

УДК 629.784

РАЗРАБОТКА И ВАЛИДАЦИЯ МЕТОДИКИ РАСЧЕТНОГО АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ СЕТЧАТЫХ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ФЮЗЕЛЯЖА

И.О. КОНДАКОВ¹

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия

Сетчатые композитные конструкции фюзеляжа разрабатываются в качестве альтернативы традиционным композитным авиаконструкциям на основе слоистой обшивки и подкрепляющего набора. Конструктивно-силовая схема сетчатых конструкций позволяет максимально реализовать преимущества современных композиционных материалов при минимизации их основных недостатков, что дает возможность обеспечить более высокую весовую эффективность для этих конструкций по сравнению с традиционными аналогами.

Разработка и создание сетчатых композитных конструкций требует разработки новых методик анализа прочности, поскольку традиционные методики, как правило, ориентированы на анализ прочности тонкостенных элементов и не позволяют получить надежную оценку местной прочности силовых однонаправленных композитных ребер.

В данной работе представлена методика оперативного анализа прочности сетчатых композитных конструкций на основе специализированных параметрических моделей метода конечных элементов однонаправленных композитных ребер и их пересечений. В рамках методики каждое ребро моделируется кессонной структурой, состоящей из произвольного числа стенок и полок, моделируемых на основе мембранных конечных элементов. Параметры полок и стенок вычисляются из условия равенства жесткостей натурального ребра и модели. Данная методика позволяет проводить анализ локальной прочности силовых ребер сетчатой конструкции без использования трехмерных конечных элементов, что позволяет сократить время вычислений и значительно упростить анализ результатов расчетов.

Для валидации предложенной методики были использованы результаты экспериментальных исследований натурального прототипа оболочки сетчатого композитного отсека фюзеляжа. Прототип сетчатого отсека был изготовлен в ЦНИИСМ и испытан в ЦАГИ в рамках ряда российских и международных научно-исследовательских работ. Результаты валидации показали, что предложенная методика позволяет с высокой оперативностью проводить анализ прочности сетчатых конструкций фюзеляжа при обеспечении высокой точности результатов оценки прочностных параметров конструкции и может быть использована в качестве базовой на начальном этапе проектирования сетчатых композитных конструкций отсеков фюзеляжа.

Ключевые слова: композитный фюзеляж, сетчатые конструкции, расчетный анализ прочности, конечно-элементное моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Сетчатые композитные конструкции представляют собой разновидность каркасных конструкций, состоящих из однонаправленных композитных элементов (ребер). Сетчатые композитные авиаконструкции разрабатываются в качестве альтернативы традиционным силовым обшивочным композитным авиаконструкциям с целью более эффективной реализации потенциальных преимуществ высокопрочных угольных волокон и, как следствие, повышения весовой эффективности конструкции [1, 2].

Сетчатая конструкция отсека, предложенная ЦАГИ [3] для фюзеляжа гражданского самолета, включает силовой каркас из однонаправленных композитных ребер, а также ряд вспомогательных силовых элементов: внешнюю и внутреннюю эластичные обшивки, а также защитные слои. Однонаправленная структура композитного ребра, имеющая продольную укладку волокон, позволяет силовому каркасу реализовать более высокий уровень нагружения высокопрочных угольных волокон за счет обеспечения работы ребер исключительно в продольном направлении (растяжение и сжатие), что в итоге определяет высокую весовую эффективность данной композитной конструкции [4, 5].

Исследования, проведенные в ЦАГИ [6, 7], показали, что для разработки и создания данного типа конструкций необходима разработка новых методик анализа прочности. Традицион-

ные аналитические и численные методики, широко используемые для анализа прочности металлических и композитных обшивочных авиаконструкций, не позволяют получить надежную оценку местной прочности силовых композитных ребер, особенно в местах их пересечений и в зонах, близких к стыковочным узлам. Это связано с существенными топологическими отличиями ребер от тонкостенных обшивочных элементов. Основным отличием является то, что для ребер все три геометрических параметра (длина, ширина и высота) являются величинами одного порядка. Это приводит к необходимости анализировать уже не двухмерное (как для тонкостенных конструкций), а трехмерное напряженно-деформированное состояние (НДС) таких структур, что серьезно увеличивает трудоемкость анализа прочности.

Для снижения трудоемкости анализа прочности сетчатых конструкций в ЦАГИ был проведен ряд исследований [8, 9] по поиску рациональной методики моделирования сетчатых композитных конструкций в рамках существующих стандартных программных пакетов моделей метода конечных элементов (КЭ). В результате была предложена и разработана оперативная методика трехмерного анализа прочности сетчатых композитных конструкций на базе простых мембранных двухмерных (2D) элементов. Методика предполагает использование специальной кессонной структуры, собранной определенным образом из 2D мембранных конечных элементов. Использование данной методики позволяет значительно упростить анализ прочности и повысить оперативность связанных с ним расчетных процедур.

В данной работе методика была обобщена для анализа прочности композитных конструкций фюзеляжа сетчатой конструктивно-силовой схемы (КСС) [2], включающих элементы системы защиты силового каркаса от ударных и климатических воздействий [10]. В данной работе была также проведена валидация методики на основе расчетных и экспериментальных исследований.

МЕТОДИКА АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ СЕТЧАТЫХ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Традиционные металлические авиационные конструкции строятся, как правило, на основе тонкой обшивки и тонкостенного подкрепляющего набора (стрингеры, шпангоуты), что позволяет проводить анализ прочности таких конструкций на основе конечно-элементных моделей из плоских (2D) конечных элементов. Основными элементами сетчатых композитных конструкций являются однонаправленные композитные ребра, имеющие геометрические размеры одного порядка и не являющиеся тонкостенными элементами. По этой причине анализ прочности сетчатых конструкций требует анализа уже не двухмерного, а трехмерного напряженно-деформированного состояния (НДС).

В рамках предлагаемой методики силовые ребра моделируются на основе специальной кессонной структуры, формируемой на базе 2D мембранных элементов. Такой метод моделирования позволяет проводить анализ распределения НДС на локальном уровне без использования 3D-элементов, что позволяет не только упростить анализ результатов расчетов, но и радикально снизить трудоемкость расчетов типовых сетчатых отсеков фюзеляжа (диаметр 4 м и длина до 6 м), для которых размерность подробных конечно-элементных моделей может составлять более 10 миллионов элементов.

Ребро в рамках кессонной структуры моделируется ортогональной системой перекрестных полок и стенок (рис. 1). Полки располагаются по высоте ребра и моделируются треугольными мембранными элементами, стенки – по ширине ребра и моделируются прямоугольными мембранными элементами. При формировании модели используются также специальные процедуры для подкрепления «висящих» узлов полок, разработанные в [10]. При формировании данной кессонной модели ширина ребра в рамках модели (т. е. расстояние между крайними стенками) задается равной ширине реального ребра, высота (расстояние между верхней и нижней полками) – равной высоте реального ребра. Количество полок (n_f) и стенок (n_w) являются параметрами, определяемыми из условий необходимой точности моделирования.

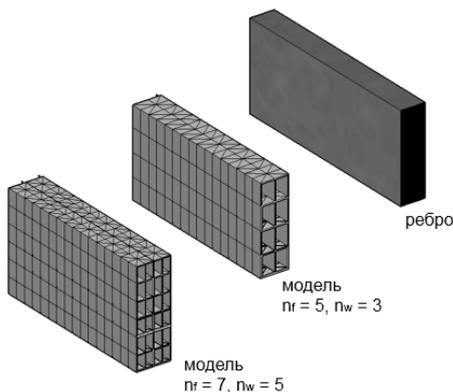


Рис. 1. Моделирование ребра кессонными структурами с различным количеством стенок (n_w) и полок (n_f)

Fig. 1. Rib modelling by torsion box structures with different number of webs (n_w) and flangs (n_f)

Минимально возможные значения данных параметров: $n_f = 1$ и $n_w = 1$. Такая вырожденная модель может использоваться для оценки общих жесткостных параметров конструкции сетчатого отсека. Для анализа локального НДС ребер используются кессонные модели с $n_f \geq 3$ и $n_w \geq 3$. Толщины и жесткостные свойства материала для каждой стенки и полки рассчитываются в автоматизированном режиме из условий соответствия жесткостных и массовых характеристик модели и реального ребра (рис. 2), толщина δ , модули упругости E_x и E_y и модули сдвига G_{xy} и G_{xz} для каждой из стенок и полок модели определяются в результате решения системы уравнений (1)–(8):

$$\begin{aligned} (E_x F_x)_{rib} &= \sum (E_x F_x)_{mod} \quad (1); & (E_y H)_{rib} &= \sum (E_y H)_{mod} \quad (2); & (E_z d)_{rib} &= \sum (E_z d)_{mod} \quad (3); \\ (E_x J_x)_{rib} &= \sum (E_x J_x)_{mod} \quad (4); & (E_x J_y)_{rib} &= \sum (E_x J_y)_{mod} \quad (5); & (E_x J_z)_{rib} &= \sum (E_x J_z)_{mod} \quad (6); \\ (G_{xy} H)_{rib} &= \sum (G_{xy} H)_{mod} \quad (7); & (G_{xz} H)_{rib} &= \sum (G_{xz} H)_{mod} \quad (8) \end{aligned}$$

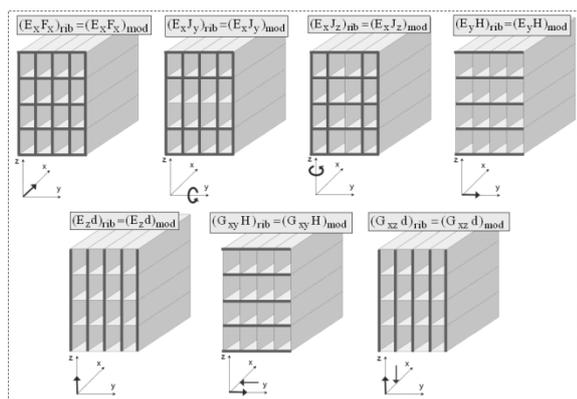


Рис. 2. Жесткостные характеристики ребра и модели ребра

Fig. 2. Rib stiffness characteristics and rib models

где F_x – площадь поперечного сечения, H – высота ребра, d – ширина ребра, J_y, J_z – изгибные моменты инерции сечения, J_x – момент инерции сечения на кручение. Величины с индексом «rib» соответствуют характеристикам реального ребра, величины с индексом «mod» – характеристикам поперечного сечения кессонной модели. Уравнения (1)–(3) представляют собой условия равенства жесткости ребра и суммарной жесткости элементов модели при одноосном растяжении/сжатии ребра по осям x, y и z , соответственно, уравнения (4)–(6) – равенства жесткостей при изгибе и кручении, а уравнения

(7)–(8) – равенства жесткостей при сдвиге в плоскостях xy и xz .

Поскольку локальное распределение жесткостных характеристик ребра постоянно по ширине и высоте ребра, предполагается, что все элементы полок имеют одинаковые модули упругости (E_{wx} и E_{wy}) и одинаковые модули сдвига (G_{wxy} и G_{wxz}), так же как и для всех элементов стенок (для них модули упругости равны E_{fx} и E_{fy} , модули сдвига, соответственно, G_{fxy} и G_{fxz}). Толщины полок также принимаются равными между собой, за исключением центральной полки, для которой толщина представляет собой независимый параметр. По такому же принципу формируются стенки модели. Таким образом, решением системы уравнений (1)–(8) при заданном количестве полок $n_f + 1$ и количестве стенок $n_w + 1$ будут следующие величины:

- параметры материала полок: $E_{fx}, E_{fy}, G_{fxy}, \mu_{fxy}$;
- параметры материала стенок: $E_{wx}, E_{wz}, G_{wxz}, \mu_{wxz}$;
- толщины полок: $\delta_f, \bar{\delta}_{fo}$;
- толщины продольных стенок: $\delta_w, \bar{\delta}_{wo}$.

Кроме равенства суммарных жесткостных параметров ребра и его кессонной модели, необходимо обеспечить эквивалентность некоторых параметров полок и стенок параметрам ре-

ального ребра. Это необходимо для обеспечения корректного анализа прочности без дополнительных преобразований результатов КЭ-расчета. С этой целью для модели приняты следующие соотношения:

$$E_{fx} = E_x \quad (9); \quad E_{wx} = E_x \quad (10); \quad E_{fy} = E_y \quad (11); \quad E_{wz} = E_z \quad (12).$$

Таким образом, необходимо решить систему уравнений (1)–(12), содержащую 12 неизвестных. Решая систему уравнений, получим:

$$\left. \begin{aligned} \delta_f &= H/(2n_{if}); & \delta_w &= d/(2n_{iw}); \\ \bar{\delta}_f &= \frac{1}{2}H(1-n_f/n_{if}); & \bar{\delta}_w &= \frac{1}{2}d(1-n_w/n_{iw}); \\ E_{fx} &= E_x; \quad E_{wx} = E_x; \quad E_{fy} = 2E_y; \quad E_{wz} = 2E_z; \\ G_{wxz} &= 2G_{xz}; \quad G_{fxy} = 2G_{xy}, \end{aligned} \right\}$$

где $n_{if} = 24 \sum_{i=1}^{n_f/2} i^2 / n_f^2$; $n_{iw} = 24 \sum_{i=1}^{n_w/2} i^2 / n_w^2$.

Следует отметить, что в рамках программного алгоритма при формировании расчетной кессонной модели ребра данные величины рассчитываются автоматически, по заданному количеству полок и стенок в модели. Количество полок и количество стенок являются внешними управляющими параметрами, характеризующими подробность моделирования ребер, и могут выбираться из условия обеспечения необходимой точности при анализе прочности.

В качестве примера на рис. 3 показаны результаты расчетных исследований по выбору рациональной размерности моделирования для

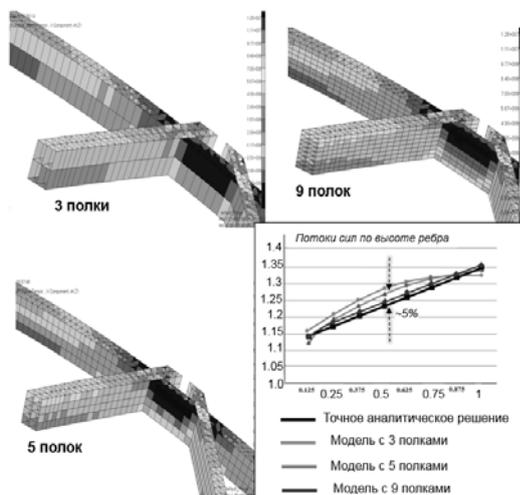


Рис. 3. Зависимость точности решения от количества полок в кессонной модели
Fig. 3. The dependence of the solution accuracy on the number of flanges in the torsion box model

анализа прочности сетчатого отсека с соотношением высоты и ширины спиральных ребер равным 3:1, что близко к рациональному соотношению параметров поперечного сечения для ребер типового сетчатого отсека фюзеляжа. В качестве варьируемого параметра было взято количество полок в модели (n_f): были рассмотрены модели с $n_f = 3$, $n_f = 5$ и $n_f = 9$. Количество стенок в модели было взято минимально необходимым для обеспечения анализа распределения НДС по ширине ребра ($n_w = 3$), что обусловлено соотношением ширины и высоты ребер.

Модели сетчатой конструкции с разным количеством полок были рассчитаны на один и тот же нагрузочный случай, после чего был проведен сравнительный анализ распределения потоков усилий в одном и том же произвольно выбранном поперечном сечении спирального ребра. Данные распределения были сопоставлены с точным аналитическим решением для реального ребра.

Как видно из графика на рис. 3, для моделей с пятью и более полками погрешность в определении потоков сил по высоте ребра лежит в пределах 5 %. Это позволяет сделать вывод, что для обеспечения точности в пределах 5 % при расчете сетчатой конструкции с таким соотношением ширины и высоты ребер рациональным является использование кессонной модели с пятью полками.

ВАЛИДАЦИЯ МЕТОДИКИ АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ СЕТЧАТОЙ КОМПОЗИТНОЙ КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА

Для валидации предложенной методики анализа прочности сетчатых конструкций фюзеляжа были проведены расчетные и экспериментальные исследования. Расчетные валидационные исследования включали сравнительный анализ результатов расчетов типового сетчатого отсека фюзеляжа, полученные на альтернативных КЭ-моделях. Экспериментальные валидационные исследования проводились на основе сопоставления результатов расчетов с экспериментальными данными, полученными в ходе испытаний натурной конструкции прототипа сетчатой оболочки отсека фюзеляжа (рис. 4) диаметром 4 м и длиной около 6 м, изготовленной в ЦНИИСМ по техническому заданию ЦАГИ в рамках Государственного контракта.

Результаты расчетных валидационных исследований были проведены в рамках международного Европско-Российского проекта 7-й Рамочной программы FP7 ALaSCA [6] с использованием альтернативных расчетных моделей сетчатого композитного отсека фюзеляжа совместно с европейскими и российскими партнерами проекта DLR, ЦНИИСМ и МФТИ. Сравнительный анализ показал, что погрешность во всех расчетах жесткостных характеристик отсека, определенных с помощью альтернативных моделей, составила не более 7 %. Что касается прочностных характеристик, то для ряда нагрузочных случаев в определенных зонах конструкции на кессонной модели были получены концентраторы деформаций до 20÷25 % (рис. 5), тогда как для традиционных расчетных КЭ-моделей уровень концентраций деформаций не превышал 7 %.

Данная конструкция сетчатой оболочки отсека фюзеляжа стала фактически первым экспериментальным образцом сетчатой композитной авиационной конструкции в масштабе натурального отсека. Целью испытаний оболочки была не только валидация расчетных прочностных моделей, но и определение реальных прочностных характеристик сетчатой конструкции отсека, изготовленного по намоточной технологии.

Сетчатая оболочка содержала 12 вырезов под иллюминаторы с окантовками, на торцах оболочки были предусмотрены торцевые стыковочные шпангоуты для фланцевого соединения с нагружающим стендом. В ходе испытаний один из торцов был жестко закреплен, на другой прикладывались нагрузки через нагрузочную плиту, жестко соединенную с торцевым стыковочным шпангоутом.

Экспериментальные данные, полученные в ходе испытаний оболочки, были использованы для сравнительного анализа результатов расчетов и реальных прочностных характеристик натурального прототипа. Для сравнительной оценки жесткостных характеристик были использованы показания датчиков перемещений, установленных в трех контрольных поперечных сечениях отсека.

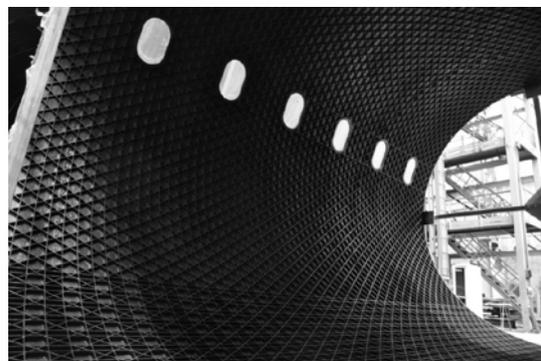


Рис. 4. Натурный экспериментальный прототип сетчатой оболочки композитного отсека фюзеляжа
Fig. 4. Full-scale experimental prototype of screen casing of composite fuselage section

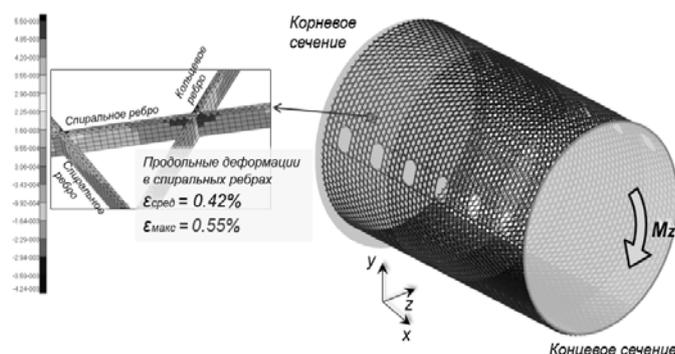


Рис. 5. Концентраторы продольных деформаций в спиральных ребрах сетчатой конструкции типового отсека фюзеляжа

Fig. 5. Raisers of longitudinal deformations in spiral ribs of screen structure of typical fuselage section

Для сравнительной оценки прочностных характеристик были использованы показания датчиков тензометрии, установленных в контрольных точках, расположенных в наиболее критических зонах конструкции отсека. В соответствии с расположением тензодатчиков в модели были выбраны конечные элементы, в которых фиксировались значения деформаций.

Для валидации расчетной методики были использованы результаты испытаний оболочки на несколько случаев нагружения, включающих вертикальный изгибающий момент, кручение, продольный и поперечный сдвиг.

В качестве примера на рис. 6 приведены данные для регулярной зоны сетчатой конструкции по одному из случаев нагружения, включавшему вертикальный изгибающий момент и вертикальную перерезывающую силу. На рисунке приведено сопоставление показаний тензодатчиков, полученных в эксперименте, с расчетными значениями продольных деформаций в ребрах, полученных на упрощенной модели на основе изгибных элементов. Как видно на рисунке, для большей части контрольных точек различия между расчетными и экспериментальными данными не превышают 10 %. Такой же результат был получен для регулярных зон конструкции и для других нагрузочных случаев. Это позволило сделать вывод, что погрешность в анализе прочности регулярных зон сетчатой конструкции с помощью упрощенной модели, используемой в рамках методики, не превышает 10 %. Что касается нерегулярных зон конструкции, для них также было проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных. На рис. 7 показан сравнительный анализ результатов расчета на упрощенной модели и показаний тензодатчиков для нерегулярной зоны конструкции между вырезами под иллюминаторы (места расположения тензодатчиков в контрольных точках отмечены на схеме черными прямоугольниками, для каждой из них регулярным шрифтом приведены результаты расчетов на упрощенной модели, жирным шрифтом – экспериментальные данные).

Как видно на рисунке, невязка между показаниями тензодатчиков и расчетными значениями достигает 25÷30 %. Причиной большой величины невязки является сложное распределение НДС ребер в нерегулярных зонах, которое не может быть адекватно смоделировано в рамках упрощенной модели, дающей усредненные значения продольных деформаций по сечению ребра.

Наличие таких нерегулярностей приводит к локальному изгибу и кручению ребер, что вызывает существенное варьирование параметров НДС в сечении ребра. Для подтверждения данного предположения на несколько ребер в нерегулярных зонах конструкции были установлены по три тензодатчика, расположенных на внутренней и боковых гранях ребра (рис. 8). Результаты эксперимента показали, что для некоторых нагрузочных случаев различия в показаниях тензодатчиков, расположенных на различных гранях одного и того же ребра составляют до 20 %.

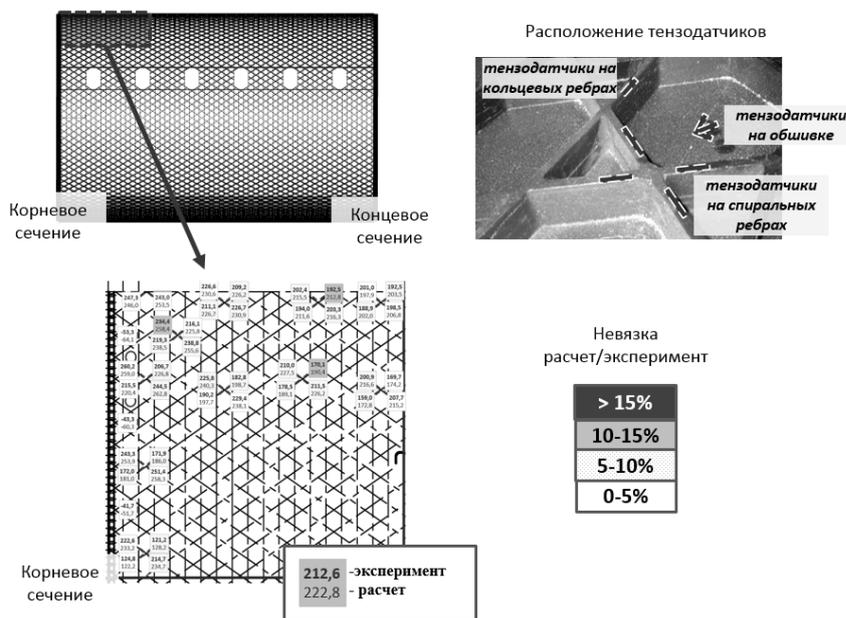


Рис. 6. Сравнительный анализ деформаций в регулярной зоне конструкции: показания датчиков тензометрии и результаты расчетов для комбинированного случая нагружения (вертикальный изгиб + вертикальная перерезывающая сила)

Fig. 6. Comparative analysis of deformations in a structure regular zone: strain gauge indications and calculation results for the combined case load (vertical bend + vertical shear force)

В качестве примера на рис. 8 показаны экспериментальные данные, полученные для поперечного сечения продольного ребра в корневой зоне конструкции.

Для анализа прочности в зонах концентрации были проведены расчетные исследования прочности в рамках кессонной модели для нескольких фрагментов конструкции. Кессонная модель была сформирована автоматически для каждого фрагмента конструкции, при этом граничные условия для данных фрагментов были сформированы в автоматизированном режиме из упрощенной расчетной модели. Корректность граничных условий была обеспечена благодаря вложенности кессонной модели по отношению к упрощенной модели (все узлы упрощенной модели напрямую использовались при построении кессонной модели).

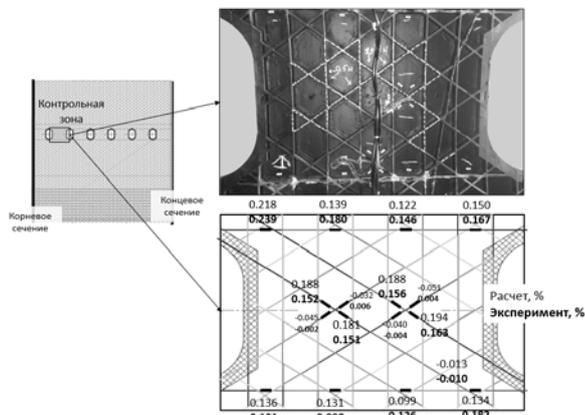


Рис. 7. Сравнительный анализ продольных деформаций в ребрах в нерегулярной зоне конструкции
Fig. 7. Comparative analysis of longitudinal deformations in the ribs in an irregular construction zone

На рис. 9 показана картина НДС в ребрах сетчатой конструкции отсека фюзеляжа в нерегулярной зоне между вырезами под иллюминаторы, полученная на кессонной модели фрагмента с количеством стенок $n_w = 3$ и полок $n_f = 3$. Такие значения параметров n_w и n_f являются минимально необходимыми для обеспечения анализа распределения деформаций в поперечных сечениях ребер, что позволило оценить минимальную точность анализа локального НДС ребер, которая может быть обеспечена с помощью кессонных моделей.

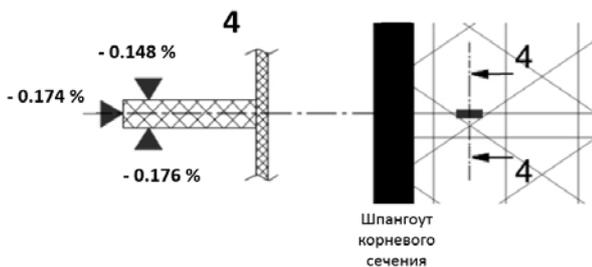


Рис. 8. Показания тензодатчиков, расположенных на гранях продольного ребра
Fig. 8. Strain gauge indications arranged on the longitudinal edge faces

В таблице на рис. 9 приведен сравнительный анализ экспериментальных значений деформаций ($\epsilon_{\text{эксп}}$), расчетных данных, полученных на упрощенной модели ($\epsilon_{\text{расч}}$), и расчетных данных, полученных на кессонной модели ($\epsilon_{\text{расч}}^*$). Для расчетных значений деформаций в скобках приведены также величины невязок относительно экспериментальных данных. Невязки вычислялись как $(\epsilon_{\text{эксп}} - \epsilon_{\text{расч}})/\epsilon_{\text{эксп}}$ и $(\epsilon_{\text{эксп}} - \epsilon_{\text{расч}}^*)/\epsilon_{\text{эксп}}$, соответственно, для упрощенной и подробной

моделей. Как видно из таблицы, использование кессонной модели отдельного фрагмента конструкции для оценки деформаций ребер позволило значительно сократить невязку между расчетными и экспериментальными данными (с 25÷30 % до 10 %).

Сравнительный анализ расчетных и экспериментальных данных для нескольких типовых критических зон сетчатой конструкции отсека фюзеляжа показал, что результаты расчетного анализа прочности сетчатой конструкции с использованием кессонных моделей отдельных фрагментов хорошо коррелируются с данными эксперимента, обеспечивая погрешность не более 10 % для нерегулярных зон и не более 6 % для регулярных зон сетчатой конструкции. При необходимости точность расчетного анализа прочности может быть повышена за счет использования кессонных моделей с большим количеством стенок и полок, однако при этом значительно возрастет и размерность данных моделей.

Следует отметить, что в рамках традиционных методик моделирования точность анализа прочности критических зон сетчатой конструкции в пределах 10 % может быть обеспечена только с использованием моделей всей конструкции отсека на основе 3D-элементов с размерностью свыше 20 миллионов элементов, тогда как модели на основе изгибных элементов (с го-

раздо меньшей размерностью) не могут быть использованы для решения данной задачи из-за низкой точности анализа НДС (20÷30 %).

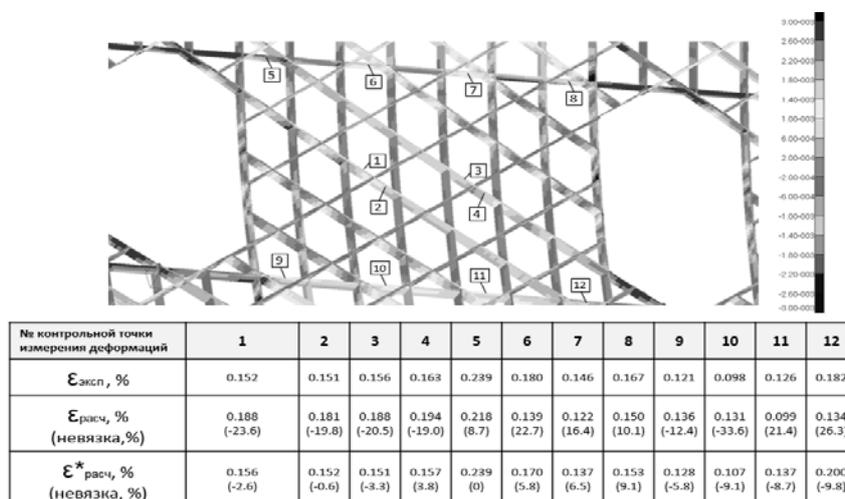


Рис. 9. Сравнительный анализ результатов расчетов (упрощенная модель, кессонная модель) и экспериментальных данных (результаты тензометрии) в контрольных точках
Fig. 9. Comparative analysis of the calculations results (simplified model, torsion box model) and experimental data (results tensometry) at the control points

Применение новой методики позволяет значительно снизить размерность расчетных моделей для анализа НДС критических зон за счет применения специальных кессонных моделей фрагментов конструкции для анализа прочности этих зон и автоматизированной передачи корректных граничных условий на кессонные модели фрагментов из результатов расчетов всего отсека фюзеляжа на упрощенной модели. Это позволяет в 3–4 раза снизить время расчетных процедур и в 5–7 раз снизить трудоемкость процедуры анализа прочности по сравнению с традиционными методиками.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная в работе методика анализа прочности гибридных сетчатых конструкций фюзеляжа обеспечивает высокую точность анализа прочности данного типа конструкций (погрешность не более 6 % для регулярных зон и не более 10 % для нерегулярных зон) и позволяет значительно снизить трудоемкость (в 5–7 раз) и время проведения расчетных процедур (в 3–4 раза). Методика была успешно валидирована на основе сравнительного анализа расчетных данных с результатами испытаний прочности натурной конструкции сетчатой композитной оболочки отсека фюзеляжа. Методика может быть эффективно использована для решения проектировочных задач прочности на начальном этапе проектирования данного типа конструкций.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Vasiliev V.V., Razin A.F.** Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications. *Composite Structures*, Vol. 76, Issues 1–2, pp. 182–189, October 2006.
2. **Totaro G., Gürdal Z.** Optimal design of composite lattice shell structures for aerospace applications. *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, Issues 4–5, pp. 157–164, 2009.
3. **Дубовиков Е.А., Зиченков М.Ч., Кондаков И.О., Фомин В.П., Шаныгин А.Н.** Оболочка отсека гермофюзеляжа из композиционных материалов. Патент РФ на изобретение № 2558493.

4. **Zichenkov M., Dubovikov E., Fomin V., Kondakov I., Shanygin A.** Investigation Of Pro-Composite Load-Bearing Structures For Aggregates Of Aircraft. Proceedings of the GreenerAviation-2014 Conference, Brussels, Belgium, 2014, (CD-ROM).

5. **Shanygin A., Zichenkov M., Kondakov I.** Main Benefits of Pro-Composite Layouts For Wing And Fuselage Primary Structure Units. Proceedings of the 29th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (ICAS-2014), Saint-Petersburg, Russia, 2014, (CD-ROM).

6. European Commission, Aeronautics and AirTransport Research 7th Framework Programme 2007–2013, Project Synopses – Volume 2, Calls 2010 & 2011, 2012 [Электронный ресурс]. URL: http://cordis.europa.eu/result/report/rcn/56403_en.html (дата обращения 14.10.2016).

7. FP7 PoLaRBEAR project [Электронный ресурс] // URL: http://cordis.europa.eu/result/rcn/175990_en.html (дата обращения 14.10.2016).

8. **Kondakov I., Dubovikov E., Fomin V.** FE modeling of lattice composite fuselage elements for general and local strength analyses. Proceedings of the 3rd EASN Association International Workshop on AeroStructures, Milan, Italy, 2013, pp. 139–145.

9. **Dubovikov E., Fomin V.** Strength Analysis Technique for High Loaded Elements of Composite Airframes. Proceedings of the 29th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (ICAS-2014), Saint-Petersburg, Russia, 2014, (CD-ROM).

10. **Дубовиков Е.А., Кондаков И.О., Фомин В.П., Чернов А.В., Шаныгин А.Н.** Система защиты силовых композитных элементов авиационных конструкций из композиционных материалов. – Патент РФ на изобретение № 2558494.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Кондаков Иван Олегович, начальник сектора ЦАГИ, ivan.kondakov@tsagi.ru.

DEVELOPMENT AND VALIDATION OF NUMERICAL METHOD FOR STRENGTH ANALYSIS OF LATTICE COMPOSITE FUSELAGE STRUCTURES

Ivan O. Kondakov¹

¹*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*

ABSTRACT

Lattice composite fuselage structures are developed as an alternative to conventional composite structures based on laminated skin and stiffeners. Structure layout of lattice structures allows to realize advantages of current composite materials to a maximal extent, at the same time minimizing their main shortcomings, that allows to provide higher weight efficiency for these structures in comparison with conventional analogues.

Development and creation of lattice composite structures requires development of novel methods of strength analysis, as conventional methods, as a rule, are aiming to strength analysis of thin-walled elements and do not allow to get confident estimation of local strength of high-loaded unidirectional composite ribs.

In the present work the method of operative strength analysis of lattice composite structure is presented, based on specialized FE-models of unidirectional composite ribs and their intersections. In the frames of the method, every rib is modeled by a caisson structure, consisting of arbitrary number of flanges and webs, modeled by membrane finite elements. Parameters of flanges and webs are calculated automatically from the condition of stiffness characteristics equality of real rib and the model. This method allows to perform local strength analysis of high-loaded ribs of lattice structure without use of here-dimensional finite elements, that allows to shorten time of calculations and sufficiently simplify the procedure of analysis of results of calculations.

For validation of the suggested method, the results of experimental investigations of full-scale prototype of shell of lattice composite fuselage section have been used. The prototype of the lattice section was manufactured in CRISM and tested in TsAGI within the frames of a number of Russian and International scientific projects. The results of validation have shown that the suggested method allows to provide high operability of strength analysis, keeping high accuracy of

estimation of strength parameters, and can be used as a base method of strength analysis on the preliminary stage of design of lattice composite fuselage section structures.

Key words: composite fuselage, lattice structures, numerical strength analysis, finite-element modeling.

REFERENCES

1. **Vasiliev V.V., Razin A.F.** Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications. *Composite Structures*, Vol. 76, Issues 1–2, pp. 182–189, October 2006.
2. **Totaro G., Gürdal Z.** Optimal design of composite lattice shell structures for aerospace applications. *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, Issues 4–5, pp. 157–164, 2009
3. **Dubovikov E.A., Zichenkov M.Ch., Kondakov I.O., Fomin V.P., Shanygin A.N.** *Obolochka otseka fuselaga iz kompozicionnyh materialov* [Composite fuselage shell. RF Patent for Invention № 2558493]. *Patent RF na izobretenie № 2558493*.
4. **Zichenkov M., Dubovikov E., Fomin V., Kondakov I., Shanygin A.** Investigation Of Pro-Composite Load-Bearing Structures For Aggregates Of Aircraft. *Proceedings of the GreenerAviation-2014 Conference*, Brussels, Belgium, 2014, (CD-ROM).
5. **Shanygin A., Zichenkov M., Kondakov I.** Main Benefits of Pro-Composite Layouts For Wing And Fuselage Primary Structure Units. *Proceedings of the 29th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (ICAS-2014)*, Saint-Petersburg, Russia, 2014, (CD-ROM).
6. European Commission, Aeronautics and AirTransport Research 7th Framework Programme 2007–2013, Project Synopses – Volume 2, Calls 2010 & 2011, 2012. Available at: http://cordis.europa.eu/result/report/rcn/56403_en.html (accessed 14.10.2016).
7. FP7 PoLaRBEAR project. Available at: http://cordis.europa.eu/result/rcn/175990_en.html (accessed 14.10.2016).
8. **Kondakov I., Dubovikov E., Fomin V.** FE modeling of lattice composite fuselage elements for general and local strength analyses. *Proceedings of the 3rd EASN Association International Workshop on AeroStructures*, Milan, Italy, 2013, pp. 139–145.
9. **Dubovikov E., Fomin V.** Strength Analysis Technique for High Loaded Elements of Composite Airframes. *Proceedings of the 29th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (ICAS-2014)*, Saint-Petersburg, Russia, 2014, (CD-ROM).
10. **Dubovikov E.A., Kondakov I.O., Fomin V.P., Chernov A.V., Shanygin A.N.** *Systema zashchity silovyh kompositnyh elementov aviacionnyh konstrukciy iz kompozicionnyh materialov* [Protective system for primary composite aircraft structure elements. RF Patent for invention № 2558494]. *Patent RF na izobretenie № 2558494*.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Kondakov Ivan Olegovich, Head of Subdivision of Central Aerohydrodynamic Institute, ivan.kondakov@tsagi.ru.