

УДК 621.452.3

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-76-89

Расчетно-экспериментальная методика исследования лобового стекла самолета на птицестойкость

А.Р. Лепешкин¹, К.М. Аунг¹

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия

Аннотация: Конструкция лобового стекла играет важную роль в изучении проблемы птицестойкости остекления, поэтому большое внимание при исследованиях уделяется не только разработке конечно-элементных моделей остекления и птицы, но и анализу различных геометрий и материалов. В результате удара в соответствии с международными сертификационными стандартами лобовое стекло должно не только выдерживать удар проникновения птицы, но и не допускать полной фрагментации всех прозрачных материалов, обеспечивать приемлемую видимость для безопасного продолжения полета и посадки. Разработана методика расчетного моделирования динамического процесса удара птицы по полной структуре лобового стекла (одной панели) самолета в пакете программ LS DYNA. В методике численного моделирования птицестойкости остекления использован SPH-метод для учета параметров птицы. Стекло в расчетной модели рассматривается как упругопластичный хрупкий материал, в то время как полимерная прослойка ведет себя как вязкая среда, обеспечивающая высокую деформацию перед разрушением и хорошую прочность на разрыв. В качестве модели птицы выбран цилиндр. В соответствии с требованиями отказобезопасности лобовое стекло является многослойным. Получены результаты численного моделирования ударного динамического процесса и напряженно-деформированного состояния лобового стекла, которые подтверждают способность стекла выдерживать удар птицы с учетом своих свойств материала и геометрических характеристик (малые углы удара и двойная кривизна), что позволяет птице скользить вдоль лобового стекла и тем самым снизить передающуюся ему кинетическую энергию. По результатам расчетного моделирования лобовое стекло выдержало удар птицы. Кроме того, получены результаты расчетных исследований, которые позволили оценить влияние углов удара птиц разной массы на напряжения поверхности лобового стекла, а также угла наклона лобового стекла при оценке птицестойкости, что можно использовать при проектировании конструкции лобового стекла. Результаты исследований и испытаний лобового стекла самолета на птицестойкость с применением предложенной методики с пневматической пушкой подтвердили результаты расчетного моделирования.

Ключевые слова: методика, конечно-элементное моделирование, модель птицы, напряженно-деформированное состояние лобового стекла, птицестойкость, пневматическая пушка, угол удара.

Для цитирования: Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Расчетно-экспериментальная методика исследования лобового стекла самолета на птицестойкость // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 5. С. 76–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-76-89

Calculation and experimental methodology for studying the aircraft windshield for bird strike resistance

A.R. Lepeshkin¹, K.M. Aung¹

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Abstract: The windshield design plays an important role in studying the problem of bird strike resistance of glazing, therefore the researchers pay much attention not only to the development of finite element models of glazing and the bird, but also to the analysis of various geometries and materials. As a result of the impact, in accordance with the international certification standards, the windshield must not only withstand the bird strike, but also prevent complete fragmentation of all transparent materials, provide acceptable visibility for safe flight continuation and landing. A technique for computational modeling of the dynamic process of a bird strike on the full structure of the aircraft windshield (one panel) in the LS DYNA software package

has been developed. In the computational modeling technique of bird strike resistance of glazing, the SPH method is used to take into account the bird parameters. In the computational model glass is considered as an elastic-plastic brittle material, while the polymer interlayer behaves as a viscous medium providing high deformation before destruction and good tensile strength. A cylinder is selected as a bird model. In accordance with the requirements of the fail-safe performance, the windshield is multilayered. The results of computational modeling of the impact dynamic process and the stress-strain state of the windshield were obtained, which confirm the ability of the glass to withstand a bird strike, taking into account its material properties and geometric characteristics (small impact angles and double curvature), which allows the bird to slide along the windshield and thereby reduce the kinetic energy transferred to it. According to the results of the computational modeling, the windshield withstood the bird strike. In addition, the results of computational studies were obtained, which made it possible to estimate the effect of the bird strike angles, where the birds were of different masses, on the stresses of the windshield surface, as well as the angle of the windshield inclination when assessing bird strike resistance, which can be used when designing the windshield structure. The results of the research and tests of the aircraft windshield for bird strike resistance using the proposed methodology with a pneumatic gun confirmed the results of the computational modeling.

Key words: methodology, finite element modeling, bird model, stress-strain state of windshield, bird strike resistance, pneumatic gun, impact angle.

For citation: Lepeshkin, A.R., Aung, K.M. (2025). Calculation and experimental methodology for studying the aircraft windshield for bird strike resistance. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 5, pp. 76–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-76-89

Введение

Повреждения элементов авиационной техники при столкновениях с птицами существенно снижают уровень безопасности полетов в гражданской и транспортной авиации, приводят к росту числа аварий и катастроф, увеличению затрат на эксплуатацию, связанных с необходимостью выполнения восстановительного ремонта поврежденного летательного аппарата. Проведен анализ столкновений авиационной техники с птицами в условиях эксплуатации. Для элементов авиалайнера, на которые чаще всего приходятся удары, 45–50 % – это попадания в двигатель, до 25 % приходится на попадания в крыло, 7 % – попадания в лобовое стекло (кабину пилотов), остальное – повреждения фюзеляжа, стоек шасси, носового обтекателя и хвостового оперения [1–7].

Конструкция лобового стекла играет важную роль в изучении проблемы птицестойкости остекления, поэтому большое внимание при исследованиях уделяется не только разработке конечно-элементных моделей остекления и птицы, но и анализу различных геометрий и материалов [8–20]. В результате удара в соответствии с международными сертификационными стандартами лобовое стекло должно не только выдерживать удар проникновения птицы, но и не допускать полной фрагментации всех прозрачных материалов,

обеспечивать приемлемую видимость для безопасного продолжения полета и посадки. Эти стандарты играют решающую роль в случае, если лобовое стекло состоит только из двух панелей, потому что удар по одной стороне может привести к выходу из строя другой панели, или удар по контрбалке, которая разделяет две панели, может привести к фрагментации обоих материалов панелей остекления одновременно с последующей потерей видимости.

Разработана методика расчетного моделирования динамического процесса удара птицы по полной структуре лобового стекла (одной панели) самолета в пакете программ LS DYNA. В методике численного моделирования птицестойкости остекления использован SPH-метод гидродинамики сглаженных частиц для учета параметров птицы [16]. Стекло в расчетной модели рассматривается как упругопластичный хрупкий материал, в то время как полимерная прослойка ведет себя как вязкая среда, обеспечивающая высокую деформацию перед разрушением и хорошую прочность на разрыв. В расчетном моделировании, согласно сертификационным требованиям, использовалась птица с заданной массой и требуемой скоростью удара. В качестве модели птицы выбран цилиндр с полусферами. В соответствии с требованиями отказобезопасности лобовое стекло является многослойным и состоит из трех силикатных слоев

и двух слоев полимерной пленки. При ударе в такое стекло и его разрушении осколки остаются соединенными с полимерными прослойками. Получены результаты численного моделирования ударного динамического процесса и напряженно-деформированного состояния (НДС) лобового стекла. Анализ НДС лобового стекла показал, что максимальные напряжения наблюдаются в первые моменты времени ударного динамического процесса. Результаты, полученные путем численного моделирования указанного динамического процесса, подтверждают способность стекла выдерживать удар птицы с учетом своих свойств материала и геометрических характеристик (малые углы удара и двойная кривизна), что позволяет птице скользить вдоль лобового стекла и тем самым снизить передающуюся ему кинетическую энергию. Также получены результаты расчетных исследований, которые позволили оценить влияние углов удара птиц разной массы на напряжения поверхности лобового стекла, а также угла наклона лобового стекла при оценке птицестойкости, что можно использовать при проектировании конструкции лобового стекла. По результатам расчетного моделирования лобовое стекло выдержало удар птицы.

Результаты испытаний лобового стекла самолета на птицестойкость на специальном стенде с пневматической пушкой с указанными выше параметрами массы и скорости птицы подтвердили результаты расчетного моделирования. После проведенных испытаний повреждений лобового стекла не обнаружено. Расчетное моделирование также позволило расширить полученную информацию об указанном ударном динамическом процессе при испытаниях лобового стекла самолета на птицестойкость.

Расчетная методика исследований лобового стекла на птицестойкость и результаты исследований

Разработана методика расчетного моделирования динамического процесса удара птицы по полной структуре лобового стекла (од-

ной панели) самолета в пакете программ ANSYS LS DYNA. В методике численного моделирования птицестойкости остекления использован SPH-метод сглаженных частиц для учета параметров птицы. Стекло в расчетной модели рассматривается как упруго-пластичный хрупкий материал, в то время как полимерная прослойка ведет себя как вязкая среда, обеспечивающая высокую деформацию перед разрушением и хорошую прочность на разрыв. В расчетном моделировании согласно сертификационным требованиям использовалась птица массой 1,8 кг при скорости удара 158 м/с. В качестве модели птицы выбран цилиндр с полусферами. В соответствии с требованиями отказобезопасности лобовое стекло является многослойным и состоит из нескольких силикатных слоев и слоев полимерной пленки. При ударе в такое стекло и его разрушении осколки остаются соединенными с полимерными прослойками. Стекло рассматривается как упругопластичский материал с очень коротким пластическим участком кривой типичного хрупкого материала. Полимерный материал, расположенный между слоями стекла, ведет себя как вязкоупругая прослойка. Этот тип материала демонстрирует хорошие характеристики прочности и прозрачности, обеспечивая высокую деформацию перед разрушением и хорошую прочность на разрыв.

В расчетной конечно-элементной модели многослойной панели лобового стекла каждый слой моделируется сплошными восьмиузловыми элементами с учетом кривизны лобового стекла. Используются стандартные литературные характеристики полимерного материала.

Ниже приводятся результаты численного исследования ударного динамического процесса и напряженно-деформированного состояния лобового стекла. Пакет лобового стекла состоит из трех слоев силикатного стекла и двух слоев (прослоек) полимерного материала. С использованием комплекса программы конечных элементов ANSYS LS-DYNA было выполнено численное моделирование, чтобы оценить способность конструкции лобового стекла безопасно и эф-

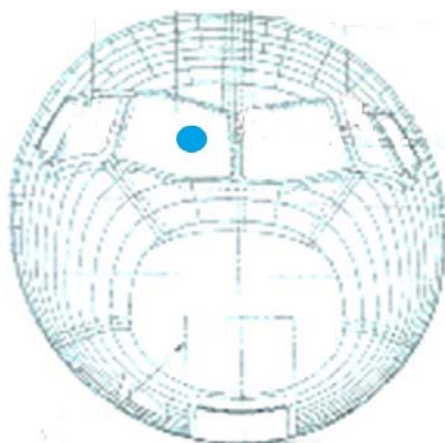


Рис. 1. Положение точки удара птицы по панели лобового стекла кабины самолета
Fig. 1. Position of a bird strike point on the aircraft cockpit windshield panel

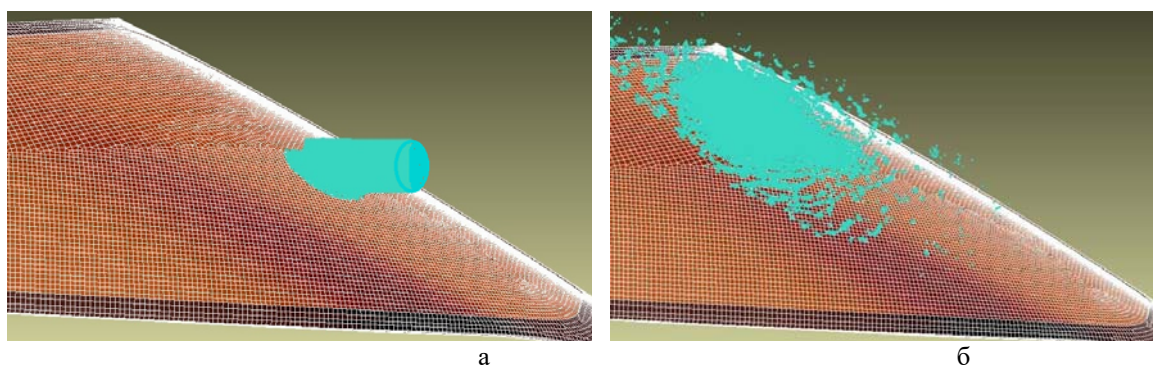


Рис. 2. Лобовое стекло и положение птицы в моменты времени: $a - \tau = 1 \text{ ms}$; $б - \tau = 5 \text{ ms}$
Fig. 2. Windshield and position of a bird at times: $a - \tau = 1 \text{ ms}$; $б - \tau = 5 \text{ ms}$

фективно поглощать энергию удара птицы в соответствии со спецификациями сертификации стандартов EASA и др.

Как уже упоминалось, для моделирования птицы используется подход SPH. Модель птицы имеет плотность 950 кг/м^3 и пористость 10 %, то есть состоит из 90 % воды и 10 % воздуха. Она ударяется о лобовое стекло со скоростью 158 м/с, как того требуют международные стандарты сертификации.

С учетом выбранного метода моделирования для птицы применялась идеализация гидродинамического материала. В частности, были использованы определяющее соотношение напряжения и деформации материала и уравнение состояния для зависимости давления от объема.

На рис. 1 показано положение точки удара птицы по панели лобового стекла кабины самолета.

Окантовка лобового стекла распределена по всему периметру. Такое граничное условие было смоделировано путем фиксации каждой поступательной и вращательной степени свободы окружающего контура (зажатое состояние). На рис. 2 показана конечно-элементная модель панели лобового стекла и положение птицы в начале процесса удара, $\tau = 1 \text{ ms}$ (рис. 2, а) и в процессе удара, $\tau = 5 \text{ ms}$ (рис. 2, б).

На рис. 3–5 показаны результаты расчета напряженно-деформированного состояния в точке удара птицы (рис. 1) по панели лобового стекла: распределение напряжений в момент времени $\tau = 1,5 \text{ ms}$ (рис. 3), изменение перемещений (рис. 4) и напряжений (рис. 5) в наружном и среднем слое силикатного стекла.

Результаты расчета изменения кинетической энергии птицы при соударении с лобовым стеклом представлены на рис. 6.

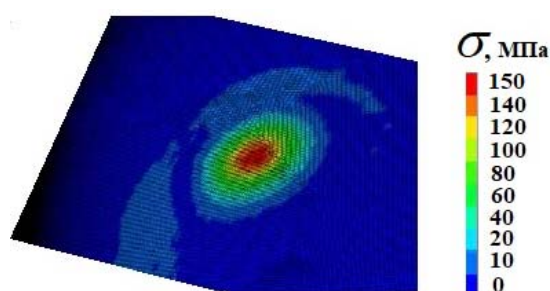


Рис. 3. Распределение напряжений в точке удара птицы на поверхности лобового стекла
Fig. 3. Stress distribution at the point of a bird strike on the windshield surface

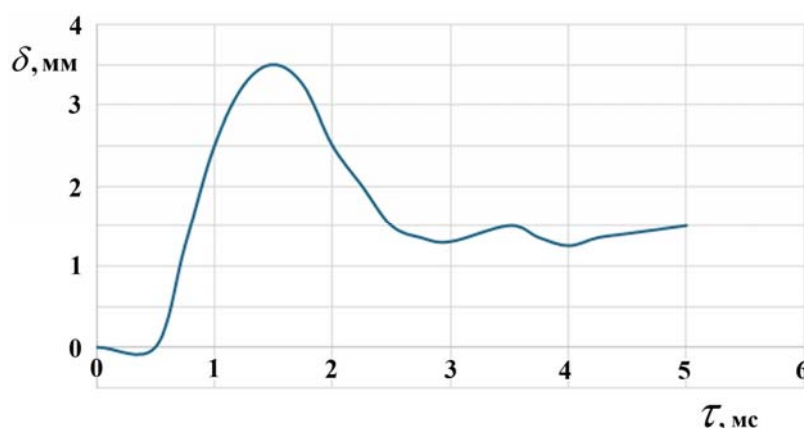


Рис. 4. Изменение перемещений в лобовом стекле в зависимости от времени
Fig. 4. Change in the windshield displacements depending on time

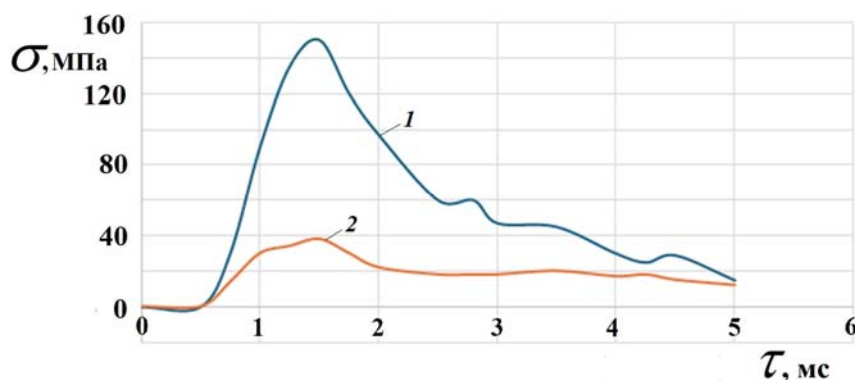


Рис. 5. Изменение напряжений лобового стекла в зависимости от времени:
1 – наружный слой силикатного стекла; 2 – средний слой силикатного стекла

Fig. 5. Change in windshield stresses depending on time:
1 – outer layer of silicate glass; 2 – middle layer of silicate glass

Результаты экспериментальных исследований лобового стекла самолета на птицестойкость на специальном стенде с пневматической пушкой с указанными выше параметрами массы и скорости птицы подтвердили результаты расчетного моделирования. После проведен-

ных испытаний повреждений лобового стекла не обнаружено. Расчетное моделирование также позволило расширить полученную информацию об указанном ударном динамическом процессе при испытаниях лобового стекла самолета на птицестойкость.

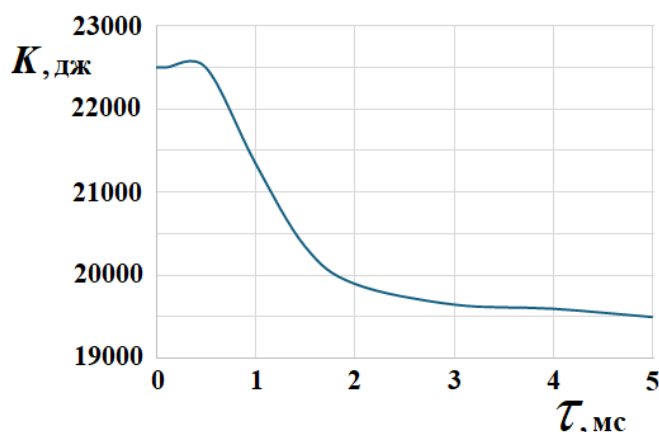


Рис. 6. Изменение кинетической энергии лобового стекла в зависимости от времени

Fig. 6. Change in kinetic energy of the windshield depending on time

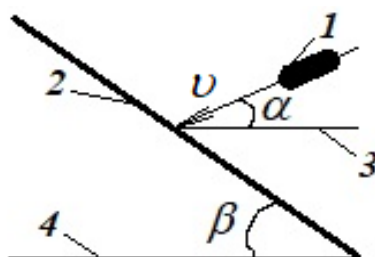


Рис. 7. Схема положения лобового стекла и вектора скорости птицы при ее ударе по лобовому стеклу:

1 – птица, 2 – поверхность лобового стекла, $3, 4$ – горизонтальная плоскость, v – скорость птицы 1 , α – угол между вектором скорости v птицы 1 и горизонтальной плоскостью 3 , β – угол между поверхностью лобового стекла 2 и горизонтальной плоскостью 4

Fig. 7. Scheme of the windshield position and the bird's velocity vector during the bird strike:

1 – bird, 2 – windshield surface, 3 – horizontal plane, 4 – horizontal plane, v – velocity of bird 1 , α – angle between the velocity vector v of bird 1 and horizontal plane 3 , β – angle between windshield surface 2 and horizontal plane 4

Энергия, передаваемая изогнутой панели во время удара, сильно зависит от угла удара, и для того, чтобы спроектировать конструкцию, способную безопасно поглощать энергию удара, возникающую во время удара птицы, предпочтительно иметь конструкцию лобового стекла с меньшим углом его наклона, например 30 или 45° . Это справедливо для всех конфигураций кривизны лобового стекла и для каждой компоновки. Численное моделирование дало интересный результат. Последняя временная диаграмма напоминает еще один ключевой аспект взаимодействия лобового стекла при столкновении с птицей. Фактически это показывает, что кинетическая энергия птицы в конце моделирования ударного динамического процесса остается

значительной в процентах от энергии до удара. В данном конкретном случае только 13% энергии удара птицы передается лобовому стеклу, а большая часть рассеивается в других формах энергии, таких как тепло, упругость, энергия скольжения и так далее. В основном это является следствием угла удара птицы и двойной кривизны лобового стекла, что приводит к желаемым конструктивным параметрам, позволяющим избежать проникновения птицы и фрагментации стекла.

На рис. 7 показана схема расположения поверхности лобового стекла и вектора скорости птицы при ее ударе по лобовому стеклу.

Были проведены дополнительные расчеты и на рис. 8 получены кривые напряжений на поверхности лобового стекла в области удара

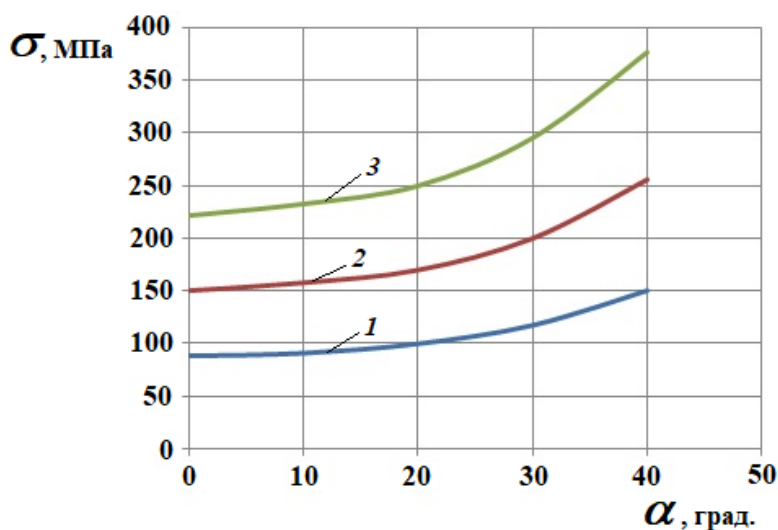


Рис. 8. Кривые напряжений на поверхности лобового стекла в области удара птицы со скоростью 158 м/с в зависимости от углов удара птиц с разной массой: 1 – 1,0 кг, 2 – 1,8 кг, 3 – 2,5 кг

Fig. 8. Stress curves on the windshield surface in the area of a bird strike at a speed of 158 m/s depending on the angles of strikes of birds with different masses: 1 – 1.0 kg, 2 – 1.8 kg, 3 – 2.5 kg

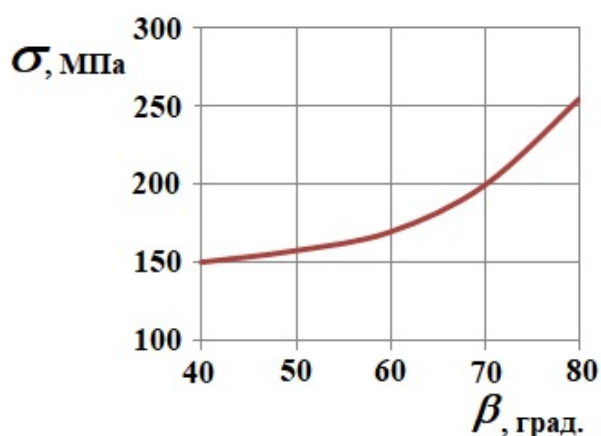


Рис. 9. Зависимость напряжения на поверхности лобового стекла от угла его наклона при ударе птицей, летящей с горизонтальной скоростью

Fig. 9. Dependence of stress on the windshield surface on its angle of inclination when struck by a bird flying at horizontal speed

в зависимости от разных углов удара птиц с разными массами (1,0; 1,8 и 2,5 кг) по лобовому стеклу с одинаковой скоростью 158 м/с. Под углом удара птицы принят угол между вектором скорости движения птицы и горизонтальной плоскостью.

Анализ кривых напряжений на рис. 8 показывает, что с ростом угла удара птиц разной массы напряжения на поверхности лобового стекла возрастают, так как угол вектора скорости птицы приближается к углу нормали к по-

верхности лобового стекла. При этом указанные напряжения меньше предела прочности лобового стекла 380–390 МПа, что дополнительно подтверждает надежность лобового стекла для обеспечения безопасности полетов.

На основе расчетных исследований получена также зависимость (рис. 9) для определения напряжений на поверхности лобового стекла от угла его наклона при ударе птицы массой 1,8 кг с горизонтальной скоростью 158 м/с по лобовому стеклу самолета.

Полученные результаты расчетов (рис. 8 и 9) можно использовать при проектировании конструкции лобового стекла. При этом необходимо также учитывать, что напряжения на поверхности лобового стекла при ударе птицей, летящей с горизонтальной скоростью (рис. 9), начинают резко возрастать при увеличении угла его наклона после 60° .

Экспериментальная методика исследований лобового стекла на птицестойкость и результаты исследований

Опасность столкновения элементов корпуса самолета или газотурбинного двигателя с посторонними предметами (птицы, фрагменты льда, град, фрагменты двигателя самолета или шасси и др.) существенно влияют на безопасность полетов, в силу чего возникает необходимость экспериментальных исследований данных явлений в условиях, приближенных к реальным [1–7].

В соответствии с АП-25, CS-25, FAR-25 и АП-33 использована специальная исследовательская установка [1, 2] для испытаний элементов ЛА и узлов ГТД.

Пневматическая пушка, изображенная на рис. 10 и 11, представляет собой устройство для заброса птиц и других посторонних предметов в заданную точку объекта испытаний с соответствующей скоростью [1].

Ключевыми отличиями данной пневмопушки от зарубежных или отечественных аналогов является укороченная длина ствола, составляющая 5,6 метра против 10–25 метров у аналогичного оборудования, поэтому пушка достаточно мобильная и может использоваться на стендах по испытаниям элементов ЛА, двигательных стендах и на разгонных стендах. Кроме того, многочисленные испытания и экспериментальные исследования показали, что разработанная отечественная пневмопушка (рис. 10 и 11) имеет в среднем в 5 раз меньше разброс по скорости птицы (в зависимости от давления в ресивере и массы средних и крупных птиц), чем зарубежные пневмопушки [7].

Разработка первоначального проекта пневматической пушки была осуществлена под руководством профессора А.Р. Лепешкина в 2000 году, далее проект пушки (рис. 10) был усовершенствован (рис. 11), опубликован и защищен патентом РФ на изобретение в 2012 году [1]. Ресивер, выполненный концентрично на стволе пушки, повышает ее компактность и быстродействие при испытаниях, а также позволяет сократить время на подготовку к выстрелу [1, 2]. У разработанной пушки универсальный диапазон скоростей выстрела: от 20 до 300 м/с, повышенная надежность бесконтактного пневматического спускового механизма с предохранителем выстрела и механизмом закрытия ресивера до и после выстрела.

Предложена новая методика проведения экспериментальных исследований, которая заключается в следующем. Перед проведением экспериментов необходимо проверить подключение и работоспособность измерительных систем, системы видеосъемки, синхронизации. Осуществляют подготовку птицы для заброса, включающую рентгеновское исследование птицы на наличие инородных предметов. В случае если инородных предметов не обнаружено, ее подготавливают к забросу, упаковывают в тканевый мешочек, закладывают в гильзу и размещают в пушке.

Подготовку к выстрелу обеспечивают специальными механизмами. Установка снабжена предохранителем выстрела с механизмом, который закрывает ресивер во время выстрела для исключения возможности самопроизвольного выстрела и дозировки сжатого воздуха на один выстрел. Конструкция ресивера, выполненная концентрично со стволом пушки, обеспечивает сокращение времени на подготовку к испытаниям.

Выстрел производится оператором при помощи двух кнопок. При нажатии первой кнопки включаются системы сигнализации и измерений скорости птицы и скоростной съемки, срабатывает автоматика подачи сжатого воздуха. Высокоскоростные видеокамеры начинают видеозапись в момент подачи сигнала. Конструкция электропневмоклапана затвора автоматики позволяет сократить время на подготовку к выстрелу.

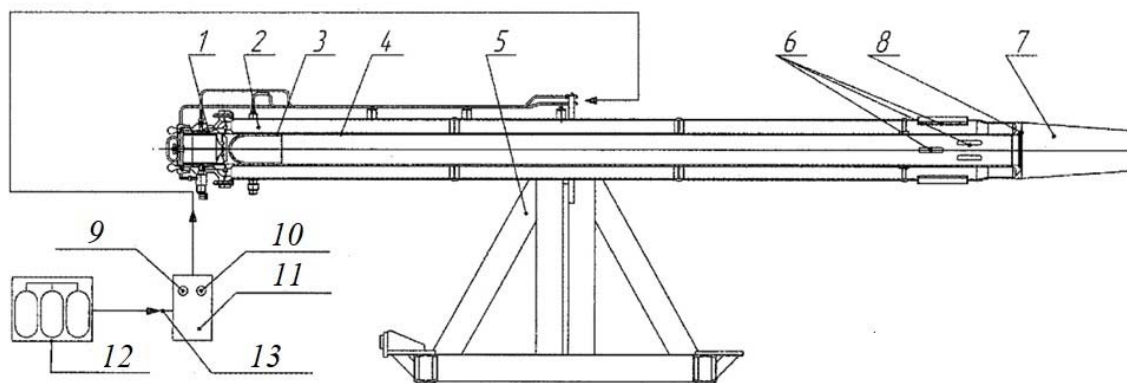


Рис. 10. Схема пневматической пушки: 1 – затвор, 2 – ресивер, 3 – пыж, 4 – ствол, 5 – лафет, 6 – разгрузочные окна, 7 – ловитель, 8 – фланец, 9, 10 – кнопки для подачи сжатого воздуха, 11 – колонка управления, 12 – баллоны сжатого воздуха, 13 – подача сжатого воздуха

Fig. 10. Scheme of a pneumatic gun: 1 – breech, 2 – receiver, 3 – wad, 4 – barrel, 5 – gun carriage, 6 – unloading windows, 7 – catcher, 8 – flange, 9, 10 – buttons for supplying compressed air, 11 – control column, 12 – compressed air cylinders, 13 – compressed air supply

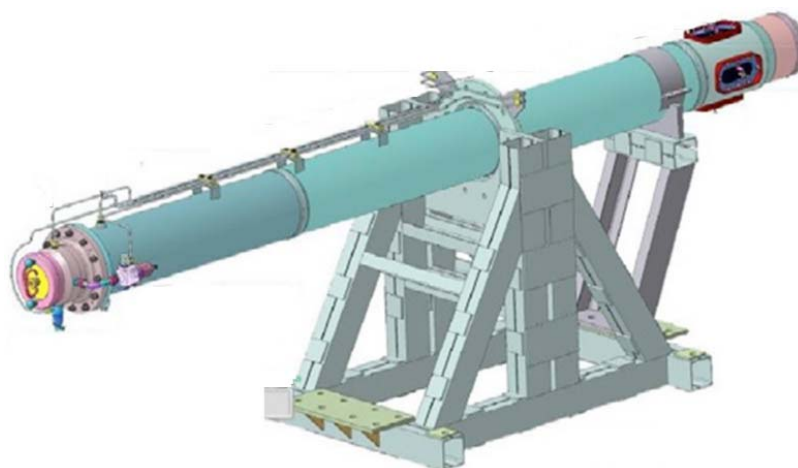


Рис. 11. Пневмопушка
Fig. 11. Pneumatic gun

При нажатии второй кнопки осуществляется подача воздуха в спусковой механизм и открывается затвор. От подачи воздуха обрывается леска, которая держит пыж с птицей. При воздействии потока воздуха пыж с птицей начинает резко увеличивать свою скорость в стволе. На выходе из ствола пыж останавливается в ловителе, а птица летит к объекту испытаний.

После заброса птицы и окончания испытаний проводят анализ последствий, в том числе оценку повреждений узлов и деталей авиационной техники.

Остекление кабины экипажа является ответственной частью самолета, принимающей на себя основные аэродинамические и тепловые нагрузки, следовательно, его толщина и композиция, обеспечивающие необходимую прочность, являются определяющими параметрами. С использованием предложенной методики в рамках проведения одного из испытаний на птицестойкость остекления кабины был выполнен выстрел в заданную точку лобового стекла. Выстрел выполнялся птицей массой 1,8 кг при скорости удара 158 м/с (570 км/ч). Испытания проводились в соот-



Рис. 12. Лобовое стекло самолета после удара птиц
Fig. 12. Airplane windshield after a bird strike

ветствии с требованиями международных стандартов ASTM F 330-89 с целью подтверждения соответствия конструкции самолета требованиям авиационных правил АП-25, АП-33.

Измеренная скорость птицы при ударе о лобовое стекло составила с использованием видеосъемки 158,0 м/с, фотоэлектрических датчиков – 157,5 м/с и электромеханических измерителей (разрыв проволоки) – 156,7 м/с. Опыт исследования и сравнения указанных измерителей скорости птицы показывает, что более точно измеряют скорость птицы фотоэлектрические датчики.

Внешний вид самолета после проведения испытаний и удара птицы по его лобовому стеклу представлен на рис. 12.

По результатам осмотра целостность каркаса фюзеляжа и испытываемого стекла не нарушены. Проникновение останков птицы в салон отсутствует.

Испытания остекления прошли успешно, пробития стекла не наблюдается.

Стендовые исследования и испытания узлов и деталей авиационной техники на птицестойкость с использованием предложенной методики позволяют решать следующие задачи:

- верифицировать расчетные модели поведения тела птицы и материала узлов и деталей при ударном нагружении с целью их

дальнейшего использования в расчетах на птицестойкость;

- оценить птицестойкость узлов и деталей при относительной скорости удара, которая может быть воспроизведена при стрельбе из пневмопушки;

- выявить недостатки конструктивно-технологических решений в объектах испытаний – узлах и деталях авиационной техники.

Заключение

Разработана расчетно-экспериментальная методика проведения исследований лобового стекла самолета на птицестойкость с использованием усовершенствованной конструкции пневмопушки и экспериментального оборудования на основе экспериментальных данных. Конструкция пушки имеет меньшую длину ствола, и разработанная методика имеет меньший разброс по скорости птицы (при многократных экспериментах) по сравнению с параметрами зарубежных пневмопушек. Предложенная методика позволяет сократить время на подготовку и проведение экспериментальных исследований авиационной техники на птицестойкость и повысить точность экспериментов.

Приведены результаты расчетных исследований элементов лобового стекла самолета

на птицестойкость, которые согласуются с результатами экспериментов. Кроме того, полученные результаты расчетных исследований позволили оценить влияние углов удара птиц разной массы на напряжения поверхности лобового стекла, а также угла наклона лобового стекла при оценке птицестойкости, что можно использовать при проектировании конструкции лобового стекла.

Представлены результаты экспериментальных исследований лобового стекла самолета на птицестойкость, которые прошли успешно и при которых пробития стекла не наблюдалось. По результатам экспериментальных исследований и осмотра целостность каркаса фюзеляжа и испытываемого лобового стекла не нарушены. Проникновение останков птицы в салон отсутствует.

Исследования авиационной техники на птицестойкость с использованием разработанной методики позволяют верифицировать расчетные модели поведения тела птицы и материала узлов и деталей при ударном нагружении с целью их дальнейшего совершенствования и использования в расчетах на птицестойкость, достоверно оценить птицестойкость и повреждаемость узлов и деталей при относительной скорости удара, которая может быть воспроизведена при стрельбе из пневмопушки, разработать рекомендации для улучшения конструкции и повышения технологичности узлов и деталей авиационной техники.

Разработанная расчетно-экспериментальная методика может использоваться для испытаний элементов летательных аппаратов и деталей двигателей на специальных и разгонных стендах.

Список литературы

1. **Шершаков С.М.** Устройство для заброса птиц и других посторонних предметов при испытаниях летательных аппаратов / С.М. Шершаков, А.Р. Лепешкин, В.В. Кулаков, С.Б. Петров, А.В. Сафронов. Патент РФ № 2452931 С1. МПК G01M 7/08: опубл. 10.06.2012. Бюл. № 16. 12 с.
2. **Лепешкин А.Р., Аунг К.М.** Расчетно-экспериментальные методы исследований элементов авиационной техники на птицестойкость // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32, № 1. С. 134–144.
3. **Дроздова О.Е., Олимов Б.В., Фейгенбаум Ю.М.** Статистический анализ эксплуатационных данных о повреждениях воздушных судов при столкновении с птицами // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 18 (329). С. 27–36.
4. **Maragakis I.** Bird population trends and their impact on Aviation safety 1999-2008. European Aviation Safety Agency, 2009. 24 p.
5. **Хачикян П.П.** Орнитологическое обеспечение безопасности полетов как задача принятия решений в условиях неопределенности // Научный вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 25–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-25-42
6. **Yang B.** Safety and airworthiness verification of civil aircraft engines // Journal of Mechanical Engineering and Technology. 2013. Vol. 1, no. 3. Pp. 92–115. DOI: 10.18005/JMET0103003
7. **Гузий А.Г., Костина А.П.** Методологический подход к количественному оцениванию риска, обусловленного столкновением воздушных судов с птицами // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 12–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-12-24
8. **Doubrava R.** Verification and numerical simulation of advanced composite inlet in compliance of airworthiness impact requirements / R. Doubrava, M. Oberthor, J. Raška, P. Bělský, K. Doubrava, M. Dvořák // 13th Research and Education in Aircraft Design: Conference proceedings. Brno, Czech Republic, 7–9 November 2018. Pp. 7–14. DOI: 10.13164/conf.read.2018.1
9. **Dar U.A.** The effect of representative bird model and its impact direction on crashworthiness of aircraft windshield and canopy structure / U.A. Dar, M. Awais, H.N. Mian, M.Z. Sheikh [Электронный ресурс] // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2019. Vol. 233, no. 14. 14 p. DOI: 10.1177/0954410019837857 (дата обращения: 18.02.2025).

10. Guida M. A review of the bird impact process and validation of the SPH impact model for aircraft structures / M. Guida, F. Marulo, F.Z. Belkhef, P. Russo [Электронный ресурс] // *Progress in Aerospace Sciences*. 2022. Vol. 129. ID: 100787. DOI:10.1016/j.paerosci.2021.100787 (дата обращения: 18.02.2025).

11. McCarty R.E., Gran M.G., Baruch M.J. MAGNA non-linear finite element analysis of T-46 aircraft windshield bird impact [Электронный ресурс] // *Aircraft Systems, Design and Technology Meeting, U.S.A., Dayton, 20-22 October 1986*. DOI: 10.2514/6.1986-2732 (дата обращения: 18.02.2025).

12. Smetankina N. Modelling of bird strike on an aircraft glazing / N. Smetankina, I. Kravchenko, V. Merculov, D. Ivchenko, A. Malykhina; под ред. Nechiporuk M., Pavlikov V., Kritskiy D. [Электронный ресурс] // *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Series Advances in Intelligent Systems and Computing*. Springer: Cham, 2020. Vol. 1113. Pp. 289–297. DOI: 10.1007/978-3-030-37618-5_25 (дата обращения: 18.02.2025).

13. Wang F., Yue Z. Numerical simulation of damage and failure in aircraft windshield structure against bird strike // *Materials & Design*. 2010. Vol. 31, iss. 2. Pp. 687–695. DOI: 10.1016/j.matdes.2009.08.029

14. Zhang Z., Yao W. Research on dynamic analysis of bird impact on aircraft windshield // *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*. 2004. Vol. 25, no. 6. Pp. 577–580.

15. Zhu S., Tong M., Wang Y. Experiment and numerical simulation of a full-scale aircraft windshield subjected to bird impact [Электронный ресурс] // *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. 4-7 May 2009, Palm Springs, California, 2009. ID: 2575. 9 p. DOI: 10.2514/6.2009-2575 (дата обращения: 18.02.2025).

16. Hedayati R., Saeed Z.R. Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method // *International Journal of Crashworthiness*. 2012. Vol. 17, no. 4. Pp. 445–459. DOI: 10.1080/13588265.2012.674333

17. Wu B. Effect of impact and bearing parameters on bird strike with aero-engine fan blades / B. Wu, R. Hedayati, Z. Li, M. Aghajanjpour, G. Zhang, J. Zhang, J. Lin [Электронный ресурс] // *Applied Sciences*. 2021. Vol. 12, iss. 1. 7 p. DOI: 10.3390/app12010007 (дата обращения: 18.02.2025).

18. Yella G., Jadhav P., Lande C. Bird-strike analysis on hybrid composite fan blade: blade-level validation [Электронный ресурс] // *Aerospace*. 2023. Vol. 10, iss. 5. ID: 435. 13 p. DOI: 10.3390/aerospace10050435 (дата обращения: 18.02.2025).

19. Hou N., Li Y., Liu J. Numerical simulation of bird impact on hollow blades of titanium fan assembly [Электронный ресурс] // *Journal of Aerospace Engineering*. 2019. Vol. 32, iss. 4. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001024 (дата обращения: 18.02.2025).

20. Jadhav P. Trailing edge feasibility for aircraft engine composite fan blade // *Materials Science Forum*. 2022. Vol. 1060. Pp. 51–56. DOI: 10.4028/p-4ubl99

References

1. Shershakov, S.M., Lepeshkin, A.R., Kulakov, V.V., Petrov, S.B., Safronov, A.V. (2012). Gun to throw birds and other foreign matters in testing aircraft. Patent RU no. 2452931 C1. IPK G01M 7/08: publ. June 10. Byul. no. 16, 12 p. (in Russian)

2. Lepeshkin, A.R., Aung, K.M. (2025). Computational-and-experimental methods for studying bird strike resistance of aviation engineering elements. *Aerospace MAI Journal*, vol. 32, no. 1, pp. 134–144. (in Russian)

3. Drozdova, O.E., Olimov, B.V., Feygenbaum, Yu.M. (2017). Statistical analysis of exploitation data about failures of aircrafts in collision with birds. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 18, pp. 27–36. (in Russian)

4. Maragakis, I. (2009). Bird population trends and their impact on Aviation safety 1999-2008. European Aviation Safety Agency, 24 p.

5. **Hachikyan, P.P.** (2024). Ornithological flight safety as a task of decision making in conditions of uncertainty. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 2, pp. 25–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-25-42 (in Russian)
6. **Yang, B.** (2013). Safety and airworthiness verification of civil aircraft engines. *Journal of Mechanical Engineering and Technology*, vol. 1, no. 3, pp. 92–115. DOI: 10.18005/JMET0103003
7. **Guziy, A.G., Kostina, A.P.** (2022). Methodological approach to the quantitative assessment of risk caused by a collision between birds and aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 5, pp. 12–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-12-24 (in Russian)
8. **Doubrava, R., Oberthor, M., Raška, J., Bělský, P., Doubrava, K., Dvořák, M.** (2018). Verification and numerical simulation of advanced composite inlet in compliance of airworthiness impact requirements. In: *13th Research and Education in Aircraft: Conference proceedings*. Brno, Czech Republic, 7th – 9th November 2018. pp. 7–14. DOI: 10.13164/conf.read.2018.1
9. **Dar, U.A., Awais, M., Mian, H.H., Sheikh, M.Z.** (2019). The effect of representative bird model and its impact direction on crashworthiness of aircraft windshield and canopy structure. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 233, no. 14, 14 p. DOI: 10.1177/0954410019837857 (accessed: 18.02.2025).
10. **Guida, M., Marulo, F., Belkhel-fa, F.Z., Russo, P.** (2022). A review of the bird impact process and validation of the SPH impact model for aircraft structures. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 129, ID: 100787. DOI: 10.1016/j.paerosci.2021.100787 (accessed: 18.02.2025).
11. **McCarty, R.E., Gran, M.G., Baruch, M.J.** (1986). MAGNA non-linear finite element analysis of T-46 aircraft windshield bird impact. In: *Aircraft Systems, Design and Technology Meeting*, U.S.A., Dayton, 20-22 October 1986. DOI: 10.2514/6.1986-2732 (accessed: 18.02.2025).
12. **Smetankina, N., Kravchenko, I., Merculov, V., Ivchenko, D., Malykhina, A.** (2020). Modelling of bird strike on an aircraft glazing, in Nechyporuk M., Pavlikov V., Kritskiy D. (eds). *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Series Advances in Intelligent Systems and Computing*, Springer: Cham, vol. 1113, pp. 289–297. DOI: 10.1007/978-3-030-37618-5_25 (accessed: 18.02.2025).
13. **Wang, F., Yue, Z.** (2010). Numerical simulation of damage and failure in aircraft windshield structure against bird strike. *Materials & Design*, vol. 31, issue 2, pp. 687–695. DOI: 10.1016/j.matdes.2009.08.029
14. **Zhang, Z., Yao, W.** (2004). Research on dynamic analysis of bird impact on aircraft windshield. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, vol. 25, no. 6, pp. 577–580.
15. **Zhu, S., Tong, M., Wang, Y.** (2009). Experiment and Numerical Simulation of a Full-Scale Aircraft Windshield Subjected to Bird Impact. In: *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 4-7 May 2009, Palm Springs, California. AIAA 2009-2575. pp. 1–9.
16. **Hedayati, R., Saeed, Z.R.** (2012). Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method. *International Journal of Crashworthiness*, vol. 17, no. 4, pp. 445–459. DOI: 10.1080/13588265.2012.674333
17. **Wu, B., Hedayati, R., Li, Z., Aghajani-pour, M., Zhang, G., Zhang, J., Lin, J.** (2021). Effect of impact and bearing parameters on bird strike with aero-engine fan blades. *Applied Sciences*, vol. 12, issue 1, 7 p. DOI: 10.3390/app12010007 (accessed: 18.02.2025).
18. **Yella, G., Jadhav, P., Lande, C.** (2023). Bird-strike analysis on hybrid composite fan blade: blade-level validation. *Aerospace*, vol. 10, issue 5, ID: 435, 13 p. DOI: 10.3390/aerospace10050435 (accessed: 18.02.2025).
19. **Hou, N., Li, Y., Liu, J.** (2019). Numerical simulation of bird impact on hollow blades of titanium fan assembly. *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 32, issue 4. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001024 (accessed: 18.02.2025).

20. **Jadhaf, P.** (2022). Trailing edge feasibility for aircraft engine composite fan blade. *Materials Science Forum*, vol. 1060, pp. 51–56. DOI: 10.4028/p-4ubl99

Сведения об авторах

Лепешкин Александр Роальдович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национального исследовательского университета), lepeshkin.ar@gmail.com.

Аунг Кхайн Мьинт, аспирант кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национального исследовательского университета), aung.khinemyint@yandex.ru.

Information about the authors

Alexander R. Lepeshkin, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Design and Certification of Aeronautical Equipment Department, Moscow Aviation Institute (National Research University), lepeshkin.ar@gmail.com.

Khain M. Aung, Postgraduate Student of the Design and Certification of Aeronautical Equipment Department, Moscow Aviation Institute (National Research University), aung.khinemyint@yandex.ru.

Поступила в редакцию	04.04.2025	Received	04.04.2025
Одобрена после рецензирования	09.06.2025	Approved after reviewing	09.06.2025
Принята в печать	25.09.2025	Accepted for publication	25.09.2025