

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОПРОСОВ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ЖИВУЧЕСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Гридин А.В., Гостев А.В.

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

balleny.sg@gmail.com, aleksgostev@yandex.ru

Аннотация. В работе рассмотрены основные вопросы эксплуатационной живучести самолетов в части предотвращения образования усталостных повреждений, трещиностойкости, оптимизации конструкции. Рассмотрены принципы безопасного ресурса, безопасного повреждения и безопасного разрушения авиационных конструкций. Проведен анализ исследований деградации характеристик трещиностойкости при длительной эксплуатации самолетов.

Ключевые слова: эксплуатационная живучесть, безопасное разрушение, безопасное повреждение, безопасный ресурс.

Введение

Период эксплуатации является самым длительным из этапов жизненного цикла летательного аппарата, поэтому задача по обеспечению надежности и эксплуатационной живучести является одной из приоритетных. При этом упомянутые эксплуатационно-технологические характеристики должны удовлетворять установленным требованиям на протяжении десятилетий. Для этого необходимо учитывать требования к надежности на самых ранних этапах проектирования изделий авиационной техники. Необходимо соблюдать принципы безопасного разрушения в конструкциях, определять значения допустимых повреждений, возникающих в эксплуатации, определять программу технического обслуживания, а также обеспечить эксплуатационную технологичность всего изделия. Соблюдение перечисленных принципов позволит повысить эксплуатационные свойства летательного аппарата, снизить эксплуатационные затраты.

Особенно актуальна проблема безопасной эксплуатации стареющих самолетов. Значительная часть самолетов выработала ресурс и срок службы. Полностью заменить устаревшие типов самолетов в ближайшее время затруднительно, поэтому становится актуальным значительное продление ресурса.

1. Принципы предотвращения разрушения конструкции

Существуют три основных принципа предотвращения усталостных разрушений конструкции самолета: принцип безопасного ресурса, безопасного разрушения и безопасного повреждения, которые соответствуют трем видам предельных состояний ВС – определяемому ресурсом, соответствующему предотказному состоянию и соответствующему отказу. В ранних редакциях Норм летной годности гражданских самолетов именно метод соблюдения принципов безопасного ресурса принимался в качестве основного для обеспечения безопасности полетов.

Значительным изменениям Нормы летной годности подверглись после катастрофы Ан-10 в 1972 году. Метод обеспечения эксплуатационной живучести, включающий в себя принципы безопасного разрушения и безопасного повреждения конструкций, был принят в качестве равноправного принципу безопасного ресурса в 1976 году. Позднее, в 1994 году в АП 25.574, эксплуатационная живучесть принимается в качестве основного принципа. В соответствии с Нормами летной годности и Авиационными правилами разрабатывались рекомендации прочности по обеспечению живучести и сопротивлению усталости самолетных конструкций [1, 2].

1.1. Принцип безопасного ресурса

Данный принцип подразумевает отсутствие усталостных трещин в течение всей эксплуатации самолета. Соблюдается такой подход обеспечением заведомо завышенных запасов прочности конструкции на этапе проектирования и недопущением эксплуатации ВС с поврежденными элементами. Однако, при определении полного заданного ресурса самолета могут возникнуть трудности с точной оценкой срока эксплуатации самолета. Это может привести к увеличению относительной массы конструкции или потребует дополнительных затрат массы на мероприятия по продлению ресурса.

1.2. Принцип безопасного разрушения

Подобный принцип подразумевает конструкцию, которая обеспечит нормальную эксплуатацию самолета за время более одного полета с момента разрушения какого-либо элемента. При таком подходе необходимыми условиями безопасного разрушения силовых элементов являются их дублирование, малая скорость развития разрушения и возможность контроля при обслуживании. Период между проверками будет определяться начальным размером повреждения, скоростью развития повреждения в эксплуатации, и предельно допустимом размером повреждения.

1.3 Принцип безопасного повреждения

Данный принцип подразумевает применение конструкций, спроектированных так, что вероятность выхода из строя всей конструкции из-за распространения не выявленных дефектов, трещин или иных подобных повреждений минимальна.

Данная концепция основана на положении, что дефекты существуют в любых конструкциях всегда, даже в новых, еще не поступивших в эксплуатацию, и что эти дефекты могут остаться необнаруженными. Применение данного метода подразумевает решение двух задач: рост дефектов должен быть контролируемым и безопасным (безопасная эксплуатация с повреждениями), а также должно быть обеспечено принудительное сдерживание повреждаемости.

2. Проблема безопасной эксплуатации стареющих самолетов

Исследование вопросов ресурса конструкции самолета остается актуальной задачей в современной авиации. Многие самолеты выработали ресурс и срок службы, заложенные при проектировании, но подобные стареющие самолеты тяжело заменить новыми типами, поэтому авиационные власти вынуждены проводить мероприятия по продлению ресурса и срока службы, значительно превышая проектные значения [3, 4, 5].

Срок службы и ресурс 70% отечественных гражданских самолетов, эксплуатируемых в России, превышает в 1,5-2 раза значения, заложенные при проектировании. Самолеты, выпущенные в начале второй половины прошлого века, проектировались на длительный срок службы. В настоящее время срок эксплуатации некоторых самолетов составляют более 50 лет. Аналогичные самолеты Lockheed L-188 и C-130 также достигли сопоставимых сроков службы, а американскому бомбардировщику B-52, созданному в 40-50-е годы прошлого столетия, назначен срок службы порядка 80 лет.

Иностранные коллеги относят к категории стареющих самолеты, если их срок службы превышает 15 лет. За такой временной период значительно изменяются характеристики самолета, заложенные при проектировании.

Boeing пользовалась предположением, что срок службы самолетов ограничен экономически, а не технически при правильного обслуживания. Разработчики исходили из того, что конструкции, спроектированные с учетом принципа безопасного разрушения, обладают высокой надежностью. Однако, самолет Boeing 707-321C, планер которого был спроектирован по такому принципу, потерпел катастрофу в Замбии в 1977. Причиной катастрофы стала усталостная трещина заднего лонжерона стабилизатора, которая привела к отделению правой консоли стабилизатора при заходе на посадку [4].

Другим обостряющим проблему надежности самолетов с большим сроком службы событием была катастрофа самолета Avro 748 в Аргентине в 1976 году, который был спроектирован по принципу безопасного разрушения. Во время выполнения полетного задания отделилась консоль крыла, затем стабилизатор. Расследование показало, что причиной катастрофы стали усталостные трещины в силовых элементах планера [6, 7].

Вышеупомянутые катастрофы стали причиной для включения Федеральным авиационным агентством США в Нормы по усталости и безопасному разрушению принципа безопасного разрушения. Разрушение конструкции из-за усталостного, коррозионного или случайного повреждений не допускаются на основании новой редакции FAR 25.571. Ниже представлены наиболее значимые изменения из опубликованной в 1998 году поправки 96 к FAR 25.571:

- количество натуральных испытаний должно быть достаточным для наглядного подтверждения невозможности возникновения обширного усталостного повреждения в течение заданного ресурса;
- производственные дефекты должны быть включены в источники повреждений;
- должны быть установлены пороговые значения начала осмотров.

В 2008 году в США были опубликованы нормы по обеспечению безопасности самолетов с большим сроком эксплуатации.

3. Методы испытаний на трещиностойкость

Основным стандартом, регламентирующим методы испытаний на статическую трещиностойкость (вязкость разрушения), в России является ГОСТ 25.506-85. В его основу положены методические разработки, составленные с учетом опыта испытаний нескольких видов образцов из различных конструкционных материалов, в частности алюминиевых, титановых и никелевых сплавов. ГОСТ 25.506-85 устанавливает метод определения характеристик вязкости разрушения металлических материалов в температурном диапазоне от -269 до $+600^\circ\text{C}$. По результатам испытаний определяют следующие характеристики.

- Силовые – критические коэффициенты интенсивности напряжений K_{1c} и другие.
- Деформационные – раскрытие в вершине трещины, δ_c .
- Энергетические – критическое значение J – интеграла J_c или J_{1c} .

В отечественной практике именно значения K_{1c} используются чаще всего для материалов, применяемых в авиастроении.

При испытании на вязкость разрушения используют несколько типов образцов. В ГОСТ 25.506-85 приведены четыре их типа и для каждого указаны области применения. Тип и размеры образцов выбирают исходя из целей испытаний, размеров и формы исследуемых конструктивных элементов, механических свойств материала, максимальной нагрузки испытательной машины и экономических соображений. Как правило, в процессе испытаний на различные виды нагружений используются образцы различных форм.

Формулы для расчета коэффициентов интенсивности напряжений K_Q , зависящие от отношения суммарной длины трещины и надреза (a) к ширине (w) образца:

Для компактного образца на внецентренное растяжение:

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = 13,74 \left[1 - 3,380 \left(\frac{a}{w}\right) + 5,572 \left(\frac{a}{w}\right)^2 \right] \quad (1)$$

Поправочная функция:

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = -5,219 \left[1 - 5,739 \left(\frac{a}{w}\right) \right] \quad (2)$$

Для образца, испытываемого на трехточечный изгиб:

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = 3,494 \left[1 - 3,396 \left(\frac{a}{w}\right) + 5,839 \left(\frac{a}{w}\right)^2 \right] \quad (3)$$

Поправочная функция:

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = -1,555 \left[1 - 5,546 \left(\frac{a}{w}\right) \right] \quad (4)$$

Согласно ГОСТ 25.506-85 значение K_Q принимается равным K_{1c} при $P_c \leq 1,1P_Q$ и выполнении неравенства одной из двух групп:

$$t_{pk}/t \leq 1 \text{ и } \varphi_c = \frac{t-t_c}{t} 100\% \leq 1,5\%, \text{ где } t_{pk} = 2,5 \left(\frac{K_Q}{\sigma_{0,2}} \right)^2;$$

$$V_c \leq 1,2V_Q,$$

где P_c – максимальная нагрузка на диаграмме «P–V», P_Q – расчетная нагрузка, $\sigma_{0,2}$ – условный предел текучести, φ_c – относительная толщина образца в зоне разрушения, t – начальная толщина образца, t_c – толщина образца в зоне разрушения, V_c и V_Q – смещения берегов трещины, соответствующие характерным точкам на диаграмме «P–V».

Также широко используется метод многократного определения вязкости разрушения K_{1c} на одном образце. Применение данного метода подразумевает использование образца с предварительно выращенной трещиной, который статически нагружается. Полное разрушение не допускается, во время испытаний записывается «P–V» диаграмма. При скачке трещины или достижении нагрузки, превышающей P_Q , нагружение прекращается. При проведении испытаний предусмотрена процедура определения момента остановки статического нагружения. Затем на образце вновь выращивается усталостная трещина, прирост которой должен превышать зону пластической деформации при первом нагружении. Процесс повторяется при чередовании статического нагружения и выращивания усталостной трещины. После разрушения образца становятся визуально различимы зоны усталостного и статического приростов трещины. С помощью замеров подобных приростов подтверждается достоверность определения вязкости разрушения. В случае, когда прирост трещины Δa больше 2 % от

длины начальной трещины, значение K_Q является достоверным и равным K_{1c} , поскольку отклонение от линейности диаграммы «P–V» обусловлено приростом трещины, а не пластической деформацией материала впереди ее вершины. Данный метод обладает преимуществом в сравнении с традиционным, описанным в ГОСТ 25.506-85.

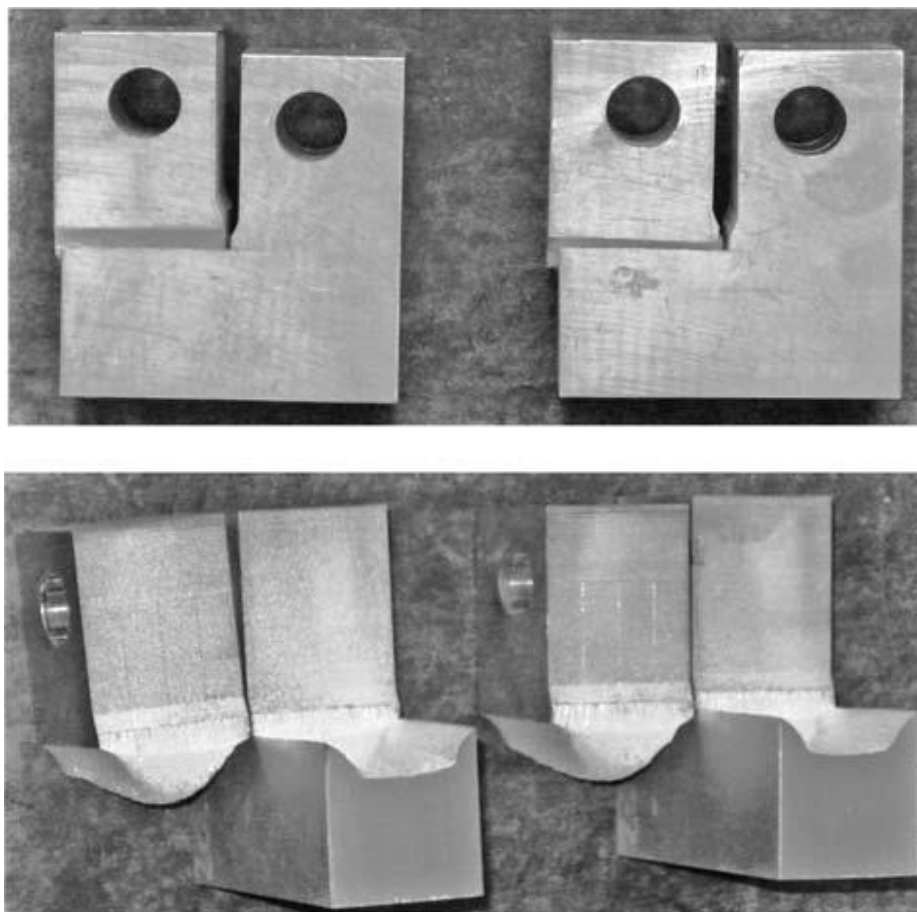


Рис. 1. Характер разрушения образцов направления Д-II, изготовленных из профиля сплава В9504Т2

4. Проблема безопасной эксплуатации стареющих самолетов

Под обширными усталостными повреждениями понимают наличие в деталях трещин с такой плотностью расположения и размерами, что сохранение остаточной прочности после частичного разрушения не представляется возможным. Частым случаем обширного усталостного повреждения является многоочаговое повреждение. Потеря остаточной прочности в таком случае происходит при объединении трещин с участием (или без него) другого повреждения [8].

На рис. 2 приведена схема расчета остаточной прочности. В схеме представлены четыре элемента, которые разрушаются последовательно, при этом площади их поперечных сечений выполнены в соотношении $F_1, F_2, F_3, F_4 = 1:5:1:3$. Такая схема расчета подразумевает ступенчатое изменение остаточной прочности, которое зависит от относительной площади повреждения.

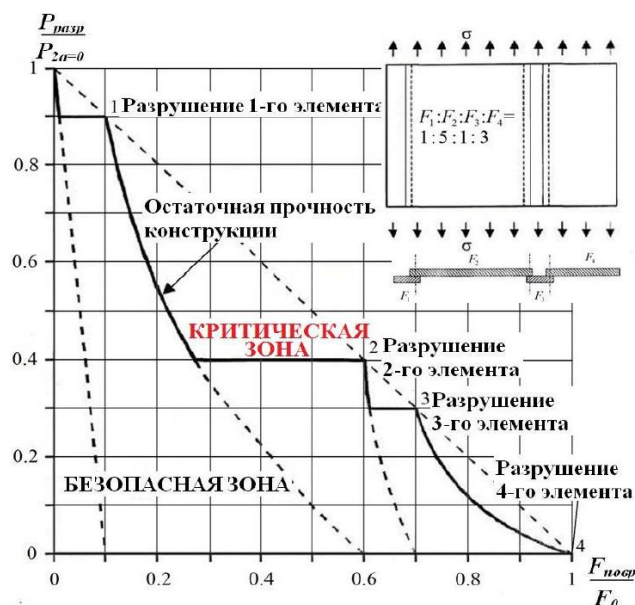


Рис. 2. Остаточная прочность составных конструкций, поврежденных обширными усталостными трещинами

Исследования и статистические данные показывают, что крыло самолета подвержено наиболее обширным повреждениям. Для фюзеляжей в продольных стыках обшивки характерны многоочаговые повреждения. Основной метод исследования многоочаговых и обширных повреждений в отечественной практике – проведение натурных испытаний.



Рис. 3. Разрушение продольного стыка панелей фюзеляжа, поврежденного многоочаговыми трещинами в результате растяжения

Внимания заслуживает проблема безопасной эксплуатации поврежденных коррозией конструкций. При проведении расчетов для подобных конструкций эквивалентные усталостные трещины заменяют коррозионные повреждения. Нормируемая остаточная прочность должна обеспечиваться с регламентируемыми повреждениями в зонах, где возникновение коррозии наиболее вероятно [9, 10, 11].

Стоит уделить внимание статистическим данным о весомости видов дефектов в конструкциях стареющих самолетов, которые представлены в работе (табл. 1, табл. 2). Так, для фюзеляжей доля повреждений, вызванных коррозией, в зависимости от типа воздушного судна (ВС) составляет 35,5-92,3%. Наибольшее число коррозионных поражений зафиксировано в подпольном пространстве фюзеляжей. Для силовых элементов крыла доля коррозионных повреждений находится в диапазоне 0,9-51,2% от общего количества дефектов. На основании этих данных можно сделать вывод, что наибольшие затраты связаны с мероприятиями по устранению коррозионных повреждений.

Таблица 1. Весомости дефектов в силовых элементах фюзеляжа

| Дефект | Воздушное судно | | | | | | |
|---|-----------------------|------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | Ту-134 | Ил-62, Ил-62М | Ил-18 | Ил-86 | Ан-74 | Ан-24 | Ан-12 |
| | Весомости дефектов, % | | | | | | |
| Коррозия | 71,5 | 35,5 | 92,3 | 52,7 | 53,0 | 54,3 | 55,1 |
| Трещины | 1,3 | 22,5 | 1,0 | 5,4 | 24,0 | 7,6 | 33,5 |
| Пробоины, деформации | 2,8 | – | – | – | 23,0 | 0,5 | – |
| Утяжка, ослабление, обрывы и отсутствие крепежа | 10,3 | 6,5 | 4,7 | 7,2 | – | 17,8 | 11,0 |
| Нарушение ЛКП и прочих покрытий | 9,7 | 13,0 | 2,0 | 5,4 | – | – | – |
| Прочие | 4,4 | – | – | 30,0 | – | 19,8 | 0,4 |

Таблица 2. Весомости дефектов в силовых элементах крыла

| Дефект | Воздушное судно | | | | | | |
|---|-----------------------|------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | Ту-134 | Ил-62, Ил-62М | Ил-18 | Ил-86 | Ан-74 | Ан-24 | Ан-12 |
| | Весомости дефектов, % | | | | | | |
| Коррозия | 51,2 | 44,1 | 0,9 | 52,7 | 36,0 | 10,7 | 32,4 |
| Трещины | 7,2 | 14,7 | 7,2 | 5,4 | 9,0 | 12,5 | 59,1 |
| Пробоины, деформации | 4,5 | – | 0,46 | – | 26,0 | 7,1 | – |
| Утяжка, ослабление, обрывы и отсутствие крепежа | 7,8 | 5,9 | 87,8 | 7,2 | – | – | 6,5 |
| Нарушение ЛКП и прочих покрытий | 17,3 | 5,9 | 0,46 | 5,4 | – | – | – |
| Прочие | 12,0 | 29,4 | – | 30,0 | 29,0 | 69,8 | 9,2 |

5. Заключение

В работе рассмотрены принципы предотвращения усталостных разрушений конструкции самолета. Проведен анализ существующих методов расчета остаточной прочности элементов конструкции планера самолета, выявлены преимущества и недостатки методов, обозначены особенности применения и существующие ограничения. Изменение способности к сопротивлению усталости и деградация трещиностойкости для стареющих самолетов подтверждаются экспериментально на натуральных образцах. Проведен анализ статистических данных, подтверждающий актуальность задачи по обеспечению безопасности эксплуатации конструкции с коррозионными повреждениями.

Литература

1. *Нестеренко Г.И., Басов В.Н., Нестеренко Б.Г., Петрусенко В.Г.* Влияние длительной эксплуатации самолетов на свойства материалов их конструкций. // Проблемы машиностроения и надежности машин. – М.: Наука, 2006. №4. С. 41-50.
2. *Попов Ю.И.* К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета / Ю.И. Попов, С.А. Серебрянский, М.В. Майсак // Справочник. Инженерный журнал. – 2019. – № 12(273). – С. 32-39.
3. *Гридин А.В.* К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести авиационных конструкций / А.В. Гридин, С.А. Серебрянский // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию

- отечественной гражданской авиации, Москва, 18–19 мая 2023 года. – Москва: ИД Академии имени Н. Е. Жуковского, 2023. – С. 301-302.
4. *Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.]*. – Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники. – М: МАИ, 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.
 5. *Гридин А.В.* Влияние аэродинамического нагрева конструкции планера на эксплуатационную живучесть скоростного самолёта / А.В. Гридин, С.М. Прихошко, А.М. Сафин, В.М. Бодарев // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 141-144.
 6. *Маланко Г.Е.* Влияние применения материалов композитных структур на ремонтпригодность и весовые характеристики маневренного сверхзвукового самолёта / Г.Е. Маланко, Ю.Н. Тихтей, С.А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 136-139.
 7. *Жульева А.Д.* Подход к оценке жизненного цикла выпускаемой продукции предприятий авиационной отрасли в едином информационном пространстве / А.Д. Жульева, А.А. Застровская, С.А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 118-120.
 8. *Миловидов А.В.* Использование податливых механизмов в конструкции самолета / А.В. Миловидов, С.А. Серебрянский // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2023: Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 07–08 декабря 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 71-79.
 9. *Рябцева Е.О.* Анализ применения топологической оптимизации для авиационных конструкций / Е.О. Рябцева, С.А. Серебрянский // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2023: Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 07–08 декабря 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 79-84.
 10. *Титов Е.И.* К вопросу алгоритма проектирования узлов навески шасси гражданских самолётов / Е.И. Титов, С.А. Серебрянский // Авиация и космонавтика: Тезисы 22-ой Международной конференции, Москва, 20–24 ноября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 51-52.
 11. *Титов Е.И.* Подход к проектированию конструкции типовых узлов навески основных опор шасси самолёта / Е.И. Титов, С.А. Серебрянский // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2023): Труды Шестнадцатой международной конференции, Москва, 26–28 сентября 2023 года. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2023. – С. 1100-1106. – DOI 10.25728/mlsd.2023.1100.