

На правах рукописи



Осман Мазен

**МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПОЗИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ
ТОНКОСТЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПО
УСТОЙЧИВОСТИ И ЗАКРИТИЧЕСКОМУ СОСТОЯНИЮ**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: Митрофанов Олег Владимирович
доктор технических наук, доцент

Официальные оппоненты: Бохоева Любовь Александровна
доктор технических наук, профессор, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Восточно - Сибирский государственный университет технологий и управления», зав. кафедрой

Бабичев Антон Александрович
кандидат технических наук, Акционерное общество «Центральный Научно - исследовательский институт специального машиностроения» АО «ЦНИИСМ», начальник отделения - заместитель главного конструктора

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации» МГТУ ГА, 125993, г. Москва, Кронштадтский бульвар, д.20

Защита диссертации состоится «25» мая 2023 года в 14 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=171061

Автореферат разослан «__» _____ 2023 года. Отзыв на автореферат, заверенный печатью учреждения, просим направлять по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4. Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.2.327.09
к.т.н.



Стрелец Дмитрий Юрьевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

При создании современных конструкций самолетов малой и средней грузоподъемности (Рисунок 1) при нагрузках близких к эксплуатационному уровню допускается потеря устойчивости тонких обшивок. При этом следует учитывать возможности использования не только металлических, но и композитных материалов. Для реализации потенциальных возможностей тонкостенных конструкций необходимо создать научно - технических задел, используя который можно было бы обосновать существенное увеличение эффективности новых конструкций на ранних этапах проектирования.

Существующие инженерные методики оценки толщин несущих панелей крыла не учитывают особенности закритического поведения тонких обшивок. Как правило, на этапах проектирования принимается простая расчетная схема: обшивка воспринимает сдвиговые потоки, возникающие от крутящего момента. При этом считается, что тонкие обшивки рано теряют устойчивость от сжимающих усилий, возникающих от действия изгибающего момента.

Для обеспечения современных требований снижения веса и обоснованного определения толщин тонкостенных авиационных конструкций на ранних этапах проектирования необходимо иметь аналитические решения геометрически нелинейных задач и разработать методики определения минимальных толщин, учитывающих ограничения по устойчивости и по прочности при закритическом поведении. Причем необходимо учитывать несколько важных факторов, например, уровня нагрузок, при которых не допускается потеря устойчивости, и нагрузок при которых должно происходить разрушение с учетом возможного геометрически нелинейного поведения. Также важным фактором для современного проектирования является учет жестких граничных условий, при которых критические напряжения будут выше по сравнению с вариантом шарнирного опирания.



Рисунок 1 - Самолеты С80-ГП и Су-38Л

В дополнение к указанным актуальным важным задачам по проектированию панелей следует дополнительно отметить еще несколько факторов. Во - первых, при проектировании композитных панелей необходим учет температурных

воздействий. Во - вторых, необходимо иметь соответствующие решения и методики для цилиндрических панелей малой кривизны для проектирования панелей фюзеляжа. В - третьих, при проектировании несущих панелей кессона крыла, как правило, рассматривают длинные прямоугольные панели. Для стенок корневой части кессона крыла, как правило, необходимо рассматривать квадратные стенки, нагруженные касательными потоками. В - четвертых, в технической и учебной литературе, как правило, приводятся решения для шарнирно оперных панелей при продольном сжатии. При реальном проектировании также необходимо рассматривать панели при сдвиге с учетом более жестких граничных условий.

Приведенные выше рассуждения обосновывают актуальность темы работы, а последующие решения указанных решение позволит сформировать научно - технический задел для разработки перспективной конструкции планера самолета малой авиации из композитных материалов.

Степень разработанности темы исследования

Задачи проектирования и поверочных расчетов для композитных авиационных тонкостенных конструкций минимального веса при ограничениях только по критериям статической прочности можно считать в основном решенными. Теоретические задачи проектирования и расчетов, связанные с устойчивостью элементов тонкостенных конструкций в значительной степени решены, но при реальном проектировании требуют особого внимания.

Большой вклад в разработку методов расчета композитных конструкций внесли Н.А. Алфутов, С.А. Абмарцумян, В.В. Болотин, В.В. Васильев, Г.А. Ванин, А.Н. Гузь, А.А. Дудченко, А.Н. Елпатьевский, В.И. Королев, С.Г. Лехницкий, А.К. Малмейстер, Ю.В. Немировский, И.Ф. Образцов, Б.Е. Победря, В.Д. Протасов, Ю.Н. Работнов, Р.Б. Рикардс, Ю.М. Тарнопольский и многие другие.

Фундаментальными решениями задач по определению напряженно - деформированного состояния композитных панелей с учетом геометрически нелинейного поведения занимались В.В. Васильев, Н.С. Азиков, Г.Н. Замула и другие исследователи. Тематика данной диссертационной работы относится к проектированию композитных панелей с учетом начальных этапов закритического поведения с учетом использования аналитических решений геометрически нелинейных задач. Указанное актуальное направление проектирования композитных панелей активно развивалось последние 15...20 лет в работах О.В. Митрофанова. Данная диссертационная работа является продолжением и развитием прикладных методик проектирования по закритическому состоянию.

Цель работы

Разработка методики определения параметров несущих панелей композитных и металлических авиационных конструкций минимального веса при ограничениях по устойчивости и по статической прочности при закритическом поведении. Для достижения поставленной цели и разработки общей методики необходимо решить **следующие задачи:**

1. Разработать методику оптимального проектирования гладких композитных и металлических панелей с учетом ограничений по устойчивости и по прочности при закритическом состоянии (при одновременном рассмотрении двух уровней нагружения) с учетом достижения минимальных запасов.

2. Разработать методику оптимального проектирования гладких панелей при комбинированном нагружении по закритическому состоянию, в том числе с учетом равномерного нагрева.

3. Получить аналитические решения геометрически нелинейной задачи определения напряженно - деформированного состояния ортотропных прямоугольных цилиндрических панелей малой кривизны при сжатии и при сдвиге с учетом всестороннего жесткого опирания.

4. Получить аналитические решения геометрически нелинейных задач гладких композитных (ортотропных, анизотропных и несимметричных) панелей при жестком опирании, нагруженных касательными усилиями, и разработать соответствующие методики оптимального проектирования композитных панелей по закритическому состоянию.

5. Получить аналитическое решение задачи устойчивости и определения напряженно - деформированного состояния при геометрически нелинейном поведении для квадратной ортотропной панели при сдвиге.

6. Разработать методику рационального проектирования подкрепленных панелей квадратной формы при сдвиге с учетом ограничений по устойчивости.

7. Разработать методику определения параметров многозамкнутого закрылка из композитных материалов с учетом допустимости закритического поведения несущих панелей и стенок от сжатия и сдвига при нагрузках превышающих эксплуатационный уровень.

Объектами исследования являются несущие панели конструкции планера самолетов малой и средней грузоподъемности. В данной работе рассмотрены панели самолетов с максимальным взлетным весом до 15 тс, которые могут быть спроектированы по авиационным правилам АП-23 и АП-25.

Предмет исследования

Определение рациональных параметров несущих панелей из композитных материалов при обеспечении ограничений по устойчивости и прочности при геометрически нелинейном закритическом состоянии.

Научную новизну работы определяют следующие положения:

1. Предложена методика оптимального проектирования гладких композитных и металлических панелей с учетом ограничений по устойчивости и по прочности при закритическом состоянии (при одновременном рассмотрении двух уровней нагружения) с учетом достижения минимальных запасов.

2. Предложена методика оптимального проектирования гладких панелей при комбинированном нагружении по закритическому состоянию, в том числе с учетом равномерного нагрева.

3. Получены аналитические решения геометрически нелинейной задачи определения напряженно - деформированного состояния ортотропных прямоугольных цилиндрических панелей малой кривизны при сжатии и при сдвиге с учетом всестороннего жесткого опирания.

4. Получены аналитические решения геометрически нелинейных задач гладких композитных (ортотропных, анизотропных и несимметричных) панелей при сдвиге и разработаны соответствующие методики оптимального проектирования композитных панелей по закритическому состоянию.

5. Получено аналитическое решение задачи устойчивости и определения напряженно - деформированного состояния при геометрически нелинейном поведении для квадратной ортотропной панели при сдвиге.

6. Предложена методика рационального проектирования подкрепленных панелей квадратной формы при сдвиге с учетом ограничений по устойчивости.

7. Предложена методика определения параметров многозамкнутых закрылков из композитных материалов с учетом допустимости закритического поведения несущих панелей и стенок от сжатия и сдвига при нагрузках превышающих эксплуатационный уровень.

Теоретическую значимость исследований составляют:

- полученные в работе аналитические решения геометрически нелинейных задач для ортотропных панелей, которые могут стать основой для соответствующих методик проектирования по закритическому состоянию,

- методика определения параметров композитных панелей при проектировании по устойчивости и по прочности при геометрически нелинейном поведении, которые являются дополнением для существующей методологии проектирования панелей по закритическому состоянию.

Практическая значимость исследований состоит:

- в возможности определения оптимальных параметров гладких композитных панелей на ранних этапах проектирования, когда переменными параметрами могут быть толщина и ширина панели (в том числе, шаг стрингеров или стенок) при заданных погонных нагрузках для двух уровнях нагружения,

- в возможности выполнения экспертного аналитического расчета и определения толщин ортотропных плоских и цилиндрических панелей малой кривизны с учетом закритического поведения при сжатии и сдвиге.

Методология и методы исследования

Для решения поставленных задач в работе использованы методы строительной механики тонкостенных авиационных конструкций (метод Бубнова - Галеркина).

Основные положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся следующие положения и методики:

1. Методика оптимального проектирования гладких композитных и металлических панелей с учетом ограничений по устойчивости и по прочности при закритическом состоянии (при одновременном рассмотрении двух уровней нагружения) с учетом достижения минимальных запасов.

2. Методика оптимального проектирования гладких панелей при комбинированном нагружении по закритическому состоянию, в том числе с учетом равномерного нагрева.

3. Аналитические решения геометрически нелинейной задачи определения напряженно - деформированного состояния ортотропных

прямоугольных цилиндрических панелей малой кривизны при сжатии и при сдвиге с учетом всестороннего жесткого опирания.

4. Аналитические решения геометрически нелинейных задач гладких композитных (ортотропных, анизотропных и несимметричных) панелей при сдвиге и соответствующие методики оптимального проектирования композитных панелей по закритическому состоянию.

5. Аналитическое решение задачи устойчивости и определения напряженно-деформированного состояния при геометрически нелинейном поведении для квадратной ортотропной панели при сдвиге.

6. Методика рационального проектирования подкрепленных панелей квадратной формы при сдвиге с учетом ограничений по устойчивости.

7. Методика определения параметров многозамкнутого закрылка из композитного закрылка с учетом допустимости закритического поведения несущих панелей и стенок от сжатия и сдвига при нагрузках превышающих эксплуатационный уровень.

Степень достоверности результатов аналитических решений определяется сопоставлением с известными аналитическими решениями для металлических и ортотропных панелей. Достоверность формул полученных при разработке методик проектирования, основанных на использовании решений геометрически нелинейных задач, определяется сравнением результатов, полученных при использовании методик проектирования и при проведении поверочных расчетов.

Личный вклад автора

Основные результаты диссертации получены лично автором, либо при его непосредственном участии, что подтверждено публикациями.

Соответствие паспорту специальности

Диссертация посвящена разработке методик проектирования тонкостенных авиационных конструкций и соответствует паспорту специальности 2.5.13. - «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов».

Апробация работы

Основные положения и результаты материалы диссертации докладывались и обсуждались на следующих конференциях:

1. Международные молодежные научные конференции XLVI и XLVII «Гагаринские чтения», 2020 и 2021 года.

2. 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Москва, МАИ 2020 г.

3. Международная научная конференция «FarEastCon» г. Владивосток (ДФУ) 2020 года.

4. 2020 Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics (MEA2020) Moscow, Russia.

5. Vth International Conference on Aerospace System Science and Engineering ICASSE 2021 14-16 July Moscow, Russia.

6. III Международная научная конференция APITECH-III - 2021: Прикладная физика, информационные технологии и инжиниринг. 24 сентября - 3 октября 2021 года \ Красноярск, Россия.

7. II-я Международная конференция «Композитные материалы и конструкции». Москва, МАИ 2021 г.

Публикации

По теме диссертационной работы опубликовано 17 печатных работ, 3 из которых в изданиях, рекомендованных ВАК РФ, 2 статьи - в изданиях, индексируемых в базе данных Scopus, Web of Science, 6 статей в материалах и трудах конференций, индексируемых в базе данных Scopus, а также сборниках тезисов докладов конференций.

Структура и объем работы

Диссертация включает в себя введение, пять глав, заключение и список литературы. Общий объем работы составляет 150 страницы, включая 32 рисунка, 12 таблиц и список литературы из 127 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении сформулированы цель и задачи работы, обоснована актуальность диссертационного исследования, научная новизна, достоверность и обоснованность результатов, а также теоретическая и практическая значимость работы.

В первой главе диссертационной работы приведен обзор современных проблем поверочных расчетов и проектирования композитных панелей. Также приведены основные геометрически нелинейные соотношения для исследования закритического поведения композитных панелей. Отмечено, что объектами исследования являются несущие панели конструкции закрылка самолета малой авиации, при этом сжимающий поток может меняться в пределах от 500 до 1000 ГПа·м, а ширина панелей варьироваться от 80 до 120 мм. Тогда при условии допустимости ранних этапов потери устойчивости обшивки предложенный подход проектирования по закритическому состоянию может приводить к обоснованному увеличению весовой эффективности толщин ортотропных панелей при сжатии с коэффициентом 1.3...1.7 по сравнению с панелями, проектируемыми при условии обеспечения устойчивости на расчетном уровне нагружения.

Во второй главе предложена методика проектирования гладких ортотропных и металлических панелей с учетом ограничений по устойчивости и по статической прочности при закритическом состоянии с учетом достижения минимальных запасов при рассмотрении двух уровней нагружения. Приведены методики проектирования панелей для вариантов шарнирного и жесткого опирания. Также представлены результаты параметрических исследований оптимального армирования сжатых ортотропных панелей.

В общем случае сформулирована постановка задачи проектирования панелей. Целевая функция - вес $G(\delta, b) \rightarrow \min$, при выполнении ограничения $H_i(x) \geq 0$, где $x = \{x_1, \dots, x_n\}$ – вектор варьируемых параметров, H_i - ограничения по устойчивости и по прочности при закритическом поведении; для гладкой обшивки $x = \{\delta, b\}$. В работе использованы ограничения в виде равенств реализуемых напряжений и допускаемых по условиям прочности расчетным напряжениям. В частности, при проектировании по закритическому состоянию

использовано условие достижения предельных по прочности значений, за счет чего получаются соответствующие запасы равные единице.

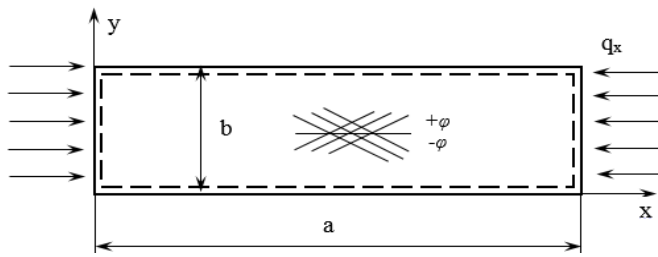


Рисунок 2 - Ортоотропная прямоугольная панель при сжатии

Также в работе предлагается определять оптимальные параметры гладких композитных панелей (Рисунок 2) исходя из обеспечения минимальных запасов (равных единице) на двух уровнях нагружения: - на уровне №1 необходимо обеспечить устойчивость,

- на уровне №2 допустима потеря устойчивости и необходимо обеспечить статическую прочность при ранних этапах геометрически нелинейного поведения панели.

Отмечено, что в общем случае указанные уровни нагружения №1 и №2 могут не совпадать с эксплуатационными и расчетными нагрузками.

Указанные уровни нагружения при введении дополнительных коэффициентов могут назначаться разработчиком воздушного судна в специальных расчетных условиях при проектировании панелей из композитных материалов.

В диссертационной работе процедуры, соответствующие методологии проектирования по закритическому состоянию, дополнены соответствующими пунктами для учета особенностей проектирования с учетом двух уровней нагружения.

В параграфе 2.1 предложены методики определения оптимальных параметров гладких композитных панелей при обеспечении устойчивости и прочности при закритическом состоянии.

В параграфе 2.1.1 рассмотрены ортоотропные прямоугольные панели, нагруженные продольными сжимающими усилиями, при шарнирном опирании. Отмечено, что при использовании решения геометрически нелинейной задачи методом Бубнова-Галеркина в соответствии с методологией проектирования по закритическому состоянию, может быть получено уравнение

$$\delta^2 \bar{D}_{mn} + f^2 E_{mn} = \left(\frac{m}{a}\right)^2 p_x, \quad (1)$$

$$\text{где } E_{mn} = \left(\frac{m^4 E_x}{a^4} + \frac{E_y}{b^4}\right) \frac{\pi^2}{16}, \quad \bar{D}_{mn} = \pi^2 \left[\frac{\bar{E}_x}{12} \left(\frac{m}{a}\right)^4 + 2 \left(\frac{\mu_{xy} \bar{E}_x}{12} + \frac{G_{xy}}{6} \right) \left(\frac{m}{ab}\right)^2 + \frac{\bar{E}_y}{12} \left(\frac{1}{b}\right)^4 \right].$$

Далее исходя из выражения для критических сжимающих потоков записано выражение относительно толщины панели

$$b^2 = \frac{\pi^2}{6 q_x^{\text{эксн}}} \delta^3 \left[\sqrt{\bar{E}_x \bar{E}_y} + \mu_{xy} \bar{E}_x + 2 G_{xy} \right]. \quad (2)$$

Также следует учесть, что используемое соотношение верно при определении числа полуволн в продольном направлении

$$m = (a/b) \sqrt{(E_y/E_x)}, \quad (3)$$

из которого следует, что число m зависит от соотношения жесткостных параметров и соотношений сторон. Для получения уравнения определения толщины панели необходимо в выражение (1) подставить соответствующие обозначения с учетом выражения чисел полуволн m (3) и далее исключить ширину b с помощью уравнения (2). Итоговое выражение относительно оптимальной толщины после указанных преобразований включает сжимающие потоки, действующие на двух уровнях нагружения

$$\delta = \frac{2q_x^p - q_x^{ycm}}{\sigma_x}, \quad (4)$$

где q_x^p - сжимающий поток при расчетном уровне нагружения; q_x^{ycm} - сжимающий поток, при котором не допускается потеря устойчивости; σ_x - допускаемые продольные нормальные напряжения ортотропной структуры панели.

В инженерных расчетах авиационных конструкций самолетов малой авиации следует учитывать равенство $q_x^{ycm} = q_x^{эксн}$ ($q_x^{эксн}$ - сжимающий поток, действующий при эксплуатационном уровне нагружения) и коэффициент безопасности $f_{безоп} = 1.5$, который используется при проектировании авиационных конструкций ($q_x^p = f_{безоп} \cdot q_x^{эксн}$). Дополнительные коэффициенты безопасности, используемые при создании современных авиационных композитных конструкций, в данной работе специальным образом не вводились. Это связано с тем, что они являются следствием влияния влаги, температуры и других факторов, влияющих на расчетные характеристики материалов, определяемых при испытаниях элементарных образцов и не рассматриваемых в данной работе.

В работе приведены параметрические исследования. Из результатов, приведенных в Рисунке 3, видно, что допустимость или недопустимость ранней потери устойчивости может приводить к различным рекомендациям при разработке несущих панелей.

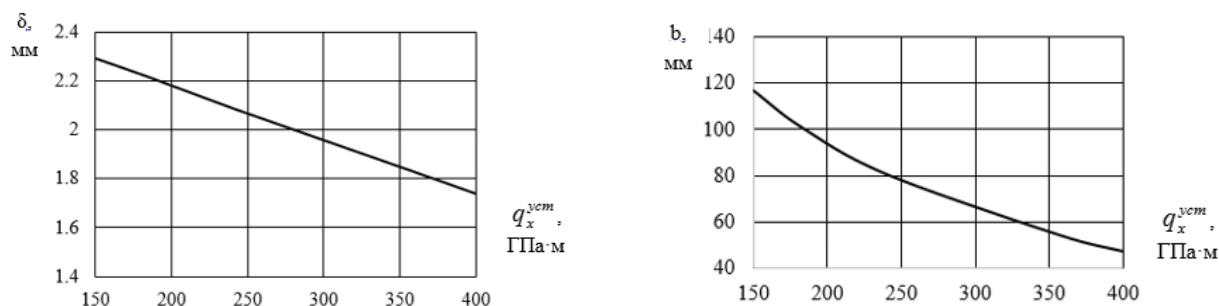


Рисунок 3 - Зависимость толщины (δ) и ширины (b) ортотропной панели от сжимающего потока q_x^{ycm} при $q_x^p = 600$ ГПа·м

В параграфе 2.1.2 рассмотрены ортотропные панели, нагруженные касательными потоками при шарнирном опирании (Рисунок 4). Использован прогиб

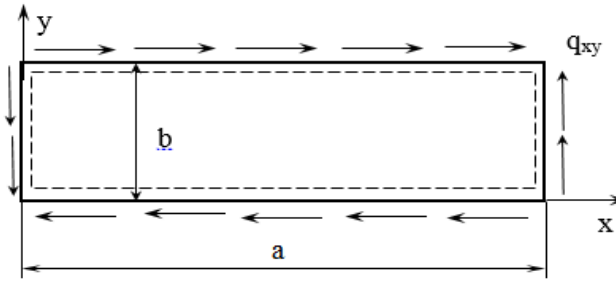


Рисунок 4 - Ортоотропная прямоугольная панель при действии касательных потоков

$$W = f \cdot \sin \frac{\pi y}{b} \sin \frac{\pi(x - \alpha y)}{s}, \quad (5)$$

где α - тангенс угла наклона волн при выпучивании, s - расстояние между узловыми линиями.

Приведено решение геометрически нелинейной задачи для ортоотропной панели при действии касательных потоков: записано выражение для определения функции напряжений и приведено равенство относительно толщины панели

$$\delta^3 + \delta \frac{8G_\alpha B_{\alpha\beta} \bar{\tau}_{xy} b^2}{D_{\alpha\beta} \pi^2 \alpha} + \frac{q_{xy}^p}{\pi^2 D_{\alpha\beta}} \left(\frac{8G_\alpha B_{\alpha\beta} b^2}{\alpha} - \frac{2\alpha}{s^2} \right) = 0, \quad (6)$$

где $q_{xy}^p = p_{xy} \delta$ - действующий на панель сдвиговой поток при расчетном уровне нагружения; $B_{\alpha\beta}$, $D_{\alpha\beta}$, G_α - коэффициенты, зависящие от соотношений жесткостных параметров ортоотропной структуры и геометрических размеров панели.

Отмечено, что при решении линейной задачи устойчивости может быть получено выражение для определения критического потока по известной формуле Л.И. Балабуха, приведены выражения для определения критических параметров волнообразования ($\alpha_{крит}$, $\gamma_{крит}$) и записано равенство относительно ширины панели

$$b^2 = \frac{\pi^2}{q_{xy}^{уст}} \frac{\delta^3}{6} \sqrt{\bar{E}_y (\bar{E}_x \mu_{xy} + 2G_{xy})} \sqrt{4 + 3\theta + \frac{1}{\theta}}. \quad (7)$$

где $\theta = \sqrt{\bar{E}_x \bar{E}_y} / (\bar{E}_x \mu_{xy} + 2G_{xy})$.

Далее в работе записаны процедуры для получения итогового громоздкого уравнения для определения толщины с учетом того, что ширина панели b также является переменной величиной при рассмотрении двух уровней нагружения при действии касательных усилий. Указано следующее. Во - первых, надо определить критические параметры волнообразования $\alpha_{крит}$ и $\gamma_{крит}$ (где использовано обозначение $\gamma = \sqrt{b^2/s^2}$), которые зависят от жесткостных соотношений. Во - вторых, надо подставить обозначения для G_α , $B_{\alpha\beta}$ и $D_{\alpha\beta}$. В - третьих, используя выражения для мембранных напряжений, определяемых из определения функции напряжений, а также равенства (7) и (6) можно свести задачу к одному громоздкому уравнению относительно толщины δ , которое включает в себя два уровня действующих потоков и решается только численным образом. После определения толщины панели можно вычислить оптимальную ширину ортоотропной панели по формуле (7).

Также в работе для пояснения места методологии проектирования по закритическому состоянию в Таблице 1 приведены расчетные соотношения для определения толщины ортотропной прямоугольной панели при сдвиге с учетом проектирования по условиям статической прочности, устойчивости и закритического состояния.

Таблица 1- Расчетные соотношения для определения толщины ортотропной прямоугольной панели при сдвиге

Условия для проектирования панелей	Соотношения для вычисления напряжений	Соотношения для определения минимальных толщин панелей
Статическая прочность	$\tau = \frac{Q}{\delta b}$	$\delta = \frac{Q}{\tau_{\epsilon} b}$
Устойчивость	$\tau_{кр} = K_{\tau} \left(\frac{\delta}{b} \right)^2, K_{\tau} = \frac{2\pi^2}{12} \times$ $\times \sqrt{\bar{E}_y (\bar{E}_x \mu_{xy} + 2G_{xy})} \sqrt{4 + 3\theta + \frac{1}{\theta}},$ $\theta = \sqrt{\bar{E}_x \bar{E}_y} / (\bar{E}_x \mu_{xy} + 2G_{xy}),$	$\delta^2 = b^2 \frac{\bar{\tau}_{уст}}{K_{\tau}}$
Закритическое состояние	$\tau_{xy} = -f^2 \frac{\pi^2}{8} \frac{\alpha}{G_{\alpha} b^2} - p_{xy},$ $f^2 B_{\alpha\beta} \delta + D_{\alpha\beta} \delta^3 = \frac{2\alpha\pi^2}{s^2} q_{xy}^p$	$\delta^3 + \delta \frac{8G_{\alpha} B_{\alpha\beta} \bar{\tau}_{xy} b^2}{D_{\alpha\beta} \pi^2 \alpha} +$ $+ \frac{q_{xy}^p}{\pi^2 D_{\alpha\beta}} \left(\frac{8G_{\alpha} B_{\alpha\beta} b^2}{\alpha} - \frac{2\alpha}{s^2} \right) = 0$

В Таблице 1 обозначено: Q - действующая перерезывающая сила; $\bar{\tau}_{\epsilon}$ - допускаемые по условиям прочности касательные напряжения; $\bar{\tau}_{уст}$ - допускаемые по условиям устойчивости касательные напряжения ортотропной панели, которые определяются разработчиком воздушного судна.

В параграфе 2.1.3 рассмотрены ортотропные панели при комбинированном нагружении потоками, которые изменяются пропорционально одному параметру при продольном сжатии и сдвиге: $q_x = \xi \bar{q}_x$, $q_{xy} = \xi \bar{q}_{xy}$. По аналогии с п.2.1.2 использовано решение геометрически нелинейной задачи

$$f^2 B_{\alpha\beta} \delta + D_{\alpha\beta} \delta^3 = \frac{\pi^2}{s^2} q_x^p + \frac{2\alpha\pi^2}{s^2} q_{xy}^p, \quad (8)$$

записывается соотношение для линейной задачи устойчивости и использовано решение при комбинированном нагружении Л.И. Балабуха, которое с учетом ранее указанных обозначений переписано в виде

$$q_x^{ycm} b^2 + \frac{(q_{xy}^{ycm})^2 b^4}{2\pi^2 \delta^3 \left[\frac{3\bar{E}_y}{12} + \left(\frac{\mu_{xy}\bar{E}_x}{12} + \frac{G_{xy}}{6} \right) \sqrt{\frac{\bar{E}_y}{E_x}} \right]} - 2\pi^2 \delta^3 \left(\frac{\mu_{xy}\bar{E}_x}{12} + \frac{G_{xy}}{6} + \frac{\sqrt{\bar{E}_x\bar{E}_y}}{12} \right) = 0, \quad (9)$$

для определения квадратного уравнения относительно величины b^2 .

Считая, что при постановке задачи проектирования известными являются потоки $q_x = \sigma_x \delta$ и $q_{xy} = \tau_{xy} \delta$ записан критерий

$$\frac{(\sigma_x \delta)^2}{\sigma_x^{-2}} + \frac{(\tau_{xy} \delta)^2}{\tau_{xy}^{-2}} = \delta^2, \quad (10)$$

где $\bar{\sigma}_x$ и $\bar{\tau}_x$ - допускаемые предельные по условиям статической прочности напряжения ортотропного пакета.

Мембранные напряжения в срединной поверхности потерявшей устойчивость прямоугольной ортотропной панели из определения функции напряжений записываются в виде уравнений

$$\sigma_x = \frac{\partial^2 F}{\partial y^2} = -f^2 \Delta_x - p_x, \quad \tau_{xy} = -\frac{\partial^2 F}{\partial x \partial y} = f^2 \Delta_{xy} - p_{xy}, \quad (11)$$

где

$$\Delta_x = -\frac{\pi^2}{8} \left\{ \frac{\alpha^2}{G_\alpha b^2} \cos \frac{2\pi(x - \alpha y)}{s} + \frac{E_x}{s^2} \cos \frac{2\pi y}{b} \right\},$$

$$\Delta_{xy} = \frac{\pi^2}{8} \frac{\alpha}{G_\alpha b^2} \cos \frac{2\pi(x - \alpha y)}{s}. \quad (12)$$

Затем проводятся следующие процедуры: уравнения (11) умножаем на толщину и подставляем в критерий (10), откуда выражается амплитуда прогиба и подставляется в нелинейное уравнение (8). В итоге задача определения оптимальной толщины панели сводится к нелинейному уравнению

$$\begin{aligned} & \left[\frac{-2}{\tau_{xy}} \left[\frac{\pi^2}{s^2} (q_x + 2\alpha q_{xy}) - D_{\alpha\beta} \delta^3 \right] - \Delta_x \frac{B_{\alpha\beta}}{B_{\alpha\beta}} - q_x \right]^2 + \\ & + \frac{-2}{\sigma_x} \left[\Delta_y \frac{\pi^2}{s^2} (q_x + 2\alpha q_{xy}) - D_{\alpha\beta} \delta^3 - q_{xy} \right]^2 = \delta^2 \bar{\sigma}_x^{-2} \bar{\tau}_{xy}^{-2}. \end{aligned} \quad (13)$$

При рассмотрении двух уровней нагружения можно подставить величину b^2 при аналитическом решении квадратного уравнения (9) в записанное равенство (13) и получить искомое нелинейное уравнение относительно толщины.

Далее в работе рассмотрен вопрос об оптимальном проектировании при проектировании с учетом обеспечения устойчивости и прочности при закритическом состоянии. Для случая продольного сжатия в работе предложено введение безразмерного параметра $\zeta = \delta/b$, рассмотрение соотношения (2) и (4), тогда с учетом коэффициента безопасности $f_{безоп} = 1.5$ имеем выражение

$$\zeta = \frac{\delta}{b} = \sqrt{\frac{3\bar{\sigma}_x}{\pi^2 [\sqrt{\bar{E}_x \bar{E}_y + \mu_{xy} \bar{E}_x} + 2G_{xy}]}}. \quad (14)$$

Проведенные параметрические исследования полученного уравнения относительно угла армирования показали, что слои с продольным армированием являются наиболее предпочтительными для панелей с допустимостью закритического поведения.

В параграфе 2.2 рассмотрены особенности проектирования металлических панелей с учетом обеспечения устойчивости и прочности при закритическом состоянии.

В параграфе 2.2.1 для шарнирно опертых панелей при сжатии, при двух уровнях нагружения, задача сведена к выражению (4) с учетом того, что в этом случае $\bar{\sigma}_x$ - допускаемые продольные нормальные напряжения изотропной панели. Далее также рассмотрен вариант методики проектирования сжатых металлических панелей при использовании более сложного критерия прочности для эквивалентных напряжений

$$\sigma_{эке} \geq \sqrt{\sigma_x^2 - \sigma_x \sigma_y + \sigma_y^2}. \quad (15)$$

Решение задачи оптимального проектирования в этом случае сведено к выражению для толщины

$$\delta = \frac{\sqrt{3(q_x^p)^2 - 3q_x^p q_x^{ycm} + (q_x^{ycm})^2}}{\sigma_{эке}}. \quad (16)$$

В параграфе 2.2.2 рассмотрены металлические панели при нагружении касательными потоками. На основе приведенного решения геометрически нелинейной задачи при двух уровнях нагружения получены уравнения для оптимальной толщины

$$\delta = \frac{2,5q_{xy}^p - q_{xy}^{ycm}}{1,5\bar{\tau}_{xy}}, \quad (17)$$

и ширины панели

$$b^2 = \frac{5,1E\delta^3}{q_{xy}^{ycm}}. \quad (18)$$

где $\bar{\tau}_x$ - допускаемые касательные напряжения изотропной панели.

При рассмотрении эквивалентных напряжений

$$\sigma_{\text{экв}} \geq \sqrt{\sigma_x^2 - \sigma_x \sigma_y + \sigma_y^2 + 3\tau_{xy}^2}, \quad (19)$$

после некоторых преобразований можно получить выражение для определения оптимальной толщины изотропной панели в виде

$$\delta = \frac{\sqrt{7,3(q_{xy}^p)^2 - 7,1q_{xy}^p q_{xy}^{ycm} + 2,8(q_{xy}^{ycm})^2}}{\sigma_{\text{экв}}}. \quad (20)$$

В параграфе 2.3 рассмотрена задача проектирование сжатых композитных панелей с учетом обеспечения устойчивости и прочности при закритическом состоянии с учетом жестких граничных условий по длинным сторонам. По аналогии с выше указанными преобразованиями для ортотропных панелей получено выражение для толщины

$$\delta = \frac{q_x^p (\kappa + 1) - q_x^{ycm} \kappa}{\sigma_x}, \quad (21)$$

где k – коэффициент, зависящий от ортотропной структуры.

В изотропном случае при значении $\kappa \approx 0,8$ получено упрощенное выражение с учетом коэффициента безопасности $f_{\text{безоп}} = 1,5$

$$\delta = \frac{1,8q_x^p - 0,8q_x^{ycm}}{\sigma_x} \approx \frac{1,9q_x^{ycm}}{\sigma_x}. \quad (22)$$

Также на основе полученных выше соотношений в диссертационной работе приведены параметрические исследования для ортотропных панелей.

В третьей главе приведены методики проектирования ортотропных прямоугольных панелей при комбинированном нагружении в том числе с учетом равномерного нагрева. В качестве критериев прочности использованы соотношения, касающиеся расчетных характеристик многослойного композитного пакета, а также характеристик монослоя композитного материала при использовании критерия прочности Цая, который записан в виде

$$\frac{\sigma_x^2}{\sigma_x} - \frac{\sigma_x \sigma_y}{\sigma_x \sigma_y} + \frac{\sigma_y^2}{\sigma_y} + \frac{\tau_{xy}^2}{\tau_{xy}} = 1. \quad (23)$$

В параграфе 3.1 работы сделано замечание о проектировании композитной панели при продольном сжатии и сдвиге с учетом ограничений только по устойчивости. Отмечено, что при заданных потоках и известной ширине панели удобно использовать решение Л.И. Балабуха, записанное в виде уравнения (8) относительно толщины панели.

В параграфе 3.2 при комбинированном нагружении рассмотрены шарнирно опертые ортотропные прямоугольные панели при использовании прогиба (5), учитывающего возможность образования косых волн при действии касательных потоков. Отмечено, что случай продольного сжатия и сдвига представлен в п.2.1.3 работы и далее в работе рассмотрена методика проектирования по закритическому состоянию при действии двухосного сжатия и сдвига при $q_x = p_x \delta$, $q_y = p_y \delta$, $q_{xy} = p_{xy} \delta$ и использовании критерия прочности для

многослойного пакета (23). Проводя громоздкие преобразования для определения оптимальной толщины получено нелинейное уравнение

$$\begin{aligned}
& \overline{\overline{\sigma_y \tau_{xy}}}^{-2} \left[-\Delta_1 \frac{\frac{\pi^2}{s^2} q_x + \left(\frac{\pi^2}{b^2} + \frac{\alpha^2 \pi^2}{s^2} \right) q_y + \frac{2\alpha \pi^2}{s^2} q_{xy} - D_{\alpha\beta} \delta^3}{B_{\alpha\beta}} - q_x \right]^2 - \\
& \overline{\overline{\sigma_x \sigma_y \tau_{xy}}}^{-2} \left(-\Delta_1 \frac{\frac{\pi^2}{s^2} q_x + \left(\frac{\pi^2}{b^2} + \frac{\alpha^2 \pi^2}{s^2} \right) q_y + \frac{2\alpha \pi^2}{s^2} q_{xy} - D_{\alpha\beta} \delta^3}{B_{\alpha\beta}} - q_x \right) \times \\
& \times \left(-\Delta_2 \frac{\frac{\pi^2}{s^2} q_x + \left(\frac{\pi^2}{b^2} + \frac{\alpha^2 \pi^2}{s^2} \right) q_y + \frac{2\alpha \pi^2}{s^2} q_{xy} - D_{\alpha\beta} \delta^3}{B_{\alpha\beta}} - q_y \right) + \\
& + \overline{\overline{\sigma_x \tau_{xy}}}^{-2} \left[-\Delta_2 \frac{\frac{\pi^2}{s^2} q_x + \left(\frac{\pi^2}{b^2} + \frac{\alpha^2 \pi^2}{s^2} \right) q_y + \frac{2\alpha \pi^2}{s^2} q_{xy} - D_{\alpha\beta} \delta^3}{B_{\alpha\beta}} - q_y \right]^2 + \\
& + \overline{\overline{\sigma_x \sigma_y}}^{-2} \left[\Delta_3 \frac{\frac{\pi^2}{s^2} q_x + \left(\frac{\pi^2}{b^2} + \frac{\alpha^2 \pi^2}{s^2} \right) q_y + \frac{2\alpha \pi^2}{s^2} q_{xy} - D_{\alpha\beta} \delta^3}{B_{\alpha\beta}} - q_{xy} \right]^2 = \delta^2 \overline{\overline{\sigma_x \sigma_y \tau_{xy}}}^{-2}, \tag{24}
\end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned}
\Delta_1 &= -\frac{\pi^2}{8} \left\{ \frac{\alpha^2}{G_\alpha b^2} \cos \frac{2\pi(x - \alpha y)}{s} + \frac{E_x}{s^2} \cos \frac{2\pi y}{b} \right\}, \\
\Delta_2 &= -\frac{\pi^2}{8} \frac{1}{G_\alpha b^2} \cos \frac{2\pi(x - \alpha y)}{s}, \quad \Delta_3 = \frac{\pi^2}{8} \frac{\alpha}{G_\alpha b^2} \cos \frac{2\pi(x - \alpha y)}{s}.
\end{aligned}$$

В параграфе 3.3 приведена методика проектирования панелей при использовании критерия прочности для монослоя при закритическом состоянии с учетом равномерного нагрева при комбинированном нагружении потоками $q_x = p_x \delta$, $q_y = p_y \delta$ и $q_{xy} = p_{xy} \delta$. При проведении громоздких преобразований записано в явном виде нелинейное уравнение относительно толщины ортотропной панели с учетом указанных особенностей нагружения и использовании критерия Цая в общем случае.

В работе также представлены различные варианты методики проектирования. В частности, рассмотрены вариант методики при использовании 1-й теории прочности $\sigma_l^{(i)} = \overline{\overline{\sigma_l}}^{(i)}$ в случае допущения растрескивание связующего. Тогда при действии расчетных нагрузок итоговое выражение для определения

толщины и соответствующие коэффициенты для стандартной укладки $0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$ могут быть записаны в виде

$$\left[\frac{(-\Delta_1 a_x^{(i)} - \Delta_2 a_y^{(i)} - \Delta_3 a_{xy}^{(i)})}{B_{\alpha\beta}} \left(\frac{\pi^2}{s^2} q_x + \left(\frac{\pi^2}{b^2} + \frac{\alpha^2 \pi^2}{s^2} \right) q_y + \frac{2\alpha \pi^2}{s^2} q_{xy} - D_{\alpha\beta} \delta^3 \right) + q_x a_x^{(i)} + q_y a_y^{(i)} + q_{xy} a_{xy}^{(i)} + a_t^{(i)} t \delta \right] = \left[\delta \bar{\sigma}_1^{(i)} \right], \quad (25)$$

где

$$\begin{aligned} a_x^{(0)} &= \bar{E}_1^{(0)} \frac{1}{E_x} (1 - \mu_{12}^{(0)} \mu_{xy}); \quad a_y^{(0)} = \bar{E}_1^{(0)} \frac{1}{E_y} (\mu_{12}^{(0)} - \mu_{yx}); \quad a_{xy}^{(0)} = 0; \\ a_t^{(0)} &= \bar{E}_1^{(0)} [\alpha_x + \alpha_y \mu_{12}^{(0)} - (\alpha_1^{(0)} + \mu_{12}^{(0)} \alpha_2^{(0)})]; \\ a_x^{(45)} &= \bar{E}_1^{(45)} \left[\frac{1}{2E_x} (1 - \mu_{yx})(1 + \mu_{12}^{(45)}) \right]; \\ a_y^{(45)} &= \bar{E}_1^{(45)} \left[\frac{1}{2E_y} (1 - \mu_{xy})(1 + \mu_{12}^{(45)}) \right]; \quad a_{xy}^{(45)} = \frac{\bar{E}_1^{(45)}}{G_{xy}} \left[\frac{(1 - \mu_{12}^{(45)})}{2} \right]; \\ a_t^{(45)} &= \frac{1}{2} \left[(\alpha_x + \alpha_y) \left(\frac{\bar{E}_1^{(45)} + \bar{E}_2^{(45)}}{2} + \bar{E}_1^{(45)} \mu_{12}^{(45)} \right) - \right. \\ &\quad \left. - \left(\bar{E}_1^{(45)} (\alpha_1^{(45)} + \mu_{12}^{(45)} \alpha_2^{(45)}) + \bar{E}_2^{(45)} (\alpha_2^{(45)} + \mu_{21}^{(45)} \alpha_1^{(45)}) \right) \right]. \end{aligned}$$

Для другого случая при определении толщин панелей с учетом требований ресурса, возможно, использование условия не растрескивания связующего и критерия прочности в виде

$$\left(\frac{\sigma_2^{(i)}}{\bar{\sigma}_2^{(i)}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}^{(i)}}{\bar{\tau}_{12}^{(i)}} \right)^2 = 1.$$

В этом случае определение толщины панели при проектировании авиационных конструкций целесообразно поводить при действии эксплуатационных нагрузок с коэффициентом безопасности $f=1.0$. Выражение для толщины в этом случае принимает вид

$$\begin{aligned} \left(\frac{\tau_{12}^{(i)}}{\bar{\tau}_{12}^{(i)}} \right)^2 &\left[\frac{(-\Delta_1 b_x^{(i)} - \Delta_2 b_y^{(i)} - \Delta_3 b_{xy}^{(i)})}{B_{\alpha\beta}} \left(\frac{\pi^2}{s^2} q_x + \left(\frac{\pi^2}{b^2} + \frac{\alpha^2 \pi^2}{s^2} \right) q_y + \frac{2\alpha \pi^2}{s^2} q_{xy} - D_{\alpha\beta} \delta^3 \right) + \right. \\ &\quad \left. + q_x b_x^{(i)} + q_y b_y^{(i)} + q_{xy} b_{xy}^{(i)} + b_t^{(i)} t \delta \right]^2 + \\ &+ \left(\frac{\sigma_2^{(i)}}{\bar{\sigma}_2^{(i)}} \right)^2 \left[\frac{(-\Delta_1 c_x^{(i)} - \Delta_2 c_y^{(i)} - \Delta_3 c_{xy}^{(i)})}{B_{\alpha\beta}} \left(\frac{\pi^2}{s^2} q_x + \left(\frac{\pi^2}{b^2} + \frac{\alpha^2 \pi^2}{s^2} \right) q_y + \frac{2\alpha \pi^2}{s^2} q_{xy} - D_{\alpha\beta} \delta^3 \right) + \right. \\ &\quad \left. + q_x c_x^{(i)} + q_y c_y^{(i)} + q_{xy} c_{xy}^{(i)} + c_t^{(i)} t \delta \right]^2 = \left[\delta \bar{\sigma}_2^{(i)} \frac{\tau_{12}^{(i)}}{\bar{\tau}_{12}^{(i)}} \right]^2. \end{aligned} \quad (26)$$

Для слоев стандартной укладки запишем коэффициенты $a_m^{(i)}$, $b_m^{(i)}$ и $c_m^{(i)}$ для равенства (26) в виде

$$\begin{aligned}
b_x^{(0)} &= \bar{E}_2^{(0)} \left[\frac{\mu_{21}^{(0)}}{E_x} - \frac{\mu_{yx}}{E_y} \right]; b_y^{(0)} = \bar{E}_2^{(0)} \left[\frac{1}{E_y} - \frac{\mu_{xy} \mu_{12}^{(0)}}{E_x} \right]; b_{xy}^{(0)} = 0; \\
b_t^{(0)} &= \bar{E}_2^{(0)} \left[\alpha_y + \alpha_x \mu_{21}^{(0)} - (\alpha_2^{(0)} + \mu_{21}^{(0)} \alpha_1^{(0)}) \right]; \\
c_x^{(0)} &= 0; c_y^{(0)} = 0; c_{xy}^{(0)} = \frac{1}{G_{xy}} G_{12}^{(0)}; c_t^{(0)} = 0; \\
b_x^{(45)} &= \bar{E}_2^{(45)} \left[\frac{1 + \mu_{21}^{(45)}}{2E_x} - \frac{\mu_{yx}}{2E_y} (1 + \mu_{12}^{(45)}) \right]; \\
b_y^{(45)} &= \bar{E}_2^{(45)} \left[\frac{1 + \mu_{21}^{(45)}}{2E_y} - \frac{\mu_{xy}}{2E_x} (1 + \mu_{12}^{(45)}) \right]; b_{xy}^{(45)} = \frac{1}{G_{xy}} \left[-\frac{(1 - \mu_{12}^{(45)})}{2} \right]; \\
b_t^{(45)} &= \frac{1}{2} \left[(\alpha_x + \alpha_y) \left(\frac{\bar{E}_1^{(45)} + \bar{E}_2^{(45)}}{2} + \bar{E}_1^{(45)} \mu_{12}^{(45)} \right) - \right. \\
&\quad \left. - \left(\bar{E}_1^{(45)} (\alpha_1^{(45)} + \mu_{12}^{(45)} \alpha_2^{(45)}) + \bar{E}_2^{(45)} (\alpha_2^{(45)} + \mu_{21}^{(45)} \alpha_1^{(45)}) \right) \right]; \\
c_x^{(45)} &= G_{12}^{(45)} \left(\frac{1 + \mu_{xy}}{E_x} \right); c_y^{(45)} = G_{12}^{(45)} \left(\frac{1 + \mu_{xy}}{E_y} \right); c_{xy}^{(45)} = 0; \\
c_t^{(45)} &= (\alpha_x - \alpha_y) G_{12}^{(45)}.
\end{aligned}$$

В четвертой главе работы рассмотрены некоторые задачи поперочного расчета и проектирования цилиндрических композитных панелей малой кривизны с ортотропной структурой по закритическому состоянию с учетом условий жесткого опирания при сжатии (Рисунок 5) и при сдвиге.

В параграфе 4.1 рассмотрена цилиндрическая ортотропная панель малой кривизны при продольном сжатии. Считая, что панель имеет всестороннее жесткое опирание прогиб представлен в виде

$$W = f \cdot \sin^2 \lambda_m x \cdot \sin^2 \lambda_n y, \quad (27)$$

где $\lambda_m = \frac{\pi m}{a}$, $\lambda_n = \frac{\pi n}{b}$ — параметры волнообразования.

После подстановки прогиба (27) в геометрически нелинейного уравнения совместности деформаций цилиндрических панелей может быть получена функция напряжений

$$\begin{aligned}
F &= \frac{f^2}{32} \left\{ E_y \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \cos 2\lambda_m x + E_x \frac{\lambda_m^2}{\lambda_n^2} \cos 2\lambda_n y - \right. \\
&\quad \left. - 2 \frac{1}{G_{\alpha\beta}} \cos 2\lambda_m x \cos 2\lambda_n y + \right.
\end{aligned}$$

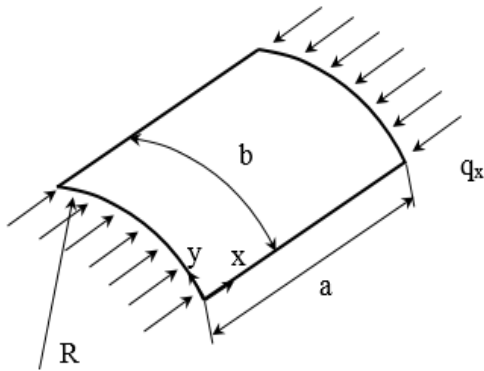


Рисунок 5 - Цилиндрическая панель, нагруженная сжимающими усилиями

$$+ \frac{1}{G_{4\beta}} \cos 2\lambda_m x \cos 4\lambda_n y + \frac{1}{G_{4\alpha}} \cos 4\lambda_m x \cos 2\lambda_n y - \frac{E_y \lambda_n^2}{16 \lambda_m^2} \cos 4\lambda_m x - \frac{E_x \lambda_m^2}{16 \lambda_n^2} \cos 4\lambda_n y \left. \right\} + \\ + \frac{f}{R} \left\{ -\frac{E_y}{16 \lambda_n^2} \cos 2\lambda_m x + \frac{1}{16 \lambda_n^2 G_{\alpha\beta}} \cos 2\lambda_m x \cos 2\lambda_n y \right\} - \frac{p_x y^2}{2},$$

где G_{mn} - коэффициенты, зависящие от параметров волнообразования и соотношений жесткостных параметров ортотропной структуры панели.

Для решения геометрически нелинейной задачи использован метод Бубнова - Галеркина и для случая продольного сжатия потоком $q_x = p_x \delta$ получено уравнение, которое записано в виде

$$\delta f^2 E_{m1} + \delta \frac{E_{m2}}{R^2} + \delta f \frac{E_{m3}}{R} + \delta^3 \bar{D}_m = q_x, \quad (28)$$

где E_{m1} , E_{m2} , E_{m3} , \bar{D}_m - коэффициенты, зависящие от параметров волнообразования и соотношений жесткостных параметров ортотропной структуры.

Для цилиндрических панелей малой кривизны при малых прогибах представлено решение задачи устойчивости. Также из определения функции напряжений записано выражение для нормальных продольных напряжений, которое может быть переписано в виде

$$\sigma_x \delta = -f^2 \Delta_x \delta - f \Delta_{xr} \frac{\delta}{R} - q_x, \quad (29)$$

где

$$\Delta_x = \frac{1}{32} \left\{ -4E_x \lambda_m^2 \cos 2\lambda_n y - 8 \frac{\lambda_n^2}{G_{\alpha\beta}} \cos 2\lambda_m x \cos 2\lambda_n y + \right. \\ \left. + 4 \frac{\lambda_n^2}{G_{4\alpha}} \cos 4\lambda_m x \cos 2\lambda_n y + 16 \frac{\lambda_n^2}{G_{4\beta}} \cos 2\lambda_m x \cos 4\lambda_n y - E_x \lambda_n^2 \cos 4\lambda_n y \right\}, \\ \Delta_{xr} = \left\{ -\frac{1}{4G_{\alpha\beta}} \cos 2\lambda_m x \cos 2\lambda_n y \right\}.$$

Для цилиндрических панелей малой кривизны на основе записанных выражений (28) и (29) в работе предложена методика проектирования по условиям обеспечения статической прочности при начальном этапе геометрически нелинейного поведения. Отмечено, что задача оптимального проектирования цилиндрических панелей, сжатых в продольном направлении, может быть сведена к минимизации функции одной переменной δ и иметь только численное решение.

В параграфе 4.2 также рассмотрена цилиндрическая ортотропная панель при жестком опирании, нагруженная касательными потоками. В этом случае предложено использовать прогиб в виде

$$W = f \cdot \sin^2 \frac{\pi y}{b} \sin^2 \frac{\pi(x - \alpha y)}{s} \quad (30)$$

В работе приведено аналитическое решение геометрически нелинейной задачи на основе которого предложен вариант методики проектирования композитных панелей цилиндрических панелей малой кривизны при сдвиге. Отмечено, что в этом случае задача проектирования также может быть сведена к минимизации функции одной переменной δ и может иметь только численное решение.

В пятой главе приведены прикладные методики проектирования гладких и подкрепленных композитных панелей и стенок, основанные на предложенных в работе аналитических решениях и методиках.

В параграфе 5.1 предложена методика проектирования подкрепленных композитных панелей при сдвиге. Отмечено, что актуальной является задача определения устойчивости и несущей способности квадратной конструктивно - ортотропной панели при сдвиге с учетом особенностей формы потери устойчивости при условии соизмеримости сторон $L \approx B$ (Рисунок 6).

Для методики проектирования подкрепленных композитных квадратных панелей (Рисунок 6 - 7) было использовано условие равноустойчивости при расчетном уровне нагружения.

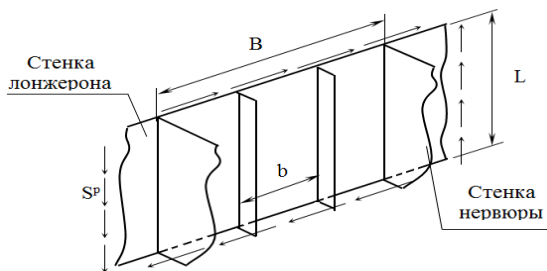


Рисунок 6 - Фрагмент подкрепленной стенки лонжерона

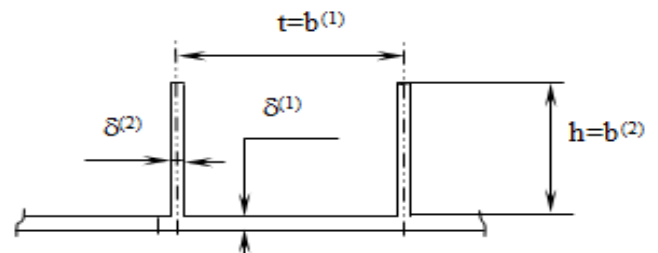


Рисунок 7 - Подкрепленная композитная панель

В параграфе 5.1.1 для определения касательных критических потоков сначала в работе рассмотрена геометрически нелинейная задача. Прогиб представлен в виде

$$W = f_1 \cdot \sin \frac{\pi x}{a} \sin \frac{\pi y}{b} + f_2 \cdot \sin \frac{2\pi x}{a} \sin \frac{2\pi y}{b} .$$

После подстановки прогиба в уравнение совместности деформаций, решения нелинейной задачи методом Бубнова - Галеркина рассмотрена линейная задача устойчивости и получено выражение для критических потоков квадратных панелей

$$q_{xy} = \frac{9\pi^4}{32} \left\{ \frac{D_{11}b}{a^3} + \frac{2D_3}{ab} + \frac{D_{22}a}{b^3} \right\}. \quad (31)$$

Далее в работе рассмотрена ортотропная панель с укладкой $\pm\varphi^\circ$. Из известной формулы Л.И. Балабуха можно записать безразмерную величину

$$\bar{\tau} = \frac{\tau_{кр} b^2}{\delta^3 E_1} = 2\pi^2 \sqrt{\frac{E_y}{12(1-\mu_{xy}\mu_{yx})} \left[\frac{E_x}{12(1-\mu_{xy}\mu_{yx})} \mu_{xy} + \frac{G_{xy}}{6} \right]} \sqrt{4 + 3\alpha + \frac{1}{\alpha}},$$

где
$$\alpha = \frac{\sqrt{E_x E_y}}{E_x \mu_{xy} + 2G_{xy}}.$$

Из формулы (30) также представлен безразмерный параметр

$$\bar{\tau} = \frac{q_{xy}}{\delta^3 E_l} = \frac{9\pi^4}{32} \left\{ \frac{E_x}{12(1-\mu_{xy}\mu_{yx})} \frac{b}{a^3} + \frac{2}{ab} \left(\frac{E_x}{12(1-\mu_{xy}\mu_{yx})} \mu_{xy} + \frac{G_{xy}}{6} \right) + \frac{E_x}{12(1-\mu_{xy}\mu_{yx})} \frac{a}{b^3} \right\}.$$

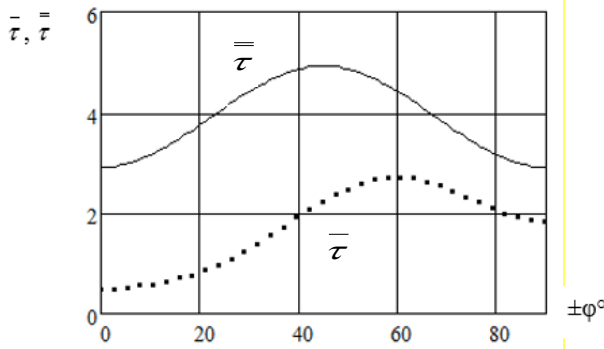


Рисунок 8 - Параметры $\bar{\tau}$ и τ в зависимости от угла армирования

Далее на Рисунке 8 представлены графики зависимостей $\bar{\tau}(\varphi)$ (пунктирная линия) и $\tau(\varphi)$ (сплошная линия) от угла армирования и отмечено следующее. Во - первых, известно, что для прямоугольных ортотропных пластин наилучшей укладкой при обеспечении устойчивости при сдвиге является структура $\pm 60^\circ$. Во - вторых, для квадратных ортотропных пластин нагруженных касательными потоками наилучшей является структура $\pm 45^\circ$.

В параграфе 5.1.2 представлена методика проектирования квадратных подкрепленных композитных панелей при сдвиге. В указанном случае задача проектирования сведена к минимизации функции одной переменной k , которая является отношением высоты к шагу подкрепления. Получено следующее выражение для определения приведенной толщины подкрепленной квадратной панели

$$\frac{\delta_f}{L} = \sqrt{\frac{q_{xy}}{EL}} \sqrt[4]{\frac{32L}{9\pi^4 B}} \Phi(k), \quad (32)$$

где минимизируемая функция одной переменной k (k - ограничена из конструктивных соображений).

В параграфе 5.2 рассмотрены задачи расчета и проектирование гладких композитных стенок ортотропной, анизотропной и несимметричной структуры при жестком опирании при действии касательных усилий с учетом решения геометрически нелинейных задач. В представленных методиках показано, что задачи проектирования гладких ортотропных панелей сводятся к численному решению нелинейного уравнения относительно толщины панели. В ортотропном случае указанное итоговое уравнение методики для определения толщины имеет вид

$$\frac{\pi^4 b}{4s^3} \{ \bar{D}_{mn} \delta^3 \} + \frac{\pi^2 b^4}{16s} [A_{mn}] \left(\bar{\tau}_{xy} \delta - S_{xy} \right) \frac{1}{\Delta} - \frac{3ab\pi^2}{8s} S_{xy} = 0, \quad (33)$$

где \bar{D}_{mn} , A_{mn} , Δ - коэффициенты, зависящие от соотношений жесткостных параметров композитной структуры и геометрических размеров панели; α - тангенс угла наклона волн; s - расстояние между узловыми линиями.

Отмечено, что полученные аналитические решения геометрически нелинейной задачи могут быть использованы для оценки нелинейного напряженно - деформированного состояния поверхностных дефектов-расслоений.

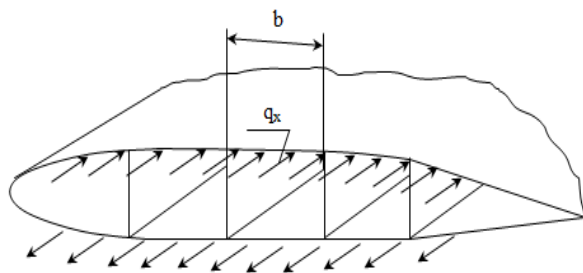


Рисунок 9 - Поперечное сечение многостеночного закрылка

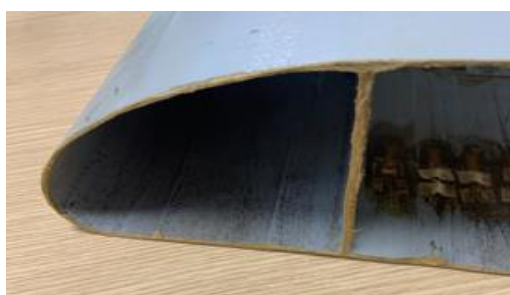


Рисунок 10 - КПО многостеночного закрылка

В параграфе 5.3 приведена методика проектирования многозамкнутых конструкций (Рисунок 9) с учетом ограничений по устойчивости и по прочности при закритическом состоянии. Для примера на Рисунке 10 показан фрагмент конструктивно - подобного образца (КПО).

На основе аналитических соотношений и методик, представленных в главе 2 диссертационной работы, предложены методики проектирования несущих продольных панелей и стенок многозамкнутой конструкции закрылка, нагруженных соответственно сжимающими и касательными потоками.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика проектирования композитных панелей тонкостенных авиационных конструкций по устойчивости и закритическому состоянию.

В диссертационной работе получены следующие основные результаты:

1. Предложена методика оптимального проектирования гладких композитных и металлических панелей с учетом ограничений по устойчивости и по прочности при закритическом состоянии (при одновременном рассмотрении двух уровней нагружения) с учетом достижения минимальных запасов.
2. Предложена методика оптимального проектирования гладких панелей при комбинированном нагружении по закритическому состоянию, в том числе с учетом равномерного нагрева.
3. Получены аналитические решения геометрически нелинейной задачи определения напряженно - деформированного состояния ортотропных прямоугольных цилиндрических панелей малой кривизны при сжатии и при сдвиге с учетом всестороннего жесткого опирания. На основе полученных аналитических решений предложены методики определения минимальных толщин ортотропных цилиндрических панелей по закритическому состоянию.
4. Получено аналитическое решение задачи устойчивости и определения напряженно - деформированного состояния при геометрически нелинейном поведении для квадратной ортотропной панели при сдвиге.

5. Предложена методика рационального проектирования подкрепленных панелей квадратной формы при сдвиге с учетом ограничений по устойчивости.

6. Получены аналитические решения геометрически нелинейных задач гладких композитных (ортотропных, анизотропных и несимметричных) панелей при сдвиге и предложены соответствующие методики оптимального проектирования композитных панелей по закритическому состоянию.

7. Предложена методика определения параметров многозамкнутых закрылков из композитных материалов с учетом допустимости закритического поведения несущих панелей и стенок от сжатия и сдвига при нагрузках превышающих эксплуатационный уровень.

8. Предложенные новые методики позволяют определять минимальные толщины несущих панелей на ранних этапах проектирования с учетом достижения минимальных запасов равных единице по соответствующим критериям. Полученные новые аналитические решения могут быть использованы для оценки геометрически нелинейного напряженного состояния указанных вариантов панелей на ранних этапах проектирования при принятии конструктивных решений. Также на основе полученных аналитических решений предложены алгоритмы методик определения минимальных толщин ортотропных цилиндрических панелей по закритическому состоянию. Представленные результаты могут являться частью научно - технического задания для создания перспективного самолета малой грузоподъемности.

Дальнейшее развитие рассмотренной темы может быть связано разработкой методик проектирования тонких панелей по закритическому состоянию с учетом усталостного нагружения.

ПУБЛИКАЦИИ АВТОРА ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации

1. Митрофанов О.В., Осман Мазен. Проектирование гладких металлических панелей при обеспечении устойчивости и прочности при закритическом поведении // Вестник Московского авиационного института. – 2022. – Т. 29. – № 1. – С. 36-47. DOI: 10.34759/vst-2022-1-36-47.

2. Митрофанов О. В., Осман Мазен. Оптимальные параметры композитных обшивок многозамкнутого закрылка с учетом ограничений по устойчивости и по закритическому состоянию // Естественные и технические науки. – 2022. – № 2 (165). – С. 216-218.

3. Митрофанов О. В., Осман Мазен, Агафонов И.И. Закритическое поведение тонких металлических панелей: актуальные прикладные задачи // Естественные и технические науки. – 2021. – № 12 (163). – С. 263-265.

Научные статьи в ведущих научных журналах и изданиях, включенных в международные системы цитирования

4. Mitrofanov O. and Osman Mazen. Designing of smooth composite panels providing stability and strength at post-buckling behavior // Mechanics Of Composite Materials. – 2022. – Vol. 58. – No. 1. – pp. 21-42.

5. Mitrofanov, O.V., Osman, M. Design of thin orthotropic panels according to the post-buckling state under combined loading taking into account uniform heating // Aerospace Systems. – 2022. – Vol. 5. – No. 1. – pp. 29-36.

Статьи в материалах международных конференций - в изданиях, включенных в международные системы цитирования

6. Mitrofanov O., Mazen O. Designing of thin composite panels with the post-buckling behavior considering rigid support and loading with shear flows // Book Conf.: Far East Con – Materials and Construction III, Key Engineering Materials. – 2021. – Vol. 887. – pp. 657-661.

7. Mitrofanov O., Osman M. Post-buckling behavior estimation of composite panels of asymmetric structure with all-boundary rigid support with shear flows action // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. – 2021. – No 1. – Vol. 1027. – pp. 012020.

8. Mitrofanov O.V., Osman M. Assessment of the geometrically nonlinear behavior of thin cleavage type surface defects of anisotropic structure under shear // IOP Publishing: Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – No 1. – Vol. 1925. – pp. 012053.

9. Mitrofanov O.V., Osman M. Analysis of stability and bearing capacity of reinforced panels made of composite materials under shear // IOP Publishing: Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – No 1. – Vol. 1925. – pp. 012060.

10. Mitrofanov O.V., Osman M. Post-buckling behavior estimation of rigidly supported cylindrical composite panels in case shear // IOP Publishing: Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – No 4. – Vol. 2094. – pp. 042078.

11. Mitrofanov O.V., Osman M., Gavriiliak V. E. Composite panels design based on post-buckling state with combined loading // IOP Publishing: Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – No 1. – Vol. 1925. – pp. 012055.

Материалы международных и всероссийских конференций

12. Митрофанов О.В., Осман Мазен, Кайков К.В. Проектирование квадратных подкрепленных композитных стенок при сдвиге с учетом обеспечения устойчивости // Тезисы II-ой Международной конференции «Композитные материалы и конструкции». – М.: МАИ, 2021. – С. 20-22.

13. Митрофанов О.В., Осман Мазен. Определение оптимальных параметров сжатых композитных панелей при обеспечении устойчивости и прочности при закритическом поведении с учетом жесткого опирания // Тезисы II-ой Международной конференции «Композитные материалы и конструкции». – М.: МАИ, 2021. – С. 23-24.

14. Митрофанов О.В., Гавва Л.М., Осман Мазен. Собственные нелинейные колебания тонких прямоугольных композитных панелей несимметричной структуры // Тезисы II-ой Международной конференции «Композитные материалы и конструкции». – М.: МАИ, 2021. – С. 19-20.

15. Митрофанов О.В., Мазен О. Оценка геометрически нелинейного поведения тонких поверхностных дефектов типа расслоения анизотропной структуры при сдвиге // Тезисы 19-ой международной конференции «Авиация и космонавтика». – М.: МАИ, 2020. – С. 774-775.

16. Osman M. N. Review of calculation methods and experimental studies of structurally anisotropic aircraft panels made of composite materials // Abstracts XLVI Gagarin Science Conference. – M.: MAI, 2020. – pp. 1679-1680.
17. Osman M. N. Actual problems of designing the main power elements of the wing caisson made of composite materials with the possibility of loss stability of thin skin // Abstracts XLVII Gagarin Science Conference. – M.: MAI, 2021. – pp. 1478.