

ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертационную работу Торопылиной Екатерина Юрьевны «Обеспечение прочности и устойчивости несущих композитных панелей средней толщины авиационных конструкций с учетом геометрической нелинейности», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по Специальности 2.5.14 – «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

При эскизном и рабочем проектировании авиационных конструкций расчет устойчивости и прочности плоских и цилиндрических панелей малой кривизны занимает значительное время проектантов. От успешного решения этой задачи в значительной степени зависит вес конструкции планера самолета. Для решения этих задач используются как численные, так и аналитические методы. Численные методы требуют наличия высококвалифицированных специалистов и высокопроизводительных компьютеров. Аналитические методы легко программируются, а полученные программы доступны среднетехническому персоналу. По этой причине работа Торопылиной Е.Ю., в которой разработана совокупность аналитических методик по расчету панелей, полезна и **актуальна** для работников ОКБ авиационной промышленности.

Общая характеристика работы. Диссертация Торопылиной Е.Ю. условно разделена на две части. Первая часть посвящена модифицированным методикам расчета композитных подкрепленных панелей при наличии сквозных повреждений в обшивке с учетом обеспечения местной и общей устойчивости.

Вторая часть диссертационной работы включает методики расчета нелинейного напряженно-деформированного состояния и оценки прочности при закритическом деформировании при превышающих эксплуатационный уровень нагрузках для несущих металлических и композитных гладких плоских и цилиндрических панелей.

Работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы из 122 источников и приложения. Полный объем исследования составляет 140 страниц.

Во введении раскрыта актуальность исследования, описаны существующие подходы, поставлена цель и обозначены задачи работы.

В первой главе диссертации приведен обзор и рассмотрены современные проблемы обеспечения прочности и устойчивости несущих панелей на начальных этапах разработки авиационных конструкций, а также представлены основные геометрически нелинейные соотношения для анализа

закритического поведения композитных и металлических панелей средней толщины.

Вторая глава содержит результаты параметрических исследований критических напряжений потери устойчивости композитных панелей различных конфигураций. Результаты получены при расчетах устойчивости для панелей с различными соотношениями геометрических размеров и вариантами опирания при использовании метода конечных элементов. При анализе результатов выявлены потенциально - критические места, расположение дефектов в которых может существенно снижать критические напряжения потери устойчивости. Представлены результаты экспериментальной проверки определения критических мест на металлических образцах при наличии отверстия. Проведено сравнение результатов испытаний с результатами конечно - элементного моделирования.

Третья глава посвящена изложению модифицированных аналитических методик расчета композитных подкрепленных панелей, учитывающих необходимость обеспечения местной и общей устойчивости при наличии сквозных повреждений в обшивке с учетом нагружения сжимающими и касательными потоками. На основе указанных расчетных методик предложены модифицированные методики определения параметров равноустойчивых подкрепленных панелей, учитывающих наличие регламентированных повреждений.

Четвёртая глава посвящена разработке методик расчета напряженно-деформированного состояния и определения минимальных толщин гладких прямоугольных композитных и металлических панелей при закритическом деформировании. Указанные методики основаны на аналитических решениях геометрически нелинейных задач, полученных методом Бубнова-Галеркина. Для иллюстрации использования разработанных методик в диссертации приведен пример расчета с использованием программного комплекса MATLAB. Показано, что практическое внедрение предложенных подходов позволяет снизить толщину обшивок и стенок кессонов закрылков самолета средней грузоподъемности на 7%.

В пятой главе рассмотрены задачи нелинейных расчетов композитных цилиндрических панелей малой кривизны при закритическом деформировании под действием сжимающих нагрузок. Подробно описан процесс расчета критических напряжений, прогибов и запасов прочности при закритическом деформировании панелей.

В заключении сформулированы основные выводы по результатам диссертационной работы.

Научная новизна диссертации заключается в следующем:

1. Разработаны модифицированные аналитические методики поверочного расчета местной и общей устойчивости подкрепленных композитных панелей с учётом расположения сквозных дефектов в виде отверстий и разрезов в обшивках, а также влияния толщины при действии сжимающих и касательных потоков.

2. Предложены методики оценки прочности напряжённо-деформированного состояния плоских и цилиндрических композитных панелей малой кривизны при закритическом деформировании с учётом мембранных и изгибных напряжений.

3. На основании полученных результатов разработаны аналитические методики определения минимальных толщин композитных панелей при обеспечении прочности при закритическом деформировании.

Практическая значимость. Разработанные автором аналитические методики расчета местной и общей устойчивости подкрепленных композитных панелей с повреждениями, методики расчета закритического поведения цилиндрических панелей малой кривизны найдут применение на этапе эскизного проектирования самолетов малой авиации.

Достоверность результатов обосновывается сравнением некоторых из них с экспериментальными результатами автора. Основные научные достижения изложены автором в 5 статьях, опубликованных в журналах, входящих в перечень изданий, рекомендованных ВАК Минобрнауки РФ. Результаты также были представлены на 6 международных и всероссийских конференциях, по результатам которых опубликовано 7 тезисов докладов.

Замечания по диссертации:

1. В работе использована классификация толщин, предложенная в монографии А.С. Вольмира для металлических пластин. В диссертации не указано как влияет ортотропная структура на классификацию и какие особенности классификации могут быть в общем случае для композитных панелей.

2. Во 2-й главе работы представлены результаты испытаний на устойчивость только гладких металлических панелей со сквозными дефектами. Несомненный интерес представляют аналогичные испытания композитных панелей средней толщины с различными повреждениями.

3. В 3-й главе диссертации рассмотрены методики расчета и определения параметров равноустойчивых подкрепленных панелей со сквозными дефектами в обшивке. При этом не рассмотрены повреждения, которые могут быть получены от ударного воздействия в стрингер с внешней стороны обшивки.

4. В диссертации имеют место стилистические ошибки и опечатки: в формулах табл. 1.1 отсутствует описание обозначений (f , m , $\bar{E}$); в уравнении 1.15 не совпадают размерности; модель рис.2.2 не отражает схему рис.2.1.

В целом сделанные замечания не влияют на положительную оценку работы и полученных результатов.

Диссертация Торопылиной Е.Ю. является законченной научно-квалификационной работой, которая соответствует требованиям п.9 «Положения о присуждении ученых степеней», предъявляемых ВАК РФ к диссертациям на соискание ученой степени кандидата технических наук, а ее автор, Торопылина Е.Ю., заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.14 – «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов». Автореферат диссертации полностью соответствует её содержанию.

Официальный оппонент,
главный научный сотрудник
отделения «Статическая и
тепловая прочность летательных
аппаратов» ФАУ «ЦАГИ»,
доктор технических наук,
профессор

Гришин Вячеслав Иванович

11.11.2025

Полное наименование организации: Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»).

Почтовый адрес организации: 140180, Россия, г. Жуковский, Московская область, ул. Жуковского, д.1

Адрес официального сайта организации в сети «Интернет»:
<https://www.tsagi.ru>

Адрес электронной почты организации: info@tsagi.ru

Телефон организации: 8 (495) 556-43-03, 8 (495) 777-63-32

Подпись Гришина В.И. заверяю

И.О. заместителя генерального
директора по науке ФАУ «ЦАГИ»

Зиченков М.Ч.



С отрывом от оригинала
18.11.2025г. Зиченков