

Мартиненко М.В., *наук. кер. Лутай, А.М., ст. викл.*

НТУУ «Київський політехнічний інститут», м. Київ, e-mail: lutay.a@yandex.ua

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ БАГАТОКРАТНОЇ ЛАЗЕРНОЇ ОБРОБКИ НА СТРУКТУРУ ТА ВЛАСТИВОСТІ ЗІСТАРЕНОГО ДУРАЛЮМІНУ

Вступ. Дуралюміни Д16чТ та Д16очТ, після гартування та природного старіння мають високий рівень питомої міцності і опору втомному руйнуванню. Завдяки цим якостям вони широко використовуються у виробництві найбільш відповідальних деталей авіаційної та космічної техніки. Досить велика їх кількість має форму тонкостінних листових конструкцій, що виготовляються з попередньо термічно зміцнених заготовок. У авіабудуванні це довгомірні панелі обшивки фюзеляжу, крила. Більшість виробів такого типу виготовляються в умовах одиничного та дрібносерійного виробництва методом дробоударного формоутворення (ДУФ) [1]. На відміну від ДУФ деталі, що виготовлені методом лазерного формоутворення (ЛФ) не потребують додаткової обробки поверхні і практично не мають обмежень на радіус кривизни згинання оскільки лазерний промінь може бути сфокусований до десятих часток міліметра. Зокрема показано[2,3], що частина циліндричної поверхні радіусом 900мм, яка сформована з листа сплаву з розмірами 450×225×0,8мм мала високі геометричну точність, гладкість поверхні і відтворюваність форми. Але підкреслюється, що вихідні властивості сплаву зберігаються у зоні термічного впливу (ЗТВ) при густині потужності лазерного випромінювання (W) CO_2 - лазера $W < 25$ Дж/мм². При більш високих значеннях W , на думку авторів, у ЗТВ проходила рекристалізація твердого розчину, а при $W \geq 133$ Дж/мм² спостерігалось його частково підплавлення. Зазначимо, що навіть при $W \leq 25$ Дж/мм² автори зафіксували коливання рівня мікротвердості у ЗТВ. Дослідження структури та властивостей ЗТВ іншими дослідниками виявило значні розбіжності [4]. Тобто першим етапом розроблення технології ЛФ виробів з матеріалів літакобудівних сплавів повинно бути всебічне дослідження властивостей ЗТВ після багаторазового проходження лазерного променя (ЛП).

Постановка задачі

Мета роботи – визначити області параметрів багатократної лазерної обробки сплаву Д16чТ, в межах яких забезпечується стабільність його вихідних властивостей, виявити причини зниження міцнісних характеристик у ЗТВ при перевищенні критичних параметрів обробки..

Матеріал та методики досліджень. Зразки розміром 100×60 мм товщиною $h=1,8$ мм вирізалися з листа сплаву Д16чТ з вихідною мікротвердістю $H_u = 1030$ МПа Лазерна обробка проводилась на технологічному комплексі «ROFIN DY 044» на основі Nd:YAG лазера з діодним накачуванням. Діаметр фокальної

плями (d) становив 4мм. Обробка проводилася з часовим проміжком між проходами у 20 секунд при величинах погонної енергії $E=20\text{Дж/мм}$ ($P=600\text{вт}$, $V=30\text{мм/с}$), $E=40\text{Дж/мм}$ ($P=600\text{вт}$, $V=15\text{мм/с}$), $E=60\text{Дж/мм}$ ($P=600\text{вт}$, $V=7,5\text{мм/с}$) та $E=80\text{Дж/мм}$ ($P=600\text{вт}$, $V=3,7\text{мм/с}$). Вимірювання мікротвердості проводили на приладі ПМТ- 3 при навантаженнях 10 – 100 г. Рентгеноструктурні дослідження здійснювалися на дифрактометрах ДРОН – 4 у $\text{Co}_{K\alpha}$ випромінюванні та Rigaku Ultima IV у $\text{Cu}_{K\alpha}$ випромінюванні. Еквівалентна деформація ($\epsilon_{\text{екв}}$) визначалася з фізичного розширенню лінії 331 (β_{331}).

Результати роботи та їх обговорення.

При виборі оптимальних параметрів обробки необхідно знання критичних параметрів обробки, які приводять до 10% зниження характеристик механічних властивостей матеріалу у будь якої з субзон ЗТВ відносно їх вихідних значень. Зокрема у авіабудуванні контролюються границя текучості σ_T , границя міцності σ_M , та мікротвердості H_μ . В роботі приводяться результати вимірювання останнього параметру. Але, оскільки для сплавів алюмінію виконується пропорційність між величиною твердості та значеннями σ_T та σ_M , всі подальші висновки, що стосуються змін H_μ слушні і для характеристик статичної міцності. Обробка при $E=20\text{Дж/мм}$ ($P=600\text{вт}$, $V=30\text{мм/с}$) та $E=40\text{Дж/мм}$ ($P=600\text{вт}$, $V=15\text{мм/с}$) та витримка протягом 6 діб приводить до збільшення як H_μ так і $\epsilon_{\text{екв}}$ з зростанням кількості проходів n (рис.1) Зі збільшення величини

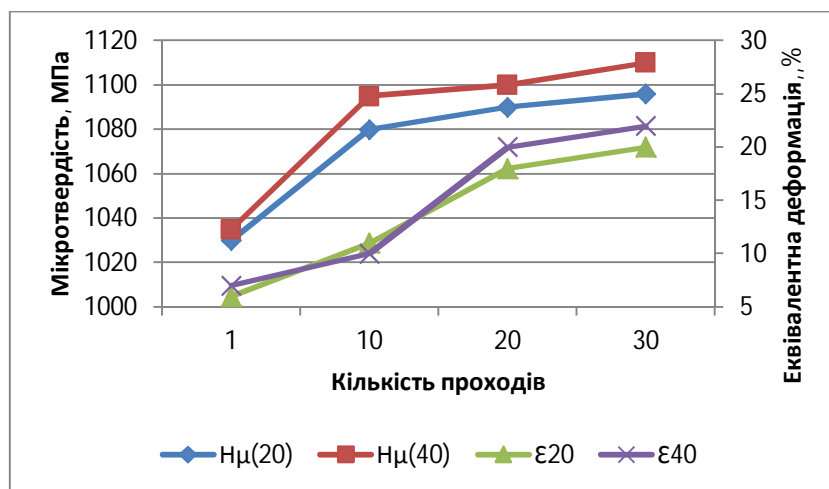


Рис.1. Залежності мікротвердості поверхні ЗТВ та еквівалентної деформації від кількості проходів ($E=20\text{Дж/мм}$; $E = 40\text{Дж/мм}$)

$\epsilon_{\text{екв}}$ виходить, що у поверхневому шарі на стадії нагрівання термічного циклу проходять процеси пластичного деформування в наслідок релаксації тимчасових термічних напружень. Причому по впливу на структуру вони еквівалентні прокатуванню із зазначеним ступенем обтиснення. Деформаційне зміцнення приводить до збільшення H_μ і є однією з причин зменшення кута згинання, що фіксувалося іншими дослідниками [3]. Але якщо при великих n (20;30) збільшення H_μ по величині корелює зі зростанням $\epsilon_{\text{екв}}$ ($\approx 5\%$ зростання),

то при $n=10$ ця величина майже на порядок вища. Для пояснення вказаної особливості була досліджена часова залежність H_{μ} для даного n яка свідчила про те, що більша частина зростання H_{μ} обумовлена процесом природного старіння. Збільшення погонної енергії суттєво змінює аналогічні залежності (рис.2). А саме - при $n \geq 20$ зменшення H_{μ} перевищує допустимі у авіабудівній промисловості

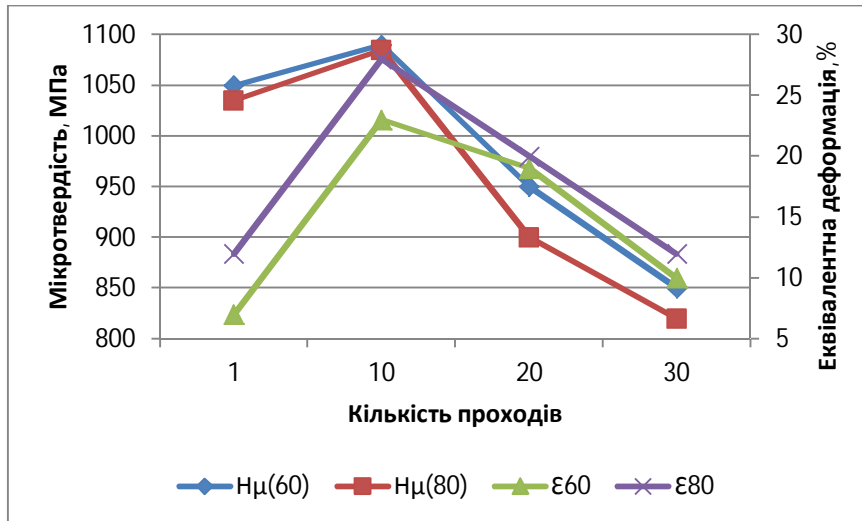


Рис.2. Залежності мікротвердості поверхні ЗТВ та еквівалентної деформації від кількості проходів ($E=60$ Дж/мм; $E = 80$ Дж/мм)

десяти відсоткові норми деградації властивостей відносно характеристик базового матеріалу.

Висновки. 1. При ЛФ конструкцій зі сплаву Д16Т погонна енергія не повинна перевищувати $E = 60$ Дж/мм. 2. У ЗТВ сплаву сформованого при $E < 40$ Дж/мм мікротвердість зростає за рахунок додаткового розпаду твердого розчину..

Список використаних джерел:

- 1.Смирнова, Н.А. Разработка и исследование процессов упрочнения поверхности алюминиевых сплавов излучением лазера: дис. канд. тех. наук/ Н.А. Смирнова. – М., 2000 – 222с.
- 2.Knupfer S.M. The effects of laser forming on the mechanical and metallurgical properties of low carbon steel and aluminium alloy samples/ S.M. Knupfer, A.J. Moore// Materials Science and Engineering: A Volume 527, Issues 16–17, 25 June 2010, Pages 4347–4359.
- 3.Zaeh, M. F. Development of a robust laser beam bending process for aluminum fuselage structures/ M. F. Zaeh, Tobias Hornfeck// Production Engineering June 2008, Volume 2, Issue 2, pp 149-155.
- 4.Chan , K.C. Laser bending of an Al6013/SiCp aluminium matrix composite sheet /K.C. Chan , J. Liang// Journal of Materials Processing Technology Volume 100, Issues 1-3, 3 April 2000, Pages 214–218.