

ЧИСЛЕННАЯ ОЦЕНКА ПТИЦЕСТОЙКОСТИ ОСТЕКЛЕНИЯ КАБИН ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ АППАРАТА ТЕОРИИ ПЛАНИРОВАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА И РЕГРЕССИОННОГО АНАЛИЗА

С.Г. Михалев

sergey571983@yandex.ru

ГЛИЦ имени В.П. Чкалова, г. Щелково, Московская обл.,
Российская Федерация

Аннотация

Приведен численный метод оценки птицестойкости остекления кабин летательных аппаратов, основанный на использовании аппарата теории планирования эксперимента и регрессионного анализа. Приведены результаты оценки птицестойкости остекления (изделий конструкционной оптики) в виде полиномиальной зависимости численного значения напряжения растяжения материала остекления от комплекса входных независимо действующих факторов (скорости полета летательного аппарата, массы птицы и угла встречи с преградой). Опыт разработки, создания, испытаний и эксплуатации изделий остекления самолетов подтверждает необходимость исследований в таком научно-практическом направлении. Численно соударения птиц с элементами самолетных конструкций, выступающих в набегающий воздушный поток, исследуются давно и успешно. В «машинном» эксперименте, в соответствии с теорией планирования эксперимента, воспроизведено одновременное изменение всех факторов. Проведено исследование о пригодности методического и алгоритмического обеспечения процедур оценки птицестойкости остекления кабин летательных аппаратов на всех этапах испытаний, включая государственные, а также возможности использования указанного метода, позволяющего оптимизировать сам процесс испытаний при выполнении критериев ротатабельного центрального композиционного планирования эксперимента. Наличие значимых коэффициентов при взаимодействиях факторов и квадратичных значениях факторов указывает на правильность выбора формы

Ключевые слова

Оценка птицестойкости остекления, вычислительный процесс, матрица планирования, уравнение регрессии

аппроксимирующего уравнения и ротатбельного центрального композиционного планирования второго порядка в качестве плана эксперимента. Предложено использовать аппроксимационную модель соударения птицы с остеклением кабин летательных аппаратов для решения задач оценки птицестойкости конструкции и рекомендовать ее заинтересованным предприятиям и организациям к практическому применению

Поступила 13.12.2024

Принята 31.01.2025

© Автор(ы), 2025

Введение. С момента зарождения авиации считается, что по мере роста скорости полета летательного аппарата (ЛА), столкновение с птицей снижает безопасность летного труда. Несмотря на принимаемые меры по отпугиванию птиц от аэродромов базирования, вероятность ударного воздействия на выступающие в воздушный поток элементы конструкции ЛА остается высокой. Возрастают напряжение и деформации в локальной зоне остекления и, как следствие, возможное его частичное разрушение.

В настоящее время устойчивость конструкции остекления ЛА к повреждениям от столкновений с птицей (птицестойкость) проверяется в натуральных опытах и численно с помощью моделей, в которых базовым является метод конечных элементов (МКЭ).

Результаты экспериментальных исследований используются в качестве основного источника информации о напряженно-деформированном состоянии (НДС) остекления, а также для верификации численной модели соударения птицы с преградой. Используя различные критерии разрушения материала изделия конструкционной оптики (ИКО), удается проследить и разные механизмы проявления разрушения (откольные, эрозионные «посеребрения» или полные разрушения).

Алгоритмы численного исследования процессов соударения с достаточной для практического применения точностью отработаны и широко используются в логистической цепочке создания ИКО. Для их распространения на стадию подтверждения соответствия ИКО требованиям нормативных документов по птицестойкости важно обновить типовую расчетно-экспериментальную методику испытаний. Базовыми в ней являются положения теории планирования многофакторного эксперимента (ТПЭ) [1–6].

Цель настоящей работы — определение пригодности предлагаемого методического и алгоритмического обеспечения процедур оценки птицестойкости остекления кабин ЛА на этапах испытаний.

Концептуальные основы математической модели соударения птицы с остеклением герметичных кабин ЛА. Процессы, протекающие при соуда-

рениях птицы с остеклением ИКО, описываются физически и геометрически нелинейными уравнениями механики деформируемых тел. Физическая нелинейность определяется большими деформациями и повреждениями или разрушениями соударяющихся тел, а геометрическая нелинейность — их большими перемещениями с изменением формы, условий контакта и распадом тел на отдельные фрагменты. Это относится как к остеклению, так и к птице.

Инструментом для решения прочностных задач являются численные методы, один из самых востребованных — МКЭ [1–3].

На основании принципов механики сплошной среды, независимо от конкретной схемы и параметров нагружения, конфигурации нагружаемого объема материала и особенностей его реакции на нагрузку, расчет процесса деформирования определяется решением системы уравнений, состоящей из уравнений сохранения массы, количества движения и внутренней энергии, а также определяющих уравнений состояния материала при заданных начальных и граничных условиях.

Уравнения сохранения определяют дифференциальную связь плотности среды, удельной внутренней энергии, компонентов вектора скорости и тензора напряжений. Определяющие уравнения состояния (в некоторых публикациях их называют уравнениями состояния) устанавливают связь тензоров напряжений и деформаций в зависимости от условий нагружения локального объема материала и критические условия его разрушения.

В дивергентной форме уравнения сохранения массы, количества движения и энергии записываются так:

$$\dot{\rho} + \rho \operatorname{div} V = 0; \quad (1)$$

$$\rho \ddot{x} = \rho g + \operatorname{div} \sigma; \quad (2)$$

$$\rho \dot{i} = \sigma : D + \rho r - \nabla \cdot q. \quad (3)$$

Здесь ρ — плотность; $\operatorname{div} V = \frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z}$ — дивергенция или расходжение вектора V (скорость); \ddot{x} — ускорение; g — ускорение свободного падения; σ — тензор напряжений Коши; \dot{i} — скорость изменения внутренней энергии; «:» — двойное скалярное произведение; D — тензор деформации скорости; r — интенсивность объемного теплового источника; ∇ — оператор Гамильтона; «·» — скалярное произведение; q — тепловой поток.

При решении указанных уравнений в программах используют пространственно-временную дискретизацию. Для пространственной дискретизации используется, например МКЭ, а для временной дискретизации — центральная дифференциальная схема второго порядка точности.

Пространственная дискретизация уравнений (1)–(3) предполагает их замену соответствующими интегральными уравнениями.

При исследовании процессов соударения особое внимание уделяется задачам определения как модели — копии птицы, воспроизводящей свойства материала, так и модели, имитирующей ударные нагрузки.

Общей чертой птиц-ударников является их незначительная жесткость по сравнению с элементами конструкции, поэтому их относят к классу «мягких» тел [7]. Экспериментально-расчетное изучение соударения мягких тел и жесткой преграды выполнено в 1977 г. [8]. Обзоры некоторых более поздних работ (в которых в качестве преграды выбраны такие выступающие в воздушный поток составные части ЛА, как хвостовое оперение, крыло, сопловой аппарат силовой установки, остекление фонаря) приведены в [9–13].

Для моделирования тела птицы часто используется реализованная в коммерческом расчетном комплексе MSC.DYTRAN NULL модель материала с низкой прочностью, в которую включены характеристики прочности при растяжении и сжатии, а также вязкость. Характер поведения такого тела под нагрузкой аналогичен реакции вязкопластического материала. Алгоритм применяется совместно с уравнением состояния, связывающим ударное давление в жидкости с ее переменной плотностью и скоростью распространения в ней звуковых волн. В качестве такого уравнения в MSC.DYTRAN принимается модель Грюнайзена [14].

Динамические процессы, вызываемые движением, остановкой и разрушением копии птицы, прослеживаются при решении следующей системы дифференциальных уравнений в частных производных гиперболического типа, записанных в цилиндрических координатах:

$$\begin{aligned} \dot{\rho} + \rho \left(\frac{du}{dz} + \frac{d\vartheta}{dr} + \frac{\vartheta}{r} \right) &= 0; \\ \rho \dot{u} + \frac{dP}{dz} &= 0; \quad \rho \dot{\vartheta} + \frac{dP}{dr} = 0; \\ \rho \dot{E} + P \left(\frac{du}{dz} + \frac{d\vartheta}{dr} + \frac{\vartheta}{r} \right) &= 0; \quad P = P(\rho, E). \end{aligned} \quad (4)$$

Система (4) включает в себя уравнение неразрывности, два уравнения движения, уравнение энергии и уравнение состояния жидкости; u, ϑ —

компоненты скорости жидкости в направлениях z , r ; ρ — плотность жидкости; P — давление; E — удельная энергия.

Постановку задачи замыкают начальные и граничные условия. В момент времени $t = 0$ имеем $\vartheta = 0$, $u = u_0$, $\rho = \rho_0$, $E = 0$.

На свободной поверхности жидкости задается давление P_0 окружающей среды, а на жесткой поверхности мишени (преграды) принимается, что $u = 0$.

Решение системы (4) позволяет получить значение граничных давлений и зависимости суммарной силы давления от времени на ранних стадиях столкновения, когда определяющими являются эффекты, обусловленные сжимаемостью жидкости.

В основу моделирования соударения птицы с остеклением в расчетном комплексе MSC.DYTRAN положены методы Лагранжа, Эйлера и смешанный метод, использующий переменные Лагранжа и Эйлера. Модель конструкции ИКО совместно с эйлеровой сеткой приведена на рис. 1.

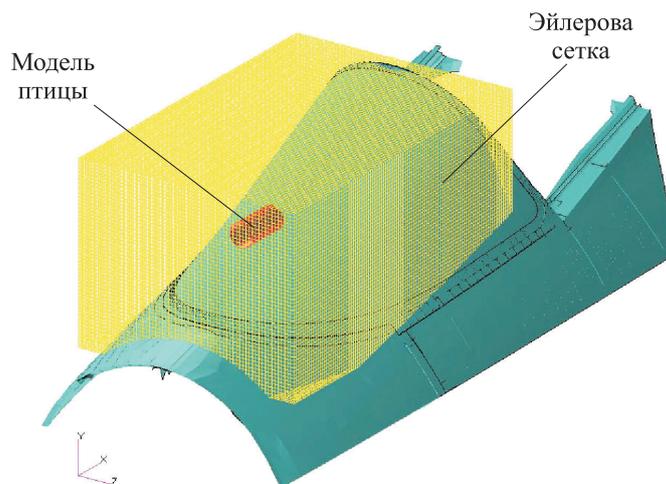


Рис. 1. Модель конструкции ИКО совместно с эйлеровой сеткой

Метод Лагранжа является самым общим методом моделирования конечных элементов твердотельной конструкции. При его использовании с элементами постоянной массы считается, что узловые точки сетки исследуемого объекта закреплены на нем. Элементы связаны между собой через узловые точки. При деформации тела узловые точки перемещаются и элементы искажаются.

Метод Эйлера с элементами постоянного объема применяется для моделирования жидких и газообразных сред, которые могут иметь большие перемещения. Здесь узловые точки фиксированы в пространстве и в раз-

ные моменты времени эйлеровы элементы наделены различными свойствами. Модель объекта (птица-ударник) движется через эйлерову сетку и его масса, количество движения, энергия переносятся от элемента к элементу.

Эйлерова и лагранжева сетки применяются в одном расчете и связаны между собой через задание так называемой соприкасающейся поверхности. В зоне соприкосновения лагранжевых и эйлеровых элементов строятся две соприкасающиеся поверхности из фиктивных лагранжевых и эйлеровых элементов с фиктивной толщиной. Узловые точки этих элементов геометрически совпадают с узлами прилегающих лагранжевых и эйлеровых пространств. Соприкасающаяся поверхность является непроницаемой границей для среды в эйлеровой сетке. Движущаяся среда (модель птицы) воздействует на эту поверхность, вызывая деформацию лагранжевой сетки (конструкции).

Критерий начала разрушения элементов остекления ИКО. В имитируемом физическом эксперименте, как правило, стенд препарируется измерительной аппаратурой, позволяющей отслеживать изменение деформации ε элементов остекления ИКО. В верифицированной по опытным результатам математической модели анализ также базируется на текущей информации о значениях деформации и напряжения σ , действующие значения которых представляются в виде суммы упругой и пластической составляющих

$$\varepsilon_{\Sigma} = \varepsilon_y + \varepsilon_p; \quad \sigma_{\Sigma}(\varepsilon_{\Sigma}) = \sigma_{0,2} + \frac{EE_h}{E - E_h} \varepsilon_p,$$

где ε_y — эквивалентные упругие деформации; ε_p — эквивалентные накопленные пластические деформации; $\sigma_{0,2}$ — напряжение предела текучести; E — модуль упругости; E_h — модуль упрочнения.

Эквивалентные деформации по Мизесу ε_{vm} , выраженные через деформации в главных осях $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$, записываются как

$$\varepsilon_{vm} = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_3 - \varepsilon_1)^2}.$$

В качестве критерия начала разрушения конструкции остекления ИКО принимается достижение эквивалентными пластическими деформациями ε_{vm} разрушающего значения: $\varepsilon_{vm} = \varepsilon_p$. Полагается, что в момент разрушения справедливо, что $\varepsilon_{\Sigma} \approx \varepsilon_p$ ввиду малости упругих деформаций ε_y по сравнению с пластическими деформациями ε_p .

Эквивалентные напряжения σ_{vm} (в рассматриваемых исследованиях они представляют собой выходную координату или отклик объекта) вычисляются по зависимости:

$$\sigma_{vm} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2},$$

где σ_i — напряжения в главных осях.

Изменения размера элементов конечно-элементного разбиения конструкции из-за деформаций или разрушения стимулируют изменение временного шага в процессе вычислений.

По рассмотренной схеме практически во всех заинтересованных предприятиях и организациях выполняется расчет птицестойкости остекления ИКО. Степень отработанности алгоритмов и вычислительных процедур в настоящей работе не обсуждается и упомянутый ранее коммерческий вычислительный комплекс MSC.DYTRAN рассматривается как одна из версий решения прочностных задач. Важен только факт верификации соответствующих моделей по экспериментальным данным.

В дальнейшем анализе объект испытаний, принцип работы которого описывается совокупностью моделей, включающих в себя гидродинамическую модель птицы, конструкционную модель остекления ИКО, механизм соударения и алгоритм принятия решения о разрушении, воспринимается как комплексная структура (сложная система). Количественные значения выходного показателя (напряжение растяжения элементов остекления фонаря при ударе птицы) как функцию внешнего воздействия (факторов) при сокращении числа экспериментов, предлагается получать с помощью аппарата ТПЭ и регрессионного анализа.

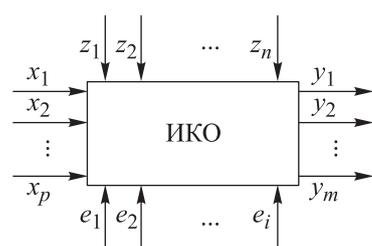


Рис. 2. Функциональная схема объекта испытаний

Объект исследований как сложная система. Функциональная схема объекта испытаний приведена на рис. 2.

Объект полагается управляемым, так как каждое его различное состояние может задавать исследователь с помощью следующих трех групп переменных.

1. Неуправляемые контролируемые факторы $Z^T = Z_1, Z_2, \dots, Z_n$. Эти факторы кон-

тролирует исследователь, и точность их известна, их нельзя специально изменять в процессе исследования. Факторы принятой модели птицы (жидкого объема эллипсоидальной или цилиндрической формы) — линейные размеры тела, свойства жидкости и др. Факторы остекления

(ИКО), например, такие как свойства конструкционных материалов (стекло и склеивающего материала) — плотность ρ , модуль упругости (модуль Юнга) материала E , коэффициент Пуассона μ и др.

2. Управляемые контролируемые факторы $X^T = x_1, x_2, \dots, x_p$. Это воздействия, которые реализуют режим работы объекта, изменяют его состояние. Вектор X^T включает в себя три фактора: массу птицы m ; угол соударения θ ; скорость соударения $V_{\text{соуд}}$. Воздействующие факторы p -мерного вектора X^T называются в соответствии с [15] независимыми параметрами эксперимента.

3. Возмущающие неконтролируемые факторы $E^T = e_1, e_2, \dots, e_l$ — это возмущающие воздействия на объект исследования. В предопределенной постановке задачи эти факторы не задаются. Если есть необходимость и возможность учесть существующие допуски на составляющие вектора Z^T , например, погрешности измерений переменных объекта и другое, то вектор станет «шумящим» и допустима вероятностная постановка задачи. Тогда можно поступить следующим образом. Для четкого отражения моделируемой картины поведения разрушаемого остекления ИКО, получаемого в натуральных экспериментах, необходимо в уравнениях механики деформируемых твердых тел учитывать, например, неоднородность структуры (дефекты) и внутреннее напряжение материала. Это возможно при использовании вероятностных законов распределения физико-механических характеристик (ФМХ) по объему стекла. Следует внести случайное распределение начальных отклонений прочностных свойств от номинального значения в ФМХ тела. Их в конечном счете с помощью генератора случайных чисел можно включить в вычислительные процедуры программных комплексов конечно-элементного анализа конструкций.

Следовательно, количественное состояние объекта представлено факторным пространством $\{X\}$ (составляющие вектора Z^T определены для конкретного образца ИКО), а в этом случае его состояние определяет численное значение одного выходного параметра — напряжения растяжения σ_{vm} остекления фонаря при ударе птицы.

Отличительная черта модельного решения задачи заключается в том, что входные факторы, сочетаясь, будут влиять в определенном опыте на разных численных уровнях. Некоторые вероятные сочетания в натуральных экспериментах реализовать невозможно. Применяя ТПЭ [16], можно воспроизвести (смоделировать) воздействия на объект программируемых синхронных изменений всего выбранного числа управляемых факторов.

В некоторых работах (например, [12]) для оценки птицестойкости элементов конструкции ЛА выходную координату определяли классическим методом перебора возмущающих воздействий, когда одно из них варьировалось, а два остальных фиксировались на заданных уровнях. Результат приведен в виде коммуникативной свертки.

Пример решения задачи. Пусть задан гипотетический состав композиции остекления ИКО (рис. 3).

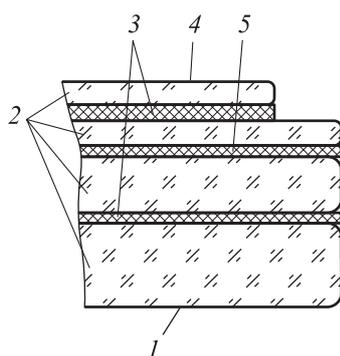


Рис. 3. Состав композиции остекления ИКО:

- 1 — внутренняя поверхность;
- 2 — стекло; 3 — пленка А4700;
- 4 — внешняя поверхность;
- 5 — пленка DB31

Место соударения обычно задается в техническом задании (как правило, геометрический центр остекления), там же содержится информация о требованиях по птицестойкости. Примем их следующими: масса птицы 1,8 кг; скорость столкновения 670 км/ч; угол между вектором скорости птицы и поверхностью остекления в вертикальной плоскости 41° .

Для реализации активного планируемого эксперимента требуется назначить границы изменения факторов (очертить факторное пространство) от указанных выше значений. Масса птицы m (минимальная 0,9 кг, максимальная 2,7 кг); угол соударения θ (минимальный 32° , максимальный 50°); скорость соударения с птицей $V_{\text{соуд}}$ (минимальная 490 км/ч, максимальная 850 км/ч).

После определения факторного пространства выбирается регрессионная модель для нахождения функции отклика $\sigma_p = f(m, \theta, V_{\text{соуд}})$ и строится план эксперимента. Здесь использовалось ротатабельное центральное композиционное планирование (РЦКП) эксперимента второго порядка [15, 16], для которого регрессионная модель имеет вид

$$\hat{y}_n = \tilde{b}_0 + \sum_{i=1}^k \tilde{b}_i \tilde{x}_i + \sum_{\substack{i,j=1 \\ i \neq j}}^k \tilde{b}_{ij} \tilde{x}_i \tilde{x}_j + \sum_{i=1}^k \tilde{b}_{ii} \tilde{x}_i^2, \quad (5)$$

где \hat{y}_n — функция отклика в n -м эксперименте; \tilde{b}_0 — свободный член; $\tilde{b}_i, \tilde{b}_{ij}, \tilde{b}_{ii}$ — коэффициенты регрессионной зависимости, определяющие влияние данного фактора или взаимодействия факторов на величину це-

левой функции; \tilde{x}_i — натуральные значения соответствующего фактора; k — число независимых факторов ($k = 3$).

Каждый фактор при планировании принимает пять значений: верхнее \tilde{x}_i^B , нижнее \tilde{x}_i^H , среднее $\tilde{x}_{i0} = \frac{1}{2}(\tilde{x}_i^B + \tilde{x}_i^H)$ и два звездных уровня. Звездные точки строятся на осях координат факторов. Значение звездного плеча (кодированного значения) определяется из выражения $|\alpha| = 2^{k/4}$, при $k = 3$ имеем $\alpha = \pm 1,682$.

Для удобства вычисления коэффициентов уравнения регрессии (5) и дальнейшего анализа модели обычно переходят к кодированным факторам x_i :

$$x_i = \frac{\tilde{x}_i - \tilde{x}_{i0}}{I_i}, \quad (6)$$

где $I_i = \frac{1}{2}(\tilde{x}_i^B - \tilde{x}_i^H)$ — интервал варьирования фактора.

В соответствии с (6) значения факторов обозначаются так: 1 (при $\tilde{x}_i = \tilde{x}_i^B$); -1 (при $\tilde{x}_i = \tilde{x}_i^H$); 0 (при $\tilde{x}_i = \tilde{x}_{i0}$).

Значения физических факторов в виде начальных условий для моделирования процессов соударения птицы с остеклением ИКО приведены в табл. 1. Принято, что натуральное значение минимального уровня звездного плеча i -го фактора ($-\alpha_i$) рассчитывается по формуле $\tilde{x}_i = \tilde{x}_{i0} - 1,682 I_i$, а значение максимального уровня (α_i) — по формуле $\tilde{x}_i = \tilde{x}_{i0} + 1,682 I_i$. Здесь $I_1 = 0,9$ кг; $I_2 = 9^\circ$; $I_3 = 180$ км/ч.

Таблица 1

Значения физических факторов в виде начальных условий

Уровни факторов РЦКП	Натуральные значения факторов		
	\tilde{x}_1 (масса птицы m , кг)	\tilde{x}_2 (угол соударения θ , град)	\tilde{x}_3 (скорость соударения $V_{\text{соуд}}$, км/ч)
Отрицательное плечо $-\alpha_i$	0,286	25,862	367,24
Нижний уровень -1	0,900	32,000	490,00
Основной уровень (координаты центра плана) 0	1,800	41,000	670,00
Верхний уровень +1	2,700	50,000	850,00
Положительное плечо $+\alpha_i$	3,314	56,138	972,76

Для кодированных факторов регрессионная формула (5) сохранит вид, только вместо натуральных значений факторов \tilde{x}_i в нее входят кодированные значения x_i и коэффициенты \tilde{b} имеют другие значения, которые обозначаются через b_i . Если парные взаимодействия $x_i x_j$ и квадратичные выражения \tilde{x}_{ii}^2 заменить новыми переменными: $\tilde{x}_i \tilde{x}_j = \tilde{x}_\nu$; $\tilde{x}_{ii}^2 = \tilde{x}_\mu$, где $\nu = 4, 5, 6$ и $\mu = 7, 8, 9$ (для рассматриваемого случая, когда число факторов $k = 3$), и ввести фиктивную переменную $\tilde{x}_0 \equiv 1$, то регрессионную зависимость (5) можно переписать в матричном виде:

$$\hat{Y} = X\hat{B}. \quad (7)$$

Здесь $\hat{Y} = (\hat{y}_1, \hat{y}_2, \dots, \hat{y}_N)^T$ — матрица-столбец вычисленных значений σ_{vm} ; $\hat{B} = (\hat{b}_0, \hat{b}_1, \dots, \hat{b}_v)^T$ — матрица-столбец независимых коэффициентов; v — общее число коэффициентов уравнения (7); $v = \frac{1}{2}(k+2)(k+1) = 10$;

$$X = \begin{pmatrix} \tilde{x}_{01} & \tilde{x}_{11} & \dots & \tilde{x}_{v1} \\ \tilde{x}_{02} & \tilde{x}_{12} & \dots & \tilde{x}_{v2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \tilde{x}_{0ip} & \tilde{x}_{1ip} & \dots & \tilde{x}_{vip} \end{pmatrix}$$

— матрица планирования с добавленным столбцом фиктивной переменной x_0 и столбцами, соответствующими парным взаимодействиям x_i и x_μ ($\nu = 4, 5, \dots, 8, 9$).

Определение оценок элементов вектора \hat{B} сводится к следующему решению: $\hat{B} = (X^T X)^{-1} X^T \hat{Y}$, где X^T — транспонированная матрица X .

План проведения (матрица планирования) и результаты экспериментов представлены в табл. 2. Значения факторов приведены в кодированном виде, значения выходной координаты (два последних столбца) — в реальном масштабе [17–20].

Таблица 2

Матрица планирования и результаты эксперимента

Номер опыта	Факторы			x_1 (m , кг)	x_2 (θ , град)	x_3 ($V_{\text{соуд}}$, км/ч)	$y_{\text{эксп}}$ (σ_{vm} , МПа)	$y_{\text{расч}}$ (σ_{vm} , МПа)
	\tilde{x}_1	\tilde{x}_2	\tilde{x}_3					
1	-1	-1	-1	0,900	32,000	490,00	42,35	46,32
2	1	-1	-1	2,700	32,000	490,00	78,05	75,06
3	-1	1	-1	0,900	50,000	490,00	45,40	42,17

Номер опыта	Факторы			x_1 (m , кг)	x_2 (θ , град)	x_3 ($V_{\text{соуд}}$, км/ч)	$y_{\text{экс}}$ (σ_{vm} , МПа)	$y_{\text{расч}}$ (σ_{vm} , МПа)
	\tilde{x}_1	\tilde{x}_2	\tilde{x}_3					
4	1	1	-1	2,700	50,000	490,00	146,19	148,79
5	-1	-1	1	0,900	32,000	850,00	85,31	83,36
6	1	-1	1	2,700	32,000	850,00	265,93	269,81
7	-1	1	1	0,900	50,000	850,00	155,65	159,29
8	1	1	1	2,700	50,000	850,00	426,94	423,62
9	-1,682	0	0	0,286	41,000	670,00	23,15	22,02
10	1,682	0	0	3,314	41,000	670,00	268,25	268,46
11	0	-1,682	0	1,800	25,862	670,00	77,79	76,37
12	0	1,682	0	1,800	56,138	670,00	201,70	202,20
13	0	0	-1,682	1,800	41,000	367,24	43,77	43,87
14	0	0	1,682	1,800	41,000	972,76	307,15	306,12
15	0	0	0	1,800	41,000	670,00	103,50	105,73
16	0	0	0	1,800	41,000	670,00	103,50	105,73
17	0	0	0	1,800	41,000	670,00	103,50	105,73
18	0	0	0	1,800	41,000	670,00	103,50	105,73
19	0	0	0	1,800	41,000	670,00	103,50	105,73
20	0	0	0	1,800	41,000	670,00	103,50	105,73

Определены следующие значения коэффициентов регрессионного уравнения (в кодированных переменных): $b_0 = 105,73$; $b_1 = 73,27$; $b_2 = 37,41$; $b_3 = 77,97$; $b_{12} = 19,47$; $b_{13} = 39,43$; $b_{23} = 20,02$; $b_{11} = 13,97$; $b_{22} = 11,86$; $b_{33} = 24,49$.

В развернутом виде регрессионное уравнение, представляющее аппроксимацию результатов оценки птицестойкости выбранного пакета остекления, записывается так:

$$Y = 5,73 + 73,27\tilde{x}_1 + 37,41\tilde{x}_2 + 77,97\tilde{x}_3 + 19,47\tilde{x}_1\tilde{x}_2 + 39,43\tilde{x}_1\tilde{x}_3 + 20,02\tilde{x}_2\tilde{x}_3 + 13,97\tilde{x}_1^2 + 11,86\tilde{x}_2^2 + 24,49\tilde{x}_3^2.$$

Достаточно высокая точность полученного линейного сочетания факторов (среднеквадратическое отклонение выходной величины σ_{vm} составляет $\sim 3,14$ %) описывает результаты¹, которые получены с помощью вычислительного комплекса MSC.DYTRAN. Адекватность модельного комплекса подтверждается близкими результатами, полученными

¹ Расчеты выполнялись в вычислительном центре АО «НИТС им. В.Ф. Солинова» (Москва) при участии ведущего инженера-конструктора А.А. Синицына [12].

в центре плана $u_{\text{расч}} = 105,7$ МПа и в экспериментальных исследованиях при одинаковых значениях факторов $u_{\text{эксп}} = 103,5$ МПа.

Отметим близость коэффициентов в слагаемых, определяющих влияние таких факторов, как масса птицы (x_1) и скорость соударения (x_3). Наличие значимых коэффициентов при взаимодействиях факторов и квадратичных значениях факторов указывает на правильность выбора формы аппроксимирующего уравнения и РЦКП второго порядка в качестве плана эксперимента [21, 22].

Вывод. По результатам проведенного исследования можно сделать вывод о пригодности предложенного методического и алгоритмического обеспечений процедур оценки птицестойкости остекления кабин ЛА на всех этапах испытаний, включая государственные. Использование предлагаемого метода позволяет оптимизировать сам процесс испытаний в части выполнения критериев РЦКП.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Сегерлинд Л.Дж. Применение метода конечных элементов. М., Мир, 1979.
- [2] Cruzado A., Segurado J., Hartl D.J., et al. A variational fast Fourier transform method for phase-transforming materials. *Modelling Simul. Mater. Sc. Eng.*, 2021, vol. 29, no. 4, art. 045001. DOI: <https://doi.org/10.1088/1361-651X/abe4c7>
- [3] Gierden Ch., Kochmann J., Waimann J., et al. A review of FE-FFT-based two-scale methods for computational modeling of microstructure evolution and macroscopic material behavior. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2022, vol. 29, no. 6, pp. 4115–4135. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11831-022-09735-6>
- [4] Demkowicz L.F. *Mathematical theory of finite elements*. Philadelphia, SIAM, 2023.
- [5] Perrone P. *Starting category theory*. Singapore, World Scientific, 2024.
- [6] Montgomery D.K., Pak E.A., Vining G.G. *Introduction to linear regression analysis*. Hoboken, John Wiley & Sons, 2021.
- [7] Ивченко Д.В., Меркулова В.М., Сметанкина Н.В. Разработка модели птицы-ударника для математического моделирования процессов повреждения деталей турбореактивного двухконтурного двигателя. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2020, № 8, с. 82–90. EDN: PHPYZM
- [8] Wilbeck J.S., Rand J.L. The development of a substitute bird model. *J. Eng. Power*, 1981, vol. 103, no. 4, pp. 725–730. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.3230795>
- [9] Лебединский В.И., Ляховенко И.А., Меркурьев А.В. и др. Силы и давления при соударении птицы с плоской поверхностью. *Труды ЦАГИ*, 2000, № 2639, с. 20–30.
- [10] Голован В.И. Соударение птицы и элементов конструкции. *Труды ЦАГИ*, 1998, № 2633, с. 77–79.

- [11] Шенк Ю.В. Численное моделирование соударения птицы с остеклением ЛА. *Труды ЦАГИ*, 1992, № 2495, с. 140–144.
- [12] Семьшев С.В. Динамическое взаимодействие элементов конструкции ЛА с птицей. Дис. ... канд. техн. наук. Жуковский, ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2002.
- [13] Кирсанов А.Р. Методика оценки повреждаемости ГТД на этапах его создания, изготовления и эксплуатации от поражающего воздействия птиц. Дис. ... канд. техн. наук. М., ГосНИИ ГА, 2016.
- [14] Шорр Б.Ф., ред. Птицестойкость авиационных газотурбинных двигателей. М., ЦИАМ, 2022.
- [15] Чернуха В.Н., Кастерский С.М., Апрельский Е.Н. и др. Математическое моделирование регулятора давления в кабине воздушного судна. *Программные системы и вычислительные методы*, 2014, № 4, с. 472–483.
DOI: <https://doi.org/10.7256/2305-6061.2014.4.14056>
- [16] Житенев Б.Н., Андреюк С.В. Планирование многофакторного эксперимента на примере ионнообменной очистки воды от нитратов. *Вестник Брестского государственного технического университета*, 2019, № 2, с. 38–42.
- [17] Дрейпер Н., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. М., Диалектика, 2007.
- [18] Солинов Ф., ред. Конструкционная оптика. М., АБ Интер, 2017.
- [19] Шибанов Г.П. Авиационные инциденты и окружающая среда. М., Академия им. Н.Е. Жуковского, 2017.
- [20] Михалев С.Г., Пономарев В.А. Расчетно-экспериментальные исследования причин возникновения трещин в электрообогреваемых силикатных изделиях конструкционной оптики (авиационном остеклении) летательных аппаратов военного назначения. *Проблемы безопасности полетов*, 2020, № 10, с. 3–10.
EDN: RFLBOK
- [21] Есипов Ю.В., Джиляджи М.С., Маматченко Н.С. Разработка алгоритма расчета вероятностного показателя безопасности технической системы «защита–объект–среда». *Безопасность техногенных и природных систем*, 2017, № 1, с. 75–89. EDN: YNKNYZ
- [22] Шелехова А.С. Управление качеством научной концепции при формировании и анализе альтернатив на начальном этапе проекта. Дис. ... канд. техн. наук. М., МАИ, 2021.

Михалев Сергей Геннадьевич — старший инженер-испытатель научно-исследовательского испытательного отдела ГЛИЦ имени В.П. Чкалова (Российская Федерация, 141104, Московская обл., г. Щелково).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Михалев С.Г. Численная оценка птицестойкости остекления кабин летательных аппаратов с применением аппарата теории планирования эксперимента и регрессионного анализа. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2025, № 3 (152), с. 88–104. EDN: QFENUC

**NUMERICAL ASSESSMENT OF THE AIRCRAFT CABIN
GLAZING RESISTANCE TO A BIRD IMPACT
USING THE EXPERIMENTAL PLANNING THEORY APPARATUS
AND REGRESSION ANALYSIS**

S.G. Mikhalev

sergey571983@yandex.ru

GLITZ n.a. V.P. Chkalov, Shchelkovo, Moscow Region, Russian Federation

Abstract

The article presents a method for numerical assessment of the aircraft cabin glazing resistance to a bird impact based on the experiment planning theory apparatus and the regression analysis. It considers the proposed method for presenting results of assessing the glazing resistance to a bird impact (structural optics products) in the form of a numerical value polynomial dependence of the glazing material tensile stress on a set of independently acting input factors (aircraft flight velocity, bird mass and the angle of impact with an obstacle). The experience in developing, creating, testing and operating the military aircraft glazing systems confirms the need for research in this scientific and practical area. Numerical studies of bird collisions with the aircraft structural elements protruding into the oncoming air flow are successfully performed for a long time. The “machine” experiment, in accordance with the experiment planning theory, reproduces simultaneously an alteration in all the factors. The conducted study covers suitability of the methodological and algorithmic support for procedures in assessing the aircraft cabin glazing resistance to a bird impact at all stages of testing, including the state ones, as well as a possibility of using this approach that makes it possible to optimize the testing process itself when satisfying the criteria of the experiment rotatable central compositional planning. Presence of the significant coefficients in interactions of the factors and quadratic values indicate correctness in selecting the approximating equation form and rotatable central compositional planning of the second order as the experiment plan. The paper proposes to use the approximation model of a bird collision with the glazing to solve the

Keywords

Assessing glazing resistance to a bird impact, computational process, planning matrix, regression equation

problems of assessing the structure resistance to a bird impact and recommends it for practical application at the interested enterprises and organizations

Received 13.12.2024

Accepted 31.01.2025

© Author(s), 2025

REFERENCES

- [1] Segerlind L.J. Applied finite element analysis. New York, John Wiley & Sons, 1984.
- [2] Cruzado A., Segurado J., Hartl D.J., et al. A variational fast Fourier transform method for phase-transforming materials. *Modelling Simul. Mater. Sc. Eng.*, 2021, vol. 29, no. 4, art. 045001. DOI: <https://doi.org/10.1088/1361-651X/abe4c7>
- [3] Gierden Ch., Kochmann J., Waimann J., et al. A review of FE-FFT-based two-scale methods for computational modeling of microstructure evolution and macroscopic material behavior. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2022, vol. 29, no. 6, pp. 4115–4135. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11831-022-09735-6>
- [4] Demkowicz L.F. Mathematical theory of finite elements. Philadelphia, SIAM, 2023.
- [5] Perrone P. Starting category theory. Singapore, World Scientific, 2024.
- [6] Montgomery D.K., Pak E.A., Vining G.G. Introduction to linear regression analysis. Hoboken, John Wiley & Sons, 2021.
- [7] Ivchenko D.V., Merkulova V.M., Smetankina N.V. Development of a bird-striker model for mathematical modeling of damage processes of turbojet twin-circuit engine parts. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace Technic and Technology], 2020, no. 8, pp. 82–90 (in Russ.). EDN: PHPYZM
- [8] Wilbeck J.S., Rand J.L. The development of a substitute bird model. *J. Eng. Power.*, 1981, vol. 103, no. 4, pp. 725–730. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.3230795>
- [9] Lebedinskiy V.I., Lyakhovenko I.A., Merkur'yev A.V., et al. Forces and pressures when a bird collides with a flat surface. *Trudy TsAGI*, 2000, no. 2639, pp. 20–30 (in Russ.).
- [10] Golovan V.I. Collision of birds and structural elements. *Trudy TsAGI*, 1998, no. 2633, pp. 77–79 (in Russ.).
- [11] Shenk Yu.V. Numerical simulation of bird impact with aircraft glazing. *Trudy TsAGI*, 1992, no. 2495, pp. 140–144 (in Russ.).
- [12] Semyshchev S.V. Dinamicheskoe vzaimodeystvie elementov konstruktsii LA s ptitsej. Dis. kand. tekhn. nauk [Dynamic interaction of aircraft structural elements with a bird. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Zhukovskiy, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2002 (in Russ.).
- [13] Kirsanov A.R. Metodika otsenki povrezhdaemosti GTD na etapakh ego sozdaniya, izgotovleniya i ekspluatatsii ot porazhayushchego vozdeystviya ptits. Dis. kand. tekhn. nauk [Methodology for assessing the damage to GTE at the stages of its creation, manufacture and operation from the damaging effects of birds. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Moscow, GosNII GA, 2016 (in Russ.).
- [14] Shorr B.F., ed. Ptitsestoykost aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Bird resistance of aviation gas turbine engines]. Moscow, TsIAM Publ., 2022.

- [15] Chernukha V.N., Kasterskiy S.M., Aprel'skiy E.N., et al. Mathematical modeling of the pressure regulator in the aircraft cabin. *Programmnye sistemy i vychislitelnye metody* [Software Systems and Computational Methods], 2014, no. 4, pp. 472–483 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.7256/2305-6061.2014.4.14056>
- [16] Zhitenev B.N., Andreyuk S.V. Planning a multifactorial experiment on the example of ion exchange water purification from nitrates. *Vestnik Brestskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta* [Vestnik of Brest State Technical University], 2019, no. 2, pp. 38–42 (in Russ.).
- [17] Draper N.R., Smith H. Applied regression analysis. New York, John Wiley & Sons, 1998.
- [18] Solinov F., ed. *Konstruksionnaya optika* [Structural optics]. Moscow, AB Inter Publ., 2017.
- [19] Shibanov G.P. *Aviatsionnye intsidenty i okruzhayushchaya sreda* [Aviation incidents and the environment]. Moscow, Akademiya im. N.E. Zhukovskogo Publ., 2017.
- [20] Mikhalev S.G., Ponomarev V.A. Computational and experimental studies of the causes of cracks in electrically heated silicate products of structural optics (aviation glazing) aircraft for military purposes. *Problemy bezopasnosti poletov* [Problems of Flight Safety], 2020, no. 10, pp. 3–10 (in Russ.). EDN: RFLBOK
- [21] Esipov Yu.V., Dzhilyadzhi M.S., Mamatchenko N.S. Development of calculation algorithm of the probability safety index of the technical system “protection–object–environment”. *Bezopasnost tekhnogennykh i prirodnykh sistem* [Safety of Technogenic and Natural Systems], 2017, no. 1, pp. 75–89 (in Russ.). EDN: YNKNYZ
- [22] Shelekhova A.S. *Upravlenie kachestvom nauchnoy kontseptsii pri formirovanii i analize alternativ na nachalnom etape proekta*. Dis. kand. tekhn. nauk [Quality management of the scientific concept in the formation and analysis of alternatives at the initial stage of the project. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Moscow, MAI, 2021 (in Russ.).

Mikhalev S.G. — Senior Test Engineer, Research and Testing Department, GLITZ n.a. V.P. Chkalov (Shchelkovo, Moscow Region, 141104 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Mikhalev S.G. Numerical assessment of the aircraft cabin glazing resistance to a bird impact using the experimental planning theory apparatus and regression analysis. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2025, no. 3 (152), pp. 88–104 (in Russ.). EDN: QFEHUC