

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕОРИИ ТЕПЛООВОГО РАЗРУШЕНИЯ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ЛАЗЕРНОЙ ОЧИСТКИ В ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Введение

Как уже было ранее отмечено в работе [1], применение процесса лазерной абляции для целей лазерной очистки и удаления лакокрасочных покрытий (ЛКП) с поверхности летательного аппарата во время регламентных или восстановительных работ может дать значительную экономию времени, материальных ресурсов и является наиболее безотходным и безопасным методом.

Основной проблемой при лазерном удалении ЛКП является необходимость удаления строго ограниченного слоя материала, не затрагивая основной подложки. Математическое моделирование исследуемого процесса позволяет найти необходимые режимы обработки, время воздействия и мощность источника без возможного разрушения обрабатываемой поверхности. Однако, как отмечалось в работе [2], математическое моделирование процессов, сопровождающих лазерную очистку поверхности и удаление части её материала, затруднено сложностью и многообразием происходящих при этом явлении физических процессов.

Авторы статьи предлагают проанализировать схожесть процессов, происходящих при уносе массы теплозащитных покрытий (ТЗП) и удалении ЛКП под воздействием лазерного излучения, и рассмотреть возможность применения математической модели первого процесса для решения задач второго.

Проблема математического моделирования процесса уноса материала ТЗП при воздействии набегающего газового потока на элементы ракетно-космической техники возникла ещё в 50-х годах прошлого века. За прошедшие шестьдесят лет ученым удалось получить достаточное количество экспериментальных данных по этому вопросу [3, 4] и на их основе разработать теорию, позволяющую в достаточной мере точно моделировать описанный выше физический процесс [5 – 9].

Сравнение процессов, протекающих при уносе ТЗП под воздействием агрессивной газовой среды и удалении ЛКП с помощью лазерного излучения

При взаимодействии мощного лазерного излучения с веществом происходит ряд теплофизических процессов, которые схематично изображены на рис. 1 [10].

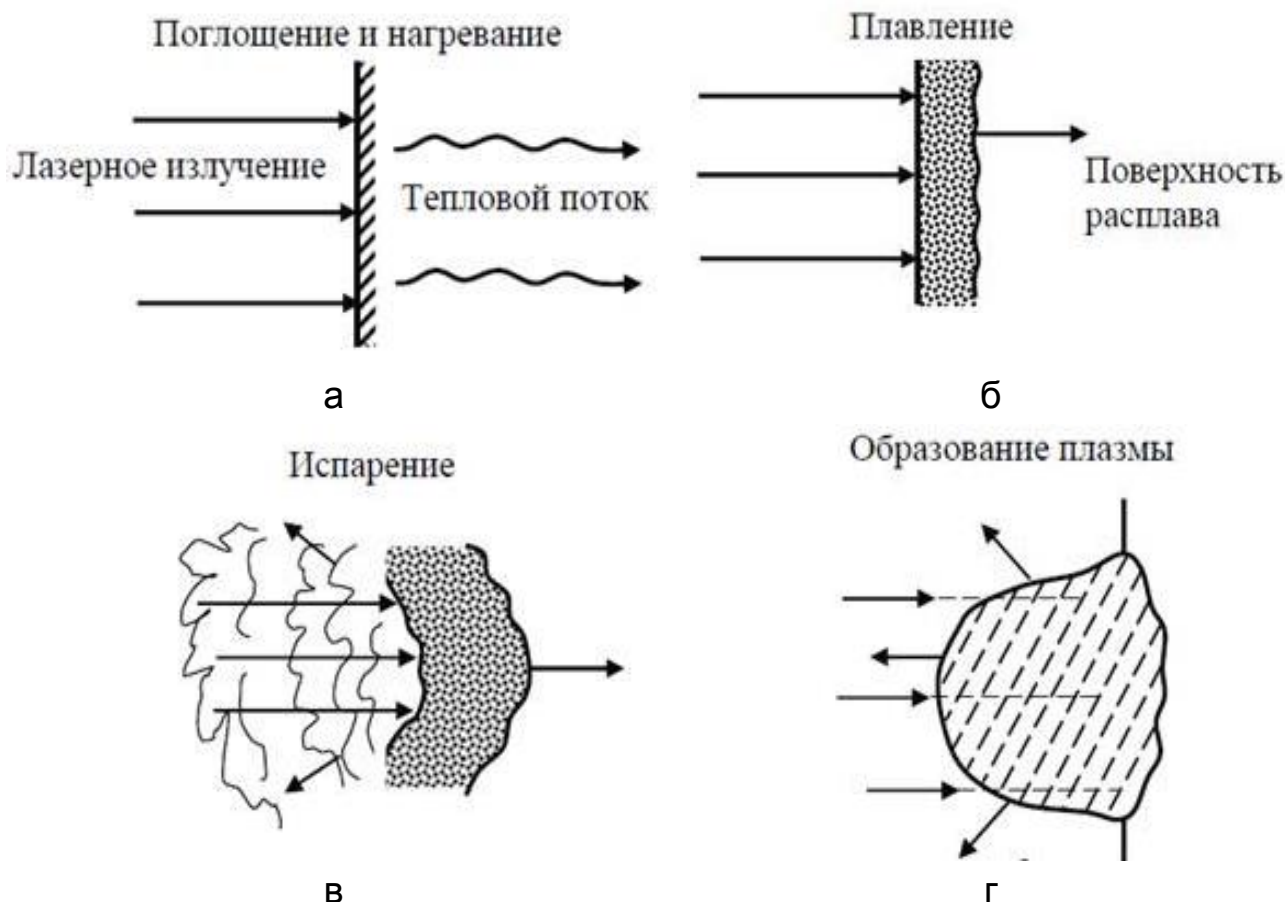


Рисунок 1 – Основные физические процессы, возникающие при взаимодействии мощного лазерного излучения с веществом

После поглощения лазерного излучения облучаемой поверхностью происходит её нагревание с последующим отводом тепла в глубь материала. При достаточном времени воздействия и мощности лазерного излучения происходит частичное плавление облучаемой поверхности. При дальнейшем облучении материала продолжается процесс нагрева до температуры испарения (кипения), вследствие чего инициируется процесс испарения вещества с обрабатываемой поверхности. Если интенсивность излучения слишком велика, то в результате испарения образуется высокотемпературная непрозрачная плазма [11 – 13].

Однако главным физическим процессом при лазерной микрообработке является процесс испарения, поскольку он определяет выполнение самых различных технологических операций (сверление отверстий, резку, скрайбирование, очистку поверхности и др.).

Схожие с физико-механическими превращениями на поверхности ЛКП явления можно наблюдать при уносе массы абляционного ТЗП изделий аэрокосмической техники. Процесс уноса массы – удаление теплозащитного вещества в результате теплового и динамического взаимодействия высокоскоростного набегающего потока с поверхностью –

включает в себя различные физико-химические и механические явления, основным из которых является сублимация [14, 15]. Сублимация – испарение твердого вещества без промежуточного перехода в жидкое состояние – явление, аналогичное испарению ЛКП при лазерном воздействии.

В работе [16], посвящённой теории ТЗП, отмечалось наличие аналогии между тепло- и массообменом и трением. Это позволило сделать вывод о том, что теплообмен при обтекании тела воздухом в условиях термодинамического равновесия количественно сравнительно мало отличается от теплообмена в заторможенном пограничном слое.

Таким образом, наблюдаемое при уносе массы ТЗП взаимодействие твердого тела с высокотемпературной средой, которая способна в считанные секунды не только расплавить материал, но и перевести его в газообразное состояние, является прямой аналогией с процессами, протекающими при взаимодействии лазерного излучения с веществом.

При этом следует отметить, что похожая топология развития деформации и разрушения материала и преобладание фазы испарения (парообразования) над остальными позволяют говорить о схожести протекающих при уносе ТЗП и лазерном удалении ЛКП процессов и возможности применения общих математических моделей для их расчёта.

Задача расчёта необходимой толщины ТЗП в условиях воздействия агрессивной газовой среды и времени воздействия лазерного излучения на ЛКП в целях удаления заданной его толщины являются взаимно обратными задачами. В первом случае необходимо подобрать достаточную толщину уносимого покрытия для предотвращения нагрева и разрушения несущей конструкции летательного аппарата. Во втором случае, зная заданный тепловой поток и необходимую толщину удаляемого слоя, необходимо строго рассчитать нужное время воздействия данного потока на поверхность ЛКП. При этом основным требованием для рассматриваемых задач является необходимость соблюдения теплового режима для подложки (основного материала), которая по условиям прочностных характеристик не должна нагреваться выше строго допустимой температуры [17].

Применение композиционных материалов, созданных на основе полимерных смол, для абляционных теплозащитных покрытий [18] и полимерных смол в составе ЛКП требующих удаления, также существенно влияет на схожесть протекающих при абляции физико-механических процессов.

Всё сказанное выше позволяет говорить о возможности применения алгоритма расчёта процесса уноса ТЗП для определения режимов обработки ЛКП с помощью лазерного излучения.

Математическое описание процессов удаления ТЗП и их применение для целей моделирования удаления ЛКП под воздействием лазерного излучения

Радиационный тепловой поток, подведенный извне к поверхности покрытия, в общем случае поглощается за счет следующих эффектов [19]:

$$q_0 = G_{\Sigma} \Delta Q_{пл} + \varepsilon \sigma T_p^4 + q_{\lambda} + G_w \Delta Q_w, \quad (1)$$

где q_0 – радиационный тепловой поток;

$G_{\Sigma} \Delta Q_{пл}$ – тепловой эффект плавления;

$\varepsilon \sigma T_p^4$ – излучение с поверхности;

q_{λ} – тепловой поток, идущий на прогрев внутренних слоев;

$G_w \Delta Q_w$ – тепловой эффект физико-механических превращений на поверхности.

Для решения поставленной задачи необходимо использовать более общее уравнение сохранения энергии (уравнение теплопроводности), в котором должны быть учтены все процессы внутри покрытия, связанные с поглощением или выделением тепла.

В общем случае расчет разрушающегося покрытия складывается из двух этапов:

- 1) определение продолжительности прогрева материала до начала разрушения;
- 2) расчет толщины удаленного слоя.

Первый этап фактически сводится к определению времени достижения поверхностью температуры разрушения T_p , а также к расчету профиля температуры в теле в этот момент.

На первом этапе при постоянных теплофизических свойствах, отсутствии физико-механических превращений в материале и на его поверхности температурное поле описывается с помощью классического уравнения теплопроводности [19, 20]

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a \frac{\partial^2 T}{\partial y^2}, \quad (2)$$

где $a = \lambda / (\rho c)$ – коэффициент температуропроводности материала;

τ – время;

y – координата, отсчитываемая от поверхности нагрева по нормали, направленной внутрь покрытия.

Пренебрегая излучением с внешней поверхности и физико-химическими превращениями, сведем баланс тепла (1) к простейшему граничному условию

$$q_0(\tau) = q_\lambda = -\lambda \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{y=0}. \quad (3)$$

В качестве второго граничного условия примем, что начальная температура T_0 на достаточной глубине от поверхности нагрева сохраняется неизменной:

$$T(y \rightarrow \infty) \rightarrow T_0.$$

В качестве начального условия примем, что температура всех внутренних точек покрытия равна T_0 .

В такой постановке при постоянном поступающем тепловом потоке q_0 решение задачи позволяет получить время достижения температуры разрушения на поверхности:

$$\tau_T = \pi \lambda \rho c \frac{(T_p - T_0)^2}{4q_0^2}, \quad (4)$$

На втором этапе, при достижении времени τ_T , при постоянных теплофизических свойствах материала в неподвижной системе координат уравнение сохранения энергии имеет тот же вид, что и уравнение (2). Однако тепловой баланс на поверхности будет включать в себя параметры, описывающие процесс разрушения:

$$q_0(\tau) - \varepsilon \sigma T_p^4 = q_\lambda + G_\Sigma (\Delta Q_{пл} + \Gamma \Delta Q_w), \quad (5)$$

где $\Gamma = G_w / G_\Sigma$ – коэффициент газификации материала.

Для квазистационарного режима разрушения при постоянном поступающем тепловом потоке и скорости разрушения справедливо [16]

$$q_\lambda = -\lambda \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{y=S(\tau)} = \rho c v_\infty (T_p - T_0), \quad (6)$$

где v_∞ – линейная скорость перемещения разрушающейся поверхности;

S – координата поверхности разрушения в неподвижной системе отсчета.

При этом связь между v_∞ и S имеет следующий вид:

$$v_\infty = \frac{dS}{d\tau}, \quad S = \int_0^\tau v_\infty d\tau.$$

Учитывая, что скорость массового уноса может быть выражена через линейную скорость разрушения

$$G_{\Sigma} = \rho v_{\infty} \quad (7)$$

и формулу (6), уравнение (5) можно преобразовать к виду

$$q_0(\tau) - \varepsilon\sigma T_p^4 = G_{\Sigma} (\Delta Q_{пл} + \Gamma\Delta Q_w + c(T_p - T_0)). \quad (8)$$

Из теплового баланса на разрушающейся поверхности (8) можно получить характеристику энергоемкости разрушения в виде:

$$I_{эф} = \frac{q_0(\tau) - \varepsilon\sigma T_p^4}{G_{\Sigma}} = \Delta Q_{пл} + \Gamma\Delta Q_w + c(T_p - T_0). \quad (9)$$

Поскольку $I_{эф}$ имеет размерность энтальпии, хотя и не является термодинамическим параметром, она получила название эффективной энтальпии разрушения [4, 9, 14].

Из уравнений (8) и (7) можно выразить линейную скорость разрушения

$$v_{\infty} = \frac{q_0(\tau) - \varepsilon\sigma T_p^4}{G_{\Sigma} I_{эф}}. \quad (10)$$

Тогда уносимая толщина покрытия

$$\delta_{ун} = \int_{\tau_T}^{\tau_K} \frac{q_0(\tau) - \varepsilon\sigma T_p^4}{\rho I_{эф}} = \frac{q_0(\tau) - \varepsilon\sigma T_p^4}{\rho I_{эф}} \cdot (\tau_K - \tau_T). \quad (11)$$

Из уравнений (4) и (11) можно получить зависимость между временем теплового воздействия и уносимой при этом толщиной покрытия:

$$\tau_K = \frac{\delta_{ун} \rho I_{эф}}{q_0(\tau) - \varepsilon\sigma T_p^4} + \pi\lambda\rho c \frac{(T_p - T_0)^2}{4q_0(\tau)^2}. \quad (12)$$

Зависимость (12) позволяет оценить время воздействия лазерного луча, необходимое для удаления заданной толщины $\delta_{ун}$ обрабатываемого покрытия без повреждения основного материала. При этом $I_{эф}$ характеризует особенности физико-механических процессов, происходящих при разрушении, и определяется для каждого материала экспериментально.

Экспериментальное определение эффективной энтальпии разрушения эмали ЭП-140

Для определения эффективной энтальпии разрушения выразим $I_{эф}$ из уравнения (12):

$$I_{эф} = \frac{q_0(\tau) - \varepsilon\sigma T_p^4}{\delta_{уН}\rho} \cdot \left(\tau_k - \pi\lambda\rho c \frac{(T_p - T_0)^2}{4q_0(\tau)^2} \right). \quad (13)$$

При этом параметры ε , λ , ρ , c , $\delta_{уН}$, T_p и T_0 зависят от испытуемых образцов, а q_0 и τ_k определяются режимом лазерной обработки.

В качестве экспериментального образца для исследования эффективной энтальпии ЛКП использовалась пластина из алюминиевого сплава Д16Т, окрашенная эмалью ЭП-140. На рис. 2 приведен обработанный при различных режимах образец. В качестве варьируемых параметров лазерной обработки рассматривались:

- 1) частота модуляции лазерного излучения;
- 2) количество проходов лазерного луча по обрабатываемой поверхности.

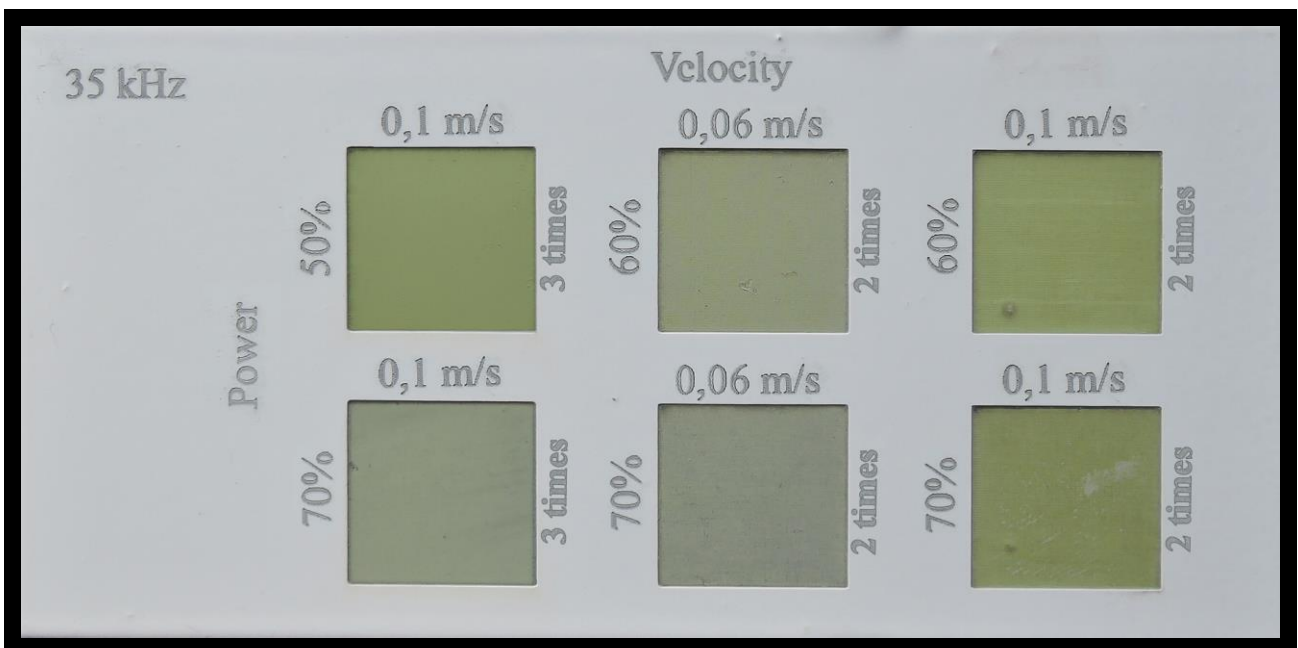


Рисунок 2 – Результаты удаления ЛКП на различных режимах обработки

Из рис. 2 можно определить параметры режимов обработки, при которых ЛКП было полностью удалено без повреждения анодированного покрытия, и рассчитать по формуле (13) для этих режимов эффективную энтальпию разрушения материала (табл. 1).

Таблица 1 – Экспериментальное определение эффективной энтальпии эмали ЭП-140

q , Вт/м ²	$0,2595 \cdot 10^{13}$		
Power	50%	60%	70%
V , м/с	0,1	0,1	0,1
Количество проходов	3	2	2
$I_{эф}$, Дж/кг	$2.9942 \cdot 10^9$	$2.3954 \cdot 10^9$	$2.7946 \cdot 10^9$
Размер обрабатываемой зоны, м	0,01	0,01	0,01

Усреднив $I_{эф}$, из табл. 1 получим эффективную энтальпию разрушения эмали ЭП-140, равную 2700 МДж/кг.

Выводы

1. Используя полученную эффективную энтальпию разрушения 2700 МДж/кг, зависимость (12) можно применять для определения времени теплового воздействия и соответственно режима лазерной обработки в зависимости от толщины покрытия. Так, на рис. 3 для эмали ЭП-140 изображён график зависимости времени лазерной обработки от толщины удаляемого покрытия.

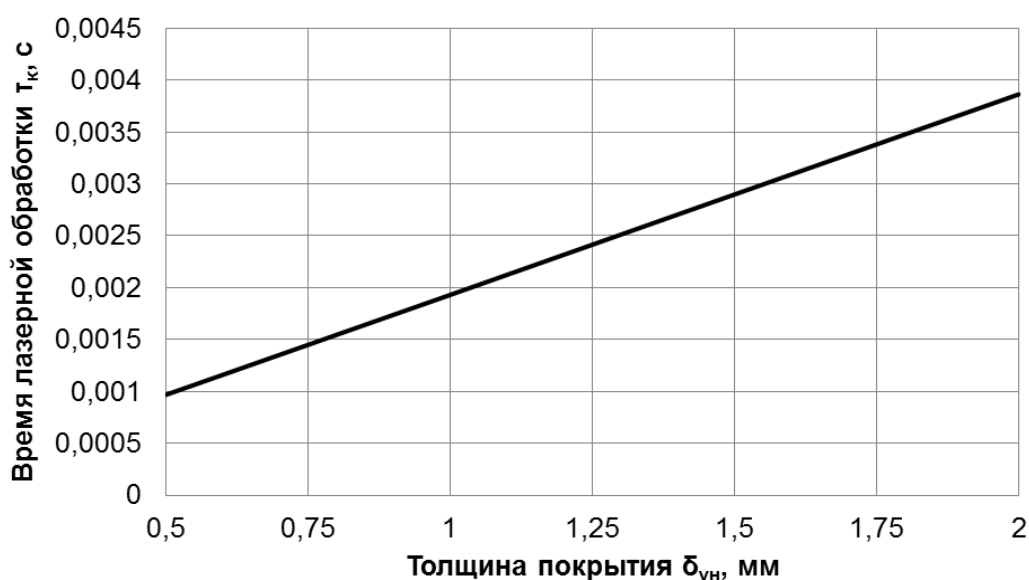


Рисунок 3 – График зависимости времени лазерной обработки от толщины эмали ЭП-140

2. Учитывая возможность применения различных цветовых гамм для ЛКП, зависимость (12) можно также применить для исследования влияния степени черноты материала покрытия на время обработки. На

рис. 4 приведён график зависимости времени лазерного воздействия от степени черноты материала ЛКП.

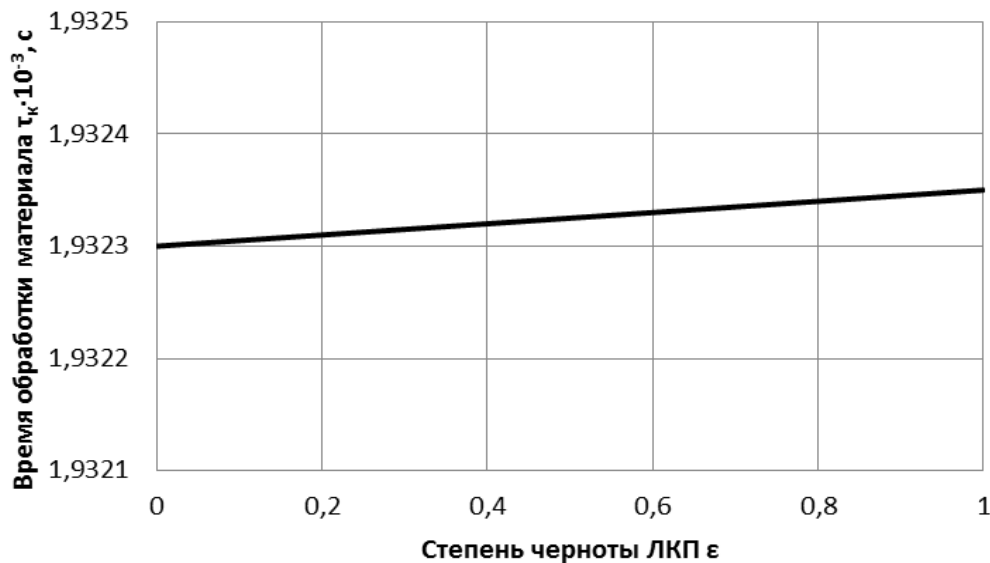


Рисунок 4 – График зависимости времени лазерной обработки от степени черноты ЛКП

Из рис. 4 можно сделать вывод о том, что степень черноты не влияет на параметры режима лазерной обработки ЛКП.

3. В результате проведённого исследования была получена методика, позволяющая экспериментально определять эффективную энтальпию разрушения ЛКП и на основании этих данных оценивать необходимые режимы лазерной обработки поверхности в зависимости от толщины применяемого покрытия. Соответственно в дальнейшем необходимо провести дополнительные экспериментальные исследования для оценки качества выбираемых по данной методике режимов обработки, а также для определения эффективной энтальпии других ЛКП, применяемых в промышленности.

Список использованных источников

1. Вибір джерела лазерного випромінювання для цілей промислового очищення деталей авіаційної техніки [Текст] / С.І. Планковський, Є.В. Цегельник, І.І. Головін, П.І. Мельничук // Наукоємні технології. – 2014. – № 4 (24). – С. 503 – 507.
2. Головін, І.І. Проблеми математического моделювання процесів лазерної очистки в промисленості [Текст] / І.І. Головін, Є.В. Цегельник, С.І. Планковський // Журнал інженерних наук. – Суми, 2015, – Т. 2, № 1. – С. 1 – 8.
3. Исследование работоспособности теплозащиты орбитального самолета «Буран» в условиях лучистого нагрева на гелиоустановках

[Текст] / В. В. Пасичный, В. Я. Бережецкая, В. В. Пасичный и др. // Инж.-физ. журнал. – 2001. – Т. 74, № 6. – С. 32–33.

4. Полежаев, Ю. В. Тепловое разрушение материалов [Текст] / Ю. В. Полежаев, Г. А. Фролов; под ред. академика НАН Украины В. В. Скорохода. – Киев: ИД «Академперіодика», 2006. – 354 с.

5. Гофин, М. Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции много-разовых космических аппаратов [Текст] / М. Я. Гофин. – М.: ЗАО «ТФ «МИР», 2003. – 672 с.

6. Нерем, Стикфорд. Лучистый и конвективный нагрев при входе в атмосферу с высокими скоростями // Ракетная техника и космонавтика. – 1964. Т. 2, №6. С. 231–233.

7. Теплозащита гиперзвуковых летательных аппаратов с помощью уносимых покрытий [Текст]: обзор № 39 / сост. Г. И. Майкапар, П. И. Курилкин // По материалам иностранной печати за 1957 – 1960 гг. – ЦАГИ, Бюро научной информации, 1961. – 20 с.

8. Shih, Y. C. Numerical study of transient thermal ablation of high-temperature insulation materials [Текст] / Y. C. Shih, F. B. Cheung, J. H. Koo, B. C. Yang // JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER. – January-March 2003. – Vol. 17, No. 1. – Pp. 53 – 61.

9. Основы теории уноса массы теплозащитных покрытий [Текст] / Х. А. Рахматулин, Ю. А. Демьянов, Ю. А. Заверняев и др. // Космонавтика и ракетостроение. – 2009. – № 1(54). – С. 29 – 41.

10. Парфенов, А. В. Лазерная микрообработка материалов [Текст]: Учеб. пособие / А. В. Парфенов. – СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2011. – 59 с.

11. Лазерная очистка в машиностроении и приборостроении [Текст] : Учеб. пособие / В.П. Вейко, В.Н. Смирнов, А.М. Чирков, Е.А. Шахно. – СПб.: НИУ ИТМО, 2013. – 103 с.

12. Григорьянц, А. Г. Технологические процессы лазерной обработки [Текст]: Учеб. пособие для вузов / А. Г. Григорьянц, И. Н. Шиганов А. И. Мисюров; под ред. А. Г. Григорьянца. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. – 664 с.

13. Вейко, В.П. Опорный конспект лекций по курсу «Физико-технические основы лазерных технологий». Раздел: Лазерная микрообработка [Текст] / В. П. Вейко. – 2–е изд., испр. и доп. – СПб.: СПбГУ ИТМО, 2007. – 110 с.

14. Панкратов, Б. М. Взаимодействие материалов с газовыми потоками [Текст] / Б. М. Панкратов, Ю. В. Полежаев, А. К. Рудь // под ред. д-ра техн. наук В. С. Зуева. – М.: Машиностроение, 1975. – 224 с.

15. Никитин, П. В. Механизм и математическая модель разрушения полимерных теплозащитных материалов в потоке высокотемпературного воздуха [Текст] / П. В. Никитин // Тепловые процессы в технике. – 2011. – Том 3, № 6. – С. 259 – 271.

16. Полежаев, Ю. В. Тепловая защита [Текст] / Ю. В. Полежаев, Ф. Б. Юревич; под ред. А. В. Лыкова. – М.: Энергия, 1976. – 392 с.
17. Зарубин, В. С. Температурные поля в конструкции летательных аппаратов [Текст] / В. С. Зарубин. – М.: Машиностроение, 1978. – 184 с.
18. Шмидт, Д. Л. Абляционные материалы в космической технике [Текст] / Д. Л. Шмидт // Вопросы ракетной техники. – 1970. – № 6 (186). – С. 9 – 35.
19. Лыков, А. В. Теория теплопроводности [Текст] / А. В. Лыков. – М.: Высш. шк., 1967. – 599 с.
20. Карслоу, Г. Теплопроводность твердых тел [Текст] / Г. Карслоу, Д. Эгер. – М.: Наука, 1964. – 488 с.

*Поступила в редакцию 13.06.2016.
Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.И. Планковский,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*