Srinakharinwirot University Engineering Journal (2022) 17(2), 16-30 วารสารวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ
ปีที่ 17 ฉบับที่ 2 เดือน พฤษภาคม - สิงหาคม พ.ศ. 2565

การศึกษาแนวทางการเพิ่มความแข็งแรงให้กับอลูมิเนียมโครงสร้างเครื่องบิน โดยวิธีบ่มแข็งทางความร้อน

Study of Strengthening of Aluminum in Aircraft Structure by Aging Heat Treatment

จรุงรัตน์ พันธุ์สุวรรณ สุรชัย นุ่มสารพัดนึก*
สาขาวิชาวิศวกรรมอุตสาหการ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยอีสเทิร์นเอเชีย
200 หมู่ 1 ถนนรังสิต-นครนายก ตำบลรังสิต อำเภอธัญบุรี จังหวัดปทุมธานี 12110
Jarungrat Pansuwan Surachai Numsaraphatnuek*
School of Engineering, Faculty of Industrial Engineering,
Eastern Asia University, 200 Moo1 Rangsit-Nakornnayok Rd, Thanyaburi Pathumthani 12110
Thailand
*Corresponding author Email: numsarapatnuk.s@gmail.com
(Received: December 8, 2021; Revised: June 6, 2022; Accepted: June 15, 2022)

บทคัดย่อ

แม้ว่าวัสดุที่ใช้ในด้านการบินและอวกาศมีหลากหลายประเภท เช่น แมกนีเซียม ไททาเนียม เหล็กกล้า และวัสดุคอมโพสิตโพลีเมอร์เสริมเส้นใย โลหะอะลูมิเนียมก็ยังคงเป็นวัสดุโครงสร้างที่สำคัญสำหรับเครื่องบินและยานอวกาศและยังคงได้รับความนิยมในปัจจุบัน เพราะว่า อะลูมิเนียมมีคุณสมบัติที่ดีหลายอย่าง เช่น การตัดเฉือนและขึ้นรูปร่างง่าย ราคาไม่แพง มีความต้านทานการกัดกร่อนสูง ไม่ติดไฟ และน้ำหนักเบาแต่รับแรงกระทำได้สูง สามารถนำกลับมาหลอมใหม่ได้ บทความนี้เริ่มต้นอธิบายถึงการจัดแบ่งประเภทอะลูมิเนียมและอะลูมิเนียมผสมออกเป็น 2 ประเภท คือ อะลูมิเนียมผสมกลุ่มรีดเย็น และอะลูมิเนียมผสมหล่อ อะลูมิเนียมทั้งสองกลุ่มนี้ยังแบ่งออกเป็นอะลูมิเนียมผสมกลุ่มเพิ่มความแข็งแรงได้โดยการอบชุบทางความร้อนวิธีบ่มแข็งเพื่อให้ตกตะกอน และอะลูมิเนียมผสมกลุ่มเพิ่มความแข็งแรงได้ด้วยวิธีขึ้นรูปเย็น อะลูมิเนียมผสมกลุ่มรีดเย็นและสามารถเพิ่มความแข็งแรงด้วยวิธีบ่มแข็งทางความร้อน ส่วนใหญ่ถูกนำมาใช้สร้างชิ้นส่วนโครงสร้างเครื่องบินเพราะมีความแข็งแรงสูงกว่าและความเหนียวสูงกว่าอะลูมิเนียมกลุ่มหล่อ และกลุ่มเพิ่มความแข็งแรงด้วยวิธีขึ้นรูปเย็น เช่น AA 2xxx AA 6xxx AA 7xxx AA8xxx เป็นต้น รวมทั้งอธิบายถึงลักษณะวิธีการบ่มแข็งให้ตกตะกอนซึ่งเป็นกลไกเพิ่มความแข็งแรงที่สำคัญสำหรับชิ้นส่วนอะลูมิเนียมผสมโครงสร้างเครื่องบิน ข้อกำหนดเทมเปอร์ต่าง ๆ

คำสำคัญ: วัสดุคอมโพสิตโพลีเมอร์เสริมเส้นใย อะลูมิเนียมผสมรีดเย็น การเพิ่มความแข็งแรงโดยวิธีตกตะกอน การอบชุบทางความร้อน

ABSTRACT

Although a wide range of aerospace materials is used, such as magnesium, titanium, steel, and fiber-reinforced polymer composite, Aluminium is an important structural material for aircraft and aerospace and remains popular in the present day because aluminium has many good properties such

as ease of machining and shaping, low cost, high corrosion resistance, non-combustibility, light weight and high strength and recyclability. This research paper starts with describing a classification of aluminium and its alloys into two categories: Wrought aluminium alloy and Casting aluminium alloy. These two alloy groups are also divided into two subgroups. Age heat-treatable aluminium alloy subgroup is strengthened by precipitation hardening process and Non heat- treatable alloy subgroup is strengthened by cold working (forming). Age heat-treatable wrought alloy is mainly employed to product the airframe components because of its higher strength and higher toughness than those of the casting alloy group and the cold forming alloy group. Example of this alloy group is AA2xxx, AA6xxx, AA7xxx, AA8xxx, etc. It includes to describe method characteristicsof precipitation strengthening which is an significant mechanism for strengthening the airframe sections and various temper designations.

Keyword: Fibre-reinforced polymer composite, wrought aluminium alloy, precipitation strengthening, heat treatment.

1. บทนำ

อะลูมิเนียมนำมาใช้ทำวัสดุโครงสร้างที่สำคัญของเครื่องบิน [1] เนื่องจากชิ้นส่วนอะลูมิเนียมมีน้ำหนักเบา แนวโน้มเริ่มนำมาใช้ [2] ตั้งแต่ช่วงทศวรรษที่ 1930 การพัฒนาเครื่องบินที่สามารถบินด้วยความเร็วสูงและบินได้ที่ระดับความสูงจะยังคงเป็นเรื่องยากหากปราศจากการใช้อะลูมิเนียมผสมที่มีความแข็งแรงสูงมาทำเป็นชิ้นส่วนโครงสร้างที่สำคัญ เช่น ลำตัวเครื่องบิน (fuselage) และปีก เมื่อเทียบกับวัสดุที่ใช้ในด้านการบินและอวกาศอื่น ๆ เช่น แมกนีเซียม ไททาเนียม เหล็กกล้าและวัสดุ คอมโพสิตโพลีเมอร์เสริมเส้นใยแก้ว ส่วนใหญ่อะลูมิเนียมถูกนำมาใช้ในปริมาณที่มากกว่าวัสดุชนิดอื่น ๆ โดยใช้ทำเป็นชิ้นส่วนโครงสร้างเครื่องบินคิดเป็นน้ำหนักถึง 60–80% ของน้ำหนัก เครื่องบินสมัยใหม่ เฮลิคอปเตอร์และยานอวกาศ อะลูมิเนียมมีแนวโน้มที่จะยังคงเป็นวัสดุโครงสร้างที่สำคัญของเครื่องบิน ถึงแม้ว่าจะมีการใช้วัสดุคอมโพสิตเพิ่มขึ้นเรื่อย ๆ ในเครื่องบินโดยสารขนาดใหญ่ เช่น Airbus 380 และ 350 XWB และ Boeing 787 ในแต่ละปีมีการใช้อะลูมิเนียมประมาณถึง 400,000 ตัน เพื่อใช้สร้างเครื่องบินทางทหารและพลเรือน ชิ้นส่วนโครงสร้างเครื่องบินของสายการบินหลายประเภท ส่วนใหญ่ยังคงสร้างผลิตด้วยอะลูมิเนียม รวมทั้งเครื่องบินที่สร้างขึ้นเป็นจำนวนมาก อย่างเช่น โบอิ้ง 737, 747 และ 757 และแอร์บัส A 320 และ A 340 เป็นต้น ถึงแม้ว่าการแข่งขันระหว่างโลหะอะลูมิเนียมและวัสดุผสมคอมโพสิต ในฐานะเป็นวัสดุโครงสร้างเครื่องบินที่โดดเด่นกว่า มีแนวโน้มที่จะทวีความรุนแรงมากขึ้นในปีต่อ ๆ มา อะลูมิเนียมก็ยังคงเป็นที่นิยมเพราะว่า การตัดขึ้นรูปสะดวก ราคาไม่แพง ทนทานต่อกัดกร่อนดี ไม่ติดไฟ และมีอัตราส่วนความแข็งแรงต่อน้ำหนักดีมาก [3] ตัวอย่างที่เด่นชัดที่แสดงถึงการใช้อะลูมิเนียมอัลลอยด์ในเครื่องบินทางทหารและพลเรือนในปัจจุบัน คือ เครื่องบินทหาร Hornet F/A-18 มีการใช้อะลูมิเนียมผสม 50% ของน้ำหนักโครงสร้างเครื่องบิน อีก 10% เป็นน้ำหนักของวัสดุคอมโพสิต และวัสดุโครงสร้างเครื่องบินโดยสาร Boeing 747 ที่สร้างขึ้นระหว่างปี พ.ศ.2503 ถึง พ.ศ.2543 ส่วนใหญ่ใช้อะลูมิเนียมผสมที่มีความแข็งแรงสูงมีน้ำหนักถึง 80% และใช้โลหะและวัสดุคอมโพสิตอื่น ๆ อีกเพียงเล็กน้อยเท่านั้น อะลูมิเนียมถูกใช้ทำชิ้นส่วนโครงสร้างที่สำคัญของ B 747 รวมทั้ง ปีก ลำตัวเครื่องบิน และ Empennage (พวงหางทั้งหมดของเครื่องบินประกอบด้วยแพนหางระดับและชายกระโดงหาง) ชิ้นส่วนสำคัญเพียงสิ่งเดียวที่

ไม่ได้สร้างจากอะลูมิเนียมคือ landing gear (ส่วนทำหน้าที่ช่วยรับแรงกระแทกในขณะเครื่องบินร่อนลงและช่วยรองรับเครื่องบินในขณะที่อยู่บนพื้นดินประกอบด้วยล้อสามล้อ) ทำจากเหล็กที่มีความแข็งแรงสูงและไททาเนียม ส่วนเครื่องยนต์เทอร์ไบน์ผลิตจากวัสดุทนความร้อน เช่น Nickel-based superalloy นอกจากนี้อะลูมิเนียมยังคงเป็นวัสดุทางเลือกสำหรับโครงสร้างยานอวกาศทุกประเภทเนื่องจากน้ำหนักเบา และทนทานต่อแรงกดดันที่เกิดขึ้นระหว่างการปล่อยตัวยานจากภาคพื้นดินและขณะอยู่ในอวกาศ จึงนำมาใช้ทำยานอวกาศอพอลโล สกายแล็ป กระสวยอวกาศ และสถานีอวกาศนานาชาติ รวมถึงยานอวกาศ Orion ที่ทำจากอะลูมิเนียมผสมลิเทียม ตารางที่ 1 แสดงชิ้นส่วนสำคัญของโครงสร้างเครื่องบิน (air frame) ที่ทำจากอะลูมิเนียมผสมเกรดต่าง ๆ และธาตุผสมหลักส่วนใหญ่เป็นอะลูมิเนียมกลุ่มอบชุบทางความร้อนได้ และสามารถ [4] เพิ่มความแข็งแรงโดยวิธีบ่มแข็ง (aging) ให้ตกตะกอน [5]

ตารางที่ 1 การใช้อะลูมิเนียมผสมทำชิ้นส่วนเครื่องบิน

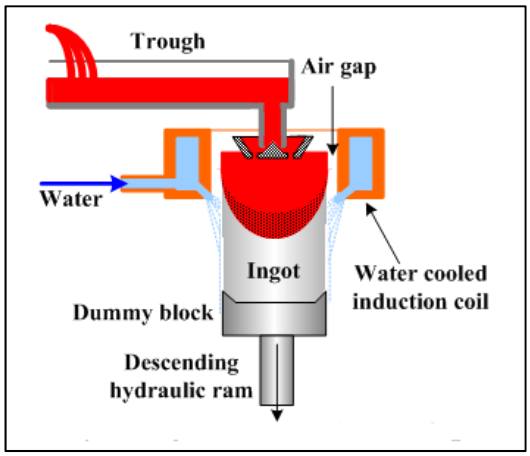
ชิ้นส่วน	เกรดอะลูมิเนียมผสม	ธาตุผสมหลัก	คุณสมบัติ
Front legs of seat	2017, 2024	Copper, Magnesium	Good machining, high strength, high fatigue strength, corrosion resistance
Wing leading edge	2024		
Seat ejectors	2024		
Backrests and armrests	6xxx	Magnesium, Silicon	High strength, good formability and weldability, corrosion resistance
Fuselage skins, stringers and bulkheads	6013, 6050, 7050, 7079		
Wing skins, panels and covers	7075	Zinc, Magnesium, Copper	Highest strength, high toughness, good formability
Rear legs of seat and seat spreaders	7075		
Wing spars, ribs	7055-T77		
Wheels and loading gear links	7055-T77		
Horizontal and vertical stabilisers	7xxx		
Upper and lower wing skins	8090-T86, 2055-T8, 2199-T8E80	Lithium, Copper, Magnesium (8xxx, 2xxx /Al-Li alloy)	Low density, excellent fatigue and toughness, crack growth resistance
Floor sections of the aircraft	2090-T83, 2090-T62		
Sear structure	2090-T83		
Supporting members of fuselage structure	8090-T651, 2090-T651		

2. การจำแนกแบ่งประเภทของอะลูมิเนียม และอะลูมิเนียมผสม

อะลูมิเนียมและอะลูมิเนียมผสมสามารถแบ่งออกเป็น 2 ประเภท คือ อะลูมิเนียมผสมกลุ่มรีดเย็น (Wrought Aluminium Alloys) และอะลูมิเนียมผสมหล่อขึ้นรูป (Aluminium Casting Alloys)

2.1 อะลูมิเนียมผสมกลุ่มรีดเย็น

กระบวนการผลิตโดยวิธีหล่อกึ่งต่อเนื่องแบบเย็นตัวโดยตรง (direct-chill semicontinuous casting) คือ การเทโลหะหลอมเหลวลงไปในแม่พิมพ์ (mold) ทองแดงที่หล่อเย็นด้วยน้ำ ขณะที่ Dummy block กำลังเคลื่อนที่ลง แท่งโลหะหล่อที่กำลังไหลออกจากแม่พิมพ์จะถูกพ่นด้วยน้ำที่ออกมาจากแม่พิมพ์ตอนล่างทำให้เย็นตัวโดยเร็ว (Direct-Chill: DC) ดังรูปที่ 1 มักเติมธาตุปรับขนาดเกรน (Grain refiner) เข้าไปในโลหะหลอมเหลว เช่น Ti, B, Zr เพื่อทำให้โลหะมีเกรนเล็กลงและความแข็งแรงเพิ่มขึ้น แท่งหล่อที่แข็งตัวแล้วจะเรียกว่า Ingot slab หรือ billet ตามขนาดที่แตกต่างกัน แท่งโลหะหล่อจะผ่านการปลอกผิวหน้าออก ½ นิ้ว (scalping) เพื่อกำจัดออกไซด์ ทำให้ผิวสะอาดและเรียบ ต่อจากนั้นผ่านการอุ่นร้อน (preheat) หรืออบโฮโมจิไนซ์ (Homogenizing) ที่อุณหภูมิสูง 450 °C-600 °C ซึ่งต่ำกว่าจุดหลอมเหลว เป็นเวลา 10–24 ชม. เพื่อให้เกิดการแพร่ของอะตอมทำให้ส่วนผสมสม่ำเสมอ และทำให้ได้โครงสร้างสมดุลแท่งโลหะหล่อผ่านการรีดร้อน (hot rolling) ด้วยลูกกลิ้งชนิด Four reversing mill เพื่อลดขนาดได้ถึง 3 นิ้วและถูกให้ความร้อนอีกครั้ง รีดร้อนต่ออีก ลดความหนาได้ประมาณ ¼–1 นิ้ว และรีดร้อนด้วยชุดลูกรีดชนิด Tandem hot-rolling mill เพื่อลดขนาดต่อไป ให้ได้แผ่นโลหะที่มีความหนา 0.1 นิ้ว หลังผ่านการอบอ่อน (annealing) โลหะแผ่นจะถูกรีดเย็น (cold working) ต่อไปอีกด้วยลูกกลิ้งชนิด 4 ตัวชุดเดียว (four high single mill) เพื่อลดขนาด 30-65% สุดท้ายจะได้แผ่นอะลูมินั่มชีท (sheet) นำไปอบอ่อนก่อนจัดจำหน่าย อีกวิธีโดยนำแท่งบิลเลทที่ผ่านการหล่อกึ่งต่อเนื่องโดยวิธีเย็นตัวโดยตรง (DC casting) มาผ่านกระบวนการอัดรีดร้อน (hot extrusion) เป็นแท่งบิลเลทอัดรีด (extruded billet) นำไปผ่านการขึ้นรูปเย็น (fabrication) ต่อไป ผลิตภัณฑ์ของอะลูมิเนียมกลุ่มรีดเย็น ได้แก่ อะลูมิเนียมแผ่นที่มีความหนาเพิ่มขึ้นตามลำดับดังนี้ foil, sheet, plate หรือแท่งสี่เหลี่ยม (bar) แท่งกลม (rod) ท่อ (tube, pipe) คาน (beam) หน้าตัดต่าง ๆ ได้มาจากวิธีอัดรีดเป็นวัสดุโครงสร้าง [6] และเส้นลวด



รูปที่ 1 การหล่อแท่ง Ingot อะลูมิเนียมผสมโดยกระบวนการหล่อกึ่งต่อเนื่องแบบเย็นตัวโดยตรง

อะลูมิเนียมผสมรีดเย็นแบ่งออกเป็น 2 กลุ่มคือ กลุ่มที่เพิ่มความแข็งแรงโดยใช้วิธีทางความร้อนและไม่ใช้ความร้อนช่วยดังในตารางที่ 2 และอะลูมิเนียมผสมรีดเย็นแบ่งออกเป็น 9 กลุ่ม (ดังในตารางที่ 3) คือ กลุ่ม 1xxx-9xxx ซึ่งแต่ละกลุ่มแตกต่างกันที่ธาตุผสมหลักในอะลูมิเนียมดังต่อไปนี้

(1) กลุ่มอบชุบทางความร้อนไม่ได้ (non-heat-treatable alloys) เป็นกลุ่มที่เพิ่มความแข็งและความแข็งแรงโดยวิธีขึ้นรูปเย็น (cold working) เท่านั้น เนื่องจากจำนวนดิสโลเคชั่นเพิ่มขึ้นส่งผลทำให้ทำให้โลหะเกิดความแข็งเครียด (strain hardening)

(2) กลุ่มอบชุบทางความร้อนได้ (heat-treatable aluminum alloys) เป็นกลุ่มที่สามารถเพิ่มความแข็งแรงวิธีตกตะกอน (precipitation strengthening) โดยใช้วิธีทางความร้อนเพื่อทำให้เกิดตะกอนของสารประกอบของ

ธาตุผสมหลักในโลหะนั้น เช่น ทองแดง (Cu), ซิลิกอน(Si), แมกนีเซียม (Mg), สังกะสี (Zn), Ti สารประกอบขนาดเล็กเหล่านี้จะกระจัดกระจายตัวอย่างหนาแน่นและยังคงมีโครงสร้างผลึก และจัดเรียงตัวของอะตอมต่อเนื่องสัมพันธ์กับแมทริกซ์อะลูมิเนียมที่ให้กำเนิด เรียกว่า โคฮีเรนต์พรีซิพิเตต(Coherent Precipitate) ส่งผลให้เกิดความเครียดที่รอยต่อระหว่างอนุภาคตกตะกอนกับแมทริกซ์ เรียกว่า lattice strains ซึ่งจะต้านทานการเคลื่อนที่ของ dislocation จึงรับแรงได้สูงขึ้น ยกตัวอย่าง อะลูมิเนียมกลุ่ม 2xxx มีทองแดง (Cu) เป็นธาตุผสมหลัก สามารถละลายในเฟสพื้น (matrix) ได้สูงสุด ที่ 5.65% ที่อุณหภูมิ 548 °C และลดลงมากเหลือ 0.45% ที่ 200 °C แต่ Mg อาจจะถูกเติมลงไปด้วย ธาตุผสมอื่น ๆ อาจถูกเติมลงไปในปริมาณเล็กน้อยอะลูมิเนียมผสมที่สำคัญในกลุ่ม 2xxx เช่น AA 2024 มีส่วนผสม 4.5% Cu, 1.5% Mg, 0.6% Mn โลหะผสมกลุ่มนี้เพิ่มความแข็งแรงโดยวิธีตกตะกอน เนื่องจากเกิดตะกอนของสารประกอบธาตุผสมซึ่งเป็นเฟสที่สอง ที่สำคัญ ได้แก่ CuAl2 และ Al2CuMg และอื่น ๆ ดังนั้นค่า Tensile strength ของ 2024–O เท่ากับ 186 MPa (27 ksi) หลังจากผ่านการบ่มแข็งวิธีตกตะกอนแล้วทำให้ค่าความแข็งแรง Tensile strength เพิ่มขึ้นมาก เช่น 2024-T6 เท่ากับ 427 MPa (62 ksi) และมักถูกใช้ทำลำตัวเครื่องบิน กระทะล้อเครื่องบิน Wing leading edge Lower wing covers

2.2 อะลูมิเนียมผสมหล่อ

การขึ้นรูปร่างทำได้โดยวิธีการหล่อ 3 วิธี คือ (1) หล่อแบบทราย (green sand casting) สำหรับชิ้นงานขนาดใหญ่ผลิตจำนวนน้อย (2) หล่อแบบถาวร (permanent casting) โดยใช้แม่พิมพ์โลหะ สำหรับชิ้นงานขนาดเล็กถึงขนาดปานกลาง และ (3) หล่ออัดฉีดขึ้นรูป (die casting) โดยใช้เครื่องฉีดขึ้นรูปผลิตชิ้นงานหล่อขนาดเล็ก ผิวเรียบ ให้รายละเอียดชัดและผลิตเป็นจำนวนมาก ซึ่งส่วนผสมทางเคมีและปริมาณธาตุผสมจะแตกต่างจากอะลูเนียมผสมประเภทใช้แรงขึ้นรูปหรือรีดเย็น อะลูมิเนียมผสมหล่อมักไม่ค่อยนำมาใช้ทำชิ้นส่วนโครงสร้างเครื่องบิน เนื่องจากมีค่าความต้านทานแรงดึงต่ำและความเหนียวต่ำ แต่ใช้ทำชิ้นส่วนที่ไม่รับแรง เช่น door handle, avionics cabinets ทำจากเกรด AA 356 และ AA 357

ตารางที่ 2 การแบ่งกลุ่มอะลูมิเนียมผสมกลุ่มรีดเย็น

อบชุบทางความร้อน	**กลุ่มอะลูมิเนียมผสม**	**เกรด**
กลุ่มบ่มแข็งทางความร้อนไม่ได้ (non age-hardenable)	1xxx (บริสุทธิ์ทางการค้า (> 99%Al)	1100-H18
	3xxx (Al-Mn, Al-Mn-Mg alloy)	3004-H14
	4xxx (Al-Si alloy)	4043-H18
	5xxx (Al-Mg, Al-Mg-Mn alloys)	5052-H32
กลุ่มบ่มแข็งทางความร้อนได้ (age-hardenable)	2xxx (Al–Cu, Al-Cu-Mg, Al–Cu-Li alloy)	2024-T3
	4xxx (Al-Mg-Si alloy)	4032-T6
	6xxx (Al-Mg-Si alloy)	6061-T6
	7xxx (Al-Zn, Al- Zn- Mg, Al-Zn-Mg-Cu alloy)	7075-T6
	8xxx (Al-Li, Sn, Zr, หรือ B)	8090-T651

ตารางที่ 3 อะลูมิเนียมผสมกลุ่มรีดเย็น

ธาตุผสมหลัก	กลุ่มอะลูมิเนียมผสม
อะลูมิเนียม (99.00% อย่างต่ำและมากกว่า)	1xxx
ทองแดง (Cu) (1.9%...6.8%);	2xxx
แมงกานิส (Mn) (0.3%...1.5%)	3xxx
ซิลิกอน (Si) (0.3%...1.5%)	4xxx
แมกนีเซียม(Mg) (5%..5.5%)	5xxx
แมกนีเซียม (Mg) และซิลิกอน (Si) (Mg 0.4%...1.5%, Si 0.2%...1.7%)	6xxx
สังกะสี (Zn) (1%...8.2%)	7xxx
ธาตุอื่น ๆ (tin, lithium, and/or iron)	8xxx
ชุดที่ไม่ได้ใช้	9xxx

3. สัญลักษณ์อะลูมิเนียมรีดเย็นตามระบบสมาคมอะลูมิเนียมแห่งอเมริกา (Aluminum Association: AA)

อะลูมิเนียมผสมรีดเย็น จะถูกแยกประเภทหรือกลุ่มตามธาตุผสมหลักที่มีอยู่ ตามระบบ AA จะใช้ระบบตัวเลข 4 ตัว โดยตัวเลขหลักที่หนึ่งจะแสดงถึง ธาตุผสมหลัก คือ ธาตุผสมที่ถูกเติมในโลหะที่ปริมาณมากสุด ดังตารางที่ 3 ตัวเลขหลักที่สอง แสดงถึง การปรับปรุงในส่วนผสม หรือปริมาณจำกัดของสิ่งเจือปน เช่น 0-ไม่มีการเปลี่ยนแปลง 1-9 มีการเปลี่ยนแปลงส่วนผสมเล็กน้อยและตัวเลข 2 ตัวหลังสุดท้าย เฉพาะในกลุ่ม 1xxx หมายถึง ความบริสุทธิ์ของอะลูมิเนียม ส่วนกลุ่มที่ 2xxx-8xxx แสดงถึง เกรดต่าง ๆ ในอะลูมิเนียมผสมกลุ่มเดียวกัน

4. การกำหนดเทมเปอร์ของอะลูมิเนียมผสม (Temper Designations)

เป็นสัญลักษณ์ที่ใช้ตามหลังตัวเลข 4 ตัวแรก ที่บอกกลุ่มอะลูมิเนียมผสมรีดเย็น หลังขีด–คั้นเป็นตัวอักษรตัวเดียว ตามด้วยตัวเลขหนึ่งถึงห้าตัว เช่น 6061-T6, 2014–T351, 7075-T6510, 7055-T77511, 1100-H14 เพื่อบอกว่าโลหะผสมนั้นผ่านขั้นตอนการทำอะไรมาบ้าง เช่น ในสภาพรีดเย็นในสภาพหล่อ หรืออบชุบทางความร้อนวิธีใด ดังรายละเอียด ดังนี้ [7]

- F สภาพขึ้นรูป (Fabricated) ขึ้นรูปร่าง โดยวิธี rolling, extrusion, forging, drawing และ casting
- O อบอ่อน (Annealing) ให้ความร้อนที่อุณหภูมิสูง ทำให้โลหะเกิดตกผลึกใหม่ ปล่อยให้โลหะเย็นตัวช้า ๆ ในเตา เพื่อลดความเครียดภายในแต่เพิ่มความเหนียว
- H ความแข็งเครียด (Strain Hardening) เกิดจากการขึ้นรูปเย็น (cold work) ใช้กับอะลูมิเนียมผสมกลุ่มบ่มแข็งทางความร้อนไม่ได้ เพิ่มความแข็งแรงโดยการขึ้นรูปเย็นเท่านั้น ตัวเลขหลักที่ 1 ที่ตามหลัง H บอกวิธีทางความร้อนที่ต่อจากขึ้นรูปเย็น (ความแข็งเครียด)
- H 1 ความแข็งเครียดเท่านั้น ไม่มีการอบชุบทางความร้อน
- H 2 ความแข็งเครียดและอบอ่อนบางส่วน (partial annealing)
- H 3 ความแข็งเครียด และอบเพิ่มความเสถียรของโลหะที่อุณหภูมิต่ำ
- H 4 ความแข็งเครียด และอบชุบทางความร้อน Paint curing หรือ lacquering เพื่อให้เสถียรตัวเลขหลักที่สองหลัง H บอกถึง ปริมาณการขึ้นรูป เช่น H18, H36
- HX2 = 1/4 เท่า ของความแข็งเต็มที่ (quarter hard)
- HX4 = 1/2 เท่าของความแข็งเต็มที่ (half hard)
- HX6 = 3/4 เท่าของความแข็งเต็มที่ (three and a quarter hard)

- HX8 = ความแข็งเต็มที่ (full hard) เปรียบเท่าการแปรรูปเย็นโดยลดพื้นที่หน้าตัด 75%

- HX9 = ความแข็งพิเศษ (extra hard)

- H18 = โลหะผ่านการขึ้นรูปเย็นโดยลดพื้นที่หน้าตัด 75% เท่านั้น

- H 14 = โลหะผ่านการขึ้นรูปเย็นโดยทำให้เกิดความเค้นแรงดึงสูงสุด อยู่ระหว่าง O (อบอ่อน) และ H18

- T อบชุบทางความร้อนเพื่อให้โลหะเสถียร ใช้กับอะลูมิเนียมผสมกลุ่มเพิ่มความแข็งแรงโดยวิธีบ่มแข็งให้ตกตะกอน หลัง T จะตามด้วยตัวเลข 1-5 ตัว

- T1 เย็นตัวจากอุณหภูมิขึ้นรูปร้อนและบ่มแข็ง (aging) ที่อุณหภูมิห้อง

- T2 เย็นตัวจากอุณหภูมิขึ้นรูปร้อน ตามด้วยขึ้นรูปเย็นและบ่มแข็ง aging ที่อุณหภูมิห้อง

- T3 ขึ้นรูปร้อนแล้วอบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียวกัน เควนชิ่ง ขึ้นรูปเย็น และบ่มแข็งที่อุณหภูมิห้อง

- T4 อบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียว เควนชิ่ง และบ่มแข็งที่อุณหภูมิห้อง

- T5 เย็นตัวจากอุณหภูมิขึ้นรูปร้อน และบ่มแข็งที่อุณหภูมิต่ำ เพื่อให้ตกตะกอนเพิ่มความแข็งแรง

- T6 อบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียว เควนชิ่งและบ่มแข็งที่อุณหภูมิต่ำ

- T7 อบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียว เควนชิ่ง และอบเพิ่มความเสถียร/บ่มแข็งเทียมเกิน(stabilized/overage) เพิ่มความต้านทานการผุกร่อน

- T8 อบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียว เควนชิ่ง ขึ้นรูปเย็น และบ่มแข็งที่อุณหภูมิต่ำหรือบ่มแข็งเทียม

- T9 อบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียว เควนชิ่ง บ่มแข็งเทียมเพื่อให้ตกตะกอนแล้วขึ้นรูปเย็นให้เพิ่มความแข็งแรง

- T10 เย็นตัวจากอุณหภูมิขึ้นรูปร้อน ขึ้นรูปเย็นและบ่มแข็งเทียมเพื่อให้ตกตะกอน (ไม่มี ใช้แล้ว)

ตัวเลข 1-4 ตัวที่ตามหลัง สัญญาลักษณ์ T1 ถึง T10

- TX 51 ลดความเค้น (stress relief) ด้วยวิธียืดตัว (stretching) ในช่วง ½ ถึง 3% ใช้กับ plate, cold rolled rod, die หรือ ring forging

- TX 510 ลดความเค้นด้วยวิธียืดตัว (stretching) ในช่วง ½ ถึง 3%. ใช้กับชิ้นงานเอ๊กซ์ทรูชั่น

- TX 511 ลดความเค้นด้วยวิธียืดตัว ในช่วง 1/2 ถึง 3% และทำ twisting or straightening

- TX 52 ลดความเค้นวิธีบีบอัดเย็น (compressive cold work) ในช่วง 1%-5%

- TX54 ลดความเค้นวิธีบีบอัดเย็นและวิธียืดตัว

ในทุกกรณี การลดความเค้นโดยแปรรูปเย็นจะกระทำในขั้นตอนต่อจากชิ้นงานผ่านการอบละลายเป็นเนื้อเดียวกัน เควนชิ่งแล้ว ก่อนการบ่มแข็งเทียม ยกตัวอย่าง Alloy 7075-T651 plate คือ แผ่นโลหะผ่านการทำ T6 ประกอบด้วย การอบให้เป็นเนื้อเดียวกัน เควนชิ่ง และทำบ่มแข็งเทียม แล้วทำการลดความเครียดโดยวิธียืดตัว ½-3% Alloy 7075-T6511 extruded tube ท่อผ่านการทำ T6 และลดความเค้นโดยวิธียืดตัว ½-3% Alloy 7075-T652 Hand forging ชิ้นงานตีขึ้นรูปด้วยมือ ผ่านการทำ T6 และลดความเค้นโดยวิธีบีบอัด 1-5% Alloy 7075-T654 Die forging ชิ้นงานขึ้นรูปด้วยแม่พิมพ์ ผ่านการทำ T6 และ 54 คือลดความเค้นโดยวิธีการยืดตัวและบีบอัด 1-5%

- TX1 คือ เควนชิ่งในน้ำเดือดหรือน้ำมัน หลังจากชิ้นงานผ่านการอบละลายให้เป็นเฟสเดียวที่อุณหภูมิสูง

- Tx11 คือ การเควนชิ่งในสารชุบแข็งชนิดอื่น ยกตัวอย่าง Alloy 2014-T61 forging คือ ชิ้นงานผ่านการอบละลายเป็นเนื้อเดียวกัน เควนชิ่งในน้ำเดือดและทำบ่มแข็งเทียม Alloy 2014-T611 forging คือ ชิ้นงานผ่านอบละลายให้เป็นเนื้อเดียวกัน เควนชิ่งในสารชุบอื่น และทำบ่มแข็งเทียม Alloy 2014-T6151 plate คือ แผ่นโลหะผ่านการอบละลายให้เป็นเฟสเดียว เควนชิ่งในน้ำเดือด ยืดตัว ½-3% และบ่มแข็งเทียม

- TX2 บอกถึงการอบชุบทางความร้อนที่ถูกกระทำโดยผู้ใช้หรือผู้ขาย ไม่ใช่ผู้ผลิตโลหะนั้น

ยกตัวอย่าง Alloy 7075-T62 die forging คือชิ้นงานผ่านการอบชุบทางความร้อน T6 โดยผู้ใช้หรือผู้รับเหมาของผู้ใช้ หลังจากชิ้นงานผ่านการทำ O หรือ F

- TX61 ใช้กับโลหะแผ่นที่จะทำการขึ้นรูปเย็นที่มากกว่า ที่ได้รับจากวิธี straightening or flattening

ยกตัวอย่าง Alloy 2024-T361 sheet คือ แผ่นโลหะผ่านการอบชุบทางความร้อน T3 เหมือนกันแต่ปริมาณการขึ้นรูปเย็นมากกว่าข้อกำหนดใน T3

- T94 ใช้กับสกรูเครื่องจักรและลวดที่ผ่านทำอบชุบ T9 ด้วยปริมาณขึ้นรูปเย็นมากกว่า T9 ยกตัวอย่าง Alloy6061-T94 wire

- T73 ชิ้นงานผ่านการทำ T7 และทำการบ่มเทียมเกิน (Over aging) เพื่อเพิ่มความต้านทานการผุกร่อน stress corrosion cracking: SCC ความแข็งแรงลด 15%

- T76 ชิ้นงานผ่านการทำ T7 และทำการบ่มแข็งเทียมเกิน (over aging) เพิ่มความต้านทานการผุกร่อนชนิด exfoliation corrosion ความแข็งแรงมากกว่า T73

ยกตัวอย่าง Alloy-T7651 plate คือ แผ่นโลหะผ่านการทำ T7 คือ อบละลายให้เป็นเฟสเดียว เควนชิ่ง บ่มแข็งเทียมเกินขนาดเพื่อเพิ่มความต้านทานการผุกร่อนแบบ SCC และลดความเค้นโดยการยืดตัว ½-3% Alloy 7175-T76510-extruded shape คือชิ้นงานเอ๊กทรูชั่น ทำ T7 คือ อบละลายให้เป็นเฟสเดียว เควนชิ่ง บ่มแข็งเทียมเกินขนาดเพิ่มความต้านทานการผุกร่อนแบบ exfoliation และลดความเค้นโดยยืดตัว ½-3% 7075-T 73511 extruded shape คือชิ้นงานเอ๊กทรูชั่น หลังทำ T7 โดยทำการบ่มแข็งเทียมเกินขนาดเพิ่มความต้านทานการผุกร่อนแบบ SCC แล้วลดความเค้นยืดตัว ½-3% และยืดให้ตรงหรือบิดตัว (straightening/ twisting)

- T74–ชิ้นงานผ่านการทำ T7 และเพิ่มกระบวนการพิเศษ เพื่อให้ความแข็งแรงสูง ความเหนียวแตกหักสูงขึ้นและความต้านทานการผุกร่อนดีขึ้น ปรับปรุงมาจาก T736 เช่น Alloy 7175-T74 die forging die ชิ้นงานขึ้นรูปด้วยแม่พิมพ์ หลังทำ T7 ตามด้วยทำ special treatment และ Alloy 7175-T7454 หลังทำ T74 เพิ่มเติมการคลายความเค้นด้วยการยืดตัวและบีบอัดเย็น

- T86 ชิ้นงานผ่านการทำ T8 และเพิ่มขบวนการพิเศษ (ลดความหนาลง 6%) เพื่อให้ได้ความแข็งแรงสูงสุด เช่น 7175-T86

- T87 ชิ้นงานผ่านการทำ T8 และ ขึ้นรูปเย็นลดความหนาลง 10%

- T66 ชิ้นงานผ่านการทำ T6 และทำกระบวนการพิเศษให้มีสมบัติเชิงกลสูงกว่า T6

- W อบสารละลายให้เป็นของแข็งเนื้อเดียว เควนชิ่ง และบ่มแข็งที่อุณหภูมิห้อง แต่ยังไม่กำหนดกระบวนการอบชุบทางความร้อน หรือกระบวนการทางกลที่จะตามมา

5. ตัวแบบการเพิ่มความแข็งแรงโดยวิธีตกตะกอน (model of precipitation strengthening)

วัตถุประสงค์ คือ การทำให้อนุภาคของสารประกอบธาตุผสมขนาดเล็ก ๆ ตกตะกอน กระจายตัวอย่างหนาแน่นในเฟสพื้นอะลูมิเนียมโดยวิธีอบชุบทางความร้อน อนุภาคตกตะกอนเฟสที่สองเหล่านี้จะทำหน้าที่ขัดขวางการเคลื่อนที่ของดิสโลเคชั่นในขณะโลหะรับแรงกระทำ ส่งผลทำให้โลหะผสมมีความแข็งแรงเพิ่มขึ้น พิจารณาการอบชุบเพิ่มความแข็งแรง โดยวิธีตกตะกอนของอะลูมิเนียมผสม A ที่ส่วนผสมของธาตุผสม B ที่ x_1% ในแผนภูมิสมดุลเฟส ของธาตุ A-B ดังรูปที่ 2 ความสามารถในการละลายของธาตุ B ในสารละลายของแข็งเฟส α ลดลงมากเมื่ออุณหภูมิลดลงจาก T_1 x_1% ถึง T_3 ลดลงเป็น x_2% วิธีนี้ประกอบด้วยขั้นตอน 3 ขั้นตอนตามแผนภาพ รูปที่ 3 ดังนี้ [8], [9]

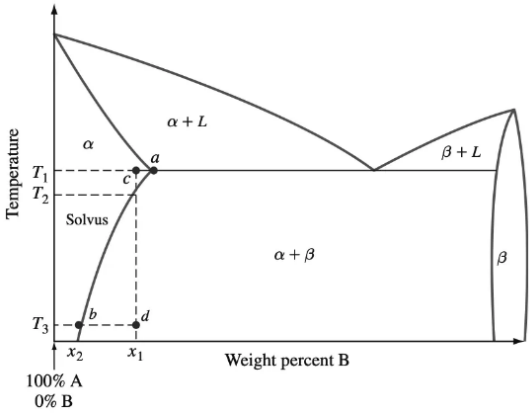
5.1. การอบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียว (solution heat treatment)

โลหะผสมส่วนผสม x_1 จะถูกให้ความร้อนจนถึงอุณหภูมิ T_1 (จุด c) ที่อยู่ตรงกลางระหว่างเส้น Solvus line และ Solidus lineในรูปที่ 2 หรือ T(h) ในรูปที่ 3 และแช่ไว้ ในเตาอบนานพอสมควรเพื่อให้ธาตุผสมละลายเข้าไปในอะลูมิเนียมกลายเป็นสารละลายของแข็งเฟส α เป็นเนื้อเดียวกันอย่างสมบูรณ์ [10] โดยใช้เวลาแช่หลายชั่วโมง

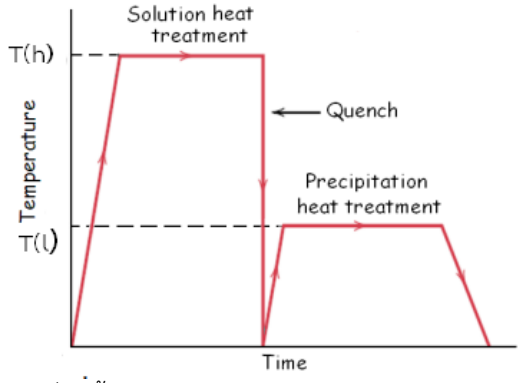
5.2 การทำให้เย็นตัวลงอย่างรวดเร็ว หรือเควนชิ่ง (Quenching)

ชิ้นงานถูกทำให้เย็นตัวลงอย่างรวดเร็วโดยการจุ่มชิ้นงานในสารชุบมักเป็นน้ำ ดังรูปที่ 3 ทำให้ธาตุผสม B ไม่

สามารถแพร่ออกจากเฟสอัลฟา α ได้ทัน ดังนั้นหลังจากการชุบแข็งหรือเควนชิ่งจะได้เฟสสารละลายของแข็งอิ่มตัวยิ่งยวด (Supersaturated solid solution) คือ α′ หรือ SSS ซึ่งเป็นเฟสที่ไม่เสถียร มีส่วนผสมของ B เกินสมดุล คือ x_1% ที่จุด d ที่อุณหภูมิห้อง ในรูปที่ 2



รูปที่ 2 แผนภูมิสมดุลเฟสสองธาตุของโลหะ Aและ B บริเวณสารละลายของแข็งปลายด้านข้าง คือเฟส α และ β โดยที่ความสามารถในการละลายของ B ใน A ในเฟส α จะลดลง เมื่อ อุณหภูมิลดลง



รูปที่ 3 ขั้นตอนการให้ความร้อนในการบ่มแข็งเทียม (artificial aging) โดยวิธีตกตะกอน

5.3 การบ่มแข็ง (aging/precipitation treatment)

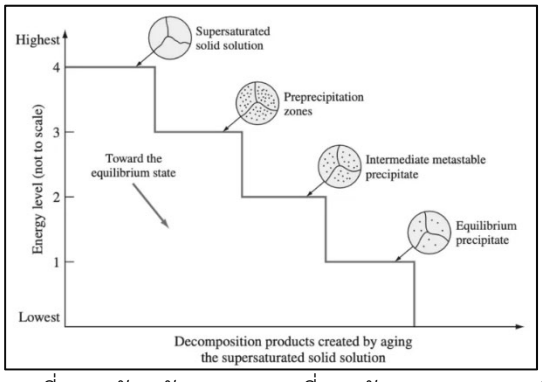
ชิ้นงานได้รับความร้อนที่อุณหภูมิต่ำ (Tl) ในรูปที่ 3 เพื่อให้เฟสที่สองตกตะกอนออกมาจากเฟส α′ เพื่อเพิ่มความแข็งแรงให้กับโลหะผสม [11] คือ เฟสไม่เสถียร GP1 และ β″ กระจายตัวอย่างหนาแน่นและสม่ำเสมอ ตะกอนละเอียดเหล่านี้จะเชื่อมประสานกับเฟสพื้นแมทริกซ์หรือเรียกว่าโคฮีเรนซ์ ทำให้เกิดความเครียดพลาสติกของโครงสร้างผลึกแมทริกซ์ที่อยู่ล้อมรอบ ซึ่งขัดขวางการเคลื่อนที่ของดิสโลเคชั่นบนระนาบเลื่อนจึงต้องใช้แรงกระทำสูงขึ้นเพื่อให้โลหะผิดรูป ทำให้โลหะผสมมีความแข็งแรงสูงขึ้น แต่ความเหนียวลดลงบ้าง [12] ถ้าบ่มแข็งโดยปล่อยทิ้งไว้ที่อุณหภูมิห้องเรียกว่าบ่มแข็งธรรมชาติ (natural aging) แต่ถ้าบ่มแข็งที่อุณหภูมิสูงขึ้นระหว่าง 115–200 °C เรียกว่าบ่มแข็งเทียม (artificial aging) เพื่อเร่งให้ตกตะกอนของเฟส GP1 zoneและ β″ เร็วขึ้นทำให้ได้ค่าความแข็งแรงสูงสุดที่เวลาแช่สั้นลง เวลาที่ใช้บ่มแข็งเทียมควรอยู่ระหว่าง 5-48 ชั่วโมง ถ้าอุณหภูมิบ่มแข็งสูงเกินไปหรือเวลาแช่นานเกินไปค่าความแข็งกลับลดลง เรียกว่าบ่มแข็งเกินขนาด (overaging) เพราะว่า GP1 และ β″ เปลี่ยนเป็น β′ และ β ตามลำดับ ซึ่งไม่เกาะติดแน่นกับเฟสพื้นแมทริกซ์อีกต่อไปหรือ incoherent จึงไม่ขัดขวางการเคลื่อนที่ของดิสโลเคชั่น (*เฟสสมมุติ β ในแผนภูมิรูปที่ 2 คือ เฟสของสารประกอบกึ่งโลหะของธาตุผสมในอะลูมิเนียมผสมเกรดนั้น ตัวอย่าง $CuAl_2$(θ), Mg_2Si(β), $MgZn_2$ (η) หรือ Al_3Li (δ) เป็นต้น [13], [14]

6. การเปลี่ยนแปลงโครงสร้างผลึกภายในเฟสสารละลายของแข็งอิ่มตัวยิ่งยวด (α′) ระหว่างการบ่มแข็ง

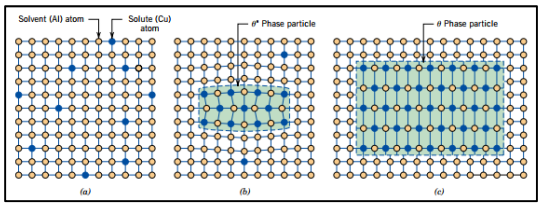
หลังจากผ่านขั้นตอน การอบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียว และเควนชิ่งแล้ว จะได้สารละลายของแข็งอิ่มตัวยิ่งยวด เฟส α′ มีพลังงานสูงมากที่ระดับ 4 ในรูปที่ 4 และรูปที่ 5 (a) ซึ่งเป็นเฟสไม่เสถียรจึงมีแนวโน้มที่จะเปลี่ยนแปลงไปเป็นเฟสที่มีพลังงานต่ำลง เมื่อทำการ aging ที่อุณหภูมิค่อนข้างต่ำ เฟส α′ ได้รับพลังงานกระตุ้นน้อย อะตอมตัวถูกละลาย (B จุดดำ) จะแพร่มาเกาะรวมตัวกันเป็นกลุ่ม เกิดโซนตะกอน เรียกว่า GP 1 Precipitation zones บางที่เรียก Guinier–Prest รูปร่างแผ่นกลม (disk) [15] มีความหนาไม่กี่อะตอม (0.4–0.6 nm) เส้นผ่านศูนย์กลางประมาณ 8-10 nm เกิดบนระนาบลูกบาศก์ {100} เป็นโครงสร้างผลึกแบบ Tetragonal มีระดับพลังงานที่ 3 และยังคงเชื่อมประสานติดกับโครงสร้างเฟสพื้น α′ และเมื่อเวลาบ่มแข็งนานขึ้น

หรือ อุณหภูมิบ่มแข็งสูงขึ้น ต่อไปอีก โลหะได้รับพลังงานกระตุ้นมากขึ้นทำให้ GP 1 zone เติบโตใหญ่ขึ้นกลายเป็นโซน GP 2 หรือ θ'' ที่ระดับพลังงาน 2 รูปที่ 4, 5 (b) ซึ่งประกอบด้วย โซนที่อะตอม B และ A เกาะตัวเป็นรูปร่างจาน (disk) ความหนา 1-4 นาโนเมตร (nm) เส้นผ่านศูนย์กลางประมาณ 10–100 nm ที่ยังคงมีแรงยึดเหนียวกับโครงสร้างผลึกของแมทริกซ์ Al หรือ coherent ถ้าโลหะผสมได้รับความร้อนเพิ่มขึ้นอีก พลังงานกระตุ้นสูงขึ้นอนุภาคเฟส θ'' จะเปลี่ยนเป็นเฟส θ' [16] ที่ ไม่โคฮีเรนต์กับเฟสพื้น α แต่ยังคงอยู่ที่ระดับพลังงานเท่าเดิม ถ้าได้รับความร้อนต่อไป θ' จะเติบโตเปลี่ยนเป็นเฟสสมดุล θ ที่ไม่มี coherent กับเฟสพื้นแมทริกซ์อยู่ที่ระดับพลังงาน 1 ดังรูปที่ 4 และรูปที่ 5 (c) สรุปว่า เฟสที่เกิดขึ้นในระหว่างการบ่มแข็งที่เกิดขึ้นในระหว่างการบ่มแข็ง 4 ชนิด เรียงตามลำดับดังนี้

เฟส α' (SSS) → GP1 Zone → GP2 (θ'') → θ' → θ



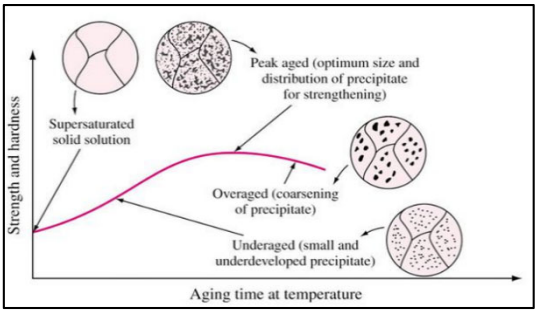
รูปที่ 4 ระดับพลังงานของเฟสที่แตกตัวออกจากเฟส α' ขณะทำการบ่มแข็ง



รูปที่ 5 เปรียบเทียบลักษณะ (a) สารละลายอิ่มตัวยิ่งยวดเฟส α' (b) อนุภาคเฟสไม่เสถียร θ'' และ coheren (c) เฟสสมดุล θ ในเฟสพื้น และ incoherent

7. ผลกระทบของเวลาบ่มแข็ง (impact of aging time)

เวลาบ่มแข็ง มีผลต่อความแข็งแรงและความแข็งของโลหะผสม ดังในรูปที่ 6 แกน x (สเกลลอการิทึม) คือ เวลาการบ่มแข็ง ที่อุณหภูมิคงที่ใด ๆ จากกราฟเส้นโค้งบ่มแข็ง (aging curve) จะเห็นได้ว่า ความแข็งแรงของโลหะผสมที่มีเฟส α' ที่เป็นสารละลายของแข็งอิ่มตัวยิ่งยวดจะเท่ากับจุดตัดบนแกน y ที่เวลาเริ่มต้น 0.0 เมื่อเวลาบ่มแข็งนานขึ้นโซนตกตะกอนจะเพิ่มปริมาณมากขึ้น และตะกอนมีขนาดละเอียด ทำให้อะลูมิเนียมผสมมีความแข็งแรงและความแข็งเพิ่มขึ้น ความเหนียวลดลงจนกระทั่งเวลาบ่มแข็งที่เหมาะสมจะเป็นช่วงที่เกิดการตกตะกอน ของเฟสไม่เสถียร คือ โซน GP 1 (Guinier–Preston zone) และโซน GP 2 (เฟสกึ่งเสถียร θ'') ตามลำดับ ทำให้โลหะผสมมีค่าความแข็งแรงสูงสุด และถ้าเวลาบ่มแข็งยังคงดำเนินต่อไป เกิดการแพร่ของอะตอมของธาตุผสม B ทำให้โซน GP 1 เปลี่ยนเป็น θ'' เปลี่ยนเป็น θ' เปลี่ยนเป็นเฟสสมดุล θ และอนุภาคเฟสมีขนาดใหญ่ขึ้น ตามลำดับ ทำให้ค่าความแข็งแรงและความแข็งของอะลูมิเนียมผสมจะค่อย ๆ ลดลง เรียกว่า บ่มแข็งเกินขนาด (overaging)



รูปที่ 6 กราฟการบ่มแข็ง ระหว่างค่าความแข็งแรงและค่าความแข็งกับเวลาบ่มแข็ง ที่อุณหภูมิคงที่ของกระบวนการเพิ่มความแข็งแรงวิธีตกตะกอน

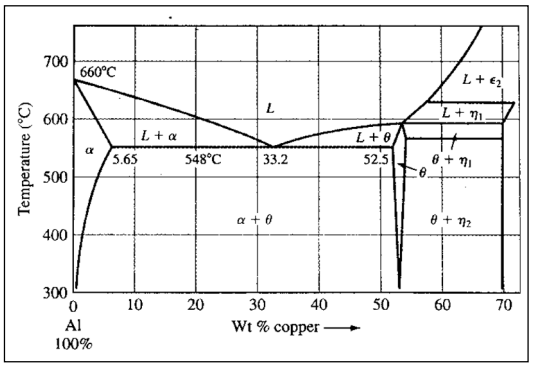
8. การเพิ่มความแข็งแรงวิธีตกตะกอนของอะลูมิเนียมผสมทองแดงกลุ่ม 2XXX

อะลูมิเนียมกลุ่มนี้มีทองแดงเป็นธาตุผสมหลักและอาจเติมธาตุผสมอื่น ๆ [17] เช่น Si, Mn, Mg, Ni และ Ti ด้วย

พิจารณาอะลูมิเนียมผสมที่มีทองแดง (Cu) 4% แสดงในแผนภูมิสมดุลเฟส Al-Cu รูปที่ 7 ซึ่งมีขั้นตอน ดังต่อไปนี้

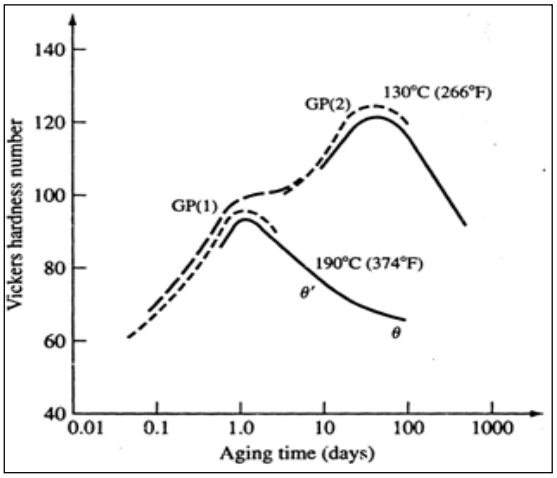
(1) อบให้เป็นสารละลายเนื้อ/เฟสเดียว (solution treatment) อบที่อุณหภูมิ 500-530 °C อยู่ระหว่างเส้นละลายเฟส (solvus line) กับเส้นของแข็ง (solidus line) เวลาแช่ที่หมาะสม

(2) การชุบแข็ง (quenching) ทำให้ชิ้นงานเย็นตัวลงอย่างรวดเร็วโดยจุ่มในน้ำที่อุณหภูมิห้อง



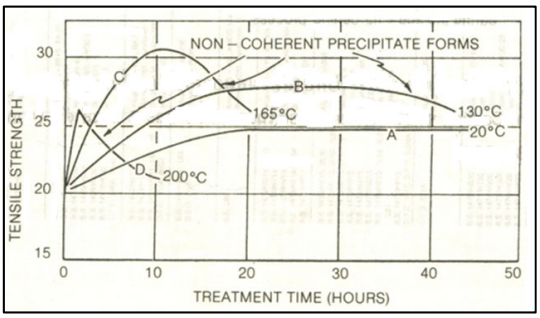
รูปที่ 7 แผนภูมิสมดุลของอะลูมิเนียมผสมทองแดง Al–Cu

(3) การบ่มแข็ง (aging) ที่อุณหภูมิต่ำระหว่าง130 °C-190 °C และเวลาแช่นาน 10-20 ชั่วโมง อะลูมิเนียมผสม 4% Cu เกิดการเปลี่ยนแปลงเฟสและความแข็งแรงอย่างต่อเนื่อง ดังในรูปที่ 8 ถ้าอุณหภูมิบ่มแข็งที่ 130 °C เกิดตะกอนเฟส GP 1 และ GP2 (θ'') ที่มีขนาดละเอียดทำให้ได้ความแข็งแรงเพิ่มขึ้นสูงสุด แต่ถ้าเวลาบ่มแข็งนานเกินไปทำให้ค่าความแข็งลดลงไปเรื่อย ๆ เพราะว่า เฟส GP1 และ θ'' จะค่อย ๆ หมดไป เปลี่ยนเป็น θ' ที่หยาบขึ้นเรื่อย ๆ และในที่สุดเปลี่ยนต่อไปเป็นเฟสสมดุล θ ทำให้ค่าความแข็งลดลง (เฟส θ คือ สารประกอบกึ่งโลหะ เช่น $CuAl_2$ หรือถ้ามี Mg จะเกิดเฟส S-(Al_2CuMg) ถ้าอุณหภูมิบ่มแข็งสูงขึ้นเป็น 190 °C การเปลี่ยนแปลงเฟสตกตะกอนเริ่มต้นคือ θ'' ขนาดละเอียด ทำให้ได้ค่าความแข็งสูงสุด ที่ระยะเวลาที่สั้น ต่อมา θ'' จะหมดไปเพราะเปลี่ยนเป็น θ' จะหยาบขึ้นเรื่อย ๆ และเปลี่ยนเป็น เฟสสมดุล θ ทำให้ค่าความแข็งลดลง โดยไม่เกิด GP1 เพราะว่าอุณหภูมิการบ่มแข็งอยู่สูงกว่าเส้นเกิด GP 1 Solvus [18], [19], [20]



รูปที่ 8 กราฟความสัมพันธ์โครงสร้างและความแข็งของ Al -4% Cu บ่มแข็งที่อุณหภูมิ 130 °C และ 190 °C

งานวิจัยเรื่องเวลาการบ่มแข็งที่ได้ทำการทดลองอบชุบทางความร้อนเพิ่มความแข็งแรงโดยวิธีบ่มแข็งให้ตกตะกอนอะลูมิเนียมผสม 4% Cu โดยอบละลายเฟสที่ 515 °C เควนชิ่งในน้ำ และบ่มแข็งเทียม (artificial aging) ที่อุณหภูมิต่าง ๆ ได้แก่ A (20 °C), B (130 °C), C (165 °C) และ D (200 °C) ในรูปที่ 9 จากกราฟจะเห็นความแตกต่างของค่าความแข็งแรงสูงสุดในเวลาแช่ที่ต่างกัน ที่อุณหภูมิบ่มแข็งต่าง ๆ สรุปว่า ถ้าหากใช้อุณหภูมิบ่มแข็งสูงขึ้นเพื่อให้ได้ความแข็งสูงสุด เวลาบ่มแข็งจะสั้นลงดังนั้นการเลือกอุณหภูมิบ่มแข็งที่เหมาะสมเช่น 165°C ที่เวลาแช่ 10 ชั่วโมง จะทำให้ได้ค่าความแข็งแรงที่สูงสุด



รูปที่ 9 ผลกระทบของเวลาแช่และอุณหภูมิบ่มแข็งอะลูมิเนียมผสม 4% ทองแดง(Cu) ต่อความเค้นแรงดึง

9. การเพิ่มความแข็งแรงวิธีตกตะกอนของอะลูมิเนียมผสม กลุ่ม 6XXX

อะลูมิเนียมผสมกลุ่มนี้ที่มีธาตุผสมหลัก 2 ธาตุ คือ Mg 0.6-1.2% และ Si 0.4-1.3% เพราะสามารถละลายในอะลูมิเนียมได้มากที่สุดที่อุณหภูมิสูง และอาจเติมธาตุผสมปริมาณน้อยเช่น Cu, Mn, Cr, Zn, B, Pb, Bi ด้วย [21] ขั้นตอนการอบชุบทางความร้อน ดังต่อไปนี้

(1) อบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียวกัน (solution treatment) ที่อุณหภูมิ 520-560 ℃ อยู่ระหว่างเส้นละลายเฟส (solvus line) กับเส้นของแข็ง (solid line) เวลาแช่ที่เหมาะสม

(2) การชุบแข็ง (quenching) ทำให้ชิ้นงานเย็นตัวลงอย่างรวดเร็วโดยจุ่มในน้ำที่อุณหภูมิห้อง

(3) การบ่มแข็ง (aging) ที่อุณหภูมิต่ำระหว่าง 160 ℃-200 ℃ เวลาแช่ที่เหมาะสม 10-20 ชั่วโมง อะลูมิเนียมผสมกลุ่ม 6xxx เกิดตกตะกอนและเกิดการเปลี่ยนแปลงเฟสและความแข็งแรงอย่างต่อเนื่อง ดังนี้ เริ่มต้นจากสารละลายอิ่มตัวยิ่งยวด เฟส SSS ในโลหะผสมได้รับความร้อนทำให้อะตอมของธาตุผสมเกิดการแพร่ (diffusion) ทำให้เกิดตะกอนของเฟสไม่สมดุล GP Zone (รูปร่างคล้ายเข็ม) และเกิดเฟส β′′ ที่มีขนาดละเอียดและกระจายตัวไปทั่วเฟสพื้นและยังคงโคฮีเรนซ์กับแมทริกซ์ ทำให้ได้ความแข็งแรงสูงสุด แต่ถ้าเวลาบ่มแข็งนานเกินไปจะทำให้ค่าความแข็งลดลงไปเรื่อย ๆ เพราะว่า GP zone และ β′′ จะเปลี่ยนไปเป็น เฟส β′ เติบโตขึ้น เปลี่ยนเป็นเฟสสมดุล β ที่หยาบขึ้นเรื่อย ซึ่งไม่มีแรงยึดเหนียวกับโครงสร้างผลึกของแมทริกซ์อีกต่อไป (เฟส β คือ สารประกอบกึ่งโลหะของ Mg_2Si หรืออื่น ๆ ขึ้นกับธาตุผสม) สรุปว่าเฟสตะกอนที่เกิดขึ้นบนเฟสแมทริกซ์ในระหว่างการบ่มแข็ง 4 ชนิด เรียงตามลำดับดังนี้ [22]

เฟส SSS → GP Zone → β′′ → β′ → β (Mg_2Si)

10. การเพิ่มความแข็งแรงโดย วิธีตกตะกอนของอะลูมิเนียมผสม กลุ่ม 7XXX

อะลูมิเนียมผสมกลุ่มนี้ที่มีธาตุผสมหลักคือ Zn 4-8% และ Mg 1-3% และธาตุผสมปริมาณน้อย Cu, Mn, Cr, Ti ถ้าเติม Cu 1-2% ร่วมด้วย จะช่วยเพิ่มความแข็งแรงของอะลูมิเนียมผสมให้สูงขึ้นอีกหลังจากทำ Precipitation strengthening และสามารถใช้ทำชิ้นส่วนเครื่องบินได้ เช่น AA 7075 (5.5 Zn, 2.5 Mg, 1.5 Cu) อยู่ในระบบ Al-Zn-Mg-Cu alloy ความต้านทานแรงดึงสูง (tensile strength) 572 MPa [23] ขั้นตอนการอบชุบทางความร้อนเพิ่มความแข็ง ดังต่อไปนี้ [24]

(1) อบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียวกัน (solution treatment) อบที่อุณหภูมิ 460-510 ℃ อยู่ระหว่างเส้นละลายเฟส (solvus line) กับเส้นของแข็ง (solid line) เวลาแช่ที่เหมาะสม

(2) การชุบแข็ง (quenching) ทำให้ชิ้นงานเย็นตัวลงอย่างรวดเร็วโดยจุ่มในน้ำที่อุณหภูมิห้อง

(3) การบ่มแข็ง (aging) ที่อุณหภูมิต่ำระหว่าง 100-150℃ เวลาแช่ที่เหมาะสม 10-20 ชั่วโมง

อะลูมิเนียมผสมกลุ่ม 7xxx จะเกิดการเปลี่ยนแปลงเฟสและความแข็งแรงอย่างต่อเนื่อง ดังนี้ เริ่มต้นจากสารละลายอิ่มตัวยิ่งยวดเฟส SSS ที่ได้รับจากขั้นตอนที่ 1 และ2 เมื่อได้รับความร้อนจะทำให้อะตอมธาตุผสมเกิดการแพร่ (diffusion) ทำให้เกิดตะกอนของเฟสไม่สมดุล GP Zone ขนาดละเอียด และเฟส η′′ ที่มีขนาดละเอียดและกระจายตัวไปทั่วเฟสพื้นและยังคงโคฮีเรนซ์กับแมทริกซ์ ทำให้ได้ความแข็งแรงสูงสุด แต่ถ้าเวลาบ่มแข็งนานเกินไปจะทำให้ค่าความแข็งลดลงไปเรื่อย ๆ เพราะว่า GP zoneและ η′′ หมดไป เพราะเปลี่ยนไปเป็นเฟส η′ [25] และเฟสสมดุล η ที่หยาบขึ้นเรื่อย และไม่มีแรงยึดเหนียวกับโครงสร้างผลึกของแมทริกซ์ (incoherent) (เฟส η คือ สารประกอบกึ่งโลหะของ $MgZn_2$ หรือถ้ามี Cu จะเกิด $Mg(Zn, Cu, Al)_2$ อื่น ๆ ขึ้นกับธาตุผสม สรุปว่าเฟสตะกอนที่เกิดขึ้นจากเฟสสารละลายอิ่มตัวยิ่งยวด (SSS) ในระหว่างการบ่มแข็ง 4 ชนิด เรียงตามลำดับดังนี้ [26], [27], [28]

11. สรุป

อะลูมิเนียมผสมยังคงนำมาใช้ทำ ชิ้นส่วนโครงสร้างที่สำคัญของเครื่องบินรวมทั้งยานอวกาศในปริมาณที่มาก

กว่าวัสดุการบินและอวกาศชนิดอื่น ๆ เนื่องจากคุณสมบัติเด่น เช่นน้ำหนักเบากว่าเหล็กถึง 3 เท่า แต่ความแข็งแรงสูง ขึ้นรูปร่างง่าย ราคาไม่แพง มีความต้านทานการกัดกร่อนสูงเนื่องจากเกิดฟิลม์ออกไซด์ (Al_2O_3) ที่ผิว และไม่ติดไฟ ส่วนใหญ่เป็นอะลูมิเนียมผสมรีดเย็นกลุ่มเพิ่มความแข็งแรงโดยวิธีอบชุบทางความร้อนได้เพื่อให้ตกตะกอนของ สารประกอบกึ่งโลหะ ขนาดละเอียด กระจายตัวไปทั่วโครงสร้างผลึกของเฟสพื้นอะลูมิเนียมผสม หรือแมทริกซ์ ได้แก่กลุ่ม 2xxx, 6xxx, 7xxx, 8xxx กระบวนการเพิ่มความแข็งแรงโดยวิธีบ่มแข็งทางความร้อนประกอบด้วย 3 ขั้นตอน (1) อบละลายให้เป็นเฟสเดียว (2) ชุบแข็งหรือ quenching (3) บ่มแข็งเทียม ระยะเวลาและอุณหภูมิอบชุบในแต่ละขั้นตอนต้องกำหนดให้เหมาะสมซึ่งขึ้นอยู่กับเกรดโลหะผสมของกลุ่มที่เราเลือกมา ตะกอนคืออนุภาคขนาดเล็กของสารประกอบของธาตุผสมหลัก เช่น Cu, Mn, Mg, Zn, Si, Li ในอะลูมิเนียมผสมกลุ่มต่าง ๆ ดังนี้ กลุ่ม 2xxx เช่น AA2024 คือ $CuAl_2$, Al_2CuMg, AA2090 คือ Al_2CuLi กลุ่ม 6xxx คือ Mg_2Si กลุ่ม 7xxx เช่น AA7075 คือ $MgZn_2$ กลุ่ม 8xxx เกรดที่ใช้ทำชิ้นส่วนเครื่องบิน คือ 8090 เป็น Al-Li alloy อนุภาคตกตะกอน คือ AlLi, Al_2Li_3 เป็นต้น ความแข็งแรงของโลหะเพิ่มขึ้นเกิดเนื่องจากอนุภาคตะกอนเหล่านี้ มีโครงผลึกยังคงต่อเนื่องกับโครงสร้างผลึกของโลหะผสมหรือแมทริกซ์ เรียกว่า coherent ทำให้ต้านทานการเคลื่อนที่ของดิสโลเคชั่นได้ ส่งผลทำให้ แรงภายนอกที่ใช้ขึ้นรูปสูงขึ้น ดังนั้นความเค้นจุดครากเพิ่มขึ้น ถ้าอนุภาคตะกอนเติบโตขึ้นจนกลายเป็นโครงสร้างผลึกอิสระแยกตัวจากโครงสร้างผลึกพื้นแมทริกซ์ ความแข็งแรงจะกลับลดลง เรียกว่าบ่มแข็งเกินขนาด การกำหนดเทมเปอร์ที่สำคัญ คือ อักษร T คือ อบชุบทางความร้อนที่ใช้กับอะลูมิเนียมกลุ่มที่เพิ่มความแข็งแรงโดยวิธีบ่มแข็งให้ตกตะกอน หลัง T จะตามด้วยตัวเลข 1-5 ตัวเช่นT6–อบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียวเควนชิ่งและบ่มแข็งเทียมที่อุณหภูมิต่ำเพื่อเร่งการตกตะกอนให้เร็วขึ้น และ T651-อบให้เป็นสารละลายเนื้อเดียว เควนชิ่ง ขึ้นรูปเย็นโดยวิธีโดย วิธียืดตัว (straightening) ½-3% และบ่มแข็งเทียม เป็นต้น

12. เอกสารอ้างอิง

[1] M. Aamir, K. Giasin, M. Tolouei-Rad and A. Vafadar, “A review: Drilling performance and hole quality of aluminium alloys for aerospace applications,” *Journal of Materials Research and Technology*, vol. 9, no. 6, pp. 12484-12500, 2020.

[2] A. T. Kermanidis, “ Aircraft aluminum alloys: Applications and future trends” . in *Revolutionizing Aircraft Materials and Processes*, Spiros Pantelakis and Konstantinos Tserpes Eds. NewYork: Springer Cham, 2020, pp. 21-55.

[3] P. Rambabu, N. Eswara Prasad, V. V. Kutum barao and R. J. H Wanhill, “Aluminium alloy for Aerospace Appication,” in Aerospace *Materials and Material Technologies Vol1: Aerospace Materials*, N. Eswara Prasad and R. J. H Wanhill, Eds. , Singapore: Springer Nature, 2017, pp. 29-52.

[4] Abd El-Hameed, M. Afaf and Y. A. Abdel-Aziz, “ Aluminium Alloys in Space Applications: A Short Report,” *Journal of Advanced Research in Applied Sciences and Engineering Technology*, vol. 2 no. 1, pp. 1–7, 2021.

[5] O. Ostash, V. Uchanin, O. Semenets, Y. Holovatyuk, L. Kovalchuk and V. Derecha, “Evaluation of aluminium alloys degradation in aging aircraft,” *Research in Nondestructive evaluation*, vol. 29, no. 3, pp. 156-166, 2018.

[6] E. Georgantzia, M. Gkantou and G. S. Kamaris, “ Aluminium alloys as structural material: A review of research,” *Eng. Struct.*, vol. 227, 111372, Jan 2021.

[7] John Weritz,“ Aluminum alloy nomenclature and temper designations” in *Aluminum*

Science and Technology, Kevin Anderson, John Weritz, and J. Gilbert Kaufman, Eds. OH, Materials Parks: ASM International, 2018, pp.3-30.

[8] S. J. Andersen, C. D. Marioara, J. Friis, S. Wenner and R Holmestad, " Precipitates in aluminium alloys," *Advances in physics: X*, vol. 3, no. 1, 1479984, 2018.

[9] H. Fröck, L. V. Kappis, M. Reich, O. Kessler, " A Phenomenological Mechanical Material Model for Precipitation Hardening Aluminium Alloys," *Metals*, vol. 9, no. 11, p. 1165, 2019.

[10] W. Lee, J. Lee, W. Kyoung, H. Lee, H. Lee and D. Kim, " Effect of inhomogeneous composition on the thermal conductivity of an Al alloy during the precipitation-hardening process," *Journal of Materials Research and Technology*, vol. 9, no. 5, pp. 10139- 10147, 2020.

[11] L. Tian, Y. Guo, J. Li, J. Wang, H. Duan and F. Xia, "Elevated re-aging of a piston aluminium alloy and effecton microstructure and mechanical properties," *Materials Science and Engineering: A*, vol. 738, pp. 375- 379, 2018.

[12] H. Chen, Z. Chen, G. Ji, S. Zhong, H. Wang, A. Borbély, Y. Ke and Y. Bréchet, "Experimental andmodelling assessment of ductility in a precipitation hardening Al MgScZr alloy," *International Journal of Plasticity*, vol. 139, 2021.

[13] Y. Fan and M. Makhlouf, " Precipitation strengthening in aluminum– zirconium-vanadium alloys," *Journal of Alloy and Compounds*, vol. 725, pp. 171-180, 2017.

[14] W. Sun, Y. Zhu, R. Marceau, L. Wang, Q. Zhang, and X. Gao, " Precipitation strengthening of aluminum alloys by room-temperature cyclic plasticity," *Science*, vol. 363, no. 6430, pp. 972-975, 2019.

[15] Y. Li, B. Holmedal, H. Li, L. Zhuang, J. Zhang and Q. Du, " Precipitation and strengthening modeling for disk- shaped particles in aluminum alloys: Size distribution consider" Journal of Materialia, vol 4, pp. 431-443, 2018.

[16] R. Santos-Güemes, B. Bellón and G. Esteban - Manzanares, " Multiscale modelling of precipitation hardening in Al– Cu alloys: Dislocation dynamics simulations and experimentalvalidation," *Acta Materialia,* vol.188, pp.475-485, April 2020.

[17] J. V. de Sousa Araujo, M. X. Milagre, R. O. Ferreira, C. S. C. Machado, C. P. de Abreu and I. Costa, "Microstructural Characteristics of Al Alloys: The Dissimilarities Among 2XXX Alloys Series used in Aircraft Structures," *Metallography, Microstructure, and Analysis*, vol. 9, no. 5 pp. 744-758, 2020.

[18] M. Prudhomme, F Billy, J. Alexis, G. Benoit, " Effect of actual and accelerated ageing on microstructure evolution and mechanical properties of a 2024- T351 aluminium alloy," *International Journal of Fatigue*, vol. 107, pp. 60-71, 2018.

[19] J. L. García - Hernández, C. G. Garay-Reyes and R. Martínez- Sánchez, " Influence of Plastic Deformation and Cu/ Mg Ratio on the Strengthening Mechanismsand Precipitation Behavior of AA 2024 Aluminium Alloy," Journal *of Materials Research and echnology,* vol. 8, pp. 5471-5475, 2019.

[20] V. S. Krasnikov, A. E. Mayer, V. V. Pogorelko, and M. R. Gazizov, “Influence of θ′ Phase Cutting on Precipitate Hardening of Al–Cu Alloy during Prolonged Plastic Deformation: Molecular Dynamics and Continuum Modeling,” *A ppl. Sci.*, vol. 11, no. 11, p. 4906, 2021.

[21] Y. Weng, Y. Xu, L. Ding, Z. Jia, Z. Zhang and J. Chen, “Effect of Sn contents on natural aging and precipitation hardening in Al-Mg-Si alloys,” *Materials Characterization*, vol. 179, 111383, 2021.

[22] F. Qian, D. Zhao, E.A. Mørtsell, S. Jin and J. Wang, “Enhanced nucleation and precipitation hardening in Al–Mg–Si (–Cu) alloys with minor Cd additions,” *Materials Science and Engineering: A*, vol. 792, 139698, 2020.

[23] J. Osten, B. Milkereit, M. Reich, B. Yang and A. Springer, “Development of precipitation hardening parameters for high strength alloy AA 7068,” *Materials*, vol. 13, no. 4, 918, 2020.

[24] S. H. Lee, J.G. Jung, S.I. Baik, D.N. Seidman, M. S. Kim, Y. K. Lee and K. Euh, “Precipitatio strengthening in naturally aged Al–Zn–Mg–Cu alloy,” Materials Science and Engineering : A, vol. 803, 140719, 2021.

[25] M. Chemingui, R. Ameur, V. Optasanu and M. Khitouni, “DSC analysis of phase transformations during precipitation hardening in Al–Zn–Mg alloy (7020).” *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, vol. 136 no. 5, pp. 1887-1894, 2019.

[26] R. BAKHSHI, M. H. FARSHIDI and S. A. SAJJADI, “Strengthening of aluminium alloy 7005 through imposition of severe plastic deformation supplemented by different ageing treatments,” *Trans. Nonferrous Met. Soc. China*, vol. 31, pp. 2909–2921, 2021.

[27] A. Azarniya, A. K. Taheri and K. K. Taheri, “Recent advances in ageing of 7xxx series aluminum alloys: a physical metallurgy perspective,” *Journal of Alloys and Compound,* vol. 781, pp. 945-983, 2019.

[28] J. A. Österreicher, G. Kirov, S. S. A. Gerstl, E. Mukeli., “Stabilization of 7xxx aluminium alloys.” *Journal of alloys and compounds*, vol. 740, pp. 167-173, 2018.