

การสร้างแบบจำลองประเมินอายุที่เหลือสำหรับอุปกรณ์ของระบบผลิตไอน้ำที่เสียหายเนื่องจากความล้า
THE RESIDUAL LIFE ASSESSMENT MODELLING FOR STEAM GENERATOR UNDER FATIGUE DAMAGE.

ผศ. ดร. ก่อเกียรติ บุญชูกุล

: หน่วยปฏิบัติการวิจัยเทคโนโลยีการบำรุงรักษา
คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
: ฝ่ายบำรุงรักษาเครื่องกล
การไฟฟ้าฝ่ายผลิตแห่งประเทศไทย

นาย จิระศักดิ์ เจริญสุข

นาย อธิศักดิ์ ศรีบุญสุข

บทคัดย่อ

เอกสารฉบับนี้แสดงกรณีศึกษา การสร้างแบบจำลองการประเมินอายุที่เหลือสำหรับอุปกรณ์ของระบบผลิตไอน้ำที่เสียหายเนื่องจากความล้า ของโรงไฟฟ้าชนอมเครื่องที่ 1 อุปกรณ์ดังกล่าวทำงานในสภาวะแวดล้อมที่อุณหภูมิสูง และรับภาระแบบเป็นคาบและคงที่ (Cyclic and Steady Loading) ภาระแบบเป็นคาบนั้นสามารถทำให้เกิดความเสียหายแบบล้า (Fatigue) ซึ่งลักษณะความเสียหายจะปรากฏให้เห็นในรูปแบบของรอยร้าว (Crack) รอยร้าวสามารถขยายตัวจนถึงความยาวหนึ่งที่เป็นค่าวิกฤต ที่จะก่อให้เกิดความเสียหายอย่างฉับพลัน

วัตถุประสงค์ของเอกสารนี้เพื่อแสดงวิธีการสร้างแบบจำลองการหาอัตราการขยายตัวของรอยร้าว เพื่อนำไปประเมินอายุที่เหลือของอุปกรณ์ต่อไป การวิเคราะห์และการทดสอบกระทำโดยวิธีการของ Linear Elastic Fracture Mechanics (LEFM) และ ASTM Standard E-647 : Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rate. ผลลัพธ์จากการวิเคราะห์และการทดสอบ แสดงในรูปแบบความสัมพันธ์ระหว่าง อัตราการขยายตัวของรอยร้าว (Fatigue Crack Growth Rate, da/dN) และ Stress Intensity Factor Range (ΔK) ตามสมการของ Power Law คือ $da/dN = 4 \times 10^{-9} (\Delta K)^{3.21}$

ความนำ

ระบบผลิตไอน้ำของโรงไฟฟ้าจะประกอบด้วยชิ้นส่วนอุปกรณ์ด้านเครื่องกลอยู่หลายประเภท เช่น Drum, Header ประเภทต่าง ๆ การประกอบติดตั้ง การซ่อมบำรุงหรือการตรวจสอบอุปกรณ์เหล่านี้เป็นไปด้วยความลำบาก ยุ่งยาก ใช้เวลานาน และ/หรือ เสียค่าใช้จ่ายสูง

โดยเฉพาะ Header เป็นอุปกรณ์ที่มีความสำคัญของระบบผลิตไอน้ำ ถือเป็น Critical Component โดย Header นั้นจะทำงานในสภาวะที่อุณหภูมิสูงและรับภาระแบบเป็นคาบและคงที่ (Cyclic and Steady Loading) ซึ่ง Cyclic Loading สามารถทำให้เกิดความเสียหายแบบ Fatigue ขณะที่ Steady Loading สามารถทำให้เกิดความเสียหายแบบ Creep

ในกรณี Secondary Superheater Outlet Header ของ KN#1 ได้ตรวจพบความเสียหายลักษณะของ Crack ที่ผิว และยังไม่ได้มีการชี้ชัดลงไปว่าเหตุเกิดจาก Fatigue หรือ Creep ดังนั้นภายหลังจากการตรวจพบ Crack แล้ว ปัญหาที่ถือจะดำเนินการอย่างไรกับ Crack นั้น อันตรายที่

อาจจะก่อให้เกิดความเสียหายขึ้น และอายุการใช้งานที่เหลือของอุปกรณ์เป็นอย่างไร

วัตถุประสงค์และขอบเขต

เพื่อสร้างแบบจำลองการประเมินอายุที่เหลือของอุปกรณ์เครื่องกลที่เสียหายเนื่องจาก Fatigue โดยมีขอบเขตศึกษาหาสาเหตุความเสียหายที่มีอิทธิพลต่ออายุอุปกรณ์ เฉพาะสาเหตุจาก Fatigue เพียงอย่างเดียว โดยเลือกศึกษาเพียงอุปกรณ์เดียว คือ Secondary Superheater Outlet Header ของโรงไฟฟ้าชนอม เครื่องที่ 1

**ขั้นตอนปฏิบัติการทดสอบ
(Experimental Procedure)**

Linear Elastic Fracture Mechanics (LEFM) เป็นเครื่องมือที่มีความสามารถใช้ในการวิเคราะห์หาอายุที่เหลือของ Header ที่เกิดความเสียหายเนื่องจากรอยร้าวล้า (Fatigue Crack) จะแสดงพฤติกรรมการขยายขนาดของ Fatigue Crack ปัจจัยหลักเบื้องต้นที่ควบคุมการขยายขนาด

ของ Fatigue Crack นี้คือ Stress Intensity Factor Range (ΔK) ซึ่งจะมีความสัมพันธ์โดยตรงกับ ภาระที่กระทำเป็นคาบ (Cyclic Loading)

การดำเนินการ สร้างแบบจำลองการ ประเมินอายุของ Header จะกระทำโดยการสร้าง ชิ้นทดสอบ (Specimen) และเงื่อนไขในการ ทดสอบขึ้น โดยให้สอดคล้องกับสภาพที่เกิดขึ้นกับ ระบบจริง การทดสอบจะกระทำบนเครื่องทดสอบ ความล้า (Fatigue Tester Machine) เพื่อที่จะ กำหนดค่า Fatigue Crack Growth Rate (da/dN) แสดงในรูปความสัมพันธ์ระหว่าง Fatigue Crack Growth Rate และ Stress Intensity Factor Range ตามสมการของ Power Law ดังนี้

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \dots\dots\dots(1)$$

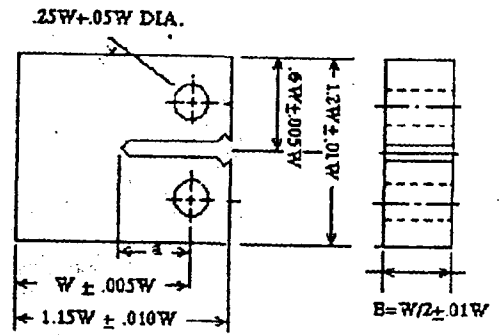
เมื่อ

- da/dN - Fatigue Crack Growth Rate
- ΔK = Stress Intensity Factor Range
- C & n = Material Constants

การทดสอบหาค่า Fatigue Crack Growth rate

1. กำหนดโครงสร้างชิ้นทดสอบ (Specimen Configuration)

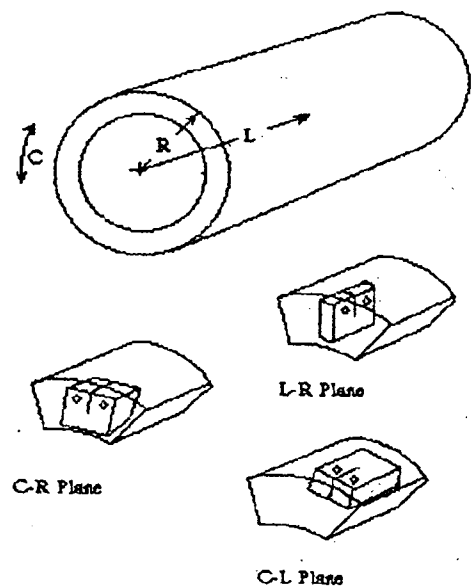
ชิ้นทดสอบสำหรับหาค่า Fatigue Crack Growth Rate เป็นแบบ Compact - Tension Specimen C(T) ซึ่งข้อกำหนดรายละเอียด เป็นไปตามมาตรฐานของ ASTM E-647 ดังแสดงในรูปที่ 1 โดยชิ้นทดสอบที่ใช้มี 2 ขนาด (ความหนา 25.5 และ 12.75 มม.) วัสดุที่ใช้ทำ ชิ้นทดสอบคือ SA-335P22 ซึ่งตัดมาจากท่อ ผงหนา โดยมีการจัดวางระนาบของชิ้นทดสอบ ดังแสดงในรูปที่ 2



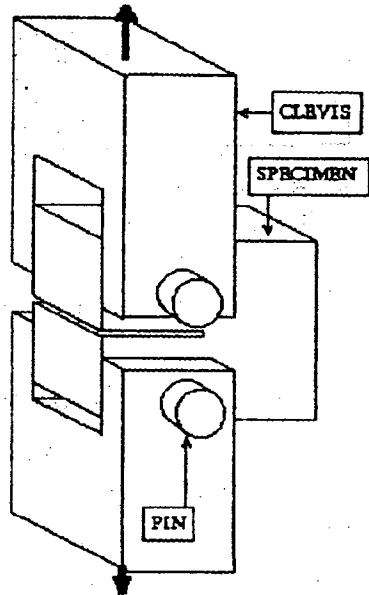
รูปที่ 1 C(T) Specimen for da/dN Testing

2. ระบบและเงื่อนไขการทดสอบ (System and Test Conditions)

ชิ้นทดสอบ ถูกจับยึดบนเครื่องทดสอบ โดยชุด Clevis-and-Pins ดังแสดงในรูปที่ 3 ภาระที่กระทำต่อชิ้นทดสอบเป็นแบบ Constant Load Amplitude and Control Mean Load Level in Tension และการให้ภาระในแนวแกนที่ตั้งฉากกับระนาบของรอยร้าว (Crack Plane) ซึ่งจะทำให้ รอย Crack ขยายขนาดเป็นแบบ Mode I (Opening or Tension Mode) ค่า Stress Ratio (R , min. load / max. load) ที่ใช้เท่ากับ 0.8, 0.7 และ 0.6 ซึ่งสอดคล้องกับค่า R ที่อาจเกิดขึ้น บน Header



รูปที่ 2 การจัดวางระนาบของชิ้นทดสอบ



รูปที่ 3 การจับชิ้นทดสอบโดย Clevis and Pin

โดยทฤษฎีของ Linear Elastic Fracture Mechanics อุปกรณ์เมื่อเกิดรอยร้าวแล้วจะเกิดความเสียหายเมื่อ $K_I = K_{IC}$ โดยที่

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \quad \text{----- (2)}$$

เมื่อ

- K_I = Stress Intensity Factor
- σ = Applied Stress
- σ_C = Critical Applied Stress
- a = Crack Length
- a_C = Critical Crack Length
- K_{IC} = Critical Stress Intensity Factor

ดังนั้น K_{IC} จะเกิดขึ้นเมื่อ σ ถึงค่า σ_C หรือ a ถึงค่า a_C และจะเกิดความเสียหายอย่างฉับพลันขึ้น
ค่า K_{IC} ซึ่งเป็นคุณสมบัติทางกลของวัสดุ เป็นค่าคงที่ของวัสดุประเภทหนึ่งๆ หาได้จากการทดสอบตามข้อแนะนำของ ASTM E-399 "Standard Test Method for Plane Strain Fracture Toughness of Metallic Materials" ถ้า

ทราบค่า K_{IC} แล้วก็ไม่จำเป็นต้องทำการทดสอบ ซึ่งในเอกสารนี้จะไม่กล่าวถึงรายละเอียดในการทดสอบค่า K_{IC} ดังกล่าว

สำหรับชิ้นทดสอบ C(T) ที่แสดงในรูปที่ 1 ค่า Stress Intensity Factor ที่เกิดขึ้นจะเป็นตามสมการ

$$K_I = \frac{P}{B\sqrt{W}} f\left(\frac{a}{W}\right) \quad \text{--- (3)}$$

เมื่อ

- a = Crack Length
- B = Specimen Thickness
- W = Specimen Width
- P = Applied Load

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \text{Dimensionless Geometry}$$

Correction Factor is in the Form of Polynomial Expression

โดยที่

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{\left(2 + \frac{a}{W}\right) \left[0.886 + 4.64 \left(\frac{a}{W}\right) - 13.32 \left(\frac{a}{W}\right)^2 + 14.72 \left(\frac{a}{W}\right)^3 - 5.6 \left(\frac{a}{W}\right)^4 \right]}{\left(1 - \frac{a}{W}\right)^{\frac{3}{2}}}$$

.....(4)

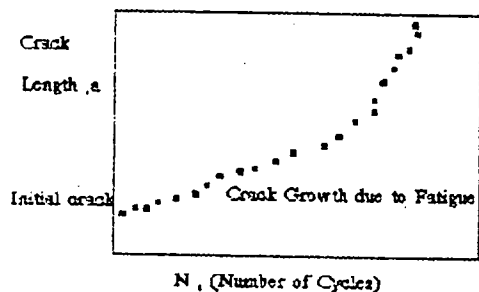
3. การทดสอบการขยายขนาดของ รอยร้าวล้า

การทดสอบกระทำที่ความถี่ 50 Hz และค่า Max. Stress Intensity Factor (K_{max}) ที่เกิดขึ้นบนชิ้นทดสอบขณะที่รอยร้าวกำลังขยายขนาด โดยที่ Ligament ($W-a$) ของชิ้นทดสอบอยู่ในสภาวะ Elastic จากความสัมพันธ์นี้

$$(W - a) \geq \frac{4}{\pi} \left(\frac{K_{max}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad \text{.....(5)}$$

การบันทึกความยาวของ Fatigue Crack ที่ปรากฏบนผิวของชิ้นทดสอบ โดยมีความสัมพันธ์กับจำนวนของคาบ (Cycle) ของการทดสอบที่ผ่าน

พจน์ไป $a = f(N)$ ดังแสดงในรูปที่ 4



รูปที่ 4 แสดงการบันทึกการขยายขนาดของ Crack สัมพันธ์กับ Cycle

4. การคำนวณ Fatigue Crack

Growth Rate (da/dN)

ภายหลังที่การทดสอบเสร็จสิ้นลง ข้อมูลดิบที่ได้ จะประกอบด้วยความยาวของ Fatigue Crack (a) และจำนวน Cycles (N) ของการทดสอบที่ได้ผ่านพจน์ไป เราสามารถกำหนด Fatigue Crack Growth Rate ได้โดยวิธีของ Secant Method ดังนี้

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_a = \frac{(a_{i+1} - a_i)}{(N_{i+1} - N_i)} \dots \dots \dots (6)$$

เมื่อ

$$(a_{i+1} - a_i) = \text{Incremental}$$

$$\bar{a} = \frac{a_{i+1} + a_i}{2}$$

5. การคำนวณค่า Stress Intensity Factor Range, ΔK

ที่ค่า da/dN ใด ๆ เราสามารถคำนวณค่า ΔK ได้จากสูตร

$$\Delta K := \frac{\Delta \sigma^2(2+\alpha)}{8 \cdot \sqrt{\pi} \cdot (1-\alpha)^2} \cdot \left(0.386 + 4.62\alpha - 13.32\alpha^2 + 14.72\alpha^3 - 5.6\alpha^4 \right)$$

where $\alpha := \frac{a}{W}$, $\frac{a}{W} \geq 0.2$ (7)

6. แบบจำลองประเมินอายุ (Life Assessment Model)

ค่า Fatigue Crack Growth Rate และ Stress Intensity Factor Range ที่คำนวณได้ มาสร้างความสัมพันธ์ $\log(da/dN)$ กับ $\log(\Delta K)$ และกำหนด Best-Fit Straight Line โดย Least Square Technique ดังแสดงในรูปที่ 5

ฉะนั้นจากผลการทดสอบและการดำเนินการที่ผ่านมา จะได้แบบจำลองสำหรับการประเมินอายุ Header ที่เสียหายเนื่องจาก Fatigue Crack ดังนี้

$$\frac{da}{dN} = 4 \times 10^{-9} (\Delta K)^{3.21} \dots \dots \dots (8)$$

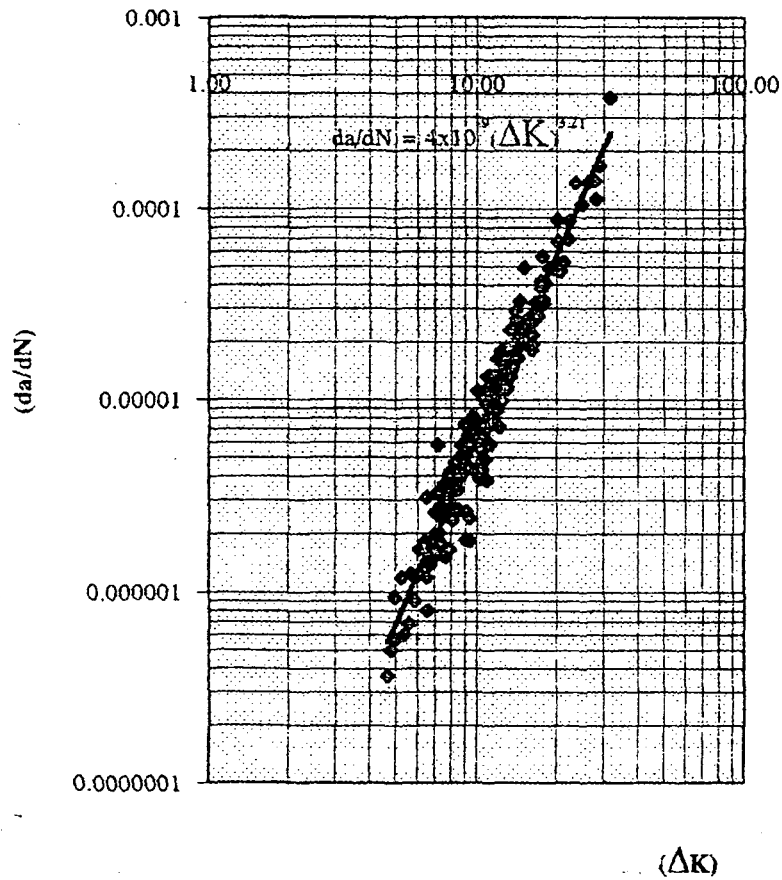
$$da/dN = \text{mm./Cycle}$$

$$\Delta K = \text{MPa m}^{1/2}$$

สรุป

แบบจำลองสำหรับการประเมินอายุที่เสนอในเอกสารนี้ ได้รวมผลของค่า Stress Ratio (R) ที่ 0.6, 0.7, และ 0.8 เข้าด้วยกัน ในรูปแบบของค่าเฉลี่ย ในช่วงของ Elastic Region แบบจำลองสร้างจากผลของการทดสอบตาม ASTM Standard E-647 แสดงในรูปความสัมพันธ์ของ Power Law : $da/dN = 4 \times 10^{-9} (\Delta K)^{3.21}$ โดยใช้วัสดุ SA 335 P22 ทำขึ้นทดสอบ แบบจำลองสามารถนำไปใช้ประเมินอายุอุปกรณ์อื่นที่ทำจากวัสดุกลุ่มนี้และสภาพแวดล้อมการทำงานที่คล้ายกัน

รูปที่ 5 แสดงพฤติกรรม Fatigue Crack Growth Rate



เอกสารอ้างอิง

1. Anderson, T.L., Ph.D, Fracture Mechanic Fundamentals and Applications, CRC Press, Inc., 1991.
2. Barsom, J.M., Rolfe, S.T., Fracture and Fatigue Control in Structures, Applications of Fracture Mechanics, Prentice-Hall, Inc., New Jersey, 1977.
3. Ewalds, Holo, Wanhill, R.J.H., Fracture Mechanics, Krips Repro, Mepel, Netherlands, 1984.
4. Fuchs, H.O., Stephens, R.I., Metall Fatigue in Engineering, John Wiley & Sons, New York, 1980.
5. Taylor, D., Fatigue Thresholds, Butterworth & Co.Ltd, 1989.
6. Hertzberg, R.W., Deformation and Fracture Mechanics of Engineering Materials., John Wiley & Sons, Inc., Singapore, 1989.
7. Nijhoff, M., Elementary Engineering Fracture Mechanics, Netherland, 1986.