

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АВТОНОМНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
«СИБИРСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИИ
ИМ. С. А. ЧАПЛЫГИНА»



**«АЭРОДИНАМИКА, ДИНАМИКА
ПОЛЕТА, ПРОЧНОСТЬ
И КОНСТРУИРОВАНИЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

**II ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ
КОНФЕРЕНЦИЯ АСПИРАНТОВ**

10 ДЕКАБРЯ 2024 Г.

НОВОСИБИРСК
2024



ФЕДЕРАЛЬНОЕ АВТОНОМНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
«СИБИРСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ
АВИАЦИИ ИМ. С. А. ЧАПЛЫГИНА»

**«АЭРОДИНАМИКА, ДИНАМИКА ПОЛЕТА,
ПРОЧНОСТЬ И КОНСТРУИРОВАНИЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

II Всероссийская научно-техническая
конференция аспирантов

10 декабря 2024 г.

Сборник тезисов докладов

Новосибирск
2024

УДК 629.7
ББК 39.53
А99

Аэродинамика, динамика полета, прочность и конструирование летательных аппаратов: сборник тезисов докладов II Всероссийской научно-технической конференции аспирантов (г. Новосибирск, 10 декабря 2024 г.) / ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина»; сост. В. Г. Борисова, Л. А. Трошкина. — Новосибирск: ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина», 2024. — 56 с.: ил.

ISBN 978-5-6051783-1-6

В сборнике собраны тезисы докладов участников II Всероссийской научно-технической конференции аспирантов «Аэродинамика, динамика полета, прочность и конструирование летательных аппаратов», организованной ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина».

Основные задачи конференции: популяризация научно-исследовательской деятельности среди молодых ученых и ее стимулирование; обеспечение условий для эффективной коммуникации, обмена опытом и активного развития инновационной деятельности аспирантов высших учебных заведений и научно-исследовательских организаций; обсуждение результатов научно-исследовательской деятельности начинающих ученых.

УДК 629.7
ББК 39.53

ISBN 978-5-6051783-1-6

© Федеральное автономное учреждение
«Сибирский научно-исследовательский
институт авиации им. С. А. Чаплыгина», 2024

ОРГКОМИТЕТ КОНФЕРЕНЦИИ

ПРЕДСЕДАТЕЛЬ ОРГКОМИТЕТА

Чемезов Владимир Леонидович научный руководитель института, канд. техн. наук, доцент

ЗАМЕСТИТЕЛЬ ПРЕДСЕДАТЕЛЯ ОРГКОМИТЕТА

Смирнов Дмитрий Николаевич заместитель директора по научной работе, канд. техн. наук

ЧЛЕНЫ ОРГКОМИТЕТА

Вир Олег Вилигардович заместитель начальника опытно-конструкторского бюро отделения по разработке авиационной техники

Железнов Лев Петрович заместитель начальника отделения усталостной и статической прочности авиационных конструкций, начальник аспирантуры, старший научный сотрудник, д-р техн. наук

Зайцев Валерий Юрьевич начальник отделения аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов

Загидулин Артем Рибхатович старший научный сотрудник отделения динамической прочности летательных аппаратов, канд. техн. наук

Медведева Ольга Вячеславовна заместитель директора по кадрам и общим вопросам

Писарев Вячеслав Витальевич главный конструктор

Скокова Наталья Анатольевна начальник отдела по связям с общественностью

УЧЕНЫЙ СЕКРЕТАРЬ

Борисова Виктория Геннадьевна старший научный сотрудник отделения аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов

ТЕХНИЧЕСКИЙ СЕКРЕТАРЬ

Заржицкая Светлана Сергеевна специалист отдела по связям с общественностью

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ № 1 «АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»	6
1. Борисова В. Г., Сигантьев В. А. Результаты аэродинамического проектирования сложных несущих систем и концевых аэродинамических поверхностей с минимальным индуктивным сопротивлением	6
2. Михайлов Д. С., Ерохин В. П. Алгоритм оптимизации дозвукового игольчатого крыла под заданный режим полета на ранних стадиях аэродинамического проектирования	8
3. Окунев М. К., Бабурин А. А., Березко М. Э., Шевяков В. И. Решение задач аэродинамики самолетов транспортной категории в условиях обледенения методом численного моделирования	12
4. Сапин А. П. Методика расчета шарнирных моментов органов управления	13
СЕКЦИЯ № 2 «ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»	15
5. Архипов П. А. Методика моделирования нелинейной жесткости на сжатие металлических пластин в зоне установки крепежных элементов для решения задач статической прочности	15
6. Бегунов И. С. Валидация моделирования процесса расслоения в образцах, выполненных из многослойного композиционного материала	16
7. Власова Ю. Н., Уиру Г. Н. Расчет трубопровода для двухконтурной системы шасси при коловых испытаниях	18
8. Демин А. И. Цифровой комплекс визуализации анализа результатов испытаний конструкций на прочность	20
9. Дергязов А. Н., Егоров Г. П., Мельников Д. Е., Саликов Д. А. Методика автоматизированного расчета усталостной прочности тонкостенной металлической конструкции	22
10. Ковальчук Л. М., Бурлышева Т. В., Гуляков Т. В. Исследование напряженного состояния сетчатых трансформиремых конструкций в безвоздушном пространстве	26
11. Козырев Д. Д., Гуляков Т. В., Ковальчук Л. М., Бурлышева Т. В. Исследование напряженно-деформированного состояния и устойчивости игольчатой и спиальной конструкций при осевом сжатии	30
12. Романенко Е. И. Об определении разрывяющей нагрузки численным методом	34
13. Селиванов Ю. С. Применение нелинейных сетей к задаче тонкологической оптимизации	35
14. Сорокин М. И., Попов Я. Е., Лебелев А. С., Коротков М. С. Контроль формы и деформаций поверхности с использованием биноккулярного машинного зрения	39
15. Старцев В. О., Павлов М. Р., Нечасев А. А. Влияние осевого и прочностные показатели стеклопластика ВПС-53/Т-25 на начальной стадии климатического старения	41
16. Терехова Е. С., Багдуркин Ю. И. Исследование нараметров, влияющих на массу и несущую способность панелей из слоистого композита	44
17. Шейфер С. В., Степанова Л. Н., Чернова В. В. Исследование образцов из композиционного материала АСМС102-130UD с помощью акустической эмиссии, ультразвука и фрактографии	47
СЕКЦИЯ № 3 «ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ, ПРОИЗВОДСТВО, ИСПЫТАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»	49
18. Зверков И. Д., Семухин Р. И., Мешков А. А. Предложения по обилку доплетательных стратосферных самолетов	49
19. Мешков А. А., Зверков И. Д. Подходы к обеспечению экономической эффективности эксплуатации беспилотных авиационных систем для задач перевозки грузов	53

Секция № 1 «Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов»

РЕЗУЛЬТАТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ НЕСУЩИХ СИСТЕМ И КОНЦЕВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ С МИНИМАЛЬНЫМ ИНДУКТИВНЫМ СОПРОТИВЛЕНИЕМ

Борисова В. Г., Силантьев В. А.

СибНИИ им. С. А. Чаплыгина

С целью повышения аэродинамического качества летательного аппарата (ЛА) еще на этапе разработки проводятся активная проработка его облика и установление возможных путей модернизации. Несмотря на то, что в целом облик современных магистральных самолетов можно считать установленным, в частности это классическая аэродинамическая схема ЛА, возможность проведения оптимизации остается. Пути повышения аэродинамического качества ЛА могут быть различными, одним из таких является воздействие на величину индуктивного сопротивления, которое в крейсерском режиме полета может составлять до 40 %. Для достижения наибольшей эффективности индуктивного сопротивления необходимо тщательная проработка облика ЛА методами вычислительной аэродинамики, реализованными программным путем для обеспечения высокой точности результатов. С этой целью было проведено обширное исследование аэродинамическому проектированию различных сложных несущих систем и концевых аэродинамических поверхностей (КАП) с минимальным индуктивным сопротивлением, результаты которого представлены в данной работе.

Основная концепция, применяемая в исследовании, опирается на идею замены несущей поверхности вихревой системой, широко используемой в работах Л. Праудлти, М. Мулика и А. Бетпа [1-4]. Это позволяет использовать взаимосвязь циркуляции скорости и индуктивного сопротивления. Так, представляемый в работе алгоритм аэродинамического проектирования включает в себя получение оптимального распределения циркуляции, гарантирующего достижение минимума индуктивного сопротивления несущей системы при заданном коэффициенте подъемной силы и некоторых других ограничениях, и затем понятие носозадаче геометрических параметров (объемной формы) несущей системы, обеспечивающей реализацию оптимизированного распределения нагрузки.

Примеры некоторых методов оптимизации можно встретить в работах различных современных авторов [5, 6]. Однако при обзоре доступной научной литературы вопросы,

связанные с оптимизацией по минимуму индуктивного сопротивления сложных компоновок замкнутого типа и различных форм КАП, замечены не были.

Для решения этого вопроса в рамках проведенного исследования были разработаны метод частичной оптимизации, позволяющий проводить минимально индуктивного сопротивления концевых элементов несущей системы ЛА, а также дополнительно были рассмотрены подходы к проведению полной оптимизации, показавший свою эффективность при оптимизации несущих систем замкнутого типа.

Особая ценность предлагаемого метода частичной оптимизации заключается в возможности проведения минимизации индуктивного сопротивления концевых элементов (или КАП) при сохранении геометрии базового крыла неизменной. Это становится возможным благодаря корректному определению исходных распределенных аэродинамических характеристик пространственной (объемной) компоновки с помощью программы [7] на базе метода Мурино.

Отмечается, что неудачно подобранная форма КАП без проведения оптимизации может не только не дать ожидаемого положительного результата, в том числе за счет увеличения эффективного удлинения по размаху, но и значительно снизить аэродинамические характеристики несущей системы. Это особенно важно не только на этапе предварительного проектирования ЛА, но и при оснащении уже созданного ранее воздушного судна концевыми устройствами. В частности, для высокоскоростных магистральных ЛА остро встают вопросы снижения риска развития волнового кризиса в концевых сечениях крыла.

Метод частичной оптимизации реализован в программном комплексе на языке программирования FORTRAN, что обеспечивает его простоту в использовании и высокое быстродействие. Реализованный программный комплекс был проверен известными точными решениями, а также успешно показал себя при сопоставлении с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей СибНИИ. Это позволило применить его для практических целей при разработке перспективных самолетов-демонстраторов ТВС-2ДПС и СТР-40ДП, о чем свидетельствует акт внедрения полученных в исследовании результатов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Prandtl L. Applications of Modest Hydrodynamics to Aeroplanes: in 2 parts / Translated by the Staff of the National Advisory Committee for Aeronautics, 1923. Rep. No. 116. P. 157-215. URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930091180> (дата обращения: 29.12.2024).

2. Munk M. Isoperimetrische Aufgaben aus der Theorie des Fluges / Dieterichschen Universitäts-Buchdruckerei (W. Fr. Kaestner). Göttingen, 1919. 31 p. URL: <https://archive.org/details/isoperimetrische00munk/mode/2up> (дата обращения: 29.12.2024).
3. Munk M. The Minimum Inducted Drag of Airfoils // U. S. NACA. Rep. No. 121, 1921. P. 95–110. URL: https://archive.org/details/nasa_techdoc_19800006779/mode/2up (дата обращения: 29.12.2024).
4. Betz A. Behavior of Vortex Systems // Technical Memorandum, June 1933. NACA-TM-713. 32 p. URL: <http://hdl.handle.net/2060/19930094704> (дата обращения: 29.12.2024).
5. Павленко А. А. Метод расчета минимального индуктивного сопротивления пространственных несущих систем // Ученые записки ЦАГИ. Том XXVIII, 1997. № 2. С. 56–61. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=12922455> (дата обращения: 29.12.2024).
6. Захаров А. Г., Кудрявцев О. В. Определение минимального индуктивного сопротивления сложных несущих конфигураций с использованием методов оптимизации распределения циркуляции в плоскости Третьяка // Тр. ЦАГИ, 2014. Вып. 2734. С. 1–31.
7. Silantiev V. A., Ryaguzov E. A. Aerodynamic Analysis of Complex Aircraft Configurations with Engine Simulation Using the Potential Panel Method // Proceedings of the Fourth Sino-Russian Symposium on Aerodynamics. Chinese Aeronautical Establishment, 1995. P. 41–56.

АЛГОРИТМ ОПТИМИЗАЦИИ ДОЗВУКОВОГО ИЗОЛИРОВАННОГО КРЫЛА ПОД ЗАДАННЫЙ РЕЖИМ ПОЛЕТА НА РАННИХ СТАДИЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Михайлов Д. С.¹, Ерохин П. В.¹

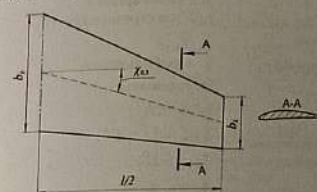
¹АО «Туполев»

Одним из важных требований, которые предъявляются к дозвуковым летательным аппаратам, является требование высокого значения коэффициента аэродинамического качества K . Достижение высоких значений коэффициентов K возможно за счет оптимизации формы крыла по критерию $K \rightarrow \max$ под заданный режим полета изделия.

Целью работы являлось формирование алгоритма для оптимизации геометрии дозвукового изолированного крыла по критерию $K \rightarrow \max$ для заданного режима полета с помощью эмпирико-аналитических (инженерных) методов аэродинамического расчета на ранних стадиях аэродинамического проектирования.

Рассматриваются крылья простой (трапецевидной) формы в плане с постоянным по размаху профилем (рисунок 1). Для получения аэродинамических характеристик (АДХ)

таких крыльев необходим профиль крыла, а также геометрические параметры плановой проекции: площадь S , удлинение крыла λ , угол стреловидности по линии $1/2$ хорд $\chi_{0,5}$, сужение крыла η .



Геометрические параметры:

1. Бортовая хорда b_s ;
2. Концевая хорда b_t ;
3. Размах крыла b ;
4. Угол стреловидности по линии $1/2$ хорд $\chi_{0,5}$;
5. Координаты дозвукового профиля крыла.

Рисунок 1 — Параметризация дозвукового изолированного крыла

Для аэродинамического расчета используются известные эмпирико-аналитические методики [1, 2]. Поскольку инженерный расчет изолированного крыла возможен для крыла с симметричным профилем, для учета кривизны профиля в явном виде выполняется дополнение методик [1, 2] зависимостями, позволяющими выполнить пересчет АДХ профиля крыла на АДХ крыла конечного удлинения. В качестве инструмента для получения АДХ профиля выступает интерактивная программа Xfoil [3].

Алгоритм оптимизации крыла под заданный режим полета заключается в подборе такого сочетания параметров плановой проекции (S , λ , $\chi_{0,5}$, η) и профиля, при котором аэродинамическое качество максимально. Необходимое сочетание параметров может быть выбрано как путем прямого перебора аргументов (рисунок 1) с заданным шагом, так и с использованием методов оптимизации. В рамках выполненной работы применяются два этих способа.

На рисунке 2 представлена схема реализации предложенного алгоритма. Указаны варьируемые геометрические параметры и ограничения. Характеристики плановой проекции крыла изменяются непрерывно, профили крыла выбираются из сформированной базы профилей. Диапазоны варьирования параметров выбираются соответствующими характеристикам геометрическим габаритам беспилотного летательного аппарата. В качестве ограничений на геометрические характеристики рассматриваются ограничения по концевой и бортовой хорде крыла, по стреловидности и удлинению. Оптимизация крыла проводится под режим полета $M = 0,5$, $\alpha = 2^\circ$, $H = 0$ м.

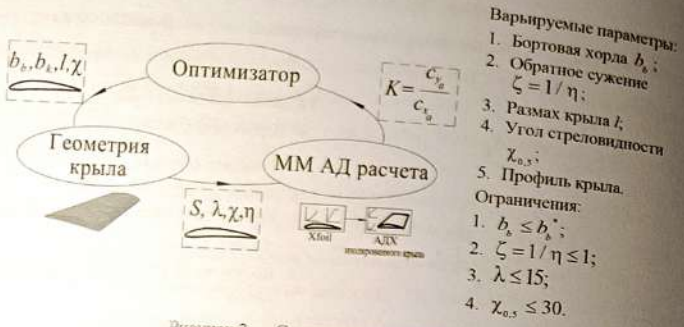


Рисунок 2 — Схема реализации алгоритма

Математическая модель единичного аэродинамического расчета крыла на основе эмпирико-аналитической методики [1, 2] реализована на языке программирования Python. Для оптимизации формы крыла по критерию максимального аэродинамического качества $K \rightarrow \max$ используется библиотека SciPy Python [4].

Результат оптимизации представлен на рисунке 3, а в виде поля точек значений K_{\max} , которые соответствуют найденному сочетанию параметров плановой проекции крыла для каждого рассматриваемого профиля. На рисунке 3, б изображено изолированное крыло, обладающее наибольшим значением K_{\max} (рисунок 3, а) среди рассматриваемых в рамках данной задачи геометрий крыльев.

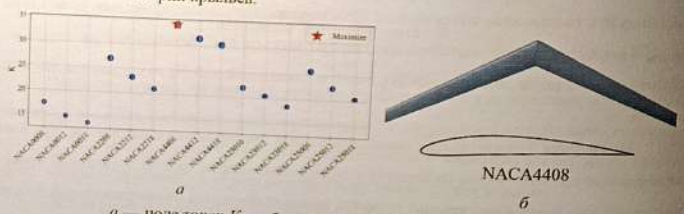


Рисунок 3 — Результат оптимизации дозвукового крыла для заданного режима полета

Оптимизация формы крыла под заданный режим полета выполнена также путем варьирования геометрических параметров плановой проекции для каждого рассматриваемого профиля. В результате формируется зависимость вида $K = f(b_s, \zeta, \chi_{0,x}, S, \lambda)$.

Для сформированного облика крыла по критерию $K \rightarrow \max$ представлено сравнение АДХ, определенных путем численного моделирования, с результатами расчета по эмпирико-аналитической методике (рисунок 4).

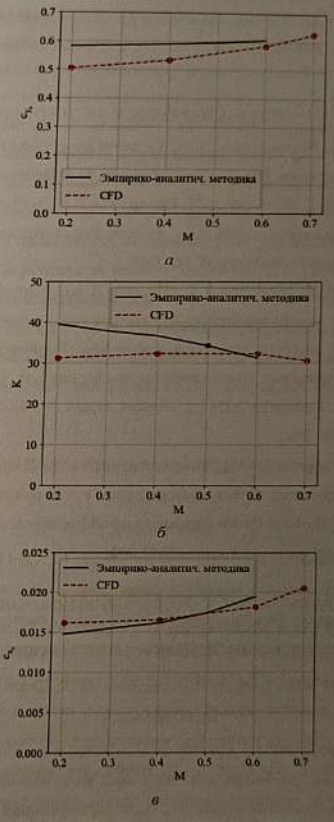


Рисунок 4 — АДХ крыла, оптимизированного под заданный режим полета. Угол атаки $\alpha = 2^\circ$

Представленный алгоритм оптимизации крыла под заданный режим полета, характеризуемый H , M , α , является актуальным на ранних стадиях аэродинамического проектирования. Стоит отметить, что подобная задача может решаться с помощью инструментов численного моделирования [5], однако применение инструмента, основанного на инженерных методиках расчета АДХ [1, 2], может значительно сократить диапазон поиска оптимального решения.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: учеб. пос. для вузов. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
2. Артамонова Л. Г., Кузнецов А. В., Песенская Н. Н. Поверочный расчет аэродинамических характеристик самолета: учеб. пос. / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). М., 2010.
3. Шелобанов Л. Д., Михайлов Д. С., Тищенко Д. Ю., Лаптева Л. А. Сравнение методов вычислительной аэрогидродинамики для расчета аэродинамических характеристик дозвуковых профилей крыла в двумерной постановке. Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике: 10-я российская конференция (г. Светлогорск Калининградской области, 16–21 сентября 2024 г.): сборник трудов. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, 2024. 522 с. С. 229–233.
4. SciPy. URL: <https://scipy.org> (дата обращения: 02.11.2024).
5. Автоматизированная методика исследования геометрии гибкого крыла самолета для ПАО «Яковлев». URL: <https://www.datadvance.ru/ru/blog/use-cases/airplane-flexible-wing-geometry-exploration.html> (дата обращения: 02.11.2024).

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ МЕТОДОМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Окулов М. К., Бабулин А. А., Берзко М. Э., Шевяков В. И.

ПАО «Яковлев»

Важнейшим требованием к гражданским самолетам является безопасность полета. Для соответствия этому требованию все, что влияет на безопасность полета воздушного судна, должно подлежать сертификации. В России сертификационные требования к самолетам транспортной категории изложены в Части 25 Норм летной годности (НЛГ-25), заменившей ранее Часть 25 Авиационных правил (АП-25). По каждому пункту НЛГ-25 должны быть представлены доказательные документы.

Одной из серьезных проблем является сертификация для полетов воздушного судна в условиях обледенения. Согласно НЛГ-25, вероятность попадания самолета транспортной категории в условия обледенения составляет 100 %, такие условия нормируются по диапазону водности (масса воды в единице объема воздуха), диапазону температур воздуха, диапазону высот полета и размеру водяных капель. На данный момент в НЛГ-25 условия обледенения представлены в двух приложениях: со «стандартными» условиями (Приложение С) и с более сложными по водности, температурам и размерам капель (Приложение О).

В данной работе проведена оценка возможности применения программных комплексов при сертификации самолетов транспортной категории в условиях обледенения. Методом численного моделирования решены задачи об определении распределения водности в окрестности аэродинамического профиля и носовой части фюзеляжа, а также об определении коэффициента подъемной силы консоли крыла при наличии на его поверхности ледяных отложений. По результатам решений сделан вывод о том, что программные комплексы могут быть использованы при сертификации самолетов транспортной категории, однако необходимо продолжить работу в направлении совершенствования методов определения аэродинамических характеристик самолета с наличием на его поверхности ледяных отложений и увеличивать базу экспериментальных данных для валидации программных комплексов.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Сашин А. П.

АО «Туполев»

Главной задачей является разработка методики расчета шарнирных моментов органов управления. Новизна работы заключается в том, что представленная методика расчета шарнирных моментов органов управления летательных аппаратов учитывает новые геометрические коэффициенты при расчетах, в том числе на критических углах атаки.

Расчет шарнирных моментов требует значительных материальных и временных затрат (проектирование, постройка и содержание аэродинамических труб; создание продувочных моделей различного масштаба; создание оснастки для проведения эксперимента). Методика позволит существенно **уменьшить** объем трубных испытаний.

Методика, представленная в данной работе, основывается на добавлении геометрических коэффициентов в формулу расчета коэффициента шарнирного момента:

\bar{x} — координата максимальной толщины профиля отклоняемой поверхности;

\bar{f} — относительная кривизна профиля отклоняемой поверхности;

c — относительная толщина профиля отклоняемой поверхности.

Выбор коэффициентов для использования вариативен и зависит от геометрических параметров отклоняемых поверхностей.

При помощи представленной методики проведены расчеты шарнирных моментов органов управления различных самолетов:

- отклоненного щитка;
- элерона;
- интерцептора;
- руля направления;
- отсеков бомболюка.

Полученные с помощью методики результаты вычислений коэффициентов шарнирных моментов органов управления показали хорошую сходимость с экспериментальными данными, что говорит о правильности выбранного подхода.

При помощи представленной методики могут вычисляться коэффициенты шарнирного момента $m_{ш}$ органов управления и отклоняемых в полете элементов для различных летательных аппаратов на ранних этапах проектирования.

Секция № 2 «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕЛИНЕЙНОЙ ЖЕСТКОСТИ НА СМЯТИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПЛАСТИН В ЗОНЕ УСТАНОВКИ КРЕПЕЖНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ

Архипов П. А.

АО «АэроКомпозит»

В настоящее время в авиационной и ракетно-космической технике широко применяются болтовые соединения для крепления основных силовых элементов между собой, а также вторичных несильных элементов к какому-либо силовому элементу.

При проведении типовых конечно-элементных расчетов принимается, что соединение работает в упругой зоне, поэтому, как правило, в результате расчета получается неравномерность нагружения крепежных элементов, связанная с особенностями геометрии деталей, болтов, расположения крепежных элементов, механическими характеристиками материалов болта и соединяемых пластин.

В докладе рассмотрены методы моделирования крепежных элементов в конечно-элементных моделях (КЭМ), разработанных для анализа статической прочности, включая [1]. Представлена методика моделирования нелинейной жесткости на смятие металлических пластин в зоне установки крепежных элементов для решения задач статической прочности.

Методика состоит из трех последовательных действий:

1. Построение графиков «Сила-перемещение» для типовой КЭМ пластины и болта с использованием трехмерных конечных элементов.
2. Построение графиков «Сила-перемещение» для КЭМ пластины, соответствующей типовой зоне моделирования крепежного элемента КЭМ основной детали. В данной методике рассмотрены две КЭМ с использованием оболочечных элементов.

3. Вычисление кривой «Сила-перемещение» для CBUSH-элемента [2], как разницы между графиком, полученным с использованием КЭМ с трехмерными элементами, и графиком, полученным с использованием КЭМ типовой зоны крепежного элемента в КЭМ детали.

При этом необходимо разрабатывать только по одной КЭМ с трехмерными и оболочечными элементами для каждой пары материалов крепежа и пластины за счет использования формул:

$$k_d = \frac{d_{\text{новый}}}{d_{\text{старый}}},$$

$$k_t = \frac{t_{\text{новая}}}{t_{\text{старая}}},$$

$$u_{\text{новый}}(P) = u_{\text{старый}} \left(\frac{P}{k_d \cdot k_t} \right) \cdot k_d,$$

где $u_{\text{старый}}$ — график зависимости перемещений от силы, полученной по расчетам с использованием КЭМ;

$d_{\text{старый}}$ — диаметр крепежа, который использовался при вычислении $u_{\text{старый}}$;

$t_{\text{старая}}$ — толщина пластины, которая использовалась при вычислении $u_{\text{старый}}$;

$d_{\text{новый}}$ — новое значение диаметра крепежа;

$t_{\text{новая}}$ — новое значение толщины пластины;

P — сила, прикладываемая к пластине с толщиной $t_{\text{новая}}$ и диаметром крепежа $d_{\text{новый}}$;

Предложенный подход позволяет с малыми временными и вычислительными затратами провести расчеты с учетом упругопластической работы соединения.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Rutman A., Viisoreanu A., Parady Jh. A., Jr. Fasteners Modeling for MSC.Nastran Finite Element Analysis // SAE International and the American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2000. 18 p. DOI: 10.2514/6.2000-5585.
2. MSC Nastran Quick Reference Guide, May 2013, Version 2013.

ВАЛИДАЦИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА РАССЛОЕНИЯ В ОБРАЗЦАХ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ МНОГОСЛОЙНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Белоусов И. С.^{1,2}

¹СибНИА им. С. А. Чаплыгина, ²ИГТУ

Межслойные дефекты, или расслоения, представляют собой один из самых серьезных типов дефектов, которые могут возникать в элементах конструкций, выполненных из многослойных композиционных материалов. Эти дефекты могут появиться как в ходе эксплуатации, так и в процессе изготовления элементов конструкций, что может привести к заметному снижению их несущей способности.

Одной из особенностей процесса расслоения является локальная потеря устойчивости, т. е. выпучивание отделившегося слоя, с последующим ростом зоны дефекта при действии сжимающих нагрузок [1–3]. Это может стать причиной общего разрушения элемента конструкции при нагрузке значительно меньше расчетного уровня. Таким образом, для анализа дефектов типа расслоений и их роста вследствие действия нагрузок, необходимо решать задачу устойчивости и оценивать закритическое поведение элементов конструкций.

Автором разработаны расчетные модели процесса деформирования тонкостенных композиционных конструкций (пластин) с внутренними дефектами в среде моделирования ANSYS. При моделировании развития расслоений применялись: метод виртуального закрытия трещины (Virtual Crack Closure Technique — VCCT), описанный в работах [4–6]; модель когезионной зоны (Cohesive Zone Model — CZM), основанием для которого послужили работы [7, 8], также существует большое количество работ, посвященных использованию метода конечных элементов совместно с CZM для моделирования роста трещины и процесса расслоения [9–11]. В статье рассматривается вопрос валидации разработанных расчетных моделей по результатам натурных испытаний.

Были проведены испытания двух типов образцов, выполненных из многослойного композиционного материала, с предварительными дефектами: образцы в виде полосы со сквозным непроклеем и образцы в виде пластины с круглым непроклеем. По результатам испытаний были получены зоны роста межслойного дефекта для обоих типов образцов.

Также было проведено конечно-элементное моделирование испытаний обоих типов образцов, учитывающее локальную потерю устойчивости в зоне дефекта, закритическое поведение и процесс расслоения.

По результатам сравнения экспериментальных и расчетных данных о росте межслойного дефекта получено качественное соответствие. Что позволяет использовать построенные расчетные модели для оценки процесса расслоения в элементах конструкции из композиционных материалов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Чермошнцева А. С. Разработка методики повышения прочности тонкостенных элементов конструкций из композиционных материалов с дефектами типа расслоения: дис. ... канд. техн. наук: 01.02.04. Чермошнцева Анна Сергеевна; МГТУ. М., 2018. 168 с.
2. Wang K., Zhao L., Hong H., Gong Y., Zhang J., Ning H. An Analytical Model for Evaluating the Buckling, Delamination Propagation, and Failure Behaviors of Delaminated Composites Under Uniaxial Compression. Composite Structures, 2019. Vol. 223. P. 1–9.

3. Wang K., Zhao L., Hong H., Gong Y., Zhang J., Ning H. Parameter Studies and Evaluation Principles of Delamination Damage in Laminated Composites // Chinese Journal of Aeronautics. 2021. Vol. 37 (7). P. 32–72.
4. Krueger R. Virtual Crack Closure Technique: History, Approach, and Applications // Appl. Mech. Rev. 2004. Vol. 57 (2). P. 109–143.
5. Krueger R., O'Brien K. A Shell/3D Modeling Technique for the Analysis of Delaminated Composite Laminates // AIAA Journal. 2000. Vol. 37, no. 6. P. 25–44.
6. Irwin G. Analysis of Stresses and Strains Near the End of the Crack Traversing a Plate // J. Appl. Mech. 1957. Vol. 24. P. 361–364.
7. Dugdale D. S. Yielding of Steel Sheets Containing Slits // J. Mech. Phys. Solids. 1960. Vol. 8 (2). P. 100–104.
8. Barenblatt G. I. The Mathematical Theory of Equilibrium Cracks in Brittle Fracture // Adv. Appl. Mech. 1962. Vol. 7. P. 55–129.
9. Meo M., Thiucot E. Delamination Modelling in a Double Cantilever Beam // Compos. Struct. 2005. Vol. 71. P. 429–434.
10. Turon A., Davila C. G., Camanho P. P., Costa J. An Engineering Solution for Mesh Size Effects in the Simulation of Delamination Using Cohesive Zone Models // Eng. Fract. Mech. 2007. Vol. 74 (10). P. 1665–1682.
11. Turon A., González E. V., Sarrado C., Guillaumet G., Maimí P. Accurate Simulation of Delamination under Mixed-Mode Loading Using a Cohesive Model with a Mode-Dependent Penalty Stiffness // Compos. Struct. 2018. Vol. 184. P. 506–511.

РАСЧЕТ ТРУБОПРОВОДА ДЛЯ ДВУХКОНТУРНОЙ СИСТЕМЫ ШАССИ ПРИ КОПРОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Власова Ю. Н., Уиру Г. Н.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина

НИО-6 СибНИА занимается исследованием динамической прочности шасси, в том числе проводится исследования на эффект «шимми». На некоторых режимах движения самолета по земле могут возникнуть поперечные колебания колес его шасси. Эти колебания, носящие название шимми, являются следствием неустойчивости процесса прямолинейного качения колес [1].

При копровых испытаниях на шимми подключается гидравлика для имитации реальной внутренней составляющей, что «заменивает» основную и аварийную гидравлические системы. Данные системы независимо подключены к двум агрегатам управления

(АУ-СУПК-80), которые в свою очередь управляют цилиндрами механизма поворота колес (МПК), поворачивая колесо в нейтральное положение после отклонения тросом. Однако при испытаниях на стенде не имеет практического смысла подключение двух маслонасосов, так как работу АУ-СУПК регулирует в том числе пульт управления.

Для испытаний на шимми обычно используются стационарные маслонасосы. Тем не менее они не могут обеспечить нужных характеристик, заявленных заказчиками. Значит, требуется установить одну переносную маслонасосную, вычислив ее характеристики для соответствия первоначальной картине с двумя независимыми маслонасосами. Датчик давления был установлен на расстоянии от агрегата управления, требуется посчитать потери давления.

Для маслонасосов с нужными характеристиками необходимо рассчитать требуемые параметры: общий расход ($Q_{\text{общ}}$) и потери давления по длине (Δp) (таблица 1).

Таблица 1 — Данные, максимально допустимые для АУ-СУПК в процессе испытаний

Максимальный расход рабочей жидкости, л/мин, не более	7,0
Номинальное давление в линии напора, кгс/см ²	280

Для подачи рабочей жидкости на два потребителя от одной маслонасосной необходимо рассмотреть систему разветвленных трубопроводов (рисунком 1).

Расход мы принимаем равным 7 л/мин для каждого потребителя. Исходя из уравнения непрерывности (1):

$$Q_{\text{общ}} = Q_1 + Q_2, \quad (1)$$

получаем общий расход, равный 14 л/мин.

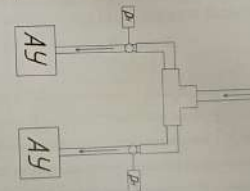


Рисунок 1 — Графическое представление системы трубопроводов, необходимых для подачи рабочей жидкости из маслонасосной к потребителям. Потери давления по длине рассчитываются по формуле (2):

$$\Delta p = \lambda \frac{l}{d} \frac{\rho l^2}{2}, \quad (2)$$

где λ — коэффициент гидравлического сопротивления;

l — длина трубопровода;

d — диаметр трубопровода;

ρ — плотность рабочей жидкости;

V — скорость рабочей жидкости в напорной линии.

В нашем случае датчик давления был установлен сразу после разветвления трубопроводов, что может скрывать под собой потери давления по длине от датчика до потребителя. Исходя из расчета выше, понятно, что потери давления по длине малы, не влияют на конечный результат и составляют 0,57 %. Допустимая погрешность по давлению составляет 2,5 %.

Таким образом, характеристики маслостанции соответствуют требуемым. Расчеты, которые были приведены выше, это подтверждают. Все данные испытаний оказались достоверными.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Руководство для конструкторов по проектированию самолетов / ЦАГИ; редкол.: Г. П. Свишев [и др.]. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1977. 3 с.
2. Башта Т. М. Машиностроительная гидравлика. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1971. 69 с.

ЦИФРОВОЙ КОМПЛЕКС ВИЗУАЛИЗАЦИИ АНАЛИЗА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ КОНСТРУКЦИЙ НА ПРОЧНОСТЬ

Демян А. И.
ЦАГИ

При проведении натурных испытаний конструкций летательных аппаратов (ЛА) ведется сбор большого количества данных измерений, полученных от регистрирующих датчиков различного типа. Наиболее массовыми являются данные тензометрии — при натурных испытаниях ЛА количество тензорезисторов, установленных на изделии, может достигать 10 000 штук. В то же время непрерывный мониторинг и анализ этих данных в ходе нагружения является ключевой задачей для сохранения целостности опытного образца изделия и предотвращения его преждевременного незапланированного разрушения. Текущие подходы к упорядочиванию данных подразумевают отображение экспериментальных показаний в табличной форме либо в виде одиночных графиков, без применения дополнительного функционала для анализа. Таким образом, при большом объеме данных теряется их

информативность, и ведущий по испытаниям не использует в полной мере всю получаемую информацию.

Цифровой комплекс «TensoVis» предназначен для исчерпывающего анализа и визуализации результатов испытаний на прочность. Основной функционал комплекса предназначен для обработки и анализа тензометрии: сравнение данных эксперимента и расчета, построение графиков зависимости деформаций от нагрузки, построение прогнозных значений на последующие стадии нагружения и др.

Применение цифрового комплекса «TensoVis» при испытаниях на прочность ЛА и их агрегатов значительно повысит информативность эксперимента, позволит произвести сравнение расчетной модели с данными эксперимента в режиме «онлайн», принять верные решения о приостановке/продолжении нагружения с целью сохранения опытного образца изделия от незапланированного преждевременного разрушения.

На рисунке 1 представлена предполагаемая структурная схема взаимосвязи цифрового комплекса «TensoVis» с системами и объектами при испытаниях на прочность.

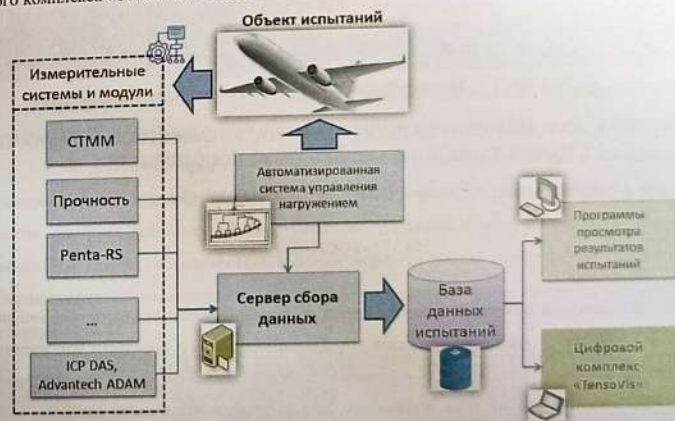


Рисунок 1 — Структурная схема взаимосвязи цифрового комплекса «TensoVis» со смежными системами

На рисунке 1 показано, что управление нагружением объекта испытаний осуществляется с помощью специализированных автоматизированных систем управления. Сбор информации о состоянии конструкции осуществляется при помощи измерительных систем и модулей с использованием различного рода датчиков.

На рисунке 2 представлен интерфейс программы «TensoVis» и примеры графиков зависимости напряжений от приложенной нагрузки для датчиков, зафиксировавших нелинейное поведение конструкции.

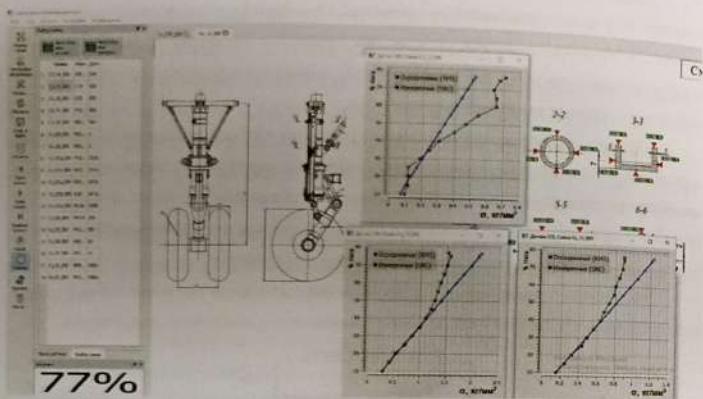


Рисунок 2 — Интерфейс цифрового комплекса «TensoVis»

МЕТОДИКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО РАСЧЕТА УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ ТОНКОСТЕННОЙ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ

Дериплазов А. Н.¹, Егоров Г. П.², Мельников Д. Е.¹, Саликов Д. А.³

¹ПАО «Яковлев», ²ПАО «НЛМК»,
³ФГУП «ГОСНИИ ГА»

Введение

Усталостная прочность является одной из основных составляющих обеспечения летной годности летательных аппаратов [1]. Теоретическая база в области усталостной прочности развита в достаточной мере для применения при проектировании воздушных судов, однако существенным препятствием при практическом использовании является объем расчетной работы.

Цель проекта

Цель проекта — разработка методики и рабочего процесса автоматизированного расчета усталостной долговечности конструкции, применимых для одновременного расчета большого количества концентраторов напряжений, в том числе крепежных отверстий без их прямого моделирования.

Методика автоматизированного расчета усталостной прочности

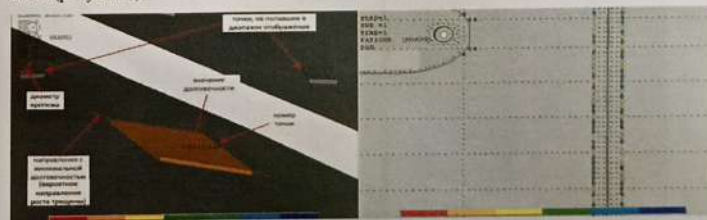
Общая структура. Методика представляет собой набор методов расчета и автоматизированных процедур, составляющих единый рабочий процесс (таблица 1).

Таблица 1 — Основные этапы методики

№ п/п	Описание этапа	Автоматизация	Программное обеспечение
1	Выбор расчетной зоны	Отсутствует	—
2	Выгрузка деталей и крепежа	Частичная	CAD (любая)
3	Создание КЭМ деталей	Отсутствует	CAE (любая)
4	Создание КЭМ крепежных элементов	Полная	FATIGUE PrePost (Ansys)
5	Сборка модели		
6	Создание связей между деталями		
7	Сборка расчетной модели	Полная/частичная	FATIGUE (Matlab)
8	Анализ циклической нагруженности	Полная/частичная	FATIGUE (Matlab)
9	Расчет и обработка напряженно-деформированного состояния (НДС)	Полная	FATIGUE PrePost (Ansys)
10	Расчет долговечности	Полная	FATIGUE (Matlab)
11	Визуализация результатов	Полная	FATIGUE PrePost (Ansys)

Программный модуль «FATIGUE PrePost». Представляет собой набор макросов на языке ANSYS APDL для этапов построения модели и расчета НДС.

КЭМ деталей собираются в единую модель с назначением свойств и проведением проверок. Крепеж моделируется соединением типа spotweld [2] (контакт «точка к поверхности», линейная «склейка»). Используются эмпирические выражения для податливости крепежа [3]. Проводится расчет НДС и вывод результатов в текстовые файлы. Расчет долговечности реализован в комплексе «FATIGUE». Финальный этап — визуализация результатов (рисунок 1).



Шкалы со значениями долговечности

Рисунок 1 — Формат визуализации результатов при расчете крепежных отверстий

Программный модуль «FATIGUE». Реализован на языке Matlab и предназначен для проведения расчетов усталости. Схема с основными аспектами методологии расчета представлена на рисунке 2. Напряжения на контуре крепежных отверстий восстанавливаются по условиям смятия и проходящим напряжениям.

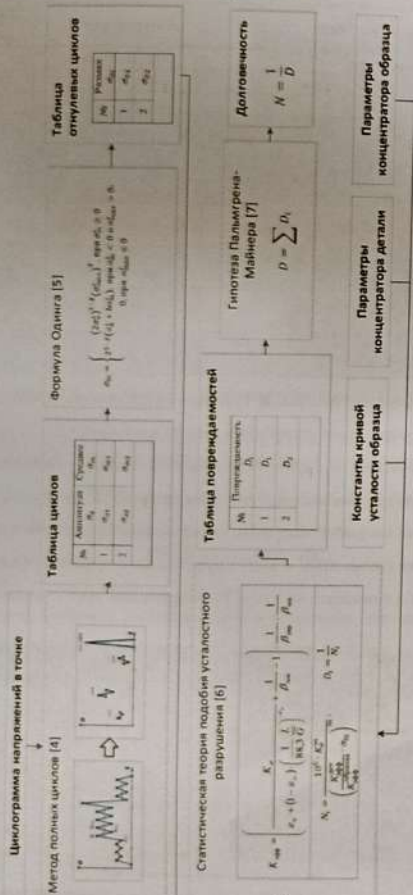


Рисунок 2 — Алгоритм расчета долговечности по циклограмме напряжений в точке

Экспериментальное обоснование

На рисунке 3 представлено сравнение результатов натурных испытаний и расчетов усталостной долговечности различных типовых зон по данной методике.

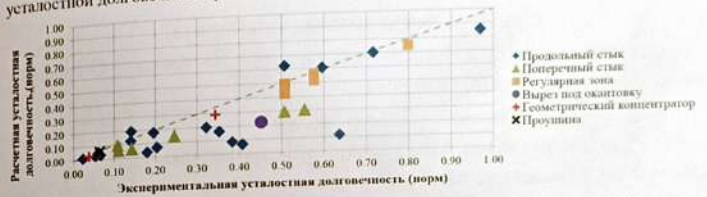


Рисунок 3 — Сравнение результатов испытаний с расчетными оценками

Внедрение проекта и оценка эффективности

Методика успешно применяется для оценки усталостной долговечности транспортного самолета. В качестве примера приведен расчет центроплана с корневой частью крыла (рисунок 4). Зона с подробной сеткой включает около 1100 деталей.

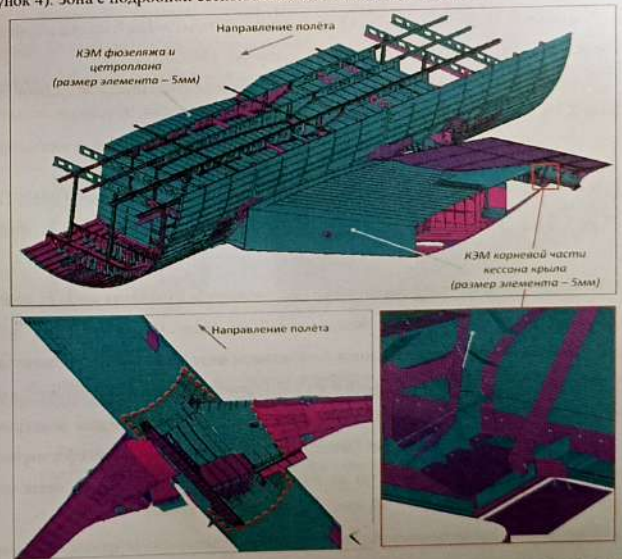


Рисунок 4 — Расчетная зона. Красным пунктиром выделена зона с подробной сеткой

Методика показала себя эффективным инструментом проектирования, поскольку позволяет выявлять потенциально критические места конструкции и оценивать влияние изменений. Автоматизация минимизирует влияние человеческого фактора.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации. МСХ к АП 25.571. 2015 г.
2. ANSYS 20.1 Documentation, Theory Reference.
3. Siddabathuni Mekam, Sastry. Parametric Studies on the Effect of Four Types of Fastener Modeling in Channel Type Tension Fitting // International Journal of Recent advances in Mechanical Engineering (IJMECH). Vol. 4, no. 1. P. 15–27.
4. ГОСТ 25.101-83.
5. Панков А. В., Свирицкий Ю. А., Кулемин А. В. Разработка методики расчета ресурсных характеристик элементов планера самолета из металлических материалов в обеспечении требований п. 25.571: ЦАГИ, 2012. 149 с.
6. Когаев В. П., Махутов Н. А., Гусевиков А. П. Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность. М.: Машиностроение, 1985. 223 с.
7. Стряжнов В. Е. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций: справочное пособие. М.: Машиностроение, 2012.

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ СЕТЧАТЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ В БЕЗВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

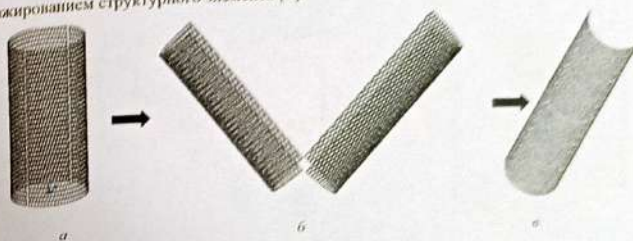
Ковальчук Л. М., Бурнашева Т. В., Гульков Т. В.

ИГТУ

Сетчатые композитные трансформируемые конструкции состоят из двух половин аннотридных оболочек связанных между собой замками. При выходе на орбиту трансформируемая конструкция находится в сложенном виде (рисунок 1, а) и испытывает осевую сжимающую нагрузку. На нижней и верхней кромках находятся шпангоуты, а сами половины подкреплены вертикальными ребрами. На орбите аннотридная конструкция раскладывается (рисунок 1, б) и на нее действует кручение. В трансформируемых конструкциях шпангоуты расположены на верхней и нижней кромках, на месте стыка оболочек.

Необходимым является исследование напряженного состояния трансформируемых

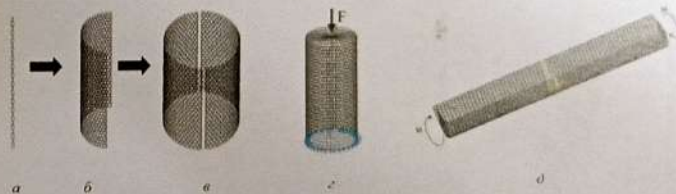
APDL. При построении параметрических конечно-элементных моделей конструкции с вертикальными вырезами и оболочки в рабочем положении использовался способ с тиражированием структурного элемента [1].



а — аннотридная конструкция в собранном положении с вертикальными разрезами; б — раскрытие оболочки; в — рабочее положение

Рисунок 1 — Процесс принятия трансформируемой конструкции рабочего положения

В реберную структуру закладывался двухузловой с шестью степенями свободы конечный элемент BEAM4 [2]. Для передачи через минимальный узел нагрузки на шпангоуты применялся элемент MPC184 (рисунок 2). У конструкции с вертикальными разрезами на нижнем шпангоуте располагаются сферические шарниры, а на раскрытой конструкции фиксируется один узел между двумя частями оболочки.



а — структурный элемент; б — сгенерированная половина конструкции с вырезами; в — построенная конструкция; г — граничные условия конструкции с вертикальными разрезами; д — граничные условия трансформируемой конструкции

Рисунок 2 — Схема для моделирования аннотридной конструкции с вертикальными разрезами и конечно-элементные модели конструкции с вертикальными разрезами и трансформируемой оболочки, где F — осевая сжимающая нагрузка; M — крутящий момент

Исследуем напряженное состояние конструкции с вертикальными разрезами. Расчет

При приложенной нагрузке предел прочности углепластика при сжатии, равный 1000 МПа, не достигается, следовательно, конструкция способна выйти на орбиту без разрушения.



Рисунок 3 — Поля напряжений конструкции с вертикальными разрезами при сжатии

Из-за нарушения целостности реберной структуры и подкреплений в виде вертикальных ребер, спиральные ребра с наклоном влево растягиваются, с наклоном вправо — сжимаются. Кольцевые ребра работают на растяжение и сжатие одновременно.

Исследуем напряженное состояние трансформируемой сетчатой конструкции.

Расчет проводился при крутящем моменте, равном 1 тс · м (рисунок 4).



Рисунок 4 — Поля напряжений конструкции с вырезами в виде двух структурных элементов с 60 парами спиральных ребер и углом наклона спирального ребра к образующей 20° при кручении

При приложенной нагрузке предел прочности углепластика при кручении, равный 750 МПа, не достигается, следовательно, конструкция способна выдержать в безвоздушном

пространстве возникающий крутящий момент [7–9]. Спиральные ребра работают на растяжение и сжатие одновременно так же, как и кольцевые ребра.

Сетчатая конструкция с вертикальными разрезами не разрушается при выходе на орбиту (осевая сжимающая сила — 108 тс) и в безвоздушном пространстве (кручение 1 тс · м). Показано, что данный тип конструкций имеет особенную структуру, которая перераспределяет нагрузки за счет топологических связей и продольных ребер. Продольные ребра в свою очередь принимают на себя большую часть приложенных нагрузок.

При кручении кольцевые ребра работают на сжатие и растяжение. Это объясняется тем, что конструкция сетчатая и способна перераспределять нагрузку. Спиральные ребра с наклоном влево сжимаются, вправо — растягиваются. Зоны максимальных напряжений находятся на месте разреза в продольных ребрах и связанных с ним спиральных ребрах.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. О подходах к построению параметрической дискретной модели сетчатой цилиндрической оболочки в конечно-элементном пакете ANSYS // Краевые задачи и математическое моделирование: темат. сб. науч. ст. Новокузнецк: Изд-во КПИ КеМГУ, 2023. С. 52–57.
2. Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. Исследование напряженного состояния и оценка устойчивости анизотридной цилиндрической оболочки при изменении параметров реберной структуры при статическом нагружении // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 81–92. DOI: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-81-92.
3. Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. Влияние параметров реберной структуры на напряженное состояние композитной сетчатой оболочки при статическом нагружении // Наука. Промышленность. Оборона: тр. 22 Всерос. науч.-техн. конф., посвящ. 60-летию со дня первого полета человека в космос (г. Новосибирск, 21–23 апр. 2021 г.): в 4 т. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2021. Т. 1. С. 75–79. 25 экз. ISBN 978-5-7782-4412-2.
4. Ковальчук Л. М. Оценка надежности сетчатой оболочки без обшивки при кручении / науч. рук. Т. В. Бурнышева // Россия молодая: сб. материалов 13 Всерос. науч.-практ. конф. с междунар. участием (г. Кемерово, 18–21 апр. 2023 г.). Кемерово: Кузбас. гос. техн. ун-т им. Т. Ф. Горбачева, 2023. № ст. 042306.1.
5. Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. Анализ деформирования ребер сетчатых цилиндрических оболочек при кручении // Наука. Промышленность. Оборона: тр. 23 Всерос. науч.-техн. конф., посвящ. 100-летию основания конструкторского бюро «Туполев» (г. Новосибирск, 20–22 апр. 2022 г.): в 4 т. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2022. Т. 1. С. 43–47. 25 экз. ISBN 978-5-7782-4693-5.

6. Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. Влияние реберной структуры на устойчивость сетчатой цилиндрической оболочки при кручении // Интеллектуальный потенциал Сибири: сб. науч. тр. 30 регион. науч. студен. конф. (г. Новосибирск, 23–27 мая 2022 г.): в 4 ч. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2022. Ч. 4. С. 396–400. ISBN 978-5-7782-4756-7.

7. Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В., Шайдуров С. В. Исследование напряженного состояния и оценка устойчивости анизотридной цилиндрической оболочки при изменении параметров реберной структуры при кручении // Решетивские чтения: материалы 26 Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти ген. конструктора ракетно-косм. систем М. Ф. Решетнева (г. Красноярск, 9–12 нояб. 2022 г.): в 2 ч. Красноярск: Изд-во СибГУ, 2022. Ч. 1. С. 104–106. ISBN 978-5-86433-924-4. 1 CD-ROM.

8. Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. Исследование напряженного состояния сетчатой композитной оболочки без обшивки при кручении // Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов: материалы Всерос. науч.-практ. конф. (г. Новосибирск, 7–10 сент. 2022 г.). Новосибирск: СибНИА им. С. А. Чаплыгина, 2022. С. 37–39. ISBN 978-5-6043216-4-5.

9. Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. Конечно-элементный расчет на прочность и устойчивость анизотридной оболочки при кручении / науч. рук. Т. В. Бурнышева // Наука. Технологии. Инновации: сб. науч. тр. 16 Всерос. науч. конф. молодых ученых (г. Новосибирск, 5–8 дек. 2022 г.): в 11 ч. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2022. Ч. 11. С. 30–34. 100 экз. ISBN 978-5-7782-4872-4.

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ И УСТОЙЧИВОСТИ ИЗОГРИДНОЙ И СПЛОШНОЙ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ОСЕВОМ СЖАТИИ

Козырев Д. Д., Гульков Т. В., Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В.

НГТУ

В исследовании рассматривается задача расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) и устойчивости двух видов конструкций: сетчатой и оболочечной. Конструкции изготовлены из углепластика, механические свойства которого представлены в таблице 1.

Таблица 1 — Механические свойства материала

Модуль Юнга, Па	Плотность, кг/м ³	Коэффициент Пуассона
1,8E11	1650	0,19

Построение дискретных моделей проводилось в программном комплексе ANSYS [3]. При моделировании сетчатой конструкции использовались балочные элементы BEAM4

30

с шестью степенями свободы в каждом узле. В оболочечной конструкции использовался четырехузловой элемент SHELL181 с шестью степенями свободы на каждый узел. Нижний шпангоут консольно заземлен к верхнему минимому узлу, расположенному в центре, по высоте конструкции приложена осевая сжимающая сила, равная 108 тс (рисунок 1). Минимый узел соединяется с узлами шпангоута при помощи жестких элементов MPC184 [2]. Массы сетчатой и оболочечной конструкций равны 42 кг. Толщина оболочечной конструкции равна 4 мм.

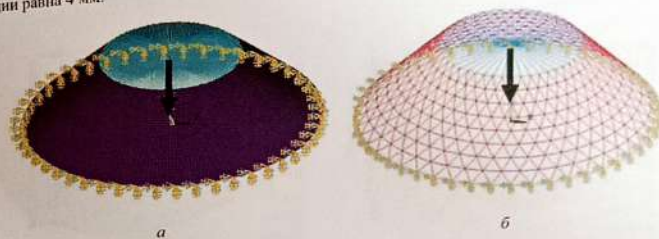


Рисунок 1 — Граничные условия и нагрузки в оболочечной (а) и сетчатой (б) конструкциях

Расчет напряженно-деформированного состояния моделей от осевой сжимающей силы показал, что спиральные ребра сжимаются, а кольцевые — растягиваются. Максимальные напряжения не превышают допустимых, которые равны 1000 МПа [1] (рисунок 2).

Первая форма потери устойчивости оболочечной конструкции симметрична. В первой форме потери устойчивости сетчатой конструкции наблюдаются локальные зоны смятия ребер, располагающиеся по всей конструкции [4] (рисунок 3).

Для расчета напряженно-деформированного состояния к конструкциям прикладывалась критическая сила. На рисунке 4 представлены поля напряжений и перемещений при приложении критической силы.

В результате исследования оболочечной и изогридной конструкций на напряженно-деформированное состояние получено, что в изогридной конструкции спиральные ребра сжимаются, кольцевые — растягиваются.

Максимальные напряжения на сжатие составили 824 МПа, на растяжение — 399 МПа. В сплошной оболочке при сжатии конструкция растягивается. Максимальные растягивающие напряжения составили 588 МПа. Максимальные напряжения в обеих конструкциях не превышают допустимых.

31

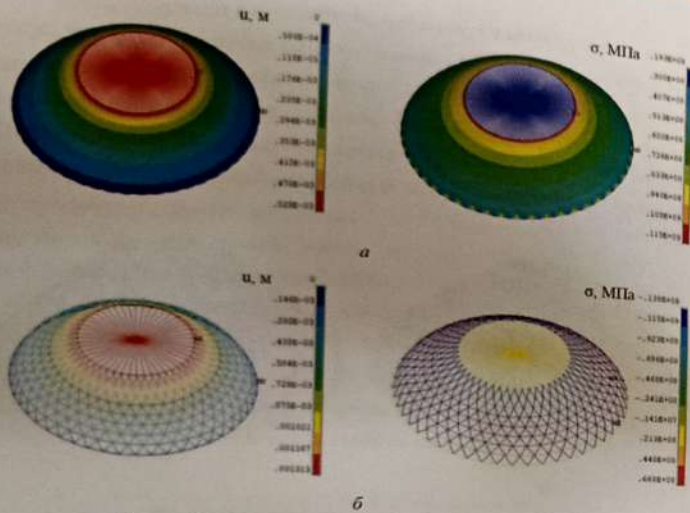


Рисунок 2 — Распределение перемещений и напряжений при приложении расчетной силы в оболочечной (а) и изогридной (б) конструкциях

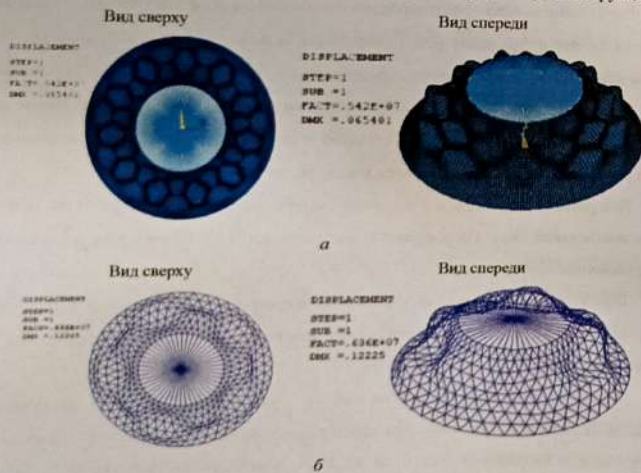


Рисунок 3 — Первые формы потери устойчивости в оболочечной (а) и изогридной (б) конструкциях

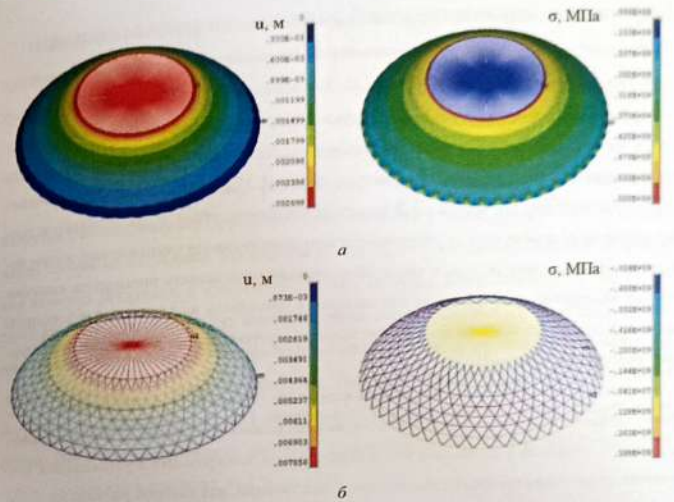


Рисунок 4 — Распределение напряжений и перемещений при приложении критической силы в оболочечной (а) и изогридной (б) конструкциях
Критическая нагрузка в изогридной конструкции больше, чем в оболочечной на 0,94 МН, следовательно, эффективней работает изогридная конструкция.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.
2. Васильев В. В., Добряков А. А., Дудченко А. А. Основы проектирования и изготовления конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов. М.: МАИ, 1985. 218 с.
3. Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. О подходах к построению параметрической дискретной модели сетчатой цилиндрической оболочки в конечно-элементном пакете ANSYS // Краевые задачи и математическое моделирование: темат. сб. науч. ст. Новокузнецк: Изд-во КГПИ Кемерово, 2023. С. 52–57. 8 CD-ROMs. Загл. с экрана.
4. Бурнышева Т. В., Кравцова Ю. А. Решение задачи устойчивости сетчатых оболочек из композиционных материалов при статическом нагружении // Научно-технический вестник Поволжья. 2012. № 1. С. 101–105.

$$\left. \begin{aligned} \min C = F^T \cdot U \\ G_i(\rho) = \frac{\sum v_i \rho_i}{V_i} - f \leq 0 \\ 0 \leq \rho_i \leq 1, i = 1, \dots, N \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

В данной работе использована нейронная сеть, состоящая из пяти слоев, в которых находится по 20 нейронов. Для каждого нейрона 4-х первых слоев была выбрана функция активации LeakyRel.U [3], для последнего слоя — функция SoftMax [4], которая имеет столько выходов, сколько входов.

Преобразуем постановку задачи с помощью метода квадратичных штрафов [5] и нормализуем целевую функцию.

$$L(w) = \frac{F^T U}{C_i} + \alpha \left(\frac{\sum \rho(w)}{i \cdot f} - 1 \right) \quad (2)$$

Алгоритм топологической оптимизации с помощью нейронных сетей представлен на рисунке 1.

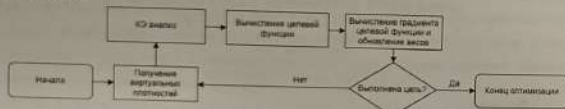


Рисунок 1 — Алгоритм топологической оптимизации с помощью нейронных сетей

Характеристики материала вычисляются с помощью метода SIMP [1]:

$$E = E_{-} + \rho' \cdot (E_{+} - E_{-}) \quad (3)$$

Здесь $E_{+} = 0,001$, $E_{-} = 1$. Параметр $\rho = 3$ — параметр штрафа.

Градиенты целевой функции вычисляются согласно выражению:

$$\frac{\partial}{\partial w_i} L(w) = \sum_j \frac{\partial L(w)}{\partial \rho_j} \frac{\partial \rho_j}{\partial w_i} \quad (4)$$

Вес обновляется с помощью оптимизатора Adam [6]. Критерием остановки является окончание итераций.

Результаты

Решалась задача кольцевого изгиба пластины, находящейся в плоско напряженном состоянии, расчетная схема представлена на рисунке 2.

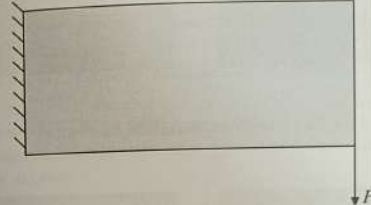


Рисунок 2 — Расчетная схема

Пластина имеет длину 60 мм, ширину — 30 мм, размер ребра конечного элемента — 1 мм. Количество конечных элементов равно 1800. Значение силы $P = -10$ Н. Задача решалась с помощью алгоритма, применяющего нейронные сети, и пакета Ansys Workbench.

Результаты для ограничения объема $f = 0,9$, $f = 0,8$, $f = 0,7$ представлены на рисунках 3, 4 и 5. Слева показан результат, полученный с помощью алгоритма, справа — полученный с помощью пакета Ansys Workbench. Количество итераций в обоих случаях было задано 200.

Сравнение численных результатов представлено в таблице 1.

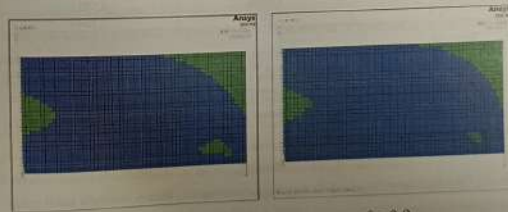


Рисунок 3 — Результаты оптимизации для $f = 0,9$

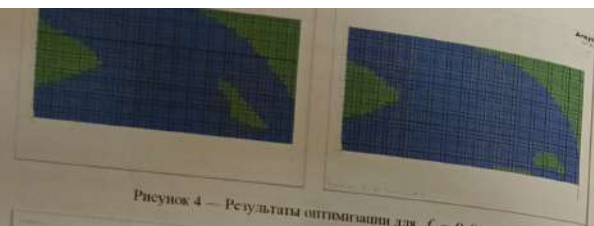


Рисунок 4 — Результаты оптимизации для $f = 0,8$

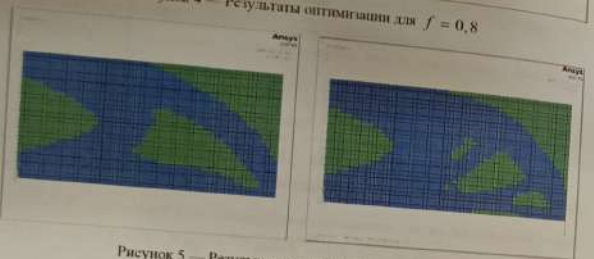


Рисунок 5 — Результаты оптимизации для $f = 0,7$

Таблица 1 — Результаты оптимизации

Ограничение объема	Значение целевой функции, Н·м	
	Алгоритм с ПИ	Ansys Workbench
0,9	4,7122	6,1825
0,8	5,0200	6,5621
0,7	5,5938	7,1049

Выводы

С помощью алгоритма и пакета Ansys Workbench получено решения для пластины, имеющей консолидное защемление для различных ограничений на результирующий объем. Из таблицы 1 видно, что алгоритм, применяющий нейронные сети, дает лучший результат значения целевой функции.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Bendsøe M. P., Sigmund O. *Topology Optimization: Theory, Methods and Applications*. Berlin: Springer, 2003. 370 p.

2. Seungyeon Shim, Dongju Shin, Namwoo Kang. Topology Optimization Via Machine Learning and Deep Learning: a Review // *Journal of Computational Design and Engineering*. Vol. 10, Issue 4, August 2023. P. 1736–1766.

3. Lu Lu, Yeonjong Shin, Yanhui Su & George Em Karniadakis. (2020). Dying ReLU and Initialization: Theory and Numerical Examples // *Communications in Computational Physics*. No. 28 (5). P.1671–1706.

4. Николетко С., Кадурин А., Архангельская Е. Глубокое обучение. СПб.: Питер, 2018. 480 с.: ил.

5. Nocedal, J., Wright, S. J. (2006). *Numerical Optimization*. New York, NY: Springer.

6. Kingma, D. P. & Ba, J. (2014). Adam: A Method for Stochastic Optimization. arXiv preprint arXiv:1412.6980.

КОНТРОЛЬ ФОРМЫ И ДЕФОРМАЦИЙ ПОВЕРХНОСТЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БИНОКУЛЯРНОГО МАШИННОГО ЗРЕНИЯ

Сорокин М. И.^{1,2}, Попов Я. Е.¹, Лебедев А. С.^{1,2}, Коротков М. С.²

¹Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе СО РАН

С развитием технологий и появлением новых материалов и конструкций возникает необходимость в более точной и надежной диагностике деформаций и состояний поверхностей. Это становится критически важным для контроля качества реабилитируемых изделий и обеспечения безопасности конструкций. Одним из перспективных направлений в диагностике является использование оптических методов анализа поверхности. Эти методы позволяют проводить измерения с высокой точностью, не требуя размещения оборудования непосредственно на исследуемом объекте. Отсутствие контакта с объектом дает возможность проводить измерения в процессе эксплуатации, что обеспечивает более полную и достоверную информацию о состоянии объекта. Применение оптических методов также позволяет быстро и эффективно анализировать полученные данные, автоматизировать процесс обработки и получать трехмерные данные о деформациях поверхностей.

Данная работа посвящена реализации программно-аппаратного комплекса для определения деформаций плоских поверхностей твердых тел. Разработанный программно-аппаратный комплекс состоит из системы регистрации изображений исследуемого объекта и программного обеспечения для сбора, хранения и обработки данных.

Измерительная система состоит из двух скоростных камер Evercam HR2000, способных вести регистрацию с разрешением 2560×1920 с максимальной частотой регистрации

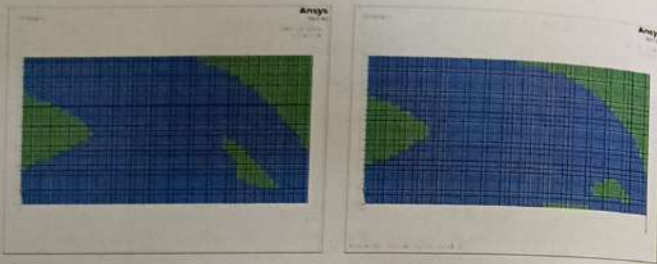


Рисунок 4 — Результаты оптимизации для $f = 0,8$

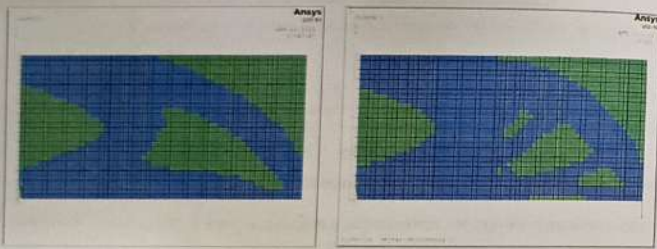


Рисунок 5 — Результаты оптимизации для $f = 0,7$

Таблица 1 — Результаты оптимизации

Ограничение объема	Значение целевой функции, Н · м	
	Алгоритм с ИН	Ansys Workbench
0,9	4,7122	6,1825
0,8	5,0200	6,5621
0,7	5,5938	7,1049

Выводы

С помощью алгоритма и пакета Ansys Workbench получено решения для пластины, имеющей консольное защемление для различных ограничений на результирующий объем. Из таблицы 1 видно, что алгоритм, применяющий нейронные сети, дает лучший результат значения целевой функции.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Bendsøe M. P., Sigmund O. Topology Optimization: Theory, Methods and Applications. Berlin: Springer, 2003. 370 p.

2. Seungyeon Shin, Dongju Shin, Namwoo Kang. Topology Optimization via machine Learning and Deep Learning: a Review // Journal of Computational Design and Engineering. Vol. 10, Issue 4, August 2023. P. 1736–1766.

3. Lu Lu, Yeonjong Shin, Yanhui Su & George Em Karniadakis. (2020) Dying ReLU and Initialization: Theory and Numerical Examples // Communications in Computational Physics. No. 28 (5). P 1671–1706.

4. Николенко С., Калурин А., Архангельская Е. Глубокое обучение. СПб.: Питер, 2018. 480 с.: ил.

5. Nocedal, J., Wright, S. J. (2006). Numerical Optimization. New York, NY: Springer.

6. Kingma, D. P. & Ba, J. (2014). Adam: A Method for Stochastic Optimization. arXiv preprint arXiv:1412.6980.

КОНТРОЛЬ ФОРМЫ И ДЕФОРМАЦИЙ ПОВЕРХНОСТЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БИНОКУЛЯРНОГО МАШИННОГО ЗРЕНИЯ

Сорокин М. И.^{1,2}, Попов Я. Е.¹, Лебедев А. С.^{1,2}, Коротков М. С.²

¹Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе СО РАН

С развитием технологий и появлением новых материалов и конструкций возникает необходимость в более точной и надежной диагностике деформаций и состояния поверхностей. Это становится критически важным для контроля качества разрабатываемых изделий и обеспечения безопасности конструкций. Одним из перспективных направлений в диагностике является использование оптических методов анализа поверхности. Эти методы позволяют проводить измерения с высокой точностью, не требуя размещения оборудования непосредственно на исследуемом объекте. Отсутствие контакта с объектом дает возможность проводить измерения в процессе эксплуатации, что обеспечивает более полную и достоверную информацию о состоянии объекта. Применение оптических методов также позволяет быстро и эффективно анализировать полученные данные, автоматизировать процесс обработки и получать трехмерные данные о деформациях поверхностей.

Данная работа посвящена реализации программно-аппаратного комплекса для определения деформаций плоских поверхностей твердых тел. Реализованный программно-аппаратный комплекс состоит из системы регистрации изображений исследуемого объекта и программного обеспечения для сбора, хранения и обработки данных.

Измерительная система состоит из двух скоростных камер Evercam HR2000, способных вести регистрацию с разрешением 2560×1920 с максимальной частотой регистрации

... в качестве источника освещения использованы импульсные светодиодные источники ПОЛИС 1.S (V2.1). Для синхронизации был использован синхронизирующий процессор ПОЛИС SP 10.0. Съемка осуществлялась в конфигурации фронтальной подсветки, при этом осветители располагались между камерами. Чтобы увеличить контрастность поверхности, на нее дополнительно были нанесены контрастные маркеры, что позволяет различать участки исследуемой поверхности и, таким образом, повышать пространственное разрешение оптической системы. Для проведения пространственной калибровки камер была использована плоская мишень с круглыми маркерами, которая снималась на разных глубинах внутри рабочего объема. Чтобы обеспечить перемещение мишени, была реализована подвижная платформа, позволяющая осуществлять параллельные перемещения.

Пример полученного изображения деформируемой поверхности показан на рисунке 1, б.

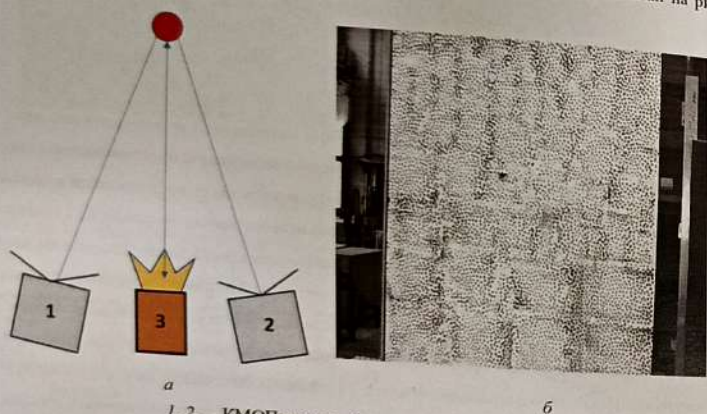


Рисунок 1 — Оптическая конфигурация системы (а) и пример изображения деформируемой поверхности с одной камеры (б)

После проведения пространственной калибровки камер производится регистрация серии последовательных во времени изображений деформированного объекта. К полученным с двух камер изображениям применяются математические алгоритмы: алгоритм для вычисления смещения конечной области на изображении, основанный на методе цифровой корреляции [2] (DIC — Digital Image Correlation), применяемый на регулярной сетке,

а также алгоритм получения полной трехмерной модели исследуемой поверхности, основанный на методе триангуляции. Для построения полей деформации производится численное дифференцирование полученных на регулярной сетке смещений.

В результате проведенных измерений были получены разрешенные во времени поля смещений исследуемой поверхности.

Работа проводится совместно с ООО «Сигма-Про» при поддержке министерства науки и инновационной политики Новосибирской области.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Pan B. Digital Image Correlation for Surface Deformation Measurement: Historical Developments, Recent Advances and Future Goals // Measurement Science and Technology. 2018. Vol. 29. No. 8. P. 082001.
2. Chu T. C., Ranson W. F., Sutton M. A. Applications of Digital-Image-Correlation Techniques to Experimental Mechanics // Experimental Mechanics. 1985. Vol. 25. P. 232–244.

ВЛАГОПЕРЕНОС И ПРОЧНОСТНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ СТЕКЛОПЛАСТИКА ВПС-53/Т-25 НА НАЧАЛЬНОЙ СТАДИИ КЛИМАТИЧЕСКОГО СТАРЕНИЯ

Старцев В. О., Павлов М. Р., Нечаев А. А.

НИЦ «Курчатовский институт» — ВИАМ

Исследовано старение стеклопластика ВПС-53/Т-25 [1–3] после экспозиции в природных условиях умеренно теплого климата с мягкой зимой Геленджикского центра климатических испытаний ВИАМ (ГЦКИ) и умеренного климата Московского центра климатических испытаний ВИАМ (МЦКИ). Были проведены ускоренные климатические испытания по двум режимам (УКИ 1, УКИ 2). Основное отличие между представленными режимами заключается в увеличении плотности потока солнечного излучения для режима УКИ 2, а также порядке чередования стадий ультрафиолетового излучения и воздействия влажности — для режима УКИ 2 воздействие повышенной влажности происходило одновременно с воздействием солнечного излучения. Было проведено сравнение результатов природных и лабораторных климатических испытаний, по величинам предела прочности при изгибе и определены параметры влагопереноса по моделям Фика и Ленгмюра.

Прочность при изгибе определяли на образцах в состоянии сразу после съема с экспозиции (или сразу после изготовления в случае исходного образца), а также на образцах, прошедших экспозицию и высушенных до постоянной массы, для определения обратимо-

на рисунке 1 показано, что в течение всего периода экспозиции снижение прочности при изгибе в состоянии сразу после снятия с экспозиции в ГЦКИ и МЦКИ сопоставимы и составляют 13...15 %.

При этом образцы, экспонировавшиеся в МЦКИ (рисунок 1, б), после сушки восстанавливают свои свойства до уровня 95...97 % от исходного значения на протяжении всего периода экспозиции. В то же время у образцов, экспонировавшихся в ГЦКИ (рисунок 1, а), после сушки наблюдается равномерное снижение прочности при изгибе, и после десяти месяцев экспонирования в ГЦКИ показатель после сушки остается на уровне показателя, сразу после снятия с экспозиции — падение на 14 % от исходной величины для обоих состояний.

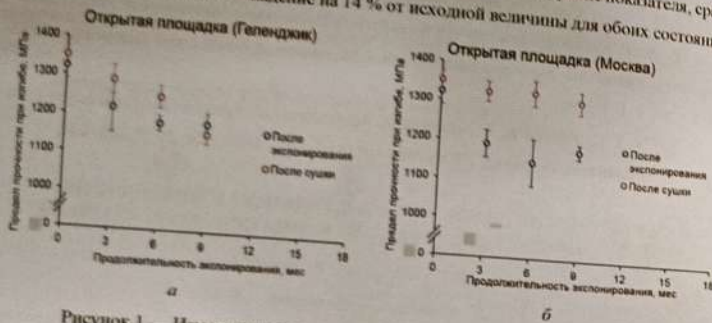


Рисунок 1 — Изменения предела прочности от времени экспонирования на открытой площадке ГЦКИ (а) и МЦКИ (б)

Содержание влаги в состоянии сразу после снятия с экспозиции, а также параметры влагопереноса стеклопластика ВПС-53/Т-25 оценивались в исходном состоянии и после экспозиции в ГЦКИ и МЦКИ в течение трех и шести месяцев, а также после ускоренных климатических испытаний по двум режимам УКИ 1 и УКИ 2 с использованием модели Фика (рисунок 2). С помощью вычислений [12-14] были определены значения коэффициента диффузии влаги D и предельного влагосодержания w_{max} .

Для достижения более высокой точности моделирования влагопереноса была также использована одномерная модель Ленгмюра, в которой также вычислялись вероятности в единицу времени превращения связанной воды в свободную β и свободной воды в связанную γ (рисунок 3) по рекомендациям работ [7-9].

На стадии сорбции влаги при практически стабильном w_{max} показатель D вырос на 15 % после испытаний в ГЦКИ и на 60 % после испытаний в МЦКИ. На стадии сушки прирост коэффициента диффузии составил 123 % и 77 % соответственно. Из этого следует,

что коэффициент диффузии влаги оказался более чувствительным к физико-химическим превращениям в эпоксидной матрице при старении, чем предел прочности при изгибе.

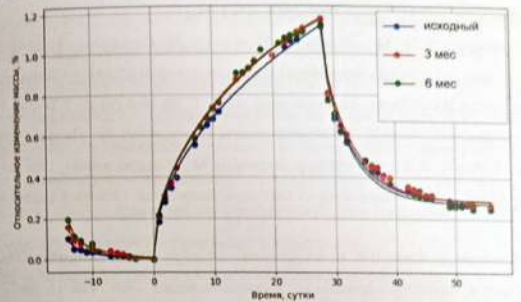


Рисунок 2 — Сравнение кинетики влагопереноса в стеклопластике в исходном состоянии и после натурной экспозиции в Геленджике в течение трех и шести месяцев; точки — экспериментальные значения, линии — аппроксимация моделью Фика

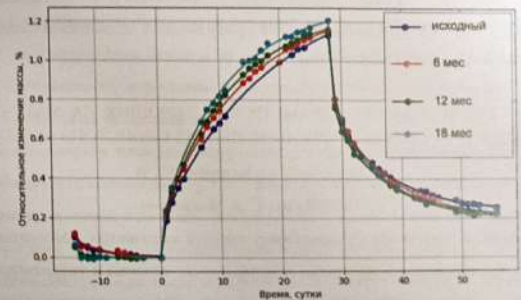


Рисунок 3 — Сравнение кинетики влагопереноса в стеклопластике в исходном состоянии и после УКИ 1 в течение шести, 12, 18 месяцев; точки — экспериментальные значения, линии — аппроксимация моделью Ленгмюра

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- ГОСТ Р 51369-99 Методы испытаний на стойкость к климатическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на воздействие влажности. М.: Госстандарт России, 2000. 15 с.
- Коваль Т. В., Велигодский И. М., Громова А. А. Исследование пластифицирующего влияния влаги на свойства ПКМ на основе эпоксидного связующего ВСЭ-34 после

... в различных климатических зонах // Труды ВИАМ: электрон.-науч.-техн. журн. 2021. № 9 (103). Ст. 11. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 15.08.2024). DOI: 10.18577/2307.6046-2021-0-9-1-05-116.

3. Старцев В. О., Молоков М. В., Постнов В. И., Старостина И. В. Оценка влияния климатического воздействия на свойства стеклопластика ВПС-53К // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2017. Т. 19, № 4 (2). С. 220–228.

4. Карслоу Г., Егер Д. Теплопроводность твердых тел. М.: Наука, 1964. 488 с.

5. Лыков А. В. Теория теплопроводности. М.: Высшая школа, 1967. 600 с.

6. Crank J. The Mathematics of Diffusion. Second edn. Oxford: Clarendon Press, 1975. 414 p.

7. Bonnaïu P., Bunsell A. R. A Comparative Study of Water Absorption Theories Applied to Glass Epoxy Composites // Journal of Composite Materials. 1981. Vol. 15, no 5. P. 272–293.

8. Carter H. G., Kibler K. G. Langmuir-type Model for Anomalous Moisture Diffusion in Composite Resins // Journal of Composite Materials. 1978. Vol. 12, no 5. P. 118–131.

9. Glaskova T. I., Guedes R. M., Morais J. J., Aniskevich A. N. A Comparative Analysis of Moisture Transport Models as Applied to an Epoxy Binder // Mechanics of Composite Materials. 2007. Vol. 43, no 4. P. 377–388.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА МАССУ И НЕСУЩУЮ СПОСОБНОСТЬ ПАНЕЛЕЙ ИЗ СЛОИСТОГО КОМПОЗИТА

Терехова Е. С., Бадрухин Ю. И.
СибНИИ им. С. А. Чаплыгина

Задача проектирования тонкостенных панелей из слоистых композитов минимального веса при обеспечении прочности и устойчивости сложная и трудоемкая, поскольку устойчивость сильно зависит от изгибной жесткости, которая определяется не только процентным соотношением слоев в укладке, но и их положением в ней. Авторами разработан алгоритм выбора рациональных параметров (АВРП) тонкостенных несущих панелей из слоистого композита по условиям минимума веса, прочности и устойчивости [1]. Для повышения эффективности алгоритма получены аналитические решения задач определения критических нагрузок неопределенной и дискретно-поврежденной стрингерами композитных панелей при комбинированном нагружении.

В АВРП оперируется базисе возможных направлений слоев в укладке. На первом шаге принимается пакет из произвольного количества слоев с произвольной

укладкой. В двойном цикле по слоям и направлению базиса каждый слой обматывается направлением из базиса с вычислением толщины с помощью критерия прочности. Затем укладка и толщина панели, полученные на первом шаге, задаются в качестве начальных для определения фактора потери устойчивости λ . Если $\lambda < 1$ — комбинация действующих нагрузок превышает критический уровень, толщина панели увеличивается до нового значения, отвечающего равенству $\lambda = 1$. В двойном цикле по направлению базиса и по слоям укладки каждый слой последовательно обматывается своим направлением со всеми остальными слоями с одновременным определением толщины и проверкой по прочности. Из всех опробованных сочетаний направлений выбирается сочетание, соответствующее наименьшей толщине и удовлетворяющее ограничению по прочности.

Цифровой процесс продолжается до установления подходящего значения толщины. Затем корректируется количество слоев укладки с учетом реальной толщины мембраны и полученной общей толщины. За счет округления неизбежно происходит небольшое увеличение общей толщины, что приводит к некоторому превышению ограничений по прочности и устойчивости. Появляется возможность зафиксировать количество слоев, затем в цикле по направлениям базиса и по слоям укладки выбрать набор слоев, дающий наименьшую интенсивность деформации (наибольшую мембранную жесткость) при соблюдении ограничения на устойчивость [2].

При необходимости проводится корректировка укладки на сбалансированность, что позволяет избавиться от коробления [3], т. е. в цикле по слоям с направлением $\pm 45^\circ$ последствие подбираются так, чтобы в половине симметричного пакета (от края до плоскости симметрии) слоев с этим направлением одного знака было четное количество.

Аналитические решения были верифицированы методом конечных элементов [4]. Для валидации расчетов были разработаны образцы стрингерных панелей с различными укладками. Проведены испытания образцов стрингерных панелей на устойчивость. Получено хорошее совпадение критических нагрузок, реализованных в эксперименте и с помощью конечно-элементного анализа [2]. Эти результаты позволяют использовать АВРП для исследований влияния различных параметров на массу и несущую способность панелей из слоистого композита.

С помощью АВРП проведено сравнение массы неопределенной и стрингерной панели, показано, что установка стрингеров позволяет уменьшать массу панели более чем в два раза.

периодом АВРП получены укладки, интенсивность деформаций и нагрузка при потере устойчивости стрингерных панелей до проведения процедуры балансировки и после. Показано, что использование сбалансированной укладки может привести к снижению критической нагрузки на 1...6%, однако решение в пользу сбалансированной укладки или увеличения несущей способности остается за конструктором.

При проектировании изделий из слоистых композиционных материалов принято использовать укладки с углами армирования 0° , $\pm 45^\circ$, 90° . Однако в некоторых источниках [5, 6], помимо классического базиса возможных углов ориентации слоев в пакете ($\pm 45^\circ$, 90° , 0°), используют углы армирования $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 60^\circ$ и $\pm 75^\circ$. С помощью АВРП были получены укладки для непокрепленной и стрингерной панелей с базисами, содержащими эти углы армирования.

Исследование показало, что применение базисов с углами $\pm 15^\circ$ и $\pm 75^\circ$ неэффективно для достижения минимума веса, однако по мембранной жесткости использование этих углов может дать преимущество до 70%.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023680522 Российская Федерация. Программное обеспечение по выбору оптимальной укладки монослоев в слоистых композитных панелях по условиям прочности и устойчивости. № 2023669792. заявл. 28.09.2023; опубл. 02.10.2023 / Ю. И. Бадрухин, Е. С. Терехова, заявитель: ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н. Е. Жуковского». EDN JAVTWR.
2. Терехова Е. С. Влияние некоторых конструктивно-технологических аспектов проектирования изделий из слоистого композита на их несущую способность // Инженерный журнал: наука и инновации. 2024. № 10 (154). DOI: 10.18698/2308-6033-2024-10-2393. EDN GJSRIC.
3. Исследование процессов устранения коробления авиационных изделий из полимерных композиционных материалов, полученных методом высокотемпературного формования / В. И. Корольков, Е. Н. Некрасов, К. С. Сафонов [и др.] // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 10 (739). С. 84-94. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-10-84-94. EDN CEIGTT.
4. Бадрухин Ю. И., Терехова Е. С. О формировании пакетов из слоистого композита в несущих тонкостенных конструкциях // Краевые задачи и математическое моделирование.

тематический сборник научных статей / под общ. ред. Е. А. Вяжиной. Новокузнецк: КГУ, 2023. С. 8-15. EDN FTSTZJ

5. Multiobjective Stacking Sequence Optimization for Laminated Composite Structures / F. X. Irassar, D. H. Bassir, N. Carrere, J. F. Maire // Composites Science and Technology. 2009. Vol. 69, no. 7-8. P. 983-990. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.01.011. EDN KPGGYX.

6. Кун Л. М., Чжан В., Ван С. Б. Влияние укладки и угла несоосности на механические свойства волокнисто-армированных стеклопластиков // Механика композиционных материалов. 2021. Т. 57, № 4. С. 783-796. DOI: 10.22364/mkm.57.4.12.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАЗЦОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА АСМ102С-130UD С ПОМОЩЬЮ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ, УЛЬТРАЗВУКА, ФРАКТОГРАФИИ

Шейфер С. В.^{1,2}, Степанова Л. Н.^{1,3}, Чернова В. В.^{1,3}

¹СибНИА им. С. А. Чаплыгина, ²НГТУ, ³СГУПС

Обязательным условием допуска производимых воздушных судов к летным испытаниям, сертификации и эксплуатации является проведение неразрушающего контроля (НК) на стадиях производства и эксплуатации деталей и конструкций, применяемых в авиационной технике. Сейчас в авиационных конструкциях композиционные материалы составляют до 50% от общей массы изделия, и эта цифра только растет. Эффективно используются полимерные композиционные материалы в конструкциях высоконагруженных агрегатов воздушных судов: кессонах киля, стабилизатора и крыла, а также в силовых отсеках фюзеляжа. В настоящее время наибольшей популярностью обладают акустический и рефрактометрический методы НК, которые используются в 60% случаев контроля [1].

Для проведения исследований подготовлены к испытаниям образцы из углепластика АСМ102С-130UD, изготовленные автоклавным и вакуумным формованием.

Проведены статические испытания образцов с применением тензометрии и акустической эмиссии. Выполнен ультразвуковой контроль образцов, изготовленных методом вакуумного и автоклавного формования до и после проведения статических испытаний. Выполнена фрактография образцов.

Ультразвуковой контроль образцов показал наличие производственных дефектов в изделиях, изготовленных методом вакуумного формования, и отсутствие их в образцах, выполненных в автоклаве.

Предполагается дальнейшее исследование связи внутренних дефектов обработки и деформаций, полученных в результате прочностных испытаний, с основными параметрами акустических сигналов (АЭ и УЭ) [2].

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Влияние основных типов дефектов в монолитных образцах из ПКМ, выделенных с использованием ультразвукового контроля, на прочностные характеристики материала / М. В. Григорьев [и др.] // Сварка и диагностика. 2015. № 1. С. 11–13.
2. Научно-технический отчет «Методы контроля, используемые при определении дефектов в аэрокосмических композиционных конструкциях» Шейфер С. В., Степанова Л. Н., Чернова В. В. // НТО.

Секция № 3 «Проектирование, конструкция, производство, испытание и эксплуатация летательных аппаратов»

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ОБЛИКУ ДОЛГОЛЕТАЮЩИХ СТРАТОСФЕРНЫХ САМОЛЕТОВ

Энерков И. Д.^{1,2}, Семухин Р. И.², Мешков А. А.²

¹Институт термической и прикладной механики СО РАН, ²ННТУ

Введение

Применение стратосферных беспилотных летательных аппаратов (ЛА) для подготовки полета (по зарубежной классификации HALE — High Altitude Long Endurance) вызывает интерес всех развитых стран, где осуществляется производство авиационной техники [1]. В основе экономии энергии в крейсерском полете на большой высоте высокое удлинение крыла ($\lambda > 20$) и малая удельная нагрузка на крыло ($1...20 \text{ кг/м}^2$). Создание такой конструкции — непростая инженерная задача.

Существуют работы, посвященные методике проектирования самолетов с энергетической установкой (ЭУ), работающей на фотоэлектрических преобразователях (ФЭП). Результаты этих работ приводят к схождному облику ЛА данного класса, поэтому для дальнейшей работы была выбрана ответственная работа [2]. В ней в качестве примера решена задача создания аппарата для мониторинга земной поверхности с массой полезной нагрузки 25 кг и нагрузкой на крыло $1...5 \text{ кг/м}^2$. вычисляются его теоретические характеристики. Указано, что круглоугольный и круглоугольный полет такого ЛА (рисунок 1, а) возможен только до широты 30° , поскольку среднесуточное значение солнечной радиации не должно опускаться ниже 120 Вт/м^2 .

При малой массе данный ЛА обладает большой геометрической размерностью из-за малой нагрузки на крыло, что создает проблемы с прочностью и безопасностью полета, поэтому необходимы решения, которые при сохранении функциональности данных ЛА смогли бы повысить их живучесть при реальной эксплуатации. Применение складного крыла [3–9], позволит повысить надежность таких ЛА при полетах в стратосфере.

Описание выбранной конструкции

В данной работе для стратосферного самолета предполагается следующая схема в полете крыло увеличивается в размерах ступенчато с высоты 15 км, так, что площадь и размах увеличиваются в 2,5...3 раза, за счет этого снижается скорость. Так, мощность, необходимая для полета на высоте 15 км, снижается в 6,5...9 раз по сравнению с конфигурацией взлета и набора высоты. Такая концепция не имеет аналогов в мире.

верхности Земли [11] был сделан очень важный вывод, что крейсерская скорость и область полета ДА не должна быть меньше 30 м/с, иначе он не сможет круглогодично преодолевать ветра на высоте барражирования (18...20 км). Поэтому крейсерская скорость должна следовать, что полезная нагрузка не превышает 10% взлетного веса. Таким образом можно формировать предварительный теоретический облик стратосферного БПЛА с раздвижным крылом (рисунок 1, б).

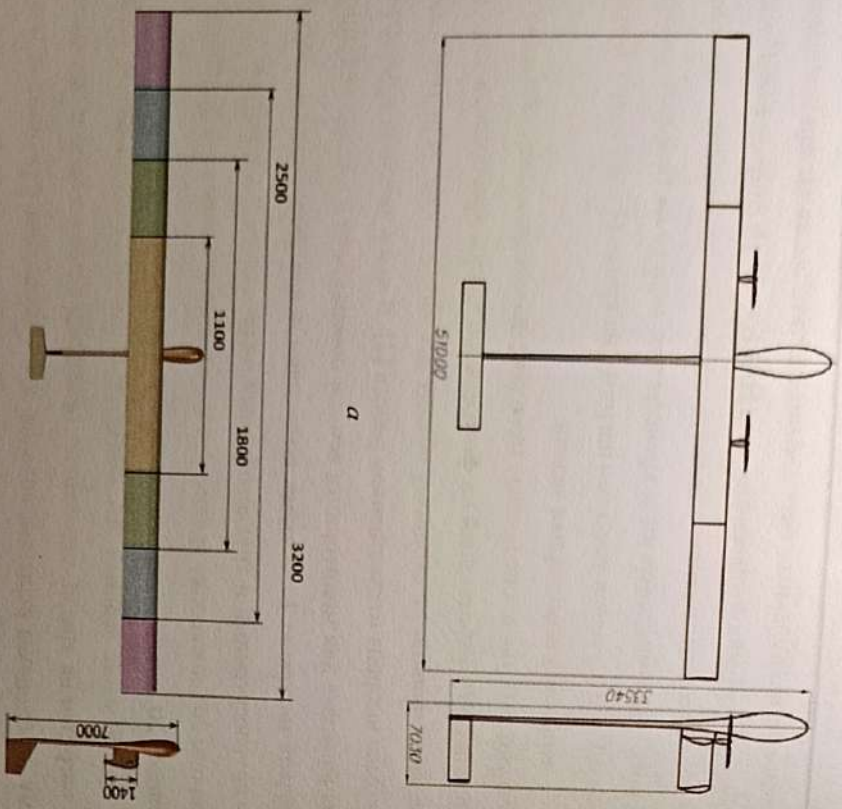


Рисунок 1 — Габаритный и компоновочный эскиз самолета с фиксированным крылом и энергетической установкой на солнечных батареях (а) [2] и теоретическая модель самолета с раздвижным крылом (б)

Расчет скорости и потребной мощности для полета самолетов

Для расчета горизонтальной скорости в зависимости от высоты было принято, что плотность воздуха с высотой меняется по закону стандартной атмосферы, значения берутся

Было принято, что самолет [2] летит при значениях наибольшей скорости C_{cr} для высоты 18 км $C_{cr} = 1,49$ [2]. Это обусловлено также условиями максимальной перегрузки, которую может воспринять конструкция планера. Снижение C_{cr} для него вызовет запредельные нагрузки в случае попадания в условия турбулентности атмосферы.

На основании данных [2, 11] можно сделать вывод, что теоретическая модель самолета [2] (рисунок 1, а) с высоты 1 км перестает преодолевать метеовер. Соответственно, это невозможно позиционировать в воздушном пространстве, а увеличение скорости увеличивает энергозатраты. Уменьшение крейсерских значений C_{cr} может привести к режимам разрушающей перегрузкой при полете в неспокойном воздухе. При применении раздвижного крыла (рисунок 1, б) самолет уверенно преодолевает летний и зимний метеовер, так как обладает большей нагрузкой на крыло и может поддерживать скорость полета около 20...35 м/с на высотах 4...20 км соответственно за счет изменения площади крыла.

Крейсерская скорость для расчета мощности вычислялась через уравнение Бернулли. На рисунке 2 даны результаты расчета зависимости энергетического расхода батарей с учетом всех КПД преобразования энергии в тягу, необходимую для горизонтального полета и для набора высоты.

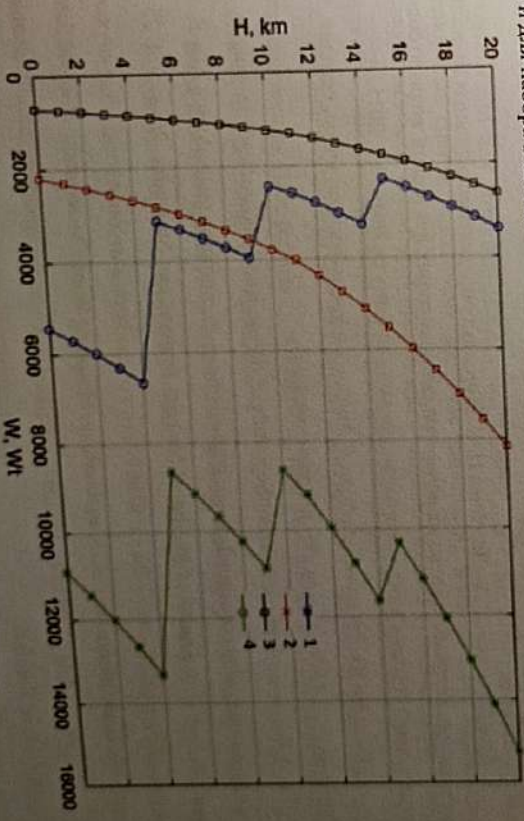


Рисунок 2 — Теоретическая зависимость энергетического расхода аккумуляторных батарей на крейсерский полет и на полет с набором высоты для классического самолета и с применением раздвижного крыла

Заключение

Стратосферный самолет с классическим фиксированным крылом, спроектированный с учетом энергоэффективности только от ФЭП, не способен преодолевать крылом, спроектированный период на всей траектории набора высоты и высоте барражирования, а в летный период — до высоты 16 км. Увеличение скорости нарушит энергетический баланс данного лета способствует возможности его повреждения как атмосферной турбулентностью, так и при эксплуатации на земле.

Целесообразным выглядит техническое решение сделать самолет с изменяемым как минимум в три раза размахом крыла и высокоэффективной силовой установкой, использующей высокоэнергетическое топливо.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФ № 24-29-00329.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Цуканов И. Р., Азман А. В. Решаемые проблемы, преимущества и перспективы развития стратосферных беспилотных летательных аппаратов // Известия ТулГУ. Технические науки. 2023. Вып. 2. С. 335–339.
2. Самойловский А. А., Лисейцев Н. К. Методика определения основных проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих для полета энергию солнечного излучения // Вестник Московского авиационного института. Вып. № 3. 2015. Тра. 2010. № 4. С. 33–34. схема. (Из истории авиации).
3. Кузьмин Ю. Раздвижное крыло // Авиация и космонавтика: вчера, сегодня, завтра. 2010. № 4. С. 33–34. схема. (Из истории авиации).
4. Telescoping Wing. <https://akafieg-stuttgart.de/en/projects/fs29-telescope-wing>.
5. An integrated conceptual design study using span morphing technology / Ajaj R. M., Friswell M. I., et al. // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2014. Vol. 25 (8) 989–1008. DOI: 10.1177/1045389X13502869.
6. Design Optimization of a Variable-Span Morphing Wing / Mestinho J. R. C., Felício J. M. I., et al. // Proceedings of 2nd International Conference on Engineering Optimization September, 6–9, 2010, Lisbon, Portugal.
7. Span Morphing Using GNATSpan wing / Ajaj R. M. et al., Actospr. Sci. Technol. 2016. <http://dx.doi.org/10.1016/j.asl2016.03.009>.
8. Optimal Flight Planning for a Z-Shared Morphing-Wing Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle / Wu M., Xiao T., et al. // J. Guidance. 2018. Vol. 41, no. 2. P. 497–505.

9. Mostafa E. E., Mohamed A. A. Aerodynamic Affordability of Morphing Wing for Solar Powered Unmanned Aerial Vehicles // Proceedings of ISPD13: Thirtieth International Conference of Fluid Dynamics 21–22 December, 2018, Cairo, Egypt.
10. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. Обозначение. М.: Орлен «Знак Почта» Изд-во стандартов, 1981. 165 с.
11. ГОСТ 24728-81 Ветер. Пространственное и временное распределение характеристик. М.: Орлена «Знак Почта» Изд-во стандартов, 1981. 88 с.

ПОДХОДЫ К ОБЕСПЕЧЕНИЮ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ ДЛЯ ЗАДАЧ ПЕРЕВОЗКИ ТРУЗОВ

Мешков А. А.², Зверков И. Д.^{1,2}
ИИПМСО РАН им. С. А. Хрущевского, ИИПТУ

В настоящее время использование беспилотных авиационных систем (БАС) для решения транспортных задач набирает популярность во всем мире. В соответствии с указом Президента РФ от 18.06.2024 № 529 транспортные технологии для различных сфер применения (море, земля, воздух), в том числе беспилотные и автономные системы, являются приоритетными для развития государства. Однако для стабильного функционирования транспортных систем важнейшим фактором является их экономическая эффективность и целесообразность. Территория Российской Федерации, с одной стороны, весьма обширна, а с другой — находится в весьма непростых климатогеографических условиях, поэтому развитие авиационных средств доставки грузов с помощью БАС должно занимать одно из ведущих положений. Цель работы — показать, почему это положение сегодня неосуществимо, и указать пути к решению этой проблемы.

Введение критериев экономической эффективности транспортных средств

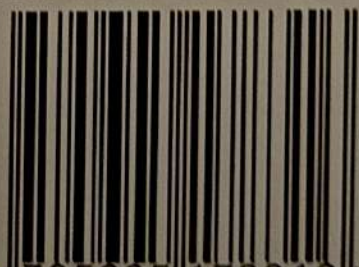
В экономике принято считать годовые квартальные или месячные балансы затрат на какую-либо деятельность и прибыль от этой деятельности. Но для зарождающейся отрасли беспилотных летательных аппаратов такие расчеты пока сложно осуществлять по следующим причинам:

- 1) непонятна стоимость страховки БАС;
- 2) непонятны реальный ресурс и статистика потерь БАС в реальной эксплуатации;
- 3) непонятны затраты на регистрацию и поддержание летной годности;
- 4) непонятны затраты на проведение регламентных работ и обслуживание;
- 5) непонятны затраты на обучение персонала;
- 6) непонятны затраты на содержание наземной инфраструктуры.

Подписано в печать 06.12.2024. Формат 60 × 84/16. Усл. печ. л. 3,25.
Тираж 50 экз. Заказ № 38-2024.

ФАН «СибНИИ им. С. А. Чаплыгина», 630051, г. Новосибирск,
ул. Ползунова, 21.

ISBN 978-5-6051783-1-6



9 785605 178316 >