หอสมุดกลาง สถาบันวิทยบริการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทที่ 5.

การประมาณอายุการใช้งานของปีกเฮลิคอปเตอร์ ภายใต้แรงดัดและแรงดึงในแนวแกนร่วมกัน

<u>การหาความเค้นแบบกลับไปกลับมาที่กระทำกับปีก</u>

จากบทที่ 4. จะทราบค่าโมเมนต์ดัด, แรงดึงในแนวแกนและแรงเฉือนที่กระทำกับชิ้นส่วนของปีก ซึ่งจะเห็นได้ว่าชิ้นส่วนที่ได้รับทั้งโมเมนต์และแรงสูงสุด คือ แผ่นอลูมิเนียมที่ใช้เป็นผิวของปีก ค่าโมเมนต์ดัดและแรงที่ชิ้นส่วนนี้ได้รับ คือ

M_{12A} = 101.26 ft.-lbs.

N_{12A} = 6986.68 lbs.

V_{12A} = 69.65 lbs.

โดยที่โมเมนต์ดัด M_{12A} ทำให้เกิดความเค้นดัดแบบกลับไปกลับมา และแรงดึงในแนวแกน N_{12A} ทำให้เกิดความเค้นดึงอย่างคงที่ ซึ่งเป็นความเค้นเฉลี่ย ดังนั้น

ความเค้นสลับ, $\sigma_a = M_{12A} c_{al.3} / I_{al.3}$

$= 101.26(12)(22.5/25.4)/(360.2388\times10^{-3})$

$= 2988$ psi.

ความเค้นเฉลี่ย, $\sigma_m = N_{12A}/A_{al.3}$

$= 6986.68/0.895257 = 7804.1$ psi.

ความเค้นสูงสุด, $\sigma_{max.} = \sigma_a + \sigma_m$

$= 2988 + 7804.1$

$= 10792.1$ psi.

เนื่องจากปีกเฮลิคอปเตอร์ได้รับทั้งความเค้นดัดอย่างกลับไปกลับไป และความเค้นเฉลี่ย ซึ่งในการประมาณอายุการใช้งานของปีกเฮลิคอปเตอร์จะต้องแปลงให้ความเค้น

ดัดแบบกลับไปกลับมา และความเค้นเฉลี่ย เป็นความเค้นดัดแบบกลับไปกลับมาเพียงอย่างเดียว โดยการพล็อตไดอะแกรมความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นสูงสุดกับความเค้นเฉลี่ย เมื่อพล็อตแล้วจะได้จุด A ดังแสดงในรูปที่ 29. จากนั้นลากเส้นตรงจากจุดความต้านแรงดึง (σ_u) ของอลูมิเนียมแผ่นผ่านจุด A ตัดแนวแกนตั้งซึ่งเป็นค่าความเค้นสูงสุดที่จุด B และเป็นค่าความเค้นดัดอย่างกลับไปกลับมาเพียงอย่างเดียว โดยมีความเค้นเฉลี่ยเป็นศูนย์ ความเค้นสูงสุดที่จุด B อ่านได้จากไดอะแกรมรูปที่ 29. คือ 5900 psi.

<u>การสร้าง S-N Curve ของอลูมิเนียมผสมโดยประมาณ</u>

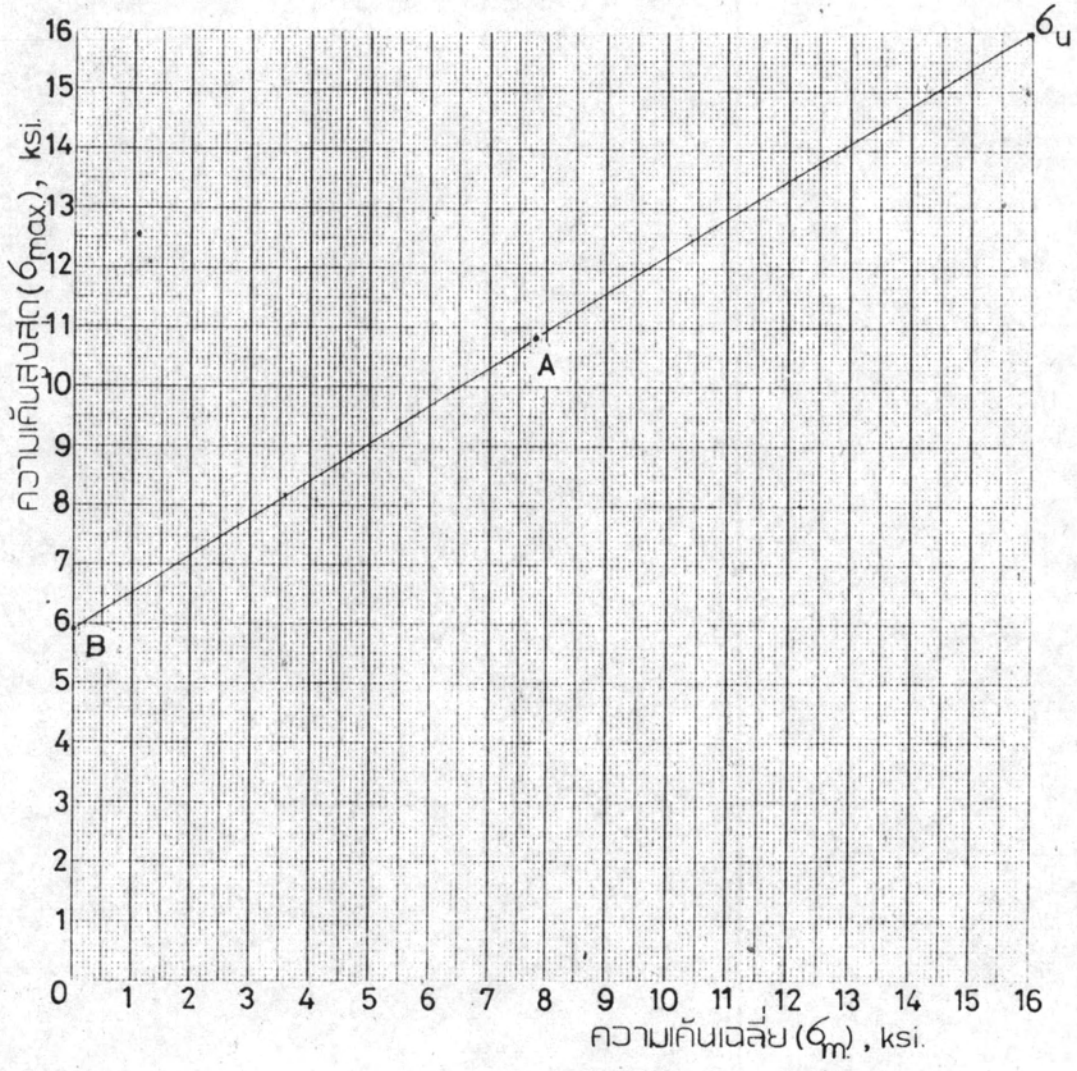
การสร้าง S-N Curve ของอลูมิเนียมผสมโดยประมาณ ทำได้โดยพิจารณา S-N Curve ของอลูมิเนียมผสมชนิดต่าง ๆ ดังรูป ก-1., ก-2และ ก-3ซึ่งเป็น S-N Curve ของอลูมิเนียมผสม 2014-T4, 2014-T6 และ 2024-T4 ตามลำดับ[10] โดยใช้ชิ้นทดสอบแบบคานหมุน จาก S-N Curve ของอลูมิเนียมผสมที่ได้กล่าวมาแล้ว นำเอาอัตราส่วนระหว่างความต้านความล้า, σ_f กับความต้านแรงดึง, σ_u พล็อตไดอะแกรมกับจำนวนรอบที่ทำให้ชิ้นทดสอบเสียหายในกระดาษ ล็อค-ล็อค ดังแสดงในรูปที่ 30. โดยที่ค่าความต้านแรงดึงของอลูมิเนียมผสมแต่ละชนิดมีดังนี้[8]

สำหรับอลูมิเนียมผสม 2014-T4, σ_u = 62 ksi.

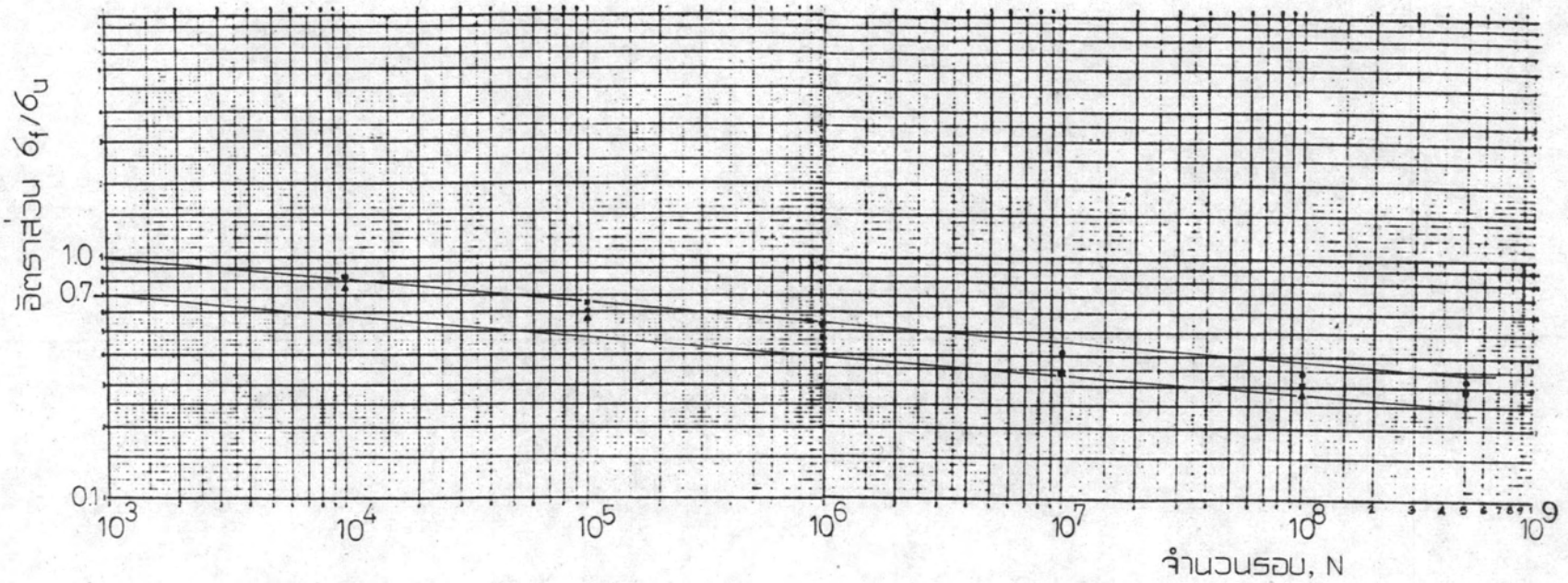
สำหรับอลูมิเนียมผสม 2014-T6, σ_u = 70 ksi.

สำหรับอลูมิเนียมผสม 2024-T4, σ_u = 68 ksi.

จากรูปที่ 30. จะเห็นได้ว่าที่จำนวนรอบ 10^3 รอบ อัตราส่วน σ_f/σ_u ต่ำสุดมีค่าเท่ากับ 0.7 และสูงสุดมีค่าเท่ากับ 1 และขีดจำกัดความล้า σ_n จะอยู่ที่จำนวนรอบ 5×10^8 รอบ ซึ่งอาจจะสรุปได้ว่า สำหรับอลูมิเนียมผสม ค่าความต้านความล้า σ_f ที่ 10^3 รอบ จะมีค่าเท่ากับ 0.7 เท่าของความต้านแรงดึง และค่าขีดจำกัดความล้าจะอยู่ที่ 5×10^8 รอบ ดังนั้น การสร้าง S-N Curve ของอลูมิเนียมผสมจะทำได้โดย ลากเส้นตรงจากจุดที่มีความต้านความล้าเท่ากับ $0.7\sigma_u$ ที่ 10^3 รอบ ไปยังจุดที่มีค่าขีดจำกัดความล้าที่ 5×10^8 รอบ ดังเส้น C ในรูปที่ 31. S-N Curve ที่ได้สร้างขึ้นนั้น แสดงถึงความสัมพันธ์ของความต้านความล้ากับจำนวนรอบที่ทำให้ชิ้นทดสอบเสียหาย จากการทดสอบแบบคานหมุนของ



รูปที่ 29. แสดงการพล็อตไดอะแกรมความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นสูงสุดกับความเค้นเฉลี่ย

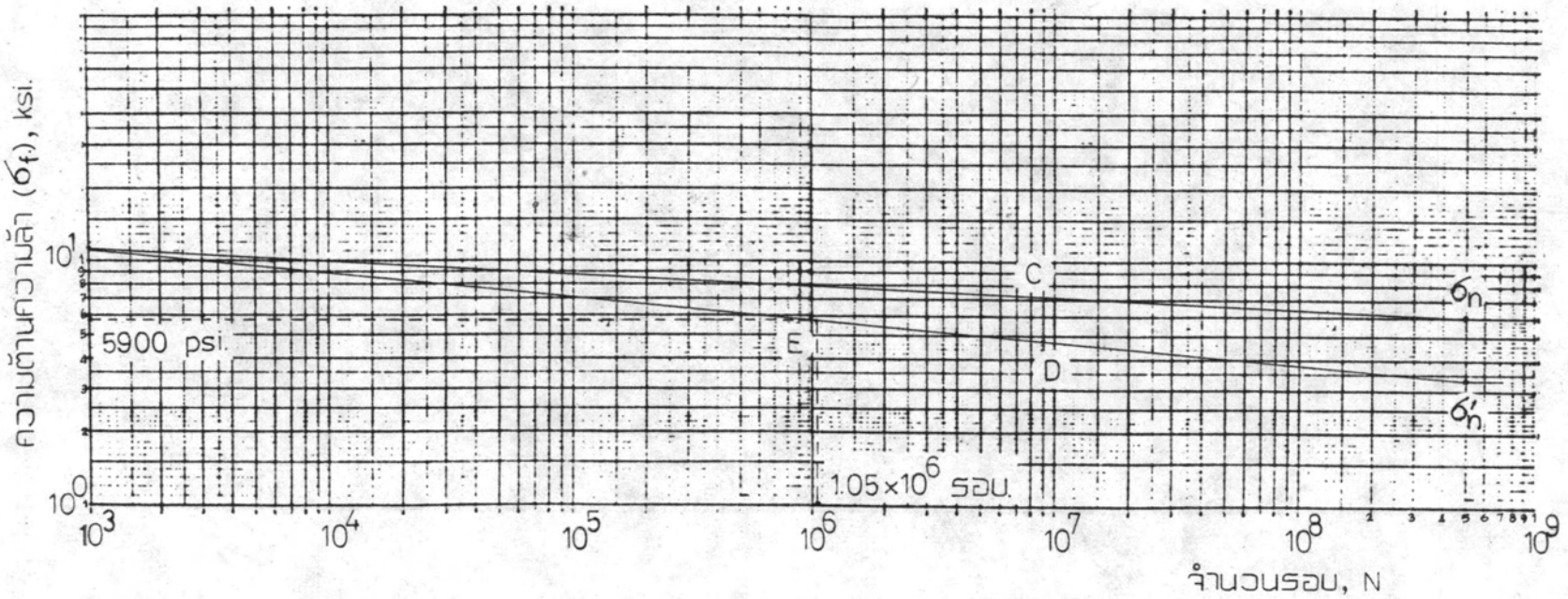


● อลูมิเนียมผสม 2014-T4

▲ อลูมิเนียมผสม 2014-T6

■ อลูมิเนียมผสม 2024-T4

รูปที่ 30. แสดงความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วน σ_f/σ_u กับจำนวนรอบที่ชิ้นทดสอบเสียหาย



C แสดง S-N Curve ของชิ้นทดสอบแบบคานหมุน

D แสดง S-N Curve ของปีคเฮลิคอปเตอร์

รูปที่ 31. แสดงการสร้าง S-N Curve ของอลูมิเนียมผสม

อลูมิเนียมผสม

สำหรับปีกเฮลิคอปเตอร์นั้น มีลักษณะต่าง ๆ ที่ไม่เหมือนกับชิ้นทดสอบแบบคานหมุน เช่น ผิวหน้า, ขนาดและการรวมตัวของความเค้นเป็นต้น ดังนั้นค่าขีดจำกัดความล้าของปีกเฮลิคอปเตอร์จึงมีค่าน้อยกว่าของชิ้นทดสอบแบบคานหมุน ซึ่งสามารถหาค่าขีดจำกัดความล้าของปีกเฮลิคอปเตอร์ได้จากสมการ[11]

$$\sigma'_n = k_a k_b k_c k_d \sigma_n \qquad (98)$$

เมื่อ σ'_n = ขีดจำกัดความล้าของปีกเฮลิคอปเตอร์

σ_n = ขีดจำกัดความล้าของชิ้นทดสอบแบบคานหมุน (สำหรับอลูมิเนียมผสม 1100-H12 มี σ_n = 6 ksi.)

k_a = ตัวประกอบของผิวหน้า

k_b = ตัวประกอบของขนาด

k_c = ตัวประกอบความเชื่อถือ

k_d = ตัวประกอบความเค้นหนาแน่น

การหาค่าตัวประกอบต่าง ๆ หาได้ดังนี้

ตัวประกอบของผิว (k_a), สำหรับผิวของปีกเฮลิคอปเตอร์ สมมติว่ามีผิวเรียบเหมือนกับชิ้นทดสอบแบบคานหมุน ดังนั้น $k_a = 1$

ตัวประกอบของขนาด (k_b), ตัวประกอบของขนาดหาได้จากกราฟรูป ก-4. ซึ่งสรุปได้ว่า

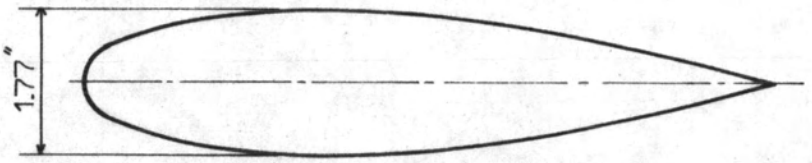
ถ้า $d < 0.3''$, $k_b = 1$

$0.3'' < d < 2''$, $k_b = 0.85$

$d > 2''$, $k_b = 0.75$

เมื่อ d = เส้นผ่าศูนย์กลางของชิ้นทดสอบ

หมายเหตุ: ในกรณีที่ชิ้นทดสอบไม่กลม ให้คิดส่วนที่สั้นที่สุด สำหรับปีกเฮลิคอปเตอร์ไม่ใช่ชิ้นส่วนที่กลม จึงให้คิดส่วนที่กว้างที่สุดของหน้าตัดปีก ซึ่งมีค่าเท่ากับ 1.77 นิ้ว ดังแสดงในรูปที่ 32. ดังนั้น ค่า $k_b = 0.85$



รูปที่ 32. แสดงส่วนที่กว้างที่สุดของหน้าตัดปีกเฮลิคอปเตอร์ที่ใช้ในการหาตัวประกอบของขนาด

ตัวประกอบความเชื่อถือ (k_c), ตัวประกอบความเชื่อถือเป็นตัวประกอบที่แสดงว่า เส้น S-N Curve นั้น มีโอกาสที่ชิ้นทดสอบไม่เสียหายเป็นกี่เปอร์เซ็นต์ ซึ่งค่า k_c หาได้จากสมการ[11]

$$k_c = 1 - 0.08 Z_R$$

เมื่อ Z_R = Standardized variable ซึ่งหาได้จากตาราง ก.

สำหรับปีกเฮลิคอปเตอร์จะใช้เปอร์เซ็นต์การอยู่รอดเท่ากับ 50% ซึ่งจะได้ค่า $k_c = 1$

ตัวประกอบความเค้นหนาแน่น (k_d), ค่าตัวประกอบความเค้นหนาแน่นหาได้จากสมการ

$$k_d = 1/K_f \tag{99}$$

$$K_f = 1 + q(K_t - 1) \tag{100}$$

เมื่อ K_f = ค่าตัวประกอบความเค้นหนาแน่นจริง

K_t = ค่าตัวประกอบความเค้นหนาแน่นทางทฤษฎี ซึ่งหาได้จากกราฟในรูป ก-5.

q = ค่าความไวของรอยเจาะ หาได้จากกราฟในรูป ก-6.

สำหรับปีกเฮลิคอปเตอร์ บริเวณที่มีความเค้นหนาแน่นมากที่สุด คือ บริเวณผิวของปีก ส่วนที่กว้างที่สุดของหน้าตัด และเป็นบริเวณที่ผิวปีกยึดติดกับ Rib ซึ่งยึดด้วยสกรู ในการคิดค่าตัวประกอบความเค้นหนาแน่น จะคิดแผ่นอลูมิเนียมซึ่งเป็นผิวของปีกเพียงชั้นเดียวและมีขนาดต่าง ๆ ดังรูปที่ 33. ซึ่งมีรัศมีของรอยเจาะ r = 1.25 m.m., อัตราส่วน d/b = 0.0595,อัตราส่วน d/h = 2.5 จากรัศมีรอยเจาะและอัตราส่วนทั้งสอง สามารถหาค่า q และ K_t ได้จากกราฟรูป ก-6. และ ก-5.ซึ่งจะได้

$q = 0.6$

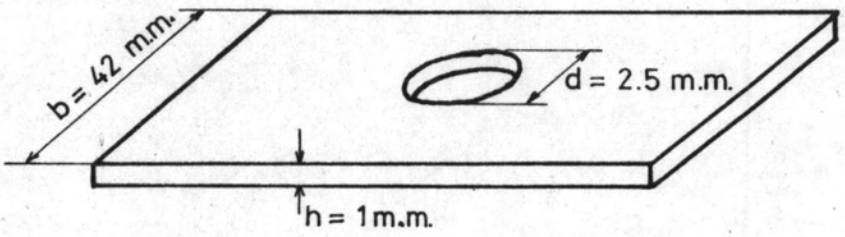
$K_t = 1.88$

แทนค่า q และ K_t ลงในสมการ (100)

$$K_f = 1 + 0.6(1.88 - 1) = 1.528$$

แทนค่า K_f ลงในสมการ (99) จะได้ค่า k_d ดังนี้

$$k_d = 1/K_f = 1/1.528 = 0.65445$$



รูปที่ 33. แสดงขนาดของแผ่นอลูมิเนียมที่ใช้ในการคิดค่าตัวประกอบความเค้นหนาแน่น

เมื่อได้ค่าตัวประกอบต่างเรียบร้อยแล้ว ก็แทนค่าตัวประกอบเหล่านั้นกับค่า σ_n ลงในสมการ (98) จะได้ค่าขีดจำกัดความล้าของปีกเฮลิคอปเตอร์ดังนี้

$$\sigma'_n = (1)(0.85)(1)(0.65445)(6000)$$

$$= 3337.7 \quad \text{psi.}$$

นำเอาค่า σ'_n พล็อตลงในกราฟรูปที่ 31. ที่ 5×10^8 รอบ แล้วลากเส้นตรงต่อระหว่างจุดความต้านความล้า $\sigma_f = 0.7\sigma_u$ ที่ 10^3 รอบ กับจุดขีดจำกัดความล้า σ'_n ที่ 5×10^8 รอบ คือ เส้น D ซึ่งเป็น S-N Curve ของปีกเฮลิคอปเตอร์

<u>อายุการใช้งานของปีกเฮลิคอปเตอร์โดยประมาณ</u>

จากที่ได้กล่าวมาแล้วจะเห็นได้ว่า ปีกเฮลิคอปเตอร์ได้รับความเค้นคัดอย่างกลับไปกลับมาเพียงอย่างเดียว มีค่าเท่ากับ 5900 psi การหาอายุการใช้งานของปีกเฮลิคอปเตอร์โดยประมาณ ทำได้โดยการพล็อตค่าความเค้นคัดอย่างกลับไปกลับมา ลงบน S-N Curve ของปีกเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งจะได้จุด E ดังแสดงในรูปที่ 31. และอ่านค่าจำนวนรอบ

ที่จุดนั้น ค่าจำนวนรอบที่อ่านได้จะบอกให้เราทราบว่า ปีกเฮลิคอปเตอร์ได้รับการคัดกี่ครั้งจึงจะเกิดการเสียหาย จากรูปที่ 31. อ่านค่าจำนวนรอบที่จุด E ได้ 1.05×10^6 รอบ

เนื่องจากโรเตอร์ของเฮลิคอปเตอร์หมุนด้วยความเร็วรอบ 300 รอบต่อนาที ซึ่งทำให้ปีกเฮลิคอปเตอร์เกิดการคัด 300 ครั้งต่อนาทีด้วย ดังนั้นอายุการใช้งานของปีกเฮลิคอปเตอร์คิดเป็นชั่วโมง จึงหาได้ดังนี้

อายุการใช้งานของปีกเฮลิคอปเตอร์ $= 1.05\times10^6/(300)(60)$

$= 58$ ชั่วโมง

ซึ่งอาจสรุปได้ว่า เมื่อปีกเฮลิคอปเตอร์ถูกใช้งานที่ความเร็วรอบของโรเตอร์เท่ากับ 300 รอบต่อนาที เป็นเวลา 58 ชั่วโมงแล้ว ปีกเฮลิคอปเตอร์บริเวณผิวของปีกส่วนที่กว้างที่สุดของหน้าตัด และเป็นบริเวณที่ผิวปีกยึดติดกับ Rib ด้วยสกรูจะเกิดการเสียหาย

หมายเหตุ : สำหรับการหาอายุการใช้งานโดยประมาณของปีกเฮลิคอปเตอร์ขณะที่เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ด้วยความเร็วสูงสุดนั้น ได้แสดงไว้ในภาคผนวก ค.