

High Temperature Tensile Properties of Hot-Pressed Inconel 718

Boonloed THONGYINDEE, and Sawai DANCHAIVIJIT

Department of Metallurgical Engineering, Faculty of Engineer, Chulalongkorn University

Abstract

High density Inconel 718 samples via Hot-Pressing Process were fabricated and characterized by comparing with the wrought samples received from the Thai Airways International PCL. The samples of more than 99% theoretical density were achieved by hot-pressing at 1,250 °C for at least 1 hour in vacuum furnace. Testing at 650 °C, the hot-pressed samples had higher tensile strength and Young's Modulus but much lower elongation comparing with the wrought samples from the Thai Airway International PCL. The hot-pressed sample also had higher hardness. The differences of these mechanical properties were discussed.

คุณสมบัติต้านแรงดึงที่อุณหภูมิสูงของอินโคเนล 718 ที่ผลิตจากกระบวนการอัดขึ้นรูปร้อน

บุญเลิศ ทองยินดี, และไสว ด่านชัยวิจิตร

ภาควิชาวิศวกรรมโลหการ คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทคัดย่อ

ชิ้นงานอินโคเนล 718 ที่มีความหนาแน่นสูงซึ่งผ่านกระบวนการอัดขึ้นรูปร้อนได้รับการขึ้นรูปและวิเคราะห์โดยเปรียบเทียบกับชิ้นงานที่ผ่านการรีดซึ่งได้รับจากบริษัทการบินไทยจำกัด (มหาชน) การอัดขึ้นรูปร้อนที่อุณหภูมิ 1,250 องศาเซลเซียสเป็นเวลาอย่างน้อย 1 ชั่วโมงทำให้ได้ชิ้นงานซึ่งมีความหนาแน่นมากกว่า 99 เปอร์เซ็นต์ของความหนาแน่นทางทฤษฎีผลของการทดสอบที่อุณหภูมิ 650 องศาเซลเซียส แสดงให้เห็นว่าชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปร้อนมีค่ากำลังต้านแรงดึงและยังมอดูลัสที่สูงกว่าแต่มีค่าการยืดตัวที่ต่ำกว่ามากเมื่อเทียบกับชิ้นงานที่ผ่านการรีดจากบริษัทการบินไทยฯ นอกจากนี้ชิ้นงานอัดขึ้นรูปร้อนยังมีความแข็งที่สูงกว่า ทั้งนี้ได้มีการอภิปรายถึงความแตกต่างของคุณสมบัติทางกลเหล่านี้ไว้ด้วยแล้ว

คำนำ

นิกิลเบสซูเปอร์อัลลอยด์ (Ni-Base Superalloys) เป็นวัสดุที่นิยมใช้ในงานที่ต้องทนอุณหภูมิสูงเช่นชิ้นส่วนใน Nuclear Reactors, Steam Power Plants, และเครื่องยนต์อากาศยานเป็นต้น เครื่องยนต์เจ็ท ของบริษัท GE รุ่น GF 6-80 ซึ่งบริษัทการบินไทยฯ ใช้อยู่ มีอินโคเนล 718 เป็นบางชิ้นส่วนใน High Pressure Compressor Blade และ High Pressure Compressor Spool. Zhang, *et al.* (1997) ได้รายงานว่าในการผลิตเครื่องยนต์อากาศยานรุ่นใหม่ อินโคเนล 718 จะถูกนำมาใช้ในการทำชิ้นส่วนมากกว่า 40% ของ Superalloys ที่นำมาใช้ทำชิ้นส่วนทั้งหมด จึงนับได้ว่าอินโคเนล 718 จะมีความสำคัญมากขึ้นในการผลิตชิ้นส่วนอากาศยานในอนาคต

อินโคเนล 718 นอกจากจะมีค่าการนำความร้อนที่สูงแล้วยังมีคุณสมบัติของการคงคุณสมบัติทางกลที่อุณหภูมิสูงไว้ได้ เนื่องจากการเกิด Precipitation Hardening หลังจากรับกรรมวิธีทางความร้อนที่เหมาะสม เฟส (Phase) ที่มีประโยชน์ที่สำคัญคือ γ' และ γ'' ซึ่งเป็น เฟส ที่ Coherence กับ แมตริก (Matrix) นอกจากนี้ คาร์ไบด์ที่อยู่ในโครงสร้างจะมีส่วนสำคัญต่อคุณสมบัติทางกลเช่นกัน

อินโคเนล 718 โดยทั่วไปจะถูกผลิตจากกระบวนการหล่อ แล้วนำมาขึ้นรูปเป็นชิ้นส่วนต่างๆ แต่ในปัจจุบันได้มีการคิดค้นการขึ้นรูป อินโคเนล 718 ในกระบวนการผลิตรูปแบบต่างๆ เช่น Benz, *et al.* (1994) ศึกษาการขึ้นรูปด้วยวิธี Spray Forming + 55% Forging. Smith และ Flower (1992) ศึกษาการขึ้นรูปด้วยวิธี Superplastic Forming (SPF) ซึ่งเป็นการผลิตชิ้นส่วนสำหรับงานด้านอากาศยาน และ Fuselage Components. ในการใช้เทคโนโลยีโลหะผง Valencia, *et al.* (1992) ใช้กระบวนการผลิตแบบ Powder Injection Molding (PIM) ในการผลิตชิ้นส่วนที่มีรูปทรงขนาดเล็กและซับซ้อน และ Goetzel (1971) ทำการขึ้นรูปด้วยวิธี Electric Discharge-Type Activated Hot Pressing (Spark Sintering) เพื่อใช้ในการผลิตชิ้นส่วนของอากาศยาน นอกจากนี้ยังมีการศึกษาวิธีการทำกรรมวิธีทางความร้อนแบบอื่น เช่น Ruiy, *et al.* (1992) ใช้กรรมวิธีอบชุบความร้อน

แบบ Delta Process (DP) ในการผลิต Uniform Fine Grain Billet และ Bar Stock

การผลิตแบบอัดขึ้นรูปร้อนเป็นกระบวนการผลิตด้วยผงโลหะอีกกระบวนการหนึ่งที่ใช้ผลิตชิ้นงานให้มีคุณสมบัติทางกลที่ดี ในขั้นตอนการผลิตการควบคุมอุณหภูมิเวลา จะมีผลอย่างมากต่อความหนาแน่น และโครงสร้างจุลภาคของชิ้นงาน ซึ่งจะเป็นผลเกี่ยวเนื่องถึงค่าความแข็งแรงของชิ้นงาน

จากข้อดีของกระบวนการผลิตแบบอัดขึ้นรูปร้อน และคุณสมบัติที่ดีของอินโคเนล 718 จึงได้เกิดการวิจัยนี้ขึ้น โดยมีจุดมุ่งหมายของการวิจัยดังนี้

1. เพื่อศึกษาปัจจัยที่เหมาะสมในการขึ้นรูปชิ้นงานนิกิลเบสซูเปอร์อัลลอยด์ เกรดอินโคเนล 718 ให้ได้ความหนาแน่นสูง โดยผ่านกระบวนการอัดขึ้นรูปร้อน
2. เพื่อศึกษาคุณสมบัติด้านแรงดึงที่อุณหภูมิสูงของอินโคเนล 718 ซึ่งผลิตโดยกระบวนการอัดขึ้นรูปร้อน ที่เงื่อนไขต่างๆ เปรียบเทียบกับชิ้นงานที่ได้รับจากบริษัทการบินไทยฯ

วัตถุประสงค์และวิธีการทดลอง

วัสดุและสารเคมี

1. ผงโลหะอินโคเนล 718 นำเข้ามาจากบริษัท INCO ประเทศสหรัฐอเมริกา
2. แท่งอินโคเนล 718 แบบ Wrought จากบริษัทการบินไทยฯ

อุปกรณ์

1. เครื่องอัดขึ้นรูปร้อน รุ่น FV PHP-R-5-FRET-25 แรงกดสูงสุด 5 ตัน อุณหภูมิสูงสุด 2,200 องศาเซลเซียส สูญญากาศ เท่ากับ 5×10^{-5} Torr
2. เครื่องทดสอบแรงดึงที่อุณหภูมิสูง แรงดึงสูงสุด 10 ตัน อุณหภูมิสูงสุด 1,200 องศาเซลเซียส
3. แม่พิมพ์และแท่งอัดกราฟไฟต์เกรนละเอียด แม่พิมพ์มีรูปทรงกระบอก เส้นผ่านศูนย์กลางในและนอก เท่ากับ 20 มิลลิเมตร และ 100 มิลลิเมตร ตามลำดับ

High Temperature Tensile Properties of Hot-Pressed Inconel 718.

4. เตาอบ อุณหภูมิสูงสุด 1,200 องศาเซลเซียส และสามารถควบคุมบรรยากาศภายในเตา
5. ชุดตะแกรงร่อนสำหรับทำ sieve analysis
6. เครื่องวัดความแข็งแบบ ไมโครวิกเกอร์ และ ร็อคเวลล์
7. กล้องจุลทรรศน์แบบใช้แสง, SEM และ TEM

วิธีการทดลอง

1. ตรวจสอบขนาดและรูปร่างของผงอินโคเนล 718 ด้วยกล้อง SEM และทำ Sieve analysis ตามมาตรฐาน ASTM E11 ซึ่งได้ผลดังนี้ : ผงอินโคเนล 718 มีลักษณะกลม และมีขนาดเฉลี่ย เท่ากับ 70 μm โดยมีค่าความเบี่ยงเบนมาตรฐานเท่ากับ 54.4 μm
2. ขึ้นรูปผงอินโคเนล 718 ด้วยกรรมวิธีอัดขึ้นรูป ร้อน ซึ่งมีขั้นตอนและเงื่อนไขในการขึ้นรูปดังต่อไปนี้
 - 2.1 เคลือบผิวแม่พิมพ์ด้วย BN
 - 2.2 ใส่ผงโลหะลงในแม่พิมพ์ ประกอบแม่พิมพ์และแท่งอัด แล้วนำเข้าเตาอัดขึ้นรูปร้อน
 - 2.3 อัดด้วยแรงดันคงที่ 1 ตัน หรือความดัน 31.2 MPa ควบคุมสุญญากาศที่ 10^{-2} Torr
 - 2.4 เพิ่มอุณหภูมิจนถึงอุณหภูมิในเงื่อนไขต่างๆ และรักษาอุณหภูมินั้นด้วยเวลาในเงื่อนไขต่างๆ ดังตารางที่ 1
 - 2.5 ลดอุณหภูมิลง แล้วทำการปลดแรงดัน และสุญญากาศที่อุณหภูมิต่ำ
 - 2.6 นำชิ้นงานออกจากแม่พิมพ์ แล้วทำการกลับด้านชิ้นงาน เพื่อทำซ้ำเหมือนเดิม แต่เปลี่ยนแรงกดจาก 1 ตัน เป็น 0.5 ตัน เพื่อให้ความหนาแน่นของอีกด้านของชิ้นงานเพิ่มขึ้น

ตารางที่ 1 การแปรผันอุณหภูมิและเวลาในการทำอัดขึ้นรูปร้อน

การทดลองที่	1	2	3	4	5	6	
อุณหภูมิ ($^{\circ}\text{C}$)	1,100	1,125	1,150	1,200	1,225	1,250	
ระยะเวลา (ชม)	1	3	2	2	1	1	1.5
จำนวนชิ้นงาน	1	1	1	1	2	2	2

3. ทำกรรมวิธีทางความร้อนแบบมาตรฐาน โดยทำการอบชิ้นงานในเตาที่ถูกควบคุมบรรยากาศด้วย N_2 ซึ่งมี 2 ขั้นตอนดังนี้

3.1. Solution heat treatment ที่ 925 องศาเซลเซียส เป็นเวลา 1 ชั่วโมง แล้วปล่อยให้เย็นตัวในอากาศ

3.2. Aging ที่ 720 องศาเซลเซียส เป็นเวลา 8 ชั่วโมง เย็นตัวในเตา (55 องศาเซลเซียส/ชั่วโมง) จนกระทั่งถึง 620 องศาเซลเซียส คงไว้เป็นเวลา 8 ชั่วโมง แล้วปล่อยให้เย็นตัวในอากาศ

4. หาค่าความหนาแน่นของชิ้นงานด้วยวิธีแทนที่น้ำ
5. ตรวจสอบ โครงสร้างจุลภาค ของชิ้นงานที่ขึ้นรูปด้วยกระบวนการอัดขึ้นรูปร้อน และชิ้นงานที่ได้รับจากบริษัทการบินไทยฯ ด้วยกล้องจุลทรรศน์และกล้อง SEM โดยทำการกัดผิวด้วยสารละลายมาร์เบิ้ล (Marble Solution) ภายหลังจากขัดเงา

6. ตรวจสอบโครงสร้างจุลภาคด้วยกล้อง TEM โดยเตรียมตัวอย่างด้วยวิธี Window Tehnique ใช้ $\text{H}_3\text{PO}_4 + \text{H}_2\text{SO}_4 + \text{H}_2\text{O}$ เป็น Electrolyte ในการทำ Electro Etching

7. ตรวจสอบความแข็งด้วย ไมโครวิกเกอร์ โดยใช้แรงเท่ากับ 300 กรัม เวลากด 20 วินาที และ ร็อคเวลล์ซี โดยใช้แรงเท่ากับ 150 กิโลกรัม เวลากด 15 วินาที

8. ทดสอบค่าแรงดึงที่อุณหภูมิสูง โดยชิ้นงานมี Gauge Length เท่ากับ 25 มิลลิเมตร และเส้นผ่านศูนย์กลาง เท่ากับ 6 มิลลิเมตร ใช้เครื่องมือวัดแรงขนาด 10 ตัน ใช้ เอ็กเทนโซมิเตอร์ (Extensometer) ในการวัดความเครียด ทำการดึงที่อุณหภูมิ 650 องศาเซลเซียส และใช้อัตราความเครียดเท่ากับ 0.005/นาที

9. วิเคราะห์ส่วนผสมทางเคมีของชิ้นงานที่ขึ้นรูปด้วยกระบวนการอัดขึ้นรูปรีออน และชิ้นงานที่ได้รับจากบริษัทการบินไทยฯ ด้วยเครื่องอิมิตชันสเปกโทรสโกปี (Emission Spectroscopy) ยกเว้นธาตุ Nb ซึ่งใช้เครื่อง X-ray

Fluorescence ในการหาแต่ทำได้เฉพาะชิ้นงานอัดขึ้นรูปรีออนชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ หาไม่ได้เนื่องจากชิ้นงานมีขนาดเล็กเกินไป การวิเคราะห์ส่วนผสมนี้ดำเนินการที่การไฟฟ้าฝ่ายผลิต ซึ่งได้ผลดังนี้

	Ni	Cr	Fe	Nb	C	Ti	Al	Mn	Si
ผงโลหะ	51.86	20.00	18.31	4.948	0.110	0.800	1.340	0.230	0.629
การบินไทย	51.96	21.99	18.00	หาไม่ได้	0.074	0.938	0.711	0.207	0.255

ผลการทดลอง

1. ค่าความหนาแน่นของชิ้นงานมีผลดังนี้

1.1 ชิ้นงานที่ทำการอัดขึ้นรูปรีออนที่อุณหภูมิต่ำกว่า 1,225 องศาเซลเซียส มีค่าความหนาแน่นต่ำกว่า 85% ของความหนาแน่นทางทฤษฎี

1.2 ความหนาแน่นของชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปรีออน ที่อุณหภูมิ 1,225 และ 1,250 องศาเซลเซียส และชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ มีค่าเป็นไปตามตารางที่ 2 จะ

เห็นว่าชิ้นงานที่อัดขึ้นรูปรีออนที่อุณหภูมิ 1,250 องศาเซลเซียส มีความหนาแน่นมากกว่า 99% โดยมีความหนาแน่นมากกว่าชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ เล็กน้อย

2. ค่าความแข็งของชิ้นงานก่อนและหลังการผ่านกรรมวิธีทางความร้อนแบบมาตรฐานแสดงได้ดังตารางที่ 3 จะเห็นว่าชิ้นงานที่อัดขึ้นรูปรีออนที่อุณหภูมิ 1,250 องศาเซลเซียส มีความแข็งมากที่สุดและมีความแข็งมากกว่าชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ มากพอสมควร

ตารางที่ 2 แสดงผลของค่าความหนาแน่นเทียบกับเงื่อนไขที่ใช้ในการอัดขึ้นรูปรีออน

ชิ้นงานที่	อุณหภูมิ (°C)	เวลา (ชม.)	Bulk Density (g./cm ³)	Relative Density (%) (Bulk/Theoretical Density)
1	1,225	1	7.05 ± 0.0770	85.97 ± 0.939
2	1,250	1	8.15 ± 0.0087	99.39 ± 0.106
3	1,250	1.5	8.14 ± 0.0025	99.27 ± 0.030
4	การบินไทย	-	8.13 ± 0.0156	99.14 ± 0.190

ตารางที่ 3 ค่าความแข็งของชิ้นงานก่อนและหลังการผ่านกรรมวิธีทางความร้อนแบบมาตรฐาน

ชิ้นงานที่	อุณหภูมิ (°C)	Holding Time (Hour)	Hardness ก่อนทำ SHT		Hardness หลังทำ SHT	
			(HV)	(HRC)	(HV)	(HRC)
1	1,225	1	385	38	467	42.5
2	1,250	1	375	39	499	47
3	1,250	1.5	373	-	496	-
4	การบินไทย	-	-	-	361	38

High Temperature Tensile Properties of Hot-Pressed Inconel 718.

3. คุณสมบัติต้านแรงดึงที่อุณหภูมิ 650 องศาเซลเซียส ของชิ้นงานเป็นไปตามตารางที่ 4 จะเห็นว่าชิ้นงานที่อัดขึ้นรูปร้อนที่อุณหภูมิ 1,250 องศาเซลเซียส เมื่อเทียบกับชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ ชิ้นงานอัดขึ้นรูปร้อนมีค่ากำลังวัสดุต้านแรงดึง 0.2% Proof Stress และค้ำยังมอดูลัสที่สูงกว่าแต่มีค่าเปอร์เซ็นต์การยืดตัวที่ต่ำกว่ามาก

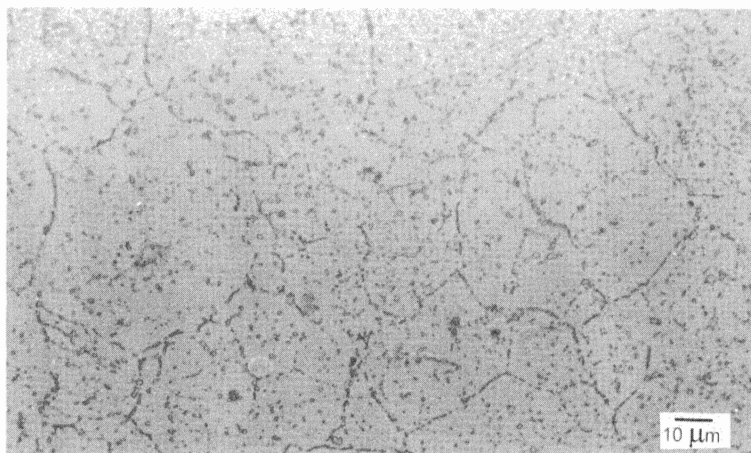
4. โครงสร้างจุลภาคของชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปร้อน เทียบกับชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ

4.1 ลักษณะของคาร์ไบด์แตกต่างกัน กล่าวคือในชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปร้อนจะมีคาร์ไบด์ แบบไม่ต่อเนื่องทั้งตามขอบเกรนและภายในเกรน ดังแสดงในรูปที่ 1

ส่วนในชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ จะมีคาร์ไบด์เฉพาะตามขอบเกรนเท่านั้น ดังแสดงในรูปที่ 2

4.2 ลักษณะของ Precipitate Phase (γ') ในชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปร้อน และชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ ไม่มีความแตกต่างกัน ดังแสดงในรูปถ่ายจากกล้อง TEM ในรูปที่ 3 และ 4

4.3 ขนาดเกรนของชิ้นงานทั้ง 2 มีความแตกต่างกันไม่มาก ชิ้นงานอัดขึ้นรูปร้อนมีขนาดเกรนประมาณ 12 ไมครอน ชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ มีขนาดเกรนประมาณ 15 ไมครอน



รูปที่ 1 โครงสร้างจุลภาคแสดงลักษณะของ คาร์ไบด์ ในชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปร้อน (x 500)

ตารางที่ 4 แสดงผลของ High Temperature Tension Properties ของชิ้นงานทดสอบที่ผลิตจากผงโลหะเทียบกับชิ้นงานที่รับจากบริษัทการบินไทยฯ

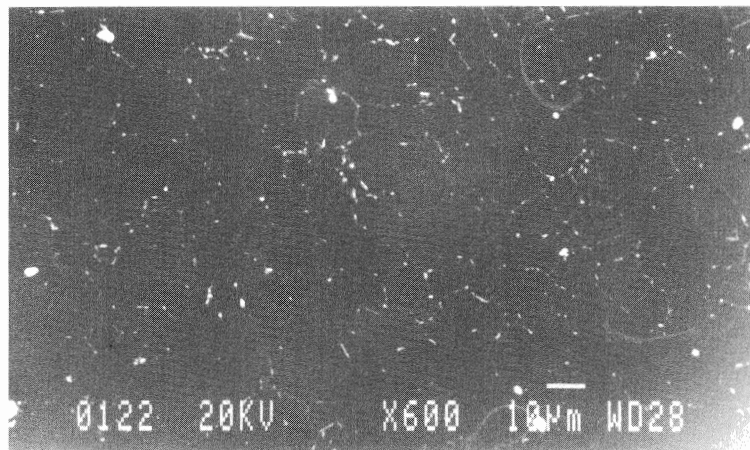
ชนิดของชิ้นงาน	Young's Modulus (GPa)	0.2 % PS (MPa)	UTS (MPa)	Elongation (%)
การบินไทย	47 ± 1.11	501.20 ± 1.40	817.11 ± 21.11	34.56 ± 0.42
1,225°C/1hr.	-	95.12 ± 2.88	102.67 ± 3.91	0.39 ± 0.001
1,250°C/1hr.	86.6 ± 1.40	806.43 ± 6.96	969.22 ± 16.46	4.46 ± 0.66
1,250°C/1.5hr.	82.0 ± 3.59	738.21 ± 3.21	925.01 ± 3.77	4.24 ± 0.72

ผลการทดลองและวิจารณ์

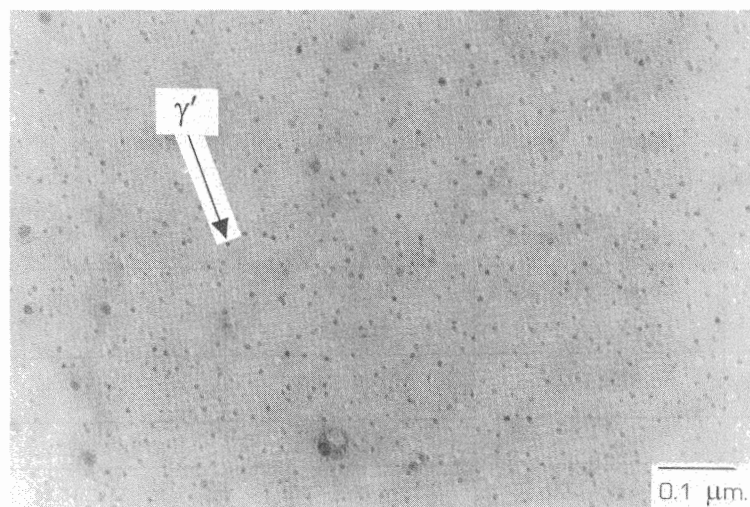
วิจารณ์ผลการทดลอง

1. การที่ชิ้นงานที่ผลิตจากผงโลหะด้วยกระบวนการอัดขึ้นรูปร้อนที่อุณหภูมิ 1,250 องศาเซลเซียส มีค่า Ultimate Tensile Strength (UTS), 0.2% Proof Stress และ Young's Modulus ที่อุณหภูมิ 650 องศาเซลเซียส สูงกว่าชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ ในขณะที่ความแข็งมีค่าที่สูงกว่า แต่ความเหนียวมีค่าต่ำกว่ามาก ทั้งหมดนี้เนื่องจากลักษณะที่แตกต่างกันซึ่งสามารถสรุปได้ดังนี้

1.1 จากภาพที่ 1 และ 2 จะเห็นว่าโครงสร้างจุลภาคของชิ้นงานที่ผลิตจากกระบวนการอัดขึ้นรูปร้อนมีคาร์ไบด์ เป็นจำนวนมากทั้งในบริเวณขอบเกรนและในเกรน ในขณะที่ชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ มีคาร์ไบด์จำนวนน้อยกว่าและอยู่ในบริเวณขอบ Grain เท่านั้น การมีคาร์ไบด์อยู่ในเกรนจะทำให้ 0.2% Proof Strength, Young's Modulus และความแข็งเพิ่มขึ้นมาก แต่การมีคาร์ไบด์ในจำนวนมากว่าตามขอบเกรน ทำให้ชิ้นงานอัดขึ้นรูปร้อนมีความเหนียวที่ต่ำกว่า และเป็นเหตุให้ค่า UTS ของชิ้นงานอัดขึ้นรูปร้อนสูงกว่าชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ ไม่มาก ทั้งๆ ที่มีค่า 0.2% Proof Strength สูงกว่ามาก



รูปที่ 2 โครงสร้างจุลภาคแสดงลักษณะของ คาร์ไบด์ ในชิ้นงานจากบริษัทการบินไทยฯ (x 600)



รูปที่ 3 โครงสร้างจุลภาคแสดงลักษณะของ Precipitate Phase (γ') ในชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปร้อน

High Temperature Tensile Properties of Hot-Pressed Inconel 718

1.2 การที่ลักษณะของ Precipitate Phase (γ') ในชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปร้อน และชิ้นงานจากการบด การบดไทยๆ ไม่มีความแตกต่างกัน ดังแสดงในภาพที่ 3 และ 4 ทำให้กล่าวได้ว่าความแตกต่างกันของ Mechanical Properties ต่างๆ มีสาเหตุหลักมาจากคาร์ไบด์ในโครงสร้างจุลภาคที่แตกต่างกันดังที่ได้กล่าวไว้แล้ว

2. โครงสร้างจุลภาคที่แตกต่างกันของชิ้นงานอัดขึ้นรูปร้อนและชิ้นงานจากการบดไทยๆ มีสาเหตุหลักมาจากส่วนประกอบทางเคมีที่แตกต่างกัน ซึ่งสามารถตั้งข้อสังเกตได้ดังนี้

2.1 จำนวน Nb ซึ่งไม่ได้ทำการวิเคราะห์ในชิ้นงานจากการบดไทยๆ น่าจะมีจำนวนประมาณ 5% เท่ากับจำนวนที่หาได้จากชิ้นงานขึ้นรูปร้อนและจำนวนปกติของส่วนประกอบทางเคมีของ อินโคเนล 718 ทั้งนี้เพราะ Nb จะมีผลต่อ Precipitate Phase และ Precipitate Phase ของชิ้นงานทั้งสองแบบมีลักษณะและจำนวนไม่แตกต่างกัน ดังแสดงในรูปที่ 3 และ 4

2.2 ธาตุอีกสองตัวที่มีผลต่อ Precipitate Phase คือ Ti และ Al จะเห็นว่าในชิ้นงานขึ้นรูปร้อนมี Ti น้อยกว่า ในขณะที่มี Al มากกว่า ดังนั้นโดยรวมแล้วควรจะมีผลต่อ Precipitate Phase เหมือนกัน

2.3 ส่วนประกอบทางเคมีที่ทำให้โครงสร้างจุลภาคของชิ้นงานทั้งสองแบบมีความแตกต่างกันมากคือ

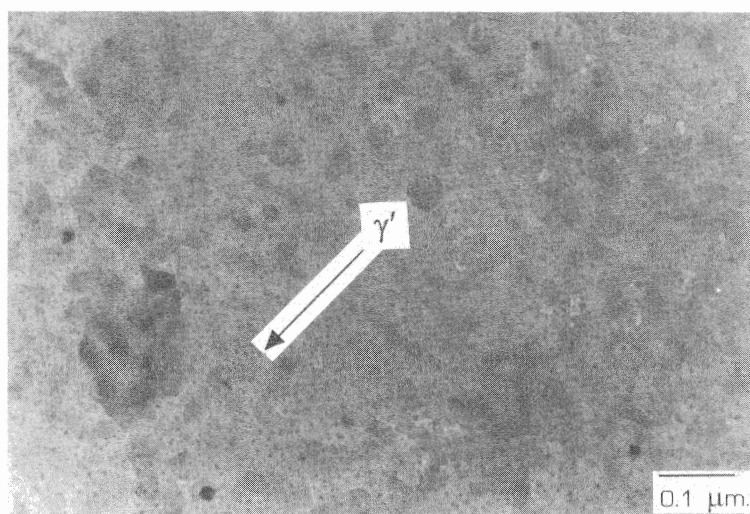
ปริมาณ C ซึ่งในชิ้นงานขึ้นรูปร้อนมีมากกว่าถึงประมาณ 50% การมี C มากกว่านี้ เป็นผลให้โครงสร้างจุลภาคของชิ้นงานอัดขึ้นรูปร้อนมีคาร์ไบด์จำนวนมากกว่าซึ่งมีผลต่อคุณสมบัติทางกลต่างๆ ดังที่ได้กล่าวไว้แล้ว

สรุปผลการทดลอง

1. การขึ้นรูป อินโคเนล 718 ด้วยวิธีอัดขึ้นรูปร้อน จะต้องทำที่อุณหภูมิ 1,250 องศาเซลเซียส เป็นเวลา 1 ชั่วโมงขึ้นไป จึงจะเกิดการชินเตอร์ที่สมบูรณ์ และมีความหนาแน่นเพียงพอที่จะนำมาทดสอบแรงดึงที่อุณหภูมิสูงได้

2. คุณสมบัติด้านแรงดึงที่อุณหภูมิของชิ้นงานอัดขึ้นรูปร้อนในการทดลองนี้ มีค่า UTS, 0.2% Proof Stress และ Young's Modulus ที่สูงกว่า แต่มีค่า Elongation ที่ต่ำกว่าชิ้นงานจากการบดไทยๆ ทั้งนี้เนื่องจากชิ้นงานทั้งสองมีจุดโครงสร้างของคาร์ไบด์ที่แตกต่างกัน

3. โครงสร้างจุลภาคของชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปร้อนจะมีคาร์ไบด์มากกว่าและเป็นแบบไม่ต่อเนื่องซึ่งมีอยู่ทั้งตามขอบเกรนและภายในเกรน ส่วนในชิ้นงานจากการบดไทยๆ จะมีคาร์ไบด์เฉพาะตามขอบเกรนเท่านั้น ลักษณะและจำนวนของคาร์ไบด์ที่แตกต่างกันเกิดจากการที่ชิ้นงานที่ผ่านการอัดขึ้นรูปร้อนมีปริมาณ C เป็นส่วนประกอบมากกว่าถึงประมาณ 50%



รูปที่ 4 โครงสร้างจุลภาคแสดงลักษณะของ Precipitate Phase (γ') ในชิ้นงานจากการบดไทยๆ

กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับการสนับสนุนจาก ภาควิชาวิศวกรรมโลหการ คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย โดยได้รับทุนวิจัยจากสำนักงานพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีแห่งชาติ (สวทช.)

เอกสารอ้างอิง

- Benz, M.G., Zabala, R.J., Dupree, P.L., Knudsen, B.A., Carter, W.T. and Sawyer, T.F. 1994. Spray-Formed Alloy 718, Superalloys 718, 625, 706 & Various Derivatives, Edited by Edward A. Loria. *The Minerals, Metals and Materials Society* : 95-108.
- Goetzel, C.G. 1971. Electrical Discharge – Type Activated Pressure Sintering and Bonding of a Superalloy Composite Structure. *High Temperature–High Pressure* 3 : 425-438.
- Ruiz, C., Obabueki, A. and Gillespie, K. 1992. Evaluation of the Microstructure and Mechanical Properties of Delta Processed Alloy 718, Superalloy 1992, *The Minerals, Metals and Materials Society* : 33-42.
- Smith, G.D. and Flower, H.L. 1992. Superplastic Forming of Inconel Alloy 718 SPF, Superalloy 718, 625, 706 & Various Derivatives, Edited by Edward A. Loria. *The Minerals, Metals and Materials Society* : 355-364.
- Valencia, J.J., McCabe, T., Hens, K., Hansen, J.O. and Bose, A. 1992. Microstructure and Mechanical Properties of Inconel 625 and 718 Alloys Processed by Powder Injection Molding, Superalloy 718, 625, 706 & Various Derivatives, Edited by Edward A. Loria. *The Minerals, Metals and Materials Society* : 935-945.
- Zhang, J.M., Gao, Z.Y., Zhuang, J.Y., Zhong, Z.Y. and Janschek, P. 1997. Strain Rate Hardening Behavior of Superalloy in 718. *Journal of Materials Processing Technology*. 70 : 252-257.