



- [10] Dobyns A.L. Analysis of simply-supported orthotropic plates subject to static and dynamic loads / A.L. Dobyns // AIAA J. – 1981. – vol. 19. – № 5. – p. 642-650.
- [11] Handbook of dynamic system modeling / P.A. Fishwick, ed. – NY: CRC Press, 2007. – 760 p.
- [12] Reddy J.N. Mechanics of laminated composite plates and shells: theory and analysis. 2nd Ed. / J. N. Reddy. – CRC Press, 2004. – 856 p.
- [13] Lim G.T. On canonical bending relationships for plates / G.T. Lim, J.N. Reddy // Int.J. Solids and Struct. – 2003. – vol. 40. – p. 3039-3067.
- [14] Simulia Abaqus Analysis. User Documentation / Simulia. – Providence: Dassault Systems, 2007. – 651 p.
- [15] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites / Z. Hashin // J. Appl. Mech. – 1980. – vol. 47. – p. 329-334.
- [16] Becz S. Analysis of barely visible impact damage for aerospace structures / S. Becz, J. Hurtado, I. Lapczyk // ICCM-16 : 16th Int. Conf. on Composite Materials, 8-13 July 2007, Kyoto, Japan : Conf. Proc. – 2007. – p. 1-8.
- [17] Simulia Abaqus User Subroutines Reference Manual / Simulia. – Providence: Dassault Systems, 2012. – 591 p.
- [18] Astanin V.V. Modeling the impact interaction of multicomponent composites at high velocities / V.V. Astanin, G.O. Shchegel // Technological systems. – 2013. – № 2(63). – p. 39-43.
- [19] Shchegel G.O. Probabilistic damage modelling of textile-reinforced thermoplastic composites under high velocity impact based on combined acoustic emission and electromagnetic emission measurements / G.O. Shchegel, R. Břhm, A. Hornig // Int. J. Impact Engineer. – 2014. – vol. 69. – p. 1-10.
- [20] Astanin V.V. Characterising failure in textile-reinforced thermoplastic composites by electromagnetic emission measurements under medium and high velocity impact loading / V.V. Astanin, G.O. Shchegel, W. Hufenbach // Int. J. Impact Eng. – 2012. – vol. 49. – p. 22-30.
- [21] Tan V.B.C. Experimental and numerical study of the response of flexible laminates to impact loading / V.B.C. Tan, V.P.W. Shim, T.E. Tay // Int. J. Solids and Struct. – 2003. – № 40. – p. 6245-6266.
- [22] Gama B.A. Finite element modeling of impact, damage evolution and penetration of thick-section composites / B.A. Gama, J.W. Gillespie // Int. J. Imp. Eng. – 2011. – № 38. – p. 181-197.
- [23] Lin L.C. Ballistic energy absorption of composites / L.C. Lin, A. Bhatnagar, H.W. Chang // 22nd International SAMPE Technical Conference : 1990. – p. 1-13.
- [24] Shchegel G.O. Deformation and fracture of plates made of composite materials under impact loading / G.O. Shchegel // PhD Dissertation abstr.: 01.02.04. – 2013. – 20 P.

УДК 629.7.017

Головченко Я.О.

Государственное предприятие «АНТОНОВ». Украина, г. Киев

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ШВИДКІСНОГО УДАРУ АРМОВАНИХ СІТКАМИ ПРУЖНИХ КОМПОЗИТИВ

Проведен анализ причин повреждения агрегатов самолета при эксплуатации на грунтовых взлетно-посадочных полосах. Рассмотрен процесс повреждения обшивки от соударения с летящими частицами грунта. Проведен анализ возможных методов защиты конструкции самолета от повреждений. Спланирован и проведен эксперимент для проверки возможности применения полиуретановых пленок в качестве защитного покрытия.

Ключевые слова: самолет; удар; частица грунта; защитное покрытие

При эксплуатации самолетов на неподготовленных аэродромах возможны повреждения нижней поверхности фюзеляжа, передних кромок крыла, оперения и т.п. разнообразными по форме, массе и твердости частицами грунта (рис. 1).

В результате соударений наблюдаются следующие последствия:

- аэроабразивный износ пылевидными частицами носовых кромок агрегатов самолета (крыла, оперения, фюзеляжа, воздушного винта и т.п.);



Рис. 1. Взлет самолета Ан-148 с грунтовой взлетно-посадочной полосы

- усталостное разрушение обшивки в результате колебательного напряженно-деформированного состояния (НДС), возникающего из-за ударов частиц;

- комбинация абразивного износа и усталостного разрушения.

Для предотвращения абразивного износа существуют и применяются эффективные защитные и лакокрасочные покрытия (ЛКП), от усталостного разрушения единственный способ защиты – это снижение уровня напряжений до значений ниже предела выносливости материала.

Для обеспечения эксплуатации своих самолетов на неподготовленных аэродромах фирма Boeing, помимо применения износостойкого ЛКП, разработала ряд конструктивно-технологических решений (КТР), усложнивших конструкцию самолета, но позволяющих садиться на грунтовые ВПП. Одним из основных КТР является установка дефлекторов на стойках шасси, а также воздухоотводов для защиты низко расположенных двигателей (рис. 2).

чайшие сроки выполнить доработку конструкции самолета в случае необходимости. Поэтому применение в качестве защитных покрытий самоклеящихся пленок более оправдано.

Рассмотрим более подробно возможность применения в качестве защитного покрытия полиуретановых пленок фирмы ЗМ 8641 и 8673, которые, по информации производителя, находят применение для защиты поверхностей в процессе эксплуатации и различных технологических процессах. Основа этих пленок – полиуретановый эластомер, на который нанесен активируемый давлением адгезив. Защитные пленки ЗМ могут быть прозрачными или же различных цветов. В зависимости от целей применения на защитных пленках используются различные виды адгезива. Фирма-производитель утверждает, что полиуретановые защитные пленки обладают высокой прочностью и ресурсом работы, высокой эластичностью, устойчивы к проколам и разрывам, не содержат растворителей, технологичны (легко наносятся на поверхности сложной формы, ремонтпригодны), сертифицированы.



Рис. 2. Boeing 737

Усложнение конструкции самолета не всегда оправдано. Ведь не каждый самолет будет эксплуатироваться на неподготовленных ВПП, а его конструкция уже заведомо усложнена и, скорее всего, утяжелена. Современные условия работы фирм-перевозчиков диктуют новые условия фирмам-производителям, которые должны быть готовы в крат-

Любой материал или оборудование, которое будет применяться в конструкции самолета, подлежит тщательной проверке, и не может быть установлено на самолет без установления соответствия требованиям Авиационных правил (АП-25). В случае же защитных пленок проверке подлежат их защитные свойства от механических повреждений



и адгезионные свойства (во время полета покрытие может отклеиться и попасть в двигатель, приведя тем самым к аварийной ситуации), для чего разрабатываем и проведем специальное экспериментальное исследование в лабораторных условиях.

Вопросы абразивного износа полимерных материалов достаточно глубоко изучены, например, [1, 2, 3, 4], но в основном на уровне микрорезания и износа материала. Таким образом, в литературе практически отсутствуют сведения о исследовании поведения конструкции самолета в результате интенсивной «бомбардировки» твердыми макрочастицами. Это обусловлено тем, что необходимо рассматривать НДС реальной конструкции обшивки, которая для каждого самолета своя. Кроме того, расчет напряжений в криволинейных панелях под действием сосредоточенных сил сам по себе является исключительно сложным.

Обшивка агрегатов самолета всегда состоит из тонкого листа, подкрепленного в двух направлениях стрингерами и шпангоутами или нервюрами, причем изгибная жесткость подкрепления намного больше, чем обшивки. Это обстоятельство позволяет ставить эксперименты на плоских образцах из листа, имитирующих участок обшивки между соседними усиливающими элементами. Аналогичные доводы справедливы и для панелей с наполнителем. Таким образом, экспериментальные исследования воздействия твердых частиц на обшивку можно реализовать на плоских образцах материала обшивки с покрытием или без него, зажатых по контуру между жесткими губками (рис. 3), что обеспечивает в физическом и математическом смысле условия опирания между шарниром и заделкой и соответствует опиранию обшивки на стрингеры, шпангоуты.

Наиболее полную информацию при недостаточных ресурсах испытательного оборудования и регистрирующей аппаратуры можно получить в результате статического нагружения с соблюдением условия равенства кинематической энергии разлетающихся частиц, работы нагружающего индентора и потенциальной энергии деформации обшивки.

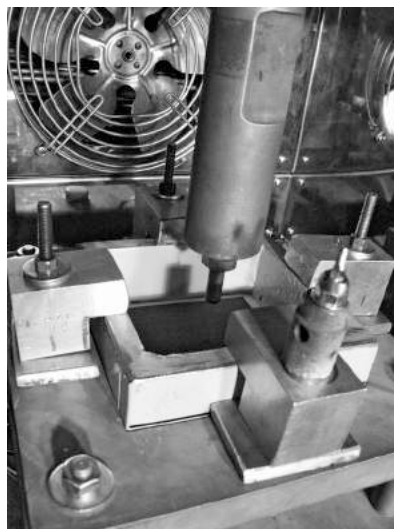


Рис. 3. Нагружение образца

Для проведения качественных испытаний необходимо обладать максимально полной информацией об условиях как нагружения конструкции, так и окружающей среды, которые можно отнести к наиболее значимым факторам, обладающим влиянием на работу конструкции, без учета которого нельзя получить достоверных результатов проводимых испытаний.

Рассмотрим процесс «бомбардировки» обшивки самолета твердыми частицами более подробно. Как показывает опыт ГП «Антонов» и фирмы Boeing, при взлете и посадке самолета твердые частицы отскакивают от колес шасси и движутся хаотически, но в общем поток частиц формирует массу в виде конуса вокруг каждого колеса (рис. 3), причем максимальный угол «подъема» частиц наблюдается на скорости движения 90 км/ч и составляет 30° и 55° (рис. 4).

Основными повреждающими факторами разлетающихся из-под колес шасси твердых частиц являются скорость их соударения с обшивкой и масса. Понятно, что удары частицами грунта приводят к меньшим повреждениям по сравнению с фракциями гальки или гравия, которые помимо



а



б

Рис. 4. Схема разлета твердых частиц



Рис. 5. Возможное состояние неподготовленной ВПП

больших размеров и массы, соответственно, могут иметь острые части, что само по себе является неблагоприятным фактором.

На неподготовленных ВПП могут присутствовать фракции грунта различных размеров (рис. 5) и

v – скорость самолета, достигающая при взлете и посадке (например, для Ан-148/158) 250 км/ч.

В реальности твердые частицы ударяются об обшивку самолета, контактируя либо точечно, либо же какой-то поверхностью, что происходит хаотически и не подлежит внимательному изучению. Поэтому для упрощения реализации эксперимента примем наиболее опасный случай нагружения – точечное и под углом 90° , т.к. в экспериментальных условиях тяжело имитировать удар обшивки под различными углами.

В этом случае формула (1) принимает вид

$$E_k = \frac{3}{8} \pi R^3 \rho v^2. \quad (2)$$

Определим значение кинетической энергии летящих твердых частиц (радиусом от 5 до 25 мм) для диапазона скоростей движения самолета (от 50 до 250 км/ч). Данные расчета представлены в таблице 1.

Таблица 1

Расчет кинетической энергии E частиц грунта

Кинетическая энергия E , Дж					
Скорость v , км/час	50	100	150	200	250
Радиус R , мм					
2,5	0,01	0,04	0,10	0,18	0,28
7,5	0,30	1,19	2,68	4,77	7,46
12,5	1,38	5,52	12,43	22,09	34,52

тяжело сказать, для которого из них необходимо проводить эксперимент (т.к. вариантов бесконечно большое количество), но, как указано в источнике [5], для ремонта аэродромов используются фракции щебня размером от 5 до 25 мм.

Конечно, же могут встретиться и фракции большего размера, но это уже особый случай, а согласно документации по обслуживанию ВПП должны быть специальным образом подготовлены к эксплуатации, наличие же фракций грунта больших размеров не допускается. Этого достаточно для моделирования эксперимента. Примем, что частица имеет форму сферы, тогда по известным формулам можно определить кинетическую энергию, которой обладает летящая частица.

$$E_k = \frac{m(v \sin \alpha)^2}{2} = \frac{\rho V (v \sin \alpha)^2}{2} = \frac{\rho 3 \pi R^3 (v \sin \alpha)^2}{2} = \frac{3}{8} \pi R^3 \rho m (v \sin \alpha)^2, \quad (1)$$

где R – радиус сферы,

ρ – плотность щебня, 1750 кг/м³,

Отсюда видно, что при наиболее неблагоприятной комбинации факторов нагружения (точечное, под углом 90°) значения кинетической энергии летящей твердой частицы могут изменяться от 0,01 до 35 Дж, что необходимо учесть при планировании и проведении экспериментальных исследований.

Помимо механических воздействий защитные пленочные покрытия должны выполнять свои функции во всех климатических условиях, в которых может эксплуатироваться самолет. Такие климатические факторы как ультрафиолет, температура и влажность воздуха, а вернее их разнообразные комбинации и перепады обладают существенным влиянием на внешнюю поверхность обшивки летательного аппарата.

Под действием ультрафиолетового излучения не только пленочные покрытия, но и некоторые ЛКП могут изменять цвет (обычно светлые оттенки приобретают желтизну), что в современных условиях работы компаний-авиаперевозчиков не допустимо по причине высоких требований даже к внешнему виду самолетов, а после длительного воз-



действия пленки могут становиться более хрупкими и, вследствие изменения своей структуры, отклеиваться, что также не приемлемо.

Возможные резкие перепады значений температуры и влажности воздуха могут отрицательным образом влиять на адгезионные свойства клеевой прослойки защитных пленок. Не любой клей способен сохранить работоспособность при использовании в тяжелых климатических условиях: значение температуры воздуха может достигать +60°C у поверхности земли и -70°C в воздухе (на высоте 11 км) [6]. Также необходимо учитывать еще и тот фактор, что ввиду разности значений атмосферного давления у поверхности земли и на высоте полета, внутри салона создается избыточное давление, в следствие чего фюзеляж самолета расширяется, а затем снова сужается.

Воздействие указанных выше факторов может привести к отклеиванию пленочного покрытия от обшивки самолета, в полете же его фрагменты могут попасть, например, в двигатели и привести к

аварии. Поэтому все внешние факторы, воздействие которых может привести к нежелательным последствиям подлежат учету и проверке при проведении испытаний, как и заявленные производителем свойства самого пленочного покрытия. Конечно же, в экспериментальных условиях по многим причинам (реализуемость, трудоемкость, целесообразность, экономичность и т.п.) просто невозможно смоделировать все возможные комбинации различных факторов, но критические значения последних необходимо учесть.

Целесообразно провести испытания образцов с и без пленочного покрытия, а также с пленочным покрытием в состоянии поставки и после ускоренного климатического «старения» – воздействия на образцы в течение заданного времени комбинации климатических факторов определенного значения для оценки их возможного влияния. Режимы ускоренного климатического старения, разработанные с учетом требований [7], представлены в таблице 2.

Таблица 2

Режимы ускоренного климатического старения

1. Влияние солнечной радиации		
Параметр	Значение	Контроль
Интегральная плотность потока излучения, Вт/м ²	1125±10%	Визуальное сравнение с образцами-эталоном
Плотность потока УФ части, Вт/м ²	68±25%	
Спектр УФ радиации, мкм	0,28–0,40	
Температура, °С	55±2	
Продолжительность испытаний, сутки	10	
2. Влияние изменения влажности окружающей среды		
Параметр	Значение	Контроль
Температура, °С	+55	Визуальное сравнение с образцами-эталоном
Температура, °С	+40	
Влажность, %	98	
Продолжительность испытаний, сутки	6	
3. Влияние изменения температуры окружающей среды		
Параметр	Значение	Контроль
Минимальная температура, °С	-60	Визуальное сравнение с образцами-эталоном
Максимальная температура, °С	+50	
Продолжительность испытаний, сутки	10	

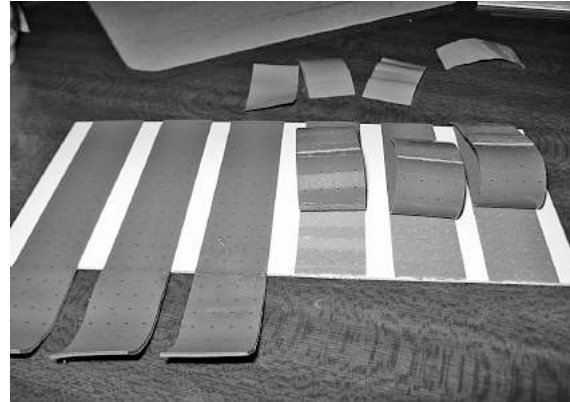
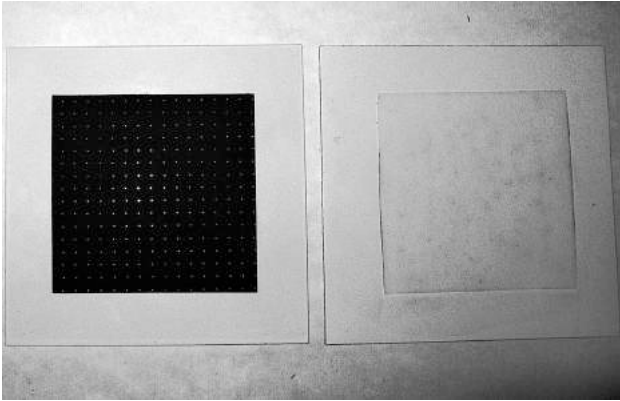


Рис. 6. Образцы для испытаний

Согласно изложенному выше анализу были изготовлены образцы обшивки самолета (металлические, композитные монолитные и «сендвичевые») с пленочным покрытием и без него. Часть образцов была испытана в состоянии поставки, а остальные образцы подверглись ускоренному климатическому старению, после чего были испытаны аналогично первой партии. Помимо нагружения образцов индентором были проведены и адгезионные испытания.

Основная защитная функция самоклеющихся пленок 8641 и 8673 заключается в препятствовании повреждению ЛКП подложки, что достигается за счет сохранения целостности защитной пленки под воздействием ударного или квазистатического повреждения.

Как показал эксперимент, пленки 8641 и 8673 обеспечивают достаточный уровень защиты ЛКП во всем температурном диапазоне: от -60°C до $+50^{\circ}\text{C}$, адгезионные и защитные свойства самоклеющихся пленок не чувствительны к факторам климатического старения, а воздействие солнечной радиации не вызывает изменения окраски пленочного покрытия, что достаточно важно для внешнего вида самолета.

Также результаты испытаний показывают, что при использовании защитной пленки 8641 для малопластичных металлических материалов проявляется эффект упрочнения. Если для высокопластичного сплава 1163 АТВ разница между работой деформирования образцов с защитной пленкой 8641 и без защитной пленки составляет не более 10%, то для Д16Т и АД-37 эта разница составляет $\approx 400\%$ и 18% соответственно.

Таким образом, данная работа посвящена анализу причин повреждения конструкции самолета при его эксплуатации на неподготовленных ВПП, рассмотрению современных методов защиты. Достаточно подробно рассмотрены полиуретановые пленки фирмы ЗМ, разработаны и проведены экспериментальные исследования по проверке их защитных свойств при нанесении на обшивку самолета.

Литература

- [1] Крагельский, И.В. Трение и износ [Текст] / И.В. Крагельский. – М. : Машиностроение, 1968. – 480 с.
- [2] Бартнев, Г.М. Трение и износ полимеров [Текст] / Г.М. Бартнев, В.В. Лаврентьев. – Л. : Химия, 1972. – 240 с.
- [3] Самолетостроение. Техника воздушного флота [Текст] : респ. межвед. темат. науч.-техн. сб. – Х. : Изд-во Харьк. авиац. ин-та, 1981. – Вып. 48. – С. 78-80.
- [4] Вопросы механики деформируемого твердого тела [Текст] : сб. науч. тр. / М-во высш. и среднего спец. образования СССР, Харьк. авиац. ин-т. им. Н.Е. Жуковского. – Х. : Изд-во Харьк. авиац. ин-та, 1981. – Вып. 2. – С. 84-86.
- [5] Инструкция для ответственного лица аэропорта МВЛ по эксплуатационному содержанию и ремонту аэродромов: ГПИ и НИИ ГА "Аэропроект" [Текст] : утв. Министерством гражданской авиации СССР 10.09.80. – М. : ГПИ и НИИ Аэропроект МГА, 1981. – 110 с.
- [6] ГОСТ 16350-80. Климат СССР. Районирование и статистические параметры климатических факторов для технических целей [Текст]. – Взамен ГОСТ 16350-70 ; введ. 17.12.1980. – М. : Изд-во стандартов, 1981. – 102 с.
- [7] Квалификационные требования. Условия эксплуатации и окружающей среды для бортового авиационного оборудования. Требования, нормы и методы испытаний [Текст] : утв. АРМАК 01.10.05. – М. : ЦАИИГАИК, 2005. – 327 с.



Golovchenko I. O.

ANTONOV, State-owned Enterprise. Ukraine, Kiev

ENSURING PROTECTION OF THE PLANE EXTERNAL SURFACE AGAINST DAMAGES DURING OPERATION ON SOIL RUNWAYS

The analysis of the airplane aggregates damage reasons in case of maintenance on soil runways was carried out. The damage process of the airplane skin from impacts with flying soil particles was considered. The analysis of possible methods of protecting the aircraft structure from damage was carried out. An experiment to test the possibility of using polyurethane films as a protective coating was designed and conducted.

Keywords: plane; impact; soil particle; protective coating

References

- [1] Kragelskiy, I.V. Trenie i iznos [Tekst] / I.V. Kragelskiy. – M. : Mashinostroenie, 1968. – 480 s.
- [2] Bartenev, G.M. Trenie i iznos polimerov [Tekst] / G.M. Bartenev, V.V. Lavrentev. – L. : Himiya, 1972. – 240 s.
- [3] Samoletostroenie. Tehnika vozdušnogo flota [Tekst] : resp. mezhved. temat. nauch.-tehn. sb. – H. : Izd-vo Hark. aviats. in-ta, 1981. – Vyip. 48. – S. 78-80.
- [4] Voprosy mehaniki deformiruемого tverdogo tela [Tekst] : sb. nauch. tr. / M-vo vyssh. i srednego spets. obrazovaniya SSSR, Hark. aviats. in-t. im. N.E. Zhukovskogo. – H. : Izd-vo Hark. aviats. in-ta, 1981. – Vyip. 2. – S. 84-86.
- [5] Instruktsiya dlya otvetstvennogo litsa aeroporta MVL po ekspluatatsionnomu sodержaniyu i remontu aerodromov: GPI i NII GA "Aeroproekt" [Tekst] : utv. Ministerstvom grazhdanskoj aviatsii SSSR 10.09.80. – M. : GPI i NII Aeroproekt MGA, 1981. – 110 s.
- [6] GOST 16350-80. Klimat SSSR. Rayonirovanie i statisticheskie parametry klimaticheskikh faktorov dlya tehniceskikh tseley [Tekst]. – Vzamen GOST 16350-70 ; vved. 17.12.1980. – M. : Izd-vo standartov, 1981. – 102 s.
- [7] Kvalifikatsionnyie trebovaniya. Usloviya ekspluatatsii i okruzhayushey sredy dlya dlya bortovogo aviatsionnogo oborudovaniya. Trebovaniya, normy i metody ispyitaniy [Tekst] : utv. ARMAK 01.10.05. – M. : TsAIIIGAİK, 2005. – 327 s.

УДК 621.78:669.018.24

Куницкая И.Н.¹, Спектор Я.И.¹, Климов А.В.², Ткач Д.В.²

¹ Государственное предприятие «Украинский научно-исследовательский институт специальных сталей, сплавов и ферросплавов». Украина, г. Киев

² Запорожский национальный технический университет. Украина, г. Запорожье

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРНОГО СОСТОЯНИЯ СТАЛИ ШХ15 МЕТОДАМИ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ

В работе, для повышения качества подшипников из стали марки ШХ15, предложено использовать эффект динамической рекристаллизации. Это позволяет равномерно распределить примеси в объеме проката и снизить карбидную неоднородность. Разработанная энергосберегающая технология совмещенной деформационно-термической обработки подшипниковых сталей, которая позволяет получить конкурентоспособный прокат с улучшенными физико-механическими свойствами, в том числе, для подшипников перспективных авиадвигателей повышенного ресурса. При этом длительность сфероидизирующего отжига за счет использования тепла прокатного нагрева сокращается на 30 %.

Ключевые слова: подшипниковая сталь; прокатка; динамическая рекристаллизация; карбиды; аустенитное зерно; энергосбережение; отжиг; гомогенизация