УДК 621.762.55
Цапок А.М., Лутай, А.М.[1]

1-Національний технічний університет України « Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», м. Київ

ЗАЛИШКОВІ НАПРУЖЕННЯ В ЗІСТАРЕНОМУ ДУРАЛЮМІНУ ПІСЛЯ БАГАТОКРАТНОЇ ЛАЗЕРНОЇ ОБРОБКИ

Вступ. Зістарені дуралюміни 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. Тому їх формоутворення традиційними методами значно здорожує виробництво. Так, наприклад, трудомісткість виготовлення оснастки інструментального штампу для обробки панелі розміром 1000 ×12000мм складає приблизно 7500 нормо-годин [1]. Використання більш гнучкого та універсального метода дробо- ударного формоутворення (ДУФ) значно зменшує трудовитрати на виготовлення подібних деталей [2,3]. Але ДУФ має ряд недоліків найбільш суттєвими з яких є необхідність виконання додаткової операції зачищення для зменшення шорсткості обробленої поверхні, зміна форми деталі при експлуатації в умовах тривалого нагрівання до температури $\approx 100^0$C, що є наслідком релаксації залишкових напружень, існування обмежень у виборі ефективних радіусів згинання в залежності від товщини листа [3].). Іншою, не менш важливою проблемою, лазерної термічної обробки дуралюмінів, є формування додатних залишкових напружень (ЗН) у ЗТВ при разовому проходженні променя. [4]. Відомий негативний вплив ЗН вказаного знаку на границю витривалості сплавів. Дослідження еволюції ЗН при багатократному проходженні ЛП не проводилися. Тобто на даний час немає висновків та залежностей, що однозначно пов'язують параметри кількаразового проходження ЛП з структурою та механічними властивостями ЗТВ зістарених сплавів. Високий рівень додатних ЗН у центрі лазерної доріжки [3,5] передбачає існування досить протяжної зони, яка має значні від´ємні напруження. Між тим при теоретичному та експериментальному дослідженні двовимірного ЛФ апріорі передбачається, що у матеріалі відсутні ЗН. Це означає, що при формоутворенні деталі, подібної до отриманої у роботі [4] відтворювані результати можна отримати, якщо відстань між сусідніми лазерними доріжками більша розміру вказаної зони.
Мета роботи - дослідити вплив параметрів обробки на величину мінімальної відстані між лазерними доріжками, яка дає відтворювані результати формоутворення.

Матеріал та методики досліджень. Зразки розміром 60× 60 мм товщиною h=1,8мм вирізалися з листа сплаву АА2024 – Т4 з вихідною мікротвердістю H_μ = 1030МПа Лазерна обробка проводилась на технологічному комплексі «ROFIN DY 044» на основі Nd:YAG лазера з діодним накачуванням. Діаметр фокальної плями (d) становив 6мм. Обробка проводилася з часовим проміжком між проходами у 20 секунд при величині потужності лазерного випромінювання P= 600вт та швидкостях V= 7,5мм/с, V=10мм/с, V=15мм/с, V=30мм/с. Вимірювання мікротвердості проводили на приладі ПМТ- 3 при навантаженнях 10 – 100 г. Рентгеноструктурні дослідження здійснювалися на дифрактометрах ДРОН – 4 у $Co_{K\alpha}$ випромінюванні та Rigaku Ultima IV у $Cu_{K\alpha}$ випромінюванні. Зйомку проводили у інтервалі кутів 2θ – 20 – 140^o з кроком 0,02^o і часом накопичення 2с Величину залишкових напружень (ЗН) визначали $\sin^2\psi$ - методом за дифракційним максимумом (331) на дифрактометрі ДРОН – 4 та (422) на дифрактометрі Rigaku Ultima IV . Для отримання коректних даних при рентгеноструктурних дослідження поверхневий опуклий шар видалявся до отримання плаской поверхні. Розраховувалася компонента ЗН, що орієнтована впродовж доріжки (σ_{II}). Еквівалентна деформація ($\varepsilon_{екв}$) визначалася з фізичного розширенню лінії 331 (β_{331}) за методикою викладеною у роботі [5]

Результати роботи та їх обговорення.

На якісному рівні механізм формування ЗН при лазерній обробці сплаву, що не має фазових перетворень у діапазоні температур нагрівання полягає у наступному. Вважаємо, що лазерний промінь зміщується по осі y (рис.1а). У ЗТВ по нормалі до поверхні зразка (вісь z) виникає високий градієнт температури який повинен змінити розміри ЗТВ в наслідок термічного розширення. Непрогріта частина протидіє розширенню, що приводить до появи у ЗТВ тимчасових від´ємних напружень ($\sigma_{терм}$) на етапі нагрівання термічного циклу. По мірі збільшення температури їх величина зростає, а $\sigma_т$ матеріалу ЗТВ зменшується. У момент досягнення величиною $\sigma_{терм}$ значення $\sigma_т$ проходить релаксація термічних напружень до рівня нижче границі пружності сплаву. На етапі охолодження ЗТВ повинна зменшувати розміри , чому протидіють холодні об'єми сплаву.

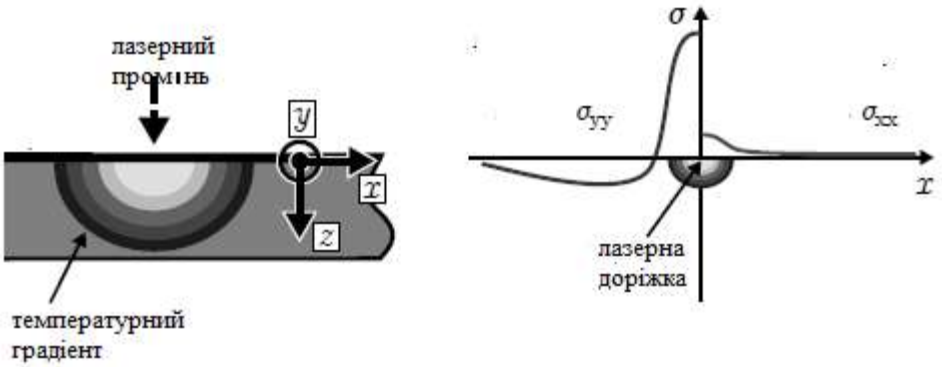

Рис.1.Схема формування залишкових напружень при переміщенні лазерного променя по осі y.

На початковій стадії охолодження проходить компенсація від'ємних $\sigma_{терм}$ до нуля. Подальше зниження температури приводить до появи додатних напружень і по закінченню охолодження фіксуються ЗН розтягу (рис.1б). По такому механізму у сплаві 2024 – Т4 формуються ЗН величиною σ_{II} = +130…150МПа у центрі доріжки після одиничного проходу [5]. Багатократна обробка суттєво знижує рівень додатних ЗН, причому їх

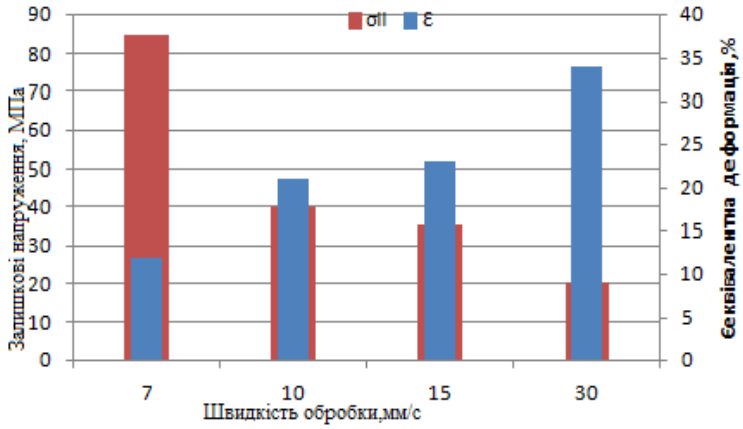

Рис.2. Залежність величини залишкових напружень у центрі доріжки та еквівалентної деформації від швидкості обробки після 20 проходів

велична зменшується зі зростанням швидкості обробки (рис.2). Спостерігається кореляція між ступенем зменшення ЗН зі збільшенням V та величиною еквівалентної деформації (рис.6). Отже можна стверджувати, що зменшення величини додатних ЗН є результатом збільшення питомої ваги шару, що пластично деформується при релаксації термічних напружень на етапі нагрівання термічного циклу. Відомо, що неоднорідне зростання питомої ваги приводить до формування від'ємних ЗН у таких шарах, що частково компенсує додатні напруження, які виникли після першого проходу. З частин епюр залишкових напружень, які

Рис.3. Залежність величини залишкових напружень від відстані між центром доріжки (x= 0) та координатою x центру рентгенівського променя на зразку (n=20**)**

побудовані для зразків після 20 кратної обробки (рис.3) виходить, що координата області з несуттєвим для ЛФ рівнем ЗН при V=7.5; 10; 15мм/с становить x≈15мм. При обробці з V=30мм/с навіть на відстані у 40мм фіксуються досить високі від'ємні напруження. Тобто прогнозованість та відтворюваність двохвимірного ЛФ деталей з близько розташованими лазерними доріжками при вказаній швидкості обробки можна вважати низькою.

Висновки.

1. Багаторазова лазерна обробка дозволяє успішно формувати вироби із сплавів алюмінію, однак може приводити до двох негативних змін у властивостях сплаву: зменшення H_μ та формуванню значного рівня ЗН у заготовці. .
2. Вплив вказаних негативних змін на процес ЛФ можна значно зменшити охолодженням заготовки у процесі обробки

Список використаних джерел

1. Lupkin, B. V. and Lagutin A. I (2006)., "Formoobrazovanie drob'ju kak metod obrabotki krupnogabaritnyh detalej slozhnoj krivizny v samoletostroenii", *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*., № 2. pp.. 17–20
2. Malashhenko, A.Ju .(2014), *Efficiency of the technological combination of bending and rolling and fracture-shaping of long-length obobodobrazuyuschih details* dissertation*:[Jeffektivnost' tehnologicheskogo sochetanija gibki-prokatki i drobeudarnogo formoobrazovanija dlinnomernyh obvodoobrazujushhih detalej: dis. kand. teh. nauк*], Moskva, 154 p.
3. Lupkin, B. V. . Mladinov, A. I. Lagutin, V. A. and Nikitenko, V. A (2007) Primenenie drobeudarnoj obrabotki v aviacionnoj promyshlennosti *Cbornik nauchnyh trudov «Otkrytye informacionnye i komp'juternye integrirovannye tehnologii»*,№ 36. pp.20-28.
4. Kahlyak, O.D. (2012), *The shape of spatial metal structures local laser heating:* dissertation [*Formoutvorennya prostorovykh metalevykh konstruktsiy lokal'nym lazernym nahrivannyam* : dys. kand. tekh. nauk] Kyyiv, 149 s
5. Watkins K.G. and Edwardson, S.P., (2001) " Laser Forming of Aerospace Alloys*" Aerospace Manufacturing Technologu Conference: Proceedings,9 Seattle,* Washington, USA 10-14 September 2001, pp.12-19