то о параметрах этого напряженного состояния ничего нельзя сказать. Решение задачи идентификации силовых и жесткостных факторов, приводящих к короблению возможно только в рамках послойного анализа, который на этапе поверочного расчета на прочность позволяет проанализировать внутренние напряжения в слоях, но отсутствуют механизмы их учета из-за записи критерия прочности для пакета в целом (другой возможности нет из-за наличия экспериментальных данных о прочности пакета).

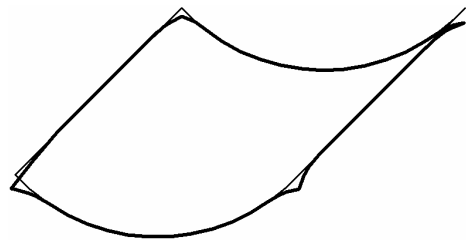


Рис. 3. Типичная форма коробления плоских панелей из КМ

В принципе НДС панели из КМ после ее снятия с оснастки (изогнутое состояние) представляет интерес для технического контроля при наличии методики оценки внутренних напряжений по величине прогиба (если радиус кривизны больше некоторой нормированной величины, то температурные напряжения не превышают допустимых, каким-либо образом заданных). Для разработчика и производителя самолета существенно знать, какие напряжения и деформации останутся в панели после ее установки и крепления к каркасу (лонжеронам, нервюрам шпангоутам и т.п.) (рис. 4).

Это вызывает необходимость решения задачи обратной короблению, которому, как было указано, посвящено много научных работ. Единственным путем решения является привлечение послойного анализа, без которого невозможно определить ни величину изгибающего момента, ни изгибной жест-

кости. В результате будут определены остаточные перемещения (деформации) которые не должны превышать допустимую норму, и остаточные напряжения в слоях, которые не к чему прибавлять и не с чем сравнивать, так как в распоряжении конструктора есть прочностные свойства пакета.

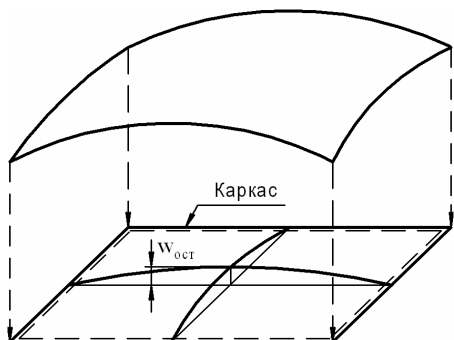


Рис. 4. Деформированное состояние панели после установки на каркас

После установки на каркас, то есть после сборки агрегата вступает в действие температурное воздействие эксплуатации, которое видоизменяет НДС зафиксированной панели. Для решения этой задачи определения внутренних напряжений и их внешнего проявления в виде прогиба уже изогнутой панели отсутствуют соответствующие методики, поэтому в рамках физической и геометрической линейной постановки задачу можно решать следующим образом:

- определяется суммарный изгибающий момент от температуры от температуры полимеризации (стеклования) до температуры эксплуатации;
- панель «устанавливается» на каркас и формируется система граничных условий;

– рассчитывается НДС.

Таким образом, для повышения достоверности заключения о прочности панели необходимо разработать методику определения монтажных технологических напряжений после установки и фиксации панели на элементы каркаса агрегата самолета [8, 9].

Анализ состава и содержания этапа поверочного расчета на прочность свидетельствует о том, что в настоящее время отсутствует приемлемый механизм увязки послойного анализа с прочностными свойствами пакета в целом. Температурные и технологические напряжения могут быть определены только при послойном рассмотрении поведения КМ, а оценка запаса прочности реализуется на основе экспериментальных свойств пакета.

3. Синтез структуры и содержания расчета панелей на прочность

Из сказанного выше следует, что результатами выполнения проекторочного расчета на прочность являются толщина панели и структура КМ (количество слоев, их углы армирования и последовательность укладки), силовые и температурные напряжения и деформации слоев, а также параметры силовых и жесткостных факторов, вызывающих коробление (рис. 5). Это является частью исходных данных для проведения поверочного расчета на прочность. Кроме них необходимы физико-механические характеристики пакета слоев и размеры каркаса, на который устанавливается панель. И на первом и на втором этапе расчета желательно иметь обоснованные сведения о применимости критериев прочности, как монослоев так и пакета в целом.



Рис. 5. Структура и содержание проекторочного расчета панели на прочность

Выходными данными после поверочного расчета на прочность являются коэффициент запаса прочности пакета слоев КМ в целом, а также напряжения и деформации в слоях, возникающие вследствие изменения температуры и установки панели

на каркас агрегата (рис. 6). Отсюда следует, что заключение о прочности не является полным, так как в состав действующих напряжений (средних для пакета) не входят температурные и технологические, которые могут быть существенны.

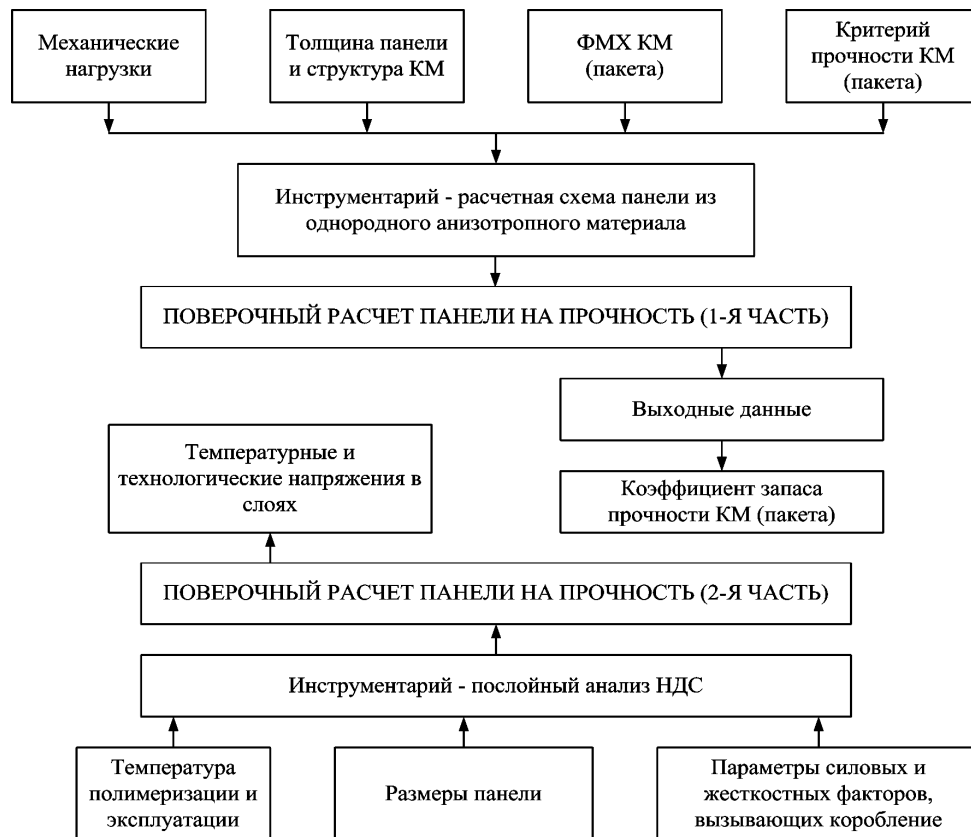


Рис. 6. Структура и содержание поверочного расчета панели на прочность

По результатам поверочного расчета на прочность часто приходится принимать решение о внесении изменений в параметры конструкции и обоснованно это можно сделать только на основе анализа напряжений в слоях пакета (средние напряжения по толщине не несут смысловой нагрузки и не являются источником конкретных конструкторских решений). Внесение корректив в структуру КМ влечет за собой необходимость изготовления образцов новой структуры, их испытания для ряда температур и повторения поверочного расчета, что снижает эффективность труда и требует дополнительных затрат.

Таким образом, фундаментальной проблемой расчета на прочность конструкций из слоистых композитов является отсутствие достоверной связи между двумя способами удовлетворения условий прочности – послыном и для пакета в целом. Наличие соответствующей модели сыграло бы такую же роль, как и методика определения упругих констант КМ произвольной структуры.

Связующим звеном может стать методика прогнозирования пределов прочности слоистого КМ с учетом температурного воздействия по известным

характеристикам монослоя. При соответствующей экспериментальной апробации разработчики получили бы эффективный инструмент для выполнения поверочного расчета на прочность, когда сравнивались бы действующие напряжения в пакете с рассчитываемым пределом прочности, который проверен экспериментально в ходе отдельного самостоятельного исследования. Так как прочность пакета определяется по началу разрушения какого-либо слоя (энергетические критерии) или какого-либо слоя в каком-либо направлении (механические критерии прочности), то такая методика позволила бы учесть не только температурный компонент напряжений, но и климатическую деградацию упругих и прочностных свойств, что резко сократило бы потребность в экспериментах, а также оценить «вклад» каждого слоя в величину предела прочности пакета. Последнее может служить инструментом для обоснования изменений в структуре КМ при неудовлетворительных (больших либо малых) коэффициентах запаса прочности.

На рис. 7 приведена структура и содержание расчета панелей на прочность с учетом технологических и температурных воздействий.

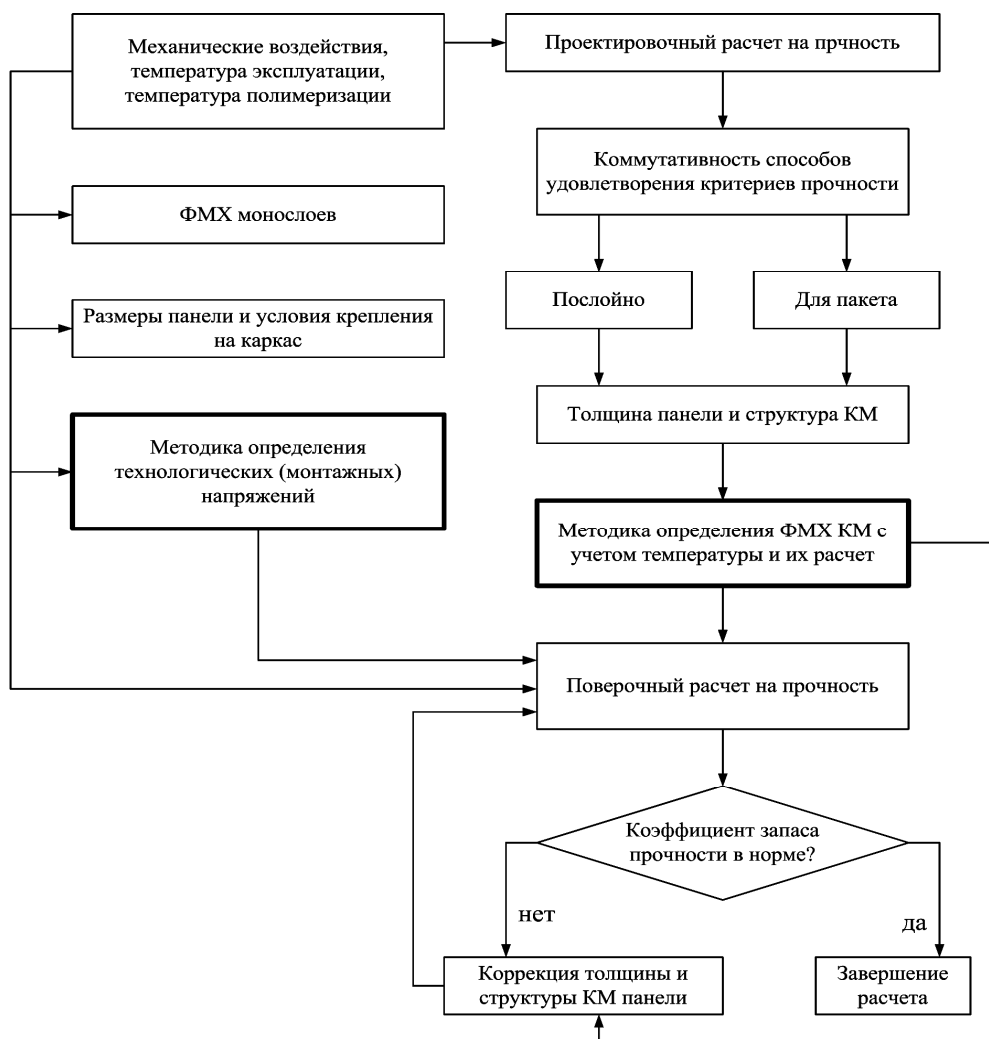


Рис. 7. Структура и содержание расчета на прочность панелей из КМ с учетом температурного воздействия

Для обеспечения взаимосвязи между проектировочным и поверочным расчетами на прочность и возможности объективного сравнения результатов, получаемых на разных экспериментальных базах, целесообразно исследовать задачу соответствия поверхностей прочности, построенных на основе послойного анализа и для пакета в целом на базе аналитически прогнозируемых пределов прочности. Суть этой проблемы заключается в том, что внутренняя огибающая поверхностей прочности всех слоев является предельной для пакета, а поверхность прочности пакета строится по значениям пределов прочности определяемых на основе постулата о неразрушении ни одного слоя, т.е. логически они должны совпадать, чего нет на практике.

Монтажные технологические напряжения определяются на этапе поверочного расчета на прочность, когда известны размеры и способ крепления панели к каркасу, т.е. при наличии граничных условий для интегрирования разрешающих дифференциальных уравнений изгиба оболочки. Как следует из рис. 5, результатом их расчета являются напря-

жения в слоях пакета, учет которых при определении запаса прочности облегчается наличием методики прогнозирования пределов прочности слоистого КМ, потому что по механизму возникновения эти напряжения аналогичны температурным.

Построение методики прогнозирования пределов прочности непосредственно связано с принятым критерием прочности, количество которых для КМ достаточно велико, поэтому целесообразно синтезировать общую методику учета температуры при определении прочности, а вид расчетных формул будет зависеть от принятого критерия. Экспериментальная проверка методики может быть ограничена выбором и обоснованием подходящего критерия прочности для слоя без соответствующих исследований для пакета, тем более что не исключена зависимость применимости того или иного критерия от конкретных параметров структуры.

Важным достоинством методики прогнозирования пределов прочности является возможность оценки остаточной несущей способности по мере разрушения отдельных слоев.

Заключение

Проведен анализ проблемы расчета на прочности панелей из слоистых КМ и сформулированы основные пути ее разрешения. В соответствии со сложившейся схемой обеспечения несущей способности конструкций ЛА синтезированы структуры и содержания расчета панелей на прочность с учетом температурного и технологического воздействия.

Литература

1. Вольмир А.С. *Современные концепции применения композитных материалов в летательных аппаратах и двигателях* / А.С. Вольмир // *Механика композитных материалов*. – 1985. – № 6. – С. 1049-1056.
2. *Технологические напряжения и деформации в композитных материалах: учеб. пос.* / А.Н. Гузь, В.Т. Томашевский, Н.А. Шульга, В.С. Яковлев. – К.: Выща школа, 1988. – 270 с.
3. Кан С.Н. *Расчет самолета на прочность* / С.Н. Кан, И.А. Свердлов. – М.: Оборонгиз, 1958. – 292 с.
4. Карпов Я.С. *Механика композиционных материалов* / Я.С. Карпов. – Х.: ХАИ, 1997. – 200 с.

5. Карпов Я.С. *Исследование и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистого композиционного материала* / Я.С. Карпов, В.Г. Ставиченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 1. – С. 3-10.

6. Карпов Я.С. *Сравнительный анализ подходов к оценке прочности слоистых композиционных материалов* / В.Г. Ставиченко, Я.С. Карпов // *Проблемы прочности*. – 2008. – № 4. – С. 48-56.

7. Карпов Я.С. *Проектирование оболочек вращения из композиционных материалов: учеб. пособие* / Я.С. Карпов, О.С. Муравицкий. – Х.: ХАИ, 1997. – 88 с.

8. Карпов Я.С. *Определение температурных прогибов закрепленных слоистых пластин* / Я.С. Карпов, В.Г. Ставиченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – Вып. 6. – С. 33-41.

9. Ставиченко В.Г. *Моделирование остаточного напряженно-деформированного состояния панелей из композиционных материалов малой кривизны* / В.Г. Ставиченко // *Технологические системы*. – 2007. – № 4. – С. 7–11.

Поступила в редакцию 18.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектирования ракетно-космических аппаратов В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков

СТРУКТУРА ТА ЗМІСТ РОЗРАХУНКУ НА МІЦНІСТЬ ПАНЕЛЕЙ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ З УРАХУВАННЯМ ТЕМПЕРАТУРНОГО НАВАНТАЖЕННЯ

Я.С. Карпов, В.М. Павленко, В.Г. Ставиченко

Проведено аналіз проблеми розрахунку на міцність панелей обшивки літальних апаратів із шаруватих композиційних матеріалів. Сформульовані основні проблеми врахування температурного навантаження технологічного та експлуатаційного походження при розрахунках на міцність та шляхи їх розв'язання. Синтезовані структури і зміст розрахунків на міцність панелей обшивки з урахуванням температурного і технологічного впливу згідно зі схемою забезпечення несучої здатності конструкцій літальних апаратів, що склалася в інженерній практиці.

Ключові слова: розрахунок на міцність, композиційний матеріал, панель обшивки, термомеханічне навантаження, залишкові напруження, короблення, критерій міцності.

STRUCTURE AND CONTENT STRENGTH PREDICTION OF COMPOSITE PANELS WITH ACCOUNT OF TEMPERATURE IMPACT

Y.S. Karpov, V.N. Pavlenko, V.G. Stavichenko

The analysis of strength prediction problem of aircraft skin panels made of laminated composite materials is provided. The basic problems associated with accounting of thermal loads of technological and operating origin and the ways for resolve of them are formulated. Structures and contents of skin panels strength prediction subject to temperature and technological influence according to scheme of aircraft construction load-carrying capability support which is formed in engineering practice, are synthesized.

Key words: strength prediction, composite material, skin panel, thermomechanical load, residual stress, warpage, strength criterion.

Карпов Яков Семенович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, e-mail: k407@d4.khai.edu.

Павленко Виталий Николаевич – канд. техн. наук, доцент, зав. каф. теоретической механики и машиноведения, проректор по НТР, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, e-mail: prorektor@khai.edu.

Ставиченко Вадим Григорьевич – м.н.с. каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, e-mail: stavichenko@email.ua.