

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Новосибирский государственный технический университет
Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет)
Сибирское отделение Российской академии наук
Академия военных наук
Региональный уральско-сибирский центр Российской академии
ракетных и артиллерийских наук
Межрегиональная ассоциация «Сибирское соглашение»
Новосибирское высшее военное командное ордена Жукова училище
Министерство обороны Российской Федерации

НАУКА ПРОМЫШЛЕННОСТЬ ОБОРОНА

ТРУДЫ XXVII ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ

г. Новосибирск, 22-24 апреля 2026 г.

Том I

СЕКЦИИ:

ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН

АЭРОГИДРОДИНАМИКА

*САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ (ЛА) И АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ*

*ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР. СИСТЕМЫ
ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ОБОРУДОВАНИЯ ЛА*

*ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ИНЖЕНЕРНЫХ НАУКАХ
ДЛЯ УЧАЩИХСЯ СПО И ШКОЛЬНИКОВ СРЕДНЕГО И СТАРШЕГО ЗВЕНА*

Новосибирск
2026

УДК 62+623](063)

ББК 72я431

Н34

Н34 Наука Промышленность Оборона: труды XXVII Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией А. В. Гуськова. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2026

ISBN 978-5-7782-5652-1

Том 1: – 280 с.

ISBN 978-5-7782-5653-8

Редакторы тома:

Красноруцкий Д. А., к.т.н., доцент (Секция №5. Динамика и прочность машин)

Рынгач Н. А., к.т.н., доцент (Секция №3. Самолето- и вертолетостроение, и эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей)

Обуховский А. Д., к.т.н., доцент (Секция №8. Гидроаэродинамика)

Горбачев М. В., к.т.н., доцент (Секция №9. Техника и физика низких температур. Системы жизнеобеспечения и защиты ЛА)

Баянов Е.В., к.т.н., доцент (Секция №16. Информационные технологии в инженерных науках для учащихся СПО и школьников среднего и старшего звена)

Представлены труды XXVII Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов, молодых ученых и специалистов «Наука. Промышленность. Оборона – 2026». Материалы представлены по следующим секциям:

- *динамика и прочность машин*
- *аэрогидродинамика*
- *экономика самолето- и вертолетостроение и эксплуатация летательных аппаратов (ла) и авиационных двигателей*
- *техника и физика низких температур. Системы жизнеобеспечения и оборудования ЛА*
- *информационные технологии в инженерных науках для учащихся СПО и школьников среднего и старшего звена*

УДК 62+623](063)

ББК 72я431

ISBN 978-5-7782-5653-8 (Том 1)

ISBN 978-5-7782-5652-1

© Коллектив авторов, 2026

© Новосибирский государственный
технический университет, 2026

4. Бабаков И. М. Теория колебаний : учеб. пособие для вузов / И. М. Бабаков. — 2-е изд., перераб. и доп. — М. : Наука, 1968. — 560 с.

DYNAMIC DETERMINATION OF THE ELASTIC MODULUS OF AN ALUMINUM ALLOY

Dmitry Aleksandrovich Andryushchenko, student; Aleksandr Nikolaevich Pel, Ph.D. associate professor

Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, 630073, Russia

Andryushchenko D.A., e-mail andryushhenko.2022@stud.nstu.ru

Address for correspondence: ***Andryushchenko Dmitry Aleksandrovich***, Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract: The article presents the results of an experimental determination of the elastic properties of structural materials using modern vibration-based nondestructive testing methods, using the specimen of V95 aluminum alloy. The study explored data collection and processing methods using the LMS SCADAS Mobile system and the Mathcad software suite and compared two approaches: a method for measuring the propagation velocities of longitudinal and shear waves and a resonance method based on the analysis of dimensional and frequency characteristics.

Keywords: Experimental study, non-destructive testing, elastic modulus, frequency analysis

УДК 531

РАСЧЕТ СИЛОВОЙ СХЕМЫ КРЫЛА ЛЕГКОГО СКОРОСТНОГО САМОЛЕТА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Анников Игорь Евгеньевич, студент; Кожевников Алексей Николаевич, к.т.н.

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Анников И.Е., e-mail MOIOX91@yandex.ru

Кожевников А.Н., e-mail kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: ***Кожевников Алексей Николаевич***, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация: В работе представлена методика прочностного расчёта и проектирования безлонжеронной силовой конструкции трапецевидного крыла из полимерных композиционных материалов. Конечно-элементное

моделирование выполнено в среде Femap с решателем NX Nastran. Проведены расчёты на статическую прочность по критерию Хоффмана и на устойчивость для двух случаев перегрузки: $n_y=3$ (9003 кгс) и $n_y=-1,4$ (4201 кгс). Описано влияние элементов Rigid, имитирующие крепления кронштейнов, на локальные напряжения. Обнаружена потеря устойчивости при $n_y=3$. Предложено гибридное решение для нервюр 2, 3 и 4 (чередование слоёв АСМ102-С200UD под $\pm 45^\circ$ и пенопласта с 0°), позволившее устранить потерю устойчивости в этих элементах.

Ключевые слова: композитная обшивка, конструктивно-силовая схема крыла, Femap, критерий Хоффмана, потеря устойчивости

Введение

В данной работе выполняется расчёт конструктивно-силовой схемы (КСС) трапецевидного крыла легкого скоростного самолёта, изготовленного из полимерных композиционных материалов (АСМ102-С200UD). Расчёт проводится в рамках задачи по выявлению оптимальной КСС для заданных геометрических и весовых параметров. В настоящий момент рассматривается безлонжеронная схема, состоящая из обшивки, набора нервюр и стрингеров без классических лонжеронов или стенок кессона. В дальнейшем планируется выполнить расчёт и сравнение с однолонжеронной и двухлонжеронной схемами того же крыла.

Цель данной работы – оценка прочности и устойчивости безлонжеронного композитного крыла при эксплуатационных перегрузках с использованием конечно-элементного анализа в среде Femap, а также применение автоматизированного алгоритма подбора укладки монослоёв, количества стрингеров и их геометрических параметров.

Объект исследования

Рассматривается трапецевидное крыло без классических лонжеронов и без стенок кессона. Силовой набор состоит из:

- композитной обшивки переменной толщины;
- 12 нервюр, расположенных вдоль размаха;
- продольных стрингеров, подкрепляющих обшивку.

Крутящий момент воспринимается замкнутым контуром, образованным обшивкой и нервюрами. Отсутствие стенок кессона и лонжеронов позволяет снизить массу, но повышает требования к устойчивости обшивки при сдвиге.

Материал – углепластик на основе эпоксидной матрицы (АСМ102-С200UD). Характеристики ортотропного слоя: $E_1=12882$ кгс/мм², $E_2=1059$ кгс/мм², $G_{12}=500$ кгс/мм², $\nu_{12}=0,34$, предел прочности растяжение/сжатие $\sigma_{11} - 240/7$ кгс/мм², предел прочности растяжение/сжатие $\sigma_{22} - 117/7$ кгс/мм², сдвиг – 9 кгс/мм². Площадь крыла – 8,252 м², корневая хорда – 2,152 м.

Общая масса спроектированной конструкции крыла (включая обшивку, 12 нервюр, стрингеры и элементы крепления) составила 69,94 кг. Данное

значение является базовым для последующего сравнения с альтернативными силовыми схемами.

Получение предварительных данных для программы

Для определения исходных усилий, необходимых для работы программы подбора укладки композита, была выполнена следующая процедура.

На первом этапе в Femar была создана модель того же крыла (трапециевидного, с 12 нервюрами и стрингерами), но из алюминия с толщиной обшивки 1 мм (суммарная нагрузка 9003 кгс). Крыло было разбито на 11 расчётных участков вдоль размаха. В каждом участке из конечно-элементной модели с центральной точки участка снимались усилия в мембранной постановке:

N_x – мембранное усилие вдоль оси X (продольное),

N_y – мембранное усилие вдоль оси Y (поперечное),

N_{xy} – мембранное сдвиговое усилие.

Эти значения послужили входными данными для программы подбора рациональной укладки композита, количества стрингеров и их геометрических параметров, в частности, высоты.

Конечно-элементная модель в Femar и граничные условия

В Femar выполнено построение итоговой конечно-элементной модели трапециевидного крыла с использованием 4-узловых слоистых элементов QUAD4 (всего 11133 элемента, 10509 узлов) с учётом подобранных параметров. Закрепление крыла выполнено схематично: с помощью элементов Rigid (жёсткие связи) имитируются крепления кронштейнов крыла к центроплану или фюзеляжу. Такое моделирование позволяет корректно передать усилия от крыла на опорные узлы, однако в зонах присоединения Rigid-элементов к обшивке возникает локальное завышение напряжений, связанное с искусственным введением бесконечно жёсткой связи. Эти зоны не отражают реального напряжённо-деформированного состояния конструкции и исключаются из анализа при оценке выполнения критериев прочности.

Нагрузки. Распределённая аэродинамическая нагрузка приведена к суммарной вертикальной силе, действующей на крыло. Рассмотрены два расчётных случая:

Случай А: перегрузка $n_y=3$ (положительная вертикальная перегрузка, растяжение нижней панели и сжатие верхней панели крыла). Суммарная нагрузка на крыло – 9003 кгс.

Случай Б: перегрузка $n_y=-1,4$ (отрицательная вертикальная перегрузка, смена знака нагружения). Суммарная нагрузка на крыло – 4201 кгс.

Расчёт на прочность по критерию Хоффмана

Для оценки прочности слоистого композитного пакета использован критерий Хоффмана, который учитывает взаимодействие нормальных и касательных напряжений, а также разницу в прочности при растяжении и сжатии. В общем виде для ортотропного слоя критерий записывается как:

$$\frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X_t X_c} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} + \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right) \sigma_2 \leq 1$$

где X_t, X_c – пределы прочности вдоль волокон при растяжении и сжатии, Y_t, Y_c – поперёк волокон, S – предел прочности при сдвиге. Значение критерия меньше единицы соответствует отсутствию разрушения в композитной панели.

Результаты. Для случая перегрузки $n_y=3$ (9003 кгс) максимальное значение критерия Хоффмана в элементах обшивки и нервюр существенно ниже 1. Исключение составляют узлы, соединённые с элементами Rigid (зона моделирования кронштейнов): здесь H достигает 9,8 из-за искусственной концентрации напряжений. Данные локальные зоны не учитываются при оценке прочности конструкции в целом, поскольку реальные кронштейны имеют конечную жёсткость и иное распределение напряжений.

Для случая $n_y=-1,4$ (4201 кгс) критерий Хоффмана также существенно ниже 1, элементами Rigid $H=1,8$. Если не учитывать элементы Rigid, конструкция проходит по критерию разрушения.

Расчёт на устойчивость

Анализ потери устойчивости проводился в линейной постановке с применением среды Femap (Linear Buckling, SOL 105 – Eigenvalue Buckling). Данный метод позволяет определить критические нагрузки, при которых конструкция теряет устойчивость, а также рассчитать соответствующие формы потери устойчивости. Метод предполагает линейное поведение материала и малые перемещения до момента потери устойчивости, что является стандартным подходом на этапе проектировочного расчёта.

Случай $n_y=3$

Потеря устойчивости начинается с $\lambda = 0,63$ в зоне верхней обшивки на концевой части крыла, также присутствует потеря устойчивости на обшивке возле закрепления с элементами Rigid.

Кроме того, изначально при $n_y=3$ теряли устойчивость нервюры № 2, 3 и 4. Для их доработки была применена гибридная конструкция: первый и второй слои – ACM102-C200UD с укладкой $\pm 45^\circ$, третий слой – пенопласт «Акримид Т80» с укладкой 0° , четвёртый и пятый слои – ACM102-C200UD с укладкой $\pm 45^\circ$. Это позволило полностью устранить потерю устойчивости в нервюрах 2–4. При этом прочность нервюр не снизилась (критерий Хоффмана остался в допустимых пределах), что подтверждает эффективность предложенного решения.

Случай $n_y=-1,4$

Потеря устойчивости происходит только возле крепления с элементами Rigid.

Потеря устойчивости в зонах возле элементов Rigid может быть ошибочной, так как Rigid-элементы вносят искусственную концентрацию напряжений и искажают локальное поведение конструкции. Реальные кронштейны имеют конечную жёсткость и иную геометрию, поэтому данные зоны целесообразно исключать из анализа.

Перспективы оптимизации и сравнение с альтернативными схемами

Несмотря на устранение потери устойчивости в нервюрах 2–4 и удачную работу программы по подбору укладки, остается общая потеря устойчивости обшивки при $n_y=3$. В связи с этим, в дальнейшем планируется:

- изменить количество слоев и ориентацию укладки;
- увеличить количество стрингеров и их размеры;
- оценить, возможно ли достичь $\lambda \geq 1$ (избежать потери устойчивости) без существенного увеличения массы.

Заключение

В работе выполнен расчёт конструктивно-силовой схемы безлонжеронного трапециевидного крыла из композиционных материалов. На основе алюминиевой модели толщиной 1 мм, разбитой на 11 участков, были сняты мембранные усилия, которые послужили входными данными для программы подбора рациональной укладки композита, количества стрингеров и их высоты. С помощью этой программы подобрана базовая укладка обшивки, определено оптимальное число стрингеров и их переменная высота. Итоговая конечно-элементная модель в Femar была рассчитана на прочность по критерию Хоффмана и на устойчивость для двух случаев перегрузки: $n_y=3$ (9003 кгс) и $n_y=-1,4$ (4201 кгс).

Установлено, что конструкция удовлетворяет критерию прочности (исключая зоны Rigid-элементов, дающих локальные завышения). При перегрузке $n_y=3$ выявлена потеря устойчивости на конце крыла, а также изначальная потеря устойчивости в нервюрах 2, 3 и 4, которая была устранена путём применения гибридной схемы (чередование слоёв ПКМ под $\pm 45^\circ$ и пенопласта с 0°) без снижения прочности.

При перегрузке $n_y=-1,4$ конструкция устойчива (зоны возле Rigid-элементов не учитываются). Масса спроектированного крыла составила 69,94 кг. Работа выполняется для выявления оптимальной КСС; в дальнейшем будут рассмотрены однолонжеронная и двухлонжеронная схемы.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Композиционные материалы : справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин [и др.] ; под общ. ред. В. В. Васильева. – Москва: Машиностроение, 1990.
2. Программное обеспечение по выбору оптимальной укладки монослоев в слоистых композитных панелях по условиям прочности и устойчивости: № 2023669792: опубл. 02.10.2023 / Ю. И. Бадрухин, Е. С. Терехова; заявитель Российская Федерация, от ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского». – EDN JAVTWR

3. Рычков, С. П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran: практическое руководство / С. П. Рычков; под ред. Д. А. Мовчана. — Москва: ДМК-Пресс, 2016. — 784 с. — (Серия «Проектирование»)

4. Кан, С. Н. Расчет самолета на прочность / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. — Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1940.

CALCULATION OF THE LOAD-BEARING STRUCTURE OF A LIGHT HIGH-SPEED AIRCRAFT WING MADE OF COMPOSITE MATERIAL

Annikov Igor Evgenievich, student; Aleksei Nikolaevich Kozhevnikov,, PhD
Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, 630073, Russia

Annikov I.E., e-mail MOlOX91@yandex.ru

Kozhevnikov A.N., e-mail kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

Address for correspondence: *Kozhevnikov Alexei Nikolaevich*, Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, phone +7 (961)846-56-24

Abstract: This paper presents a methodology for the strength analysis and design of a monocoque (sparless) load-bearing structure of a trapezoidal wing made of polymer composite materials. Finite element modeling was performed in the Femap environment using the NX Nastran solver. Static strength calculations were carried out according to the Hoffman criterion, along with buckling analysis for two load factor cases: $n_y = 3$ (9003 kgf) and $n_y = -1, 4$ (4201 kgf). The effect of Rigid elements simulating bracket attachments on local stresses is described. Buckling was detected under the $n_y = 3$ load case. A hybrid solution was proposed for ribs 2, 3, and 4 (alternating layers of ASM102-S200UD fabric at $\pm 45^\circ$ and foam plastic with 0° layers), which eliminated buckling in these elements.

Keywords: Composite skin, structural load-bearing scheme of the wing, Femap, Hoffman criterion, buckling