

Научная статья

УДК 692.7.06

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186666>

EDN: <https://www.elibrary.ru/YBNUPW>



Подбор параметров лазерного стенда для исследования разрушения льда при обледенении авиационных систем

Владимир Яковлевич Модорский¹, Никита Владиславович Владимиров², Станислав Львович Калюлин³,
Николай Алексеевич Саженов⁴✉

^{1, 2, 3, 4} Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
Пермь, Российская Федерация

¹ modorsky@pstu.ru

^{2, 3} ksl@pstu.ru

⁴ nasazhenkov@pstu.ru✉

Аннотация. Представлены результаты предварительной оценки характеристик источника лазерного излучения (мощности излучения, расстояния до обрабатываемой поверхности), предполагаемого к использованию в составе специального экспериментального стенда для испытаний лазерных противообледенительных систем для малогабаритных авиационных систем. Проведена отработка методики экспериментального исследования для оценки влияния режимов работы лазерного излучателя на эффективность разрушения льда. Осуществлен подбор и анализ параметров лазерного воздействия, таких как мощность, угол падения луча, продолжительность импульса и расстояние до контактной поверхности, при плавлении кубических образцов льда. Полученные данные подтверждают возможность применения энергоэффективных и легких противообледенительных лазерных систем для малогабаритных летательных аппаратов.

Ключевые слова: малогабаритные авиационные системы, обледенение летательных аппаратов, лазерные противообледенительные системы, оценка эффективности противообледенительной системы, разрушение льда

Финансирование: работа выполнена при финансовой поддержке гранта РНФ № 25-19-20020 и Минобрнауки Пермского края (Соглашение № С-26/1857.1 от 26.05.2025 г.).

Для цитирования: Модорский В.Я., Владимиров Н.В., Калюлин С.Л., Саженов Н.А. Подбор параметров лазерного стенда для исследования разрушения льда при обледенении авиационных систем // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 4. С. 42-50. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186666>

Original article

Parameters Selection of the Laser Bench for Studying Ice Fracturing while Aviation Systems Icing

Vladimir Ya. Modorskiy¹, Nikita V. Vladimirov², Stanislav L. Kalyulin³, Nikolai A. Sazhenkov⁴✉

^{1, 2, 3, 4} Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

¹ modorsky@pstu.ru

^{2, 3} ksl@pstu.ru

⁴ nasazhenkov@pstu.ru✉

Abstract

Aircraft icing is one of the most significant issues in aviation safety and has attracted the attention of the scientific community for several decades. The problem of icing is particularly severe for the aviation systems widely implemented nowadays for image acquisition, cargo transportation and various objects monitoring. Application of traditional aircraft de-icing systems on small aircraft systems is limited by their large size, weight, and high power consumption, which significantly reduces the payload and flight endurance of the aircraft.

The authors of this article have proposed a new method for laser irradiation application for ice removing from the small aircraft fan blades, supported by the patent. The presented approach is innovative, and presumably effectively addresses the icing problem without significantly increasing the weight and power consumption of the small aircraft systems.

The hypothesis put forward by the authors consists in the fact that a focused laser beam with specific parameters (power, pulse duration, and operating mode) can effectively destroy the ice deposits on the surfaces of small aircraft systems while maintaining minimal energy consumption and without causing a structural damage.

The purpose of this study is a preliminary assessment of the technical parameters of the Luch-1 special test rig, which will allow feasibility evaluating of the laser de-icing systems as applied to the small aircraft, namely identifying the key characteristics of the laser source of the rig being developed.

The following criteria are proposed for the laser-induced ice melting effectiveness evaluating: the diameter of the ice sample burning-in channel (D , mm); the depth of the ice sample burning-in channel (h , mm); the removed ice mass (Δm , g).

The ice melting efficiency was defined as a function of laser power W (W) and the distance from the laser head to the ice sample surface S (mm), with a constant sample exposure time of 10 seconds.

It is demonstrated that the laser system power increasing from 12 to 99 W resulted in a steady increase in the ice burning-in channel diameter, D (mm), from 8.6 to 16.3 mm, while sustaining the burning-in channel depth within the range of 4.5–6 mm. The options of modes with the power of 80 and 99 W appeared herewith to be the most effective from the viewpoint of the ice mass removing, at which the mass loss (Δm) was 20.7 and 24.3 g respectively. The article demonstrates that the distance increasing from the laser head to the sample surface (S , mm) from 25 mm to 125 mm leads to a simultaneous monotonic increase in the burning-in channel diameter (D , mm) from 5.5 to 20 mm and a decrease in the burning-in channel depth (h , mm) from 4 to 0.5 mm.

It is demonstrated as well that under the laser exposure conditions described in this study, melting rates in the ranges of 27–36 mm/min and 3–24 mm/min were obtained for the first and second series of experiments, respectively. This is comparable to the ice growth rates typical for icing of the small-sized unmanned aerial vehicles. The experimental data obtained are planned to be employed in the production and follow-up of the test rig for the Luch-1 laser anti-icing system for small-sized aircraft.

Keywords: small-sized aircraft systems, aircraft icing, anti-icing laser systems, anti-icing system effectiveness evaluation, ice fracturing

Financing: the work was financed by the Russian Science Foundation, Grant No. 25-19-20020, and Ministry of Education and Science of the Perm Territory (Agreement No. C-26/1857.1 dated May 26, 2025).

For citation: Modorskii V.Ya., Vladimirov N.V., Kalyulin S.L., Sazhenkov N.A. Parameters Selection of the Laser Bench for Studying Ice Fracturing while Aviation Systems Icing. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(4):42–50. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186666>

List of Figures

Fig. 1. The “Luch-1” test-bench scheme for anti-icing laser systems testing in the layouts for testing scaled aviation systems as a set (a) and airscrews (b): 1 – heat exchanger and compressor; 2 – control system module; 3 – strain-gauge module; 4 – flow path; 5 – viewing window; 6 – photo-video recording unit; 7 – camera case; 8 – water-spraying collector; 9 – laser radiation source; 10 – mounting bracket; 11 – laser beam positioning manipulator; 12 – media parameters measuring system; 13 – small aviation system; 14 – grid; 15 – cowling; 16 – power unit; 17 – propeller with electric motor

Fig. 2. Photos of ice samples before testing: a – cubic samples of $50 \times 50 \times 50$ mm, b – flat samples of $50 \times 50 \times 2$ mm

Fig. 3. Photo of the laser emitter fixing and ice sample placing in the model setup

Fig. 4. Burning-through channel diameter D (mm) and its depth h (mm) dependencies on the laser tube power W (W)

Fig. 5. The burning-through channel diameter D (mm) and its depth h (mm) dependencies on the distance S (mm) between ice sample surface and the laser head

List of tables

Table 1. The results of laser system power effect estimation of the ice melting efficiency

Table 2. The results of laser head to the sample distance effect on the ice melting efficiency estimation

Введение

Обледенение летательных аппаратов является одной из наиболее значимых проблем в области авиационной безопасности и привлекает особое внимание научного сообщества уже несколько десятилетий [1]. Интерес к изучению процессов льдообразования обусловлен серьезными последствиями данного явления, такими как аварии летательных аппаратов, повреждение элементов двигателей, снижение аэродинамических характеристик и ухудшение управляемости летательного аппарата [2].

Ведущие мировые исследовательские центры, включая ЦАГИ, ЦИАМ, ONERA, CIRA, NASA Glenn Research Center и многие другие, активно занимаются изучением данного явления и борьбой с ним [1–4]. Основное внимание уделяется тепловым, механическим, физико-химическим, электроимпульсным и ультразвуковым методам борьбы с обледенением [5]. Тепловые противообледенительные системы (ПОС) широко используются в авиации, однако их эффективность ограничена из-за значительного энергопотребления. Механические методы могут повредить конструкции из композиционных материалов, а физико-химические методы недостаточно эффективны на высоких скоростях [6–9]. Электроимпульсные и ультразвуковые методы, несмотря на компактность устройств и низкое энергопотребление, характеризуются сложностью конструкции и недостаточной надежностью [10, 11].

Особенно остро строит проблема обледенения авиационных систем, массово внедряемых сегодня для съемок, транспортировки грузов и мониторинга различных объектов. Применение традиционных авиационных противообледенительных систем на малоразмерных авиационных системах ограничено их большими габаритами, массой и высоким энергопотреблением, что существенно снижает полезную нагрузку и продолжительность полета аппаратов [12, 13].

Анализ существующей литературы показывает отсутствие полноценных исследований, посвященных применению лазерных технологий для борьбы с обледенением малогабаритных авиационных систем. Известны лишь единичные зарубежные патенты на использование лазерных установок для борьбы с обледенением самолетов, однако данные разработки не учитывают специфику малогабаритных летательных аппаратов [14–16].

Авторы данной статьи предложили новый способ использования лазерного воздействия для удаления льда с лопастей вентиляторов малогабаритных летательных аппаратов, подтвержденный патентом [17]. Представленный подход является инновационным и, предположительно, позволит

эффективно решать проблему обледенения без значительного увеличения массы и энергопотребления малогабаритной авиационной системы.

Гипотеза, выдвинутая авторами, заключается в том, что направленное лазерное воздействие с определенными параметрами (мощностью, продолжительностью импульса и режимом работы) способно эффективно разрушать ледяные наросты на поверхностях малогабаритных авиационных систем при минимальном энергопотреблении и без повреждения конструкции аппарата.

Ведущие исследователи в области разработки противообледенительных систем используют математические модели различной сложности для расширения своих возможностей [3, 18–20]. Однако для отработки математических моделей подобных процессов и идентификации их свойств требуется большое количество экспериментальных данных.

Целью настоящей работы является предварительная оценка технических параметров разрабатываемого специального испытательного стенда «Луч-1», который позволит оценить перспективность использования лазерных противообледенительных систем применительно к малогабаритным летательным аппаратам, а именно выявить значимые характеристики источника лазерного излучения разрабатываемого стенда.

Испытательный стенд

Разрабатываемый испытательный стенд представляет собой малогабаритную климатическую камеру (рис. 1а, б), включающую в себя теплообменник и компрессор 1, для обеспечения требуемого температурного режима и подачи воды в водораспределительный коллектор 8 для распыливания водяной взвеси и ее последующего намерзания на объектах исследования. Предполагаемая конструкция стенда обеспечивает возможность установки объекта исследования 13, 17 с ограждением винтов 14 в проточный тракт 4 на специальном тензометрическом измерителе силы 3, позволяющем оценивать изменение развиваемой воздушными винтами подъемной силы при различных степенях обледенения.

На выходе из проточной части расположен радиусный обтекатель 15, который необходим для обеспечения отвода струи отбрасываемого вентиляторами воздуха и его контролируемой циркуляции внутри корпуса камеры 7. Водораспылительный коллектор и проточный тракт крепятся внутри камеры при помощи кронштейнов 10.

Климатическая камера имеет несколько оптически прозрачных смотровых окон 5, а также установленные внутри стенда устройства видеофиксации 6 и трехкоординатный манипулятор 11 для пози-

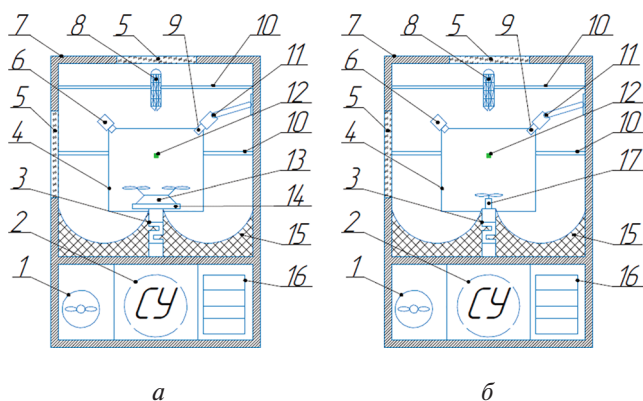


Рис. 1. Схема стенда для испытаний лазерных противообледенительных систем «Луч-1» в исполнениях для испытания масштабных моделей авиационных систем в сборе (а) и воздушных винтов (б):

- 1 – теплообменник и компрессор;
- 2 – модуль системы управления;
- 3 – тензометрический модуль;
- 4 – проточный тракт; 5 – смотровое окно;
- 6 – устройство фото-видеофиксации;
- 7 – корпус;
- 8 – водораспылительный коллектор;
- 9 – источник лазерного излучения;
- 10 – кронштейн;
- 11 – манипулятор для позиционирования лазерного луча;
- 12 – система измерения параметров среды;
- 13 – малая авиационная система;
- 14 – сетка; 15 – обтекатель; 16 – силовой блок;
- 17 – винт с электродвигателем

ционирования источника лазерного излучения 9 исследуемой противообледенительной системы.

Испытательный стенд для лазерных противообледенительных систем «Луч-1» управляется системой измерения, регистрации и управления 2 на базе измерительного комплекса National Instrument и снабжен необходимым измерительным оборудованием, позволяющим управлять температурой в проточной части в диапазоне до -30 до 25°C с точностью до $0,5^{\circ}\text{C}$, обеспечивать изменение и удержание требуемых параметров влажности среды и водности потока в диапазоне $20\text{--}100\%$ с точностью $2\text{--}5\%$, а также полидисперсное распределение капель со среднемедианным диаметром 150 мкм . В дальнейшем предполагается доработка стенда, с целью обеспечения значений среднеарифметического размера капель 20 мкм , для воспроизведения критичных условий обледенения согласно нормам лётной годности для малоразмерных летательных аппаратов. Позиция 12 на рис. 1 обозначает размещение датчиков температуры и влажности.

Управление режимом работы электродвигателей, мощностью теплообменника, опросом и запи-

сью сигналов всего измерительного оборудования выполняется с помощью персонального компьютера и программного обеспечения, разработанного на языке LabView. Питание системы осуществляется через силовой блок 16.

На аппаратном уровне система сбора-обработки информации и управления 2 состоит из крейта PXI-SCXI со встроенным контроллером, монитора, предусилителя для термопар SCXI-1102B, терминального блока SCXI-1303.

Разрабатываемый стенд позволит испытывать как полностью собранные малогабаритные авиационные системы (рис. 1,а), так и малоразмерные воздушные винты отдельно (рис. 1,б).

На данной, предварительной стадии разработки стенда определяются достаточные характеристики отдельных его систем и осуществляется их интеграция согласно компоновочным схемам, представленным на рис. 1. Поэтому следующие разделы посвящены результатам первичной оценки характеристик одной из таких систем, а именно источника лазерного излучения 9.

Отработка методики лазерного воздействия на образцы льда

С целью предварительной оценки требуемых параметров разрабатываемого испытательного стенда отработывалась методика применения источника лазерного излучения для разрушения образцов льда.

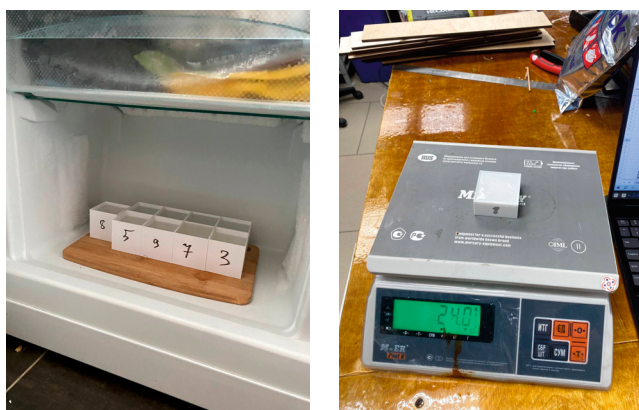
Использовались подготовленные образцы льда размерами $50 \times 50 \times 50\text{ мм}$ и ледяные пластины размерами $50 \times 50 \times 2\text{ мм}$.

Толщина образцов льда 2 мм выбиралась исходя из соображения, что характерная скорость отложения льда при слабом обледенении малоразмерного летательного аппарата находится в диапазоне $0,01 \dots 0,50\text{ мм/мин}$ и в диапазоне $0,5 \dots 1\text{ мм/мин}$ при среднем и сильном обледенении [7]. Поэтому достаточность характеристик источника лазерного излучения должна была оцениваться на сопоставимых пространственных масштабах образцов и временных масштабах экспозиции.

Толщина образцов льда 50 мм выбиралась с большим запасом, чтобы оценить максимально возможную глубину плавления льда, при фиксированном времени его экспозиции под лазерным излучением.

Образцы подготавливались и устанавливались в рабочей зоне лазерного излучателя в специальных пластиковых контейнерах (рис. 2,а и б).

При отработке методики лазерного воздействия на образцы льда использовалась кинематическая схема позиционирования Core XY (рис. 3). Об-



а

б

Рис. 2. Фото образцов льда до испытаний:
а — кубические образцы $50 \times 50 \times 50$ мм;
б — плоские образцы $50 \times 50 \times 2$ мм

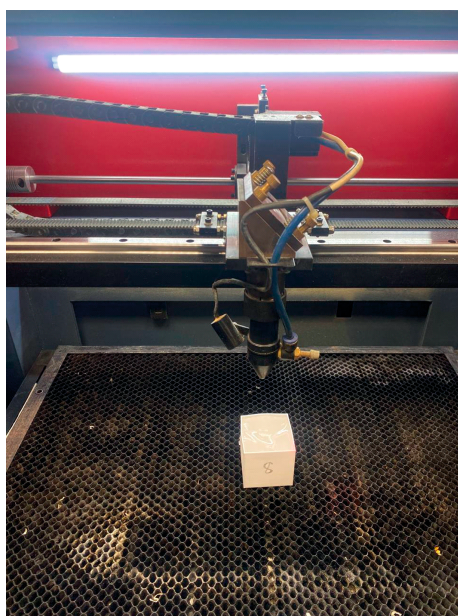


Рис. 3. Фото закрепления лазерного излучателя и размещения образца льда в модельной установке

разцы устанавливались на рабочей поверхности стола, способного перемещаться в вертикальном направлении с шагом $0,04$ мм, при этом лазерный излучатель закреплялся на двухкоординатном манипуляторе, позволяющем позиционировать излучатель в любой точке горизонтальной плоскости размерами 600×400 мм с точностью до $0,04$ мм.

В качестве излучателя использовалась импульсная лазерная трубка RECI W2, работающая на смеси газов CO_2 - N_2 -He, максимальной мощностью 100 Вт, напряжением розжига 19 кВ.

Идея эксперимента заключалась в подборе основных параметров работы лазера для ПОС и оценке последствий воздействия его излучения на

образцы. Всего было проведено три серии экспериментов для определения влияния мощности системы W (в ваттах) и расстояния до контактной поверхности S (в миллиметрах) на глубину h (в миллиметрах) и диаметр канала плавления D (в миллиметрах) ледяного образца. Эксперименты проводились в лабораторных условиях при температуре окружающей среды 21°C и влажности в диапазоне $40 \dots 60\%$. Лазерное воздействие осуществлялось под углом 90° в центр образца с диаметром пятна лазера при расчетном фокусном расстоянии 3 мм. Плотность льда не контролировалась.

В экспериментах с образцами толщиной 2 мм для минимального выбранного времени экспозиции образца под лазерным воздействием был получен сквозной прожиг, сопровождавшийся термическим повреждением пластиковой подложки. Дальнейшие эксперименты с этим типоразмером образцов требовали возможности автоматизированного управления мощностью лазерного излучателя, что не было доступно на данном этапе работы, поэтому последующее обсуждение результатов сконцентрировано на двух сериях экспериментов с образцами кубической формы $50 \times 50 \times 50$ мм.

В табл. 1 приведены результаты оценки влияния вырабатываемой лазерной системой мощности W на эффективность плавления льда. Эксперимент проводился на кубических ледяных образцах, в среднем имеющих температуру $-5,7^\circ\text{C}$. Для всех исследуемых вариантов мощности лазерной системы сохранялось единое время экспозиции образца под лазерным воздействием в течение 10 с. Эффективность работы системы оценивалась в том числе по изменению массы образца льда до и после работы лазерного луча Δm .

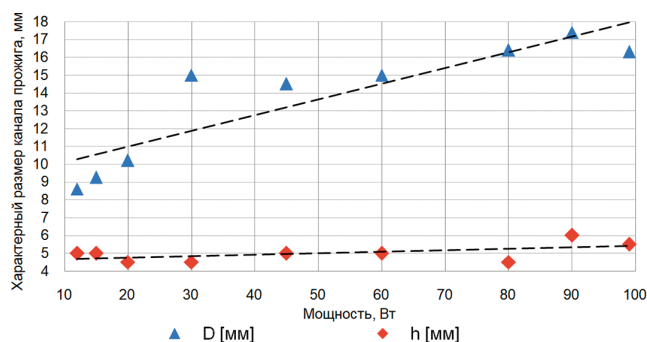
Как видно из представленных данных, начальная масса девяти ледяных образцов колебалась в диапазоне $102,4 \dots 84,5$ г. При увеличении мощности лазерной системы с 12 до 99 Вт наблюдалось монотонное возрастание диаметра канала плавления D с $8,6$ до $16,3$ мм. При этом глубина канала плавления h сохранялась примерно одинаковой и находилась в диапазоне $4,5 \dots 6,0$ мм независимо от выбранной мощности. Наиболее эффективными с точки зрения удаления массы льда оказались режимы с мощностью 80 и 99 Вт, при которых унос массы составил $20,7$ и $24,2$ г соответственно. На этих режимах работы система демонстрирует удельные параметры потребления электроэнергии $0,8 \dots 1$ Вт/см², при ожидаемой обрабатываемой площади 100 см².

Полученные зависимости диаметра и глубины канала плавления льда от мощности представлены на рис. 4.

Оценка глубины каналов плавления льда, полученная в первой серии экспериментов и изменяю-

Таблица 1. Результаты оценки влияния мощности лазерной системы на эффективность топления льда

№ п/п	Размеры образца, мм	W, Вт	Масса образца до воздействия, г	Масса образца после воздействия, г	Удаленная масса льда Δm , г	D, мм	h, мм
1	50 × 50 × 50	12	93,4	92,1	1,3	8,60	5
2		15	90,5	90	0,5	9,26	5
3		20	87,8	85,3	2,5	10,20	4,5
4		30	91,6	87,7	3,9	15,00	4,5
5		45	85,8	81,9	3,9	14,00	5
6		60	58	51,5	6,5	15,00	5
7		80	102,4	81,7	20,7	16,40	4,5
8		90	92,4	87,5	4,9	17,40	6
9		99	84,5	60,3	24,2	16,30	5,5

Рис. 4. Зависимости диаметра D и глубины канала прожига h от мощности лазерной трубки W

щаяся в диапазоне 4,5 ... 6 мм за 10 с экспозиции, позволяет приблизительно оценить ожидаемую скорость плавления в 27 ... 36 мм/мин. Это больше, чем указанная в работе [7] скорость нарастания льда, характерная для малоразмерных летательных аппаратов, при средней интенсивности обледене-

ния 0,5 ... 1 мм/мин, и сопоставимо со скоростью нарастания льда при сильном обледенении более 1 мм/мин.

В табл. 2 приведены результаты оценки влияния расстояния от сопловой части головки лазерной трубки до поверхности исследуемого образца S на эффективность топления льда. Эксперименты проводились на кубических образцах льда со средней температурой $-5,7^{\circ}\text{C}$, при постоянной мощности излучения 12 Вт и времени экспозиции образца 10 с. Как видно из представленных данных, начальная масса девяти ледяных кубических образцов колебалась в диапазоне 103,4 ... 90,4 г.

Увеличение расстояния с 25 до 125 мм приводит к одновременному монотонному увеличению диаметра канала плавления с 5,5 до 20 мм, вследствие расфокусировки лазера, и уменьшению глубины канала с 4,0 до 0,5 мм. При отдалении головки лазерного излучателя от поверхности ледяного образца, уменьшается масса растаявшего и ис-

Таблица 2. Результаты оценки влияния расстояния от лазерной головки до образца на эффективность топления льда

№ п/п	Размеры образца, мм	S, мм	Масса образца до воздействия, г	Масса образца после воздействия, г	Удаленная масса льда Δm , г	D, мм	h, мм
1	50 × 50 × 50	25	92,8	92,4	0,4	5,5	4
2		35	90,4	90,2	0,2	8	4
3		50	103,4	103,2	0,2	7	2
4		65	92	91,9	0,1	12	3
5		75	91,8	91,8	0	13	1,5
6		85	103,9	103,9	0	13	2
7		100	96,6	96,6	0	18	1
8		115	98,4	98,4	0	17	1
9		125	96	95,9	0,1	20	0,5

парившегося льда с 0,4 до 0...0,1 г. Приведенные в табл. 2 результаты исследований представлены графически на рис. 5.

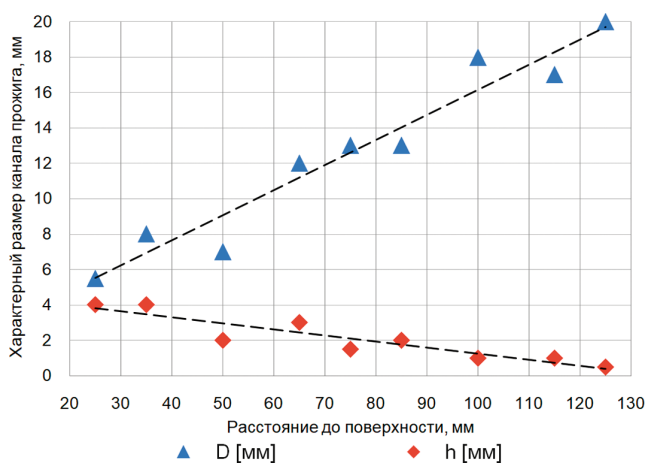


Рис. 5. Зависимости диаметра D и глубины канала плавления h от расстояния между поверхностью ледяного образца и лазерной головкой S

Оценка глубины каналов плавления льда, полученная во второй серии экспериментов и изменяющаяся в диапазоне 0,5 ... 4 мм за 10 с экспозиции, позволяет приблизительно оценить ожидаемую скорость плавления в 3 ... 24 мм/мин. Это больше, чем скорость нарастания льда при средней интенсивности обледенения 0,5...1 мм/мин, и сопоставимо со скоростью нарастания льда при сильном обледенении более 1 мм/мин по данным [7].

Полученные результаты позволяют говорить о возможности применения лазерных систем для разрушения ледяных образцов и подтверждают гипотезу авторов о возможности создания ПОС на основе лазеров. Однако для отработки ПОС требуется гораздо больший объем экспериментальных данных, который и предполагается получить с помощью разрабатываемого стенда «Луч-1» для испытания лазерных противообледенительных систем для малогабаритных авиационных систем, на котором будет использован описанный источник лазерного излучения.

Выводы

1. Представлены результаты предварительной оценки технических параметров специального экспериментального стенда для испытаний лазерных противообледенительных систем для малогабаритных авиационных систем с целью первичного подбора характеристик стенда испытаний лазерных противообледенительных систем «Луч-1».

2. Предложены следующие критерии оценки эффективности плавления льда под воздействием лазера: D — диаметр канала плавления образца льда,

h — глубина канала плавления образца льда, мм; Δm — удаленная масса льда, г.

3. Определены зависимости эффективности плавления льда от вырабатываемой лазером мощности W в ваттах, расстояния от лазерной головки до поверхности образца льда S в миллиметрах, при постоянном времени экспозиции образца под лазерным воздействием 10 с.

4. Показано, что при увеличении мощности лазерной системы с 12 до 99 Вт монотонно возрастает диаметр канала плавления льда с 8,6 до 16,3 мм, при сохранении глубины канала плавления в диапазоне 4,5 ... 6 мм.

5. Показано, что наиболее эффективными с точки зрения удаления массы льда оказались варианты режимов с мощностью 80 и 99 Вт, при которых унос массы составил 20,7 и 24,2 г соответственно.

6. Показано, что при увеличении расстояния от лазерной головки до поверхности образца со значения 25 до 125 мм одновременно монотонно увеличивается диаметр канала плавления с 5,5 до 20 мм, вследствие расфокусировки лазера, и уменьшается глубина канала плавления с 4 до 0,5 мм.

7. Показано, что при отдалении головки лазерного излучателя от поверхности ледяного образца в диапазоне 25 ... 125 мм уменьшается удаленная масса льда со значения 0,4 г до значений 0 ... 0,1 г.

8. При описываемых в настоящей работе условиях лазерного воздействия были получены скорости плавления в диапазонах 27 ... 36 мм/мин и 3 ... 24 мм/мин, в первой и второй серии экспериментов соответственно, что сопоставимо со скоростями нарастания льда при обледенении малоразмерных беспилотных летательных аппаратов.

9. Полученные экспериментальные данные планируется применить при изготовлении и доводке стенда испытания лазерных противообледенительных систем «Луч-1» для малогабаритных авиационных систем.

Список источников

1. Guffond D., Hedde T., Henry R. Overview of icing research at ONERA, advisory group for aerospace research and development // Fluid Dynamics Panel (AGARD/FDP) Joint International Conference on Aircraft Flight Safety – Actual Problems of Aircraft Development (31 August – 5 September 1993; Zhukovsky, Russia).
2. Киселев М.А. (ред.). Противообледенительная система самолета МС-21: Учебное пособие. М.: ИД Академии Жуковского, 2023. 32 с.
3. Павленко О.В., Пигусов Е.А. Особенности применения тангенциального выдува струи на поверхность крыла летательного аппарата в условиях обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 7–15. DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15

4. Соколов О.А., Рукавицын В.Г. Противообледенительные системы на воздушных судах // Аллея науки. 2023. Т. 2. № 11(86). С. 61–65.
5. Рогожин В.Б., Лезова А.А., Лезов А.А. и др. Методы борьбы с обледенением беспилотных летательных аппаратов // Аэрокосмическое приборостроение и эксплуатационные технологии: Сборник трудов IV Международной научной конференции (04–21 апреля 2023; Санкт-Петербург). СПб.: Изд-во ГУАП, 2023. Часть 2. С. 97–101. DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-97-101
6. Слободчиков А.С., Апарин Ю.Я., Сорокин Ю.В. Способ предотвращения обледенения крыла летательного аппарата с использованием лазерной противообледенительной системы. Патент RU 2671069 C1. Бюл. № 31, 29.10.2018.
7. Рогозин Е.А., Бокова О.И., Мельников А.В. Основные аспекты совершенствования методики оценки эффективности функционирования беспилотного летательного аппарата в условиях обледенения // Вестник Воронежского института МВД России. 2019. № 3. С. 21–33.
8. Йелстаун Корпорейшн Н.В. (NL). Тепловая противообледенительная система вращаемого элемента. Патент RU2093426C1, 20.10.1997.
9. Титов Б.Г. Устройство для удаления льда на внешних поверхностях летательного аппарата. Патент SU 1802491 A1. 20.08.1995.
10. Гельвер Ф.А., Кутаев А.М. Электроимпульсное противообледенительное устройство. Патент RU 2534102 C1. Бюл. № 33, 27.11.2014.
11. Голота С.А., Дерех А.Я., Довгалёнок В.М. и др. Противообледенительное устройство для авиационного воздушного винта с усовершенствованной аварийной защитой. Патент RU 207639 U1. Бюл. № 31, 08.11.2021.
12. Чепусов П.А., Малая Е.В. Применение беспилотной авиации в исследованиях Арктики // Научный Лидер. 2021. № 14(16). С. 41–47.
13. Малов Ю.И., Кибец Д.А., Колдаев А.В. Беспилотный летательный аппарат. Патент RU 2754277 C1. Бюл. № 25, 31.08.2021.
14. Peuser P., Wolff C., Gammel F., et al. Arrangement for deicing a surface area of an aircraft. Patent DE102010045450B4, 25.04.2013.
15. Nunnally W.C. Onboard aircraft de-icing using lasers. Patent US6206325B1, 27.03.2001.
16. Тимофеева М.В. Влияние коагуляции капель воды на их распределение по размерам в рабочей части аэрохолодильной установки // Журнал технической физики. 2019. Т. 89. № 4. С. 491–496.
17. Модорский В.Я., Максимов Д.С. Способ удаления льда с лопастей вентилятора двигателя летательного аппарата в полете. Патент RU 2815119 C1. Бюл. № 8, 07.08.2023.
18. Эзрохи Ю.А., Каджардзузов П.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационного газотурбореактивного двигателя в условиях обледенения элементов его проточной части // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 123–133. DOI: 10.34759/vst-2019-4-123-133
19. Гулимовский И.А., Гребеньков С.А. Применение модифицированного метода поверхностного сеточного обертывания для численного моделирования процессов обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 29–36. DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
20. Калюлин С.Л., Саженьков Н.А., Модорский В.Я. и др. Численное моделирование газодинамических и прочностных характеристик вентилятора для экспериментальной установки по исследованию разрушения льда на вращающихся рабочих лопатках // Вестник ПНИПУ. Механика. 2023. № 1. С. 134–141. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.13

References

1. Guffond D, Hedde T, Henry R. Overview of icing research at ONERA, advisory group for aerospace research and development. *Fluid Dynamics Panel (AGARD/FDP) Joint International Conference on Aircraft Flight Safety – Actual Problems of Aircraft Development (August 31 – September 5, 1993; Zhukovsky, Russia)*.
2. Kiselev MA. (ed) *Anti-icing system of the MC-21 aircraft*. Moscow: ID Akademii Zhukovskogo; 2023. 32 p. (In Russ.).
3. Pavlenko OV, Pigusov EA. Application specifics of tangential jet blow-out on the aircraft wing surface in icing conditions. *Aerospace MAI Journal*. (In Russ.). 2020;27(2):7–15. DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
4. Sokolov OA, Rukavitsyn VG. De-icing systems on aircraft. *Alleya nauki*. 2023;2(11):61–65. (In Russ.).
5. Rogozhin VB, Lezova AA, Lezov AA, et al. Methods of combating icing of unmanned aerial vehicles. *Materialy IV Mezhdunarodnoi nauchnoi konferentsii “Aerokosmicheskoe priborostroenie i ekspluatatsionnye tekhnologii” (April 04–21, 2023; St. Petersburg)*. St. Petersburg: GUAP. Part 2. p. 97–101. (In Russ.). DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-97-101
6. Slobodchikov AS, Aparin YuYa, Sorokin YuV. *Method for preventing icing of aircraft wings with the use of laser anti-icing system*. Patent RU2671069C1, 29.10.2018. (In Russ.).
7. Rogozin EA, Bokova OI, Melnikov AV. Main aspects of improving the methodology for estimating the efficiency of functioning of unmanned aerial vehicles under conditions. *Vestnik Voronezhskogo instituta MVD Rossii*. 2019(3):21–33. (In Russ.).
8. Yelstown Corporation NV (NL). *Thermal de-icing system of the rotating element*. Patent RU2093426C1, 20.10.1997. (In Russ.).

9. Titov BG. *A device for removing ice on the external surfaces of an aircraft*. Patent SU 1802491 A1, 20.08.1995. (In Russ.).
10. Gelfer FA, Kitaev AM. *Electric pulse de-icing device*. Patent RU 2534102 C1, 27.11.2014. (In Russ.).
11. Golota SA, Derekh AY, Dovgalenok VM, et al. *De-icing device for an aircraft propeller with advanced emergency protection*. Patent RU 207639 U1, 08.11.2021. (In Russ.).
12. Chepusov PA, Malaya EV. The use of unmanned aircraft in Arctic research. *Nauchnyi Lider*. 2021(14):41-47. (In Russ.).
13. Malov YuI, Kibets DA, Koldaev AV. *Unmanned aerial vehicle*. Patent RU 2754277 C1, 31.08.2021. (In Russ.).
14. Peuser P, Wolff C, Gammel F, et al. *Arrangement for deicing a surface area of an aircraft*. Patent DE102010045450B4, 25.04.2013.
15. Nunnally WC. *Onboard aircraft de-icing using lasers*. Patent US6206325B1, 27.03.2001.
16. Timofeeva MV. Effect of coagulation of water droplets on their size distribution in the working part of an air-cooling unit. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*. 2019;89(4):491-496. (In Russ.).
17. Modorskii VI, Maksimov DS. *Method of ice removal from aircraft engine fan blades in flight*. Patent RU 2815119 C1, 07.08.2023. (In Russ.).
18. Ezrokhi YuA, Kadzharduzov PA. Working process mathematical modelling of aircraft gas turbine engine in condition of elements icing of its air-gas channel. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(4):123-133. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2019-4-123-133
19. Gulimovskii IA, Greben'kov SA. Applying a modified surface mesh wrapping method for numerical simulation of icing processes. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(2):29-36. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
20. Kalyulin SL, Sazhenkov NA, Modorskii VY, et al. Numerical simulation of gas-dynamic and strength characteristics of a fan for the experimental test rig for investigation of ice breakdown on rotating working blades. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2023(1):134-141. (In Russ.). DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.13

Статья поступила в редакцию / Received 08.08.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 16.10.2025
Принята к публикации / Accepted 26.10.2025