เครื่องทดสอบความล้าของโลหะ

นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ
นายนิวัฒน์ มูเก็ม
นายสนชัย ชูสุข

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2550

FATIGUE TEASTING MACHINE

MISS. NAMOIL LAYPRADITH

MR. NIWAT MOOKAM

MR. SONCHAI CHUSUK

A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT

OF THE REQUIRMENT FOR THE DEGREE OF

BACHELOR OF ENGINEERING IN INDUSTRIAL ENGINEERING

FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

ACADEMIC YEAR 2007

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ใบรับรองปริญญานิพนธ์

หัวข้อปริญญานิพนธ์	เครื่องทดสอบความล้าของโลหะ FATIGUE TESTING MACHINE		
นักศึกษา	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ	**รหัสประจำตัว**	48015668
	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	**รหัสประจำตัว**	48015670
	นายสนชัย ชูสุข	**รหัสประจำตัว**	48015684
หลักสูตร	วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมอุตสาหการ		

อาจารย์ผู้ควบคุมปริญญานิพนธ์

....

(ผศ.ดร.กรรณชัย กัลยาศิริ)

....

(ดร.อนิรุท ไชยจารุวณิช)

หัวข้อปริญญานิพนธ์	**เครื่องทดสอบความล้าของโลหะ**
นักศึกษา	***นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ***
	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
	นายสนชัย ชูสุข
หลักสูตร	***วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมอุตสาหการ***
	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา	**2550**
อาจารย์ผู้ควบคุมปริญญานิพนธ์	***ผศ.ดร.กรรณชัย กัลยาศิริ***
	ดร.อนิรุท ไชยจารุวณิช

บทคัดย่อ

โครงงานปริญญานิพนธ์นี้จัดทำขึ้นเพื่อศึกษาการทดสอบความล้าของโลหะ และสร้างเครื่องทดสอบความล้าของโลหะแบบปลายหมุนอิสระ โดยในปัจจุบันการใช้เครื่องจักรที่ทำมาจากโลหะในอุตสาหกรรมมีอย่างกว้างขวาง ซึ่งโลหะที่นำไปใช้ทำอุปกรณ์หรือชิ้นส่วนของเครื่องจักรหรือเครื่องมือกลต่างๆ นั้นต้องใช้งานและได้รับแรงกระทำเป็นจังหวะหรือเป็นรอบซ้ำๆ กลับไปกลับมาทั้งทางบวกและทางลบสลับกัน (Cyclic load) ซึ่งส่งผลให้โลหะเกิดความเสียหาย โดยทำให้โลหะนั้นเกิดการแตกหักเรียกการแตกหักนี้ว่า ความล้า (Fatigue failure) โดยทั่วไป 80 เปอร์เซ็นต์ของเครื่องจักรเสียหายเป็นเพราะเกิดจากความล้าของโลหะ ดังนั้นทางกลุ่มวิจัยจึงคิดว่าการสร้างเครื่องทดสอบความล้าของโลหะเพื่อมาทดสอบหาอายุของการเกิดความล้าของโลหะ (Fatigue life) ซึ่งมีความจำเป็นสำหรับการเลือกใช้โลหะให้เหมาะสมกับงานที่ทำได้ และช่วยเพิ่มประสิทธิภาพในการทำงานของเครื่องจักร พร้อมกับช่วยลดปัญหาที่จะเกิดขึ้นจากความเสียหายของเครื่องจักร และเนื่องจากทางภาควิชาวิศวกรรมอุตสาหการยังไม่มีเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ จึงสร้างเครื่องทดสอบความล้าของโลหะเพื่อนำมาใช้งานในภาควิชาวิศวกรรมอุตสาหการ ขั้นตอนในการทำงานเริ่มจากการศึกษาหาข้อมูลของเครื่องต้นแบบ จากนั้นทำการออกแบบและสร้างเครื่องทดสอบความล้าของโลหะตามการออกแบบ จากการดำเนินงานพบว่าสามารถสร้างเครื่องทดสอบความล้าของโลหะตามแบบที่กำหนดไว้ได้ และเครื่องทดสอบความล้าที่สร้างขึ้นสามารถใช้น้ำหนักในการถ่วงชิ้นงานได้จาก 1 ถึง 15 กิโลกรัม และสามารถนับจำนวนรอบได้จาก 0 ถึง 99,999,999 วัสดุที่ใช้ในการทดสอบความล้า คือ เหล็ก ทองเหลือง และอลูมิเนียม ซึ่งชิ้นงานทดสอบที่ใช้มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 8 มิลลิเมตร ยาว 146 มิลลิเมตร จากการทดสอบชิ้นงานพบว่าผลการทดสอบที่ได้มีแนวโน้มตามทฤษฎี

Thesis	Fatigue Testing Machine
Student	Miss. Namoil Laypradith
	Mr. Niwat Mookam
	Mr. Sonchai Chusuk
Degree	Bachelor of Engineering in Industrial Engineering
	King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang
Academic Year	2007
Thesis Advisor	Asst.Prof.Dr. Kannachai Kanlayasiri
	Dr. Anirut Chaijaruwanit

ABSTRACT

The objective of this project was to build a fatigue testing machine. At present, metals have been extensively used as parts in equipments and machines in industries. These parts are subjected to cyclic load, leading to a failure so-called fatigue. The fatigue failure usually causes machine failure, about 80%. The researchers developed the fatigue machine for determining fatigue life of metals. This is necessary for material selection and increasing efficiency of machines as well as reducing failure machine problems. Due to unavailability, the fatigue testing machine for metals was constructed for uses in the Industrial Engineering Department. Initially, an original testing machine was studied. Designing and constructing the machines were conducted respectively. As a result, the machine was successfully constructed as designed. The machine is able to be employed, using various loading weights from 1 to 15 kilograms and count the number of cycles from 0 to 99,999,999. Steel, brass and aluminum specimens with diameter of 8 millimeters, and length of 146 millimeters were tested. It was shown that the testing results agree with the theoretical trend.

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญานิพนธ์เรื่อง เครื่องทดสอบความล้าของโลหะ สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี กลุ่มผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณบุคคลทุกคนที่มีส่วนเกี่ยวข้องส่งผลให้ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้เสร็จสมบูรณ์

รศ.พรศักดิ์ อรรถวนิช หัวหน้าภาควิชาวิศวกรรมอุตสาหการ กลุ่มผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูงสำหรับการให้โอกาสในการศึกษาปริญญานิพนธ์ฉบับนี้ รวมทั้งความรู้ คำแนะนำ ความเอาใจใส่และทุกสิ่งทุกอย่างตลอดการศึกษาระดับปริญญาตรี ในหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ

ดร.กรรณชัย กัลยาศิริ และ ดร.อนิรุท ไชยจารุวณิช อาจารย์ที่ปรึกษาปริญญานิพนธ์ กลุ่มผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูงสำหรับ การให้โอกาสในการศึกษาปริญญานิพนธ์ฉบับนี้ รวมทั้งความรู้ คำแนะนำ ความช่วยเหลือและความเอาใจใส่ในทุกๆด้านตลอดเวลาที่ผ่านมา

ผศ.ดร.สิทธิพร พิมพ์สกุล และดร.สกนธ์ คล่องบุญจิต กลุ่มผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูงสำหรับความรู้คำแนะนำ และความช่วยเหลือทุกๆ ด้านในการจัดทำปริญญานิพนธ์ฉบับนี้

ขอบคุณเพื่อนทุกคนสำหรับความช่วยเหลือจนทำให้ปริญญานิพนธ์สำเร็จลุล่วงและคอยเป็นกำลังใจที่ดีตลอดมา

นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ
นายนิวัฒน์ มูเก็ม
นายสนชัย ชูสุข

สารบัญ

หน้า

สารบัญ (ต่อ)

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

สารบัญตาราง

หน้า

คำอธิบายสัญลักษณ์

สัญลักษณ์	ความหมาย
σ_b	ความเค้นดัด
σ_m	ความเค้นเฉลี่ย
σ_o	ความเค้นปกติ
σ_r	ช่วงกว้างความเค้น
$\sigma_{\max}$	ความเค้นสูงสุด
$\sigma_{\min}$	ความเค้นต่ำสุด
σ_D	ความเค้นล้า
σ_A	ความเค้นแอมพลิจูด
σ_F	การอ่านค่าความเค้นเปลี่ยนแปลง
σ'_n	ขีดจำกัดความทนทานหรือขีดจำกัดความล้า
τ	ความเค้นเฉือนเฉลี่ย
ω	ความเร็วเชิงมุม
δ	ระยะยืดตัวของวัสดุ
θ	มุมบิด
R	สัดส่วนความเค้น
M	โมเมนต์ดัดสลับ
D	เส้นผ่านศูนย์กลางของชิ้นงานทดสอบ
F	แรงที่กดปลายชิ้นงานทดสอบ
σ_{ba}	ความเค้นดัดสลับ
W_b	โมดูลัสภาคตัด
M_b	โมเมนต์ดัด
T	โมเมนต์บิด
l	ความยาว
G	โมดูลัสเฉือนของวัสดุ
τ	ความเค้นเฉือนเฉลี่ย
r	รัศมีนอกของเพลากลม
n_1	เป็นรอบของความเค้น

คำอธิบายสัญลักษณ์ (ต่อ)

สัญลักษณ์	ความหมาย
J	$\frac{\pi d_0^4}{32}$ สำหรับเพลาตัน
	$\frac{\pi}{32}(d_0^4 - d_i^4)$ สำหรับเพลากลวง
	d_o ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางนอกของเพลา
	d_i ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลายในของเพลากลวง
W_p	กำลังงาน
T	โมเมนต์บิด
ω	ความเร็วเชิงมุม
N	ความเร็วรอบ
c	ระยะจากแกนสะเทิน ไปยังผิวนอกสุด
I	โมเมนต์ความเฉลี่ยของพื้นที่
V	แรงเฉือนสูงสุด
A	พื้นที่หน้าตัด
L_{10h}	อายุประเมินเสียหาย
C	ความสามารถที่มารับโหลดพลวัต
A	3 สำหรับแบริ่งเม็ดกลม
	10/3 สำหรับแบริ่งแบบเม็ดกลมทรงกระบอก
P	โหลดพลวัตเทียบเท่า
f_s	อัตราคูณเพื่อความปลอดภัยทางพลวัต
V	แฟคเตอร์การหมุน
	1.0 ถ้ารางในหมุน
	2.0 ถ้ารางนอกหมุน
F_r	โหลดในแนวรัศมี
S_a	ความเค้นแอมพลิจูดที่ปลอดภัย
S_f	Fatigue strength
S_u	Tensile strength
S_y	Yield strength

คำอธิบายสัญลักษณ์ (ต่อ)

สัญลักษณ์	ความหมาย
E	โมดูลัสความยืดหยุ่น
G	โมดูลัสความแข็งแกร่ง
n	ความเร็วรอบของมอเตอร์ 3000 rpm
p	กำลังของ Motor 250 กิโลวัตต์ : (250×10^{3}) วัตต์

บทที่ 1
บทนำ

1.1 ความสำคัญของโครงงาน

ในทางวิชาวัสดุศาสตร์มีการทดสอบคุณสมบัติต่างๆ ของโลหะได้หลายวิธี ซึ่งการทดสอบแต่ละวิธีนั้นมีความแตกต่างกันออกไป และลักษณะของเครื่องทดสอบนั้นก็มีความแตกต่างเช่นกัน การทดสอบความล้าของโลหะสามารถทำได้โดยการใช้เครื่องทดสอบความล้า (Fatigue testing machine) โดยอาศัยการหมุนและได้รับแรงของชิ้นงานทดสอบ ซึ่งทำให้ชิ้นงานทดสอบเกิดความเค้นและเกิดความเสียหายในที่สุด (การขาดของชิ้นงานทดสอบ) จากนั้นอ่านค่าจำนวนรอบที่ชิ้นงานเกิดความเสียหาย (ขาด) ก็จะสามารถรู้ค่าที่วัสดุทนต่อแรงที่กระทำเป็นรอบได้

ชิ้นส่วนเครื่องจักรส่วนมากที่ได้รับแรงกระทำเป็นจังหวะหรือเป็นรอบซ้ำ ๆ กลับไปกลับมาทั้งทางบวกและทางลบสลับกัน เมื่อโลหะได้รับแรงกระทำกลับไปกลับมา เช่น รับแรงกดและแรงดึงสลับกันจะเกิดการแตกหักที่ความเค้นไม่ถึงความแข็งแรงสูงสุด การแตกหักที่เกิดขึ้นเช่นนี้เรียกว่า การล้าตัว (Fatigue) และการแตกหักจะมีอยู่ 2 ส่วน ส่วนแรกเรียกว่า บริเวณการล้า (Fatigue zone) ซึ่งมีผิวเรียบและเริ่มก่อตัวอย่างช้าๆ โดยเริ่มแรกจะเกิดการแตกร้าวเล็กๆ ขึ้นที่บริเวณที่อ่อนแอที่สุดของหน้าตัดงานและรอยร้าวที่ขยายเรื่อย ๆ เมื่อรับแรงที่มากระทำจนกลายเป็น (Micro crack) และเกิดเป็นการแตกเปราะ (Brittle fatigue) ในที่สุดการแตกหักในส่วนที่สองนี้มีลักษณะคล้ายก้อนผลึก

การทดสอบวัสดุในทางวิศวกรรมสามารถแบ่งออกเป็น 2 ประเภทใหญ่ๆ คือ การทดสอบแบบทำลายและการทดสอบแบบไม่ทำลาย ซึ่งในกรณีนี้จะขอกล่าวถึงการทดสอบแบบทำลายเป็นหลักเพื่อให้สอดคล้องกับโครงงานที่ได้จัดทำขึ้น เครื่องทดสอบความล้าของโลหะเป็นอุปกรณ์ทดสอบความสามารถของวัสดุที่นิยมใช้ในการทดสอบความสามารถทางกลอีกอย่างหนึ่ง แต่ในภาควิชาวิศวกรรมอุตสาหการนั้นยังไม่มีเครื่องทดสอบในลักษณะนี้ และได้สังเกตว่า การผลิตเครื่องจักรกลต่างๆ ต้องชิ้นส่วนวัสดุต่างๆ มาประกอบกันเป็นจำนวนมาก ซึ่งการเลือกใช้วัสดุเพื่อผลิตชิ้นส่วนต่างๆ ของเครื่องจะต้องพิจารณาให้ดีว่าสามารถต้านทานต่อการเสียหายจากการล้า (Fatigue failure) ได้หรือ ไม่ ความต้านทานของโลหะต่อการเสียหายจากการล้า กำหนดจากเขตจำกัดเอนดูแรนซ์ (Endurance limit) ซึ่งหมายถึงความเค้นสูงสุดที่โลหะสามารถรับได้โดยที่ไม่เกิดการแตกหัก เมื่อใช้แรงกระทำตามจำนวนครั้งที่กำหนด

1.2 วัตถุประสงค์

1.2.1 เพื่อสร้างเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ

1.2.2 เพื่อศึกษาถึงหลักการและรายละเอียดเกี่ยวกับเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ

1.3 ขอบเขตปริญญานิพนธ์

1.3.1 สร้างเครื่องทดสอบความล้าแบบปลายหมุนอิสระ

1.3.2 เครื่องทดสอบความล้าของโลหะสามารถใช้น้ำหนักได้จาก 1 ถึง 15 กิโลกรัม ในการถ่วงชิ้นงาน

1.3.3 เครื่องทดสอบความล้าของโลหะสามารถนับจำนวนรอบได้จาก 0 ถึง 99,999,999 รอบ

1.4 ผลที่คาดว่าจะได้รับ

1.4.1 เป็นตัวอย่างเครื่องทดสอบความล้าเพื่อปรับปรุงแก้ไขให้มีประสิทธิภาพที่มากขึ้น

1.4.2 เพื่อใช้ประกอบการเรียนการสอนที่เกี่ยวกับการทดสอบความล้าของโลหะ

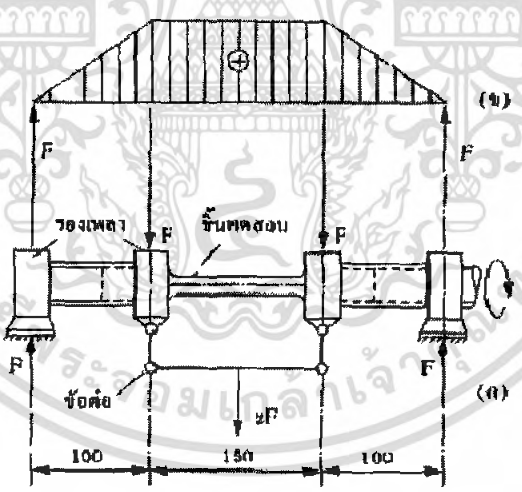
1.4.3 ทำให้เข้าใจถึงหลักการทำงานของเครื่องทดสอบความล้า

บทที่ 2
ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2.1 ทฤษฎีความล้าของโลหะ

ในการใช้งานหลายประเภท ชิ้นส่วนที่เป็นโลหะมักจะได้รับความเค้นซ้ำ ๆ เป็นรอบ ๆ วัสดุอาจเสียหายที่ความเค้นต่ำกว่าความแข็งแรงสูงสุดมาก ซึ่งแตกต่างจากการที่ชิ้นส่วนนั้นได้รับความเค้นเพียงครั้งเดียว ความเสียหายซึ่งเกิดขึ้นภายใต้ความเค้นซ้ำ ๆ เป็นรอบ ๆ เรียกว่าความเสียหายจากความล้า (Fatigue failure) ชิ้นส่วนในเครื่องจักรที่มักเสียหายเนื่องจากความล้ามักเป็นชิ้นส่วนที่เคลื่อนที่ เช่น ก้านลูกสูบ (Connecting rod) และอาจกล่าวได้ว่า 80% ของความเสียหายที่พบในเฟืองเครื่องจักรเกิดจากความล้า

ชิ้นส่วนเครื่องจักรกลที่ต้องหมุนและรับภาระดัดจะต้องมีการทดสอบความล้าด้วยการหมุนดัดในการทดสอบชิ้นทดสอบจะสวมด้วยรองเพลาห่างกัน 150 *mm* มีภาระ (น้ำหนัก) ห้อยแขวน (2F) คงที่ ทำให้เกิดค่าโมเมนต์คงที่ดังรูปที่ 2.1 ในการหมุน 1 รอบ จะเกิดความเค้นดัดสลับไปมาบนชิ้นทดสอบ ดังรูปที่ 2.1 ที่ขึ้นลงบนแกนความเค้นเฉลี่ย (Mean stress)



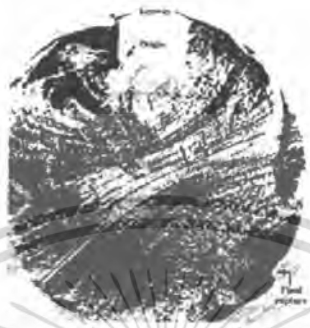
ก. ชิ้นทดสอบที่รับภาระ ข. พื้นที่โมเมนต์ดัด

รูปที่ 2.1 การทดสอบหมุนรับภาระดัด (มานพ ตันตระบัณฑิตย์, 2541)

ตัวอย่างความเสียหายจากความล้าของเพลาเหล็กกล้าเซาะร่อง แสดงในรูปที่ 2.2 ความเสียหายจากความล้ามักเริ่มที่จุดที่มีศูนย์รวมความเค้น เช่น มุมหรือรอยบากที่แหลมคม หรือบริเวณที่มีสารมลทิน (Inclusion) หรือตำหนิต่าง ๆ (Flaw) อยู่ การแตกหักเริ่มที่จุดเริ่มต้นของรอยแตกนิวเคลียส และรอยแตกจะขยายตัวไปในชิ้นส่วนโลหะที่ได้รับความล้าแบบเป็นรอบ ๆ หรือซ้ำ ๆ กันลักษณะความเสียหายจากความล้าจะเห็นเป็นลายเส้นคล้ายเปลือกหอยหรือรอยริ้วเนินทรายตามชายหาด (Beach mark) ดังรูปที่ 2.2 เป็นความเสียหายสะสมในชิ้นงาน จนส่วนที่เหลือใน

เนื้อโลหะมีขนาดเล็กจนไม่สามารถรับแรงกระทำได้ วัสดุจึงแตกหัก ดังนั้นอาจแบ่งตามรูปลักษณะที่เกิดบนผิวหน้าตัดของชิ้นงานที่แตกได้ 2 แบบ คือ

1. ส่วนที่เป็นผิวเรียบเนื่องจากการขัดสีระหว่างผิวที่เปิดออกขณะเกิดรอยแตกแยกชิ้นงานออก
2. ส่วนผิวที่ขรุขระซึ่งเป็นส่วนสุดท้ายที่แตกหักเนื่องจากรับน้ำหนักเกินที่วัสดุจะทนได้

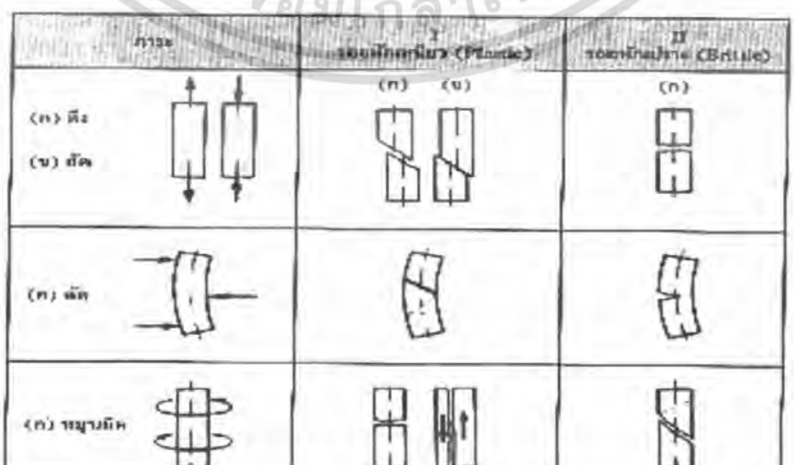


รูปที่ 2.2 ลักษณะการแตกหักที่ผิวหน้าตัดเพลาเนื่องความล้า เพลามีเซาะร่องทำด้วยเหล็ก 1040 ความแข็งเท่ากับ 30 RC การแตกจากความล้าเริ่มจากมุมซ้ายของร่องและขยายตัวเกือบเต็มพื้นที่ภาคตัดขวาง ก่อนที่จะแตกหักในที่สุด (แน้น อมรสมิทธ์ และสมชัย อัครทิวา, 2547)

ได้มีการทดสอบวัดความล้าเพื่อประเมินอายุการใช้งานของวัสดุ วิธีทดสอบความล้าโดยใช้อุปกรณ์ขนาดเล็กที่มักใช้กันมากที่สุดคือ การทดสอบการหมุนชิ้นงานให้ได้รับความเค้นอัดและดึงสลับกัน ได้ด้วยแรงบิดที่มีขนาดเท่ากันขณะบิดหมุน ชิ้นงานทดสอบมักเป็นคอคอด ผิวลาดเอียงเข้ามาบริเวณส่วนกลาง ข้อมูลจากการทดสอบมาเขียนกราฟ S-N แสดงความเค้น S ที่ทำให้เกิดการแตกหักกับจำนวนรอบ N ณ จุดที่แตกหัก

2.1.1 ประเภทของรอยแตกหัก

ประเภทของรอยแตกหัก และปฏิกิริยาการแตกหัก รอยแตกหักเหนียว (Plastic, I) และ รอยหักเปราะ (Brittle, II) ของวัสดุ



รูปที่ 2.3 การแบ่งลักษณะการแตกหัก

(ก) รอยแตกหักเหนียวด้วยแรง (Plastic force rupture) ลักษณะรอยแตกหักจะมีทิศทางตามแนวความเค้นเฉือน ลักษณะนี้เกิดกับวัสดุเหนียว จากการที่ความเค้นแตกหักสถิต (Static breaking stress) สูงเกินไป

(ข) รอยแตกหักเปราะด้วยแรง (Brittle force rupture) ลักษณะรอยแตกหักจะอยู่ในทิศทางความเค้นปกติ (Normal stress) จะเกิดกับวัสดุเปราะหรือวัสดุที่เปราะเมื่ออุณหภูมิสูงขึ้นหรือเกิดจากการออกแบบชิ้นส่วนที่มีลักษณะการหน่วงเหนี่ยวการยืดตัวจากการที่มีความเค้นแตกหักสถิตสูงเกินไป

(ค) รอยแตกหักจากการล้า (Fatigue failure) ลักษณะรอยแตกหักจะอยู่ในทิศทางความเค้นปกติ การแตกหักเกิดจากค่าความเค้นมากเกินกว่าค่าความล้า (Fatigue strength) โดยเฉพาะอย่างยิ่งจากร่องบากบนชิ้นส่วน (Notched strength) โดยความเค้นล้าลดต่ำลงมาก รอยแตกหักจากความล้าส่วนใหญ่จะแสดงแนวเส้นวิกฤต (Arrest line) ที่ขยายเป็นแนวกว้างให้เห็นและมีเศษรอยแตกหัก (รอยแตกหักจากแรง) ที่แสดงผิวหยาบให้เห็นผิวรอยแตกหักจากความล้าที่ยิ่งมีผิวราบเรียบเท่าใดยิ่งแดงรอยแตกหักจากความล้าที่มีการขยายตัวช้าขึ้นเท่านั้น นั่นหมายถึงภาวะที่กระทำยิ่งน้อยลง

รูปที่ 2.4 รูปแบบการแตกหักจากความล้า

(ก) ความล้าแตกหักจากความเค้นดัด บริเวณช่วงเพลาไปยังเพลาเยื้องศูนย์

(ข) ความล้าแตกหักจากความเค้นดัดหมุนของเพลาขับของเครื่องพลิกขยะ (สาเหตุเกิดจากการมีรัศมีบริเวณตกบ่าน้อยเกินไป)

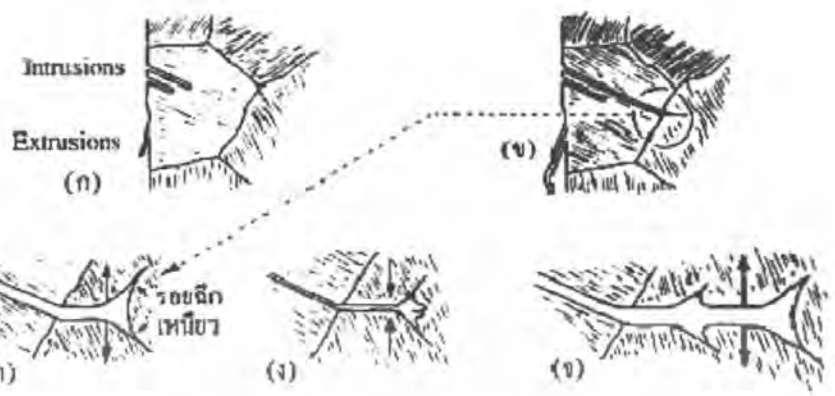
(ค) ความล้าแตกหักจากความเค้นบิด

A : รอยเริ่มแตกหักครั้งแรกตรงตำแหน่งรอยบากของผิวชิ้นงาน

B : โซนของการแผ่ขยายของการแตกหักจากความล้า

C : พื้นที่แตกหักด้วยแรง (Force rupture area)

การเกิดรอยแตกร้าว (Fatigue cracks) จะเกิดความเข้มข้นความเค้นที่บริเวณผิวหรือตำหนิที่เนื้อวัสดุ อย่างไรก็ไรก็ตามวัสดุที่ไม่มีรอยตำหนิอยู่แต่รับภาระความเค้นเปลี่ยนแปลง (Cyclic stress) จะมีผลให้เกิดการครากตัวในบริเวณที่ช่วงความเค้นยังต่ำ ความเค้นครากสถิต (Static yield stress) ลักษณะจะปรากฏเป็นแถบลื่น (Slip bands) ทำให้ปรากฏบนผิวแถบลื่นลึกเข้าไปในผิว (Intrusive) หรือยื่นออก (Extrusive) ดังรูปที่ 2.5 โดยแถบลื่นลึกจะมีขนาดยาว 1 ไมโครเมตร และกว้าง 0.5 ไมโครเมตร มันสามารถทำให้เกิดความเค้นและจุดเริ่มต้นของรอยร้าวความล้า



รูปที่ 2.5 การเริ่มต้นเกิดรอยร้าวความล้า

(ก) แถบลื่นลึก (Intrusion) และแถบลื่นยื่นออก (Extrusion) เนื่องจากการไหลตามระนาบผลึก

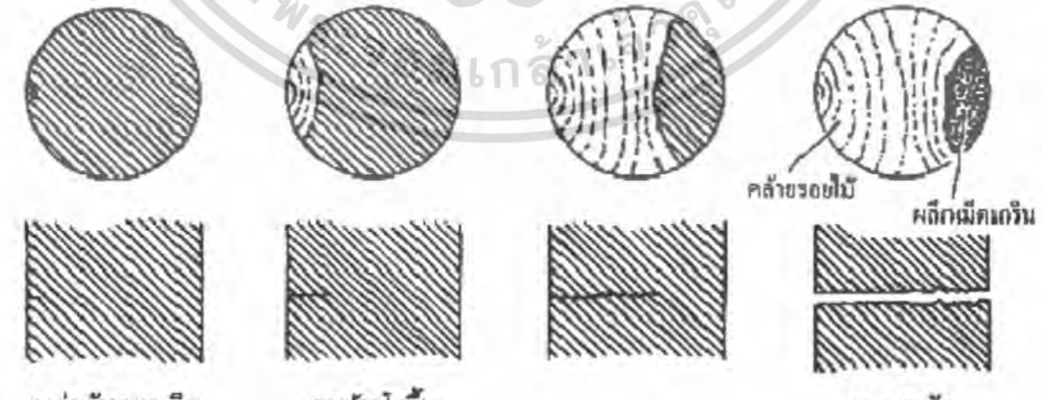
(ข) การขยายตัวของแถบลื่นลึกนำไปสู่ความเข้มข้น

(ค) (ง) ความเค้นแล้วฟอร์มตัวรอยร้าวที่ชัดเจน

(จ) ความเค้นสลับที่ทำให้เกิดการสลับดึง-สลับอัดที่ปลายรอยร้าวปรากฏบนผิวแตกหัก

2.1.2 ขั้นตอนการแตกหักปกติของความเค้นล้า

รอยร้าวเกิดจากแถบลื่นลึกเริ่มต้นในทิศทางที่ความเค้นกระทำที่ยอดรอยร้าวเกิดขึ้นจากอิทธิพลของความเค้นดึงและความเค้นอัด จากการอัดตัวเปลี่ยนเป็นการดึงทำให้รอยร้าวเปิดกว้างขึ้น เมื่อความเค้นดึงเพิ่มขึ้นจะเกิดการเปลี่ยนแปลงรูปแบบคราคตัว รอยฉีกเกิดขึ้นนำไปสู่รอยร้าวโต (Crack growth) เมื่อความเค้นที่กระทำเป็นแผนภาพเส้นโค้งขึ้นลง ก็ทำให้รอยร้าวขยายตัวช้า ๆ



รูปที่ 2.6 ขั้นตอนความเสียหายจากความล้าสังเกตได้จากย่านรอยร้าวที่ขยายออกคล้ายรอยไหม้ มีผิวมันกลมกลืนด้วยกันจากความเค้นสลับ รอยแตกหักสุดท้ายจะเป็นผลึกเม็ดเกรน

2.2 ความเค้นที่กระทำเป็นรอบ ๆ (Cyclic stress)

ค่าความเค้นที่กระทำให้เกิดความล้าในวัสดุขึ้นในทางปฏิบัติอาจไม่เท่ากับค่าที่ได้จากการทดสอบการล้า อาจมีสาเหตุมาจากลักษณะการทดสอบความล้าที่ทางอุตสาหกรรมใช้วิธีที่แตกต่างกันดังเช่นในงานวิจัยที่มีการทดสอบหลายประเภท เช่น ทดสอบความล้าจากความล้าตามแนวแกน แรงบิด และแรงขับ แสดงกราฟของความเค้นที่ทำให้เกิดความล้ากับจำนวนรอบที่กระทำในการทดสอบ โดยทั่วไปจะมี 3 ลักษณะกราฟของความเค้นกับจำนวนรอบที่ทำให้เกิดความล้า เมื่อทดสอบที่ความเค้นบวกกับความเค้นกลับทิศทางกัน (Completely reversed stress cycle) อาจเขียนกราฟรูปไซน์ (Sinusoidal form) กราฟนี้เป็นรูปแบบทั่วไปที่เกิดขึ้นจากเพลาที่หมุนด้วยความเร็วคงที่โดยไม่เกิดความเค้นประลัยของชิ้นงาน เครื่องทดสอบความล้าแบบชิ้นทดสอบปลายหมุนอิสระ ข้อมูลกราฟความเค้นกับจำนวนรอบเหมือนกัน ความเค้นสูงสุดและต่ำสุดในรอบที่เกิดความล้าจะมีค่าเท่ากัน เพียงแค่มีเครื่องหมายตรงกันข้ามกัน จากคำจำกัดความเค้นแรงดึงเป็นบวกและความเค้นแรงอัดเป็นลบ ในเชิงพีชคณิตให้คิดว่าความเค้นสูงสุดมีเครื่องหมายบวกมีค่าสูงสุด และความเค้นต่ำสุดมีเครื่องหมายลบมีค่าต่ำสุด

วัฏจักรความเค้นที่เกิดซ้ำกันมีความเค้นสูงสุด σ_{max} เท่ากับความเค้นต่ำสุด σ_{min} ในกรณีนี้ทั้งความเค้นต่ำสุดและสูงสุดเป็นแรงดึง แต่วัฏจักรความเค้นซ้ำในกรณีอื่นอาจมีความเค้นสูงสุดและความเค้นต่ำสุดที่มีเครื่องหมายตรงข้ามกันหรือเป็นการอัดทั้งคู่ก็ได้ หรือบางครั้งที่ความเค้นกระทำเป็นรอบ ๆ อาจแปรเปลี่ยนแบบสุ่มทั้งขนาด (Amplitude) และความถี่ (Frequency) ได้ด้วย ในกรณีนี้กราฟความเค้นกับจำนวนรอบจะมีรูปลักษณะแตกต่างออกไปโดยสิ้นเชิง

การกำหนดลักษณะของกราฟความเค้นที่กระทำขึ้น ๆ ลง ๆ มักกำหนดรูปลักษณะเฉพาะด้วยค่าตัวแปรดังนี้คือ

2.2.1 ความเค้นเฉลี่ย (Mean stress) **ความเค้นเฉลี่ย σ_m เป็นค่าเฉลี่ยของความเค้นสูงสุดและความเค้นต่ำสุดในวัฏจักรความล้า**

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \tag{2.1}$$

เมื่อ

σ_m ความเค้นเฉลี่ย

σ_{max} ความเค้นสูงสุด

σ_{min} ความเค้นต่ำสุด

2.2.2 ช่วงกว้างความเค้น (Range of stress) σ_r เป็นค่าความแตกต่างระหว่าง σ_{max} และ σ_{min}

$$\sigma_r = \sigma_{max} - \sigma_{min} \tag{2.2}$$

เมื่อ

σ_r ช่วงกว้างความเค้น

2.2.3 ขนาดความเค้น (Stress amplitude) σ_a มีค่าเท่ากับครึ่งหนึ่งของความเค้นที่กระทำซ้ำใน 1 รอบ

$$\sigma_a = \frac{\sigma_r}{2} = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad (2.3)$$

เมื่อ

σ_a ขนาดความเค้น

2.2.4 สัดส่วนความเค้น (Stress ratio) R เป็นสัดส่วนระหว่างความเค้นต่ำสุดกับสูงสุด

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (2.4)$$

เมื่อ

R สัดส่วนความเค้น

2.2.5 ความเค้นล้า (Fatigue stress)

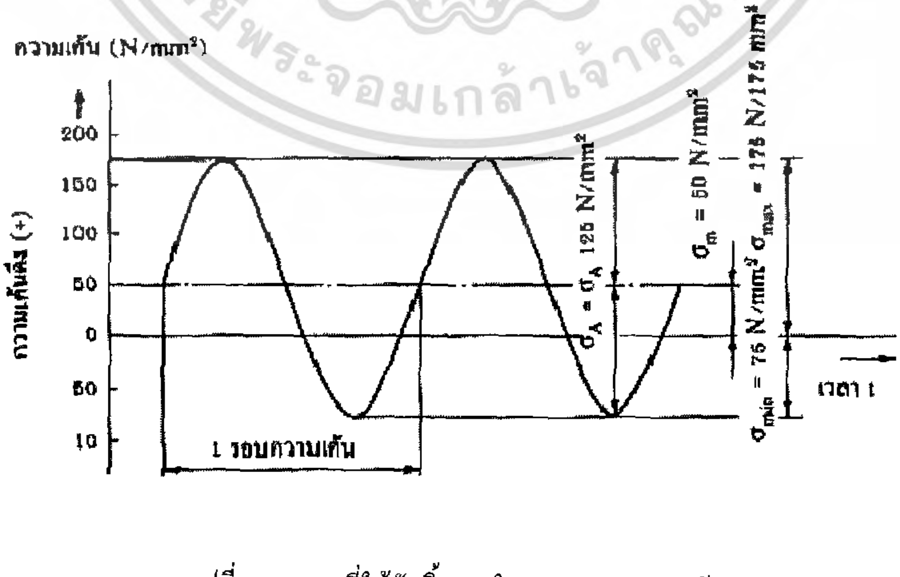
ความเค้นล้าของวัสดุจะหมายถึง ภาระใด ๆ ที่กระทำต่อชิ้นทดสอบ (บ่อยครั้ง) โดยไม่มีการแตกหักไม่เกินค่าแปรรูปที่อนุญาตทุก ๆ ความเค้นล้า σ_D (Mean stress) มารวมเข้ากับความเค้นแอมพลิจูด σ_A (Stress amplitude)

$$\sigma_D = \sigma_m \pm \sigma_A \quad (2.5)$$

เมื่อ

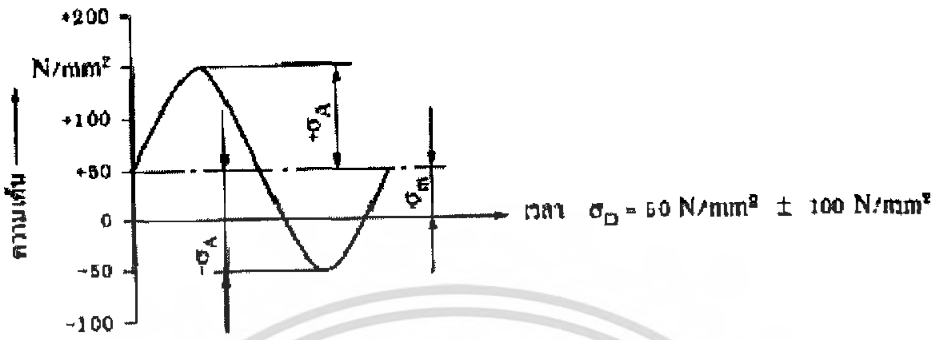
σ_D ความเค้นล้าของวัสดุ

σ_A ความเค้นแอมพลิจูด



รูปที่ 2.7 ภาระที่ให้กับชิ้นงานในการทดสอบความล้า

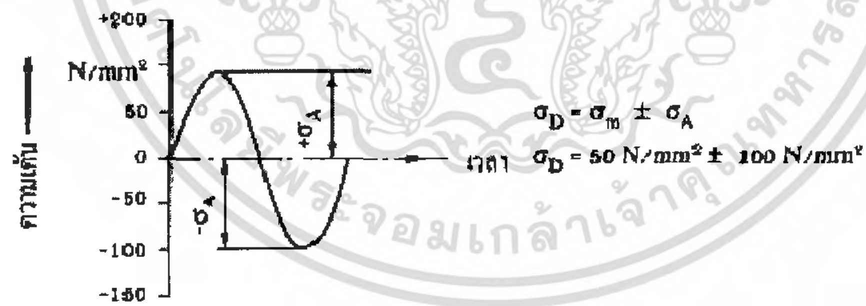
2.2.6 การอ่านค่าความเค้นล้า



รูปที่ 2 8 แผ่นภาพความเค้นสลับ

วัฏจักรความเค้นแบบรีพีท (Repeated stress cycle) ซึ่งความเค้นดึงสูงสุด (σ_{max}) มีค่าเท่ากับ 150 N/mm² และความเค้นต่ำสุด (σ_{min}) มีค่าเท่ากับ -50 N/mm² ไม่สมมาตรเมื่อเทียบที่ระดับความเค้นศูนย์ (Zero stress level) $\sigma_A = 100\ N/mm^2$ เพราะฉะนั้น $\sigma_D = 50\ N/mm^2 \pm 100\ N/mm^2$

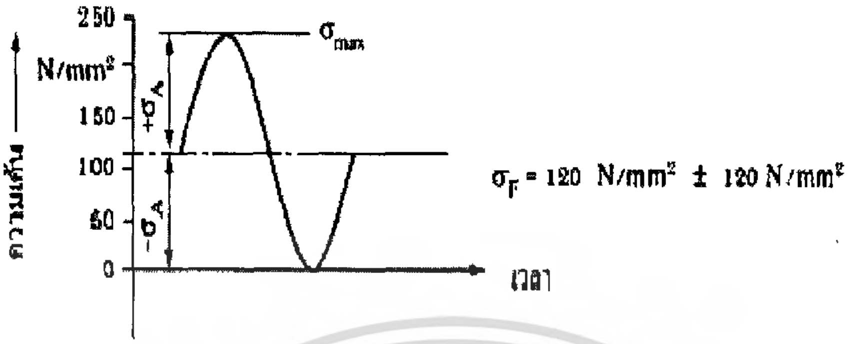
2.2.7 การอ่านค่าความเค้นสลับ (Alternating stress, σ_a)



รูปที่ 2 9 แผนภาพความเค้นสลับ-เวลา

กราฟความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นกับเวลาสำหรับความเสียหายจากความล้า วัฏจักรความเค้นแบบรีเวอร์ส (Reversed stress cycle) ซึ่งระดับความเค้นเปลี่ยนจากความเค้นดึงสูงสุด (+) ซึ่ง σ_{max} มีค่าเท่ากับ 100 N/mm² ไปสู่ความเค้นอัดสูงสุด (-) และ σ_{min} มีค่าเท่ากับ -100 N/mm² ซึ่งมีขนาดเท่ากัน

2.2.8 การอ่านค่าความเค้นเปลี่ยนแปลง σ_F ; จาก $\sigma_D = \sigma_m \pm \sigma_A$



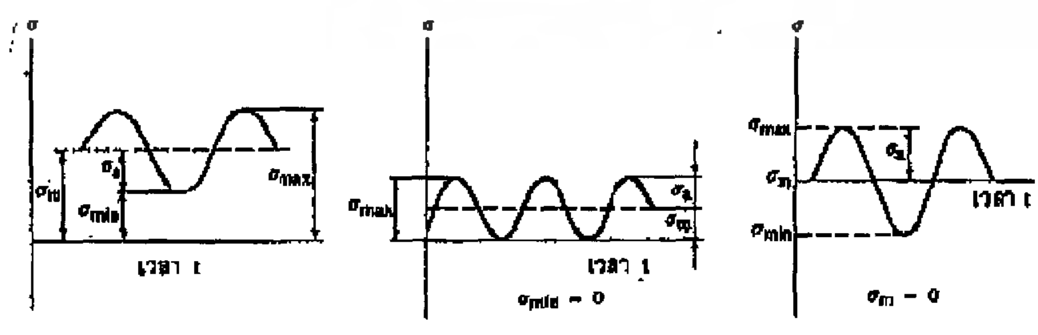
รูปที่ 2.10 แผนภาพความเค้นเปลี่ยนแปลงเวลา

วัฏจักรความเค้นแบบรีพีท (Repeated stress cycle) ซึ่งความเค้นดึงสูงสุด (σ_{max}) มีค่าเท่ากับ 240 N/mm^2 และความเค้นต่ำสุด (σ_{min}) มีค่าเท่ากับ 0 N/mm^2 จะเห็นได้ว่ากราฟไม่สมมาตรกันที่ระดับความเค้นศูนย์ (Zero stress level) แต่จะกราฟจะมีค่าระดับความเค้นที่เปลี่ยนจากความเค้นดึงสูงสุด (+) σ_{max} ไปสู่ความเค้นอัดสูงสุด (-) σ_{min} ซึ่งมีขนาดเท่ากัน คือ $\pm$120 N/mm^2

2.3 เกณฑ์ของโซเดอร์เบอร์ก

ในการออกแบบชิ้นงานโดยการคิดถึงความล้ามักนิยมใช้วิธีการที่ เรียกว่า เกณฑ์ของโซเดอร์เบอร์ก (Soderberg 's criterion) เป็นส่วนมาก แต่ก่อนที่จะถึงการออกแบบดังกล่าวให้มาพิจารณาถึงลักษณะการเปลี่ยนแปลงหรือความเค้น

ชิ้นงานทั่วไปแล้วแรงจะเปลี่ยนแปลงในลักษณะที่ไม่อาจจะทราบได้อย่างแน่นอน แต่เพื่อให้สามารถคำนวณได้จึงสมมุติให้แรงเปลี่ยนแปลงในลักษณะแบบไซน์ดังรูปที่ 2.11 (ก) แสดงให้เห็นถึงการเปลี่ยนแปลงความเค้นซึ่งมีค่าเป็นบวก (ความเค้นดึง) ตลอดเวลา รูปที่ 2.11 (ข) เป็นแบบกระทำซ้ำ คือ เปลี่ยนแปลงจากศูนย์ไปเป็นค่าสูงสุดแล้วกลับมาเป็นศูนย์อีก รูปที่ 2.11 (ค) เป็นแบบกลับไปกลับมา คือ เปลี่ยนแปลงค่าบวกสูงสุดไปเป็นค่าลบสูงสุดที่มีขนาดเท่ากัน



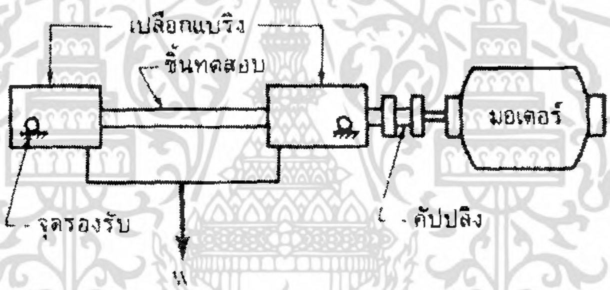
รูปที่ 2.11 การเปลี่ยนแปลงความเค้นแบบไซน์ซอยดัล

2.4 ความต้านแรงทนทานและขีดจำกัดความทนทาน

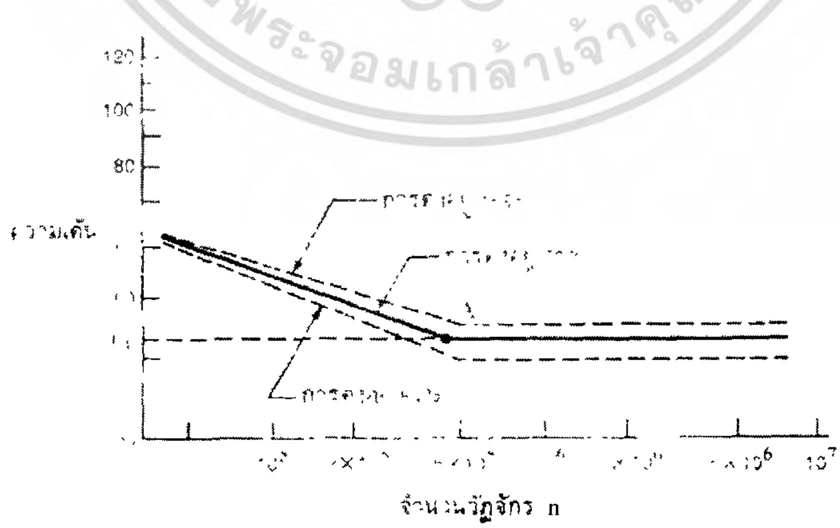
การออกแบบชิ้นส่วนเครื่องจักรกลที่รับแรงเปลี่ยนแปลงเป็นวัฏจักร จะไม่ใช้ความต้านทานแรงดึงครากหรือความต้านแรงดึงเป็นรากฐาน แต่จะใช้ความต้านแรงที่เรียกว่าความต้านแรงทนทาน ซึ่งหาได้ได้จากขีดจำกัดความทนทาน (Endurance limit) หรือจากการทดลองโดยมีนิยามดังนี้

ขีดจำกัดความทนทานหรือขีดจำกัดความล้า (Fatigue limit) $\acute{\sigma}_n$ หมายถึง ค่าเค้นสูงสุดที่กระทำซ้ำกันสองทิศทาง (Reversed stress) ต่อชิ้นทดสอบผิวขัดมัน (Mirror polished) เป็นจำนวนวัฏจักรนับไม่ถ้วน โดยที่ชิ้นทดสอบนั้นไม่เกิดการแตกหัก (เส้นผ่านศูนย์กลางของชิ้นงานทดสอบประมาณ 8 มิลลิเมตร)

การทดสอบอาจทำได้ 3 วิธี คือ การดึง การบิด และการดัด ข้อมูลจากการทดสอบที่มีอยู่ค่อนข้างมากคือ การดัด (Reversed bending) รูปที่ 2.12 แสดงถึงเครื่องมือที่ใช้ในการทดสอบนี้ ในการทดลองให้แขวนน้ำหนักที่ต้องการเพื่อทำให้ชิ้นทดสอบเกิดความเค้นดัด จากนั้นมอเตอร์ก็จะหมุนไปด้วยความเร็วรอบคงที่ (น้ำหนักไม่หมุนไปด้วย) ในขณะที่ชิ้นทดสอบหมุนไปครบหนึ่งรอบ ตำแหน่งคงที่ ณ ผิวของชิ้นทดสอบ ก็จะได้รับความเค้นที่เปลี่ยนจากความเค้นดึงสูงสุดไปเป็นความเค้นกดสูงสุด แล้วกลับมาความเค้นดึงสูงสุดอีก เรียกว่า หนึ่งวัฏจักร ถ้าวัสดุชิ้นทดสอบเป็นเหล็ก เมื่อนำผลจากการทดลองมาเขียนเป็นกราฟจะได้ดังรูปที่ 2.13



รูปที่ 2.12 เครื่องทดสอบความล้า (วริทธิ์ อึ๊งภากรณ์ และชาญ ถนัดงาน, 2548)



จำนวนวัฏจักร n

รูปที่ 2.13 ความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นกับจำนวนวัฏจักร (วริทธิ์ อึ๊งภากรณ์ และ ชาญ ถนัดงาน, 2548)

จากตำแหน่ง A ในรูปที่ 2 13 จะเห็นว่ากราฟเป็นเส้นตรงเกือบอยู่ในแนวระดับ แสดงว่าถ้าให้ความเค้นต่อชิ้นทดสอบต่ำกว่านี้แล้ว ชิ้นทดสอบจะไม่แตกหักเลย (ทางทฤษฎี) แต่ในทางปฏิบัติชิ้นทดสอบจะต้องขาดออกเมื่อจำนวนวัฏจักรสูงมาก ถ้าชิ้นทดสอบเป็นแบบผิวขัดมันและมีเส้นผ่านศูนย์กลางประมาณ 8 มิลลิเมตร ความเค้นที่จุด A บนเส้นการคงอยู่ 50% (Survival) เรียกว่า ขีดจำกัดความทนทานและชิ้นทดสอบที่รับความเค้นระดับนี้ให้ถือว่ามีอายุใช้งานไม่จำกัด (Infinite life) ในทางปฏิบัติให้ถือว่าชิ้นงานที่สามารถรับแรงให้จำนวนวัฏจักรมากกว่า 1 ล้านเป็นชิ้นงานที่มีอายุใช้งานไม่จำกัด

สำหรับวัสดุบางชนิด เช่นทองเหลือง ทองแดง อะลูมิเนียม และแมกนีเซียม เส้นกราฟจะไม่มีรอยหักมุม ดังรูปที่ 2 13 แต่เส้นกราฟจะลดลงมาเรื่อยๆ แสดงว่าวัสดุเหล่านี้ไม่มีขีดจำกัดความทนทาน วัสดุเหล่านี้จะต้องระบุจำนวนวัฏจักรและระดับความเค้นที่ทำให้ชิ้นทดสอบแตกหักด้วย และความเค้นนี้เรียกว่า ความต้านแรงทนทาน

ชิ้นงานทั่วไปจะมีขนาดไม่เท่ากับชิ้นทดสอบ และผิวหน้าก็อาจจะไม่ได้ขัดมันตลอดจนแรงที่กระทำก็อาจจะเป็นแรงอย่างอื่น เช่น แรงบิด จากการทดสอบพบว่าขีดจำกัดความทนทานจะผิดไปจากชิ้นทดสอบมาตรฐาน ในกรณีเช่นนี้จะเรียกว่าความต้านแรงทนทานเช่นกัน เพราะฉะนั้นเมื่อกล่าวอย่างกว้างๆ แล้วความต้านแรงทนทานหมายถึงความต้านแรงทนทานของชิ้นทดสอบที่ไม่มีขีดจำกัดความทนทาน หรือความต้านแรงทนทานของชิ้นงานจริง

เนื่องจากข้อมูลเกี่ยวกับขีดจำกัดความทนทานมีน้อยมาก ดังนั้นจึงใช้วิธีการประมาณค่าขีดจำกัดความทนทาน (สำหรับการคงอยู่ 50%) ในกรณีของการดัด ดังนี้คือ

$\sigma'_n = 0.5\sigma_u$ สำหรับเหล็กกล้าเหนียว ซึ่ง $\sigma_u < 1380\ \text{N/mm}^2$ และ HB < 400

$\sigma'_n = 690\ \text{N/mm}^2$ สำหรับเหล็กกล้าเหนียว ซึ่ง $\sigma_u < 1380\ \text{N/mm}^2$

$\sigma'_n = 0.4\sigma_u$ สำหรับเหล็กกล้าหล่อ และเหล็กหล่อ

$\sigma'_n = 0.38\ \sigma_u$ สำหรับแมกนีเซียมผสมหล่อ และแมกนีเซียมผสมเหนียว (อายุใช้งาน 10^6 วัฏจักร)

$\sigma'_n = 0.45\ \sigma_u$ สำหรับนิกเกิลผสมและทองแดงผสม

$\sigma'_n = 0.38\ \sigma_u$ สำหรับอะลูมิเนียมผสมเหนียว ที่มีความต้านแรงดึงสูงถึง 275 N/mm^2 (อายุใช้งาน 5×10^8 วัฏจักร)

$\sigma'_n = 0.16\ \sigma_u$ สำหรับอะลูมิเนียมผสมหล่อที่มีความต้านแรงดึงสูงถึง 345 N/mm^2 (อายุใช้งาน 5×10^8 วัฏจักร)

ค่าดังกล่าวนี้เป็นเพียงค่าโดยประมาณเพื่อใช้ประกอบการคำนวณในที่นี้เท่านั้น ผู้ที่ต้องการค่าที่แน่นอนยิ่งขึ้นควรจะสอบถามจากผู้ผลิตหรือทำการทดสอบ

2.5 ชนิดเครื่องทดสอบการล้า

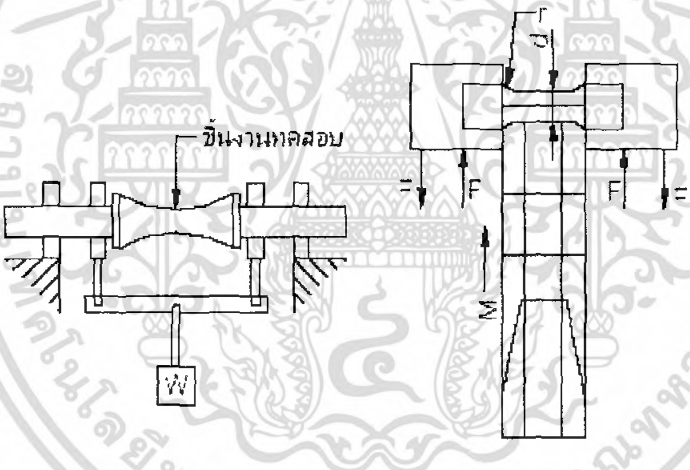
ชนิดเครื่องทดสอบการล้าของโลหะแบ่งตามลักษณะโหลดที่กระทำให้เกิดความเค้นลักษณะต่าง ๆ ซึ่งมีอยู่หลาย ๆ รูปแบบดังนี้

- ความเค้นแนวแกน (Direct or axial stress)
- ระนาบการดัด (Plane bending)
- คานหมุน (Rotating beam)
- การบิดสลับ (Alternating torsion)
- ความเค้นผสม (Combined stress)

ในที่นี้จะกล่าวถึงเครื่องทดสอบแบบ Rotating beam ซึ่งแบ่งออกได้เป็น 2 แบบ คือ

2.5.1 เครื่องทดสอบแบบ R.R. Moore (Four- point loading R.R. Moore testing machine)

เป็นชนิดที่ชิ้นงานทดสอบหมุนแล้วใส่แรงเข้าไปทำให้ชิ้นงานได้รับแรงดึงและแรงอัดเมื่อหมุนครบ 1 รอบ และวัดจำนวนรอบของชิ้นทดสอบจนขาดจะสามารถคำนวณหาค่าความเค้นสลับตรงกันข้ามได้ (Completely reversed stress)



รูปที่ 2 14 ลักษณะการจับชิ้นทดสอบของเครื่องทดสอบแบบ R.R. Moore

ความเค้นดัดที่ชิ้นทดสอบได้รับสามารถคำนวณได้จากสมการ

$$\sigma_0 = \frac{32M}{\pi d^3} \tag{2.6}$$

เมื่อ

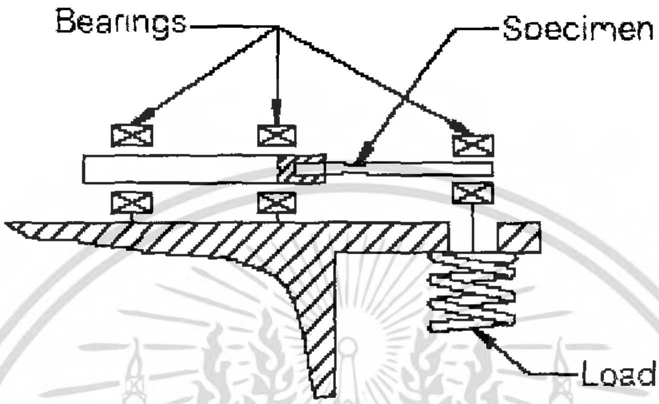
σ_o = ความเค้นปกติ (N/m^2)

M = โมเมนต์ดัดสลับ (N m)

D = เส้นผ่านศูนย์กลางของชิ้นงานทดสอบ (m)

2.5.2 เครื่องทดสอบแบบปลายยื่น (Single - end rotating cantilever testing machine)

เป็นกรณีที่ชิ้นงานได้รับแรงกระทำทางด้านปลายและชิ้นงานหมุนและวัดจำนวนรอบของการทดสอบจนขาด จะสามารถคำนวณหาค่าความเค้นสลับตรงกันข้ามได้ (Completely reversed stress) ซึ่งในโครงงานนี้จะทำการออกแบบและสร้างเครื่องทดสอบชนิดนี้



รูปที่ 2.15 ลักษณะการจับชิ้นทดสอบแบบปลายเดียว

ส่วนตัวอย่างการทดสอบความล้าหมุน-ดัด แบบปลายอิสระปลายด้านหนึ่งจะยึดติดกับเครื่องทดสอบ (มอเตอร์) ขับชิ้นทดสอบให้หมุนจนได้ความเร็วสูงสุด จากนั้นจะใช้แรง F กดที่ปลายอีกด้านหนึ่งของชิ้นทดสอบ และวัดจำนวนรอบของชิ้นทดสอบจนขาดจะสามารถคำนวณหาค่าความเค้นดัดสลับ (Alternating bending stress) σ_{ba} ได้

$$\sigma_{ba} = \frac{M_b}{W_b} = \frac{F a}{(\pi d^3 / 32)} \quad (2.7)$$

เมื่อ

σ_{ba} = ความเค้นดัดสลับ (N/mm^2)

W_b = โมดูลัสภาคตัด (mm^3)

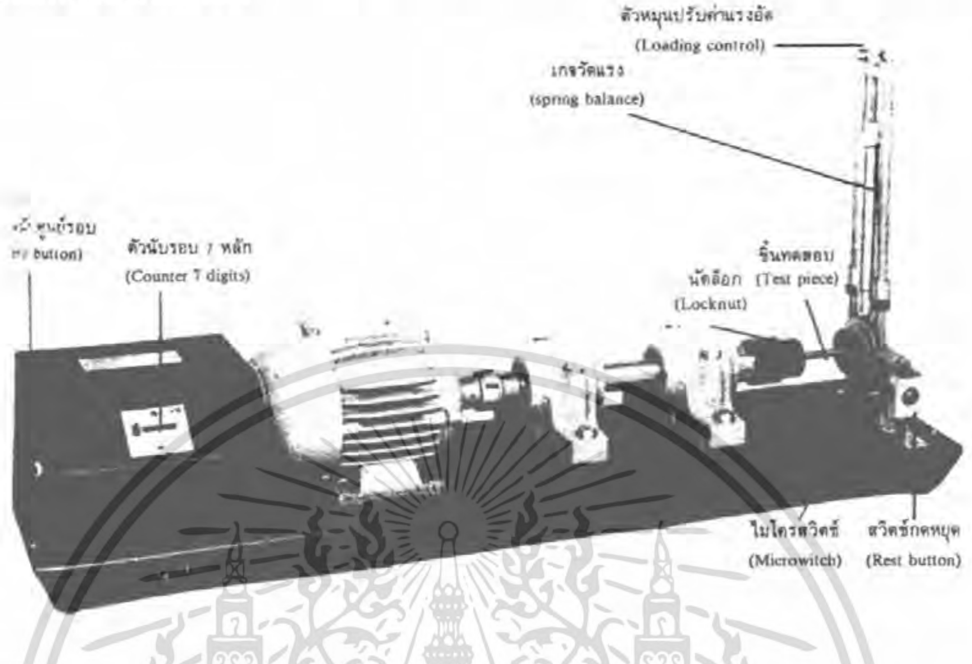
M_b = โมเมนต์ดัด (N.mm)

F = แรงที่กดปลายชิ้นงานทดสอบ (N)

a = ระยะห่างระหว่างหัวจับชิ้นทดสอบกับแบริ่ง

ในกราฟ S-N สำหรับอลูมิเนียมผสม เส้นกราฟแสดงการเปลี่ยนแปลงอย่างต่อเนื่อง กล่าวคือ เมื่อความเค้นกระทำลดลง จำนวนรอบที่จะทำให้วัสดุแตกหักเพิ่มขึ้น ส่วนเหล็กกล้าคาร์บอนกราฟจะลดลงในช่วงแรก คือ เมื่อลดความเค้นกระทำลง วัสดุจะทนได้ที่จำนวนรอบที่สูงขึ้น จนถึงจุด ๆ หนึ่งที่มีความเค้นกระทำค่าหนึ่ง จำนวนรอบความล้าสูงขึ้นเรื่อย ๆ เรียกว่าความเค้น ณ จุดนี้ว่าขีดจำกัดความล้าหรือขีดจำกัดความทนทาน (Endurance limit) ซึ่งอยู่ระหว่างจำนวนรอบที่ 10^6 หรือ 10^{10} รอบโลหะในกลุ่มอะลูมิเนียมผสมไม่แสดงค่าขีดจำกัดความล้าอยู่ที่ประมาณอยู่ที่

ครึ่งหนึ่งของแรงดึง โลหะนอกกลุ่มเหล็ก เช่น อลูมิเนียมไม่แสดงค่าขีดจำกัดความล้าที่แน่นอน อาจกำหนดให้ความล้ามีขนาดเศษหนึ่งส่วนสามของแรงดึง



รูปที่ 2.16 ลักษณะเครื่องทดสอบความล้าแบบชิ้นทดสอบปลายหมุนอิสระ (มานพ ตันตระบัณฑิตย์, 2541)

2.6 ตัวแปรหลักที่มีอิทธิพลต่อความแข็งแรงต่อความล้าของโลหะ

แรงล้าของโลหะหรือโลหะผสมได้รับอิทธิพลจากองค์ประกอบอื่น ๆ นอกจากส่วนผสมทางเคมีของโลหะ องค์ประกอบที่สำคัญบางประการมีดังนี้

2.6.1 จุดรวมความเค้น (Stress concentration)

ความทนทานต่อความล้าจะลดลงมากถ้ามีจุดรวมความเค้น (Stress raiser) เช่นรอยบาก (Notch) รู ร่องลิ่ม (Keyway) หรือการเปลี่ยนขนาดของหน้าตัดทันที ดังแสดงในตัวอย่าง ความเสียหายจากความล้า รูปที่ 2.2 เริ่มร่องลิ่มของเพลาเหล็กกล้าความเสียหายจากความล้าจะลดลงได้ ถ้าออกแบบเพื่อหลีกเลี่ยงจุดรวมความเค้นเท่าที่สามารถทำได้

2.6.2 ความหยาบของผิว (Surface roughness)

โดยทั่วไปถ้าผิวบนชิ้นงานโลหะ ยิ่งเรียบความทนทานต่อความล้ายิ่งสูงผิวหยาบหรือขรุขระก่อให้เกิดจุดรวมความเค้นซึ่งจะส่งเสริมให้เกิดรอยแตกแยกจากความล้าได้

2.6.3 สภาพผิว (Surface condition)

ความเสียหายจากความล้าส่วนใหญ่มีจุดกำเนิดที่ผิวของโลหะการเปลี่ยนสภาพผิวจะมีอิทธิพลต่อความแข็งแรงต่อความล้าในโลหะตัวอย่าง เช่นการชุบแข็งผิวเหล็กกล้าโดยการเพิ่มคาร์บอนที่ผิว (Carburizing) และ ไนตรายดิ้ง (Nitriding) จะทำให้ผิวแข็งขึ้นจึงเพิ่มอายุความทนทานต่อความล้าได้ในทางกลับกันการสูญเสียคาร์บอน (Decarburizing) โดยการอบความร้อนทำให้ผิวเหล็กกล้าอ่อนตัวลงจะลดความทนทานต่อความล้าการทำให้เกิดความเค้นตกค้างที่ผิวโลหะก็จะช่วยเพิ่มอายุความทนทานต่อความล้าด้วย

2.6.4 สิ่งแวดล้อม (Environment)

ถ้าโลหะเกิดความล้าในสภาพที่มีการกัดกร่อนด้วยปฏิกิริยาทางเคมีจะช่วยเร่งให้เกิดรอยแตกจากความล้าให้ร้าวออกไปเร็วมากขึ้นเมื่อทั้งการกัดกร่อนและความเค้นกระทำซ้ำ ๆ กันเกิดกับโลหะเรามักเรียกว่าความล้ากัดกร่อน (Corrosion fatigue)

2.7 ทฤษฎีที่ใช้ในการออกแบบชิ้นส่วน

2.7.1 การบิด

ชิ้นส่วนเครื่องจักรกลที่มีพื้นที่หน้าตัดกลมอยู่ภายใต้โมเมนต์บิด (Torque) จะบิดไปเป็นมุมเท่ากับ

$$\theta = \frac{Tl}{GJ} \tag{2.8}$$

เมื่อ

T = โมเมนต์บิด (N m)

l = ความยาว (m)

G = โมดูลัสเฉือนของวัสดุ (GPa)

J = $\frac{\pi d_0^4}{32}$ สำหรับเพลาตัน (m)

$\frac{\pi}{32}(d_0^4 - d_i^4)$ สำหรับเพลากลวง (m)

d_0 = ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางนอกของเพลา (m)

d_i = ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางในของเพลากลวง (m)

ความเค้นเฉือนที่เกิดจากการบิดจะมีค่าสูงสุดที่ผิวของท่อนกลมนี้ ซึ่งสามารถคำนวณได้จากสมการ

$$\tau = \frac{Tr}{J} \tag{2.9}$$

เมื่อ

τ = ความเค้นเฉือนเฉลี่ย (N/m^2)

r = รัศมีนอกของเพลากลม (m)

ในการที่จะใช้สมการข้างต้นจำเป็นที่จะต้องหาโมเมนต์บิดเสียก่อน สำหรับเครื่องจักรที่กำลังตามเพลาจะคำนวณค่าโมเมนต์บิดได้จาก

$$W_p = T\omega = \frac{2\pi IN}{60} \tag{2 10}$$

เมื่อ

W_p = กำลังงาน (W)

T = โมเมนต์บิด (N m)

ω = ความเร็วเชิงมุม (rad/s)

N = ความเร็วรอบ (rpm)

2.7.2 คาน

ชิ้นส่วนเครื่องจักรกลจำนวนมากรับแรงในแนวดิ่งเช่นเดียวกับคานทั่ว ๆ ไปฉะนั้นจึงใช้ความเค้นดัด (Bending Stress) และการยุบตัว (Deflection) เป็นข้อกำหนดในการออกแบบความเค้นดัดสูงสุดเกิดที่ผิวนอกสุดของคาน ณ ตำแหน่งที่โมเมนต์ดัด (Bending moment) มีค่าสูงสุด ซึ่งคำนวณได้จากสมการ

$$\sigma_b = \frac{Mc}{I} \tag{2.11}$$

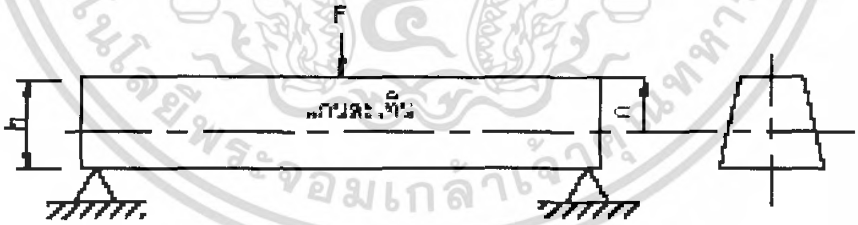
เมื่อ

σ_b = ความเค้นดัด (Bending stress) (N/m^2)

M = โมเมนต์ดัด (N.m)

c = ระยะจากแกนสะเทิน ไปยังผิวนอกสุด (m)

I = โมเมนต์ความเฉลี่ยของพื้นที่ (m^4)



รูปที่ 2.17 ลักษณะคานและแกนสะเทิน (วริทธิ์ อึ๊งภากรณ์ และ ชาญ ถนัดงาน, 2548)

โดยทั่วไปแล้วความเค้นเฉือนที่เกิดขึ้นในคานจะมีค่าน้อยมาก จนกระทั่งไม่ต้องนำมาคิดในการออกแบบได้ แต่ถ้าคานสั้นจะมีหน้าตัดสูงมากความเค้นเฉือนก็อาจจะมีค่าได้สำหรับคานที่มีพื้นที่หน้าตัดเป็นรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้าความเค้นเฉือนสูงสุดจะเกิดที่แกนสะเทินและมีค่าเท่ากับ 1 5 เท่าของความเค้นเฉือนเฉลี่ยหรือเท่ากับ

$$\tau = \frac{3V}{2A} \tag{2.12}$$

เมื่อ

τ = ความเค้นเฉือนเฉลี่ย (N/m^2)

V = แรงเฉือนสูงสุด (N)

A = พื้นที่หน้าตัด (m^2)

2.7.3 คับปลิง (Coupling)

หน้าที่ของคับปลิง คือ

1) ใช้ต่อเพลาของอุปกรณ์ที่ผลิตแยกกัน เช่น เพลาของมอเตอร์กับเครื่องสูบ ทั้งนี้เพื่อให้สามารถถอดออกซ่อมได้

2) ช่วยให้เพลามีการเยื้องศูนย์กันได้บ้างหรือทำให้เกิดภาวะอ่อนตัวทางกล

3) ช่วยลดการส่งแรงกระตุกจากเพลาอันหนึ่งไปยังอีกอันหนึ่ง

4) ช่วยป้องกันการเกิดการเกินภาระ (Overload)

5) ช่วยลดการสั่นสะเทือน

2.6.3.1 ประเภทของคับปลิงแบ่งออกได้ 5 ประเภท ดังนี้

1) คับปลิงแบบแข็งแกร่ง (Rigid coupling) ใช้กับรอยต่อของเพลาที่มีระยะห่างระหว่างปลายเพลาคงที่และศูนย์ของเพลาทั้งสองต้องตรงกันและอยู่ในแนวเดียวกัน

2) คับปลิงแบบอ่อนตัว (Flexible coupling) มีความยืดหยุ่นได้เล็กน้อยโดยใช้ต่อเพลาที่เยื้องศูนย์กันได้และยังช่วยลดการสั่นสะเทือนได้ด้วย

3) คับปลิงแบบนิรภัย (Safety coupling) ใช้ป้องกันรอยต่อจากการเกินภาระหรือเมื่อมีโมเมนต์บิดสูงเกินไปจะทำงานได้ด้วยตัวเองในการเบรกหรือวิธีการอื่น

4) คับปลิงแบบสลิป (Slip coupling) จะหมุนได้ด้วยมีความเร็วรอบพอ ๆ กัน แต่ถ้าตัวขับมีความเร็วลดลงคัปปลิงจะทำให้เกิดการหลวมตัวขึ้นคัปปลิงแบบหมุนได้ (Controllable coupling) ทำให้สามารถควบคุมโมเมนต์บิดใช้งานและความเร็วรอบได้

5) คับปลิงแบบอ่อนตัวได้ (Flexible coupling) ใช้ต่อเพลาในลักษณะที่เยื้องแนวกันในลักษณะต่าง ๆ และช่วยลดผลการกระตุกและการกระแทกจากแรงภายนอกที่ส่งผ่านเพลา คับปลิงแบบอ่อนตัวได้แบ่งออกเป็นกว้าง ๆ ได้สองประเภท

(ก) คับปลิงที่อ่อนตัวทางคิเนมาติก (Kinematics flexibility) โดยใช้ชิ้นส่วนที่มีความแข็ง

(ข) คับปลิงใช้ชิ้นส่วนยืดหยุ่น (Resilient part)

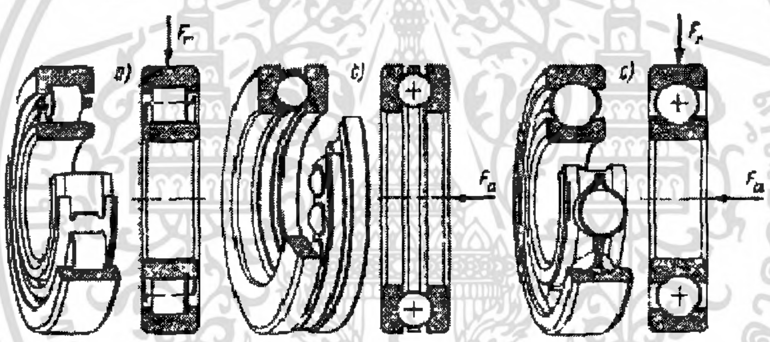
ดังนั้นการเลือกใช้คับปลิงแบบอ่อนตัวชนิดต่าง ๆ จะเลือกใช้จากแค็ตตาล็อก (Catalogue) ของบริษัทผู้ผลิตพร้อมวิธีการเลือกใช้ด้วย

2.7.4 ตลับลูกปืน (Bearing)

2.7.4.1 โครงสร้างและชนิดของแบริ่งลูกปืน

แบริ่งลูกปืนใช้สำหรับรองรับเพลา โครงสร้างของแบริ่งประกอบด้วยแหวนนอก แหวนใน และจะมีลูกปืนเป็นตัวลดความเสียดทานลักษณะเป็นลูกทรงกลม หรือทรงกระบอก ลูกปืนจะวิ่งอยู่บนทางวิ่งของแหวนนอกและแหวนใน โดยมีกรอบบังคับระยะห่างระหว่างลูกปืนแต่ละลูกความเสียดทานที่เกิดขึ้นกับแบริ่งลูกปืน จะเป็นแบบ Rolling friction จึงมีความเสียดทานน้อยกว่าแบริ่งปลอกประมาณ 25 ถึง 50% ทำให้กำลังงานสูญเสียไปเนื่องจากความเสียดทานน้อย นอกจากนี้การเยื้องศูนย์ของเพลาและตัวแบริ่งมีน้อย เนื่องจากมีระยะคลอนน้อย การบำรุงรักษาและการหล่อลื่นทำได้ง่าย การผลิตแบริ่งลูกปืนจะเป็นมาตรฐานเหมือน ๆ กัน ดังนั้นการถอดเปลี่ยนอะไหล่จึงทำได้ทุกเวลาและสถานที่ สำหรับข้อเสียของแบริ่งลูกปืนก็คือ ทนต่อแรงกระแทกไม่ดีขณะใช้งานจะมีเสียงดังกว่าแบริ่งปลอก และยังจำเป็นต้องมีชิ้นส่วนไว้ใช้ยึดจับตัวแบริ่ง การถอดประกอบแบบจึงยุ่งยาก

การแบ่งชนิดของแบริ่งลูกปืน อาจแบ่งตามลักษณะของการรับแรงแบริ่งที่ใช้รับแรงในแนวรัศมีเรียกว่า Radial bearing ใช้รับแรงในแนวแกน เรียกว่า Axial bearing หรือ Thrust bearing บางชนิดอาจใช้รับแรงในแนวรัศมีและในแนวแกนพร้อมกันก็ได้



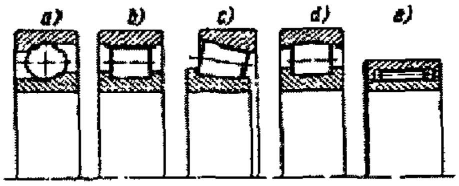
รูปที่ 2.18 แบริ่งลูกปืนสำหรับแรงในแนวต่าง ๆ ของบริษัท SKF

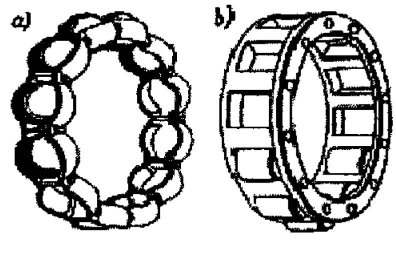
(ก) Cylindical roller bearing ใช้รับแรงในแนวรัศมี

(ข) Ball thrust bearing ใช้รับแรงในแนวแกน

(ค) Deep groove ball bearing ใช้รับแรงในแนวแกนและแรงในแนวรัศมี

โครงสร้างของแบริ่งลูกปืนสามารถพิจารณาได้จากรูปที่ 2.18 ซึ่งประกอบด้วยแหวนนอก แหวนใน และลูกปืน รูปร่างของลูกปืนอาจมีลักษณะเป็นทรงกลม (Ball) ทรงกระบอก (Cylindical) แท่งเรียว (Taper) หรืออาจมีลักษณะคล้ายถังเบียร์ (Tonne) สำหรับรูปที่ 2.19 จะแสดงลักษณะของกรอบบังคับระยะของลูกปืน (Cage) กรอบบังคับระยะจะมีหน้าที่กันการกระแทกกันของลูกปืนแต่ละลูกและเป็นตัวจัดตำแหน่งระยะห่างระหว่างลูกปืนวงแหวนของลูกปืนจะทำจากเหล็กผสมโครเมียมตัวลูกปืนและทางวิ่งบนวงแหวนจะต้องชุบแข็งเพื่อกันการสึกหรอ สำหรับกรองบังคับระยะอาจทำจากพวกโลหะเบา ทองเหลืองหรือ พวกพลาสติกก็ได้





รูปที่ 2.19 ลักษณะของลูกปืน

a) Ball b) Cylinder

c) Taper d) Tonne

e) Needle

รูปที่ 2.20 ลักษณะกรอบบังคับระยะ

ขนาดของแบริ่งลูกปืนจะกำหนดตามมาตรฐานสากลของเยอรมัน ระบบขนาดมาตรฐานสากลประกอบด้วยเลขอนุกรม (Series) ลำดับขนาดของเส้นผ่านศูนย์กลาง 9 ลำดับคือ 7 8 9 0 1 2 3 4 5 และเลขอนุกรมลำดับขนาดความกว้างความหนา 10 ลำดับคือ 7 8 9 0 1 2 3 4 5 6

ทุก ๆ ลำดับขนาดผ่านศูนย์กลางจะกำหนดขนาด ความสูงและความกว้างไว้หลาย ๆ ขนาด ณ ความสูงเดียวกันก็จะมีขนาดความกว้างให้อีกหลาย ตัวเลขอนุกรม 7 จะเป็นขนาดเล็กสุด และอนุกรม 6 จะเป็นขนาดที่โตที่สุด ตัวอย่างเช่น ลำดับ 13 หมายความว่า แบริ่ง ณ อนุกรมกว้าง 1 และอนุกรมขนาดผ่านศูนย์กลาง 3

ส่วนประกอบของลูกกลิ้ง (อาจเป็นแบบเม็ดกลม (Balls) หรือเม็ดยาว (Rollers) และส่วนของโครงประคอง (Retainer) หรือรังของลูกกลิ้งโดยโครงประคองจะแยกส่วนของลูกกลิ้งซึ่งอยู่ระหว่างร่องกลิ้ง (Raceway) ของแหวนในและแหวนนอกให้มีระยะห่างปกติที่จะยึดลูกกลิ้งไว้และสามารถหมุนได้อย่างอิสระ

ส่วนของลูกกลิ้งจะมีรูปลักษณะโดยทั่วไปแบ่งเป็น 2 รูปแบบ คือ เม็ดกลมและเม็ดยาว โดยลูกกลิ้งแบบเม็ดยาวโดยลูกกลิ้งแบบเม็ดยาวจะมีรูปลักษณ์ 4 แบบได้แก่ แบบเม็ดทรงกระบอก (Cylindrical) เม็ดเข็ม (Needle) เม็ดเรียว (Tapered) และเม็ดโค้ง (Spherical)

<u>2.7.4.2 คุณลักษณะเฉพาะของตลับลูกปืน</u>

1) ตลับลูกปืนเม็ดกลมและเม็ดยาว

โดยทั่วไปการเปรียบเทียบตลับลูกปืนเม็ดกลมและเม็ดยาว โดยมีมิติเดียวกันตลับลูกปืนเม็ดกลมจะมีค่าความเสียดทานต่ำกว่าและหน้าสัมผัสน้อยกว่าตลับลูกปืนเม็ดยาวทำให้เหมาะสมในการใช้งานบางอย่างที่ต้องการความเร็วสูงและความแม่นยำสูง แรงบิดต่ำและการสั่นสะเทือนต่ำในทางกลับกันตลับลูกปืนเม็ดยาวสามารถรับแรงกระทำได้มากกว่าและมีความเหมาะสมในการใช้งานซึ่งต้องการอายุการใช้งานยาวและทนทานต่อแรงกระทำและแรงกระแทกสูง

2) ตลับลูกปืนรับแรงแนวรัศมีและแนวแกน

ตลับลูกปืนเกือบทุกชนิดที่ออกแบบสามารถรับแรงกระทำทั้งในแนวรัศมีและแนวแกนในเวลาเดียวกัน โดยทั่วไปตลับลูกปืนซึ่งมีมุมสัมผัสน้อยกว่า 45 องศา สามารถรับแรงในแนวรัศมีได้มากและถูกจัดให้เป็นลูกปืนรับแรงแนวรัศมีในทำนองเดียวกันถ้าตลับลูกปืนทำมุมมากกว่า 45 องศา จะสามารถรับแรงในแนวแกนได้มากกว่าก็ถูกจัดเป็นตลับลูกปืนรับแรงกันรุน นอกจากนี้ตลับลูกปืนซึ่งถูกจัดเป็นตลับลูกปืนเชิงซ้อนซึ่งจะรวมเอาคุณลักษณะทั้งการรับแรงแนวรัศมีแรงกันรุนเข้าด้วยกัน

3) การเลือกตลับลูกปืน

ตลับลูกปืนที่ใช้ในปัจจุบันแบ่งชนิดรูปร่างและมิติออกได้หลายแบบแตกต่างกันไป องค์ประกอบที่สำคัญที่สุดในการพิจารณาเลือกตลับลูกปืนคือ ตลับลูกปืนนั้น ๆ เมื่อติดตั้งเข้ากับเครื่องจักรหรือเป็นส่วนของเครื่องจักรจะสามารถทำงานได้ดีตามความต้องการที่คาดหวังไว้

ฉะนั้นกระบวนการเลือกใช้ตลับลูกปืนเพื่อให้เหมาะสมกับงานมากที่สุดนั้นจำเป็นอย่างยิ่งที่จะต้องวิเคราะห์และพิจารณาถึงจุดยืนในแง่มุมต่าง ๆ กันในการเลือกใช้ตลับลูกปืนไม่มีกฎที่ลำดับการกำหนดแต่โดยทั่วไปแล้วเราอาจประเมินขั้นตอนการเลือกตลับลูกปืนให้เหมาะกับงานดังต่อไปนี้

ก) ก่อนอื่นต้องทำความเข้าใจกับชนิดของตั้งเครื่องจักรที่ตลับลูกปืนถูกนำมาใช้และสภาวะการทำงานภายใต้สมรรถนะของเครื่องจักร

ข) กำหนดขอบข่ายองค์ประกอบต่าง ๆ ที่จำเป็นของตลับลูกปืน

ค) การเลือกรูปแบบของตลับลูกปืน

ง) การเลือกกำหนดตลับลูกปืน

จ) การเลือกมิติของตลับลูกปืน

ฉ) เลือกรายละเอียด หรือคุณลักษณะเฉพาะของตลับลูกปืน

ช) เลือกวิธีการติดตั้งและอื่น ๆ ของตลับลูกปืน

4) แบริ่งแบบเม็ดกลม

ก) แบริ่งเม็ดกลมแบบร่องลึก (Deep groove ball bearing) แบริ่งแบบนี้แยกส่วนไม่ได้ มีร่องลึกเป็นรางสำหรับเม็ด กลมกลิ้งมี 2 แบบ คือ

- แบริ่งเม็ดกลมร่องลึกแถวเดียวโดยปกติใช้สำหรับโหลดในแนวรัศมี แต่สามารถรับโหลดในแนวแกนได้ร้อยละ 70 ของโหลดในแนวรัศมีเป็นแบริ่งที่ใช้งานอย่างกว้างขวางมากที่สุด

- แบริ่งเม็ดกลมร่องลึกสองแถว สามารถรับโหลดในแนวรัศมีและแนวแกนได้สูงกว่าแบบแถวเดียว ความกว้างจะกว้างกว่าแบบเดียวประมาณร้อยละ 60-80 สำหรับขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางเท่ากัน

ข) แบริ่งแบบเม็ดกลมปรับแนวแกนได้เอง (Self-aligning ball bearing) แยกส่วนไม่ได้ความสามารถในการรับโหลดต่ำกว่าแบบร่องลึกเพราะว่ารัศมีของรางโตขึ้นทำให้เกิดความเค้นสัมผัส

$$L_{10h} = \frac{10^6}{60N} \frac{C}{P} \qquad (2.13)$$

เมื่อ

L_{10h}	=	อายุประเมินเสียหาย
C	=	ความสามารถที่มารับโหลดพลวัต (N)
A	=	3 สำหรับแบริ่งเม็ดกลม
		10/3 สำหรับแบริ่งแบบเม็ดกลมทรงกระบอก
P	=	โหลดพลวัตเทียบเท่า (N)

$$P = f_s V F_r \qquad (2.14)$$

เมื่อ

f_s = อัตราคูณเพื่อความปลอดภัยทางพลวัต

V = แฟคเตอร์การหมุน

1 0 ถ้ารางในหมุน

2 0 ถ้ารางนอกหมุน

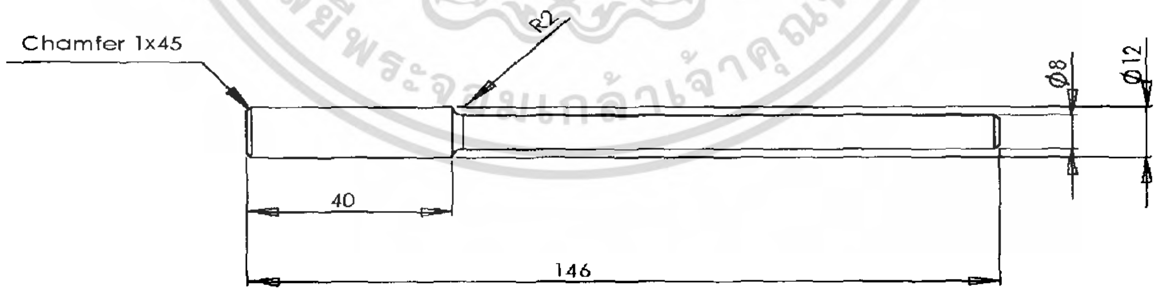
F_r = โหลดในแนวรัศมี

2.8 การทดสอบความล้าของวัสดุ

2.8.1 การทดสอบความล้า

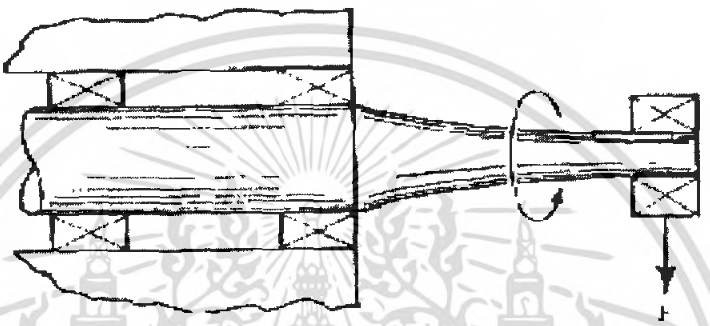
จุดประสงค์การทดสอบการล้าเพื่อต้องการทราบการต้านทานต่อการล้าของโลหะแต่ละอย่างว่ามีมากน้อยเท่าใด การทดลองอาจจะทดลองโดยใช้ชิ้นทดสอบให้ได้รับความล้าหรือการทดลองที่ทดลองกับของจริงโดยที่วิธีการก็เป็นไปตามทำนองเดียวกันกับการทดลองในห้องทดลอง การทดลองการล้าของวัสดุนั้นชิ้นทดสอบจะต้องผ่านกรรมวิธีต่าง ๆ เพื่อหาอิทธิพลที่มีต่อชิ้นทดสอบ เช่น ผิวละเอียดที่แตกต่างกันและอื่น ๆ จึงนิยมทำการทดลองในห้องทดลองมากกว่าเพราะจะทำได้รวดเร็วและประหยัด

จะใช้ชิ้นทดสอบจะมีเส้นผ่านศูนย์กลาง 8 มิลลิเมตร มีความยาว 146 มิลลิเมตร และมีรัศมีของคอ 2 มิลลิเมตร ผิวขัดมันชนิดเดียวกันหลายชิ้นที่ผ่านกรรมวิธีต่าง ๆ เหมือนกันมาให้หมุนแล้วดัดด้วยภาระให้เกิดค่าความเค้นแอพลิจูด σ_a (Stress amplitude) เมื่อหมุนไปนาน ๆ ค่า σ_a จะตกลงเรื่อย ๆ จนชิ้นทดสอบขาดจะได้จำนวนรอบที่ชิ้นงานหมุนไปจนขาด

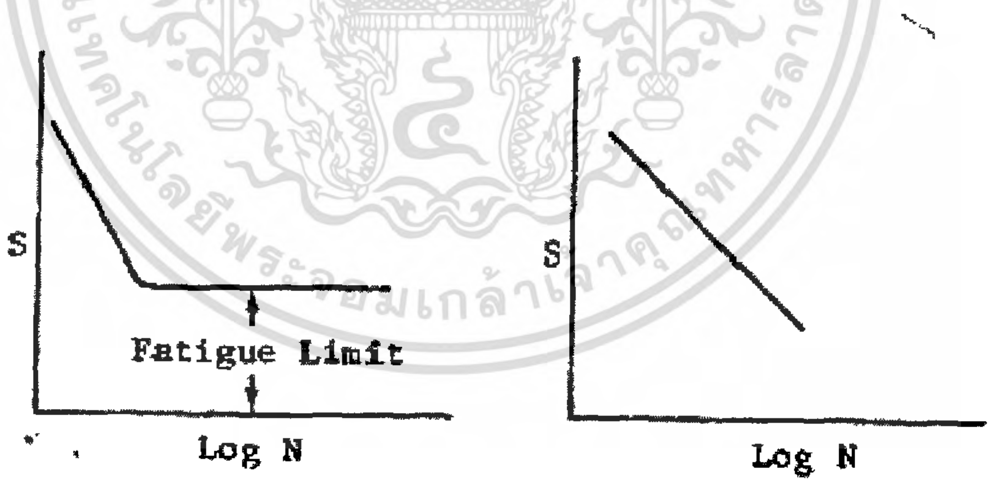


รูปที่ 2 21 ลักษณะชิ้นงานทดสอบชิ้นงานทดสอบ

ความต้านทานของวัสดุต่อการชำรุดโดยความล้า อาจพิจารณาได้จากการทดลองโดยนำวัสดุตัวอย่างขัดผิวมีรูปร่างทรงกระบอก เส้นผ่านศูนย์กลางประมาณ 5 มิลลิเมตร หรือ 10 มิลลิเมตร เพื่อให้รับความเค้นดัด ตามรูปที่ 2.22 ตัวอย่างทดสอบจะหมุนรอบตัวของมันเองในขณะที่มีแรงกด F ตรงปลายทำให้ความเค้นที่เกิดขึ้นบนผิววัสดุหลายประเภทและที่ระดับความเค้นต่างๆ กันเราจะสามารถหาจำนวนรอบหรือครั้งที่ความเค้นเปลี่ยนกลับไปกลับมาจนกระทั่งการชำรุดเกิดขึ้น ข้อมูลการทดสอบจะนำไปลงแผ่นในกระดาษกราฟแบบ ล็อกการิทึม (Log-Log paper) โดยแกน X เป็นจำนวนครั้ง (N) ที่ความเค้นเปลี่ยนจากความเค้นอัดจากเป็นความเค้นดึงหรือกลับกัน แกน Y เป็นค่าความเค้นที่วัสดุ (S) ถึงการแตกหักชำรุด กราฟนี้เรียกว่า S-N curve ดังในรูปที่ 2.23



รูปที่ 2.22 วัสดุตัวอย่างเพื่อเตรียมการทดสอบ



(ก) (ข)

รูปที่ 2.23 ลักษณะ S-N curve ทั่วๆ ไปของ

(ก) Plain carbon steel

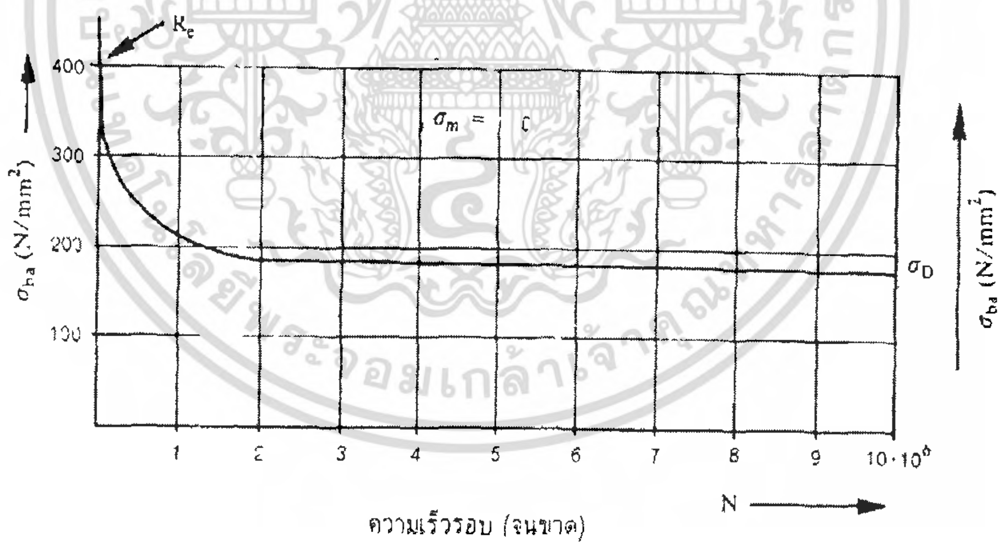
(ข) Non-ferrous alloy

ความต้านทานต่อการล้าตัวของโลหะอาจหาได้โดยนำแท่งตัวอย่างชนิดหนึ่งๆ หลาย ๆ แท่งมาทำการทดสอบที่ความเค้นต่างๆ กัน จดจำนวนรอบของความเค้นที่วัตถุทนได้จนกระทั่งหักขาดออกจากกันไว้ค่อย ๆ ลดช่วงของความเค้น ในแต่ละแท่งตัวอย่างที่นำมาทำการทดลองลงจนกระทั่งแท่งตัวอย่างสามารถทนได้ถึง 10^7 หรือ 10^8 รอบ ค่าที่ได้จากการทดลองนำมาทำกราฟ ดังแสดงในรูปที่ 2.23 โดยพลอตค่า Stress amplitude บนแกน Y ซึ่งเป็น Linear scale

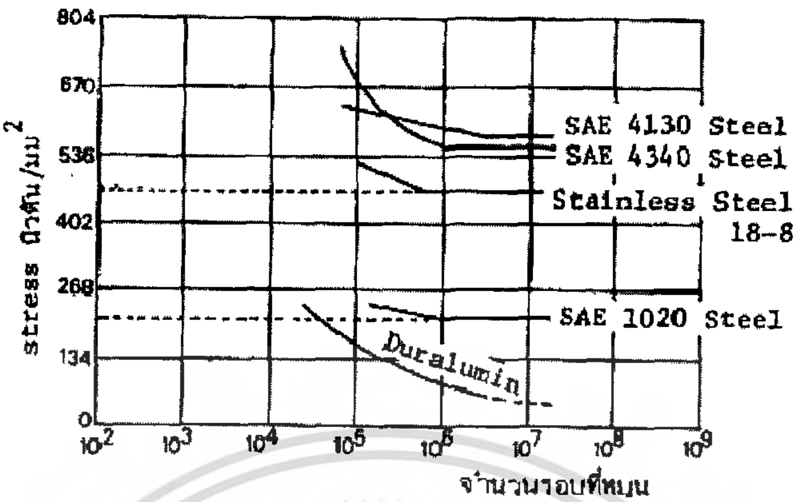
ส่วนจำนวนรอบของความเค้นที่วัตถุทนได้ บนแกน X ซึ่งเป็นลอกาลิทึมสเกล กราฟที่ได้เรียกว่าเป็น S-N Curve สำหรับโลหะนั้น ๆ ดังแสดงให้เห็นจริงในรูปที่ 2.23 จากรูปที่ 2.23 (ก) จะเห็นว่าเมื่อความเค้นมีค่าลดลงจนถึงจำนวนหนึ่งซึ่งเรียกว่า ขีดจำกัดความล้า โลหะจะไม่เกิดหักขาดจากกันไม่ว่าความเค้นที่เกิดขึ้นจะเป็นกี่รอบก็ตามสำหรับโลหะพวกเหล็กกล้า ขีดจำกัดความล้า จะมีค่าอยู่ประมาณ 10^6 รอบ ของความเค้นที่วัตถุจะทนได้ แต่ถ้าเป็นพวกโลหะผสมนอกกลุ่มเหล็ก และพวกเหล็กกล้าผสมออสเตไนต์ จะไม่มีขีดจำกัดความล้าที่แน่นอน

ในรูปที่ 2.23 (ข) ในกรณีดังกล่าวจึงกำหนดจำนวนรอบของความล้า ที่โลหะสามารถทนได้ซึ่งแต่ละชนิดก็กำหนดไว้ค่าหนึ่ง ๆ ความล้าที่ทำให้โลหะสามารถทนได้ถึงจำนวนรอบที่กำหนดไว้เราเรียกว่า ขีดจำกัดความทนทาน

ถึงแม้ว่าการทดสอบในห้องปฏิบัติการด้วยแท่งตัวอย่างขนาดเล็ก ๆ ดังกล่าวจะให้ข้อมูลที่เป็นประโยชน์มากพอควร การจะบ่งบอกการเปลี่ยนแปลงต่าง ๆ ของโลหะโครงสร้างในขณะใช้งานให้แน่นอนยิ่งขึ้นก็อาจทำได้โดยทำการทดสอบภายใต้สภาพแวดล้อมที่คล้ายคลึงกับที่ใช้งานจริง ๆ

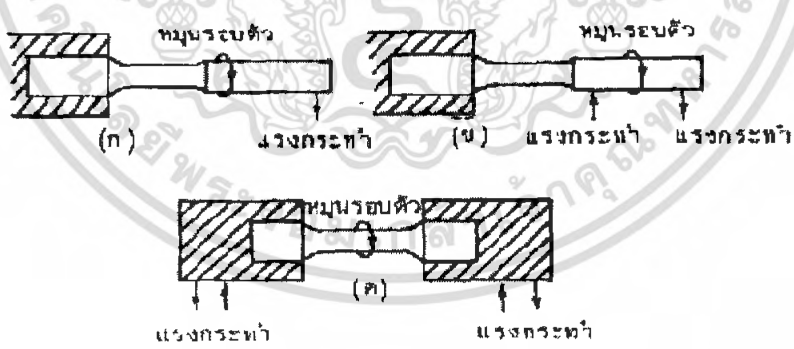


รูปที่ 2.24 ลักษณะของ S-N curve (Stress = Number of cycles) (มานพ ตันตระบัณฑิตย์, 2541)



รูปที่ 2.25 S-N curves ของ Steel และ Duralumin

การทดสอบ เพื่อการล้าตัวของโลหะอาจทำการทดสอบได้หลายแบบ แต่แบบที่ใช้ทดสอบในห้องปฏิบัติการโดยทั่วไปส่วนใหญ่จะเป็นแบบ Rotating bending type ดังแสดงในรูปที่ 2.26 แท่งตัวอย่างจะมีหน้าตัดเป็นวงกลม ในขณะที่แท่งตัวอย่างหมุนบริเวณผิวโลหะจะเกิดการยืดและอัดตัวสลับกันไปมา ในรูปที่ 2.26 (ก) ซึ่งมีแรงกระทำอยู่เพียงจุดเดียวจะเกิดมี Direct shear เพิ่มขึ้นบนหน้าตัดนอกเหนือจาก Bending stress ที่มีอยู่ เพื่อแก้ปัญหา Direct shear ที่เกิดขึ้นจึงเปลี่ยนมาใช้แรงกระทำสองหรือสี่จุดดังแสดงในรูปที่ 2.26 (ข) และ (ค)

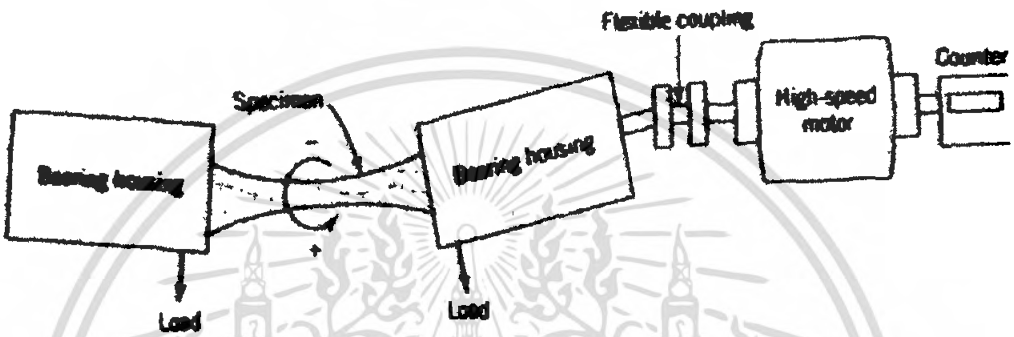


(ก) มีแรงกระทำจุดเดียว (ข) มีแรงกระทำสองจุด (ค) มีแรงกระทำสี่จุด

รูปที่ 2.26 การทดสอบการล้าตัวของโลหะแบบ Rotating bending type โดยใช้แท่งตัวอย่างทรงกระบอกกลม

2.8.2 เส้นกราฟ เอส – เอ็น (S-N curve)

คุณสมบัติด้านความล้าของวัสดุสามารถหาได้จากการทดสอบในห้องปฏิบัติการ อุปกรณ์การทดสอบควรจะถูกออกแบบให้ใกล้เคียงกับสภาวะรับการเค้นจริงในการใช้งานให้มากที่สุด ทั้งระดับความเค้น ความถี่ แบบจำลองความเค้น ฯลฯ ในรูปที่ 2.27 แสดงแผนภูมิของอุปกรณ์การทดสอบการหมุน-การงอ (Rotating-bending test) ที่นิยมใช้สำหรับการทดสอบความล้า ทั้งความเค้นแรงดึงและความเค้นแรงอัดจะถูกใส่เข้าไปในตัวชิ้นงานทดสอบขณะที่ชิ้นงานถูกงอและหมุนอย่างต่อเนื่อง บ่อยครั้งการทดสอบความล้ายังสามารถทำได้โดยใช้วัฏจักรความเค้นแรงดึง-อัดในแนวเดียวสลับไปมา



รูปที่ 2.27 แผนภูมิภาพวาดอุปกรณ์ทดสอบความล้าโดยการทดสอบแบบการหมุน-การงอ
(สุวันชัย พงษ์สุกิจวัฒน์ และคณะ, ผู้แปล, 2548)

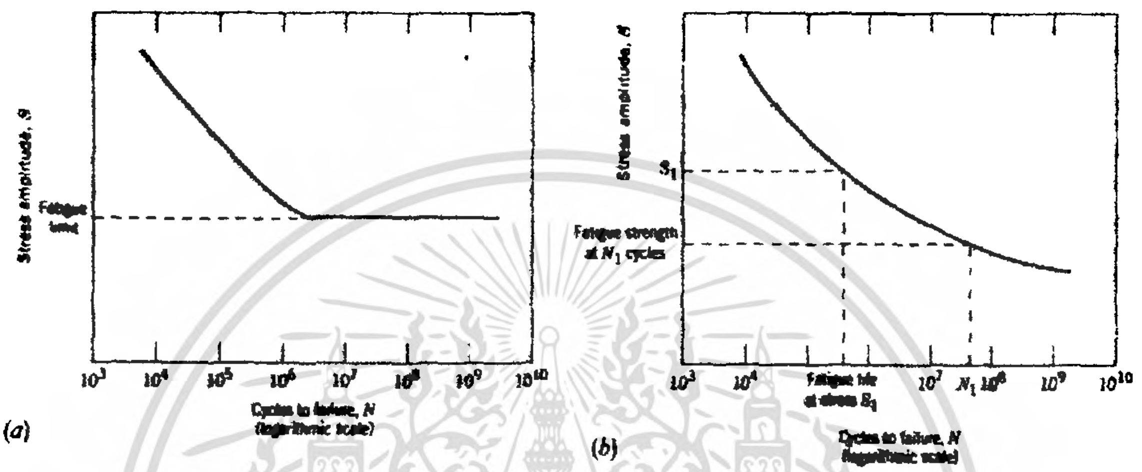
ชุดการทดสอบเริ่มต้นจากการนำชิ้นงานชิ้นแรกมาทดสอบ โดยการใช้วัฏจักรความเค้นที่ตั้งค่าแอมพลิจูดของความเค้นสูงสุด (σ_{max}) ไว้ที่ค่ามากที่สุดก่อน โดยปกติใช้ค่าประมาณ 2/3 ของความเค้นแรงดึง หลังจากนั้นก็นับจำนวนรอบจนถึงจำนวนรอบที่เกิดการล้มเหลว การทดสอบแบบนี้จะทำหลายครั้งโดยครั้งต่อๆ ไป จะลดค่าแอมพลิจูดของความเค้นลงและนับจำนวนรอบเช่นกัน เมื่อได้ข้อมูลจากการทดสอบมากพอก็นำข้อมูลมาสร้างเป็นเส้นกราฟระหว่างความเค้น S กับลอการิทึมของจำนวนรอบ N ของชิ้นงานทดสอบแต่ละชิ้น โดยปกติจะแทนค่า S ด้วยค่าแอมพลิจูดความเค้น แต่ในบางกรณีก็ใช้ค่า σ_{max} และ σ_{min} ด้วยเช่นกัน

พฤติกรรมการเปลี่ยนแปลงในกราฟ S-N สามารถแบ่งออกเป็น 2 ประเภทดังรูปที่ 2.28 เมื่อพิจารณาเส้นกราฟจะเห็นได้ว่าระดับความเค้นสูงขึ้นจะให้จำนวนรอบที่วัสดุสามารถรับได้ก่อนเกิดการแตกหักลดน้อยลง ในโลหะเหล็กบางประเภทและโลหะไทเทเนียมผสมจะให้กราฟ S-N ดังรูปที่ 2.28 (a) โดยเมื่อค่า N สูงถึงค่าหนึ่งเส้นกราฟจะอยู่ในแนวนอนและให้ระดับความเค้นจำกัดขึ้นค่าหนึ่ง เรียกค่าความเค้นนี้ว่า ขีดจำกัดความล้า (Fatigue limit) บางครั้งก็เรียกว่า ขีดจำกัดความทนทาน (Endurance limit) ซึ่งถ้าต่ำกว่าเส้นนี้แล้วความเสียหายจากความล้าจะไม่เกิดขึ้นขีดจำกัดความล้าหมายถึง ค่าความเค้นสลับสูงสุดที่จะไม่ก่อให้เกิดความล้าขึ้นไม่ว่ารับแรงกี่รอบก็ตาม (Infinite number of cycle) ในโลหะเหล็กกล้าขีดจำกัดความล้าอยู่ในช่วง 35-60% ของความต้านทานแรงดึง

อย่างไรก็ตามโลหะในนอกกลุ่มเหล็กส่วนใหญ่ เช่น อะลูมิเนียม ทองแดง แมกนีเซียม จะไม่แสดงขีดจำกัดความล้าให้เห็น เส้นกราฟ S-N จะลดลงอย่างต่อเนื่องเมื่อเพิ่มจำนวนรอบมากขึ้นดัง รูปที่ 2.28 (b) ดังนั้นความล้าก็จะเกิดขึ้นได้ โดยในวัสดุไม่ว่าขนาดของความเค้นจะเป็นเท่าไหร่ก็ตาม ในกรณีวัสดุเหล่านี้จะกำหนดค่าความแข็งแรงต่อความล้า (Fatigue strength) ขึ้นมาใช้แทน ความแข็งแรงต่อความล้านี้หมายถึงระดับความเค้นที่ความเสียหายจะเกิดขึ้นที่

จำนวนรอบที่กำหนด (เช่น ความเค้นที่จะก่อให้เกิดความเสียหายเมื่อรับแรงไปแล้ว 10^7 รอบ) ตัวอย่างการหาค่าความแข็งแรงต่อความล้าแสดงไว้ในรูปที่ 2.28 (b)

ตัวแปรที่สำคัญอีกอย่างหนึ่งที่ใช้แสดงคุณลักษณะของพฤติกรรมการล้าของวัสดุ คือ อายุการใช้งานเนื่องจากความล้า (Fatigue life) สัญลักษณ์ N ซึ่งหมายถึงจำนวนรอบที่ก่อให้เกิดความเสียหาย ณ ระดับความเค้นที่กำหนด ดังรูปที่ 2.28 (b)



รูปที่ 2.28 แอมพลิจูดความเค้น (S) ต่อจำนวนรอบ (N) ที่เกิดความเสียหายจากความล้า
(สุวันชัย พงษ์สุกิจวัฒน์ และคณะ, ผู้แปล, 2548)
(a) วัสดุที่มีขีดจำกัดความล้า
(b) วัสดุที่ไม่มีขีดจำกัดความล้า

บ่อยครั้งข้อมูลที่ได้จากการทดสอบความล้ามักกระจัดกระจาย ทำให้เกิดความแปรปรวนในค่า N ที่วัดได้จากชิ้นงานจำนวนมากแม้ว่าจะทดสอบที่ระดับความเค้นเดียวกัน ความแปรปรวนนี้นำไปสู่ความคลาดเคลื่อนในการออกแบบอย่างมาก โดยเฉพาะงานที่ต้องพิจารณาถึงอายุการใช้งานและขีดจำกัดความล้า การกระจายตัวของข้อมูลเป็นผลมาจากความไวของความล้า (Fatigue sensitivity) ต่อจำนวนการทดสอบและตัวแปรต่างๆ จากวัสดุ ซึ่งยากที่จะควบคุมได้แม่นยำ ตัวแปรเหล่านี้ได้แก่ การขึ้นรูปชิ้นทดสอบ การเตรียมผิว ตัวแปรทางโลหะวิทยา แนวการวางชิ้นงานในอุปกรณ์ทดสอบ ความเค้นเฉลี่ย และความถี่

เส้นกราฟความล้า S-N ที่ได้จากการทดสอบหลายเส้นจะมีลักษณะรูปคล้ายกับรูปที่ 2.28 ซึ่งได้มาจากเส้นกราฟที่ปรับค่าให้ลงตัวอย่างดี (“Best fit” curve) โดยการลากเส้นผ่านจุดข้อมูลเฉลี่ย ถึงกระนั้นก็ตามควรตระหนักว่าชิ้นงานจำนวนมากเกิดความเสียหายขึ้นจริงที่ระดับความเค้นเพียง 25% ของค่าที่อ่านได้จากกราฟ

2.8.3 แฟคเตอร์ที่มีผลกระทบต่อขีดจำกัดความล้า

2.8.3.1 ค่าเฉลี่ยของความเค้น

ในการทดสอบหาความล้าตัวของโลหะแบบ Rotating-ending type ค่าเฉลี่ยของ ความเค้น จะเป็นศูนย์ซึ่งในการใช้งานโลหะจริงไม่อาจจะเป็นเช่นนั้นได้เสมอไปเพื่อที่จะประมาณ Stress amplitude ที่ปลอดภัยสำหรับค่าเฉลี่ยของความเค้น อื่น ๆ จึงได้กฎเกณฑ์เบื้องต้นที่จะบ่งบอกความสัมพันธ์ต่าง ๆ ดังนี้ คือ

Gerber's Law $$S_a = s_f\left[1-\left(\frac{S_m}{S_u}\right)^2\right] \tag{2.15}$$

Modified Goodman's Law $$S_a = s_f\left(1-\frac{S_m}{S_u}\right) \tag{2.16}$$

Soderberg's Law $$S_a = s_f\left(1-\frac{S_m}{S_y}\right) \tag{2.17}$$

เมื่อ

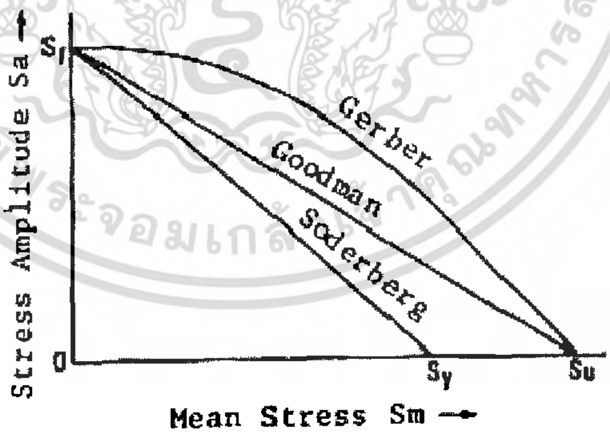
S_a = Stress amplitude ที่ปลอดภัย

S_f = Fatigue strength

S_u = Tensile strength

S_y = Yield strength

ความสัมพันธ์ต่าง ๆ ได้แสดงให้เห็นในรูปที่ 2.29 ตามกฎของ Gerber และ Goodman จะเห็นว่าเมื่อค่าเฉลี่ยของ Stress มีค่าสูงขึ้น Amplitude จะมีค่าต่ำลงจนกระทั่งค่าเฉลี่ยของความเค้น มีค่าเท่ากับค่า Tensile strength ค่า Stress amplitude จึงมีค่าเป็นศูนย์ สำหรับความสัมพันธ์ตามกฎของ Soderberg จะเห็นว่า Stress amplitude ที่ปลอดภัยจะมีค่าเป็นศูนย์เมื่อค่าเฉลี่ยของความเค้น มีค่าเท่ากับ Yield strength



รูปที่ 2.29 กราฟแสดงผลกระทบของค่าเฉลี่ยของความเค้น ที่มีต่อ Stress amplitude ที่ปลอดภัย ตามของ Gerber, Goodman และ Soderberg

2.8.3.2 การออกแบบและการแต่งผิว

การออกแบบชิ้นงานจะต้องหลีกเลี่ยงไม่ให้มีส่วนที่คอดบางในทันที ทั้งนี้เนื่องจากจะทำให้ชิ้นงานมี ขีดจำกัดความล้าต่ำลง การแต่งผิวชิ้นงานก็มีความสำคัญเช่นกันผิวที่ราบเรียบจะทำให้ชิ้นงานมีความต้านทานต่อการล้าตัวได้ดีขึ้น นอกจากนี้ก็ยังจะต้องพิจารณาถึงชนิดของโลหะและโลหะผสมต่าง ๆ ซึ่งมีความไวที่เกิดการล้าตัวตามบริเวณรอยบากต่าง ๆ ไม่เหมือนกันอีกด้วยโลหะชนิด Grey cast iron จะมีเกล็ด Graphite กระจายอยู่ในเนื้อโลหะซึ่งตามจุดเหล่านี้จะมีความเค้นสูงกว่าความเค้น โดยเฉลี่ยทั่ว ๆ ไปในเนื้อโลหะและจะเป็นจุดเริ่มต้นที่จะเกิดความล้าขึ้น ถึงแม้ว่าจะได้รับการแต่งผิวมาอย่างดีแล้วก็ตาม โลหะอ่อนและโลหะที่สามารถยืดออกเป็นเส้นได้ดีกว่าจะเกิดการล้าตัวตามบริเวณรอยบากช้ากว่าจะสามารถรับความเค้น ตามจุดต่าง ๆ เช่นบริเวณรอยบาก หรือภายในเนื้อโลหะได้มากกว่าโลหะที่ยืดออกเป็นเส้นได้น้อย เช่นโลหะพวก High – tensile steels โดยทั่ว ๆ ไป ขีดจำกัดความล้าและความไวที่จะเกิดการล้าตัวตามบริเวณรอยบากของชิ้นงานจะมีค่าเพิ่มขึ้นเมื่อโลหะมี Tensile strength เพิ่มขึ้น ดังนั้นการแต่งผิวและการออกแบบชิ้นงานสำหรับโลหะ High–tensile steels จึงนับว่ามีความสำคัญเป็นพิเศษ

2.8.3.3 การปรับสภาพผิวการแตกหักเนื่องจากการล้าตัวของโลหะ

ส่วนใหญ่เริ่มจากบริเวณของชิ้นงาน ดังนั้นการปรับสภาพผิวชิ้นงานจึงนับว่ามีความสำคัญ การปรับสภาพผิวอาจทำได้โดยให้ผิวชิ้นงานมีความแข็งเพิ่มขึ้นและอาจทำให้มี Compressive stress คงอยู่บริเวณผิวชิ้นงาน การปรับสภาพผิวชิ้นงานให้แข็งขึ้นอาจทำได้หลายวิธี เช่น Shot preening คือพ่นผงทรายหรือผงโลหะแข็งอื่น ๆ ลงไปที่ผิวชิ้นงานด้วยความเร็วสูงจนเกิดรอยบุ๋มที่ผิวทั่ว ๆ ไป ตามผิวโลหะจะเกิดมี Compressive stress ขึ้น เมื่อเกิดแรงดึงขึ้นที่ผิวโลหะแรงดังกล่าวจะต้องเอาชนะแรงอัดที่มีอยู่ก่อน แรงดึงที่ผิววัตถุได้รับจริง ๆ จึงมีค่าลดลงและเนื่องจากแรงกดไม่ทำให้โลหะเกิดการล้าตัวได้ง่ายเหมือนแรงดึง ดังนั้นจึงทำให้โลหะเกิดการล้าตัวช้าลงด้วยนอกจากนี้ก็มีวิธี Surface-rolling case-hardening nitriding flame and induction hardening

การเคลือบผิวชิ้นงานด้วยโลหะต่างๆ ถึงแม้ว่าส่วนใหญ่จะช่วยทำให้ชิ้นงานมีความต้านทานต่อการกัดกร่อนต่าง ๆ ได้ดี และบางครั้งยังช่วยให้ชิ้นงานมีความทนทานต่อการสึกหรออีกด้วย แล้วยังมีผลกระทบต่อ ขีดจำกัดความล้าชิ้นงานที่เคลือบด้วยนิกเกิลและโครเมียมจะมี Tensile stress ตกค้างอยู่ที่บริเวณผิวชิ้นงาน จึงทำให้โลหะเกิดการล้าตัวได้ง่ายขึ้นกว่าเดิม ส่วนชิ้นงานที่เคลือบด้วยสังกะสีจะมี Compressive stress ตกค้างอยู่ที่บริเวณผิวชิ้นงาน ชิ้นงานจึงมีความต้านทานต่อการล้าตัวของโลหะดีขึ้นกว่าเดิม

การปรับสภาพผิวชิ้นงานให้มีสภาพอ่อนลงกว่าเดิมด้วยวิธีต่าง ๆ เช่น Cladding หรือ Decarburizing ด้วยโลหะที่อ่อนกว่า เช่น อลูมิเนียมจะทำให้ขีดจำกัดความล้ามีค่าลดลง

2.8.3.4 การมีสิ่งเจือปนต่าง ๆ

การมีสิ่งเจือปนต่าง ๆ ในเนื้อโลหะหรือที่ผิวโลหะจะทำให้เกิดเป็นจุดซึ่งมี ความเค้น สูงกว่า ความเค้น โดยเฉลี่ยทั่ว ๆ ไปทำให้ ขีดจำกัดความล้า มีค่าลดลงโดยเฉพาะอย่างยิ่งสิ่งเจือปนที่มีลักษณะแข็ง เช่น อะลูมิเนียม แต่ถ้าสิ่งเจือปนนั้นมีลักษณะอ่อนเช่นเป็น แมงกานีสซัลไฟด์ หรือตะกั่ว จะมีผลกระทบเพียงเล็กน้อยเท่านั้น

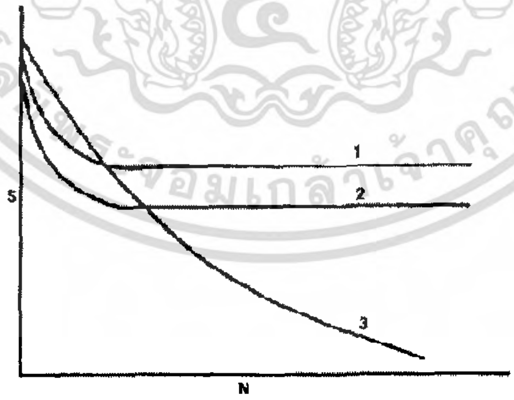
2.8.3.5 อุณหภูมิ

จากการทดสอบโลหะผสมชนิดต่าง ๆ จำนวนมากพบว่าโดยทั่วไปขีดจำกัดความล้าจะมีค่าเพิ่มขึ้นในขณะที่อุณหภูมิของชิ้นงานลดลงต่ำกว่าอุณหภูมิในบรรยากาศ การบ่งผลกระทบทั่ว ๆ ไปอันเนื่องจากอุณหภูมิที่เพิ่มขึ้นนี้ค่อนข้างยุ่งยากเนื่องจากในโลหะผสมบางชนิดอาจเกิดการเปลี่ยนแปลงของลักษณะโครงสร้าง จากการทดสอบที่อุณหภูมิ สูง ๆ นี้ส่วนใหญ่ขีดจำกัดมักจะไม่ปรากฏให้เห็นชัดเจน

2.8.3.6 สภาวะแวดล้อมที่ทำให้เกิดการกัดกร่อนได้มาก

โลหะที่ถูกกัดกร่อนจนเกิดเป็นรูเล็ก ๆ ลึกลงไปในเนื้อโลหะจะทำให้เกิดมีความเค้นสูงกว่าความเค้น โดยเฉลี่ยทั่ว ๆ ไป ณ จุดเหล่านั้น ซึ่งในที่สุดก็จะทำให้โลหะเกิดการล้าตัวหักขาดออกจากกัน ลักษณะเฉพาะตัวของการล้าตัวของโลหะเนื่องจากการกัดกร่อนได้แสดงให้เห็นในรูปที่ 2.30 Curve ที่ 1 แสดงค่าขีดจำกัดความล้าธรรมดาของโลหะ ส่วน Curve ที่ 2 แสดงค่าขีดจำกัดความล้าของโลหะชนิดเดียวกันแต่ทิ้งไว้ในบรรยากาศที่ทำให้โลหะถูกกัดกร่อนมาเป็นระยะเวลาหนึ่งก่อนนำมาทดสอบ จะเห็นว่าขีดจำกัดความล้ามีค่าต่ำกว่าเดิม Curve ที่ 3 ได้จากการโลหะชนิดเดิมนั้นมาทำการทดสอบใต้บรรยากาศที่ทำให้เกิดการกัดกร่อนได้มาก จะเห็นได้ว่าไม่มีค่าขีดจำกัดความล้าปรากฏให้เห็นชัดเจนเหมือนใน Curve ที่ 1 และที่ 2 และความต้านทานต่อการล้าตัวของโลหะมีค่าลดลงอย่างมาก

การล้าตัวของโลหะเนื่องจากการกัดกร่อนนี้ อาจป้องกันได้โดยการออกแบบชิ้นงานที่พิถีพิถัน การเลือกให้โลหะผสมที่มีความต้านทานต่อการกัดกร่อนได้ดี หรือโดยกาเคลือบชิ้นงานเหล็กกล้าด้วยสังกะสี สังกะสีที่เคลือบนอกจากจะทำให้โลหะมีความต้านทานต่อการกัดกร่อนได้ดีขึ้นแล้วยังทำให้เกิด Compressive stress ขึ้นที่บริเวณผิวชิ้นงาน ทำให้ชิ้นงานมีความต้านทานต่อการล้าตัวได้ดีขึ้น



รูปที่ 2.30 S-N curves แสดงให้เห็นถึงการล้าตัวของโลหะเนื่องจากการกัดกร่อน

เส้นที่ 1 แสดงถึงการทดสอบแท่งตัวอย่างในบรรยากาศ

เส้นที่ 2 แสดงถึงการทำให้แท่งตัวอย่างเกิดการกัดกร่อนก่อน แล้วจึงนำมาทดสอบในบรรยากาศ

เส้นที่ 3 แสดงถึงการทดสอบแท่งตัวอย่างในบรรยากาศที่ทำให้เกิดการกัดกร่อนได้มาก

ในการใช้งานชิ้นงานอาจต้องรับ Stress amplitude ขนาดต่าง ๆ กันหลายขนาด การล้าตัวของโลหะอาจประมาณได้จาก S-N curve โดยอาศัยกฎของ Miner ซึ่งกล่าวว่าการหักขาดออกจากกันเนื่องจากการล้าตัวของโลหะเมื่อได้รับ Stress amplitude ขนาดต่าง ๆ กันหลายขนาดอาจเกิดขึ้นเมื่อ

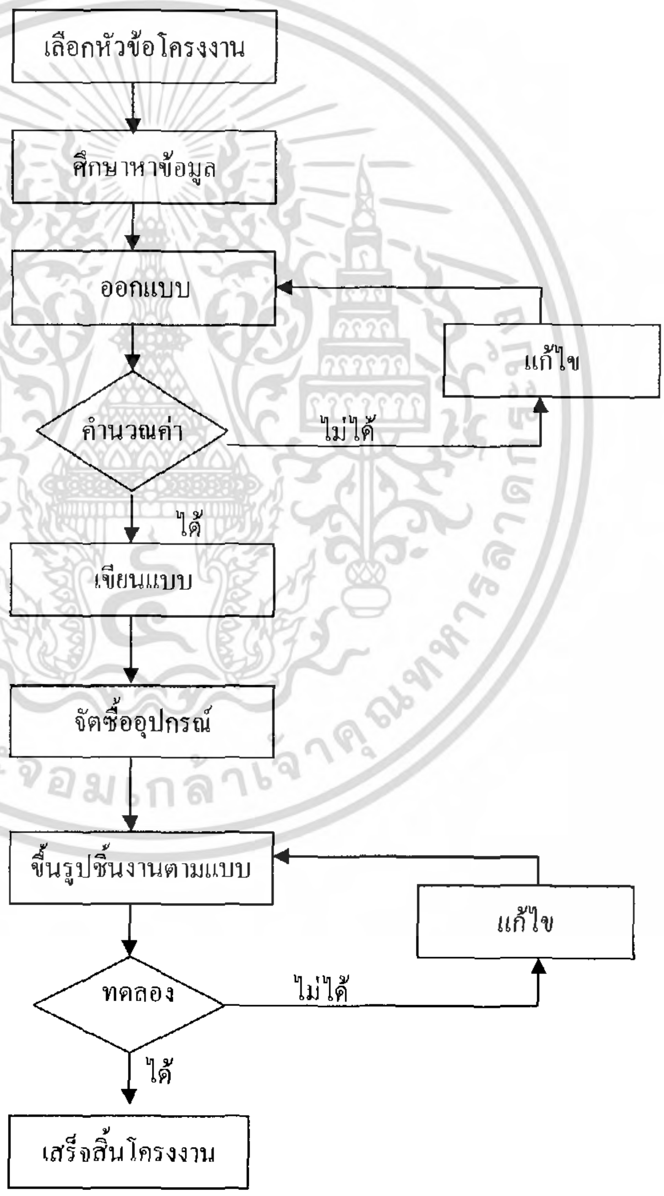
$$\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} + \ldots \quad = \quad 1 \tag{2.18}$$

n_1 เป็นรอบของความเค้น ที่ชิ้นงานรับได้ที่ Stress amplitude s_1 เมื่อ N_1 เป็นรอบของความเค้นที่คาดคะเนไว้ในทางปฏิบัติเพื่อความปลอดภัย มักจะกำหนดผลรวมของสมการข้างต้นเป็น 0.6

บทที่ 3
แผนการดำเนินงาน

3.1 ขั้นตอนการดำเนินงาน

แผนผังแสดงลำดับขั้นตอนของการทำโครงงานตั้งแต่เริ่มต้นจนถึงสิ้นสุดการทำโครงงานแสดงดังต่อไปนี้



รูปที่ 3.1 ขั้นตอนการทำโครงงาน

3.2 แผนการดำเนินงานปีการศึกษา 2549 – 2550

ในการทำงานได้มีการกำหนดระยะเวลาในการทำโครงงานไว้เพื่อควบคุมและติดตามผลรวมถึงใช้เป็นตัวชี้วัดความสำเร็จของโครงงานซึ่งแสดงไว้ในตารางดังนี้

ตารางที่ 3.1 แผนการดำเนินงานภาคเรียนที่ 2 ปีการศึกษา 2549

งานที่ต้องดำเนินการ	แผนการดำเนินงานภาคเรียนที่ 2 ปีการศึกษา 2549																			
	พฤศจิกายน				ธันวาคม				มกราคม				กุมภาพันธ์				มีนาคม			
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
1. ศึกษาค้นคว้าหาข้อมูล																				
2. นำเสนอโครงงาน																				
3. วางแผนการทำงาน																				
4. เขียนแบบส่วนประกอบเครื่องทดสอบความล้า																				
5. คำนวณหาขนาดส่วนประกอบของเครื่องทดสอบความล้า																				
6. จัดซื้อวัสดุและอุปกรณ์																				

ตารางที่ 3.2 แผนการดำเนินงานภาคเรียนที่ 1 ปีการศึกษา 2550

งานที่ต้องดำเนินการ	แผนการดำเนินงานภาคเรียนที่ 1 ปีการศึกษา 2550																			
	มิถุนายน				กรกฎาคม				สิงหาคม				กันยายน				ตุลาคม			
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
1. จัดทำชิ้นส่วนประกอบของเครื่องทดสอบความล้า																				
2. สร้างเครื่องทดสอบความล้า																				

ตารางที่ 3.3 แผนการดำเนินงานภาคเรียนที่ 2 ปีการศึกษา 2550

งานที่ต้องดำเนินการ	แผนการดำเนินงานภาคเรียนที่ 2 ปีการศึกษา 2550																			
	พฤศจิกายน				ธันวาคม				มกราคม				กุมภาพันธ์				มีนาคม			
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
1. สร้างเครื่องทดสอบความล้า																				
2. จัดทำชิ้นงานทดสอบความล้า																				
2. ทดสอบวัสดุกับเครื่องทดสอบความล้า																				
3. พัฒนาและปรับปรุงการทำงานของเครื่องทดสอบความล้า																				
4. สรุปและรายงานผลการทำงาน																				
5. จัดทำปริญญานิพนธ์																				

3.3 ขั้นตอนการดำเนินงาน

3.3.1 ศึกษาค้นคว้าหาข้อมูลเกี่ยวกับเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ

เริ่มจากการศึกษาเครื่องทดสอบความล้าแบบเดิมโดยใช้เครื่องต้นแบบของ Gunt Hamburg เพื่อนำมาเป็นข้อมูลในการออกแบบ จากนั้นจะทำการกำหนดขอบเขตของเครื่องทดสอบความล้าของโลหะตามที่เรา ต้อง การตามโครงสร้างเครื่องจักรทางวิศวกรรมหลังจากนั้นทำการเขียนแบบชิ้นส่วนของเครื่องทุกชิ้นแล้ว ทำการเลือกใช้วัสดุที่เหมาะสมและชิ้นส่วนที่มีขายตามท้องตลาดมากที่สุด เพื่อประหยัดค่าใช้จ่ายในการสร้างตามหลักเศรษฐศาสตร์วิศวกรรม

รูปที่ 3.2 เครื่องทดสอบความล้าของโลหะจาก มหาวิทยาลัยธรรมศาสตร์ ศูนย์รังสิต

3.4 การออกแบบและประกอบเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ

3.4.1 กำหนดแบบของเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ

การออกแบบเครื่องทดสอบความล้าได้ทำการเขียนแบบด้วยโปรแกรม Auto Cad และ Solid work โดยโครงสร้างเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ โดยยึดตามแบบที่ได้เลือกไว้

<u>3.4.1.1 กำหนดชุดโครงสร้างหลัก</u> (ดูได้จากภาคผนวก ก)

จากการพิจารณาถึงความทนทานและความปลอดภัยของโครงสร้างเป็นหลัก จึงส่งผลให้เลือกวัสดุที่เหมาะสมกับวัตถุประสงค์ ไม่ว่าจะเป็นด้านความแข็งแรงของ และความประหยัดตามหลักเศรษฐศาสตร์

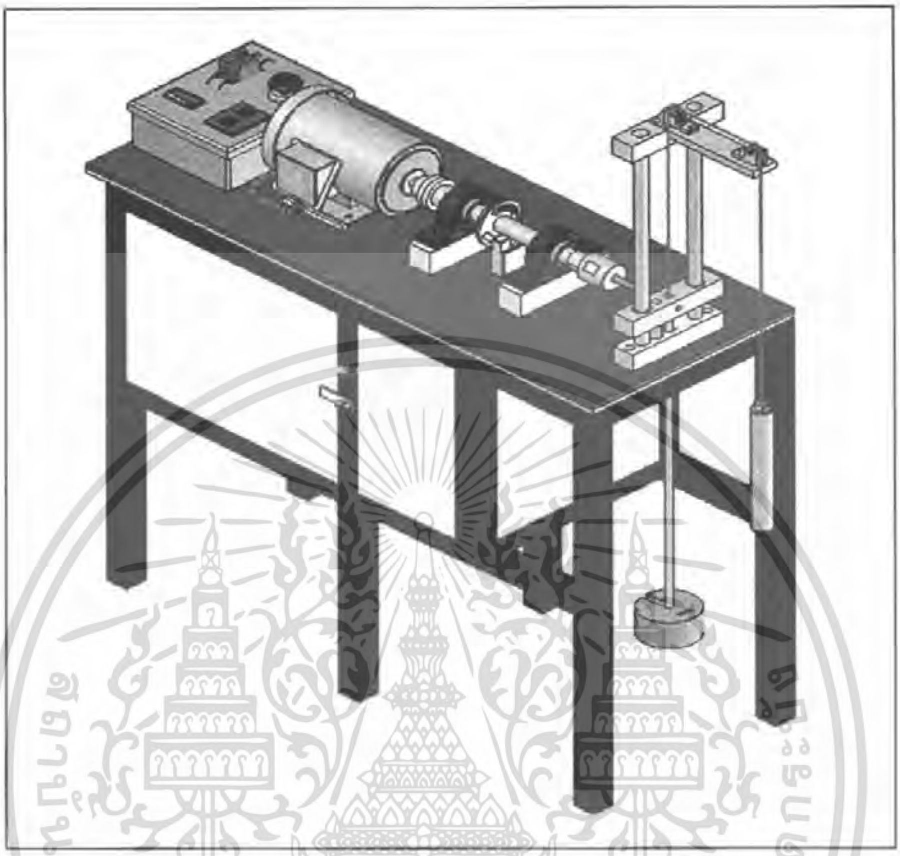
<u>3.4.1.2 การออกแบบรายละเอียด</u> (ดูได้จากภาคผนวก ก)

จากการเขียนภาพชิ้นส่วนแต่ละชิ้น โดยจำแนกมาจากภาพประกอบของเครื่องจักร โดยแต่ละภาพระบุรูปร่าง มิติ ค่าพิกัดความเผื่อ ค่าความเรียบผิว และค่าอื่น ๆ รายละเอียดของการออกแบบแสดงที่ภาคผนวก และการคำนวณทางวิศวกรรมศาสตร์ (ดูได้จากภาพผนวก ค)

<u>3.4.1.3 ขั้นตอนการประเมินราคา</u> (ดูได้จากภาคผนวก ข)

ในการสร้างเครื่องทดสอบความล้าโดยใช้หลักทางวิศวกรรมและเศรษฐศาสตร์ราคาในการสร้างเครื่องทดสอบความล้าขึ้นอยู่กับรายละเอียดหลายอย่าง เช่นราคาวัสดุในท้องตลาด ค่าขนส่ง ค่าแรง ค่าไฟฟ้า ค่าใช้จ่ายเบ็ดเตล็ดต่าง ๆ ซึ่งการประเมินราคาในการออกแบบครั้งนี้ จะคิดเฉพาะค่าวัตถุดิบที่ใช้ และค่าชิ้นส่วนมาตรฐานเท่านั้น

เครื่องทดสอบความล้าที่ทำการออกแบบมีลักษณะดังนี้



รูปที่ 3.3 แบบประกอบเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ 3 มิติ

3.4.2 หลักการและขั้นตอนการประกอบชิ้นส่วน (ดูได้จากภาคผนวก ก)

3.4.2.1 โต๊ะทดสอบ (ดูได้จากภาคผนวก ก)

ใช้สำหรับวางชุดทดสอบแบริ่งและมอเตอร์ เนื่องจากเครื่องทดสอบการล้านี้ขณะทำการทดสอบจะเกิดการสั่นสะเทือนมาก โต๊ะทดสอบนี้จึงออก แบบมาให้มีความหนา เพื่อที่จะสามารถดูดซับแรงสั่นสะเทือนที่เกิดจากการทดสอบได้ จะมีแผ่นยางหนา 8 มิลลิเมตร วางลงด้านบนอีกทีโต๊ะทดสอบจะถูกเจาะรูเพื่อติดตั้ง แบริ่ง ชุดทดสอบ และมอเตอร์ ให้อยู่ในตำแหน่งที่ต้องการ

3.4.2.2 แผ่นรองมอเตอร์ (ดูได้จากภาคผนวก ก)

ใช้รองรับมอเตอร์ให้ได้เส้นผ่านศูนย์กลางเดียวกับ คับปลิง และเพลา เนื่องจากเส้นผ่านศูนย์กลางของแกนมอเตอร์ต่ำกว่าเส้นผ่านศูนย์กลางคับปลิง จึงจำเป็นต้องใช้แผ่นรองมอเตอร์ช่วย แผ่นรองมอเตอร์จะช่วยลดการสั่นสะเทือนของมอเตอร์ แผ่นรองมอเตอร์จะถูกเจาะเพื่อทำการยึดติดกับโต๊ะ

3.4.2.3 ฐานรองลูกปืน (ดูได้จากภาคผนวก ก)

ใช้รองเป็นฐานลูกปืนเพื่อยกระดับให้เส้นผ่านศูนย์กลางของลูกปืนตรงกับเส้นผ่านศูนย์กลางของคับปลิงต้องการลดการสั่นสะเทือนที่เกิดขึ้นจากการหมุนของเพลาเพราะลูกปืน 2 ตัวที่ใช้จะเป็นตัวประคองและลดการสั่นสะเทือน

3.4.2.4 ฐานเสา ใช้เป็นฐานของเสาทั้ง 2 เสา ยึดติดกับโต๊ะ (ดูได้จากภาคผนวก ก)

ฐานเสาจะถูกทำให้ได้ขนาดโดยการเจียระไน จากนั้นเจาะรูให้เท่ากับขนาดความโตของเสา แล้วทำการคว้านบ่าของฐานเสาลงไปเพื่อจะติดตั้งเสาตั้ง 2 เสาซึ่งจำเป็นที่ต้องเจาะรูฐานเสาเพื่อเป็นทางผ่านให้กับเพลาที่ใช้สำหรับกดลิมิตสวิทช์ และเพลาสำหรับใส่ลูกถ่วงน้ำหนัก

3.4.2.5 คานปิดหัวเสา ใช้เป็นตัวปิดหัวเสา และยึดคานถ่วง (ดูได้จากภาคผนวก ก)

คานปิดหัวเสาจะทำการเจาะรูให้เท่ากับขนาดความโตของเสา และจะทำการคว้านบ่าทางด้านบนเพื่อยึดเสาโดยใช้น็อตและสกูรยึดด้านบนคานปิดหัวเสา ด้านบนของคานปิดหัวเสาจะทำการกัดตกบ่าเท่ากับความหนาและความกว้างของคานถ่วงที่ยื่นออกมาทางด้านหลัง บ่าที่กัดลงไปจะทำการเจาะรูเพื่อทำเกลียวเพื่อยึดคานที่ยื่นออกมาทางด้างหลังกับคานปิดหัวเสาเข้าด้วยกัน

3.4.2.6 คานถ่วง เป็นคานที่ยื่นออกมาทางด้านหลังของเสา เพื่อใช้ถ่วงเพลา (ดูได้จากภาคผนวก ก)

เนื่องจากน้ำหนักที่ถ่วงมีน้ำหนักพอสมควร จึงจำเป็นที่จะต้องใช้คานที่มีความหนาพอสมควรแต่ก็ไม่ควรยาวมากจนเกินไป จากนั้นเจาะรูทำเกลียวยึดติดกับคานปิดหัวเสาเพื่อความแข็งแรงของคานถ่วง แล้วเจาะทำเกลียว 4 จุดเพื่อเป็นตัวยึดให้กับตัววางบ่ารอง (Roller)

3.4.2.7 ตัวนับรอบ เป็นตัวที่ยึดติดกับเพลาเพื่อนับรอบโดยใช้ตัวตรวจจับ (Sensor) เป็นตัวช่วย (ดูได้จากภาคผนวก ก)

เนื่องจากตัวนับรอบต้องหมุนเท่ากับจำนวนรอบของมอเตอร์ เพื่อนับจำนวนรอบว่าได้จำนวนรอบเท่าใดตอนชิ้นงานทดสอบขาด จึงได้ทำการออกแบบให้ตัวนับรอบสวมเข้าในเพลาโดยทำการเจาะรูให้ได้ขนาดเท่ากับความโตเพลา และเจาะรูทำเกลียวที่ตัวนับรอบเพื่อยึดกับแกนเพลาเนื่องจากตัวตรวจจับ ที่ใช้ช่วยในการนับรอบนั้นเป็นแบบใช้นับโลหะจึงเป็นต้องมีการทำรูที่ตัวนับรอบเพื่อให้ตัวตรวจจับสามารถนับรอบได้

3.4.2.8 เพลา เป็นตัวที่ใช้ส่งกำลังจากเพลาและเป็นตัวจับชิ้นงานทดสอบ (ดูได้จากภาคผนวก ก)

เนื่องจากต้องเป็นตัวจับยึดชิ้นงานทดสอบ จึงจำเป็นต้องทำการคว้านรูเรียวให้ได้เท่ากับขนาดของชิ้นงานทดสอบและทำเกลียวเพื่อใช้ฝาครอบขันอัดชิ้นงานทดสอบให้แน่น พร้อมด้วยการกัดบ่าที่เพลาเพื่อใช้ในการขันอัดชิ้นงานทดสอบให้แน่น

3.4.2.9 ฝาปิดเกลียวที่เพลา เป็นตัวที่ใช้ปิดครอบและขันอัดชิ้นงานให้แน่น (ดูได้จากภาคผนวก ก)

เนื่องจากเป็นฝาครอบขันอัดชิ้นงานทดสอบจึงต้องทำเกลียวเพื่อยึดกับแกนเพลาและต้องเจาะรูเพื่อให้ชิ้นงานส่วนที่ต้องการทดสอบโผล่ออกมา พร้อมด้วยการกัดบ่าเพื่อใช้ในการขันอัดชิ้นงานทดสอนให้แน่น

3.4.2.10 แท่งกดชิ้นงาน เป็นตัวที่กดชิ้นงานทดสอบโดยการถ่วงน้ำหนัก (ดูได้จากภาคผนวก ก)

ในการกดชิ้นงานทดสอบจะทำการนำชิ้นงานทดสอบมาใส่เข้าในแบริ่งเพื่อให้ปลายของชิ้นงานนั้นหมุนอิสระซึ่งจำเป็นที่จะต้องคว้านบ่าของแท่งกดชิ้นงานเพื่อใส่แบริ่งจากทำการเจาะรูเพื่อใส่บู๊ชทองเหลือง ซึ่งเป็นตัวช่วยในการเลื่อนขึ้นลงของแท่งกดชิ้นงานกับเสา จากนั้นเจาะรูทำเกลียวเพื่อยึดเหล็กท่อที่ยาวลงด้านล่างเพื่อใส่น้ำหนักถ่วง และเจาะรูทำเกลียวเพื่อยึดเพลาเหล็กที่ยาวลงด้านล่างเพื่อไปกดลิมิตสวิทช์

3.4.2.11 เพลากดลิมิตสวิทช์ เป็นตัวที่ทำหน้าที่กดลิมิตสวิทช์ (ดูได้จากภาคผนวก ก)

หลังจากชิ้นงานขาดจำเป็นต้องให้มอเตอร์และ Sensor หยุดทำงานด้วย ดังนั้นต้องมีตัวกดลิมิตสวิทช์ เพื่อให้ลิมิตสวิทช์เป็นตัวสั่งให้มอเตอร์หยุดทำงาน โดยการใช้เพลากดลิมิตสวิทช์ซึ่งจะถูกตัดปลายให้มีความเอียงเพื่อที่จะ

สามารถกดลิมิตสวิทช์ลงได้และหัวจะทำการเจาะรูทำเกลียวเพื่อใช้ยึดติดกับแท่งกดชิ้นงาน เมื่อชิ้นงานขาดแท่งกดชิ้นงานทดสอบจะตกลงมาเพลากดลิมิตสวิทช์ก็ตกลงมาด้วยเช่นกัน

3.4.2.12 ฐานใส่ ตัวตรวจจับ เป็นตัวยึดตัวตรวจจับให้ได้ระดับเดียวกับตัวนับรอบ (ดูได้จากภาคผนวก ก)

เป็นตัวที่ออกแบบมาเพื่อที่จะให้ตัวตรวจจับอยู่ในแนวระดับที่สามารถจับความเร็วในการหมุนของมอเตอร์ได้ ส่วนด้านข้างจะทำการเจาะรูทำเกลียวเพื่อใช้ยึดฝาครอบตัวตรวจจับ โดยฐานใส่ตัวตรวจจับจะใช้วัสดุเป็นทองเหลือง เพื่อความสะดวกในการขึ้นรูป

3.4.2.13 ที่วางบ่ารอง (Roller) เป็นตัวที่ช่วยในการติดตั้งบ่ารอง (ดูได้จากภาคผนวก ก)

เป็นตัวช่วยในการติดตั้งบ่ารองเพื่อช่วยในการเลื่อนไหลของเส้นลวด เนื่องจากการกระบวนการสามารถทำได้ยากจึงไม่จำเป็นต้องใช้วัสดุที่เป็นเหล็กสามารถใช้ทองเหลืองแทนได้

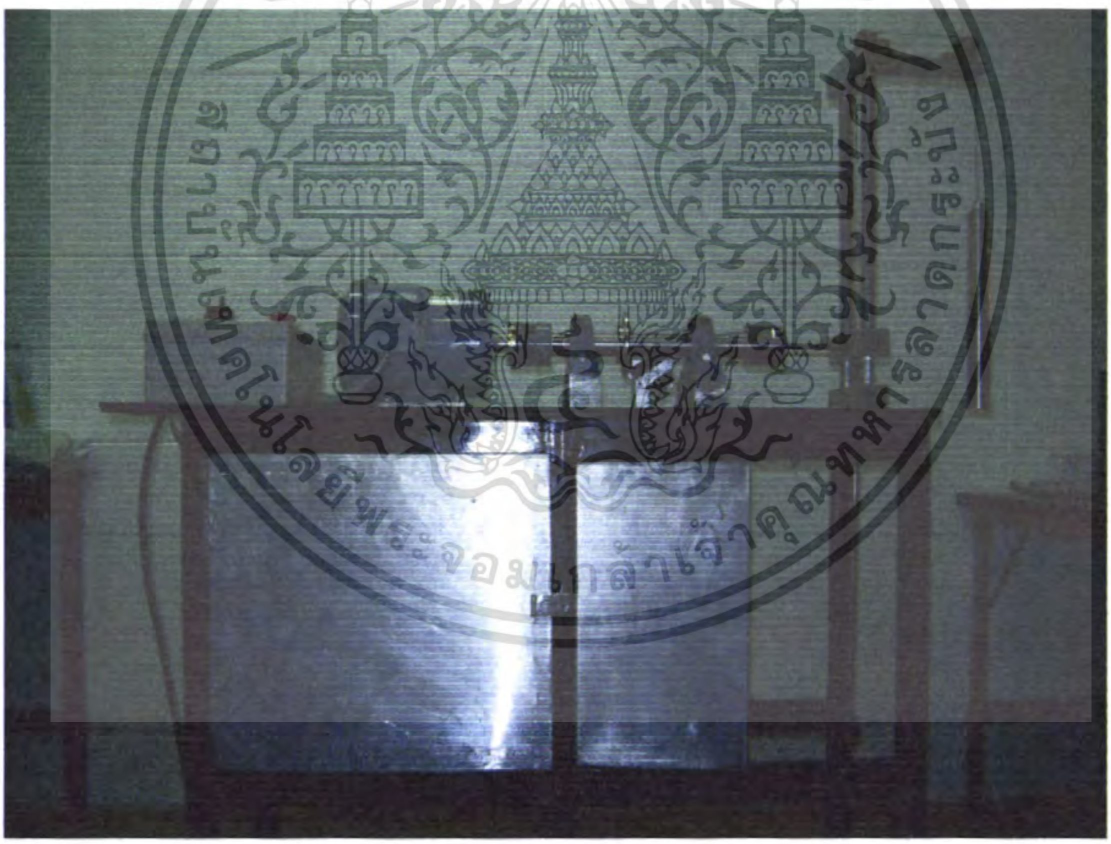
3.4.2.14 ที่วางน้ำหนัก เป็นตัวที่ใช้วางลูกน้ำหนักถ่วง (ดูได้จากภาคผนวก ก)

ทำการเจาะรูทำเกลียวเพื่อยึดติดกับเหล็กท่อที่ยาวลงมาจากด้านล่างของแท่งกดชิ้นงานเนื่องจากทองเหลืองสามารถรับน้ำหนักที่ถ่วงได้จึงได้ใช้ทองเหลืองทำ

บทที่ 4
ผลการดำเนินงาน

4.1 ผลการดำเนินงานของเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ

ลักษณะโดยรวมของเครื่องทดสอบความล้าของโลหะที่ได้ทำการออกแบบ และได้ทำการสร้างขึ้นซึ่งโครงโต๊ะมีความกว้าง 410 มิลลิเมตร กว้าง 990 มิลลิเมตร สูง 840 มิลลิเมตร มอเตอร์มีกำลัง 2,800 รอบต่อนาที ตัวนับรอบสามารถนับรอบได้จาก 0 ถึง 99,999,999 รอบ และสามารถใช้น้ำหนักในการถ่วงชิ้นงานได้จาก 0 ถึง 15 กิโลกรัม และจากการทดสอบพบว่าเครื่องทดสอบความล้าที่สร้างขึ้นสามารถทดสอบวัสดุทั้ง 3 ชนิด คือ อะลูมิเนียม 6061 T4 ทองเหลือง และเหล็ก SS400 ได้ และให้ผลการทดสอบที่มีแนวโน้มตามทฤษฎี

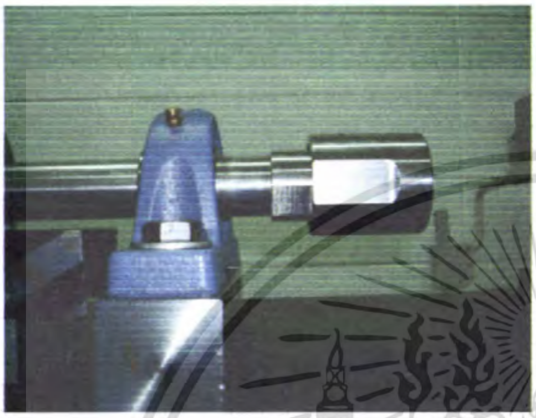
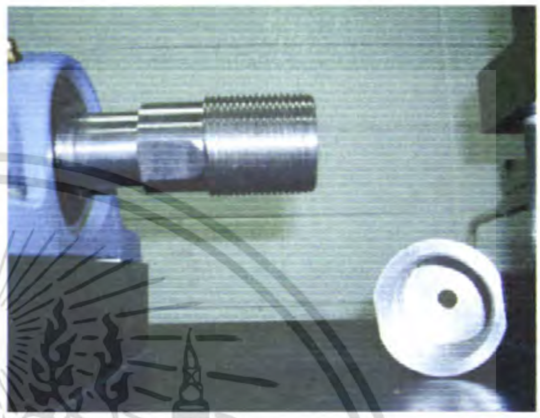


รูปที่ 4.1 ลักษณะเครื่องทดสอบความล้าที่จัดทำขึ้น

4.2 ส่วนประกอบของเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ

จากการศึกษามาตรฐานของเครื่องทดสอบความล้าจากเครื่องต้นแบบ ได้นำข้อมูลที่ได้มาออกแบบชิ้นส่วนของเครื่องทดสอบความล้าซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

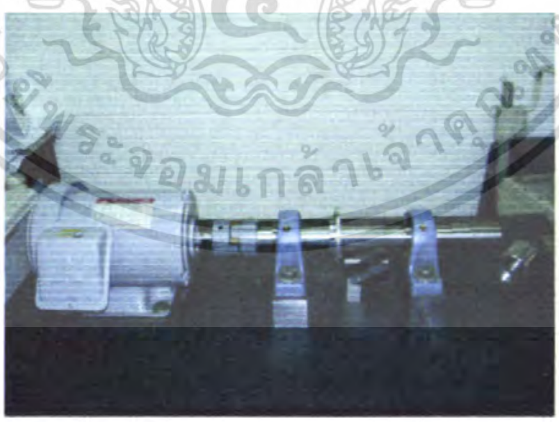
4.2.1 หัวจับชิ้นงานทดสอบ

รูปที่ 4.2 ลักษณะหัวจับชิ้นงานทดสอบ

หัวจับยึดชิ้นงานของเครื่องทดสอบความล้าของวัสดุที่ใช้ในการทดสอบ จะใช้วัสดุเป็นแสตนเลสเป็นเพลาส่งกำลังที่ส่งกำลังมาจากมอเตอร์ จับยึดชิ้นงาน โดยการขันเกลียวให้แน่น

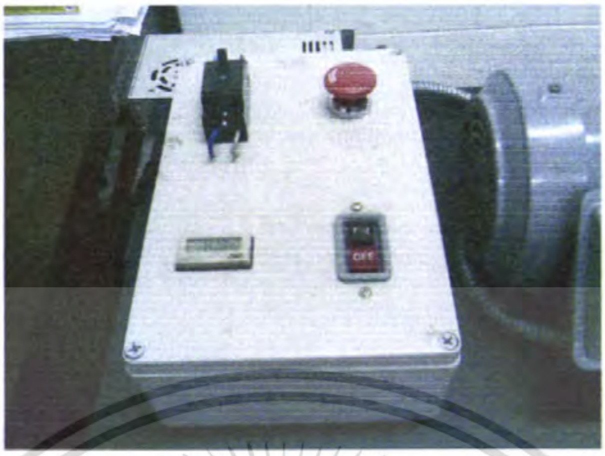
4.2.2 ชุดส่งกำลัง



รูปที่ 4.3 ลักษณะของชุดส่งกำลัง

ชุดส่งกำลังจะทำงานโดยการที่ใช้มอเตอร์เป็นตัวต้นกำลังส่งไปยังเพลา โดยมีคับปลิงเป็นตัวช่วยในการลดการสั่นสะเทือนและจะส่งผ่านตลับลูกปืน เพื่อช่วยในการลดการสั่นสะเทือน

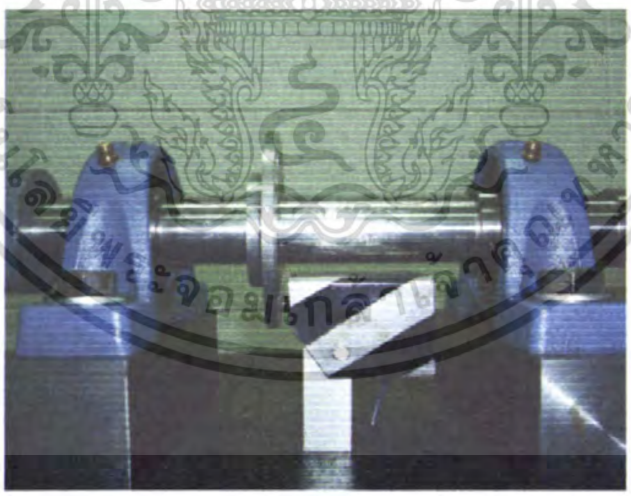
4.2.3 ชุดกล่องควบคุม



รูปที่ 4.4 ลักษณะของกล่องควบคุม

ชุดควบคุมจะเป็นตัวควบคุมการทำงานทั้งหมดของเครื่องทดสอบความล้า ชุดควบคุมจะมีตัวสวิทช์คอยเปิดปิดการทำงานของเครื่องนับจำนวนรอบ (วงจรควบคุมดังแสดงในภาคผนวก ก)

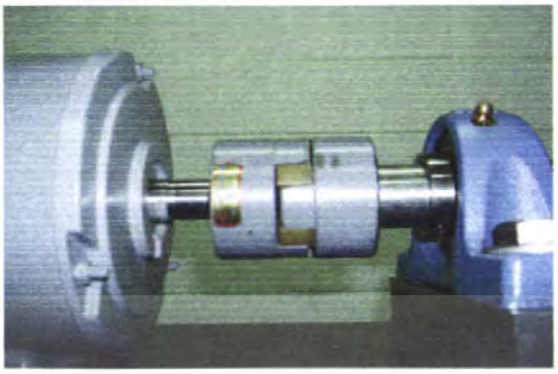
4.2.4 ชุดนับรอบ



รูปที่ 4.5 แสดงลักษณะของชุดนับรอบ

ชุดนับรอบที่ใช้กับเครื่องทดสอบความล้าของโลหะนั้น จะใช้ตัวตรวจจับ เป็นตัวรับและส่งจำนวนรอบที่นับได้ไปยังตัวนับรอบ

4.2.5 ชุดช่วยลดการสั่นสะเทือน



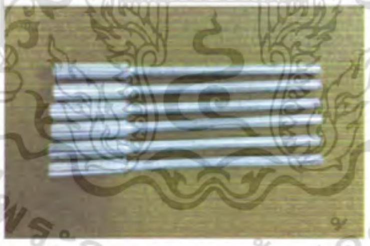
รูปที่ 4.6 ลักษณะของชุดช่วยลดการสั่นสะเทือน

เนื่องจากการหมุนที่เร็วมากของมอเตอร์จึงทำให้เกิดการสั่นสะเทือน ดังนั้นจำเป็นต้องมีตัวช่วยในการที่จะช่วยลดการสั่นสะเทือนที่เกิดขึ้น

4.3 ขั้นตอนการทดสอบการทำงานของเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ (ดูได้จากภาคผนวก ง)

4.3.1 จัดทำชิ้นงานทดสอบ

การจัดทำชิ้นงานทดสอบโดยนำวัสดุเข้าเครื่อง CNC (Computer numerical control) เพื่อทำให้ได้ขนาดตามที่ต้องการ คือ ขนาด ยาว 146 มิลลิเมตร เส้นผ่านศูนย์กลาง 8 มิลลิเมตร รัศมีขอบ 2 มิลลิเมตร



อะลูมิเนียม 6061 T4

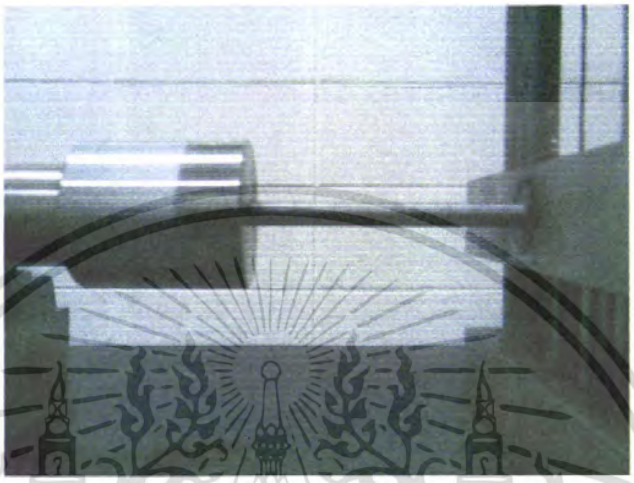
ทองเหลือง

เหล็ก SS400

รูปที่ 4.7 ลักษณะชิ้นงานทดสอบที่จัดทำขึ้น

4.3.2 ติดตั้งชิ้นงานทดสอบเข้ากับเพลา

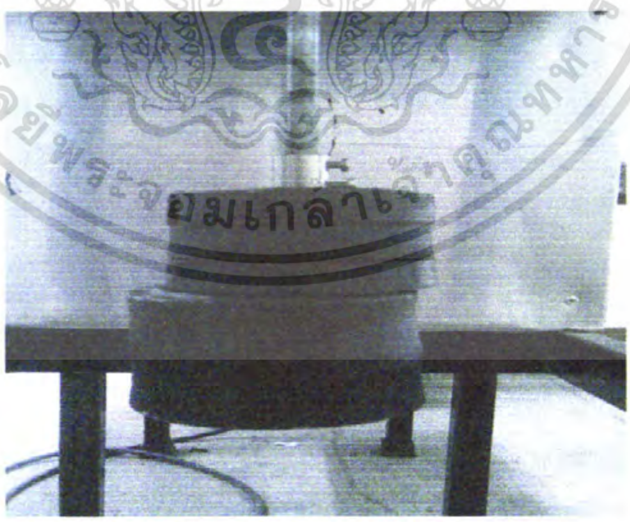
นำด้านของชิ้นงานทดสอบที่มีเส้นผ่านศูนย์กลาง 12 มิลลิเมตร เข้ากับฝาล็อคเพลา และนำด้านของชิ้นงานทดสอบที่มีเส้นผ่านศูนย์กลาง 8 มิลลิเมตร ใส่เข้ากับแบริ่งของชุดถ่วงน้ำหนัก จากนั้นหมุนฝาครอบเพลาเข้ากลับเพลาให้แน่น พร้อมกับวัดระยะห่างระหว่างเพลากับชุดถ่วงชิ้นงานให้ได้เท่ากับ 93 มิลลิเมตร



รูปที่ 4.8 ลักษณะของการจับยึดชิ้นงานก่อนทำการทดสอบ

4.3.3 ใส่ชุดถ่วงน้ำหนัก

การใส่ชุดถ่วงน้ำหนักที่แกนถ่วงน้ำหนักนั้น เลือกขนาดน้ำหนักตามที่ต้องการ จากนั้นนำน้ำหนักไปใส่ที่แกนถ่วงน้ำหนัก



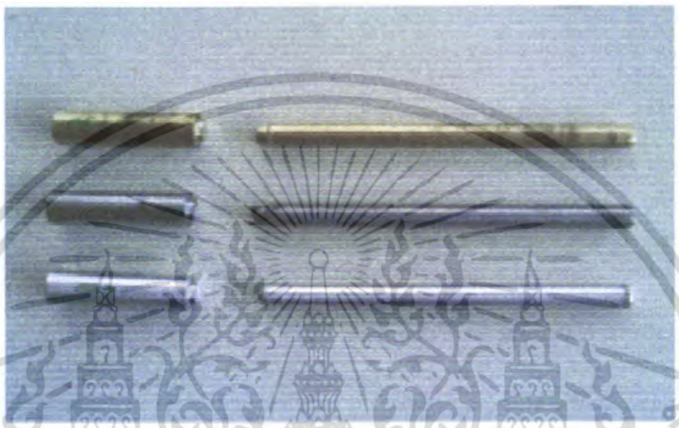
รูปที่ 4.9 ลักษณะการใส่ชุดถ่วงน้ำหนัก

4.3.4 **กดปุ่มเริ่มการทดสอบ พร้อมกับเริ่มจับเวลา**

4.3.5 **บันทึกผลค่าจำนวนรอบที่ชิ้นงานเกิดความเสียหาย** (ขาด) **และเวลาที่เครื่องใช้ในการทดสอบชิ้นงานหนึ่ง**

บันทึกผลการทดสอบจำนวนรอบที่ชิ้นงานเกิดความเสียหาย (ขาด) โดยดูจากหน้าจอมอนิเตอร์ บนกล่องควบคุม และเวลาที่เครื่องใช้ในการทดสอบชิ้นงานหนึ่งๆ

4.3.6 นำค่าที่ได้ไปคำนวณ



รูปที่ 4.8 ลักษณะชิ้นงานทดสอบที่ผ่านการทดสอบแล้ว

4.4 ผลการทดสอบ

ตารางที่ 4.1 ผลการทดสอบความล้าของอะลูมิเนียม 6061 T4

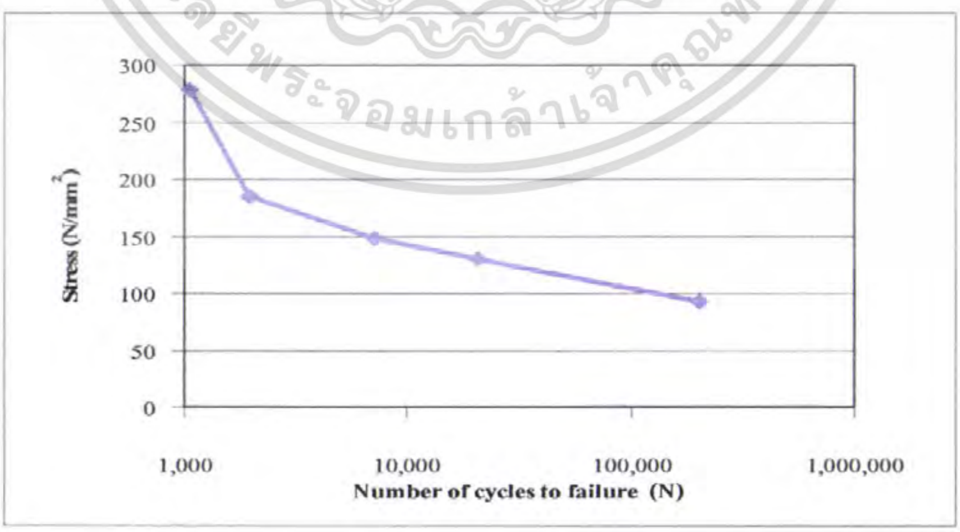
น้ำหนักถ่วงชิ้นงาน (kg)	แรง (N)	โมเมนต์ดัด (N.mm)	โมดูลัสภาคตัด (mm^3)	ความเค้นดัดสลับ (N/mm^2)	จำนวนรอบที่ขาด (N)	เวลา (hr:min:sec)
15	150	13,950	50.27	277.67	1,050	00:00:42
10	100	9,300	50.27	185.11	1,980	00:00:43
8	80	7,440	50.27	148.09	7,199	00:03:00
7	70	6,510	50.27	129.58	20,706	00:07:46
5	50	4,650	50.27	92.56	201,678	01:16:00

ตารางที่ 4.2 ผลการทดสอบความล้าของทองเหลือง

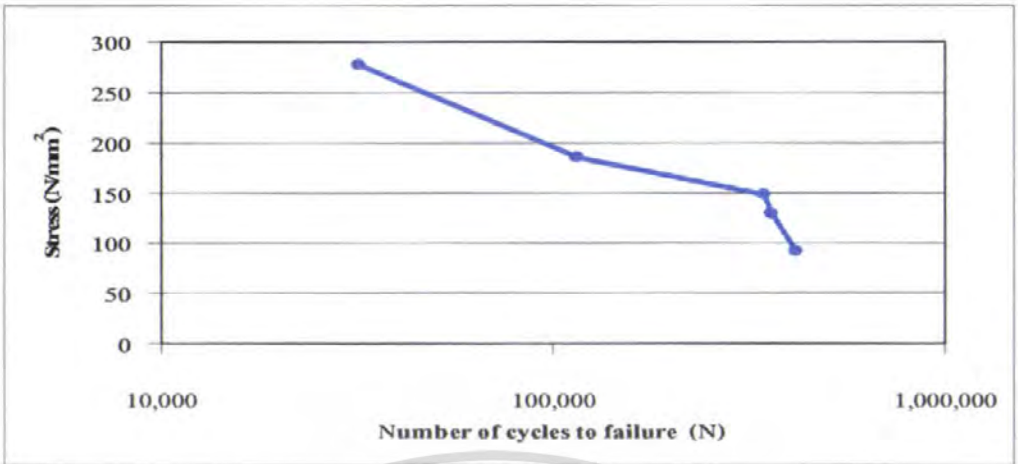
น้ำหนักถ่วงชิ้นงาน (kg)	แรง (N)	โมเมนต์ดัด (N.mm)	โมดูลัสภาคตัด (mm^3)	ความเค้นดัดสลับ (N/mm^2)	จำนวนรอบที่ขาด (N)	เวลา (hr:min:sec)
15	150	13,950	50.27	277.67	32,306	00.11.00
10	100	9,300	50.27	185.11	115,118	00.43.00
8	80	7,440	50.27	148.09	346,097	02.04.00
7	70	6,510	50.27	129.58	361,818	02.10.00
5	50	4,650	50.27	92.56	420,854	02.40.00

ตารางที่ 4.3 ผลการทดสอบความล้าของเหล็ก SS400

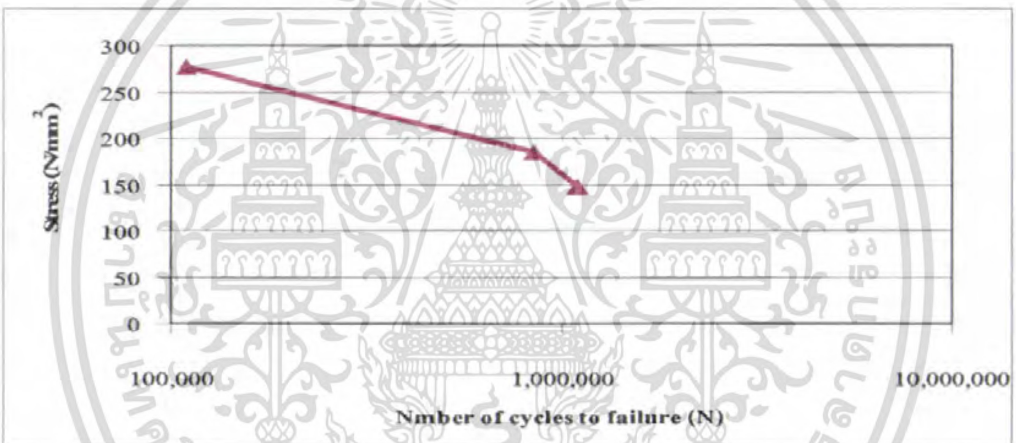
น้ำหนักถ่วงชิ้นงาน (kg)	แรง (N)	โมเมนต์ดัด (N.mm)	โมดูลัสภาคตัด (mm^3)	ความเค้นดัดสลับ (N/mm^2)	จำนวนรอบที่ขาด (N)	เวลา (hr:min:sec)
15	150	13,950	50.27	277.67	108,766	00:38:00
10	100	9,300	50.27	185.11	851,447	05.08.03
8	80	7,440	50.27	148.09	1,103,526	06:56.09



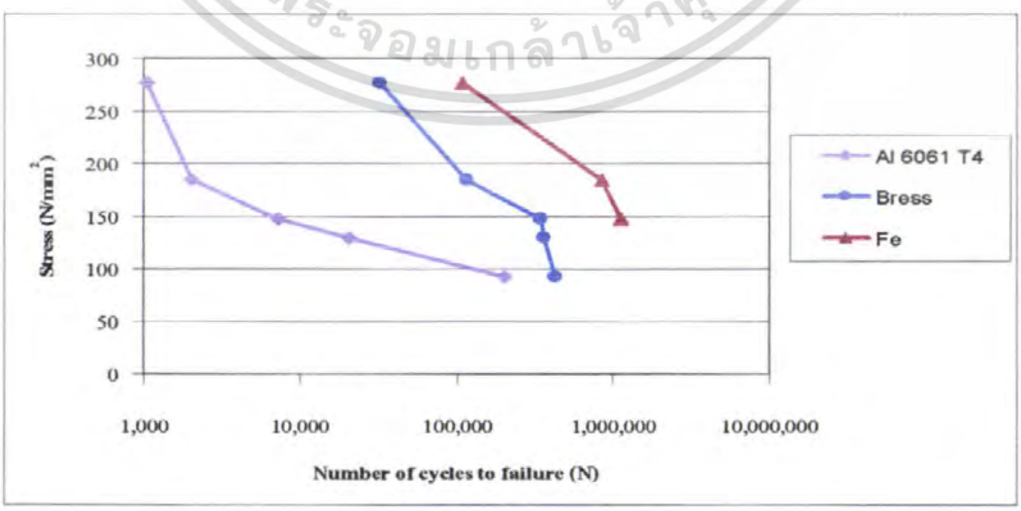
รูปที่ 4.9 กราฟ S-N curve ของอะลูมิเนียม 6061 T4



รูปที่ 4.10 กราฟ S-N curve ของทองเหลือง



รูปที่ 4.11 กราฟ S-N curve ของเหล็ก SS400



รูปที่ 4.12 เปรียบเทียบกราฟ S-N curve ของอะลูมิเนียม 6061 T4 ทองเหลือง และเหล็ก SS400

4.5 ตัวอย่างการคำนวณ

$g = 10\ m/s^2$; g = แรงโน้มถ่วงโลก (m/s^2)

$d = 8\ mm$; d = เส้นผ่านศูนย์กลางของชิ้นงานทดสอบด้านเล็ก (mm)

$a = 93\ mm$; a = ระยะห่างระหว่างหัวจับชิ้นงานทดสอบกับแบริ่ง

4.5.1 โมเมนต์ดัด

จากสมการที่ (2.7) $M_b = F.a$; M_b = โมเมนดัด (N.mm) (4.1)

$= (100\ N)(93mm)$

$= 9300\ N.mm$

4.5.2 โมดูลัสภาคตัด

จากสมการ $W_b = \dfrac{\pi . d^3}{32}$; W_b = โมดูลัสภาคตัด (mm^3) (4.2)

$= \dfrac{(3.14)(8mm)^3}{32}$

$= 50.265\ mm^3 = 50.27\ mm$

4.5.3 ความเค้นดัดสลับ

จากสมการ $\sigma_{ba} = \dfrac{M_b}{W_b}$; σ_{ba} = ความเค้นดัดสลับ (N/mm^2) (4.3)

$= \dfrac{(9300\ N.mm)}{(50.27mm^3)}$

$= 277.67\ (N.mm^2)$

4.5.4 ค่าขีดจำกัดความทนทาน (สำหรับการคงอยู่ 50 %)

จากสมการ $\sigma'_n = 0.38\ \sigma_u$ (4.4)

เมื่อ $\sigma_u = 207\ MPa$

$\sigma'_n = 0.38\ (207\ MPa)$

$= 78.66\ MPa$

σ'_n = ขีดจำกัดความทนทานหรือขีดจำกัดความล้า (Fatigue limit)

สำหรับอะลูมิเนียมผสมเหนียว ที่มีความต้านแรงดึงสูงถึง 275 N/mm^2 (อายุใช้งาน 5 x 10^8 วัฏจักร) จะมีค่า σ_u (Ultimate tensile strength) เท่ากับ 30,000 psi (207 MPa)

จากการคำนวณค่าขีดจำกัดความทนทาน (สำหรับการคงอยู่ 50 %) ในกรณีของการคัดสำหรับวัสดุอะลูมิเนียมผสมเหนียว ที่มีความต้านแรงดึง 207 N/mm^2 จะมีค่าขีดจำกัดความทนทาน เท่ากับ 78.66 MPa

บทที่ 5
สรุปและวิเคราะห์ผลการดำเนินงาน

5.1 สรุปผลการดำเนินงาน

1) สามารถสร้างเครื่องทดสอบความล้าของโลหะแบบปลายหมุนอิสระตามแบบที่ออกไว้ได้

2) เครื่องทดสอบความล้าที่สร้างขึ้นสามารถทดสอบโลหะที่กำหนดได้ และผลการทดสอบที่ได้มีแนวโน้มตามทฤษฎี

3) จากการทดสอบความล้าของโลหะทั้ง 3 ชนิด คือ อะลูมิเนียม 6061 T4 ทองเหลือง และเหล็ก SS400 โดยชิ้นงานทดสอบที่ใช้มีขนาดมาตรฐาน คือ ยาว 146 มิลลิเมตร เส้นผ่านศูนย์กลาง 8 มิลลิเมตร และรัศมีที่ขอบ 2 มิลลิเมตร โดยการทดสอบแต่ละครั้งจะใช้น้ำหนักในการทดสอบที่แตกต่างกัน คือ 5/ 7/ 8/10 และ 15 กิโลกรัม พบว่าเมื่อเราเพิ่มน้ำหนักในการถ่วงชิ้นงาน ซึ่งส่งผลให้ค่าความเค้นดัดสลับ (σ_{ba}) เพิ่มขึ้น ซึ่งทำให้จำนวนรอบในการขาดของชิ้นงานลดลงด้วย

4) จากการทดสอบพบว่าวัสดุทั้ง 3 ชนิด มีลำดับอายุของการใช้งานเมื่อวัสดุที่ใช้ทดสอบได้รับน้ำหนักเท่ากัน จะได้ผลดังนี้

- อะลูมิเนียม 6061 T4 จะทนต่อการทดสอบได้ประมาณ 10^3 รอบ
- ทองเหลือง จะทนต่อการทดสอบได้ประมาณ 10^5 รอบ
- เหล็ก SS400 จะทนต่อการทดสอบได้ประมาณ $10^6 - 10^7$ รอบ

5) จากการทดสอบพบว่าอะลูมิเนียม 6061 T4 มีขีดจำกัดความทนทาน (สำหรับการคงอยู่ 50 %) เท่ากับ 78.66 MPa

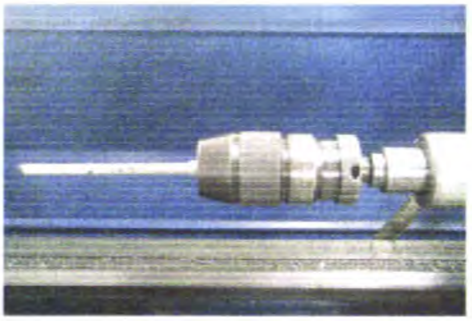
5.2 แนวทางในการปรับปรุงพัฒนาโครงการ

1) ชุดจับยึดชิ้นงานทดสอบควรเปลี่ยนแบบฝาครอบเพลาเป็นแบบดอกสว่านเพื่อให้ง่ายต่อการติดตั้งชิ้นงานทดสอบ

ปัจจุบัน

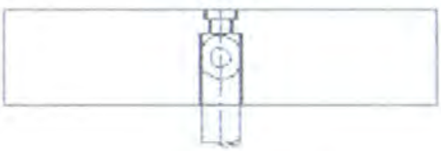
รูปที่ 5.1 ชุดจับยึดชิ้นงานทดสอบแบบฝาครอบเพลา

ปรับปรุง

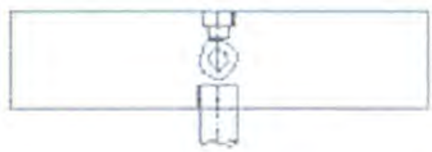


รูปที่ 5.2 ชุดจับยึดชิ้นงานทดสอบแบบดอกสว่าน

2) คานกดชิ้นงานทดสอบควรเปลี่ยนจากเพลาถ่วงน้ำหนักที่ยึดติดกับน็อต มาเป็นแบบเพลาถ่วงน้ำหนักที่แยกออกจากน็อต



รูปที่ 5.3 เพลาถ่วงน้ำหนักที่ยึดติดกับน็อต



รูปที่ 5.4 เพลาถ่วงน้ำหนักแบบแยกกับน็อต

3) ถ้าต้องการค่าที่ให้ได้ความผิดพลาดน้อย และสามารถเปรียบเทียบกับค่ามาตรฐานได้อย่างมีประสิทธิภาพที่สุด ควรทดสอบชิ้นงานให้มากขึ้น

4) ถ้าต้องการให้เครื่องทดสอบความล้าของโลหะที่สร้างขึ้นเป็นเครื่องทดสอบที่ได้มาตรฐาน ควรนำเครื่องทดสอบความล้าของโลหะนี้ไปทำการสอบเทียบมาตรฐานเครื่องมือวัดกับสถาบันที่ได้มาตรฐาน

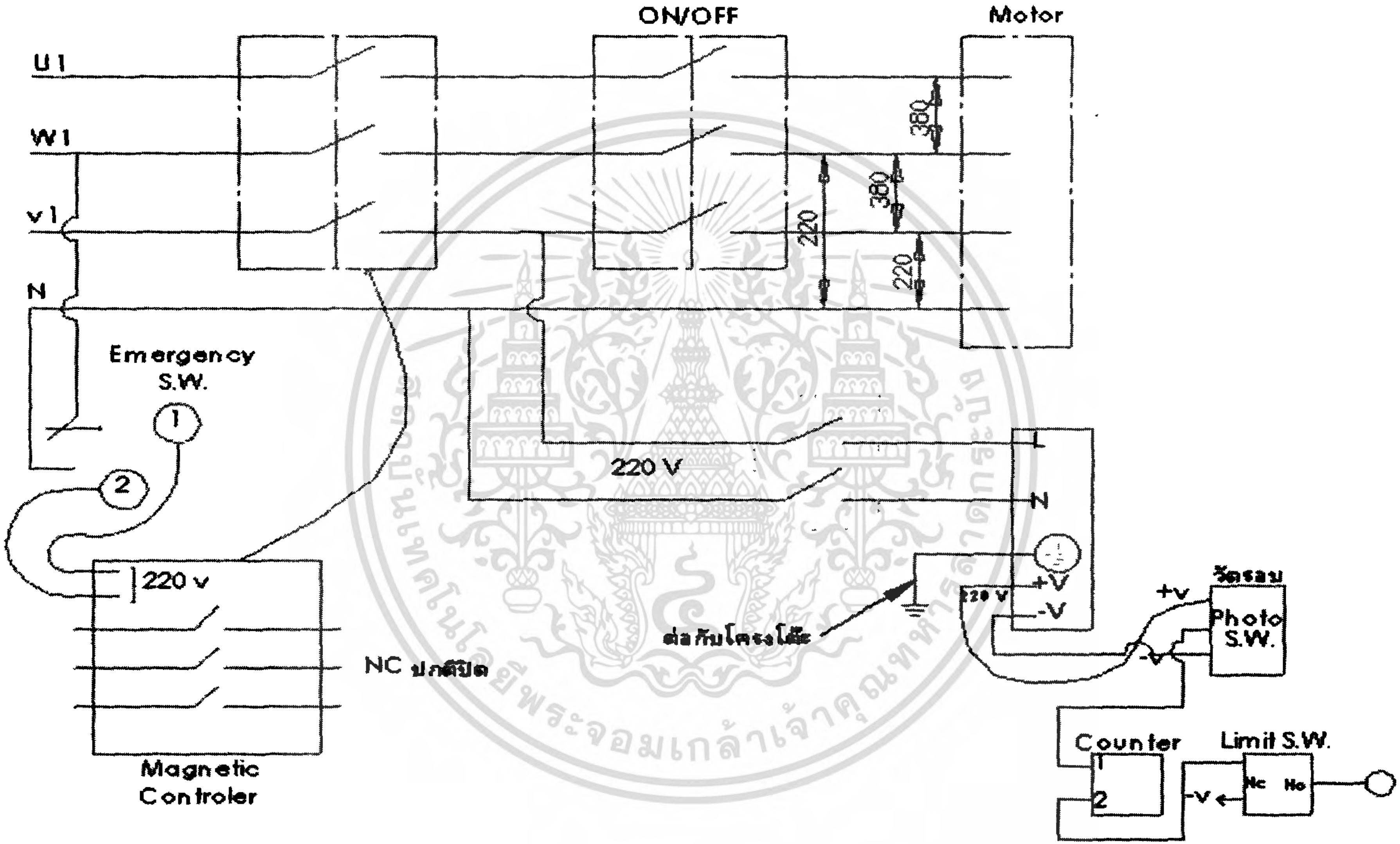
หนังสืออ้างอิง

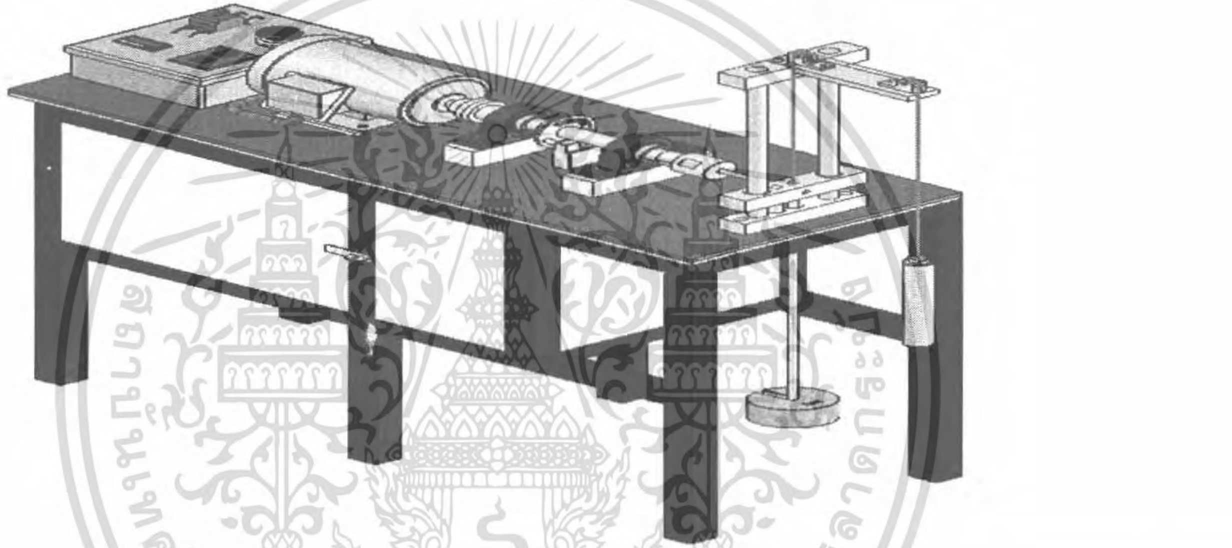
- มานพ ตันตระบัณฑิตย์, 2541. งานทดสอบวัสดุวิศวกรรม. พิมพ์ครั้งที่ 5. กรุงเทพฯ : ดวงกมลสมัย จำกัด.
- แม้น อมรสมิทธ์ และ สมชัย อัครทิวา, 2547. วัสดุวิศวกรรม. กรุงเทพฯ : สำนักพิมพ์ท็อป จำกัด.
- วริทธิ์ อึ๊งภากรณ์ และ ชาญ ถนัดงาน, 2548. การออกแบบเครื่องจักรกล. พิมพ์ครั้งที่ 10. กรุงเทพฯ: ซีเอ็ด ยูเคชั่น จำกัด (มหาชน).
- William D. Callister, Jr, 2005. วัสดุศาสตร์และวิศวกรรมวัสดุพื้นฐาน. แปลโดย สุวันชัย พงษ์สุกิจวัฒน์ และคณะ. กรุงเทพฯ : บริษัท สำนักพิมพ์ท็อป จำกัด.
- George E.(George Ellwood), 1988 . Mechanical Metallurgy. McGraw-Hill (UK) Limited
- William F. Smith ,2537.. วัสดุในงานวิศวกรรมเบื้องต้นเล่ม 1, ชาตรี หลักทอง และคณะ.
- htttp://www.elsevier.com/locate/jmbbm
- http://en.wikipedia.org/wiki/6061_aluminum
- htttp://www.gunt.de
- htttp://www.Matter.org.uk
- htttp://www.sciencedirect.com

ภาคผนวก

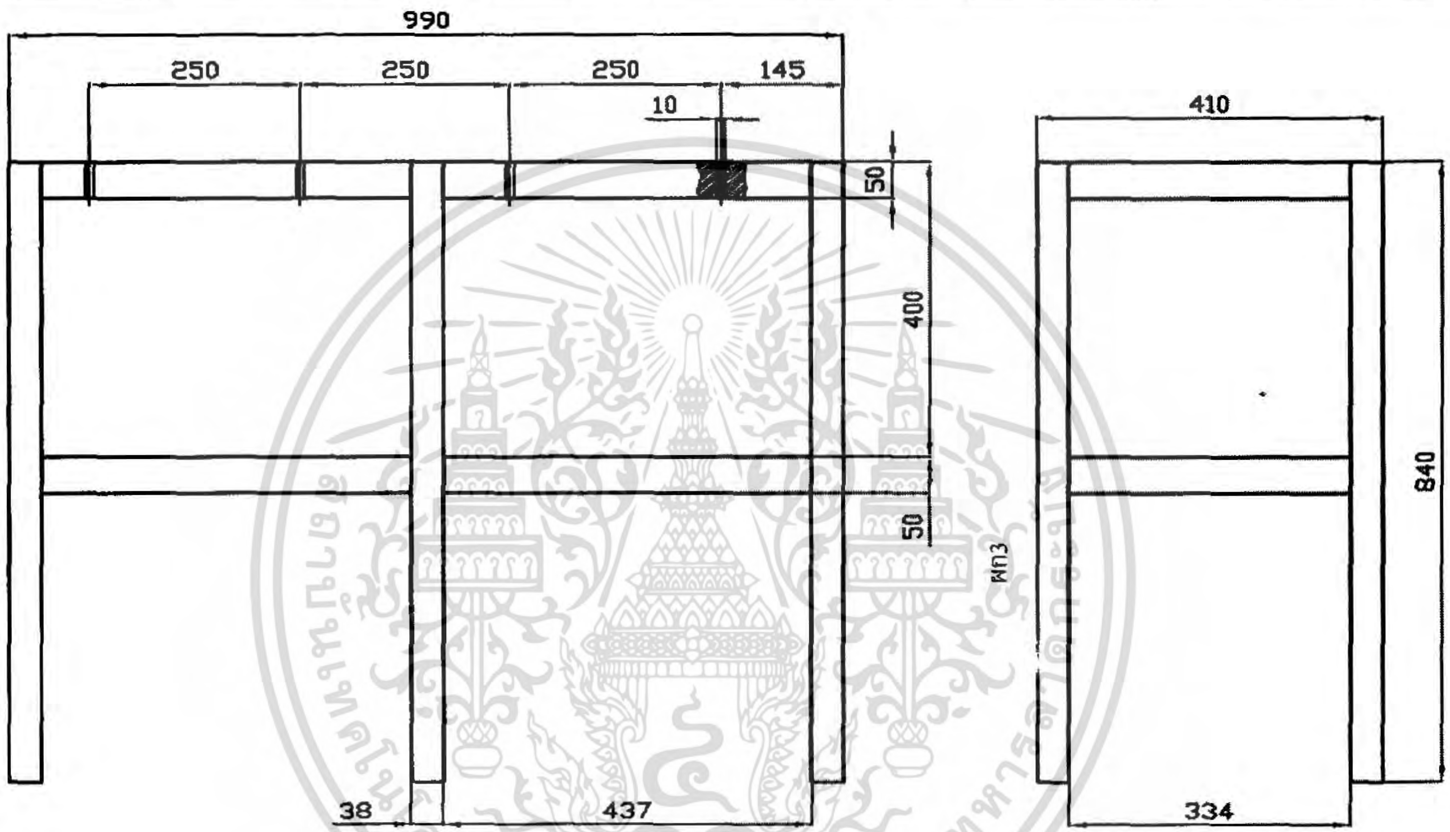
ภาคผนวก ก.

แบบชิ้นส่วนของเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ
และวงจรควบคุม


ON/OFF
Motor
U1
W1
V1
N
380
380
220
220
Emergency S.W.
1
2
220 v
220 V
L
N
+V
-V
220 V
ต่อกับโครงโต๊ะ
วัดรอบ
+v
-v
Photo S.W.
NC ปกติปิด
Magnetic Controler
Counter
1
2
Limit S.W.
Nc
No
-V



	เครื่องทดสอบความล้า				
ชิ้นที่	รายการ		ขนาด	วัสดุ	จำนวน
	ว.ด.ป	ชื่อ	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้า เจ้าคุณทหารลาดกระบัง		
ผู้เขียน	4/12/1949	นายนิวัฒน์ มูเก็ม			
ผู้เขียน	4/12/1949	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ			
ผู้เขียน	4/12/1949	นายสนชัย ชูสุข			
ผู้ตรวจ					
มาตราส่วน 1:1 ชื่อชิ้นงาน เครื่องทดสอบความล้า					

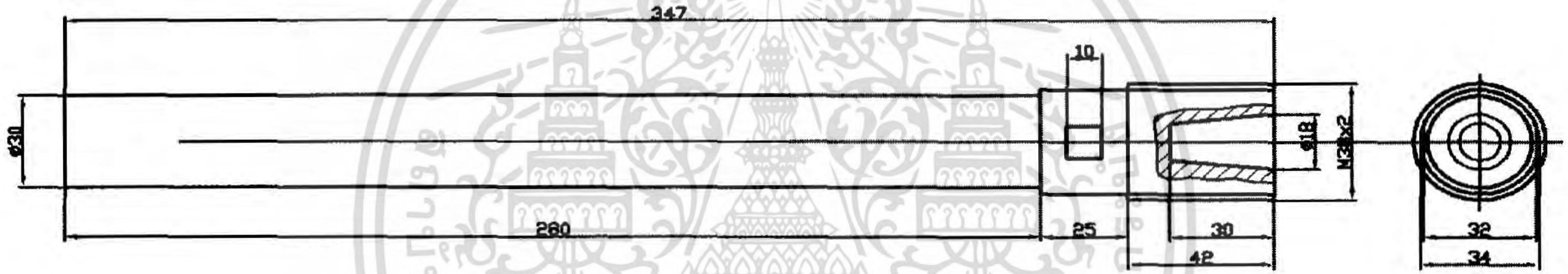


ผก 2

1	โครง	410x990x840	เหล็กกล่องสี่เหลี่ยม	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ บูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข	
ผู้ตรวจ			

มาตราส่วน 1.1	ชื่อชิ้นงาน โครง	



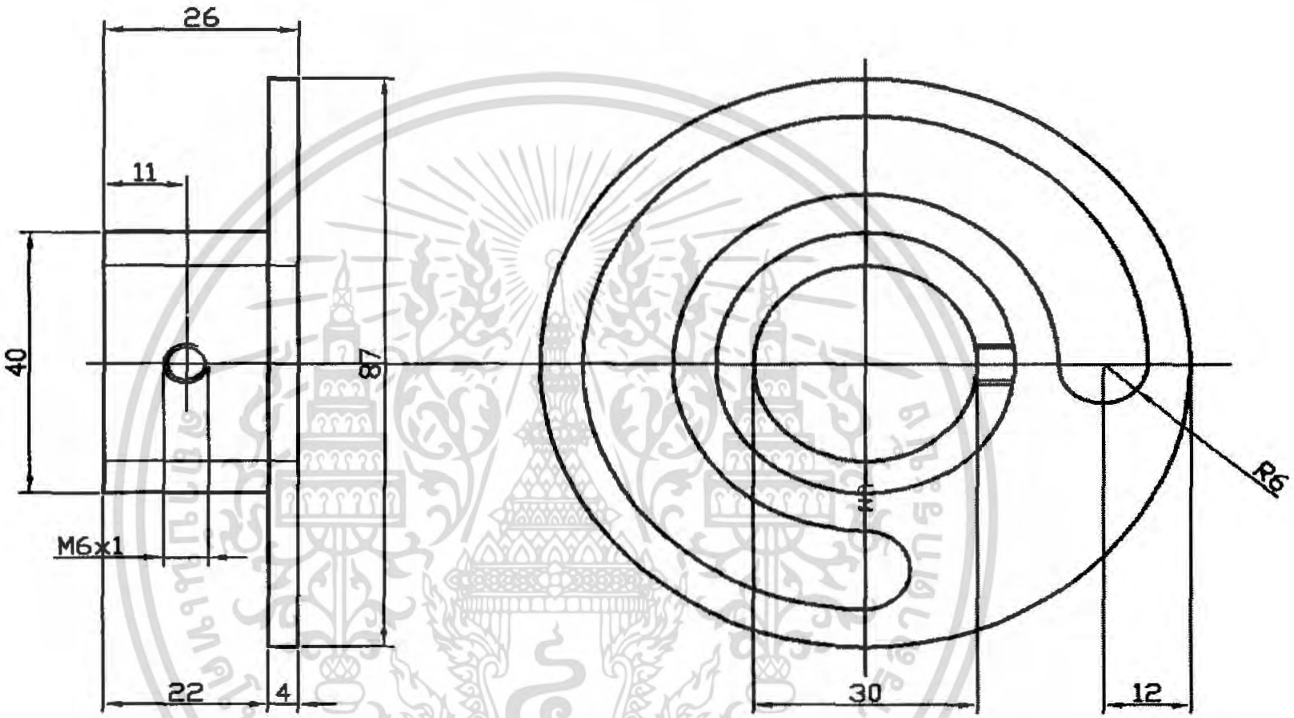
6	เพลา	38x347	สแตนเลส	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ์
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

มาตราส่วน	ชื่อชิ้นงาน
1 1	เพลา

ผก 3

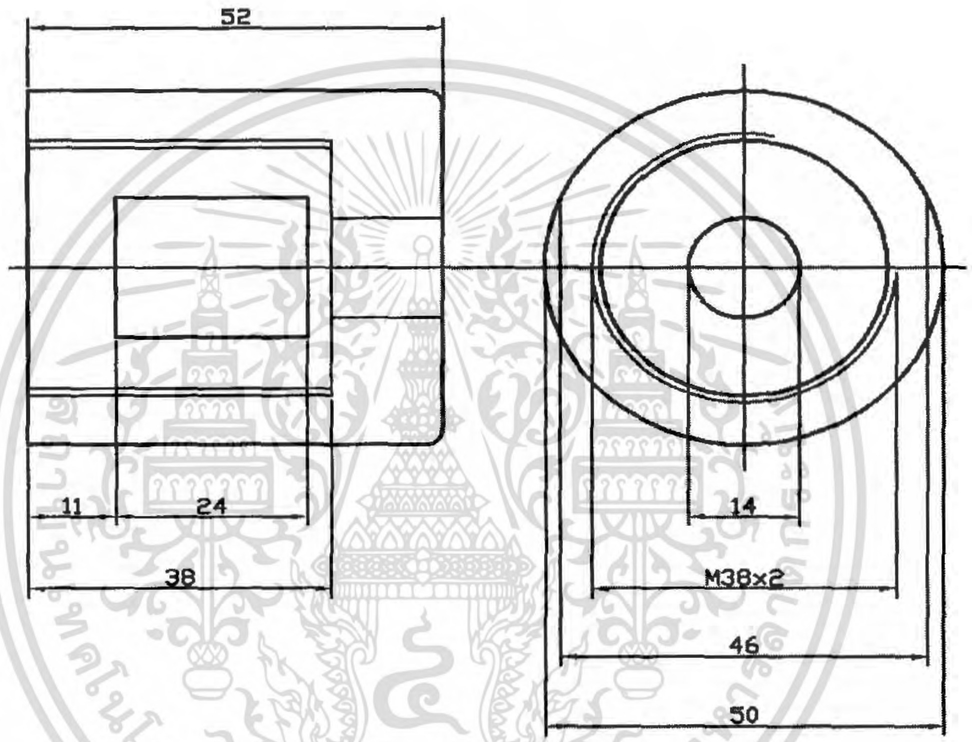


7	ตัวนับรอบ	87x26	U St 37-1	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว.ด.ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหาลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นนางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข	
ผู้ตรวจ			

มาตราส่วน 1 1	ชื่อชิ้นงาน ตัวนับรอบ	

ผก 4

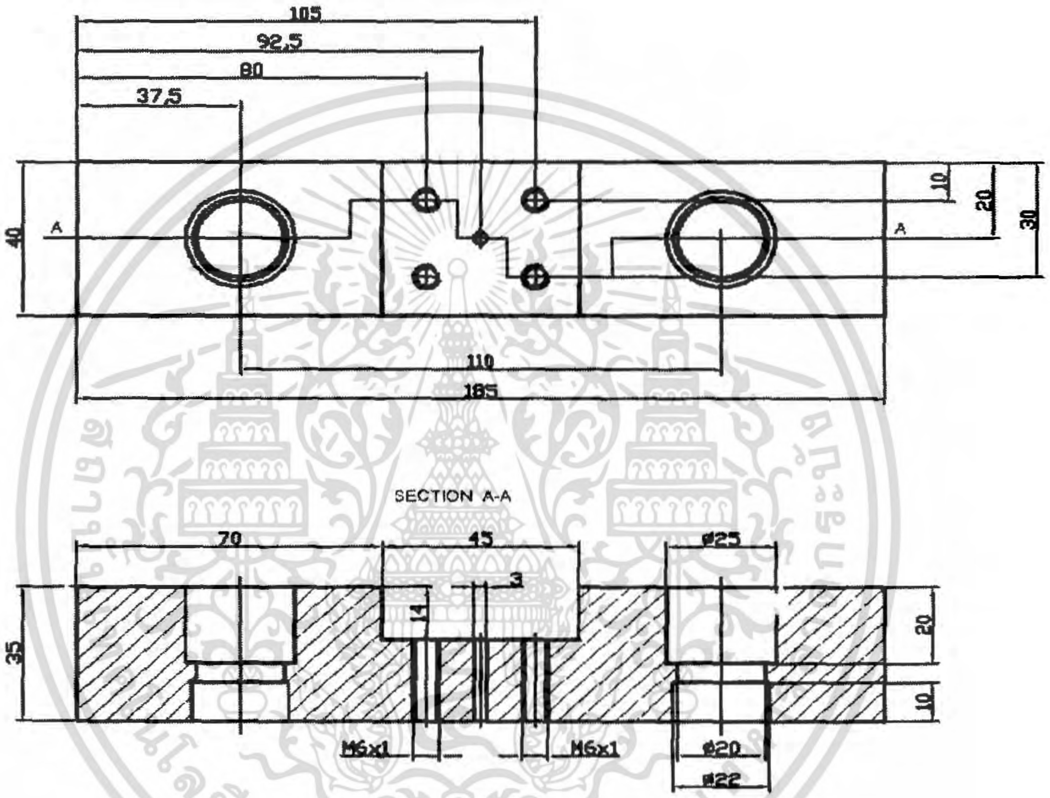


8	ฝาปิดเกลียวที่เพลา	50x52	สแตนเลส	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำออย สายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

สถาบนเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

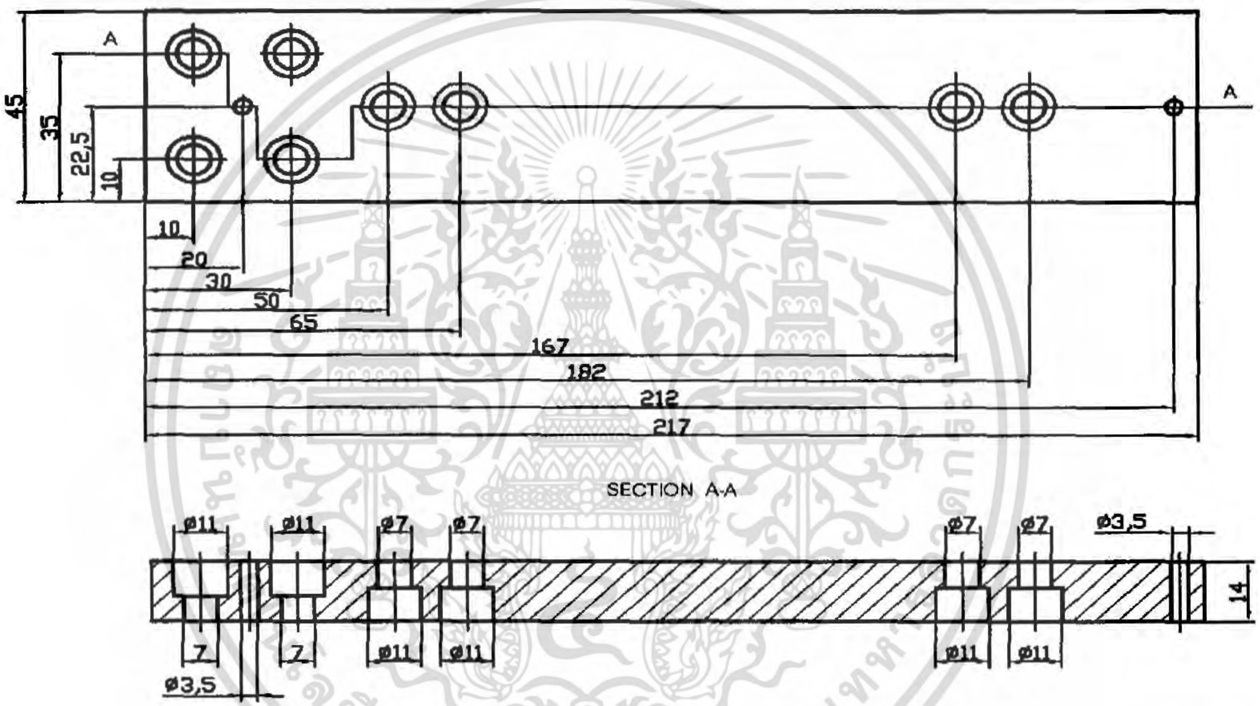
มาตราส่วน	ชื่อชิ้นงาน
1 1	ฝาปิดเกลียวที่เพลา



9	คานปิดหัวเสา	185x40x35	U St 37-1	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

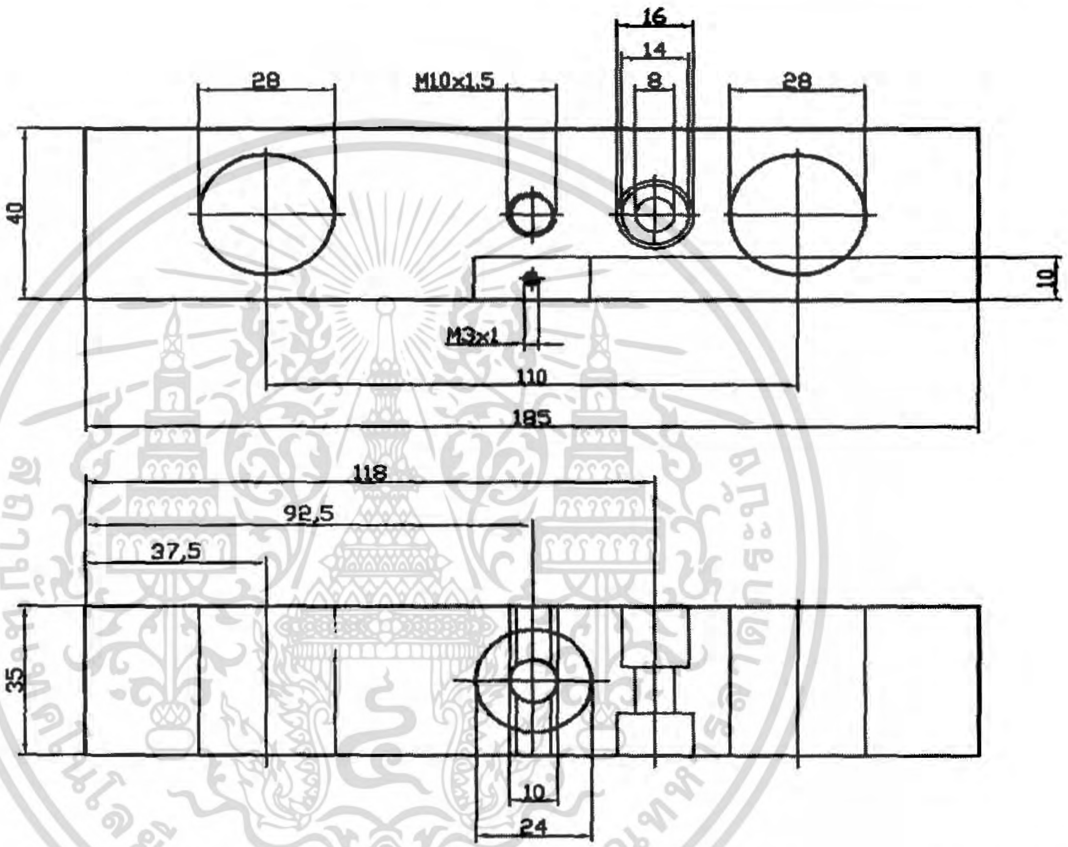
	ว ด ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหาลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย สายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข	
ผู้ตรวจ			

มาตราส่วน	ชื่อชิ้นงาน
1 1	คานปิดหัวเสา



10	คานถ่วงน้ำหนัก	217x45x14	U St 37-1	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

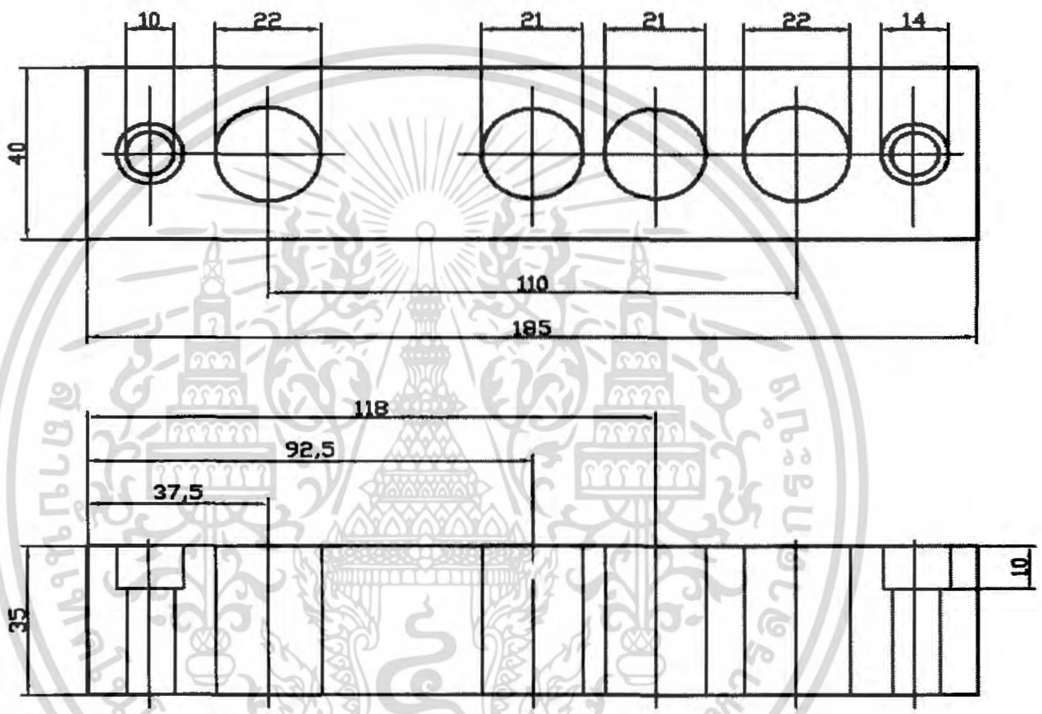
	ว.ด.ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูดุช	
ผู้ตรวจ			
มาตราส่วน 1 1	ชื่อชิ้นงาน	คานถ่วงน้ำหนัก	



11	แท่งกดชิ้นงาน	185x40x35	U St 37-1	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว.ด.ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย สายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข	
ผู้ตรวจ			

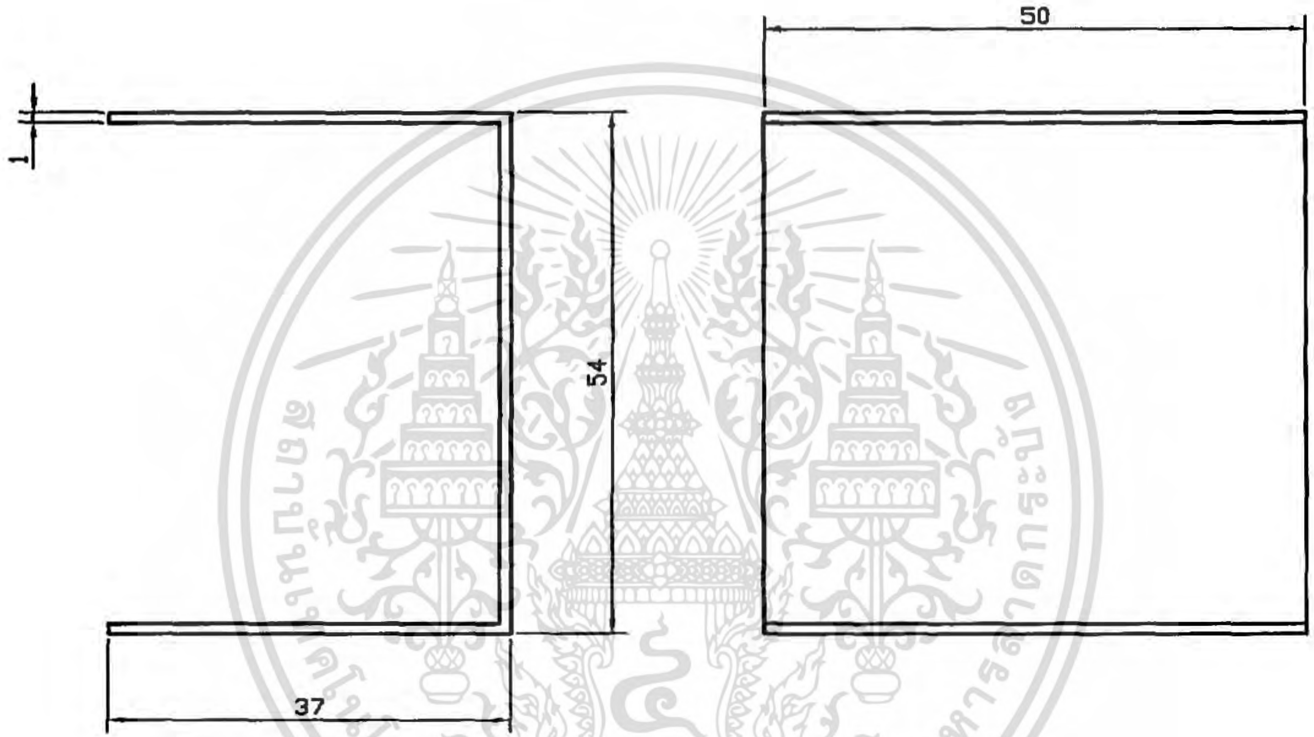
มาตราส่วน 1:1	ชื่อชิ้นงาน แท่งกดชิ้นงาน	



12	ฐานเสา	185x40x35	U St 37-1	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว.ด.ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

มาตราส่วน	ชื่อชิ้นงาน
1.1	ฐานเสา



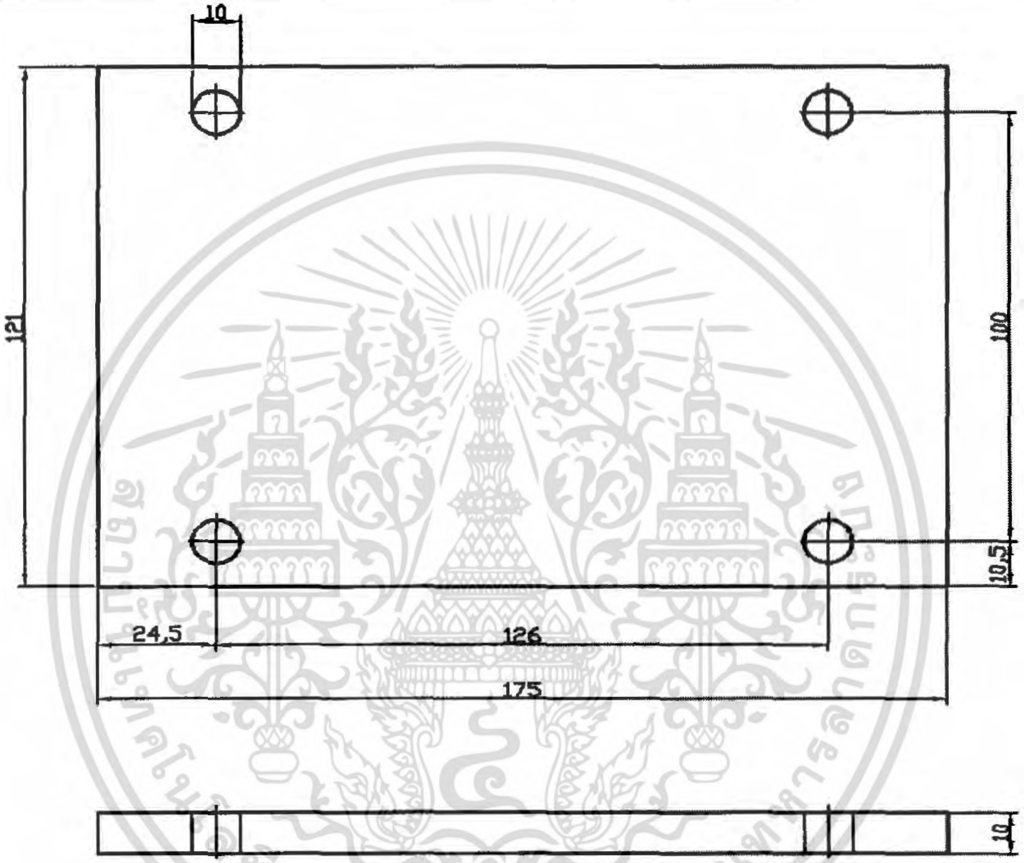
13	ฝาครอบเซ็นเซอร์	54x50x37	สแตนเลส	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย สายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

สถาบันเทคโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

มาตราส่วน 1 1

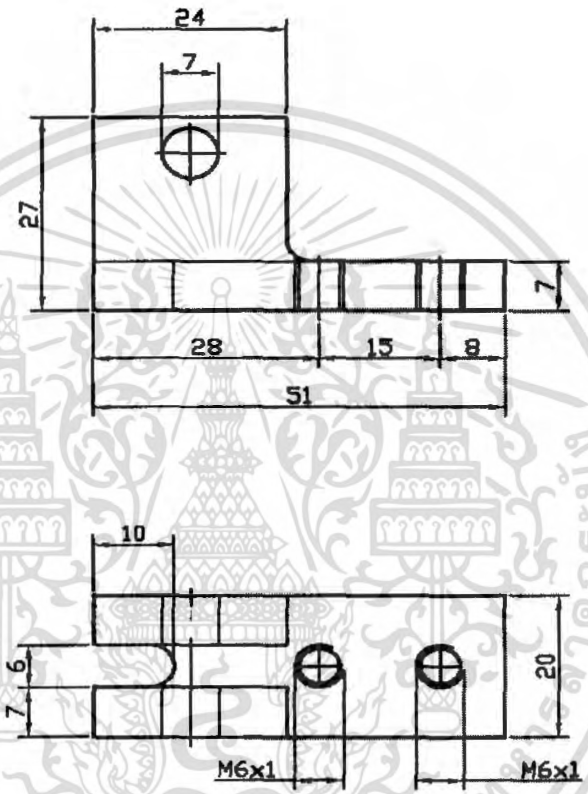
ชื่อชิ้นงาน ฝาครอบเซ็นเซอร์



14	ฐานรองมอเตอร์	175x121x10	U St 37-1	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข	
ผู้ตรวจ			

มาตราส่วน 1 1	ชื่อชิ้นงาน ฐานรองมอเตอร์	

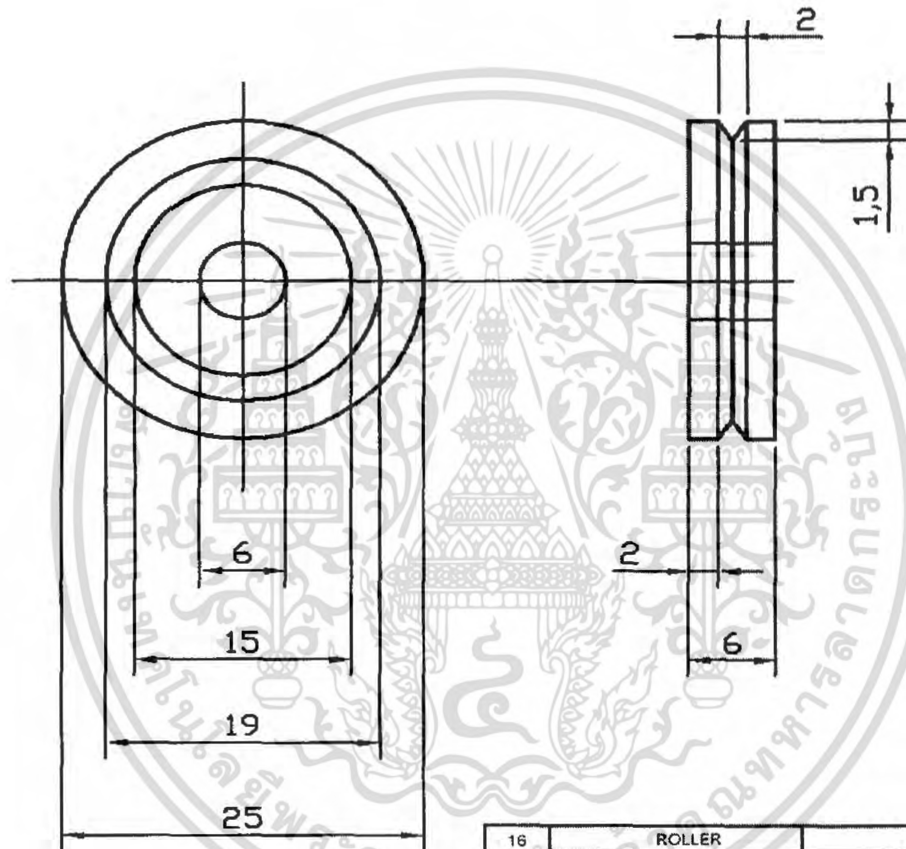


15	ที่วาง Roller	51x27x20	ทองเหลือง	2
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว.ด.ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้อย ลายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข	
ผู้ตรวจ			

มาตราส่วน 1.1	ชื่อชิ้นงาน ที่วาง Roller

ผก 12



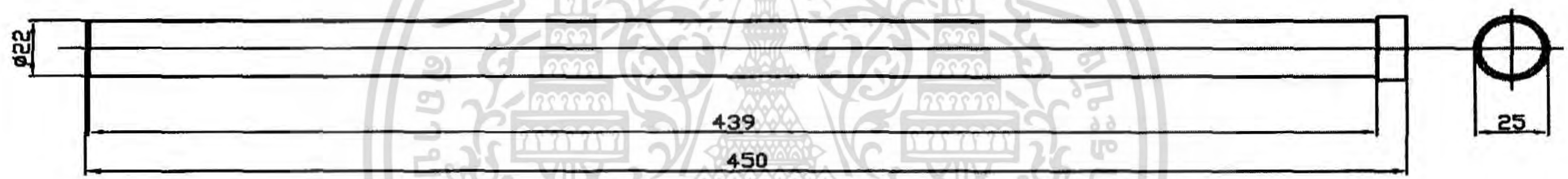
16	ROLLER	25x6	ทองเหลือง	2
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	วดป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิรัตน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุร
ผู้ตรวจ		

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

มาตราส่วน 1 1

ชื่อชิ้นงาน ROLLER



ผก 14

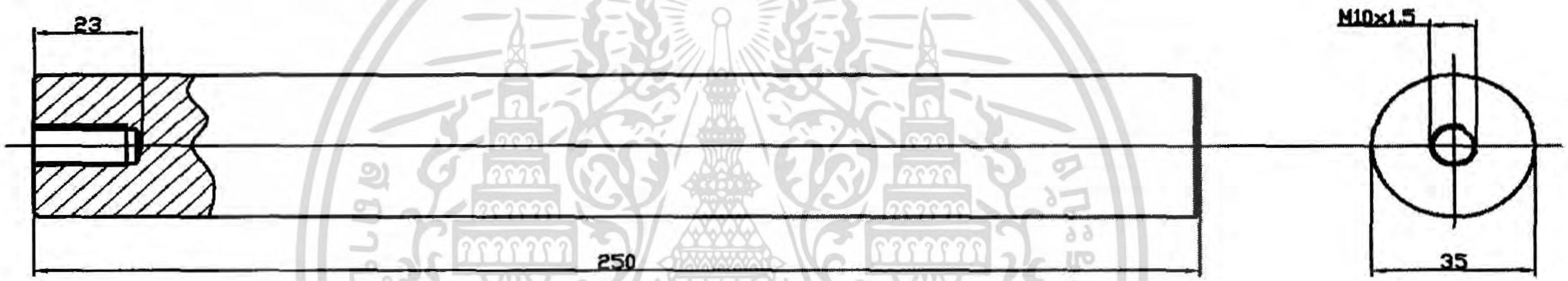
17	เพลา	450x25	สแตนเลส	2
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย สายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูชุ่ม
ผู้ตรวจ		

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

มาตราส่วน 1 1

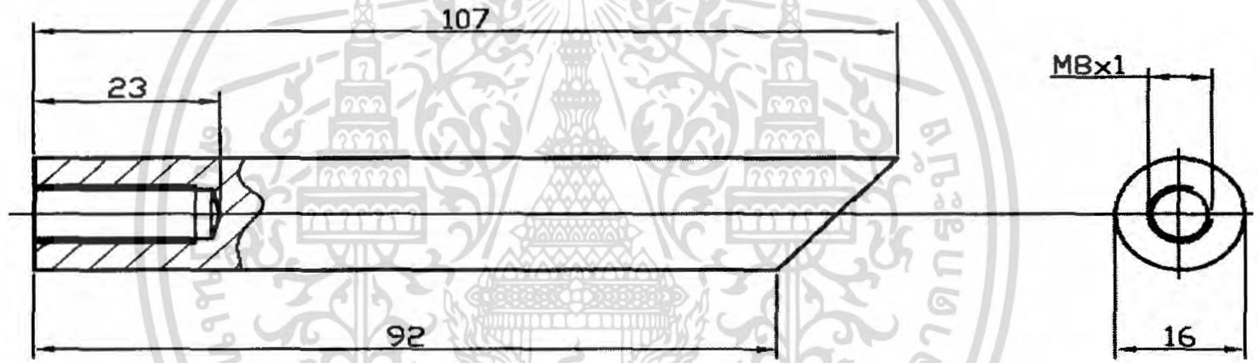
ชื่อชิ้นงาน เพลา



18	เพลาถ่วงน้ำหนัก	35x250	สแตนเลส	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	วดป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข	
ผู้ตรวจ			

มาตราส่วน 1 1	ชื่อชิ้นงาน เพลาถ่วงน้ำหนัก



19	เพลากด Limit Switch	16x107	U St 37-1	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

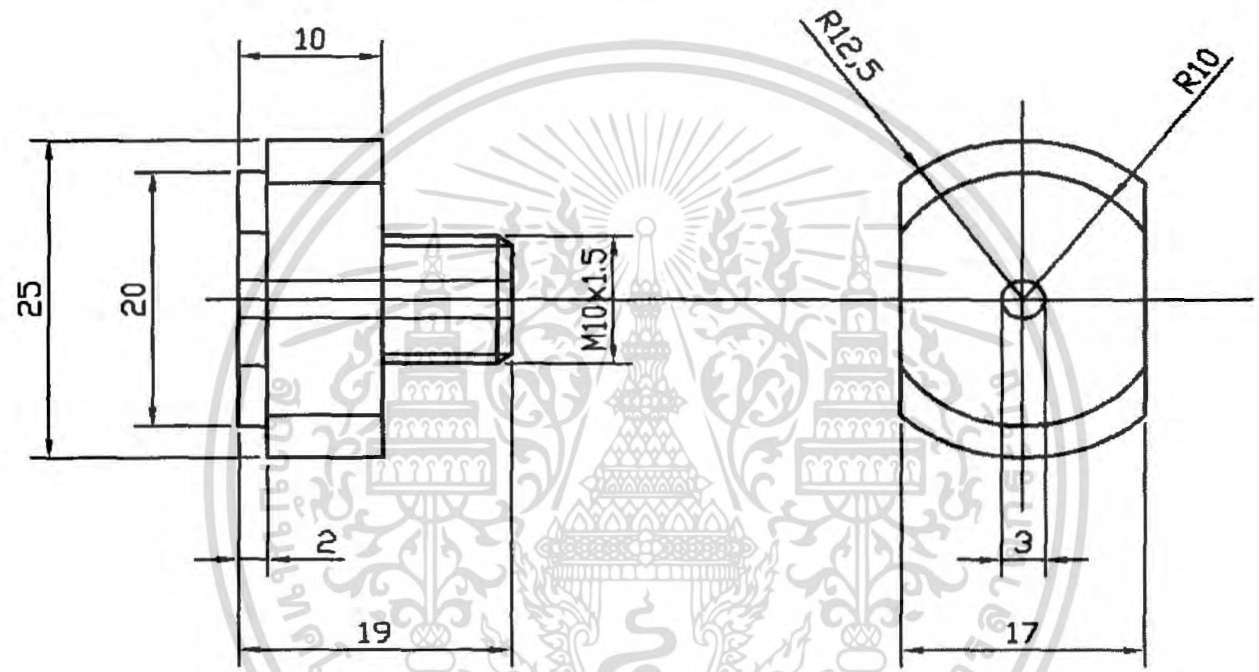
	ว.ด.ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนวัฒน์ ยูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย สายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

มาตราส่วน 1:1

ชื่อชิ้นงาน เพลากด Limit Switch

ผก 16



20	สลักเกลียว	25x19	อะลูมิเนียม	2
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

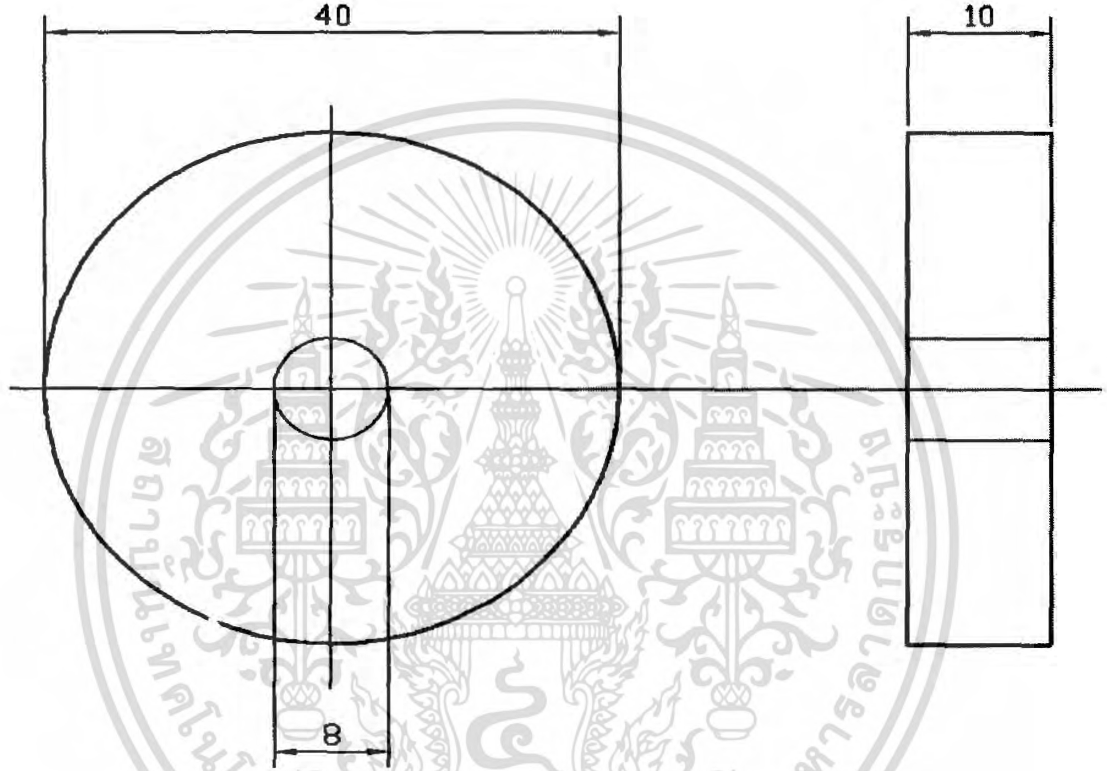
	ว ด ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

มาตราส่วน 1 1

ชื่อชิ้นงาน สลักเกลียว

ผก 17



21	ที่วางน้ำหนัก	40x10	ทองเหลือง	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

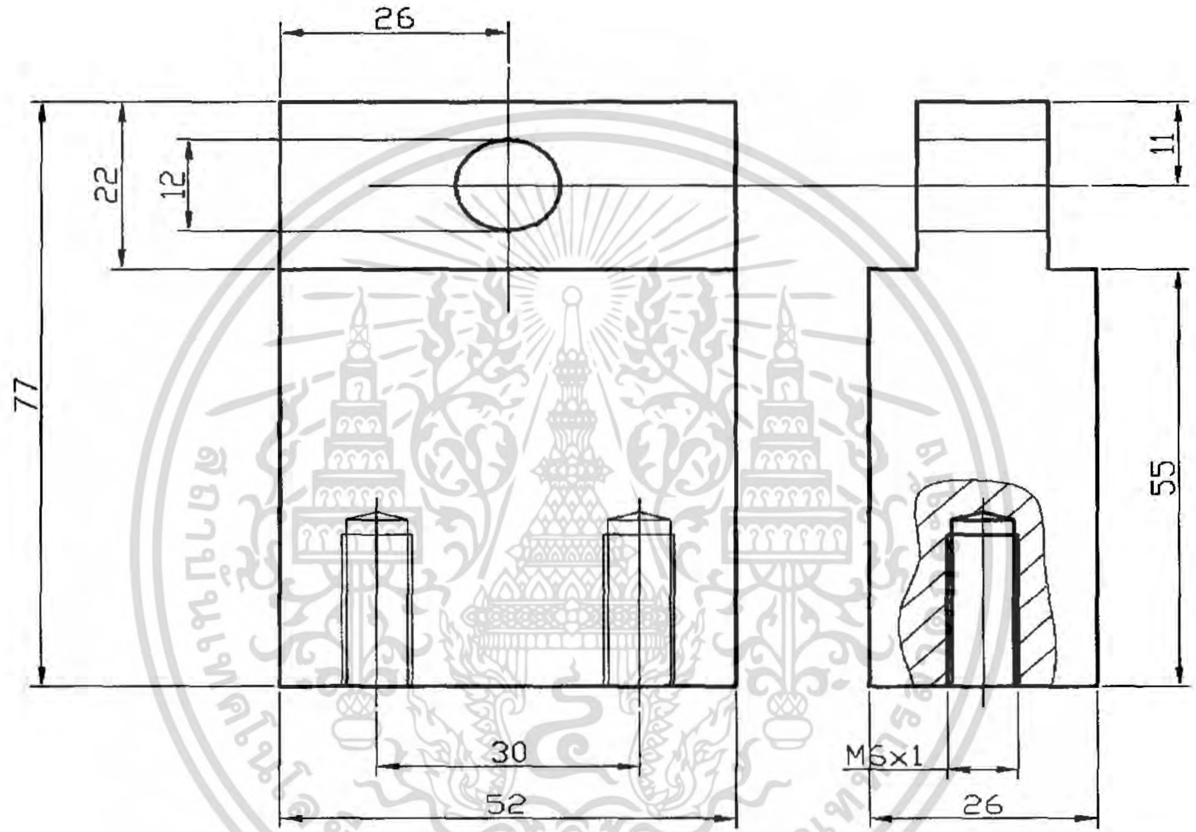
	ว.ด.ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสางน้ำอ้อย สายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดระบัง

มาตราส่วน 1:1

ชื่อชิ้นงาน ที่วางน้ำหนัก

ผก 18

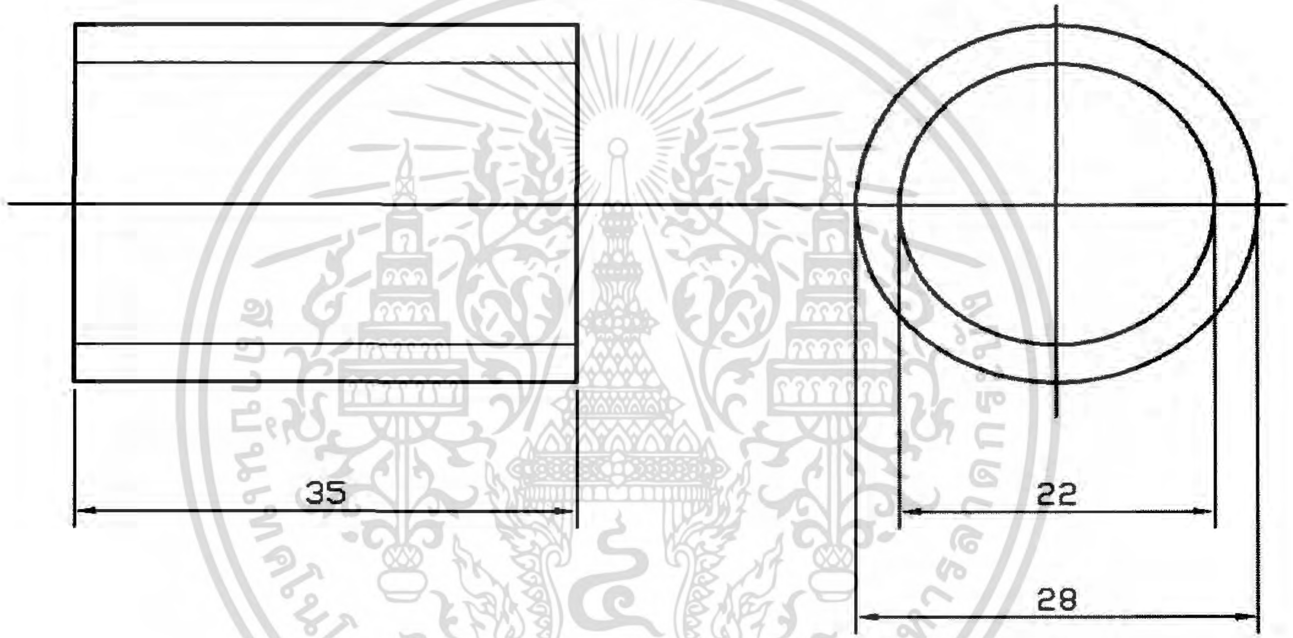


22	ฐานใส่เซ็นเซอร์	52x77x26	ทองเหลือง	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว.ด.ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย ลายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชย ชูสุข	
ผู้ตรวจ			

มาตราส่วน 1.1	ชื่อชิ้นงาน ฐานใส่เซ็นเซอร์	

ผก 19



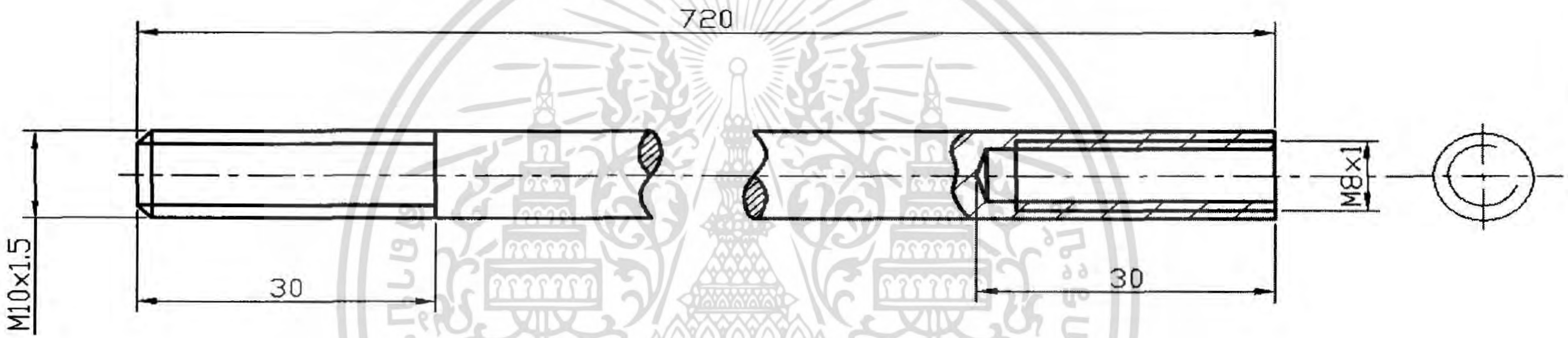
23	บูช	28x35	ทองเหลือง	2
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย สายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

มาตราส่วน 1:1

ชื่อชิ้นงาน บูช



ผก 21

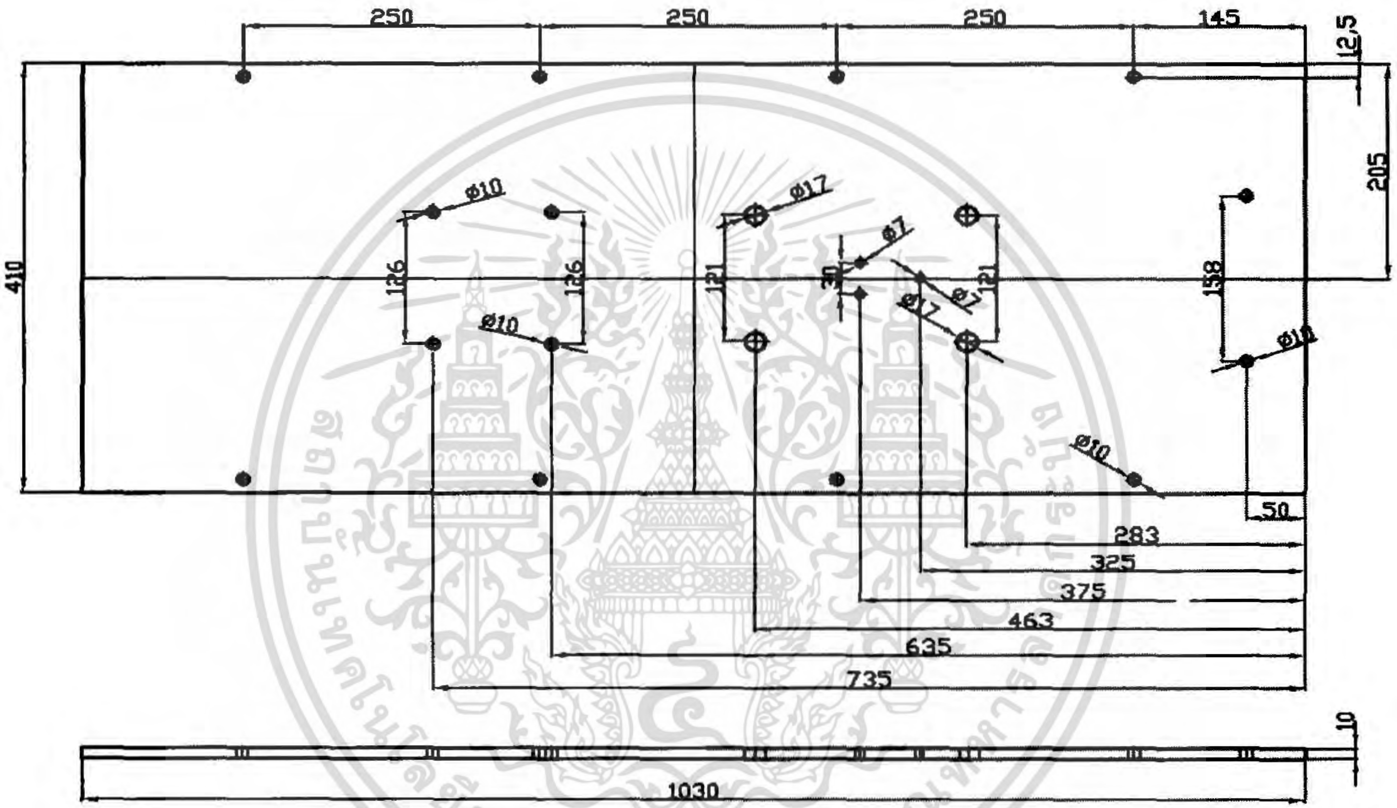
24	เสายึดที่รองน้ำหนัก	720x10	U St 37-1	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำออย ลายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

มาตราส่วน 1 1

ชื่อชิ้นงาน เสายึดที่รองน้ำหนัก

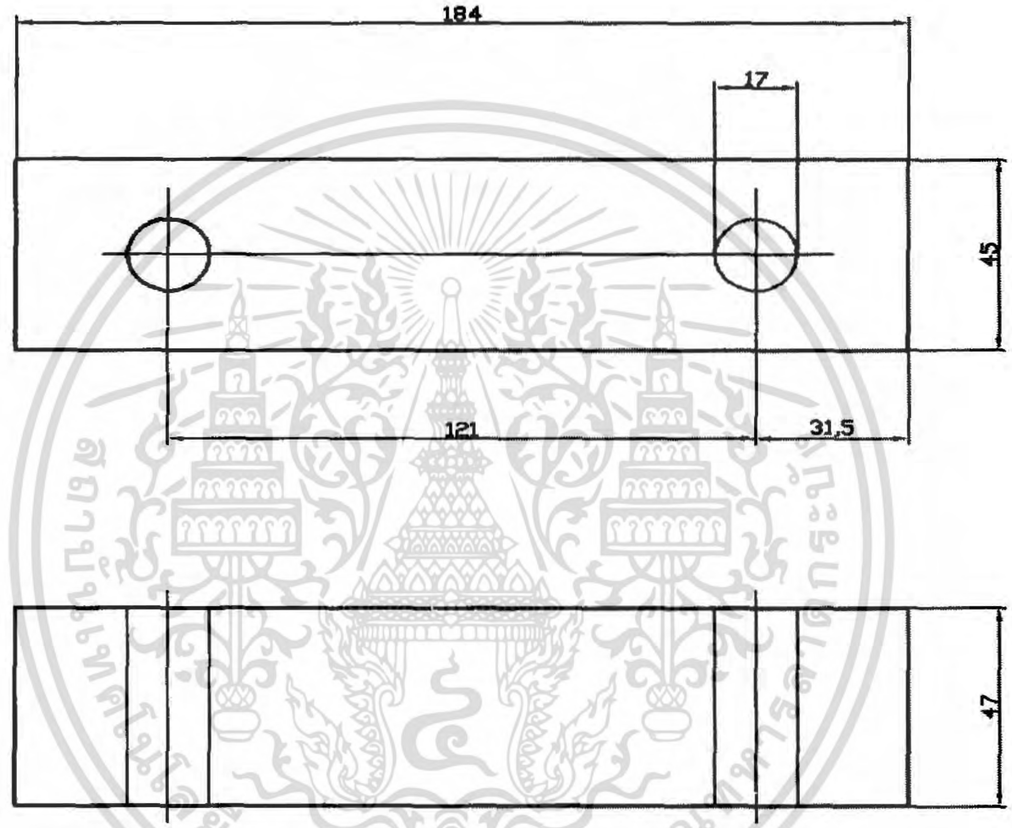


25	แผ่นยึดชิ้นส่วนต่างๆ	410x1030x10	U St 37-1	1
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย สายประดิษฐ
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข
ผู้ตรวจ		

สถาบนเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

มาตราส่วน	ชื่อชิ้นงาน
1 1	แผ่นยึดชิ้นส่วนต่างๆ

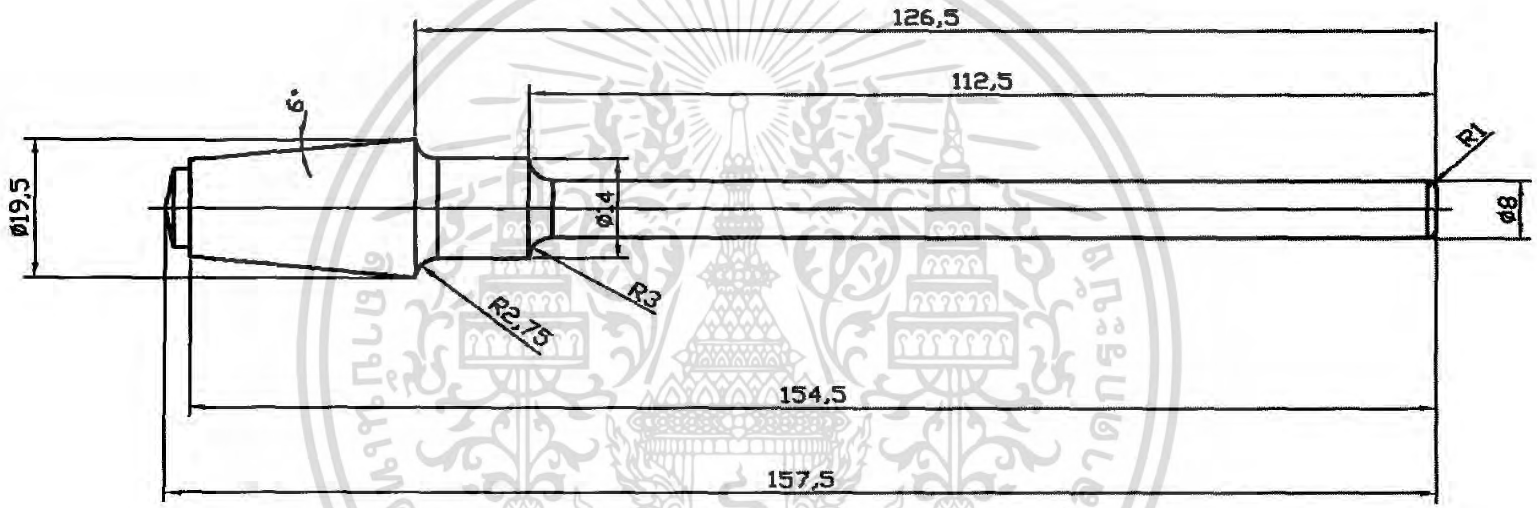


26	ฐานรองตุ๊กตา	184x45x47	U St 37-1	2
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว.ด.ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	04-12-49	นางสาวน้ำอ้อย สายประดิษฐ	
ผู้เขียน	04-12-49	นายสนชัย ชูสุข	
ผู้ตรวจ			

มาตราส่วน 1.1	ชื่อชิ้นงาน ฐานรองตุ๊กตา

ผก 23



27	ชิ้นงาน	19 5x157 5	....	----
ชิ้นที่	รายการ	ขนาด	วัสดุ	จำนวน

	ว ด ป	ชื่อ	
ผู้เขียน	01-02-48	นายนิวัฒน์ มูเก็ม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	01-02-48	นางสาวน้ำอ้อย สายประดิษฐ์	
ผู้เขียน	01-02-48	นายสนชัย ชูจุย	
ผู้ตรวจ			

มาตราส่วน	ชื่อชิ้นงาน
1 1	ชิ้นงาน

ภาคผนวก ข.

รายการอุปกรณ์ประกอบของเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ
และรายการราคาของอุปกรณ์ที่สั่งซื้อ

ตารางที่ 1 รายการอุปกรณ์ประกอบของเครื่องทดสอบความล้าของโลหะ

ชิ้นที่	รายละเอียด	ขนาด (mm)	วัสดุที่ใช้	จำนวน
1	โครง	410x990x840	เหล็กกล่องสี่เหลี่ยม	1
2	กล่องควบคุม	198x298x101	พลาสติก	1
3	มอเตอร์	H7EC NV-B	-	1
4	คับปลิง	-	-	1
5	ตุ๊กตา	Sy 30 Tf	-	2
6	เพลา	38x347	สแตนเลส	1
7	ตัวนับรอบ	87x26	U St 37-1	1
8	ฝาปิดเกลียวที่เพลา	50x52	สแตนเลส	1
9	คานปิดหัวเสา	185x40x35	สแตนเลส	1
10	คานถ่วงน้ำหนัก	217x45x14	สแตนเลส	1
11	แท่งกดชิ้นงาน	185x40x35	สแตนเลส	1
12	ฐานเสา	185x40x35	สแตนเลส	1
13	ฝาครอบเซ็นเซอร์	54x50x37	สแตนเลส	1
14	ฐานรองมอเตอร์	175x121x10	U St 37-1	1
15	ที่วาง Roller	51x27x20	ทองเหลือง	2
16	Roller	25x6	ทองเหลือง	2
17	เสา	450x25	สแตนเลส	2
18	เพลาถ่วงน้ำหนัก	35x250	สแตนเลส	1
19	เพลากด Limit Switch	16x107	U St 37-1	1
20	สลักเกลียว	25x19	อะลูมิเนียม	2
21	ที่วางน้ำหนัก	40x10	ทองเหลือง	1
22	ฐานใส่เซ็นเซอร์	52x77x26	ทองเหลือง	1
23	บูช	28x35	ทองเหลือง	2
24	เสายึดที่รองน้ำหนัก	720x10	U St 37-1	1
25	แผ่นยึดชิ้นส่วนต่างๆ	410x1030x10	U St 37-1	1
26	ฐานตุ๊กตา	184x45x47	U St 37-1	2
27	ชิ้นงาน	19.5x157.5	-	-

ตารางที่ 2 รายการราคาของอุปกรณ์ที่สั่งซื้อ

ลำดับ	รายการ	จำนวน	น้ำหนัก (Kg)	ราคา/หน่วย	ราคา (บาท)
1	โต๊ะงาน	-	-	-	515
	1.1 ขนาด 2" x 1" x 1.2" mm.	1	-	-	
	1.2 ขนาด 1.5" x 1.5" x 18 mm.	1	-	-	
2	มอเตอร์	1	-	2800	2,800
3	แบริ่ง SKF	1	-	74	74
4	Emergency	1	-	140	30
5	ทองเหลือง (บูช) Ø30 x 40 mm.	2	2.5	-	500
6	ทองเหลือง ที่รองน้ำหนัก Ø40 x 15 mm.	1		-	
7	ทองเหลือง ชิ้นงานทดสอบ Ø20 x 158 mm.	3		-	
8	สีกันสนิม	1	-	70	70
9	สีน้ำมัน	1	-	90	90
10	แปรงทาสี	1	-	15	15
11	กระดาษทราย	2	-	15	30
12	ลิมิตสวิทช์	1	-	440	440
14	ยางรองขาโต๊ะ	6	-	6	36
15	แผ่นยางรองโต๊ะ 410 x 1030 x 8 mm.	1	-	570	570
16	ลูกปืน sy 30 tf	2	-	400	800
17	ลวดเหล็กยาว 4 เมตร	1	-	8	32
18	เหล็กแผ่น 450 x 110 x 6 mm.	1	23	812	812
19	แสตนเลสกลม 1" x 46.5 เซนติเมตร	2	-	650	1,300
20	แสตนเลสกลม 1.5" x 26.5 เซนติเมตร	1	-	800	800
21	แสตนเลสกลม 2" x 6 เซนติเมตร	1	-	350	350
22	แสตนเลสแบน 2" x 3/4" x 22.5 เซนติเมตร	1	-	800	800
23	แสตนเลสสี่เหลี่ยม 2" x 19 เซนติเมตร	3	-	1640	4,920
24	ดอกสว่านขนาด 22.25 มิลลิเมตร	-	-	-	400
26	เฟืองกุมกาน่า 80 x 18	-	-	-	350
27	แสตนเลสกลม 1 5/8"	-	-	-	980
28	ทองเหลืองกลม 7/8"	-	-	-	1,250
29	อะลูมิเนียมกลม 7/8"	-	-	-	500

ตารางที่ 2 รายการราคาของอุปกรณ์ที่สั่งซื้อ (ต่อ)

ลำดับ	รายการ	จำนวน	น้ำหนัก (Kg)	ราคา/หน่วย	ราคา (บาท)
30	ทองเหลืองเส้นแบน 25x38x55	-	-	-	560
32	เหล็กแผ่น 2"	-	-	-	258
35	ลูกถ่วงน้ำหนัก	7	15	-	1,979
36	เหล็กทองเหลือง	-	-	-	650
37	เหล็ก	-	-	-	180
38	ดอกต๊าฟ 4x0.7	-	-	-	80
39	สกรูตัวหนอน	-	-	-	6
40	แสตนเลสกลม 2"	-	-	-	500
43	OH7E 3003E COUNTER H7EC-NV	-	-	-	1,085
44	OE2E 1029E PROX.E2E-XIR5F1 2M	-	-	-	1,200
45	OS8JX0043M PS.S8JX-03524CD	-	-	-	740
46	ปลั๊กเบาเออร์ 3P+E16A	-	-	-	75
47	ปลั๊กเบาเออร์ 3P+E16	-	-	-	102
48	น็อต E207	-	-	-	245
49	สวิตช์ on-off	-	-	-	120
50	แมคเนตริก S-N12	-	-	-	650
51	สายไฟ	-	-	-	50
52	เทปพันสายไฟ	-	-	-	28
53	เบเกอร์ 30A	-	-	-	120
54	อื่นๆ	-	-	-	2,317
งบประมาณที่ใช้โดยประมาณ					29,522

ภาคผนวก ค.

การคำนวณขนาดส่วนประกอบของเครื่องทดสอบความล้า

1. มอเตอร์

เลือกใช้มอเตอร์ที่มีขนาด = 1 HP หมุนด้วยความเร็วรอบ 3000 rpm

1. เพลา

กำหนดใช้เหล็กทำเพลา AISI 1030 CD ใช้ส่งกำลัง 250 กิโลวัตต์ หมุนด้วยความเร็ว 3000 rpm

จากตาราง $\sigma_Y = 76 \ ksi$

$= 76 \ \text{k-lb/in}^2$

$= \dfrac{(76\times10^3)\times9.81}{2.204\times25.4^2}$

$= 524.32 \ \text{N/mm}^2$

จากตาราง

$E = 207 \ \text{GN/m}^2$ (ค่าของเพลา AISI 1030 CD)

$G = 79.30 \ \text{GN/m}^2$ (ค่าของเพลา AISI 1030 CD)

E = โมดูลัสความยืดหยุ่น

G = โมดูลัสความแข็งแกร่ง

สมมุติให้แรงที่กระทำต่อเพลามีขนาดสม่ำเสมอ ซึ่งถือว่าเป็นลักษณะของแรงที่อยู่นิ่งได้

จากตาราง ค่าความปลอดภัย เลือก N = 2

ดังนั้น ความต้านทานแรงเฉือนคราก $\tau_Y = 0.6(\sigma_Y)$

ความเค้นเฉือนออกแบบ $\tau_d = \dfrac{\tau_Y}{N}$

$$= \frac{0.6\times524}{2} = 157.20 \quad N/mm^2$$

4. ใช้สูตรของกำลัง เพื่อหาค่าทอร์ก

จาก $P = T\times\omega$

เมื่อ $\omega = \dfrac{2\pi n}{60}$

ω = ความเร็วเชิงมุม

n = ความเร็วรอบของมอเตอร์ 3000 rpm

p = กำลังของ Motor 250 กิโลวัตต์ : (250×10^3) วัตต์

$$\therefore \quad P = T\times\frac{2\pi n}{60}$$

หาค่า Toque $T = \dfrac{P \times 60}{2\pi n}$

แทนค่า $T = \left(\dfrac{(250 \times 10^3) \times 60}{2 \times \pi \times 3000}\right)$

$= \dfrac{(15 \times 10^6)}{18849.55}$

$= 795.77$ N/m.

5. ความเค้นเฉือนสูงสุด

$$\frac{\tau}{r} = \frac{T}{J}$$

τ = แรงเฉือน

r = รัศมีของเพลา (d = 2r)

T = Toque

J = โมเมนต์ความเฉื่อยเชิงขั้วของพื้นที่ (Polar area moment of inertia)

$= \dfrac{\pi d^4}{32}$ (สำหรับท่อนกลมตัน)

6. เส้นผ่านศูนย์กลางของเพลากลม

จากสูตร

$$\tau = \frac{Tr}{J}$$

แทนค่าในสูตร

$$\tau = \frac{T \bullet \frac{d}{2}}{\frac{\pi d^4}{32}}$$

$$\tau = \frac{16T}{\pi d^3}$$

$$d^3 = \frac{16T}{\tau \times \pi} \quad [\frac{N/m}{N/mm^2}]$$

$$d^3 = \frac{16 \times 795.77 \times 10^3}{157.20(\pi)} \quad [\frac{N/mm^2}{N/mm^2}]$$

$= 25781.33$

$d = \sqrt[3]{25781.33}$

$\therefore d = 29.54$ mm

เพราะฉะนั้นจากการคำนวณได้ค่าเส้นผ่านศูนย์กลางเท่ากับ 29.54 มิลลิเมตร จึงเลือกใช้เพลาตันขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 30 มิลลิเมตร

7. คำนวณหาโมเมนต์บิดสูงสุดที่เพลาสามารถส่งได้

จากสูตร $$T = \tau \frac{\pi d^3}{16}$$

เมื่อกำหนดให้เพลาทำจากวัสดุ AISI 1030 CD ความโตของเพลา 30 mm ใช้ค่าความปลอดภัยที่ 3.5

ดังนั้น $$\sigma y = 76\ ksi = 76\,(6.895)$$

$$= 524.02 \quad N/mm^2$$

จากสูตร $$\tau y = 0.6\,\sigma y$$

$$\tau y = 0.6\,(524.02) = 314.41 \quad N/mm^2$$

แทนค่าในสูตร $$T = \left(\frac{314.41}{3.5}\right)\left(\pi\left(\frac{30}{16}\right)^3\right)$$

$$= 4762.36 \quad N.mm$$

$$= 476.36 \quad N.mm$$

สลักเกลียวอาจจะขาดด้วยแรงเฉือนที่สัมผัสของหน้าแปลน ในกรณีที่ใช้สลักเกลียว M16 ซึ่งมีชิ้นที่รับแรงเฉือน $\frac{\pi}{4}(16)\ mm^2$ เมื่อใช้สลักเกลียว 4 ตัว ชิ้นที่รับแรงเฉือนจึงมีค่าเท่ากับ $\pi\left(16^2\right)\ mm^2$ แรงเฉือนมีค่าเท่ากับ $\tau A = \tau\pi\left(16^2\right)$ แทนของโมเมนต์ของแรงเฉือนคือ Y= B/2 เมื่อ B= 210 = 210/2 =105 mm
ดังนั้น โมเมนต์บิด T

$$T = Fr = \tau\pi\left(16^2\right)\left(\frac{105}{1000}\right) = 476.23 \quad N.m$$

$$\tau = \frac{476.23}{\pi\left(16^2\right)\left(\frac{105}{1000}\right)} = \frac{476.23}{84.446}$$

$$\tau = 5.64 \quad N/mm^2$$

8. ค่าความปลอดภัยสำหรับสลักเกลียว ภายใต้แรงเฉือน

กำหนดให้สลักเกลียว ทำจากวัสดุ AISI 1020 CD

ดังนั้น จากตาราง AISI 1020 CD

$$\sigma_y = 66\ ksi = 66(6.895)$$

$$= 455.07 \quad N/mm^2$$

ใช้ค่า $$\tau y = 0.6\,(\sigma y)$$

จะได้

AISI 1020 CD $\tau y = 0.6\,(455.07) = 273.04 \quad N/mm^2$

จากสูตร $N = \dfrac{\tau y}{\tau}$

$$= \frac{273.04}{5.64}$$

$= 48.411$

ดังนั้น จะใช้ค่าความปลอดภัยที่ 48.411

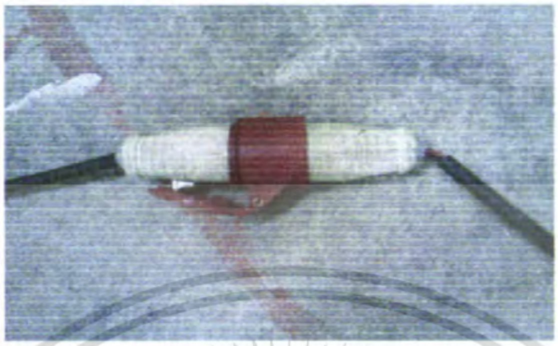
ภาคผนวก ง.

ขั้นตอนการทดสอบความล้า

ขั้นตอนการทดสอบความล้า

1. ตรวจสอบเครื่องทดสอบความล้าของโลหะให้อยู่ในสภาพพร้อมใช้งาน เพื่อความปลอดภัยแก่ผู้ปฏิบัติงาน

1.1 ต่อไฟเข้ากับระบบ



รูปที่ 1 การต่อไฟเข้ากับระบบ

1.2 เปิดระบบไฟให้กับเครื่องทดสอบความล้าโดยใช้สวิทช์หลัก (สีดำ)

รูปที่ 2 การเปิดระบบไฟ

1.3 ปรับตัววัดรอบ (Counter) โดยกดปุ่ม Reset ตัววัดรอบจะแสดงค่าที่หน้าจอเป็นศูนย์

รูปที่ 3 ปรับตัววัดรอบให้อยู่ที่ตำแหน่งศูนย์

1.4 ทำการเดินเครื่องมอเตอร์ โดยกดสวิทช์ควบคุม (สีดำ)

รูปที่ 4 กดสวิทช์ควบคุม (สีดำ) เพื่อเดินเครื่องมอเตอร์

1.5 ตรวจสอบการสั่นสะเทือนและการแกว่ง รวมทั้งการอ่านค่าของตัววัดรอบจากการหมุนของมอเตอร์ (2800 รอบต่อนาที)

1.6 ตรวจสอบอุปกรณ์การหยุด (Limit switch) โดยการเลื่อนชุดถ่วงน้ำหนักให้ชนกับปลายของอุปกรณ์การหยุด

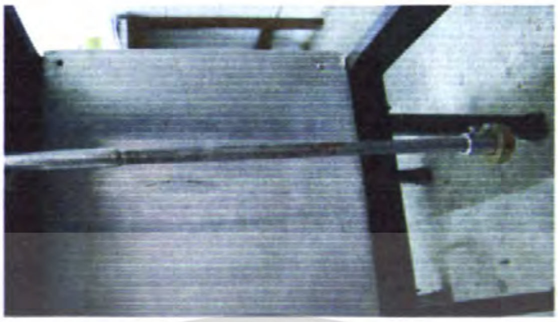
รูปที่ 5 การตรวจสอบอุปกรณ์การหยุด

1.7 ตรวจสอบการทำงานของสวิทช์ฉุกเฉิน (Emergency)

รูปที่ 6 การตรวจสอบการทำงานของสวิทช์ฉุกเฉิน

2. การติดตั้งชิ้นงานทดสอบ

2.1 ถอดแกนถ่วงน้ำหนักออก



รูปที่ 7 การถอดแกนถ่วงน้ำหนัก

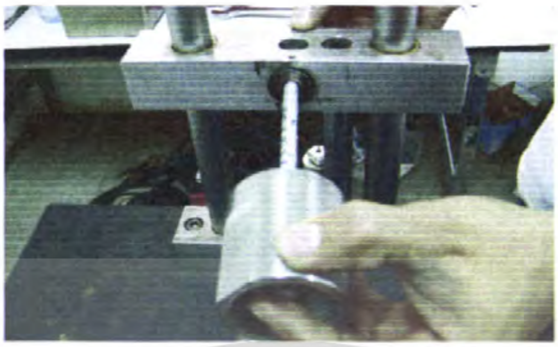
2.2 เลื่อนชุดถ่วงน้ำหนักลงมาให้แบริ่งอยู่ที่ศูนย์กลางเดียวกับเพลา

รูปที่ 8 การเลื่อนชุดถ่วงน้ำหนักให้แบริ่งอยู่ที่ศูนย์กลางเดียวกับเพลา

2.3 นำชิ้นงานทดสอบด้านที่มีเส้นผ่านศูนย์กลางของชิ้นงานเท่ากับ 8 มิลลิเมตร ใส่เข้ากับฝาล็อคเพลา

รูปที่ 9 การใส่ชิ้นงานทดสอบเข้ากับฝาล็อคเพลา

2.4 นำปลายชิ้นงานทดสอบที่ใส่เข้ากับฝาล็อคเพลาสวมเข้ากับแบริ่งที่อัดอยู่ในชุดถ่วงน้ำหนัก

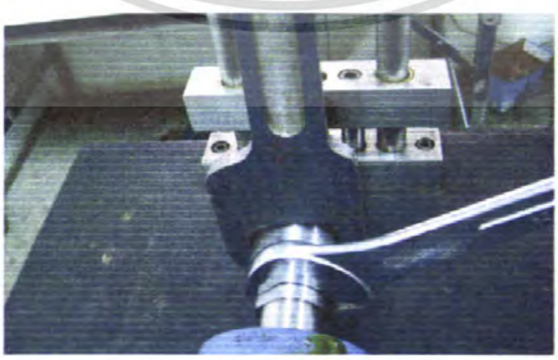


รูปที่ 10 การนำชิ้นงานทดสอบใส่เข้ากับแบริ่ง

2.5 นำชิ้นงานทดสอบด้านที่มีเส้นผ่านศูนย์กลาง 12 มิลลิเมตร เข้ากับเพลา

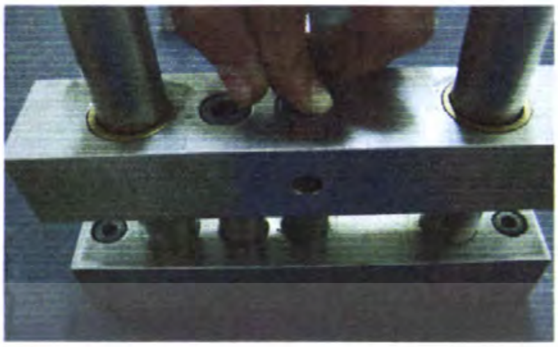
รูปที่ 11 การนำชิ้นงานทดสอบใส่เข้ากับเพลา

2.6 ขันฝาล็อคเพลาให้เข้ากับเพลาจนสุดเกลียว โดยใช้ประแจเบอร์ 32 มิลลิเมตร และ เบอร์ 37 มิลลิเมตร



รูปที่ 12 การขันฝาล็อคเพลา

2.7 ใส่แกนน้ำหนักเข้ากับแท่นเลื่อน



รูปที่ 13 การใส่แกนเข้ากับแท่นเลื่อน

3. การทดสอบ

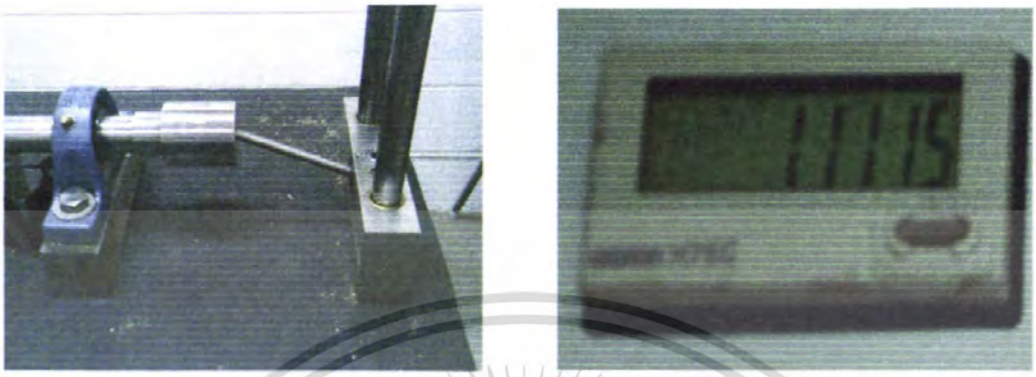
3.1 ใส่ชุดถ่วงน้ำหนักที่แกนถ่วงน้ำหนักตามจำนวนที่ต้องการ

รูปที่ 14 การใส่ชุดถ่วงน้ำหนักที่แกนถ่วงน้ำหนัก

3.2 เปิดสวิทช์ให้มอเตอร์หมุน

รูปที่ 15 การกดปุ่มเพื่อเริ่มทดสอบชิ้นงาน

3.3 เมื่อชิ้นงานทดสอบขาด อ่านค่าจำนวนรอบที่ชิ้นงานงานทดสอบเกิดความเสียหาย จากตัวนับรอบที่แสดงบนหน้าจอตัววัดรอบ พร้อมกับบันทึกค่าเพื่อนำมาวิเคราะห์ต่อไป

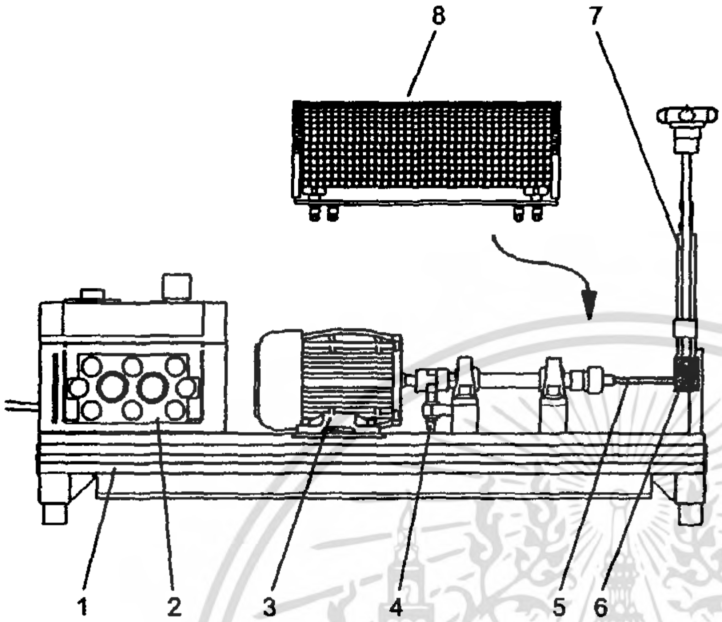


รูปที่ 16 การอ่านค่าจำนวนรอบที่ชิ้นงานเสียหายจากหน้าจอตัววัดรอบ

ภาคผนวก จ.

เอกสารมาตรฐานเครื่องทดสอบความล้าและเอกสารมาตรฐาน
เปรียบเทียบประสิทธิภาพเครื่องทดสอบความล้า

WP 140 MÁQUINA PARA ENSAYO DE FATIGA POR FLEXIÓN ROTATIVA



1 bastidor básico, 2 caja de distribución, 3 motor impulsor, 4 transmisor del régimen de revoluciones inductivo, 5 vara de ensayo, 6 cojinete antifricción corredizo con interruptor de paro de la máquina integrado, 7 dispositivo de carga con balanza de resorte y volante manual, 8 cubierta protectora

Diagrama de la resistencia alternativa según Wöhler

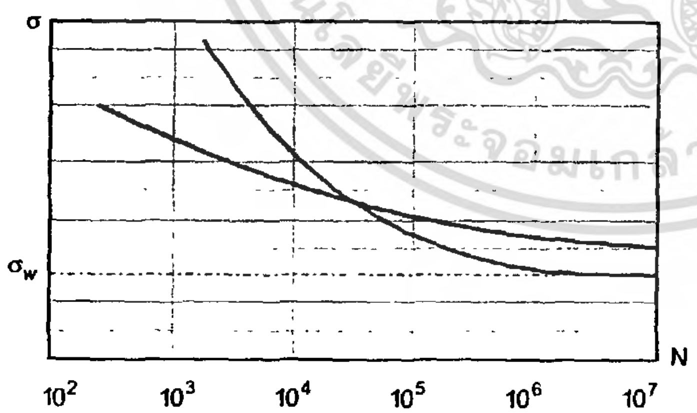


Diagrama de la resistencia alternativa según Wöhler para dos materiales diferentes
N : número de ciclos de carga, σ : carga a la tensión de la muestra
A medida que aumenta el número de ciclos de carga se aproxima el esfuerzo admisible de un material en proporción asimtótica con la resistencia a la fatiga por oscilaciones σ_w

Especificación

[1] Equipo de mesa para comprobación de resistencia a la fatiga
[2] 3 cuerpos de ensayo cilíndricos de acero Ck35
[3] Formas especiales de muestras para demostración del efecto de entalladura e influencia de las superficies
[4] Registro del diagrama de la resistencia alternativa según Wöhler
[5] Régimen de revoluciones del motor 2800 rpm, potencia 0,37kW
[6] Motor eléctrico monofásico, 230V , 50Hz
[7] Carga con balanza de resorte 0...300N
[8] Regulación mediante husillo roscado con volante manual
[9] Carga mediante cojinete antifricción suelto corredizo
[10] Desconmutación automática caso de rotura de la muestra mediante interruptor de paro integrado en el rodamiento
[11] Contador electrónico de los ciclos de carga y cuentarrevolucionescon indicador digital de 8 dígitos
[12] Transmisor del régimen de revoluciones inductivo, sin contacto
[13] LxAnxAl 920x420x560mm

Datos técnicos

Régimen de revoluciones del motor: 2800 rpm
Potencia motor: 0,37kW
Fuerza de carga: 0...300N
Contador electrónico de ciclos de carga, digital, de 8 puestos,
conmutable a indicador del régimen de revoluciones
Vara de ensayo: acero para bonificación Ck 35

Dimensiones y pesos

LxAnxAl: 920 x 420 x 560 mm
Peso: aprox. 41 kg

Conexiones

230V , ~50Hz

Volumen de suministro

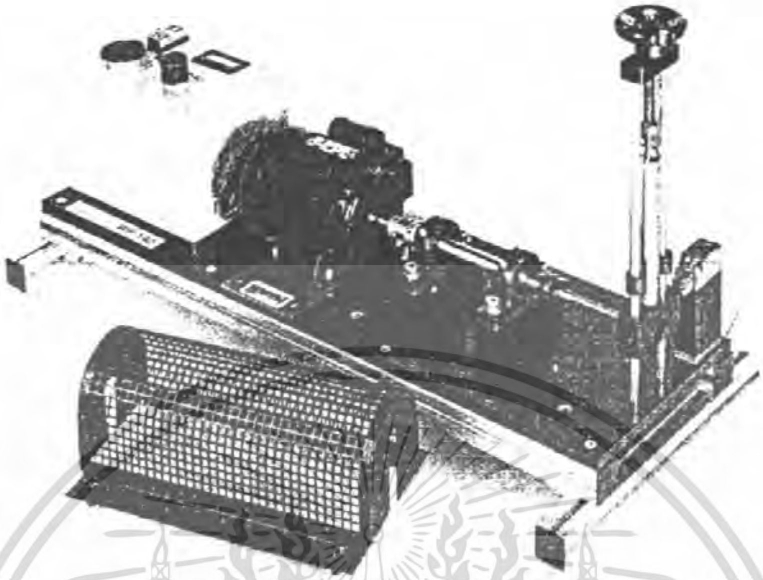
1 flexionadora rotativa completa,
3 varas de ensayo, 1 instrucciones de ensayo

N° de articulo

020.14000 WP 140 Máquina para Ensayo de Fatiga por Flexión Rotativa

G.U.N.T. Gerätebau GmbH, Fahrenberg 14, D-22885 Barsbüttel, Tfno +49 (40)670854-0, Fax +49 (40)670854-42, E-mail sales@gunt.de, Web http://www.gunt.de

WP 140 MÁQUINA PARA ENSAYO DE FATIGA POR FLEXIÓN ROTATIVA



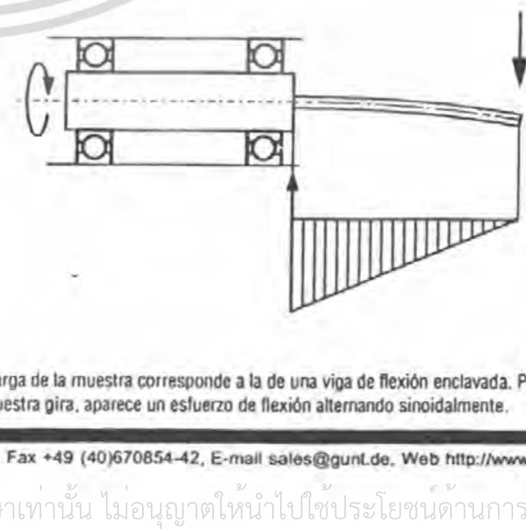
- **Regulación sin escalonamiento de la amplitud de carga**
- **Diferentes formas de la muestra muestran la influencia del efecto de entalladura y calidades de la superficie**
- **Contador digital para la indicación de los esfuerzos alternos**
- **Adquisición de Datos asistida por Ordenador disponible como accesorio**

Ensayos

- Resistencia a la fatiga de varas bajo esfuerzos alternos de flexión
- Influencia de diferentes radios de redondez y calidades de superficie sobre la resistencia a la fatiga
- Confección de un diagrama de resistencia alternativa según Wöhler

Descripción

Con este equipo de mesa pueden determinarse los principios fundamentales de la comprobación de resistencia a la fatiga. Una vara de ensayo metálica enclavada girando a un lateral se carga mediante una balanza de resorte con una fuerza única.r Con ello aparece en la muestra cilíndrica una resistencia alternativa a la flexión. Su amplitud puede regularse sin escalonamiento mediante un husillo roscado con volante manual. Tras un cierto número de ciclos de carga, la muestra se rompe como consecuencia de la fatiga del material. En este caso, la máquina se para automáticamente por efecto del interruptor de paro. El número de cargas alternativas queda registrado por un contador electrónico y se muestra de forma digital. También puede emplearse como contador de revoluciones. Diferentes formas de muestras permiten mostrar la influencia del efecto de entalladura y de las calidades de superficie sobre la resistencia a la fatiga.



La carga de la muestra corresponde a la de una viga de flexión enclavada. Puesto que la muestra gira, aparece un esfuerzo de flexión alternando sinoidalmente.

G.U.N.T. Gerätebau GmbH, Fahrenberg 14, D-22885 Barsbüttel, Tfno +49 (40)670854-0, Fax +49 (40)670854-42, E-mail sales@gunt.de, Web http://www.gunt.de

Designation: E 466 – 96 (Reapproved 2002)$^{\epsilon 1}$

Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials[1]

This standard is issued under the fixed designation E 466; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon (ε) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

ϵ^1 NOTE—Section 3.1.1 was editorially updated in June 2002.

1. Scope

1.1 This practice covers the procedure for the performance of axial force controlled fatigue tests to obtain the fatigue strength of metallic materials in the fatigue regime where the strains are predominately elastic, both upon initial loading and throughout the test. This practice is limited to the fatigue testing of axial unnotched and notched specimens subjected to a constant amplitude, periodic forcing function in air at room temperature. This practice is not intended for application in axial fatigue tests of components or parts.

NOTE 1—The following documents, although not directly referenced in the text, are considered important enough to be listed in this practice:
E 739 Practice for Statistical Analysis of Linear or Linearized Stress-Life (S-N) and Strain-Life (ε-N) Fatigue Data
STP 566 Handbook of Fatigue Testing[2]
STP 588 Manual on Statistical Planning and Analysis for Fatigue Experiments[3]
STP 731 Tables for Estimating Median Fatigue Limits[4]

2. Referenced Documents

2.1 *ASTM Standards:*

E 3 Practice for Preparation of Metallographic Specimens[5]
E 467 Practice for Verification of Constant Amplitude Dynamic Forces in an Axial Fatigue Testing System[5]
E 468 Practice for Presentation of Constant Amplitude Fatigue Test Results for Metallic Materials[5]
E 606 Practice for Strain-Controlled Fatigue Testing[5]
E 739 Practice for Statistical Analysis of Linear or Linearized Stress-Life (S-N) and Strain-Life (ε-N) Fatigue Data[5]
E 1012 Practice for Verification of Specimen Alignment Under Tensile Loading[5]
E 1823 Terminology Relating to Fatigue and Fracture Testing[5]

3. Terminology

3.1 *Definitions:*

3.1.1 The terms used in this practice shall be as defined in Terminology E 1823.

4. Significance and Use

4.1 The axial force fatigue test is used to determine the effect of variations in material, geometry, surface condition, stress, and so forth, on the fatigue resistance of metallic materials subjected to direct stress for relatively large numbers of cycles. The results may also be used as a guide for the selection of metallic materials for service under conditions of repeated direct stress.

4.2 In order to verify that such basic fatigue data generated using this practice is comparable, reproducible, and correlated among laboratories, it may be advantageous to conduct a round-robin-type test program from a statistician's point of view. To do so would require the control or balance of what are often deemed nuisance variables; for example, hardness, cleanliness, grain size, composition, directionality, surface residual stress, surface finish, and so forth. Thus, when embarking on a program of this nature it is essential to define and maintain consistency a priori, as many variables as reasonably possible, with as much economy as prudent. All material variables, testing information, and procedures used should be reported so that correlation and reproducibility of results may be attempted in a fashion that is considered reasonably good current test practice.

4.3 The results of the axial force fatigue test are suitable for application to design only when the specimen test conditions realistically simulate service conditions or some methodology of accounting for service conditions is available and clearly defined.

5. Specimen Design

5.1 The type of specimen used will depend on the objective of the test program, the type of equipment, the equipment

---

[1] This practice is under the jurisdiction of ASTM Committee E08 on Fatigue and Fracture and is the direct responsibility of Subcommittee E08.05 on Cyclic Deformation and Fatigue Crack Formation.

Current edition approved May 10, 2002. Published June 2002. Originally published as E 466 – 72 T. Last previous edition E 466 – 95.

[2] *Handbook of Fatigue Testing, ASTM STP 566*, ASTM, 1974.

[3] Little, R. E., *Manual on Statistical Planning and Analysis, ASTM STP 588*, ASTM, 1975.

[4] Little, R. E., *Tables for Estimating Median Fatigue Limits, ASTM STP 731*, ASTM, 1981.

[5] *Annual Book of ASTM Standards*, Vol 03.01.

capacity, and the form in which the material is available. However, the design should meet certain general criteria outlined below:

5.1.1 The design of the specimen should be such that failure occurs in the test section (reduced area as shown in Fig. 1 and Fig. 2). The acceptable ratio of the areas (test section to grip section) to ensure a test section failure is dependent on the specimen gripping method. Threaded end specimens may prove difficult to align and failure often initiates at these stress concentrations when testing in the life regime of interest in this practice. A caveat is given regarding the gage section with sharp edges (that is, square or rectangular cross section) since these are inherent weaknesses because the slip of the grains at sharp edges is not confined by neighboring grains on two sides. Because of this, a circular cross section may be preferred if material form lends itself to this configuration. The size of the gripped end relative to the gage section, and the blend radius from gage section into the grip section, may cause premature failure particularly if fretting occurs in the grip section or if the radius is too small. Readers are referred to Ref (1) should this occur.

5.1.2 For the purpose of calculating the force to be applied to obtain the required stress, the dimensions from which the area is calculated should be measured to the nearest 0.001 in. (0.03 mm) for dimensions equal to or greater than 0.200 in. (5.08 mm) and to the nearest 0.0005 in. (0.013 mm) for dimensions less than 0.200 in. (5.08 mm). Surfaces intended to be parallel and straight should be in a manner consistent with 8.2.

NOTE 2—Measurements of dimensions presume smooth surface finishes for the specimens. In the case of surfaces that are not smooth, due to the fact that some surface treatment or condition is being studied, the dimensions should be measured as above and the average, maximum, and minimum values reported.

5.2 *Specimen Dimensions*:

5.2.1 *Circular Cross Sections*—Specimens with circular cross sections may be either of two types:

5.2.1.1 Specimens with tangentially blended fillets between the test section and the ends (Fig. 1). The diameter of the test section should preferably be between 0.200 in. (5.08 mm) and 1.000 in. (25.4 mm). To ensure test section failure, the grip cross-sectional area should be at least 1.5 times but, preferably for most materials and specimens, at least four times the test section area. The blending fillet radius should be at least eight times the test section diameter to minimize the theoretical stress concentration factor, K_t of the specimen. The test section length should be approximately two to three times the test section diameter. For tests run in compression, the length of the test section should be approximately two times the test section diameter to minimize buckling.

5.2.1.2 Specimens with a continuous radius between ends (Fig. 3). The radius of curvature should be no less than eight times the minimum diameter of the test section to minimize K_t. The reduced section length should be greater than three times the minimum test section diameter. Otherwise, the same dimensional relationships should apply, as in the case of the specimens described in 5.2.1.1.

5.2.2 *Rectangular Cross Sections*—Specimens with rectangular cross sections may be made from sheet or plate material and may have a reduced test cross section along one dimension, generally the width, or they may be made from material requiring dimensional reductions in both width and thickness. In view of this, no maximum ratio of area (grip to test section) should apply. The value of 1.5 given in 5.2.1.1 may be considered as a guideline. Otherwise, the sections may be either of two types:

5.2.2.1 Specimens with tangentially blended fillets between the uniform test section and the ends (Fig. 4). The radius of the blending fillets should be at least eight times the specimen test section width to minimize K_t of the specimen. The ratio of specimen test section width to thickness should be between two and six, and the reduced area should preferably be between 0.030 in.^{2} (19.4 mm^2) and 1.000 in.^{2} (645 mm^2), except in extreme cases where the necessity of sampling a product with an unchanged surface makes the above restrictions impractical. The test section length should be approximately two to three times the test section width of the specimen. For specimens that are less than 0.100 in. (2.54 mm) thick, special precautions are necessary particularly in reversed loading, $R = -1$. For example, specimen alignment is of utmost importance and the procedure outlined in Practice E 606 would be advantageous. Also, Refs (2-5), although they pertain to strain-controlled testing, may prove of interest since they deal with sheet specimens approximately 0.05 in. (1.25 mm) thick.

5.2.2.2 Specimens with continuous radius between ends (Fig. 2). The same restrictions should apply in the case of this type of specimen as for the specimen described in 5.2.1.2. The area restrictions should be the same as for the specimen described in 5.2.2.1.

5.2.3 *Notched Specimens*—In view of the specialized nature of the test programs involving notched specimens, no restrictions are placed on the design of the notched specimen, other than that it must be consistent with the objectives of the program. Also, specific notched geometry, notch tip radius, information on the associated K_t for the notch, and the method and source of its determination should be reported.

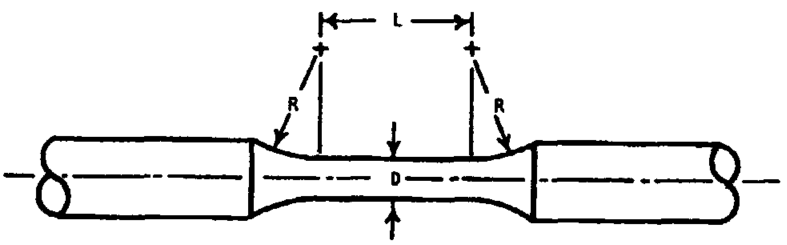


FIG. 1 Specimens with Tangentially Blending Fillets Between the Test Section and the Ends

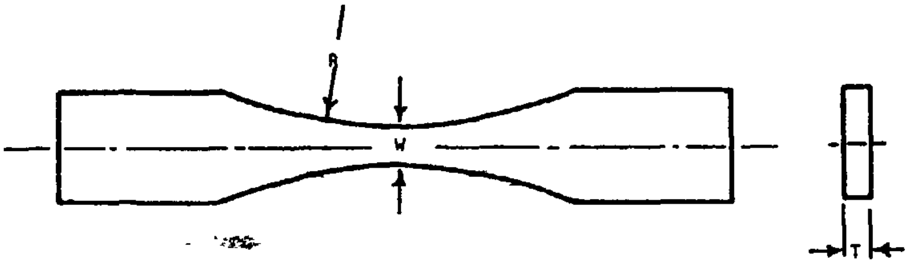


FIG. 2 Specimens with Continuous Radius Between Ends

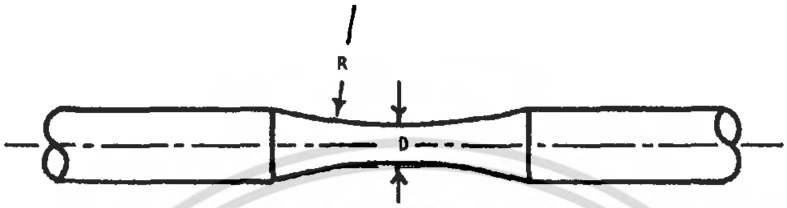


FIG. 3 Specimens with a Continuous Radius Between Ends

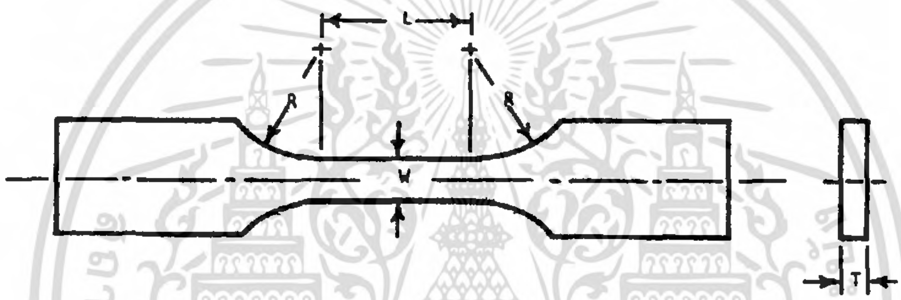


FIG. 4 Specimens with Tangentially Blending Fillets Between the Uniform Test Section and the Ends

6. Specimen Preparation

6.1 The condition of the test specimen and the method of specimen preparation are of the utmost importance. Improper methods of preparation can greatly bias the test results. In view of this fact, the method of preparation should be agreed upon prior to the beginning of the test program by both the originator and the user of the fatigue data to be generated. Since specimen preparation can strongly influence the resulting fatigue data, the application or end use of that data, or both, should be considered when selecting the method of preparation. Appendix X1 presents an example of a machining procedure that has been employed on some metals in an attempt to minimize the variability of machining and heat treatment upon fatigue life.

6.2 Once a technique has been established and approved for a specific material and test specimen configuration, change should not be made because of potential bias that may be introduced by the changed technique. Regardless of the machining, grinding, or polishing method used, the final metal removal should be in a direction approximately parallel to the long axis of the specimen. This entire procedure should be clearly explained in the reporting since it is known to influence fatigue behavior in the long life regime.

6.3 The effects to be most avoided are fillet undercutting and residual stresses introduced by specimen machining practices. One exception may be where these parameters are under study. Fillet undercutting can be readily determined by inspection. Assurance that surface residual stresses are minimized can be achieved by careful control of the machining procedures. It is advisable to determine these surface residual stresses with X-ray diffraction peak shift or similar techniques and the value of the surface residual stress reported along with the direction of determination (that is, longitudinal, transverse, radial, and so forth).

6.4 *Storage*—Specimens that are subject to corrosion in room temperature air should be accordingly protected, preferably in an inert medium. The storage medium should generally be removed before testing using appropriate solvents, if necessary, without adverse effects upon the life of the specimens.

6.5 *Inspection*—Visual inspections with unaided eyes or with low power magnification up to 20× should be conducted on all specimens. Obvious abnormalities, such as cracks, machining marks, gouges, undercuts, and so forth, are not acceptable. Specimens should be cleaned prior to testing with solvent(s) noninjurous and nondetremental to the mechanical properties of the material in order to remove any surface oil films, fingerprints, and so forth. Dimensional analysis and inspection should be conducted in a manner that will not visibly mark, scratch, gouge, score, or alter the surface of the specimen.

7. Equipment Characteristics

7.1 Generally, the tests will be performed on one of the following types of fatigue testing machines:

7.1.1 Mechanical (eccentric crank, power screws, rotating masses),

7.1.2 Electromechanical or magnetically driven, or

7.1.3 Hydraulic or electrohydraulic.

7.2 The action of the machine should be analyzed to ensure that the desired form and magnitude of loading is maintained for the duration of the test.

7.3 The test machines should have a force-monitoring system, such as a transducer mounted in series with the specimen, or mounted on the specimen itself, unless the use of such a system is impractical due to space or other limitations. The test forces should be monitored continuously in the early stage of the test and periodically, thereafter, to ensure that the desired force cycle is maintained. The varying stress amplitude, as determined by a suitable dynamic verification (see Practice E 467), should be maintained at all times within 2 % of the desired test value.

7.4 *Test Frequency*—The range of frequencies for which fatigue results may be influenced by rate effects varies from material to material. In the typical regime of 10^{-2} to 10^{+2} Hz over which most results are generated, fatigue strength is generally unaffected for most metallic engineering materials. It is beyond the scope of Practice E 466 to extrapolate beyond this range or to extend this assumption to other materials systems that may be viscoelastic or viscoplastic at ambient test temperatures and within the frequency regime mentioned. As a cautionary note, should localized yielding occur, significant specimen heating may result and affect fatigue strength.

8. Procedure

8.1 *Mounting the Specimen*—By far the most important consideration for specimen grips is that they can be brought into good alignment consistently from specimen to specimen (see 8.2). For most conventional grips, good alignment must come about from very careful attention to design detail. Every effort should be made to prevent the occurrence of misalignment, either due to twist (rotation of the grips), or to a displacement in their axes of symmetry.

8.2 *Alignment Verification*—To minimize bending stresses (strains), specimen fixtures should be aligned such that the major axis of the specimen closely coincides with the load axis throughout each cycle. It is important that the accuracy of alignment be kept consistent from specimen to specimen. Alignment should be checked by means of a trial test specimen with longitudinal strain gages placed at four equidistant locations around the minimum diameter. The trial test specimen should be turned about its axis, installed, and checked for each of four orientations within the fixtures. The bending stresses (strains) so determined should be limited to less than 5 % of the greater of the range, maximum or minimum stresses (strains), imposed during any test program. For specimens having a uniform gage length, it is advisable to place a similar set of gages at two or three axial positions within the gage section. One set of strain gages should be placed at the center of the gage length to detect misalignment that causes relative rotation of the specimen ends about axes perpendicular to the specimen axis. The lower the bending stresses (strains), the more repeatable the test results will be from specimen to specimen. This is especially important for materials with low ductility (that is, bending stresses (strains) should not exceed 5 % of the *minimum stress* (strain) amplitude).

NOTE 3—This section refers to Type A Tests, in Practice E 1012.

9. Test Termination

9.1 Continue the tests until the specimen failure criteria is attained or until a predetermined number of cycles has been applied to the specimen. Failure may be defined as complete separation, as a visible crack at a specified magnification, as a crack of certain dimensions, or by some other criterion. In reporting the results, state the criterion selected for defining failure and be consistent within a given data set.

10. Report

10.1 Report the following information:

10.1.1 This fatigue test specimens, procedures, and results should be reported in accordance with Practice E 468.

10.1.2 The use of this practice is limited to metallic specimens tested in a suitable environment, generally atmospheric air at room temperature. Since however, the environment can greatly influence the test results, the environmental conditions, that is, temperature, relative humidity, as well as the medium, should always be periodically recorded during the test and reported.

10.1.3 Generally, the fatigue tests may be carried out using a periodic forcing function, usually sinusoidal. However, regardless of the nature of the forcing function, it should be reported (sine, ramp, saw tooth, etc.).

10.1.4 When noticeable yielding occurs in the fatigue tests of unnotched specimens (for example, non-zero mean stress fatigue test) the permanent deformation of the unbroken but tested specimens (for example, percent change in cross-section area of test section) should be reported.

10.1.5 A brief description of the fracture characteristics; results of post-test metallography or scanning election microscopy, or both; identification of fatigue mechanism; and the relative degree of transgranular and intergranular cracking would be highly beneficial.

APPENDIX

(Nonmandatory Information)

X1. EXAMPLE OF MACHINING PROCEDURE

X1.1 While the following procedure was developed for machining high-strength materials with minimal attendant surface damage and alteration, it can be successfully applied to materials of lower strength. As a conservative general measure, this procedure is recommended unless: (*1*) the experimental objective is to evaluate another given surface condition or, (*2*) it is known that the material under evaluation is relatively insensitive to surface condition.

X1.2 *Procedure:*

X1.2.1 In the final stages of machining, remove material in small amounts until 0.125 mm (0.005 in.) of excess material remains.

X1.2.2 Remove the next 0.1 mm (0.004 in.) of gage diameter by cylindrical grinding at a rate of no more than 0.005 mm (0.0002 in.)/pass.

X1.2.3 Remove the final 0.025 mm (0.001 in.) by polishing (Note X1.1) longitudinally to impart a maximum of 0.2-μm (8-*μin.*) surface roughness.

NOTE X1.1—Extreme caution should be exercised in polishing to ensure that material is being properly removed rather than merely smeared to produce a smooth surface. This is a particular danger in soft materials wherein material can be smeared over tool marks, thereby creating a potentially undesirable influence on crack initiation during testing.

X1.2.4 After polishing (see Note X1.1) all remaining grinding and polishing marks should be longitudinal. No circumferential machining should be evident when viewed at approximately 20× magnification under a light microscope.

X1.2.5 Degrease the finished specimen.

X1.2.6 If heat treatment is necessary, conduct it before final machining.

X1.2.7 If surface observations are to be made, the test specimen may be electropolished in accordance with Methods E 3.

X1.2.8 Imprint specimen numbers on both ends of the test section in regions of low stress, away from grip contact surfaces.

REFERENCES

(1) Worthem, D. W., "Flat Tensile Specimen Design for Advanced Composites," NASA Contractor Report No. 185261, NASA— Lewis Research Center, Cleveland, OH, November 1990.

(2) Miller, G. A., "Interlaboratory Study of Strain—Cycle Fatigue of 1.2 mm—Thick Sheet Specimens," *Journal of Testing and Evaluation*, JTEVA, Vol 13, No. 5, September 1985, pp 344–351.

(3) Miller, G. A. and Reemsnyder, H. S.," Strain—Cycle Fatigue of Sheet and Plate Steels I: Test Method Development and Data Presentation," *High Strength Steel for Automotive Use, P124*, SAE Paper No. 830175, Society of Automotive Engineers, Warrendale, PA, February 1983, pp 23–31.

(4) Miller, G. A. and Reemsnyder, H. S., "Strain—Cycle Fatigue of Sheet and Plate Steels II: Some Practical Considerations in Applying Strain—Cycle Fatigue Concepts," *High Strength Steel for Automotive Use, P124*, SAE Paper 830173, Society of Automotive Engineers, Warrendale, PA, February 1983, pp 33–41.

(5) Miller, G. A. and Reemsnyder, H. S., "Strain—Cycle Fatigue of Sheet and Plat Steels III: Tests of Notched Specimens," *High Strength Steel for Automotive Use, P124*, SAE Paper 830176, Society of Automotive Engineers, Warrendale, PA, February 1983, pp 43–53.

Standard Practice for Presentation of Constant Amplitude Fatigue Test Results for Metallic Materials[1]

This standard is issued under the fixed designation E 468; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon (ε) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

1. Scope

1.1 This practice covers the desirable and minimum information to be communicated between the originator and the user of data derived from constant-force amplitude axial, bending, or torsion fatigue tests of metallic materials tested in air and at room temperature.

NOTE 1—Practice E 466, although not directly referenced in the text, is considered important enough to be listed in this standard.

2. Referenced Documents

2.1 *ASTM Standards:* [2]

E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing

E 8 Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials

E 206 Definitions of Terms Relating to Fatigue Testing and the Statistical Analysis of Fatigue Data[3]

E 466 Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials

E 467 Practice for Verification of Constant Amplitude Dynamic Forces in an Axial Fatigue Testing System

2.2 *Special Technical Publications:*

STP 91 A Guide for Fatigue Testing and the Statistical Analysis of Fatigue Data[4]

STP 588 Manual on Statistical Planning and Analysis[5]

3. Terminology Definitions and Nomenclature

3.1 The terms and abbreviations used in this practice are defined in Terminology E 6 and in Definitions E 206. In addition, the following nomenclature is used:

3.2 *criterion of failure*—complete separation, or the presence of a crack of specified length visible at a specified magnification. Other criteria may be used but should be clearly defined.

3.3 *run-out*—no failure at a specified number of load cycles.

4. Significance and Use

4.1 Fatigue test results may be significantly influenced by the properties and history of the parent material, the operations performed during the preparation of the fatigue specimens, and the testing machine and test procedures used during the generation of the data. The presentation of fatigue test results should include citation of basic information on the material, specimens, and testing to increase the utility of the results and to reduce to a minimum the possibility of misinterpretation or improper application of those results.

5. Listing of Basic Information About Fatigue Test Specimen

5.1 *Specification and Properties of Material*:

5.1.1 *Material Prior to Fatigue Test Specimen Preparation*—The minimum information to be presented should include the designation or specification (for example, A 441, SAE 1070, and so forth) or proprietary grade; form of product (for example, plate, bar, casting, and so forth); heat number; melting practice; last mechanical working and last heat treatment that produced the material in the "as-received" condition (for example, cold-worked and aged, annealed and rolled, and so forth); chemical composition; and surface condition (for example, rolled and descaled, ground, and so forth).

5.1.1.1 It is desirable but not required (unless by mutual consent of the originator and user of the data) to list the raw material production sequence, billet preparation, results of cleanliness analysis, or a combination thereof, when applicable.

5.1.2 *Material in the Fatigue Test Specimen*:

5.1.2.1 *Mechanical Properties*—The minimum data on the mechanical properties of the material in a condition identical to that of the fatigue test specimen should include the tensile strength, yield point or yield strength at a specified onset; elongation in a specified gage length; reduction of area when applicable; and the designation of the test used to procure the

[1] This practice is under the jurisdiction of ASTM Committee E08 on Fatigue and Fracture and is the direct responsibility of Subcommittee E08.05 on Cyclic Deformation and Fatigue Crack Formation.

Current edition approved May 1, 2004. Published June 2004. Originally approved in 1972. Last previous edition approved in 1998 as E 468 — 90 (1998).

[2] For referenced ASTM standards, visit the ASTM website, www.astm.org, or contact ASTM Customer Service at service@astm.org. For *Annual Book of ASTM Standards* volume information, refer to the standard's Document Summary page on the ASTM website.

[3] Withdrawn.

[4] *A Guide for Fatigue Testing and the Statistical Analysis of Fatigue Data, ASTM STP 91-A*, ASTM International, 1963. Out of print, available from University Microfilms, Inc., 300 N. Zeeb Rd., Ann Arbor, MI 48106.

[5] *Manual on Statistical Planning and Analysis, ASTM STP 588*, ASTM International, 1975.

mechanical properties (for example, Test Methods E 8, Tension Testing of Metallic Materials, and so forth). If notched fatigue tests were conducted, the notched tensile strength also should be listed.

5.1.2.2 *Metallography*—It is desirable but not required (unless by mutual consent of the originator and user of the data) to list the grain size (when applicable), phases, and dispersions characteristic of the fatigue test specimen in the "ready-to-test" condition.

5.1.2.3 It is desirable but not required (unless by mutual consent of the originator and user of the data) to show the locations, in the parent material, from which the specimens were taken.

5.2 *Minimum Information to Be Presented on Design of Fatigue Test Specimen in the "Ready-To-Test" Conditions*:

5.2.1 *Shape, Size, and Dimensions*—A drawing showing shape, size, and dimensions of the fatigue test specimen should be presented including details on test section, grip section, fillets, radii, swaged portions, holes, and orientation of the fatigue test specimen with respect to the direction of maximum working of the material. When reporting the test results of notched fatigue specimens, the geometry of the notch, its dimensions and stress concentration factor, the method of derivation of the stress concentration factor, and whether the stress concentration factor is based on the gross or net area of the test section should be presented.

5.3 *Listing of Information on Specimen Preparation*:

5.3.1 The minimum information to be presented should list, in chronological order, the operations performed on the fatigue test specimen, including the type of process used to form the specimen (for example, milling, turning, grinding, etc.), thermal treatment (for example, stress relieving, aging, etc.), and surface treatment (for example, shot-peening, nitriding, coating, etc.). If the final specimen surface treatment is polishing, the polishing sequence and direction should be listed. If deterioration of the specimen surface is observed during storage, after preparation but prior to testing, the procedures that were used to eliminate the defects and changes, if any, in shape, dimensions, or mechanical properties should be listed.

5.3.1.1 It is desirable but not required (unless by mutual consent of the originator and user of the data) to include details of the operations performed (for example, feed, speed, depth of cut and coolants, thermal cycles, etc.), and the surface residual stresses of the specimen, if measured.

5.3.2 *Condition of Specimens Prior to Fatigue Testing*—It is desirable but not required to list the environment in which the specimens were stored, type of protection applied to the specimens, and method used to remove that protection. It is desirable but not required to list the average and range of surface roughness, surface hardness, out-of-flatness, out-of-straightness or warpage, or a combination thereof, of all fatigue specimens.

6. Listing of Information on Test Procedures

6.1 *Design of the Fatigue Test Program*:

6.1.1 If statistical techniques were used to design the fatigue test program, the design plan and list of statistical techniques (for example, randomization of test sequence, blocking, etc.) used to accommodate expected or observed heterogeneities should be presented. Statistical techniques are described in STP 91 and STP 588.

6.2 *Fatigue Testing Machine*:

6.2.1 Minimum information to be presented should include the type of testing machine, the functional characteristic (for example, electrohydraulic, crank and lever, rotating mass, etc.), frequency of force application, and forcing function (for example, sine, square, etc.). If tests were performed on more than one machine, the number of testing machines used should be listed.

6.2.2 Minimum information should include the method of dynamic force verification and force monitoring procedures.

NOTE 2—For guidance on axial load machines, refer to Practice E 467.

6.3 *Fatigue Test*:

6.3.1 Minimum information to be presented should include the type of test (axial, rotary bending, plane bending, or torsion), the derivation (or method of computation) of the test section dynamic stresses, and, when applicable, the experimental stress analysis techniques (for example, electric resistance strain gages, photoelastic coating, etc.) used. The failure criterion and number of cycles to run-out used in the test program should be presented.

6.3.1.1 It is desirable but not required (unless by mutual consent of the originator and user of the data) to include the procedure for mounting the specimen in the testing machine, grip details, and precautions taken to ensure that stresses induced by vibration, friction, eccentricity, etc., were negligible.

6.4 *Ambient Conditions During the Fatigue Test*—Minimum information to be presented should include the average value and ranges of both temperature and relative humidity that were observed in the laboratory during the test program.

6.5 *Results of Post-Test Examination*—Minimum information to be presented for each fatigue test specimen should include the reason for test termination, either achievement of the failure criterion or run-out, and, if applicable, a description of the failure surface appearance and location of the crack origin.

7. Presentation of Fatigue Test Results

7.1 *Tabular Presentation*—It is desirable but not required (unless by mutual consent of the originator and user of the data) that the fatigue test results be reported in tabular form. When used, the tabular presentation should include specimen identification, test sequence (that is, chronological order of testing), dynamic stresses (any two of the following: maximum, minimum, mean, amplitude or range, and stress ratio), fatigue life or cycles to end of test, cause of test termination, and results of post-test examination (see 6.5), when applicable, for each fatigue test specimen. If test frequency varies from specimen to specimen, it should also be included in the tabular presentation. If more than one machine was used, the tabular presentation should also include machine identification for each specimen.

7.2 *Graphical Presentation:*

7.2.1 *S-N Diagram*—The most common graphical presentation of fatigue test data is the *S-N* (stress life) diagram, Fig.

1. The dependent variable, fatigue life N in cycles, is plotted on the abscissa, a logarithmic scale. The independent variable, maximum stress S_{max}, stress range S_r, or stress amplitude S_a in psi, ksi, MN/m^2 or MPa, is plotted on the ordinate, an arithmetic or logarithmic scale. A line is fitted by regression analysis or similar mathematical techniques to the fatigue data. The fatigue test results may be expressed adequately by two straight lines, one of which is a horizontal line representing the fatigue limit (or fatigue strength at run-out), a hyperbola, asymptotic to the fatigue limit (or fatigue strength at run-out), a sigmoid, asymptotic to both the tensile strength and the fatigue limit (or fatigue strength at run-out), or by a more general curvilinear relation. If the data are fitted by regression analysis, the equation of the stress-life relation and concomitant statistical measures of dispersion (for example, standard error of estimate) should be presented.

NOTE 3—The above described procedure develops the *S-N* diagram for 50 % survival when the logarithms of the lives are described by a normal distribution. However, similar procedures may be used to develop *S-N* diagrams for probabilities of survival other than 50 %.

7.2.1.1 Graphical presentation of the *S-N* diagram should include all of the test results as well as the faired or fitted curve. Minimum information to be presented on the *S-N* diagram should include the designation, specification or proprietary grade of the material, tensile strength, surface condition of specimen, stress concentration factor of notch when applicable, type of fatigue test, and citation of dynamic stress parameter held constant during generation of the *S-N* curve data (for example, in Fig. 1, stress ratio), test frequency, environment, and test temperature.

7.2.2 *Constant Life Diagrams*—*S-N* diagrams present fatigue life as a function of stress. On the other hand, constant life diagrams present the maximum and minimum stresses (Fig. 2) or the stress amplitude and mean stress (Fig. 3) for a given fatigue life. A third type of constant life diagram superimposes the stress amplitude-mean stress diagram of Fig. 3 on the maximum stress-minimum stress diagram of Fig. 2 by plotting stress amplitude on the ray $R = -1$ and mean stress on the ray $R = +1$.

7.2.2.1 When a constant life diagram is presented, it should be accompanied by the *S-N* diagrams from which it was constructed. Minimum information to be presented on a constant-life diagram should include the designation, specification, or proprietary grade of the material, tensile strength, surface condition of specimen, stress concentration factor of notch when applicable, type of fatigue test, and fatigue life (cycles) for each constant life shown, test frequency, environment, and test temperature.

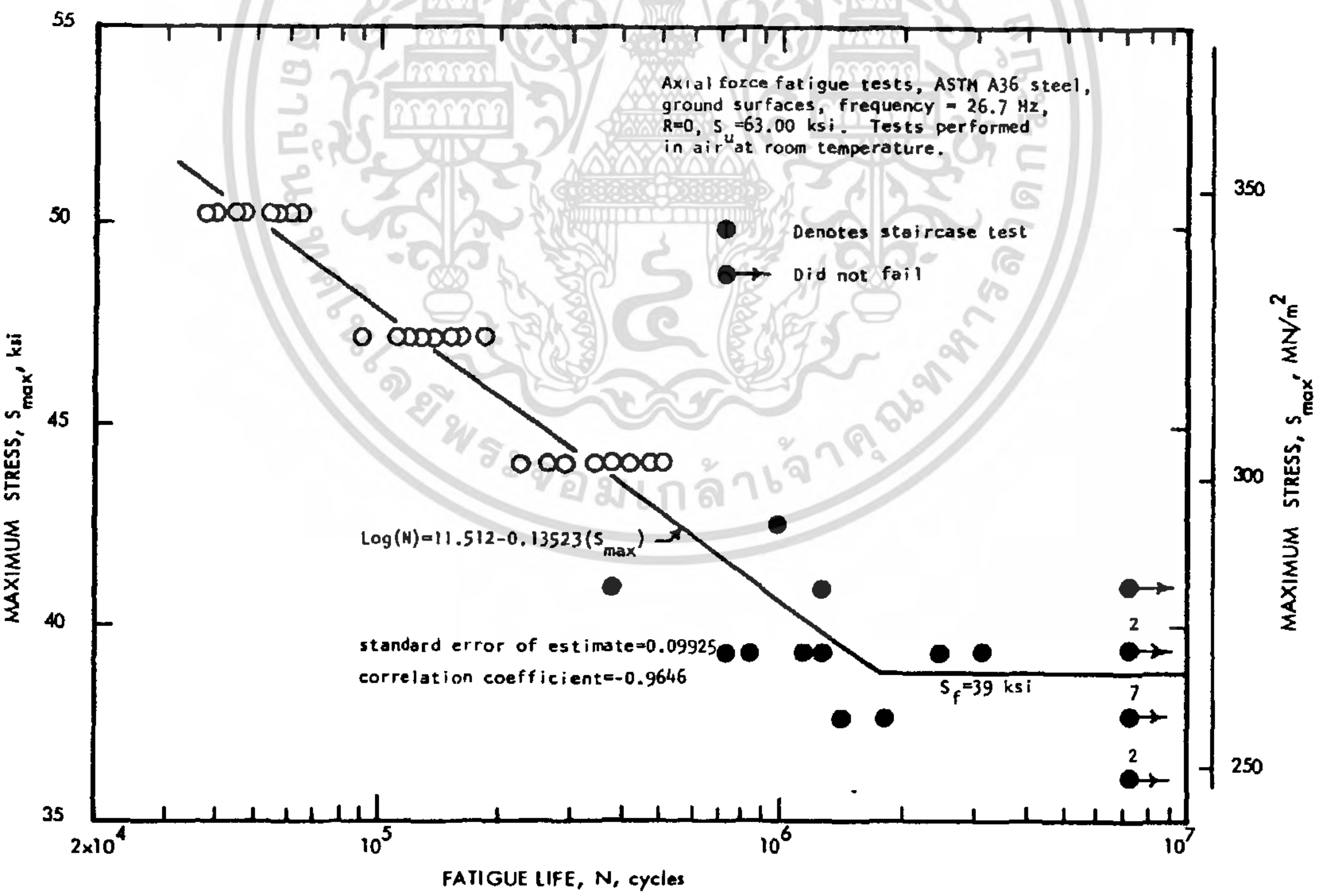


FIG. 1 *S-N* Diagram

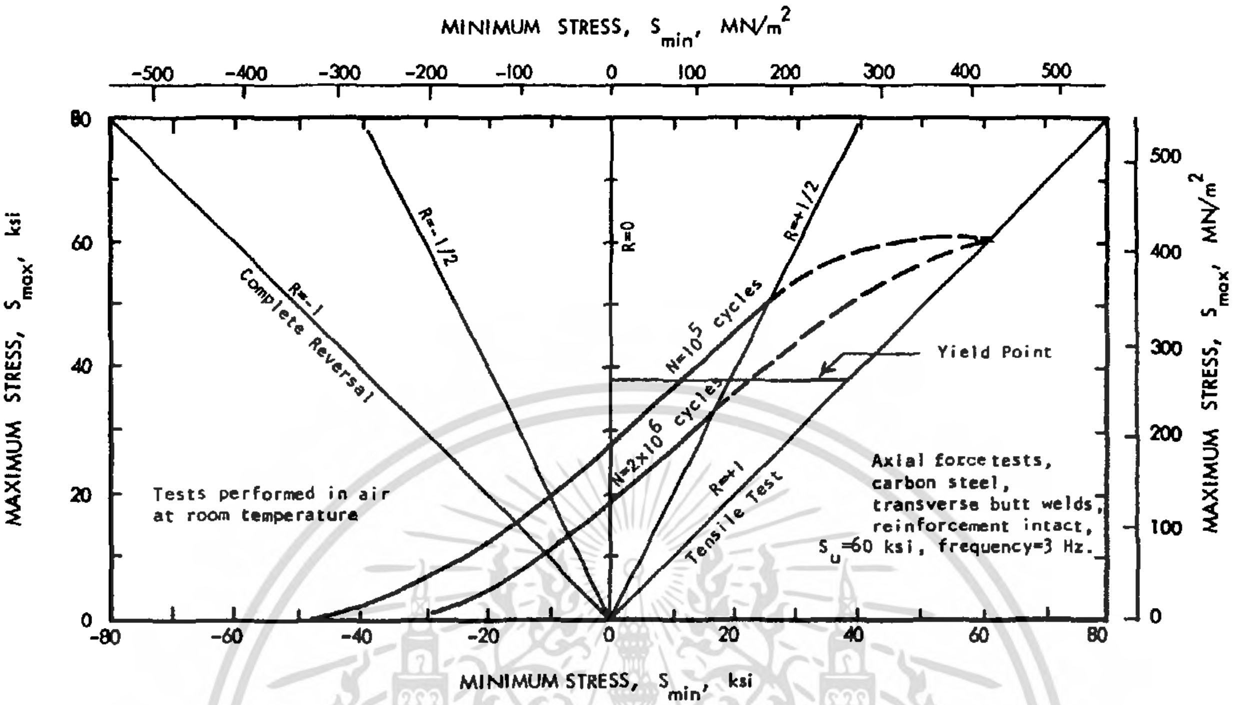


FIG. 2 Constant-Life Diagram

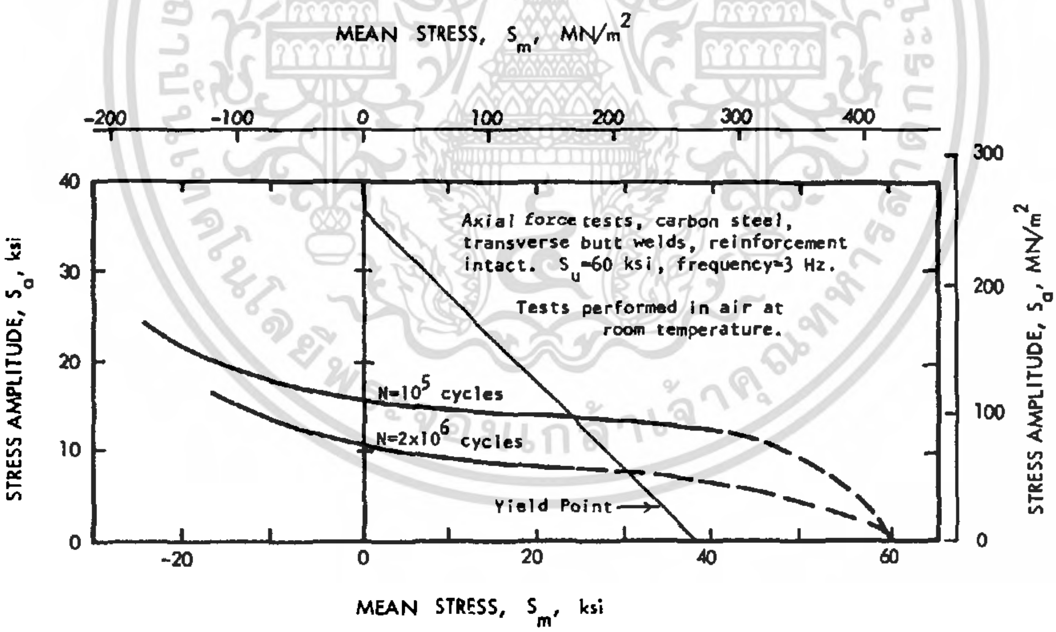


FIG. 3 Constant-Life Diagram

8. Example of Fatigue Data Presentation

8.1 Data for axial force fatigue tests of A36 structural carbon steel are presented in a suggested form in the Appendix.

APPENDIX

(Nonmandatory Information)

X1. SUGGESTED FORM FOR PRESENTATION OF FATIGUE TEST RESULTS OF METALLIC MATERIALS

MATERIAL

Grade Designation: A36 Structural Carbon Steel

Heat Number: 490T1481 Form of Product: ⅜ in. (9.5 mm) thick plate

Melting Practice: Air-melted, semi-killed Surface Condition: As-rolled

Last Mechanical and Thermal Treatment: Hot-rolled and air-cooled

Chemical Composition: 0.22 % C, 0.52 % Mn, 0.008 % P, 0.013 % S, 0.029 % Cu

Tensile Strength: 63 000 psi (434 MPa) Yield Point: 37 800 psi (261 MPa)

Elongation: 40.1 % in 2-in. (51-mm) gage length.

Reduction of Area: 64.8 %

Remarks: ASTM micrograin size number, 8.5 (surface and center of plate). Mechanical test performed in accordance with Test Methods E 8, Tension Testing of Metallic Materials, on *round tension test specimens*, Fig. 8, Test Methods E 8.

FATIGUE SPECIMEN

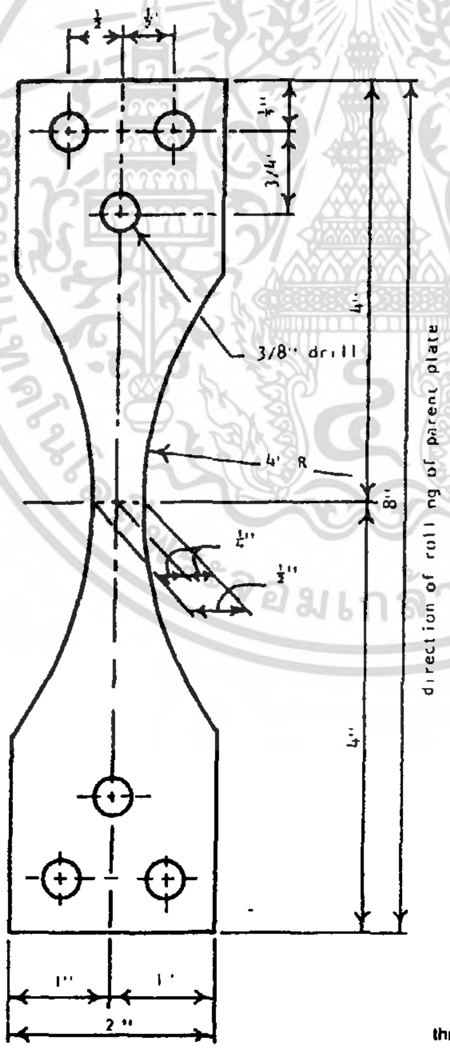
Shape, Size, and Dimensions: see Fig. X1.1.

Stress Concentration Factor: unnotched

Preparation:

Forming: Edges milled, thickness reduced by Blanchard grinding

Thermal Treatment: None Surface Treatment: None



in	mm
¼	6.3
⅜	9.5
½	12.7
¾	19.0
1	25.4
2	50.8
4	101.6
8	203.2

thickness = 0.10 in (2.5 mm)

FIG. X1.1 Axial Force Fatigue Test Specimen

TABLE X1.1 Fatigue Test Data

Test Sequence	Specimen Mark	Dynamic Stresses		Fatigue Life, kilocycles	Remarks[A]
		Maximum, ksi (MPa)	Minimum, ksi (MPa)		
1	67	37.8 (261)	zero	1 437.8	failed
2	58	36 2 (249)	zero	10 000 0	did not fail
3	40	37 8 (261)	zero	8 520 0	did not fail
		..		..	..
22	24	36 2 (249)	zero	8 934.0	did not fail
23	22	37.8 (261)	zero	8 000 0	did not fail
24	8	50 4 (347)	zero	63 5	failed
25	34	47 2 (325)	zero	162.6	failed
26	18	50.4 (347)	zero	44 9	failed
27	1	44.1 (304)	zero	228 4	failed
.		...	.	.	..
47	19	50 4 (347)	zero	46 2	failed

[A]All fractures were initiated at one corner of minimum transverse cross section (0.5 in. (12 7 mm) wide) of specimen.

Remarks: surface roughness: average, 40 µin. (1.0 µm) rms, range, 32 to 47 µin. (0.8 to 1.2 µm); out of flatness: average, 0.008 in. (0.20 mm), range, 0 to 0.034 in. (0.86 mm).

FATIGUE TESTS

Fatigue Testing Machine: 5000 lbf (22 000 N) Krouse double-direct stress machine, crank-and-lever with hydraulic load maintainer.

Type of Test: axial Number of Machines Used: 1 Test Frequency: 26.7 Hz

Dynamic Force Verification: Dynamic forces were verified according to the procedures set forth in Practice E 467, for Verification of Constant Amplitude Dynamic Forces in an Axial Fatigue Testing Machine.

Dynamic Force Monitoring Procedures: Four-arm electric resistance strain gage bridge on load train in series with specimen, ac transducer conditioner-amplifier, and oscilloscope.

Failure Criterion: complete fracture Run-out: 7 million cycles

Number of Specimens Tested: 47 Stress Ratio, R: 0

Laboratory Temperature: average, 73°F (23°C); range, ±2°F (±1°C)

Laboratory Relative Humidity: average, 40 %, range, ±3 %

Remarks: specimens gripped by bolts, fixed against rotation about both axes. Dynamic stresses are computed by dividing dynamic force by area measured at reduced section. Specimens were stored in laboratory environment without protection prior to testing.

FATIGUE DATA

Fatigue Test Data: See Table X1.1.

Remarks: Specimen test sequence 1 to 23, "staircase" test to estimate mean fatigue limit (mean fatigue strength at 7 million cycles). Test sequence 24 to 47, 8 specimens at each of 3 stress levels tested in sequence randomized with respect to stress level. Regression analysis performed on these 24 specimens resulting in

$$\log(N) = 11.512 - 0.13523\,(S_{max}) \quad \text{(X1.1)}$$

with standard error of estimate, 0.09925, and correlation coefficient, – 0.9646.

Available online at www.sciencedirect.com

SCIENCE @ DIRECT•

JOURNAL OF IRON AND STEEL RESEARCH, INTERNATIONAL. 2006, 13(6): 57-59, 65

Fatigue Properties of Supersteel for Automobiles

DU Lin-xiu[1], ZHANG Zhong-ping[1,2], TIAN Yu-wei[3], LIU Xiang-hua[1], WANG Guo-dong[1]

(1. State Key Laboratory of Rolling and Automation, Northeastern University, Shenyang 110004, Liaoning, China; 2. Hot Rolled Strip Plant, Panzhihua Steel, Panzhihua 617062, Sichuan, China; 3. Technology Center, Benxi Steel Group, Benxi 117000, Liaoning, China)

Abstract: The fatigue properties of 400 MPa grade supersteel, plain low carbon steel SS400 and microalloyed steel Q340TM were investigated through tensile-compression fatigue experiment with $R=-1$. The results indicate that the fatigue limit of the 400 MPa supersteel is higher than that of SS400 steel and close to that of the 340TM steel. According to the analysis of fatigue fracture, the fatigue striations of supersteel SS400 is thinner than that of SS400 steel and 340TM steel, and grain refinement can increase the fatigue limit.

Key words: supersteel; grain refinement; fatigue property

Many researches[1-6] about the grain refinement and the development of supersteels have been carried out, and some achievements have been made. In China, the 400 MPa supersteel strips with about 5 μm grain size have been produced industrially and the products have been applied to manufacture the beams of automobiles. Having high strength, good ductility and suitable yield/tensile strength ratio, the supersteel strips have good formability and are suitable for stamping.

Although the fatigue properties are not required for the automobile beam steels, it is necessary to study the fatigue properties of the supersteel for automobile beams because the alternative load of the beams and the fatigue properties of supersteels are not reported yet. In present study, the tensile-compression fatigue experiment with $R=-1$ were carried out to study the fatigue properties of 400 MPa supersteel, and the results were compared with plain low carbon steel SS400 (with ferrite grain size about 10−15 μm) and microalloyed steel Q340TM.

1 Experimental

The tested materials were three kinds of commercial steel strips with 5 mm in thickness: 400 MPa supersteel, plain low carbon steel SS400, and microalloyed steel Q340TM. The compositions and the mechanical properties of tested materials are given in Table 1 and Table 2, respectively.

The tensile-compression fatigue experiments were carried out on the PL-10 vibration fatigue test machine. The sine stress wave with $R=-1$ was applied in the experiment. The vibration frequency was 150 Hz. The size of the sample is shown in Fig. 1.

The fatigue fracture appearances of the samples were analyzed using JSM5600-LV scanning electron microscope.

Table 1 Chemical composition of tested steels %

	C	Si	Mn	P	S	Ti	Nb
Supersteel	0.099 1	0.17	1.14	0.001 5	0.007 9		
SS400	0.12	0.35	1.30	≤0.035	≤0.035		
340TM	0.062	0.078	0.95	0.001 53	0.005 5	0.007	0.039 6

Foundation Item: Item Sponsored by High Technology Development Program of China (863) (2001AA332020)

Biography: DU Lin-xiu(1962-), Male, Doctor, Professor; E-mail: linxiu-du@263.net; Revised Date: July 4, 2005

Table 2 Mechanical property of tested steel

	σ_s/MPa	σ_b/MPa	δ_5/%
Supersteel	420	530	30
SS400	300	410	30
340TM	390	510	31

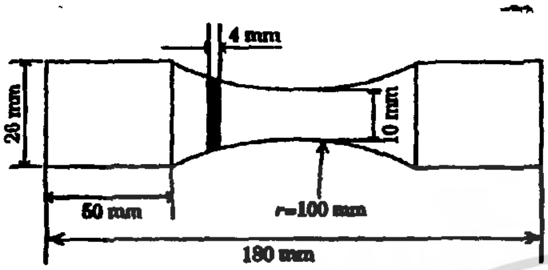


Fig. 1 Size of fatigue test sample

2 Results and Discussion

2.1 S-N curve of tested steel

The stress-number of cycles to failure curves of 400 MPa supersteel, plain low carbon steel, and microalloyed steel Q340TM are shown in Fig. 2. From Fig. 2, the fatigue limit strength of 400MPa supersteel, plain low carbon steel SS400, and Q340TM is 240 MPa, 210 MPa, and 260 MPa, respectively. The composition of 400 MPa supersteel is similar to that of the SS400, so the increase of fatigue limit strength is due to the ferrite grain refinement. Although the yield strength and tensile strength of supersteel is higher than those of the Q340TM, the fatigue limit stress of 400 MPa supersteel is lower than that of Q340TM. The reason is needed to investigate. However, the 400 MPa supersteel was still considered to have good fatigue properties because the σ_{-1}/σ_b ratio is 0.45.

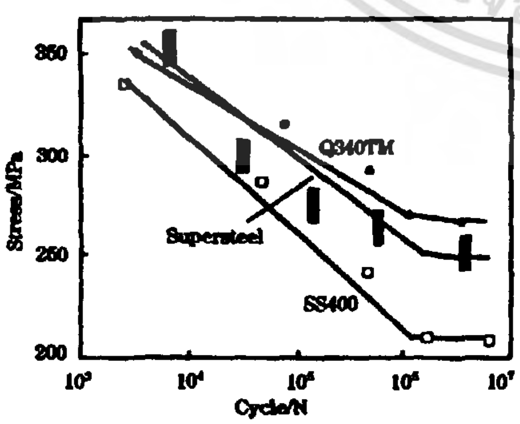
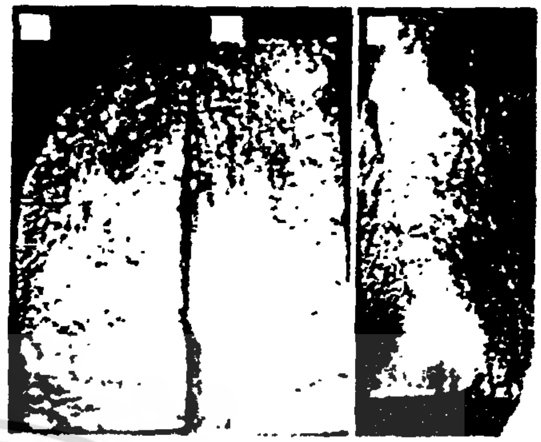


Fig. 2 Stress-number of cycle to failure curve of tested steel



(a) SS400; (b) 340TM; (c) 400 MPa supersteel
Fig. 3 Macro-fracture of steel

2.2 Fatigue fracture appearance

Fig. 3 shows the macro-fracture of the samples, which correspond to the stress of 270 MPa (supersteel), 280 MPa (Q340TM), and 250 MPa (SS400), respectively. It can be seen that the fatigue macro-fracture of all these three steels consists of three areas: crack originating, crack developing, and instantaneously breaking, and the crack originating areas were all at the corner or on the surface of the samples. Among them, the crack originating and the crack developing areas of supersteel and Q340TM are larger than those of the plain low carbon steel.

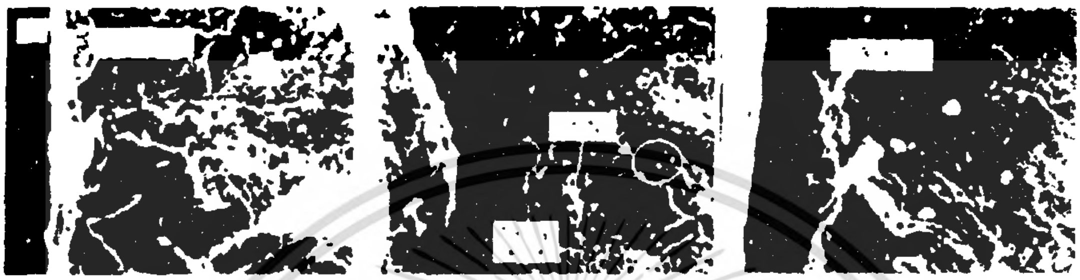
The fatigue crack of 400 MPa supersteel originates from the surface in the middle of the thickness of the sample, and the fatigue crack of plain low carbon steel SS400 originates from the corner of the sample. The results of SEM analysis, shown in Fig. 4 (a) and Fig. 4 (c), indicate that there are some Al_2O_3 inclusions in the crack originating areas in both supersteel and plain low carbon steel samples. The crack originating area of Q340TM is in middle of width of the sample, and there are some AlN inclusions in it, as shown in Fig. 4 (b).

The appearance of fatigue crack developing areas of samples is shown in Fig. 5. From this figure, it can be seen that there are some small parts besides the fatigue striations, and the size of small parts generally matches the ferrite grain size. The analysis also shows that the distance between the fatigue striations decreases as the stress decreases. The areas of fatigue crack developing of supersteel and Q340TM are similar and the areas of fatigue crack developing of *plain low carbon steel SS400 is relatively smaller.*

Fig. 6 shows the appearance of instantaneously breaking areas of the samples. From this figure, it can be seen that the instantaneously breaking areas of these three samples present dimple feature. The sizes of dimples of supersteel are pretty small and uniform, the sizes of dimple of Q340TM are also small but not uniform, and the sizes of dimples of SS400 are pretty large.

3 Conclusion

The fatigue limit stress of 400 MPa supersteel is higher than that of low carbon steel SS400 but a little lower than that of Q340TM. The supersteel is still considered to have good fatigue properties because the σ_{-1}/σ_b ratio is 0.45. The areas of fatigue crack developing of supersteel and Q340TM are similar, but the areas of fatigue crack developing of steel SS400 is smaller than that of the supersteel and Q340TM's.



(a) Supersteel; (b) Q340TM; (c) SS400

Fig. 4 SEM photographs of crack originating areas

(a) Supersteel; (b) Q340TM; (c) SS400

Fig. 5 SEM photographs of crack developing areas

(a) Supersteel; (b) Q340TM; (c) SS400

Fig. 6 SEM photographs of instantaneously breaking areas

References:

[1] Wung-Yong Choo. 4th Year Progress of HIPERS-21 Project [A]. Proceeding of the Workshop on HIPERS-21 [C]. Pohang, Korea: Technical Research Laboratories, 2002. 1-15.

[2] WENG Yu-qing. Development of Ultrafine Grained Steel in China [A]. Proceeding of Workshop on New Generation Steel [C]. Beijing, China: Chinese Society for Metals, 2001. 1-15.

[3] WANG Rui-zhen, YANG Zhong-min, CHE Yan-wen. Austenite Dynamic Recrystallization of a Low Carbon Steel [A]. Proceeding of Workshop on New Generation Steel [C]. Beijing, China: Chinese Society for Metals, 2001. 129-132.

(Continued on Page 65)

ples rolled at high temperature as shown in Fig. 3.

4 Conclusions

(1) The r-value increases with the decrease of reheating temperature and finish rolling temperature, and the increase of reductions in ferritic region.

(2) A high r-value can only be obtained in the low temperature rolling process with efficient lubrication. By lubricated ferritic rolling and annealing, the r-value is raised to 1.75 and elongation rate is over 50% at finish rolling temperature of 650 ℃, which is suitable for DDQ grade products.

(3) For samples subjected to lubricated rolling and annealing, the strong {111}//ND recrystallization texture is distributed homogeneously along the thickness direction, and the intensity of {110} recrystallization texture is very low even in surface.

(4) For unlubricated samples, the {111} texture distributes inhomogeneously and is weak along the thickness direction, while the {110}//ND recrystallization texture is strong, which deteriorates the formability.

References:

[1] Hiroshi T. Metallurgical Aspects on Interstitial Free Sheet Steel From Industrial Viewpoints [J]. ISIJ International, 1994, 34(1): 1-8.

[2] Ray R K, Jonas J J, Butron-Guillen M P, et al. Transformation Textures in Steels [J]. ISIJ International, 1994, 34(12), 927-942.

[3] Senuma T, Kawasaki K. Texture Formation in Ti-Bearing IF Steel Sheets Throughout the Rolling and Annealing Processes in Terms of the Influence of Hot Rolling Conditions on Deep Drawability [J]. ISIJ International, 1994, 34(1): 51-60.

[4] McManus G J, Write F. Ferritic Rolling of Hot Rolled Sheet: Successful Use of New Technology Could Open Doors [J]. Iron and Steel Engineer, 1995, 8(1): 53-54.

[5] Martinez V J, Verdeja J I, Pero-Sanz J A. Interstitial Free Steel: Influence of α-Phase Hot-Rolling and Cold-Rolling Reduction to Obtain Extra-Deep Drawing Quality [J]. Materials Characterization, 2001, 46(1): 45-53.

[6] De Paepe Annick, Herman Jean Claude, Leroy Vincent. Deep Drawable Ultra Low Carbon Ti IF Steels Hot Rolled in the Ferrite Region [J]. Steel Research, 1997, 68(11): 479-486.

[7] Tomitz A, Kaspar R. Ferritic Rolling With Additional Annealing to Produce a Deep-Drawable Ultra-Thin-Gauge Hot Strip [J]. Steel Research, 2000, 71(12): 497-503.

[8] Tomitz A, Kaspar R. Deep-Drawable Thin-Gauge Hot Strip of Steel as a Substitution for Cold Strip [J]. ISIJ International, 2000, 40(9): 927-931.

[9] ZHAO H, Rama S C, Barber G C, et al. Experimental Study of Deep Drawability of Hot Rolled IF Steel [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2002, 128(1-3): 73-79.

[10] Barrett C J. Influence of Lubrication on Through Thickness Texture of Ferritically Hot Rolled Interstitial Free Steel [J]. Ironmaking and Steelmaking, 1999, 26(5): 393-397.

[11] Roe R J. Orientation Distribution Function of Crystallites Materials in Materials [J]. Journal of Applied Physics, 1965, 36(6): 2024-2031.

[12] Matsuoka S, Morita M, Osamu F, et al. Effect of Lubrication Condition on Recrystallization Texture of Ultra-Low C Sheet Hot-Rolled in Ferrite Region [J]. ISIJ International, 1998, 38(6): 633-639.

[13] Butron-Guillen M P, Jonas J J. Effect of Finishing Temperature on Hot Band Texture in an IF Steel [J]. ISIJ International, 1996, 36(1): 68-73.

[14] Senuma T, Yada H, Shimizu R, et al. Textures of Low Carbon and Titanium Bearing Extra Low Carbon Steel Sheets Hot Rolled Below Their AR3 Temperatures [J]. Acta Metallurgica et Materialia, 1990, 38(12): 2673-2681.

(Continued from Page 59)

[4] WANG Guo-dong, LIU Xiang-hua, DU Lin-xiu, et al. Industrial Trial for 400 MPa Level Super Steel [J]. Iron and Steel, 2001, 36(3): 39-43 (in Chinese).

[5] DU Lin-xiu, ZHANG Cai-bei, DING Hua, et al. Determination of Upper Limit Temperature of Strain-Induced Transformation of Low Carbon Steels [J]. ISIJ Int, 2002, 42(10): 1119-1124.

[6] DING Hua, DU Lin-xiu, WANG Zhao-dong, et al. Development of 400 MPa Super Steel [A]. Proceeding of the Workshop on HIPERS-21 [C]. Pohang, Korea: Technical Research Laboratories, 2002. 65-74.

ELSEVIER

Materials Science and Engineering A337 (2002) 39–44

MATERIALS SCIENCE & ENGINEERING A

www.elsevier.com/locate/msea

Improvement of high-cycle fatigue life in a 6061 Al alloy produced by equal channel angular pressing

C.S. Chung[a], J.K. Kim[a], H.K. Kim[b], W.J. Kim[a,*]

[a] Department of Materials Science and Engineering, Hong-Ik University, 72-1 Sangsu-dong, Mapo-gu, Seoul 121-791, South Korea
[b] Department of Automotive Engineering, Seoul National University of Technology, 172 Gongreung 2-dong, Nowon-gu, Seoul 139-743, South Korea

Received 23 October 2001; received in revised form 30 November 2001

Abstract

In the present study, mechanical properties and fatigue behavior of solid solution treated 6061 Al alloy fabricated by equal channel angular pressing (ECAP) process were evaluated. Yield stress and ultimate tensile stress significantly increased after ECAP. A remarkably large enhancement in fatigue life, by a factor of about 10, compared to a T6 treated commercial 6061 Al alloy was recognized to occur in low and high cycle regimes after a single pass. Further deformation by ECAP, however, virtually eliminated this improvement especially in the high cycle regime. Fine-grained microstructure with low-grain boundary misorientation angles was proposed to yield the best result in fatigue performance in a 6061 Al alloy. The current result suggests that one may pay attention to a single passed material rather than multi-passed material if improvement in fatigue life is a primary concern for successful engineering applications. © 2002 Elsevier Science B.V. All rights reserved.

Keywords: Fatigue life; Grain boundary angle; Equal channel angular pressing

1. Introduction

Equal channel angular pressing (ECAP) is an innovative method of introducing intensive plastic strain into materials through repetitive pressing [1–4]. The ECAP processed materials typically have very small grain sizes less than 1μm and exhibit superior mechanical properties such as yield stress, ultimate tensile strength [5,6]. While there has been considerable emphasis on these mechanical properties, there have been relatively few numbers of studies on fatigue behavior [7–10]. Recently, fatigue properties of an ECAP processed 5056 Al alloy (4 pass and 8 pass) were studied under a fully reversed constant stress amplitude condition [11,12] and it was reported that ECAP technique did not reveal a distinct advantage over standard processing in the high cycle regime [11,12]. The purpose of the current study is to investigate a fatigue behavior of a 6061 Al alloy processed by ECAP, which is one of the aluminum alloys being massively used in aerospace and automobile industries, and explore a possibility of improving fatigue life of the ECAP processed 6061 Al alloy in the high cycle regime.

2. Experimental procedures

For the sample preparation, a 6061 Al billet was extruded to a diameter of 18 mm at 450 °C and cut to the length of 100mm. The extruded bar was solid-solutionized at 530 °C and then quenched into water. This heat-treated material was held at 125 °C for 20 min and then pressed through the die (channel intersection angle of 90°) preheated to 125 °C. Repetitive pressings of the same sample were performed up to 4 pass. All pressings were conducted by rotating each sample about the longitudinal axis by 90° in the same direction between consecutive passes (designated as route B_c [1]).

Tensile tests were carried out to characterize the strength and ductility of the ECAP processed 6061 Al alloys. Tensile test was operated at a constant cross-head speed with an initial strain rate of 5×10^{-4} s^{-1}.

* Corresponding author. Tel.: +82-2-320-1468; fax: +82-2-325-6116

E-mail address: kimwj@wow.hongik.ac.kr (W.J. Kim).

0921-5093/02/$ - see front matter © 2002 Elsevier Science B.V. All rights reserved.
PII: S0921-5093(02)00010-2

Fatigue life experiments were carried out on the specimens (diameter = 8 mm) with dimension ratios based on the ASTM standard E 606-92 under the complete unloading condition $R = 0$ (i.e. positive mean stress loading condition), where R is the ratio of the minimum stress to maximum stress for a cycle stress. This loading condition usually provides more severe fatigue environment than the fully reversed loading condition. In real application related to energy generation and transition, such as turbines, pressure vessels, and pipelines, fatigue failure usually results from this kind of loading condition [13].

Crack-propagation behavior was characterized using single edge notched (SEN, $W = 18$ mm, $a_0 = 5$ mm, $t = 2$ mm) samples at the stress ratio $R = 0.1$. The stress intensity factor for the SEN sample was calculated using the following equation:

$$K = \left(\frac{P}{Wt}\right)(\pi a)^{0.5} \times \left\{1.12 - 0.231\left(\frac{a}{W}\right) + 10.55\left(\frac{a}{W}\right)^2 - 21.72\left(\frac{a}{W}\right)^3 + 30.39\left(\frac{a}{W}\right)^4\right\} \quad (1)$$

where W, t and a are the width and thickness of specimen and crack length, respectively. A travelling microscope with a magnification of 100 was used for measuring the crack length. The crack growth rate, da/dN, where N is the fatigue number of cycle was computed using the incremental polynomial method (ASTM E647). For the fatigue life and crack propagation tests, a sinusoidal waveform load control mode was employed with frequency of 10 Hz.

Microstructures of the ECAP processed samples were examined using transmission electron microscopy (TEM). Samples for TEM were cut from the y plane that is parallel to the side faces at the point of exit from the die and selected area electron diffraction (SAED) patterns were taken from areas having a diameter of ~ 10 μm.

3. Results

3.1. Microstructure of the ECAP processed 6061 Al alloy

TEM micrographs of the billets after 1 and 4 pass are shown in Fig. 1(a) and (b), respectively, together with SAED patterns. The grain size of the undeformed material determined by optics was as coarse as ~40–80 μm. After 1 pass, elongated dislocation cells or subgrains have formed parallel to the shear direction. Further pressing (4 pass) has fragmented the elongated substructure to equiaxed grains (~0.3–0.4 μm) (Fig.

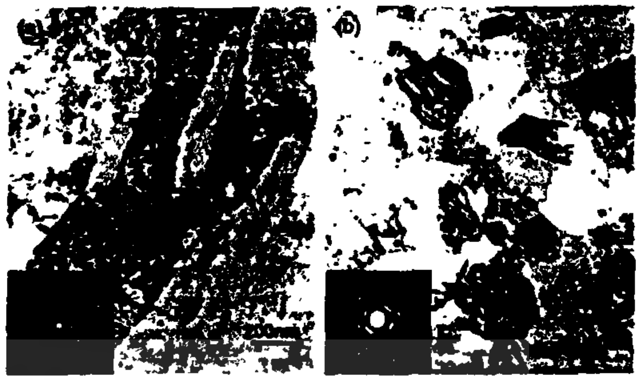


Fig. 1. TEM micrographs of the 6061 Al alloys after ECAP process (a) 1 pass (b) 4 pass.

1(b)). The SAED pattern shown in Fig. 1(b) exhibits the diffracted beams scattered more uniformly around rings than that of the 1 pass material in Fig. 1(a). This observation indicates that the number of subgrains and the misorientation angle between subgrain boundaries have increased with pass number by forming new boundaries perpendicular to the shear direction and depositing new dislocations into existing subgrain boundaries.

3.2. Stress–strain curves

The stress–strain curves obtained from the tensile tests on the 0, 1 and 4 pass 6061Al alloy are presented in Fig. 2. It is obvious that ECAP process resulted in a significant increase in both yield stress and ultimate tensile strength. The yield stress has increased about 112% only after 1 pass. After 4 pass, the increment reaches near 156%. This large increase in strength is due to the considerable grain refinement made through severe deformation by ECAP. Tensile ductility, on the other hand, has decreased by about half after ECAP. This reduction in ductility after ECAP process is

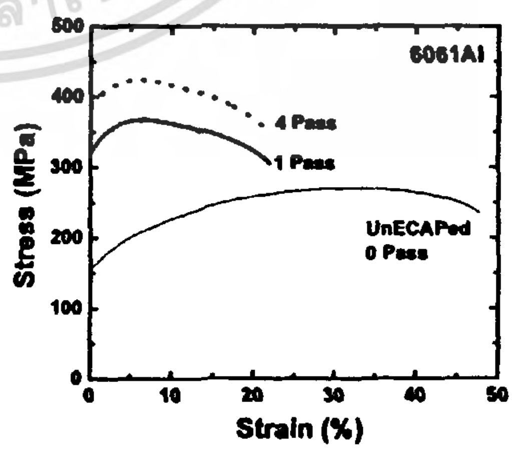


Fig. 2. Stress–strain curves for the unECAPed and ECAPed 6061Al alloy.

commonly observed in many ECAP processed alloys and considered to be due to the decrease in hardening exponent with increase in accumulated strain.

3.3. Fatigue life

Fatigue life of the alloys in the current investigation was assessed through the stress amplitude (σ_a) versus number of cycles ($S-N$ curve). Fig. 3 is the $S-N$ curves for the 6061 Al alloy at 0, 1 and 4 pass. The fatigue-life data of a T6 treated commercial 6061 Al alloy tested under the same loading condition ($R=0$) [14] are also plotted for comparison, which turn out to be similar to those of the 0 pass material. After a single pass, there took place a significant increase in fatigue life, by a factor of more than ten, in both low and high cycle regimes. When further pressed (4 pass), however, such fatigue improvement in the high cycle regime became largely reduced. This feature of little improvement in the high-cycle fatigue performance in the 4 pass material is similar to that reported on the 4 pass 5056 Al alloy [11].

3.4. Crack propagation

Crack propagation behavior of the ECAP processed 6061 Al alloy was assessed through crack growth rate versus ΔK, where K is the stress intensity factor. The crack growth rate, da/dN, where a is the crack size, is plotted for the 0, 1, and 4 pass materials as a function of ΔK in double log scales (Fig. 4). The following can be inferred from the plot. First, after a single pass, little change in crack-growth-behavior is resulted, which is true over the entire range of ΔK. It slightly, however, decreased after 4 pass at small ΔK values (≤ 7 MPa m$^{1/2}$). Second, extrapolation of the data to smaller ΔK values ($\sim 4-5$ MPa m$^{1/2}$) indicates that there is a trend

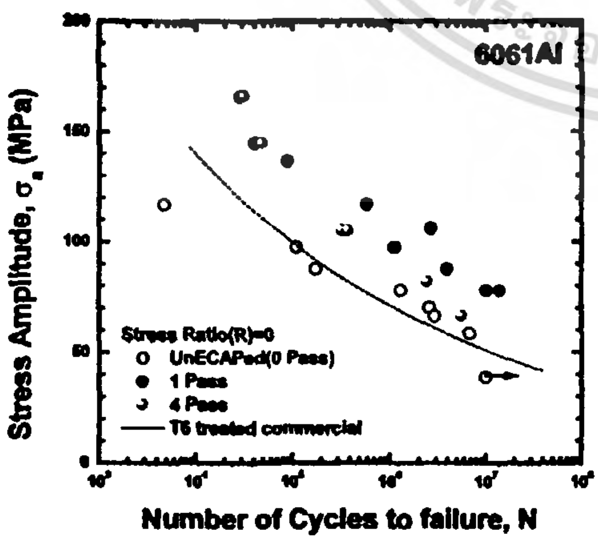


Fig. 3. $S-N$ curves for the unECAPed and ECAPed 6061Al alloy.

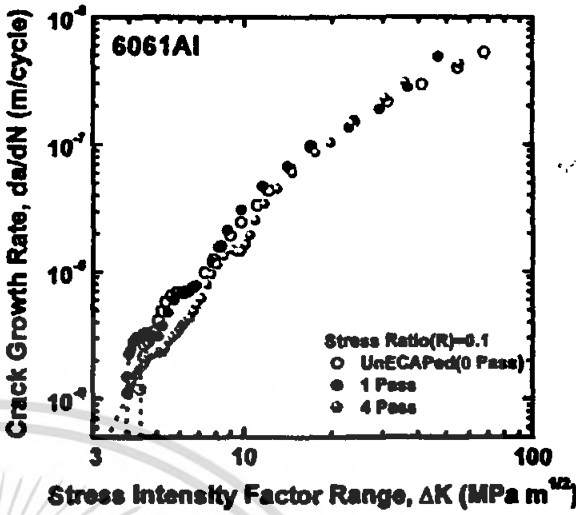


Fig. 4. Fatigue crack growth rate as a function of ΔK.

that ECAPed materials exhibit a lower fatigue threshold than the unECAPed material. A similar threshold trend was also observed in the ECAP processed 5056 Al alloy [11]. These observations is in line with the common observation that the material with coarse grains shows a higher fatigue threshold [15–17].

4. Discussion

It is known that grain refinement increases the resistance of fatigue crack initiation by reducing the number of dislocations in slip bands that can lead to a decrease of damage depth of surface intrusions or extrusions, or by increasing the yield stress that prevents macroscopic plastic deformation at the beginning of load controlled cycling [15–17]. Resistance to crack growth, on the other hand, is known to decrease with decrease in grain size since less tortuous crack path is induced during fatigue crack growth [16], which causes decrease in driving force for crack propagation. Therefore, it is anticipated in general that fatigue life increases by grain refinement when the effect of increased resistance to crack nucleation is dominant over the effect of decreased resistance to crack propagation.

Vinogradov et al. [11], who compared the fatigue properties of the 0 and 4 pass processed 5056 Al alloys, attributed to the increased fatigue life of the 4 pass 5056 Al alloy in the low cycle regime, where high stresses were applied, to the increased resistance to crack nucleation by its increased yield strength. Observation of crack growth rate that changed little at large ΔK values (≥ 8 MPa m$^{1/2}$) after 4 pass by ECAP supported this view. Little improvement in fatigue life observed in the high cycle regime where low stresses were applied, on the other hand, was ascribed to elimination of an advantage of the increased resistance against crack nucleation by the increased crack growth rates at small ΔK values (≤ 8 MPa m$^{1/2}$) after ECAP [11]. When the fatigue-life behavior of the 1 pass 6061 Al alloy is similarly evaluated based on its crack growth behavior, it is natural to expect the fatigue-life enhancement in low as well as high cycle regimes. This is because crack growth rate of the 1 pass 6061 Al material is similar to that of the 0 pass material over the entire ΔK range and thus the effect of increased resistance to crack nucleation by ECAP is sure to dominate the fatigue life. Then, why is the fatigue life of the 4 pass 6061 Al alloy significantly shorter than that of the 1 pass alloy in the high cycle regime regardless of its lower crack growth rate compared to the 1 pass material at small ΔK values? This result may indicate, though the reason for the difference in crack growth behavior at small ΔK values between the 5056 and 6061 Al alloys at 4 pass is not clear at present, that the crack growth rate does not significantly affect the fatigue life behavior. This speculation agrees with the well-know fact that crack propagation phase of the high cycle fatigue life is relatively short compared to the nucleation phase such that the nucleation phase usually determines the fatigue life of a material [10]. We will, therefore, consider two factors possibly lowering resistance of crack nucleation in the 4 pass 6061 Al alloy in the high cycle regime: (1) cyclic softening and (2) grain-boundary misorientation angle.

If cyclic softening, which is the process whereby a material loses strength during cyclic loading, occurs more severely in the 4 pass alloy than in the 1 pass alloy, one may explain the decreased resistance to crack nucleation at 4 pass. To check this possibility, Vickers hardness was measured on the 0, 1 and 4 pass materials prior to and after cyclic to failure after polishing the cross-section of samples. The result is summarized in Fig. 5. Significant H_v scattering occurs after cyclic loading, which can be attributed to the inhomogeneity of plastic deformation during cyclic loading [12]. As seen, the H_v value, which is averaged over 20 measurements, varies with fatigue cycle number. For the 0 pass material, cyclic hardening occurs in the whole cycle range. For the 1 pass material, on the other hand, a small degree of cyclic softening, indicating that partial recovery occurs during cyclic loading, occurs except at the lowest fatigue cycle in the current investigation where small hardening is observed. For the 4 pass material, the average hardness is almost insensitive to cycle number. It is interesting to note that the softening and hardening behavior shown by the current alloys resemble their stress–strain relations obtained from tensile testing (Fig. 2). This may be resulted since the current cyclic loading was conducted in a tensile stress mode. It is now obvious from Fig. 5, where the hardness of the 4 pass 6061 Al alloy is still higher than the 1 pass 6061 Al alloy even in the high cycle regime, that the shorter fatigue life of the 4 pass 6061 Al alloy compared

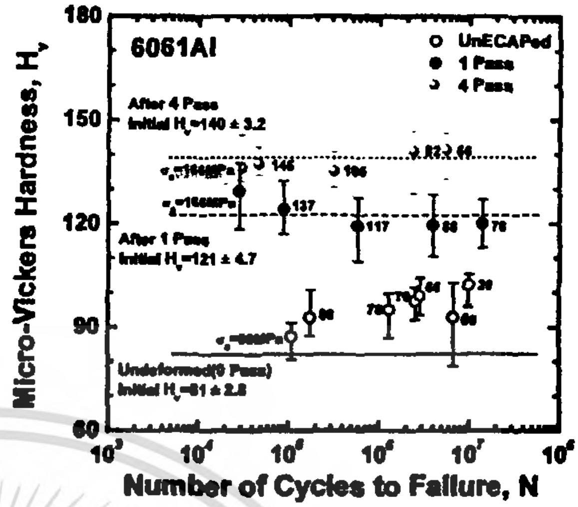


Fig. 5. Vickers hardness of the unECAPed and ECAPed 6061 Al alloys after fatigue tests.

to the 1 pass alloy in high cycle regime can not be ascribed to the effect of cyclic softening.

Zhang and Wang [18] studied crack-nucleation possibility along high and low-angle grain boundaries in a copper bicrystal with embedded grains and found that fatigue cracking preferentially took place along high-angle boundaries. As it is difficult for persistent slip bands to pass through the high angle grain boundaries, intergranular cracking by piling-up of dislocations at grain boundaries is more likely to occur at the higher-angle grain boundaries than at the lower-angle grain boundaries where dislocations can be transported into the adjacent grain by the shear bands [18]. If one refers to the observations by Zhang and Wang [18] and the fact that higher angle grain boundary has higher energy such that it is more vulnerable to intergranular cracking, it can be deduced that the difference in fatigue-life behavior between the 1 and 4 pass materials is a consequence of difference in grain-boundary misorientation angles. Note that the 4 pass material has higher angle boundaries than the 1 pass material (see the SAED patterns in Fig. 1(a) and (b)). Fig. 6 shows the SEM images of surfaces of 1 and 4 pass samples near the sites where fracture took place after cyclic failure at $\sigma_a = 105$ MPa. Activity of persistent slip band can be observed in both samples. The bands in the samples are on a plane oriented approximately 45° from the loading axis that is the plane of the maximum resolved shear stress. Similar features of shear bands have been also observed in the ECAP processed Cu and 5056 Al alloy [9,11]. The observation on the surface of the ECAP processed 6061 Al alloys shows that multi micro-cracks that are parallel to the fractured surface are present in the 4 pass material, while these are absent in the 1 pass material. This observation indicates that micro-cracking more readily takes place in the 4 pass material than in the 1

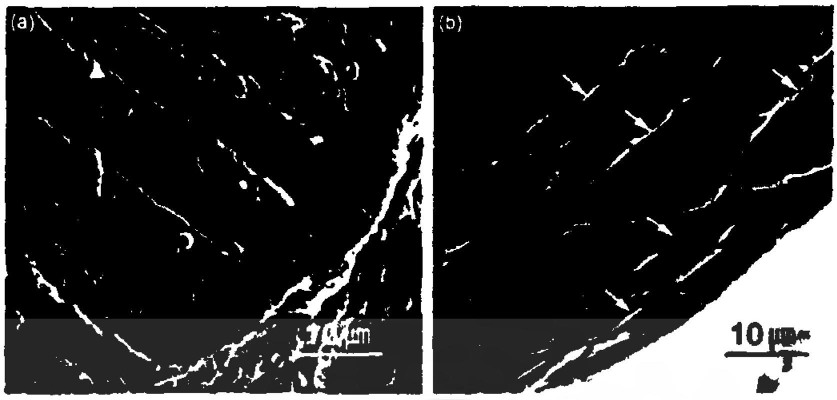


Fig. 6. Surface of the samples of the ECAPed 6061 Al alloy near the place where fracture occurred after fatigue tests at σ_a = 105MPa (a) 1 pass (b) 4 pass. Arrows indicates the presence of micro-cracks.

pass material and thus resistance to crack nucleation is possibly lower in the former material.

This effect of grain boundary angle on fatigue life, however, seems to be relatively insignificant in the low cycle regime where the fatigue lives of the 1 and 4 pass materials are revealed to be similar. In this regime, no micro-cracks were observed even in the 4 pass material. This observation implies that fatigue failure in the 1 and 4 pass materials proceeds without forming micro-cracks. In this case, neck formation was observed as in a typical tensile test where failure occurs by micro-void coalescence.

5. Conclusions

Mechanical properties and fatigue behavior of solid-solution treated 6061 Al alloy fabricated by ECAP process were assessed in tensile and cyclic experiments in terms of yield stress, ultimate tensile strength, tensile ductility, fatigue limit and crack propagation rate. It was found that:

(1) Yield stress and ultimate tensile stress of the 6061 Al alloy considerably increased after ECAP process, while tensile ductility decreased.

(2) A large enhancement in fatigue life by a factor of about 10 compared to a T6 treated commercial 6061 Al alloy was achieved after a single pass. This result is remarkable since the improvement was obtained in both low and high cycle regime. When the alloy was further pressed (4 pass), however, this advantage disappeared especially in the high cycle regime.

(3) The difference in fatigue life between the single passed and multi-passed alloy was attributed to the difference in grain boundary angle believed to affect the resistance of micro-crack nucleation during cyclic loading.

(4) The SEM observations on surfaces of the samples after cyclic failures show that micro-cracks are present in the 4 pass material, while they are not in the 1 pass material. This can be a good evidence that the 4 pass material is more susceptible to micro-cracking than the 1 pass material such that the resistance to crack nucleation of the former alloy is lower than that of the latter alloy.

(5) The current finding suggests that a single passed material is better than the multi-passed material in fatigue performance. Though the strength of the 1 pass material is lower than that of the 4 pass material, it should be noted that its strength is still much higher than the undeformed material by a factor of more than 2. Therefore, when a balance between high strength and fatigue performance is a primary interest, a single passed material can be a good choice.

Acknowledgements

This work was supported by grant no. 2000-1-30100-013-3 from the Basic Research Program of the Korea Science & Engineering Foundation.

References

[1] R.Z. Valiev, R.K. Islamgaliev, I.V. Alexandrov, Prog. Mater. Sci. 45 (2000) 103.
[2] S. Ferrasse, V.M. Segal, K.T.H. Hartwig, R.E. Goforth, J. Mater. Res. 12 (1997) 1253.
[3] R.S. Mishra, R.Z. Valiev, S.X. McFadden, A.K. Mukherjee, Mater. Sci. Eng. A252 (1998) 174.
[4] M. Furukawa, Y. Ma, Z. Horita, M. Nemoto, R.Z. Valiev, T.G. Langdon, Mater. Sci. Eng. A241 (1998) 122.
[5] V.M. Segal, Mater. Sci. Eng. A197 (1995) 157.
[6] M. Furukawa, Z. Horita, M. Nemoto, R.Z. Valiev, T. Langdon, Philos. Mag. A78 (1998) 203.
[7] A. Vinogradov, Y. Kaneko, K. Kitazawa, S. Hashimoto, V. Stolyarov, R. Valiev, Scripta Mater. 36 (1997) 1345.
[8] S.R. Agnew, J.R. Weertman, Mater. Sci. Eng. A244 (1998) 145.
[9] S.R. Agnew, A.Y.U. Vinogradov, S. Hashimoto, J.R. Weertman, J. Elec. Mater. 28 (1999) 1038.

[10] H. Mughrabi, H.W. Hoppel, Materials Research Society Symposium Proceedings, vol. 634, Materials Research Society, Warrendale, PA, 2001, p. B2.1.
[11] A. Vinogradov, S. Nagasaki, V. Patlan, K. Kitagawa, N. Kawazoe, NanoStructured Mater. 11 (1999) 925.
[12] V. Patlan, A. Vinogradov, K. Higashi, K. Kitazawa, Mater. Sci. Eng. A300 (2001) 171.
[13] Z. Yang, Z. Wang, Metall. Mater. Trans. A24 (1993) 2083.
[14] T. Sakai, K. Shiozawa, Databook on Fatigue Strength of Metallic Materials, Elsevier, Amsterdam, 1996, p. 1642.
[15] S. Suresh, Fatigue of Materials, Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1998, p. 679.
[16] M.K.H. Rabinovich, M.V. Markushev, J. Mater. Sci. 31 (1996) 4997.
[17] M.K.H. Rabinovich, M.V. Markushev, J. Mater. Sci. 30 (1995) 4692.
[18] Z.F. Zhang, Z.G. Wang, Mater. Sci. Eng. A284 (2000) 285.

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

THAI INDUSTRIAL STANDARD

มอก. 2181–2547

ISO 12108 : 2002

การทดสอบความล้าโดยวิธีการขยายรอยแตกของโลหะ

FATIGUE CRACK GROWTH METHOD FOR METALLIC MATERIALS

[ISO TITLE : METALLIC MATERIALS – FATIGUE TESTING – FATIGUE CRACK GROUWTH METHOD]

สำนักงานมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

กระทรวงอุตสาหกรรม

ICS 77.040.10 ISBN 974-9903-79-X

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม
การทดสอบความล้าโดยวิธีการขยายรอยแตกของโลหะ

มอก. 2181–2547

สำนักงานมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม
กระทรวงอุตสาหกรรม ถนนพระรามที่ 6 กรุงเทพฯ 10400
โทรศัพท์ 0 2202 3300

ประกาศในราชกิจจานุเบกษา ฉบับประกาศและงานทั่วไป เล่ม 122 ตอนที่ 93ง
วันที่ 3 พฤศจิกายน พุทธศักราช 2548

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม การทดสอบความล้าโดยวิธีการขยายรอยแตกของโลหะนี้ ได้กำหนดขึ้นเพื่อใช้เป็นวิธีการทดสอบโลหะในกระบวนการตรวจสอบ ควบคุมคุณภาพและพัฒนาผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม กำหนดขึ้นใหม่โดยรับ ISO 12108 : 2003 Metallic materials – Fatigue testing – Fatigue crack grouwth method มาใช้ในระดับเหมือนกันทุกประการ (indentical) โดยใช้ ISO ฉบับภาษาอังกฤษ เป็นหลัก

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้กำหนดขึ้นเพื่อใช้ในการอ้างอิง และเพื่อให้ทันกับความต้องการของผู้ใช้มาตรฐาน ซึ่งจะได้แปลเป็นภาษาไทยในโอกาสอันสมควรต่อไป หากมีข้อสงสัยโปรดติดต่อสอบถามที่สำนักงานมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

คณะกรรมการมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมได้พิจารณามาตรฐานนี้แล้ว เห็นสมควรเสนอรัฐมนตรีประกาศตามมาตรา 15 แห่งพระราชบัญญัติมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม พ.ศ. 2511

ประกาศกระทรวงอุตสาหกรรม

ฉบับที่ 3369 (พ.ศ. 2548)

ออกตามความในพระราชบัญญัติมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

พ.ศ. 2511

เรื่อง กำหนดมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

การทดสอบความล้าโดยวิธีการขยายรอยแตกของโลหะ

อาศัยอำนาจตามความในมาตรา 15 แห่งพระราชบัญญัติมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม พ.ศ. 2511 รัฐมนตรีว่าการกระทรวงอุตสาหกรรมออกประกาศกำหนดมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม การทดสอบความล้าโดยวิธีการขยายรอยแตกของโลหะ มาตรฐานเลขที่ มอก. 2181-2547 ไว้ ดังมีรายการละเอียดต่อท้ายประกาศนี้

ประกาศ ณ วันที่ 26 พฤษภาคม พ.ศ. 2548

วัฒนา เมืองสุข

รัฐมนตรีว่าการกระทรวงอุตสาหกรรม

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม
การทดสอบความล้าโดยวิธีการขยายรอยแตกของโลหะ

บทนำ

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้กำหนดขึ้นโดยการรับ ISO 12108 : 2003 Metallic materials–Fatigue testing–Fatigue crack grouwth method มาใช้ในระดับเหมือนกันทุกประการ (identical) โดยใช้ ISO ฉบับภาษาอังกฤษเป็นหลัก

ขอบข่าย

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้ ได้อธิบายการทดสอบสำหรับการตรวจวัดความล้าจากอัตราการขยายรอยแตกเนื่องจากแฟ็กเตอร์ความเข้มของค่าความเค้น ΔK_{th} โดยควบคุมค่าแฟ็กเตอร์ความเข้มของค่าความเค้นสูงสุด ΔK_{max} ตลอดการทดสอบ การตรวจวัดให้เป็นไปตามมาตรฐาน ISO 12737

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้ มุ่งใช้สำหรับการประเมินวัสดุที่มีโครงสร้างแบบไอโซโทรปิก (Isotropic) เป็นหลักภายใต้เงื่อนไขความเค้นยืดหยุ่นเชิงเส้นและแรงกระทำต้องตั้งฉากกับระนาบของรอยแตกโดยมีค่าอัตราส่วนความเค้นคงที่ R

เอกสารอ้างอิง

ISO 4965 : 1979 Axial load fatigue testing machine – Dynamic force calibration – Strain gauge technique

นิยามและความหมาย

นิยามและความหมายของคำที่ใช้ในมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้ ให้เป็นไปตาม ISO 12108 : 2002 ข้อ 3

สัญลักษณ์และตัวย่อ

สัญลักษณ์และตัวย่อรายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12108 : 2002 ข้อ 4

เครื่องมือทดสอบ

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12108 : 2002 ข้อ 5

ชิ้นทดสอบ

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12108 : 2002 ข้อ 6

การทดสอบ

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12108 : 2002 ข้อ 7

การวัดความยาวรอยแตก

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12108 : 2002 ข้อ 8

การคำนวณ

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12108 : 2002 ข้อ 9

การรายงานผลทดสอบ

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12108 : 2002 ข้อ 10

Metallic materials — Fatigue testing — Fatigue crack growth method

1 Scope

This International Standard describes tests for determining the fatigue crack growth rate from the threshold stress-intensity factor range, ΔK_{th}, to the onset of unstable crack extension as the maximum stress intensity factor approaches K_{max} controlled instability, as determined in accordance with ISO 12737 [8].

This International Standard is primarily intended for use in evaluating isotropic metallic materials under predominantly linear-elastic stress conditions and with force applied only perpendicular to the crack plane (mode I stress condition), and with a constant stress ratio, R.

2 Normative reference

The following normative document contains provisions which, through reference in this text, constitute provisions of this International Standard. For dated references, subsequent amendments to, or revisions of, this publication do not apply. However, parties to agreements based on this International Standard are encouraged to investigate the possibility of applying the most recent edition of the normative document indicated below. For undated references, the latest edition of the normative document referred to applies. Members of ISO and IEC maintain registers of currently valid International Standards.

ISO 4965:1979, *Axial load fatigue testing machines — Dynamic force calibration — Strain gauge technique*

3 Terms and definitions

For the purposes of this International Standard, the following terms and definitions apply.

3.1
crack length
a
linear measure of a principal planar dimension of a crack from a reference plane to the crack tip, also called crack size

3.2
cycle
N
smallest segment of a force-time or stress-time function which is repeated periodically

NOTE The terms fatigue cycle, force cycle and stress cycle are used interchangeably. The letter N is used to represent the number of elapsed force cycles.

3.3
fatigue crack growth rate
da/dN
extension in crack length per force cycle

3.4
maximum force
F_{max}
force having the highest algebraic value in the cycle; a tensile force being positive and a compressive force being negative

3.5
minimum force
F_{min}
force having the lowest algebraic value in the cycle; a tensile force being positive and a compressive force being negative

3.6
force range
ΔF
the algebraic difference between the maximum and minimum forces in a cycle

$$\Delta F = F_{max} - F_{min}$$

3.7
force ratio
R
algebraic ratio of the minimum force or stress to maximum force or stress in a cycle

$$R = F_{min}/F_{max}$$

NOTE It is also called stress ratio.

3.8
stress intensity factor
K
magnitude of the ideal crack tip stress field for the opening mode force application to a crack in a homogeneous, linear-elastically stressed body where opening mode of a crack corresponds to the force being applied to the body perpendicular to the crack faces only (mode I stress condition)

3.9
maximum stress intensity factor
K_{max}
highest algebraic value of the stress intensity factor in a cycle, corresponding to F_{max}

3.10
minimum stress intensity factor
K_{min}
lowest algebraic value of the stress intensity factor in a cycle, corresponding to F_{min}

NOTE This definition remains the same, regardless of the minimum force being tensile or compressive. For a negative force ratio ($R < 0$) there is an alternate, commonly used definition for the minimum stress intensity factor, $K_{min} = 0$. See 3.11.

3.11
stress intensity factor range
ΔK
algebraic difference between the maximum and minimum stress intensity factors in a cycle

$$\Delta K = K_{max} - K_{min}$$

NOTE The force variables ΔK, R and K_{max} are related as follows: $\Delta K = (1 - R)\,K_{max}$. For a negative force ratio ($R < 0$) there is an alternate, commonly used definition for the stress intensity factor range, $\Delta K = K_{max}$. See 3.10 and 10.6.

3.12
fatigue crack growth threshold
ΔK_{th}
asymptotic value of ΔK for which da/dN approaches zero

NOTE For most materials the threshold is defined as the stress intensity factor range corresponding to 10^{-8} mm/cycle. When reporting ΔK_{th}, the corresponding lowest decade of da/dN data used in its determination should also be included.

3.13
normalized K-gradient
$C = (1/K)\,\mathrm{d}K/\mathrm{d}a$
fractional rate of change of K with increased crack length, a

$$C = 1/K\,(\mathrm{d}K/\mathrm{d}a) = 1/K_{max}\,(\mathrm{d}K_{max}/\mathrm{d}a) = 1/K_{min}\,(\mathrm{d}K_{min}/\mathrm{d}a) = 1/\Delta K\,(\mathrm{d}\Delta K/\mathrm{d}a)$$

3.14
K-decreasing test
test in which the value of the normalized K-gradient, C, is negative

NOTE A K-decreasing test is conducted by reducing the stress intensity factor either by continuously shedding or by a series of steps, as the crack grows.

3.15
K-increasing test
test in which the value of C is positive

NOTE For standard specimens, a constant force amplitude results in a K-increasing test where the value of C is positive and increasing.

3.16
stress intensity factor function
$g\,(a/W)$
mathematical expression, based on experimental, numerical or analytical results, that relates the stress intensity factor to force and crack length for a specific specimen configuration

4 Symbols and abbreviations

4.1 Symbols

See Table 1.

Table 1 — Symbols and their designations

Symbol	Designation	Unit
Loading		
C	Normalized K-gradient	mm^{-1}
E	Tensile modulus of elasticity	MPa
F	Force	kN
F_{max}	Maximum force	kN
F_{min}	Minimum force	kN
ΔF	Force range	kN
K	Stress intensity factor	$MPa \cdot m^{1/2}$
K_{max}	Maximum stress intensity factor	$MPa \cdot m^{1/2}$
K_{min}	Minimum stress intensity factor	$MPa \cdot m^{1/2}$
ΔK	Stress intensity factor range	$MPa \cdot m^{1/2}$
ΔK_{i}	Initial stress intensity factor range	$MPa \cdot m^{1/2}$

Table 1 — Symbols and their designations (*continued*)

Symbol	Designation	Unit
ΔK_{th}	Threshold stress intensity factor range	$MPa \cdot m^{1/2}$
N	Number of cycles	1
R	Force ratio or stress ratio	1
R_m	Ultimate tensile strength at the test temperature	MPa
$R_{p0.2}$	0,2 % proof strength at the test temperature	MPa
Geometry		
a	Crack length or size measured from the reference plane to the crack tip	mm
a_{cor}	Crack front curvature correction length	mm
a_{fat}	Fatigue crack length measured from the notch root	mm
a_n	Machined notch length	mm
a_p	Precrack length	mm
B	Specimen thickness	mm
D	Hole diameter for CT, SENT or CCT specimen, loading tup diameter for bend specimens	mm
$g(a/W)$	Stress intensity factor function	1
h	Notch height	mm
W	Specimen width, distance from reference plane to edge of specimen	mm
$(W - a)$	minimum uncracked ligament	mm
Crack growth		
da/dN	Fatigue crack growth rate	mm/cycle
Δa	Change in crack length, crack extension	mm

4.2 Abbreviations for specimen identification

CT Compact tension

CCT Centre cracked tension

SENT Single edge notch tension

SENB3 Three-point single edge notch bend

SENB4 Four-point single edge notch bend

SENB8 Eight-point single edge notch bend

5 Apparatus

5.1 Testing machine

5.1.1 General

The testing machine shall have smooth start-up and a backlash-free force train if passing through zero force. See ISO 4965. Cycle to cycle variation of the peak force during precracking shall be less than ± 5 % and shall be held to within ± 2 % of the desired peak force during the test. ΔF shall also be maintained to within ± 2 % of the desired range during test. A practical overview of test machines and instrumentation is available [33], [34].

5.1.2 Testing machine alignment

It is important that adequate attention be given to alignment of the testing machine and during machining and installation of the grips in the testing machine.

For tension-compression testing, the length of the force train should be as short and stiff as practical. Non-rotating joints should be used to minimize off-axis motion.

Asymmetry of the crack front is an indication of misalignment; a strain gauged specimen similar to the test article under investigation can be used in aligning the force train and to minimize nonsymmetrical stress distribution and/or bending strain to less than 5 %.

5.1.3 Force measuring system

Accuracy of the force measuring system shall be verified periodically in the testing machine. The calibration for the force transducer shall be traceable to a national organization of metrology. The force measuring system shall be designed for tension and compression fatigue testing and possess great axial and lateral rigidity. The indicated force, as recorded as the output from the computer in an automated system or from the final output recording device in a noncomputer system, shall be within the permissible variation from the actual force. The force transducer's capacity shall be sufficient to cover the range of force measured during a test. Errors greater than 1 % of the difference between minimum and maximum measured test force are not acceptable.

The force measuring system shall be temperature compensated, not have zero drift greater than 0,002 % of full scale, nor have a sensitivity variation greater than 0,002 % of full scale over a 1 °C change. During elevated and cryogenic temperature testing, suitable thermal shielding/compensation shall be provided to the force measuring system so it is maintained within its compensation range.

5.2 Cycle-counter

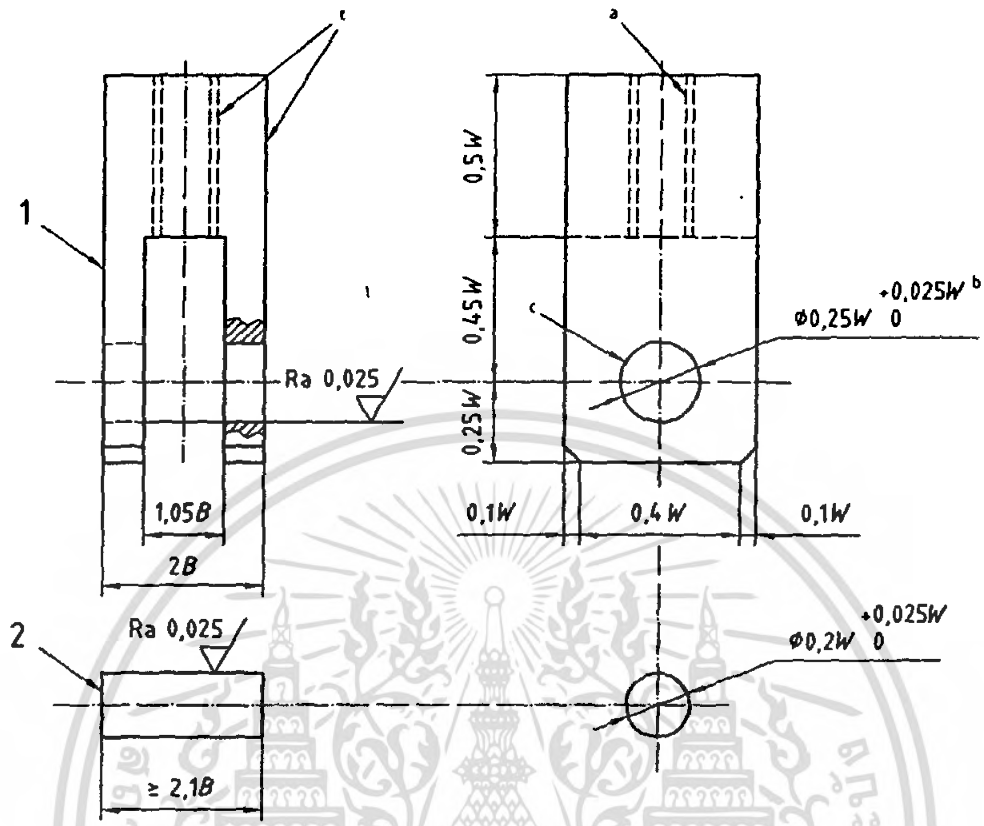
An accurate digital device is required to count elapsed force cycles. A timer is to be used only as a verification check on the accuracy of the counter. It is preferred that individual force cycles be counted. However, when the crack velocity is below 10^{-5} mm/cycle counting in increments of ten cycles is acceptable.

5.3 Grips and fixtures for CT specimens

Force is applied to a CT specimen through pinned joints. Choice of this specimen and gripping arrangement necessitates tension-tension test conditions only. Figure 1 shows the clevis and mating pin assembly used at both the top and bottom of a CT specimen to apply the force perpendicular to the machined starter notch and crack plane. Suggested dimensions are expressed as a proportion of specimen width, W, or thickness, B, since these dimensions can vary independently within the limits specified in clause 6. The pin holes have a generous clearance over the pin diameter, $0{,}2W$ minimum, to minimize resistance to specimen and pin in-plane rotation which has been shown to cause nonlinearity in the force versus displacement response [35]. A surface finish range of 0,8 µm to 1,6 µm is suggested for grip surfaces. With this grip and pin arrangement, materials with low proof strength may sustain plastic deformation at the specimen pin hole; similarly, when testing high strength materials and/or when the clevis displacement exceeds $1{,}05B$, a stiffer force pin, i.e. a diameter greater than $0{,}225W$, may be required. As an alternative approach to circumvent plastic deformation, a flat bottom clevis hole may be used along with a pin diameter equalling $0{,}24W$. Any heat treatable steel thermally processed to a 0,2 % proof strength of 1 000 MPa used in fabricating the clevises will usually provide adequate strength and resistance to fretting, galling and fatigue.

In addition to the generous pin hole clearance, the mating surfaces shall be prepared to minimize friction which could invalidate the provided K-calibration expression. The use of high viscosity lubricants and greases has been shown to cause hysteresis in the force versus displacement response and is not recommended if compliance measurements are required.

Surface roughness values in micrometres



Key

1 Loading rod

2 Pin

NOTE For high strength materials or large pin displacements the pin may be stiffened by increasing the diameter to 0,24W along with using D-shaped flat bottom holes.

[a] Loading rod thread.

[b] Through diameter.

[c] These surfaces are perpendicular and parallel as applicable to within 0,05W.

Figure 1 — Clevis and pin assembly for gripping a CT specimen

5.4 Grips and fixtures for CCT/SENT specimens

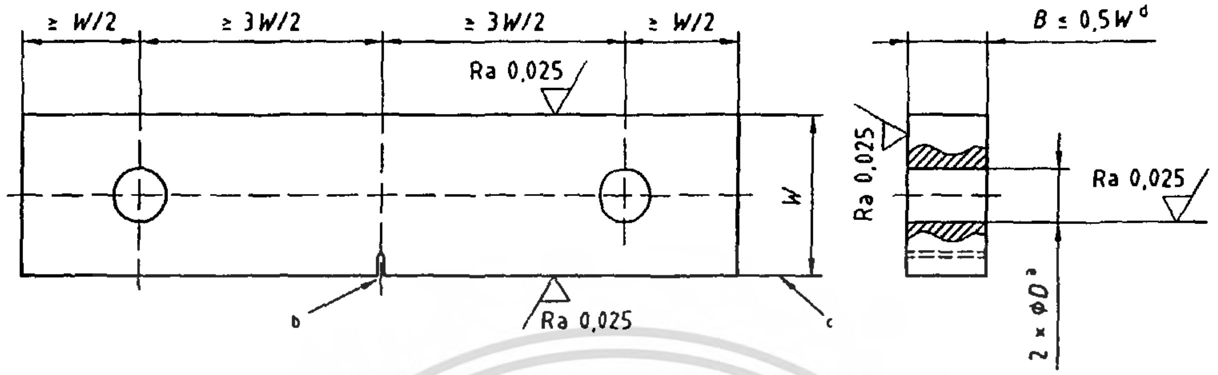
5.4.1 General

Force can be applied to CCT and SENT specimens through pinned joints and/or through frictional clamping grips. Gripping for the CCT and SENT specimens depends on specimen width and whether the test condition is to be tension-tension or tension-compression. The minimum CCT specimen gauge length varies with gripping arrangement and shall provide a uniform stress distribution in the gauge length during the test.

Equation (6) is applicable only for a single pinned end SENT specimen, as shown in Figure 2. The SENT pinned end specimen (Figure 2) is appropriate for tension-tension test conditions only.

Equation (7) is applicable for a SENT specimen with clamped ends and is appropriate for both tension and compression force conditions. For the clamped end SENT specimen, the grips must be sufficiently stiff to circumvent any rotation of the specimen ends or any lateral movement of the crack plane; the presence of either condition introduces errors into the stress intensity factor calculation [29].

Surface roughness values in micrometres



NOTE 1 The machined notch is centred to within $\pm$ 0,005W.

NOTE 2 The surfaces are parallel and perpendicular to within $\pm$ 0,002W.

NOTE 3 The crack length is measured from the reference loading plane containing the starter V-notch.

NOTE 4 Specimen recommended for notch root tension at a force ratio $R > 0$ only.

a $D = W/3$.

b See Figure 12 for notch detail.

c Reference plane.

d The recommended thickness.

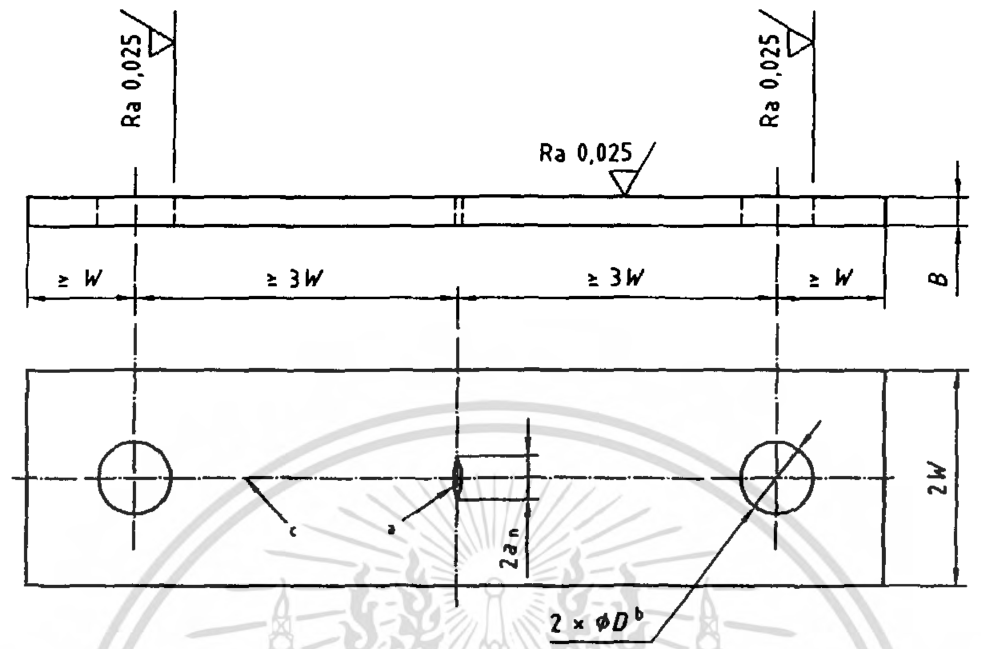
Figure 2 — Standard single edge notch tension, SENT, specimen

5.4.2 Tension-tension testing of a CCT specimen

For tension-tension testing of a specimen with a width $2W$, less than 75 mm, as shown in Figure 3, a clevis with single force pin is acceptable for gripping provided the specimen gauge length, defined here as the distance between the pin hole centrelines, be at least $6W$. Shims may be helpful in circumventing fretting fatigue at the specimen's pin hole. Another step that can be taken to prevent crack initiation at the pin holes is the welding or adhesive bonding of reinforcement plates or tabs to the gripping area, especially when testing very thin materials. Cutting the test section down in width to form a "dog bone" shaped specimen design is another measure that can be adopted to circumvent failure at the pin holes; here the gauge length is defined as the uniform width section and it shall be at least 3,4W in length.

For tension-tension testing of a specimen with a width greater than 75 mm, distributing the force across the specimen width with multiple pin holes is recommended. A serrated grip surface at the specimen-grip interface increases the force that can be transferred. With this force application arrangement the gauge length between the innermost rows of pin holes must be at least $3W$.

Surface roughness values in micrometres



NOTE 1 The machined notch is centred to within $\pm$ 0,002W.

NOTE 2 The faces are parallel to $\pm$ 0,05 mm/mm.

NOTE 3 The two faces are not out of plane more than 0,05 mm.

NOTE 4 The crack length is measured from the reference plane of the longitudinal centreline.

NOTE 5 The clevis and pin loading system is not suitable for a force ratio $R < 0$.

NOTE 6 Special gripping systems may be used for a force ratio $R < 0$ such as shown in Figure 4.

[a] See Figure 12 for notch detail.

[b] $D = 2W/3$.

[c] Reference plane.

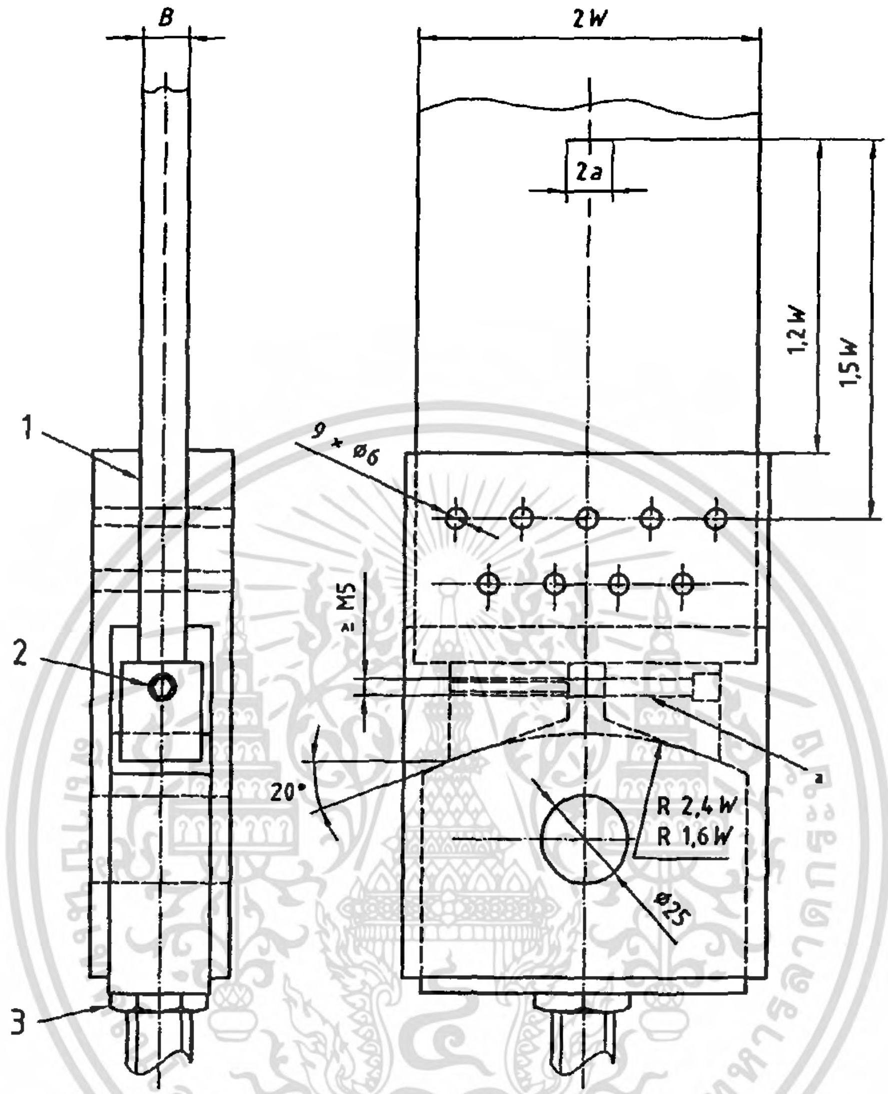
Figure 3 — Standard pinned end centre cracked tension, CCT, specimen for $2W \leqslant 75$ mm

5.4.3 Tension-compression testing of a CCT specimen

A backlash-free gripping arrangement shall be used for tension-compression testing of the CCT specimen. Various commercially available pneumatic and hydraulic wedge grips that provide adequate clamping force may be used. The minimum gauge length for a clamped CCT specimen is 2,4W.

For tension-compression testing of a CCT specimen, Figure 4 presents a design that affords a simple backlash free grip that provides improved force transfer through multiple pins plus frictional force transfer via specimen clamp-up with the serrated gripping surfaces. The compressive condition between the pins and the specimen's end surfaces, induced by drawing the wedges together, affords large reverse force excursions while circumventing elongation of the pin holes. The minimum gauge length for this specimen is 2,4W between the grip end surfaces and 3W between the inner rows of pins, as stated above.

Dimensions in millimetres



Key

1 Serrated sideplate surface

2 Countersunk cap screw

3 Lock nut

NOTE 1 Made of hardened steel, e.g. ⩾ 40 HRC.

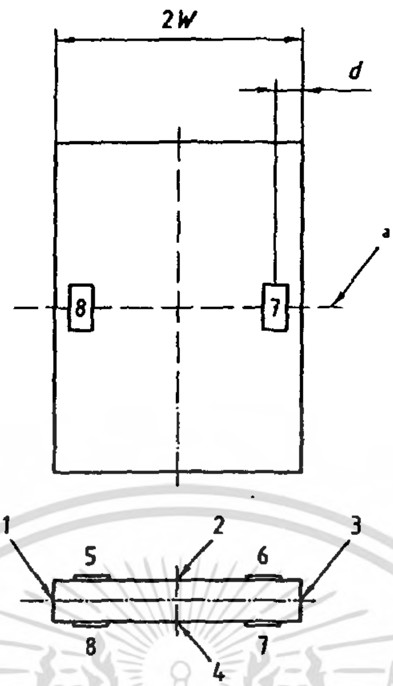
NOTE 2 Serrated side plates vary in thickness to accommodate approximately 2 mm to 3 mm, range in thickness B.

[a] Body drilled.

Figure 4 — Example of backlash free grip for a CCT specimen

5.4.4 Alignment of CCT specimen grips

The CCT specimen is sensitive to misalignment and nonsymmetrical force application, especially in tension-compression testing where gimbaled connections are not used, which can readily lead to violation of the through thickness crack curvature and/or symmetry validity criteria. It is recommended that bending strain be checked periodically with a panel specimen similar to the one being tested and instrumented with strain gauges, as shown in Figure 5 [22]. This technique can be used to minimize the bending strain. See 5.1.2.



The average axial strain, ϵ_a, for the flat panel calibration specimen is calculated using:

$$\epsilon_a = \frac{(\epsilon_5 + \epsilon_6 + \epsilon_7 + \epsilon_8)}{4}$$

where ϵ_5, ϵ_6, ϵ_7 and ϵ_8 are the measured strains.

The equivalent strain at the centre of the four faces 1 to 4 is calculated using:

$$\epsilon_1 = \epsilon_a - [\epsilon_a - (\epsilon_5 + \epsilon_8)/2]\,[2W/(2W - 2d)];$$

$$\epsilon_3 = \epsilon_a - [\epsilon_a - (\epsilon_6 + \epsilon_7)/2]\,[2W/(2W - 2d)];$$

$$\epsilon_2 = (\epsilon_5 + \epsilon_6)/2; \epsilon_4 = (\epsilon_7 + \epsilon_8)/2.$$

The local bending strains at the centre of each of the four faces are calculated using:

$$b_1 = \epsilon_1 - \epsilon_a; b_2 = \epsilon_2 - \epsilon_a;$$

$$b_3 = \epsilon_3 - \epsilon_a; b_4 = \epsilon_4 - \epsilon_a.$$

The maximum bending strain percentage in plane A can then be calculated as follows:

$$\beta\,\% = [(b_1 - b_3)/2 + (b_2 - b_4)/2]\,100/\epsilon_a \leqslant 5\,\%$$

[a] Plane A

Figure 5 — Strain gauge arrangement and bending strain calculation for an instrumented panel alignment specimen [22]

5.5 Grips and fixtures for the SENB specimens

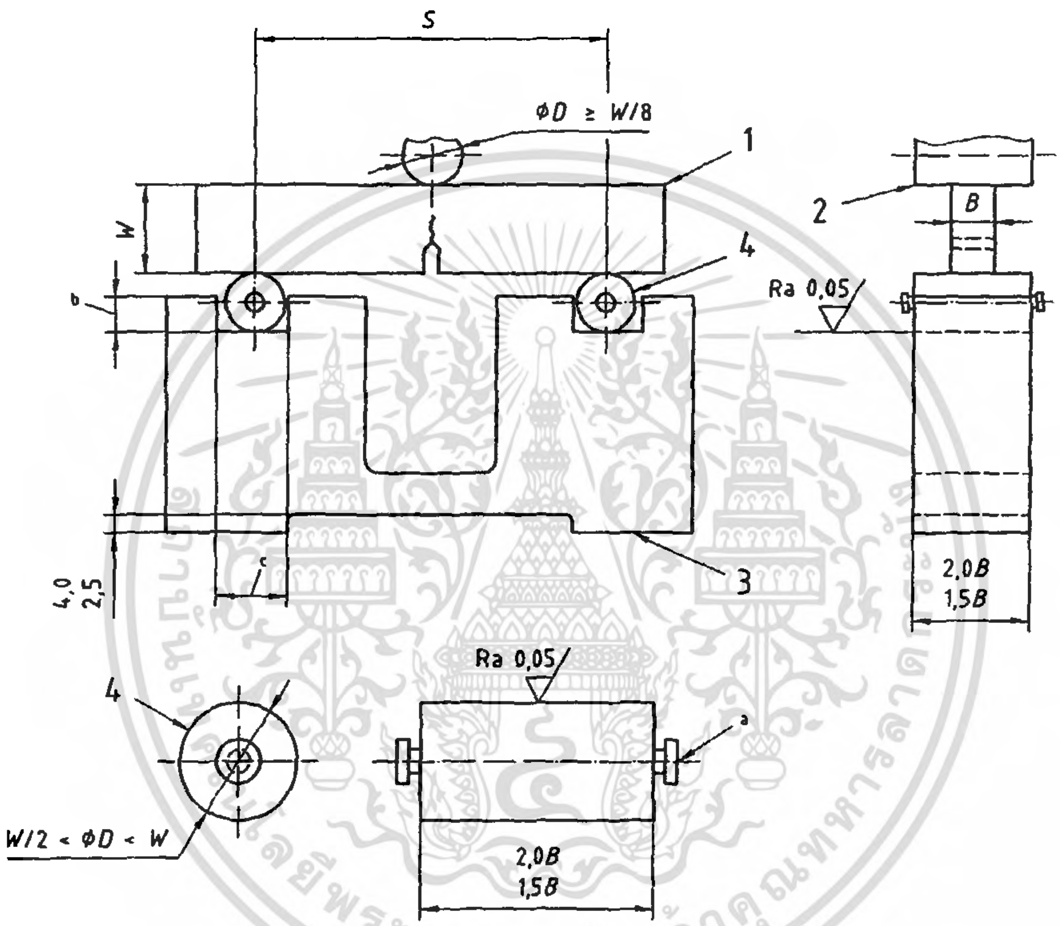
5.5.1 Tension-compression grips for the SENB8 specimen

The eight-point bend specimen is also suited for tension-compression testing. In gripping the eight-point bend specimen, the top and bottom tups are rigidly tied together with a line-to-line fit to the specimen's surfaces. Precautions shall be taken to eliminate backlash and secondary moments.

5.5.2 Tension-tension testing of SENB specimens

The general principles of the bend test fixture suitable for tension-tension testing of the SENB specimen are illustrated in Figure 6. The fixture is designed to minimize frictional effects by allowing the support rollers to rotate and move apart slightly as force is applied to the specimen, hence permitting rolling contact. Thus, the support rollers are allowed limited motion along plane surfaces parallel to the notched side of the specimen, but are initially positively positioned against stops that set the span length and are held in place by low-tension springs (such as rubber bands). Fixtures and rollers shall be made of high hardness (> 40 HRC) steel [23].

Dimensions in millimetres
Surface roughness values in micrometres



Key

1 Test specimen

2 Ram

3 Test fixture

4 Roller pin

NOTE Roller pins and specimen contact surface of load ram should be parallel to each other to ± $0,002W$ (TIR[d])

[a] Bosses for springs or rubber bands.

[b] 0,6× roller pin diameter.

[c] 1,1× roller pin diameter.

[d] Total indicated reference value.

Figure 6 — Fixture for tension-tension forcing of a SENB3 specimen

5.6 Crack length measurement apparatus

5.6.1 General

Accurate measurement of crack length during the test is very important. There are a number of visual and non-visual apparati that can be used to determine the crack length. A brief description of a variety of crack length measurement methods is included in [26]. The required crack length measurements are the average of the through-the thickness crack lengths, as covered in 9.1.

5.6.2 Non-visual crack length measurement

There are a number of non-visual measurement techniques. Most lend themselves to automated data acquisition and determine the average crack length, reflecting the crack front curvature if it exists. Crack-opening-displacement compliance [36]-[38], AC and DC electric potential difference (EPD) [39]-[41], back face strain [36], [42], and side face foil crack gauges [43]-[45] are all acceptable techniques, provided the resolution requirements covered in 8.1 be met.

5.6.3 Visual crack length measurement

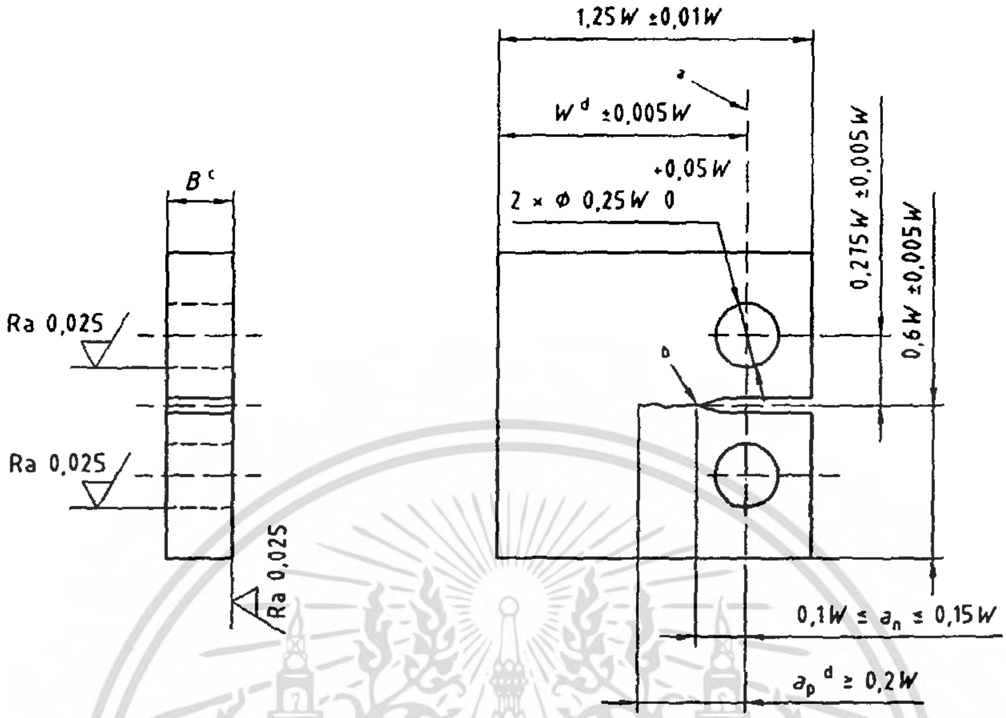
In the past, the most common visual crack length measurement technique used a micrometer thread travelling microscope with low magnification (×20 to ×50). This technique measures the surface crack length during the test and may need to be corrected to the actual through-thickness crack size upon test completion, as covered in 9.1.

6 Specimens

6.1 General

Proportional dimensions of six standard specimens: a compact tension (CT); a centre cracked tension (CCT) and three, four and eight point single edge notch bend (SENB3), (SENB4) and (SENB8); and single edge notch tension (SENT) are presented in Figures 7, 3, 8, 9, 10 and 2, respectively. A variety of specimen configurations is presented to accommodate the component geometry available and test environment and/or force application conditions during a test. Machining tolerances and surface finishes are also given in Figures 7 to 10. The CT, SENB3 and SENB4 specimens are recommended for tension-tension test conditions only.

Surface roughness values in micrometres



NOTE 1 The machined notch is centred to within $\pm$ 0,005W.

NOTE 2 The surfaces are perpendicular and parallel to within $\pm$ 0,002W (TIR).

NOTE 3 The crack length is measured from the reference plane of the loading pin holes centreline.

NOTE 4 Specimens recommended for notch root tension loading, with a force ratio $R > 0$, only.

[a] Reference plane.

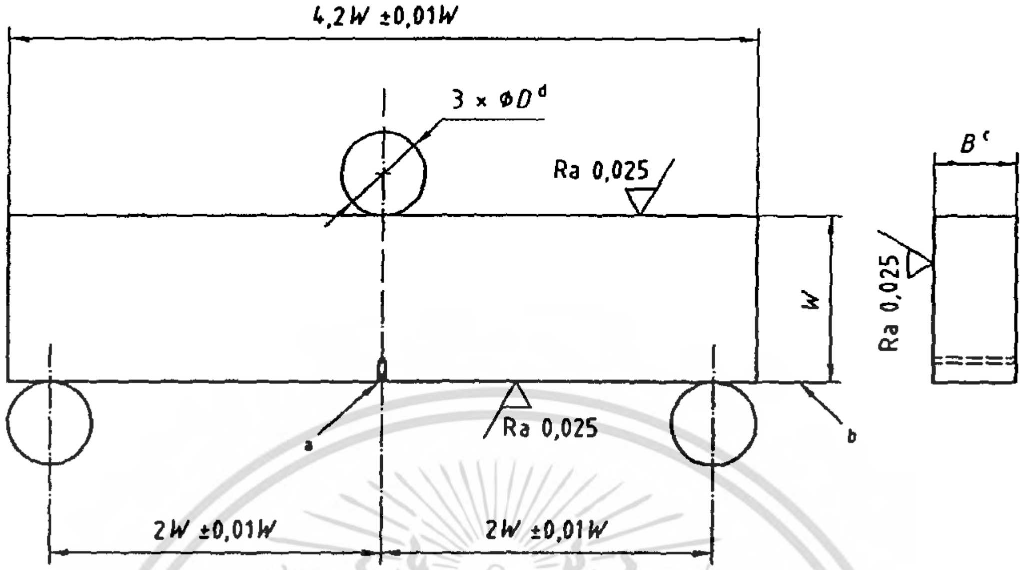
[b] See Figure 12 for notch detail.

[c] The recommended thickness: $W/20 \leqslant B \leqslant W/2$.

[d] The suggested minimum dimensions are W = 25 mm and a_p = 0,2W.

Figure 7 — Standard compact tension, CT, specimen for fatigue crack growth rate testing

Surface roughness values in micrometres



NOTE 1 The machined notch is centred to within $\pm$ 0,005W.

NOTE 2 The surfaces are parallel and perpendicular to within $\pm$ 0,002W.

NOTE 3 The crack length is measured from the reference loading plane containing the starter V-notch.

NOTE 4 Specimen recommended for notch root tension only.

[a] See Figure 12 for notch detail.

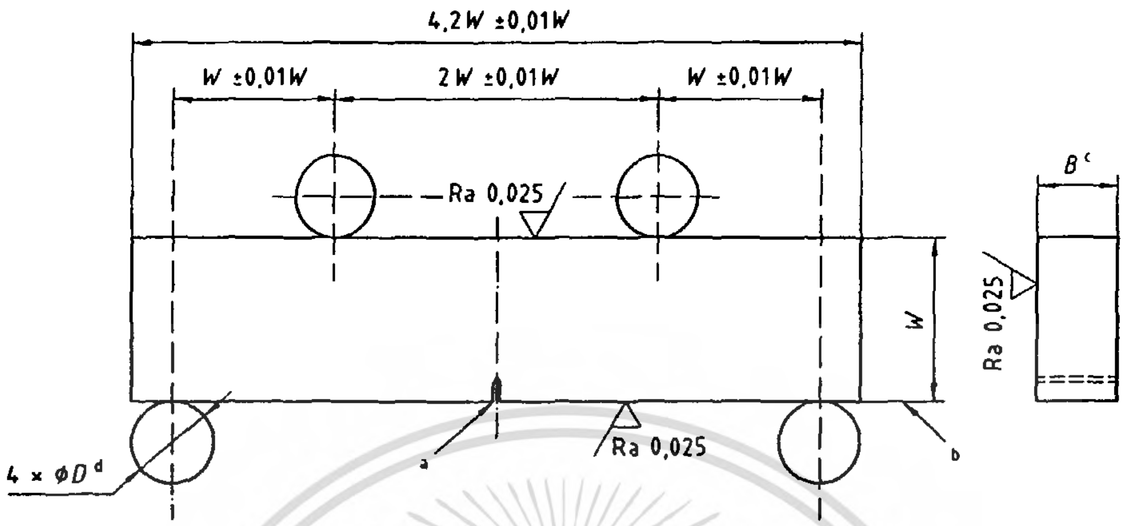
[b] Reference plane.

[c] Recommended thickness: $0{,}2W \leqslant B \leqslant W$.

[d] $D \geqslant W/8$.

Figure 8 — Standard three point single edge notch bend, SENB3, specimen

Surface roughness values in micrometres



NOTE 1 The machined notch is centred to within $\pm$ 0,005W.

NOTE 2 The surfaces are parallel and perpendicular to $\pm$ 0,002W (TIR).

NOTE 3 The crack length is measured from the reference loading plane containing the V-notch.

NOTE 4 Specimen recommended for tension $R \geqslant 0$ only.

[a] See Figure 12 for notch detail.

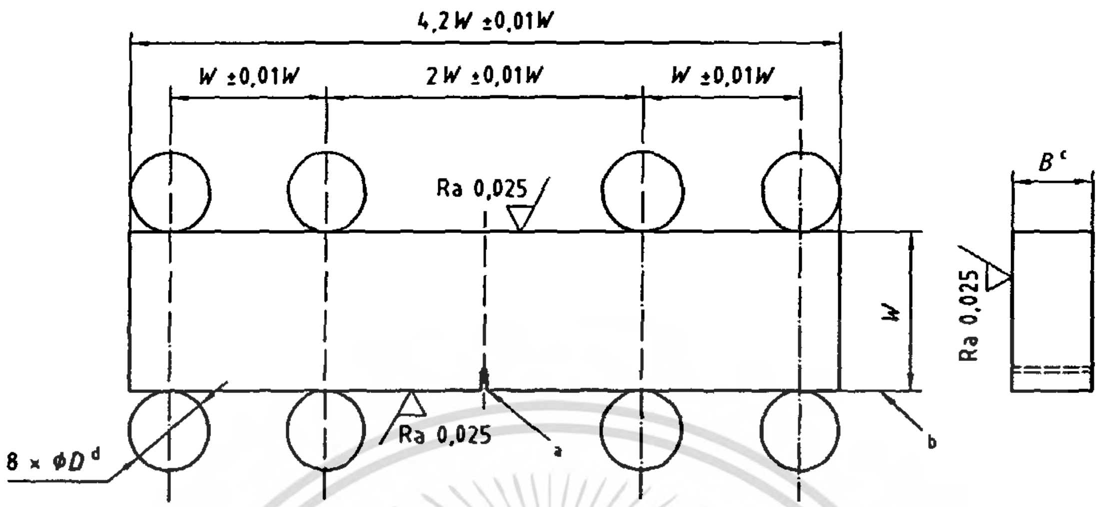
[b] Reference plane.

[c] Recommended thickness: 0,2$W \leqslant B \leqslant W$.

[d] $D \geqslant W/8$.

Figure 9 — Standard four point single edge notch bend, SENB4, specimen

Surface roughness values in micrometres



NOTE 1 The machined notch is centred to within $\pm$ 0,005W.

NOTE 2 The surfaces are parallel and perpendicular to within $\pm$ 0,002W (TIR).

NOTE 3 The crack length is measured from the reference loading plane containing the V-notch.

NOTE 4 Specimen suitable for $R \leqslant 0$, provided backlash and secondary moment loading by grips be avoided.

[a] See Figure 12 for notch detail.

[b] Reference plane.

[c] The recommended thickness is $0{,}2W \leqslant B \leqslant W$.

[d] $D \geqslant W/8$.

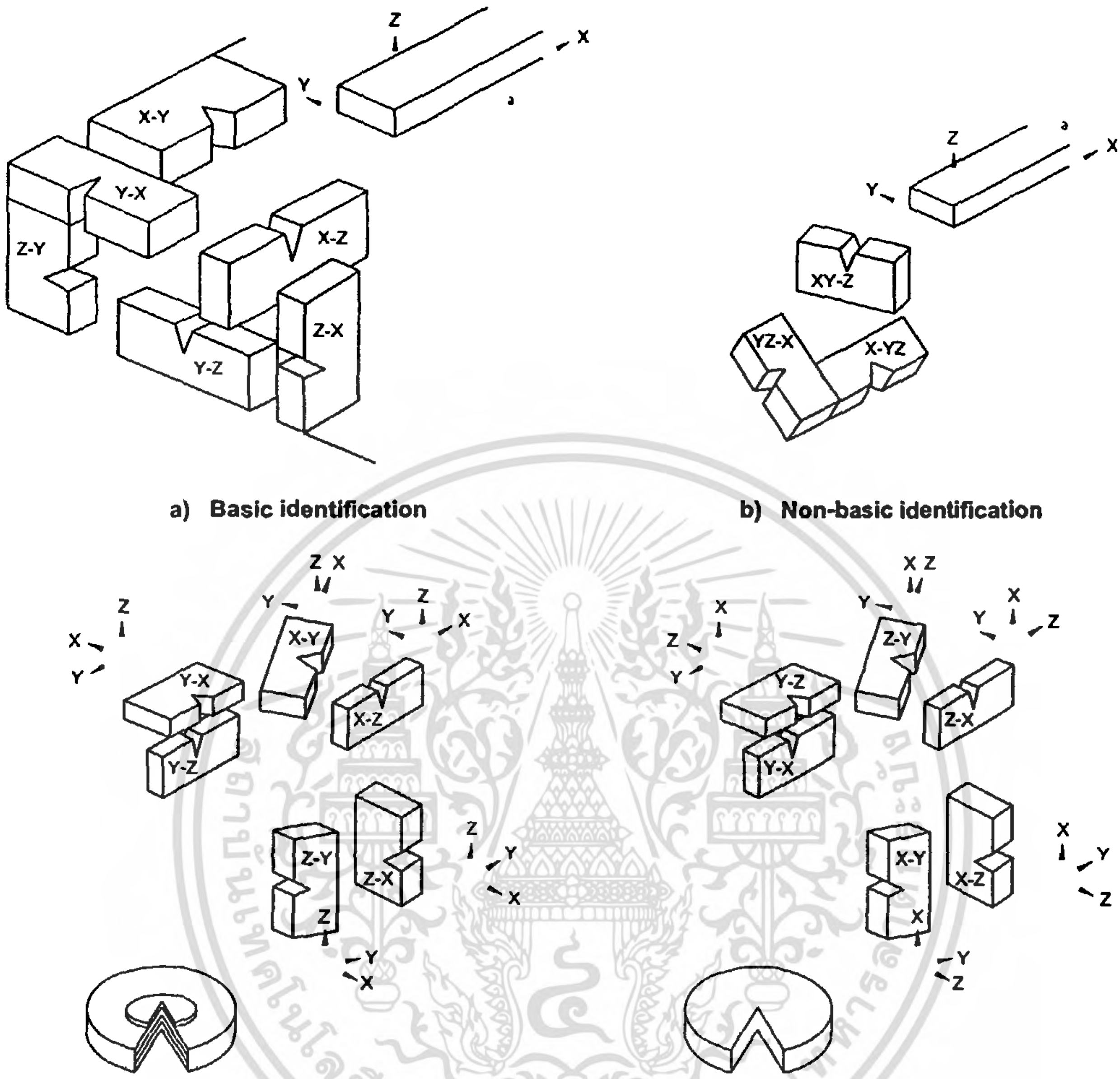
Figure 10 — Standard eight point single edge notch bend, SENB8, specimen

6.2 Crack plane orientation

The crack plane orientation, as related to the characteristic direction of the product, is identified in Figure 11. The letter(s) preceding the hyphen represent the force direction normal to the crack plane; the letter(s) following the hyphen represent the expected direction of crack extension. For wrought metals the letter X always denotes the direction of principal processing deformation, Y denotes the direction of least deformation and the letter Z is the third orthogonal direction. If the specimen orientation does not coincide with the product's characteristic direction then two letters are used before and/or after the hyphen to identify the normal to the crack plane and/or expected direction of crack extension.

The specimen shall have the same metallurgical structure as the material for which the crack growth rate is being determined. No heat treatment shall take place once the fatigue crack has been initiated.

The starter notch for the standard specimens may be made via electrical discharge machining (EDM), milling, broaching or saw cutting. To facilitate precracking, the notch root radius shall be as small as practical, typically less than 0,2 mm. For aluminium, saw cutting the final 0,5 mm starter notch depth with a jeweller's saw is acceptable.



a) **Basic identification** b) **Non-basic identification**

c) **Radial grain flow, axial working direction** d) **Axial grain flow, radial working direction**

[a] Grain flow.

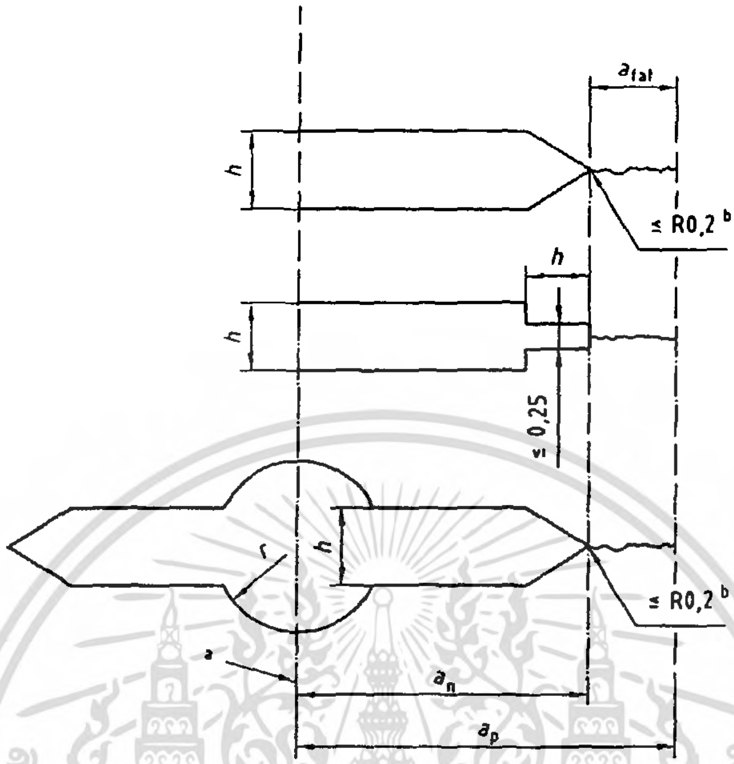
Figure 11 — Fracture plane orientation identification as in ISO 12737

6.3 Starter notch precracking details

The envelope and various acceptable machined notch configurations and precracking details for the specimens are presented in Figure 12. For all specimens, the notch height, h, shall not exceed 1 mm for $W \leqslant 25$ mm, or $W/16$ for $W > 25$ mm. The machined notch shall be as narrow as practical machining limitations permit in order to minimize the precracking length requirement. It is required that the final precrack length, a_p, in the CT specimen be at least $0{,}2W$ in length in order to avoid invalidating the K-calibration expression.

The machined notches in the SENB and CCT specimens are determined by practical machining limitations; the K-calibration does not have a notch size limitation. However, a CCT specimen's minimum precrack length, $2a_p$, of at least $0{,}4W$ is required when using the compliance method for crack length determination to assure accurate crack length measurements.

Dimensions in millimetres



NOTE 1 Crack length is measured from reference plane.

NOTE 2 Notch height, h, should be minimized.

NOTE 3 A hole of radius $r < 0{,}05W$ is allowed for ease of machining the notch in a CCT specimen.

[a] Reference plane.

[b] Root radius.

Specimen type	Notch length a_n	Maximum notch height h	Minimum precrack length a_p
CT CCT	$0{,}1W \leqslant a_n \leqslant 0{,}15W$	$\leqslant 1$ for $W \leqslant 25$ $W/16$ for $W > 25$	$a_p \geqslant a_n + h$ $a_p \geqslant a_n + 1$ mm $a_p \geqslant a_n + 0{,}1B$, and $a_p \geqslant 0{,}2W$ for CT only

Figure 12 — Notch detail and minimum fatigue precracking requirements

6.4 Stress intensity factor

6.4.1 General

The stress intensity factor for all standard specimen configurations is calculated using the following relationship:

$$K = \frac{F}{BW^{1/2}}\, g\left(\frac{a}{W}\right) 10^{1,5} \qquad (1)$$

The stress intensity factor function, $g(a/W)$, for each standard specimen configuration is calculated using the following expressions.

6.4.2 Compact tension, CT, specimen

For a compact tension specimen, CT, the stress intensity factor function is given by

$$g\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{(2+\alpha)\left(0{,}886 + 4{,}64\alpha - 13{,}32\alpha^2 + 14{,}72\alpha^3 - 5{,}6\alpha^4\right)}{(1-\alpha)^{3/2}} \quad (2)$$

where $\alpha = a/W$; the expression is valid for $0{,}2 \leqslant a/W \leqslant 1{,}0$. See Figure 7.

6.4.3 Centre cracked tension, CCT, specimen

For the centre cracked tension specimen, CCT, the stress intensity factor function is given by [24]-[26]:

$$g\left(\frac{a}{W}\right) = \left(\frac{\theta}{\cos\theta}\right)^{1/2}\left(0{,}707\,1 - 0{,}007\,2\theta^2 + 0{,}007\,0\theta^4\right) \quad (3)$$

where $\theta = \pi a/2W$ radians; the expression is valid for $0 < \alpha = 2a/2W < 1{,}00$. Here it is recommended that the crack length, a, be the average of the four measurements from the centreline reference plane to the crack tips on both the front and back surfaces. See Figure 3.

6.4.4 Single edge notch three point bend, SENB3, specimen

For the three point bend specimen, SENB3, with the distance between external supports equalling $4W$, the stress intensity factor function is given by [27]:

$$g\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{6\alpha^{1/2}}{\left[(1+2\alpha)(1-\alpha)^{3/2}\right]}\left[1{,}99 - \alpha(1-\alpha)\left(2{,}15 - 3{,}93\alpha + 2{,}7\alpha^2\right)\right] \quad (4)$$

where $\alpha = a/W$; the expression is valid for $0 \leqslant \alpha \leqslant 1{,}0$. See Figure 8.

6.4.5 Single edge notch four point bend, SENB4, specimen

For the four point bend specimen, SENB4, with the distance between external supports minus the distance between internal supports equalling $2W$, the stress intensity geometric function is given by [10]:

$$g\left(\frac{a}{W}\right) = 3\left(2\tan\theta\right)^{1/2}\left[\frac{0{,}923 + 0{,}199\left(1-\sin\theta\right)^4}{\cos\theta}\right] \quad (5)$$

where $\theta = \pi a/2W$ radians; the expression is valid for $0 \leqslant a/W \leqslant 1{,}0$. See Figure 9.

For the four point bend specimen, where the difference between the major and minor span does not equal $2W$, the value for $g\,(1/W)$ is proportional to the ratio of the major span minus the minor span divided by $2W$,

i.e. $\dfrac{(\text{major span} - \text{minor span})}{2W}$

6.4.6 Single edge notch eight point bend, SENB8, specimen

For the eight point bend specimen, SENB8, with the distance between external supports minus the distance between internal supports equaling $2W$, the stress intensity factor function is given by [10]:

$$g\left(\frac{a}{W}\right) = 3\left(2\tan\theta\right)^{1/2}\left[\frac{0{,}923 + 0{,}199\left(1 - \sin\theta\right)^{4}}{\cos\theta}\right]$$

where $\theta = \pi a/2W$ radians; the expression is valid for $0 \leqslant a/W \leqslant 1{,}0$. See Figure 10.

For the eight point bend specimen, where the difference between the major and minor span does not equal $2W$, the value for $g\left(a/W\right)$ is proportional to the ratio of the major span minus the minor span divided by $2W$.

i.e. $\dfrac{\text{major span} - \text{minor span}}{2W}$

6.4.7 Single edge notch tension, SENT, specimen

For the single edge notch pinned end tension specimen, SENT, the stress intensity factor function is given by [10]:

$$g\left(\frac{a}{W}\right) = \sqrt{2\tan\theta}\left[\frac{0{,}752 + 2{,}02\alpha + 0{,}37\left(1 - \sin\theta\right)^{3}}{\cos\theta}\right] \tag{6}$$

where $\theta = \pi a/2W$; the expression is valid for $0 < a/W < 1{,}0$. See Figure 2.

For the single edge notch clamped end tension specimen, with the clear span between the grips equalling $4W$, the stress intensity factor function is given by [28]:

$$g\left(\frac{a}{W}\right) = \left(1 - \alpha\right)^{-3/2}\left[1{,}987\,8\alpha^{1/2} - 2{,}972\,6\alpha^{3/2} + 6{,}950\,3\alpha^{5/2} - 14{,}447\,6\alpha^{7/2} + 10{,}054\,8\alpha^{9/2} + 3{,}404\,7\alpha^{11/2} - 8{,}714\,3\alpha^{13/2} + 3{,}741\,7\alpha^{15/2}\right] \tag{7}$$

where $\alpha = a/W$; the expression is valid for $0 < a/W \leqslant 0{,}95$. See Figure 2.

Stress intensity factor functions, for clamped end SENT specimens with spans between the grips other than $4W$, are available [29]-[31].

6.5 Specimen size

6.5.1 General

For the test results to be valid it is required that the specimen remain predominantly in a linear-elastic stress condition throughout the test. The specimen width, W, and thickness, B, may be varied independently within the limits covered in 6.6. The smallest specimen to meet these criteria, based on experimental results, varies with each specimen configuration [32].

The minimum uncracked ligament that circumvents large scale yielding varies with specimen configuration and is a function of the material's 0,2 % proof strength.

6.5.2 CT specimen minimum uncracked ligament

For the CT specimens the minimum uncracked ligament for producing valid data is given by:

$$(W - a) \geqslant \left(\frac{4\,000}{\pi}\right)\left(\frac{K_{\max}}{R_{p0,2}}\right)^2 \tag{8}$$

6.5.3 CCT specimen minimum uncracked ligament

For the CCT specimen the minimum size of the uncracked ligament, based upon large scale net section yielding of the material, is given by:

$$2(W - a) \geqslant \frac{1\,250 F_{\max}}{B R_{p0,2}} \tag{9}$$

6.5.4 SENB specimen minimum uncracked ligament

For all of the bend SENB specimens the minimum size of the uncracked ligament is given by:

$$(W - a) \geqslant \left(\frac{3\,000 \lambda F_{\max}}{2 B R_{p0,2}}\right)^{0,5} \tag{10}$$

This criterion is based upon large scale net section yielding of the material and $\lambda = 4W$, the distance between external supports for a three point bend specimen; $\lambda = 2W$ for a four and eight point bend specimen or if a nonstandard four or eight point bend specimen is used, λ equals the distance between external supports minus the distance between internal supports.

6.5.5 SENT specimen minimum uncracked ligament

The minimum size of the uncracked ligament for the SENT specimen depends on the gripping technique: for a tensile stress, e.g. the ends embedded in hydraulic wedge grips, the minimum uncracked ligament is given by:

$$(W - a) \geqslant \frac{1\,250 F_{\max}}{B R_{p0,2}} \tag{11}$$

This criterion is based upon large scale net section yielding of the material.

For a bending stress, e.g. clevis and pinned end grips, the minimum uncracked ligament is given by equation (8).

6.6 Specimen thickness

6.6.1 General

Specimen thickness, B, may be varied independent of specimen width, W, for the specimen configurations, within the limits for buckling and through-thickness crack front curvature considerations. It is recommended that the selected specimen thickness be similar to that of the product under study.

6.6.2 CT specimen

For a CT specimen it is recommended that the thickness, B, be within the range $W/20 \leqslant B \leqslant W/4$. A thickness up to $W/2$ is permitted. For a specimen this thick, a through-thickness crack front curvature correction length, a_{cor}, may often be required; also, difficulties may be encountered in meeting the through-thickness crack straightness requirements covered in 9.1.

6.6.3 CCT specimen

For the CCT specimen the recommended upper limit for thickness is $W/8$, although $W/4$ is permitted. The minimum thickness for circumventing out-of-plane deflection or buckling in the CCT specimen is dependent on the test material's elastic modulus, E, gauge length, gripping, grip alignment and force ratio, R.

6.6.4 SENB specimen

For the single edge notch bend specimen it is recommended that the thickness be within the range $0{,}2W \leqslant B \leqslant W$.

6.6.5 SENT specimen

For the single edge notch tension specimen the maximum recommended thickness equals $0{,}5W$.

6.7 Residual stresses

Residual stresses in a material that has not been stress relieved can influence the crack propagation rate considerably [12], [13]. This influence can be minimized by choosing a symmetrical specimen configuration like the standard CCT specimen and reducing the B/W ratio to minimize crack front curvature caused by variation in residual stresses through the thickness [13].

7 Procedure

7.1 Fatigue precracking

The purpose of precracking is to provide a straight and sharp fatigue crack of sufficient length so that the K-calibration expression is no longer influenced by the machined starter notch and that the subsequent fatigue crack growth rate is not influenced by a changing crack front shape or precracking force history.

The precrack length, a_p, shall equal or exceed $0{,}2W$ for the CT specimens only. The CCT specimen has no length requirement except when using compliance crack length measurement which necessitates $2a_p \geqslant 0{,}4W$. For all specimens the minimum fatigue precracking extension, a_{fat}, from the notch on each surface shall exceed the greater of the notch height, h, 1 mm or $0{,}1B$, as shown in Figure 12.

Prior to precracking, the test specimen shall be in the fully machined condition and in the final heat-treated state that the material will see in service. One practice is to initiate the fatigue crack at the lowest possible maximum stress intensity factor, K_{max}, that is practical. If the test material's critical stress intensity factor, which will cause fracture, is approximately known then the initial K_{max} for precracking can range from 30 % to 60 % of that value. If crack initiation does not occur within a block 30 000 to 50 000 load cycles then K_{max} can be increased by 10 % and the block of load cycles repeated. The final K_{max} for precracking shall not exceed the initial K_{max} for which test data are to be generated.

Frequently, a stress intensity factor, greater than the K_{max} used in the test, needs to be used for crack initiation. In this case, the maximum force shall be stepped down to meet the above criteria. When manually controlling precracking, the recommended stress intensity factor drop for each step is less than 10 % of K_{max}. In addition, it is recommended that between each stress intensity factor reduction that the crack extend by at least the value given in equation (12) [18]:

$$\Delta a_j = \frac{3}{\pi}\left[\frac{K_{max}(j-1)}{R_{p0.2}}\right]^2 \tag{12}$$

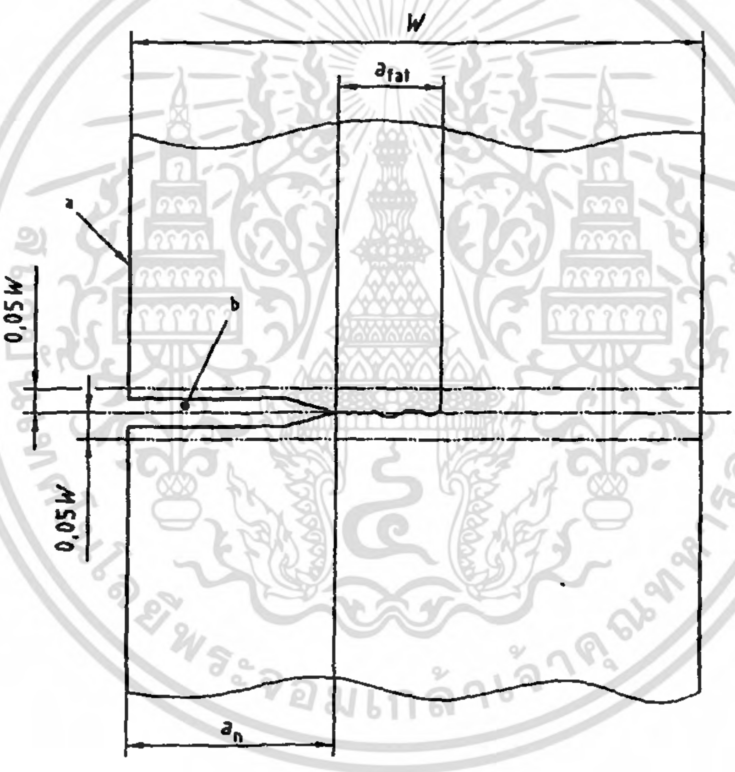
where $K_{max}(j-1)$ is the maximum terminal stress intensity factor of the previous step.

When test data are to be generated for a high force ratio it may be more convenient to precrack at a lower K_{max} and force ratio than the initial test conditions.

The precracking apparatus shall apply the force symmetrical to the specimen's notch and accurately maintain the maximum force to within 5 %. A centre cracked panel shall also be symmetrically stressed across the width, $2W$. Any frequency that accommodates maintaining the force accuracy specified in 5.1 is acceptable.

7.2 Crack length measurement

The requirements for measurement accuracy, frequency and validity are covered in clauses 8 and 9 for the various specimen configurations and test procedures that follow. When surface measurements are used to determine the crack length, it is recommended that both the front and back surface traces be measured. If the front to back crack length measurements vary by more than $0{,}25B$ and, for a CCT specimen, if the side-to-side symmetry of the two crack lengths vary in length by more than $0{,}025W$ then the precrack is not suitable and test data would be invalid under this test method. In addition, if the precrack departs from the plane of symmetry beyond the corridor, defined by planes $0{,}05W$ on either side of the specimen's plane of symmetry containing the notch root(s), the data would be invalid. See Figure 13.



a Reference plane.

b Machined notch, a_n.

Figure 13 — Out of plane cracking validity corridor

7.3 Constant-force-amplitude, K-increasing, test procedure for $da/dN > 10^{-5}$ mm/cycle

This procedure is appropriate for generating fatigue crack growth rate data above 10^{-5} mm/cycle. After stepping the maximum precracking force down to be equal or less than that corresponding to the lowest K_{max} in the range over which fatigue crack growth rate data will be generated, it is preferred that the force range be held constant as is the stress ratio and frequency. The maximum stress intensity factor will increase with crack extension and should be allowed to increase to equal or exceed the greatest K_{max} in the range over which data will be generated. Several suggestions, aimed at minimizing transient effects while using this K-increasing procedure, follow. If test variables are to be changed, K_{max} shall be increased rather than decreased in order to preclude the retardation effects attributable to the previous force history. Transient effects can also occur following a change in K_{min} or the stress ratio. An increase of 10 % or less in K_{max} and/or K_{min} will usually minimize the transient effect reflected in the fatigue crack growth rate. Following a change in force conditions sufficient crack extension shall be allowed to occur in order to re-establish a steady-state crack growth rate before the ensuing test data are accepted as valid under this test practice. The amount of crack extension required is dependent on many variables, e.g. percentage of force change, the test material and heat treatment condition. When environmental effects are present the amount of crack extension required to re-establish the steady-state growth rate may increase beyond that required in a benign environment.

Test interruptions shall be kept to a minimum. If the test is interrupted, a change in growth rate may occur upon resumption of cycling. The test data immediately following the interruption shall be considered invalid if there is a significant demarcation in the crack velocity from the steady-state growth rate immediately preceding the suspension of cycling. The sphere of influence of the transient effect may increase with the steady state force applied to the specimen during the suspension of dynamic force cycling.

7.4 K-decreasing procedure for $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N < 10^{-5}$ mm/cycle

This K-decreasing procedure may result in different crack growth rates dependent on the test K-gradient, C. It is the user's responsibility to verify that the crack growth rates are not sensitive to the test K-gradient, C.

Testing starts at a K_{max} or stress intensity factor range, ΔK, equal to or greater than that used for the final crack extension while precracking. Following crack extension, the stress intensity factor range is stepped down, or continuously shed, at a constant rate until test data have been recorded for the lowest stress intensity factor range or fatigue crack growth rate of interest.

The K-decreasing test may be controlled by a stepped stress intensity factor following a selected crack extension at a constant ΔF, as shown in Figure 14. Alternately, the stress intensity factor gradient per increment of crack extension may be held constant, $1/\mathrm{d}a\,(\mathrm{d}K/K) =$ constant, called continuous stress intensity factor shedding, by using a computer automated test control procedure [46]; the constant, C, is called the normalized K-gradient. A common value is $C = -0{,}1\ \mathrm{mm}^{-1}$, but research has shown that this value may be material- and specimen-geometry dependent [47], [48]:

$$C = \left(\frac{1}{\mathrm{d}a}\right)\left(\frac{\mathrm{d}K}{K}\right) = \left(\frac{1}{K}\right)\frac{\mathrm{d}K}{\mathrm{d}a} \geqslant -0{,}1\ \mathrm{mm}^{-1} \tag{13}$$

This value usually provides a gradual enough force shed to preclude a transient in the crack growth rate. The above relationship is equally applicable whether calculating K_{max}, K_{min} or ΔK, and can be rewritten for convenience in the integrated form as:

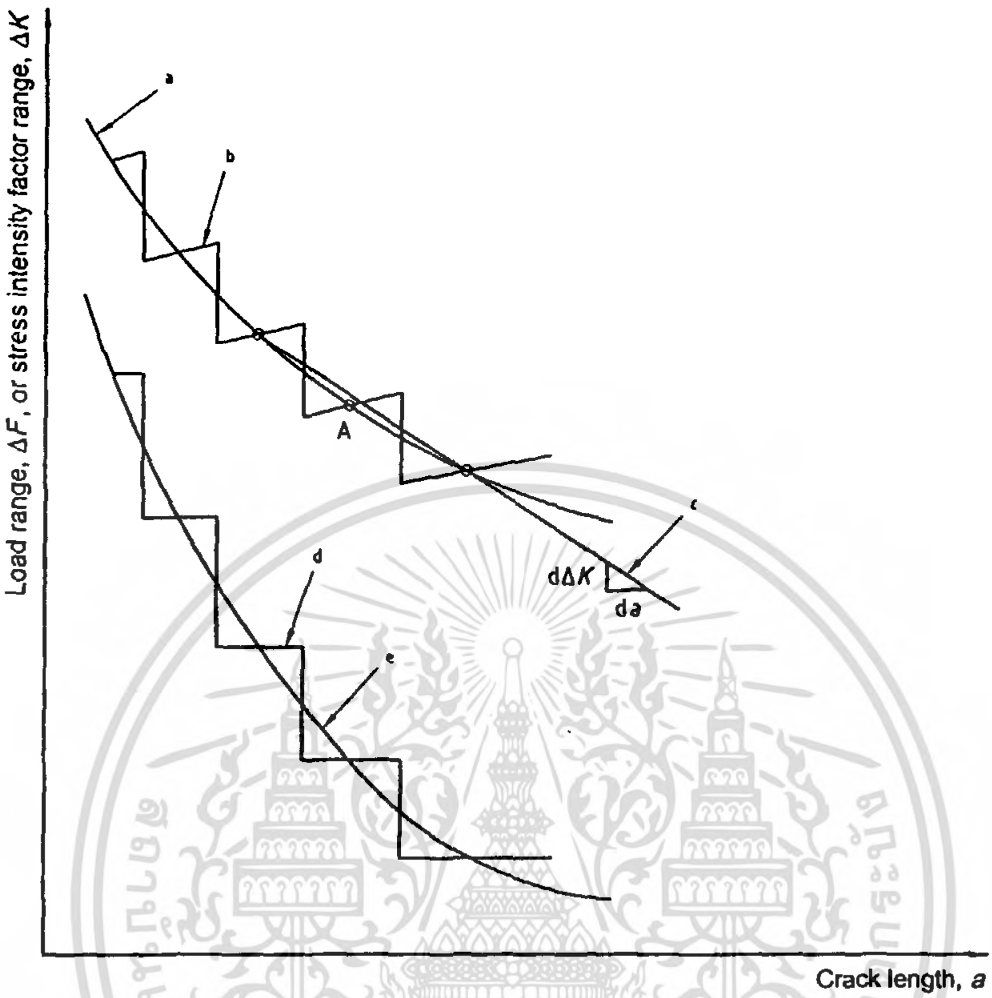
$$\Delta K_0\,(j) = \Delta K_0\,(j-1)\,\mathrm{e}^{C\Delta a(j-1)} \tag{14}$$

where

$\Delta K_0\,(j)$ and $\Delta K_0\,(j-1)$	are the initial stress intensity factor range at step j and $j-1$, respectively;
$\Delta a\,(j-1) = [a\,(j) - a\,(j-1)]$	is the crack extension at the preceding constant force range $\Delta F\,(j-1)$.

The stress ratio, R, and the normalized K-gradient, C, should be kept constant throughout the K-decreasing test. It is recommended that K-decreasing be followed by K-increasing testing procedure, as covered in 7.3.

When using the stress intensity factor stepped drop procedure, the reduction of K_{max} shall not exceed 10 % of the previous maximum stress intensity factor and a minimum crack extension $\Delta a \geqslant 0{,}50$ mm at each stress intensity step is recommended.



a ΔK nominal.

b ΔK actual.

c Slope $\approx$ nominal $\frac{\mathrm{d}\Delta K}{\mathrm{d}a}$ at point A.

d ΔF actual.

e ΔF nominal.

Figure 14 — Typical K-decreasing test by stepped force reduction method

When using continuous stress intensity shedding procedure the above requirement is inoperative. it is better to keep the force range constant for a very small crack extension, $\Delta a\,(j-1)$. Here, continuous stress intensity factor shedding is defined by the drop in initial stress intensity factor range, $\Delta K_i\,(j)$, with each step, j, which may not exceed 2 % of the preceding initial stress intensity factor range, corresponding to:

$$\left[\frac{\Delta K_0\,(j-1) - \Delta K_0\,(j)}{\Delta K_0\,(j)}\right] \leqslant 0{,}02 \qquad (15)$$

E.g., if the common value $C = -0{,}1\ \text{mm}^{-1}$ is used, along with the maximum 2 % drop in each initial stress intensity range, then the exponent $C = \Delta a\,(j-1)$ and the crack extension for each constant force range equals $\Delta a\,(j-1) = 0{,}2$ mm:

$$\frac{\Delta K_0\,(j)}{\Delta K_0\,(j-1)} = \mathrm{e}^{C\Delta a(j-1)} \tag{16}$$

$$0{,}980 = \mathrm{e}^{(-0{,}1)(0{,}2)} = \frac{1}{2{,}718\,3^{0{,}02}} = \frac{1}{1{,}020\,2}$$

8 Crack length measurement

8.1 Resolution

The fatigue crack length measurements made as a function of elapsed force cycles may be made by techniques outlined in 5.6. The required resolution for crack length measurements is $\pm\,0{,}1$ mm or $0{,}002W$, whichever is greater.

When making visual crack length measurements it is recommended that the surface in the area of the crack plane be polished and indirect lighting be used to enhance the visibility of the crack tip. It is highly recommended that crack length measurements be made on both the front and back faces of the specimen, to assure that crack symmetry requirements specified in 8.5 are met. The average of the surface crack length measurements, two for a CT, SENT and SENB specimens, and four for the CCT specimen, shall be used in calculating the crack growth rate and stress intensity factor range. If crack length is not measured on both faces for every crack length measurement then the interval between both front and back face measurements shall be reported. It is good practice to make regular comparisons between visual and non-visual measurement methods.

8.2 Interruption

Suspension of force cycling while making crack length measurements, although permitted, is discouraged and shall be avoided when possible. The duration and frequency of any interruptions should be kept to a minimum. Test interruption for making visual crack length measurements can be avoided by using strobe light illumination. See 7.3.

8.3 Static force

A static force may be maintained to enhance the resolution of the crack length measurements. A static force equal to or less than the fatigue mean force is usually acceptable. In corrosive or elevated temperature environments the mean force may introduce transient creep or blunting effects. In no case shall the applied static force exceed the maximum fatigue force. See 7.3.

8.4 Measurement interval

Crack length measurement shall be made so that $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ data are uniformly distributed over the range of ΔK of interest. The following measurement intervals are recommended to provide a uniform data distribution:

— for the CT and SENB specimens,

$\Delta a \leqslant 0{,}04W$ for $0{,}25 \leqslant a/W < 0{,}40$

$\Delta a \leqslant 0{,}02W$ for $0{,}40 \leqslant a/W < 0{,}60$

$\Delta a \leqslant 0{,}01W$ for $a/W \geqslant 0{,}60$

— and for the CCT specimen,

$\Delta a \leqslant 0{,}03W$ for $2a/2W \leqslant 0{,}60$

$\Delta a \leqslant 0{,}02W$ for $2a/2W > 0{,}60$.

However, a minimum Δa of 0,25 mm is recommended. The above limits may need to be reduced in order to obtain multiple crack length measurements in the near threshold region. The minimum crack measurement interval in all cases must exceed ten times the crack length measurement precision. Here, precision is defined as the standard deviation from the mean value crack length determined for a set of repeat measurements.

8.5 Symmetry

As in 7.1, for any crack length measurement, the data are invalid if:

a) for a given crack front, the front and back crack length measurements differ by more than $0{,}25B$, and

b) for a CCT specimen the symmetry of the two crack fronts differ by more than $0{,}05W$ then the crack is not suitable and the data are invalid by this test method.

When using a nonvisual method for crack length measurement the crack length should be visually checked for symmetry at the test start and finish, and at least three additional, evenly spaced, intermediate measurements are recommended.

8.6 Out-of-plane cracking

If the crack deviates from the theoretical crack plane by more than the $0{,}05W$ corridor, as covered in 7.2, the ensuing data are invalid. See Figure 13. Large grained or single-crystal materials can commonly violate this requirement for out-of-plane cracking.

8.7 Crack tip bifurcation

Crack front splitting or branching can be a source of variability in the measured fatigue crack growth rate data since it is not compensated for in the stress intensity factor calculation. When crack tip branching or bifurcation is present it shall be noted in the final report.

9 Calculations

9.1 Crack front curvature

After completion of the test the fracture faces shall be examined for through-thickness crack front curvature. Measure the crack lengths at the two specimen faces and the three-quarter-thickness crack lengths, i.e. at $0{,}25B$, $0{,}50B$ and $0{,}75B$ from one of the faces; the average of the three-quarter-thickness measurements is called the average through-thickness crack length. The difference between the average through-thickness crack length and the corresponding crack length at the specimen faces during the test is the crack curvature correction length, a_{cor}. It is desirable to make the crack curvature correction calculation at more than one location on the fracture face where the fatigue crack front is clearly marked. If the crack curvature correction results in a more than 5 % difference in the calculated stress-intensity factor at any location then this correction must be included when analysing the recorded test data, and the effective crack length becomes:

$$a = a_n + a_{fat} + a_{cor} \tag{17}$$

When the magnitude of the crack curvature correction varies with crack length, a linear interpolation is used to determine the correction for the intermediate data.

9.2 Determining the fatigue crack growth rate

9.2.1 General

The fatigue crack growth rate is determined from the test record data pairs of crack length and corresponding elapsed force cycles. Two common methods used for calculating the crack growth rate, the secant method and incremental polynomial method, are suggested here. Other mathematical techniques for calculating the crack growth rate are possible; the procedure used in calculating the growth rate shall be specified in the test report. The observed scatter in the fatigue crack growth rate data is influenced by the method of data reduction.

9.2.2 Secant method

Calculating the crack growth rate via the secant method entails computing the slope of a straight line connecting two adjacent data pairs of crack length and elapsed cycle count and represents an average velocity:

$$\frac{\mathrm{d}a\,(j)_{\text{avg.}}}{\mathrm{d}N} = \frac{(a_j - a_{j-1})}{(N_j - N_{j-1})} \tag{18}$$

for the incremental crack extension, $a_j - a_{j-1}$.

The stress intensity factor range is calculated using the average crack length over the increment of crack extension:

$$a\,(j)_{\text{avg.}} = \frac{(a_j + a_{j-1})}{2} \tag{19}$$

9.2.3 Incremental polynomial method

Calculating the crack growth rate by the incremental polynomial method (K-increasing only) requires fitting a polynomial to a segment of the data pairs: crack length, a_j, as a function of elapsed cycles, N_j. The data segment consists of an odd number of elements (3, 5 or 7), which are consecutive a_j versus N_j data pairs. The growth rate equals the slope of the polynomial, $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N_j$, for the data segment's centremost element, e.g. for a data segment consisting of seven data pairs, the slope would be calculated as the derivative at the fourth element. The stress intensity factor range associated with the data segment is determined by using the fitted crack length of the centremost element of the data segment. For a data segment consisting of 3, 5 or 7 elements the fitted crack length corresponding to the second, third or fourth element, respectively, would be used in determining the stress intensity factor range for the data segment.

9.3 Determination of the fatigue crack growth threshold

The crack growth threshold, ΔK_{th}, generally refers to the asymptotic value of ΔK for which the corresponding $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ approaches zero. It is commonly defined as being the value of ΔK corresponding to a crack growth rate equal to 10^{-8} mm/cycle [25], [48]. The fatigue crack growth rate corresponding to the threshold stress intensity factor range shall be reported. A common way to determine the threshold is to use a straight line fitted to a minimum of five, approximately equally spaced, $\log(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)$ versus $\log(\Delta K)$ data pairs between 10^{-7} mm/cycle and 10^{-8} mm/cycle; here, $\log(\Delta K)$ is the dependent variable of the best fit straight line. Using this linear regression technique, the value of ΔK is defined, by this test method, as the threshold stress intensity factor range, ΔK_{th}, at a fatigue crack growth rate equal to 10^{-8} mm/cycle.

In the case where data is generated within different fatigue crack growth rate ranges the above procedure may be used with the lowest decade of the $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ test data.

10 Test report

10.1 General

The test report shall include a reference to this International Standard, i.e. ISO 12108, and the test date(s), plus the following information.

10.2 Material

a) standard alloy designation

b) *thermal/mechanical conditioning*

c) product form

d) chemical composition

e) 0,2 % proof stress used to evaluate specimen size criteria

f) ultimate tensile strength

g) modulus of elasticity (required when compliance crack length measurements are used)

10.3 Test specimen

a) specimen configuration

b) crack plane orientation (see Figure 11)

c) specimen location

d) width, W

e) thickness, B

f) notch height, h

g) stress intensity factor expression as a function of crack length and force

h) Specimen drawing and the reference source

10.4 Precracking terminal values

a) elapsed cycles at final stress intensity range

b) final crack extension

c) final crack length, a_p

d) final stress intensity factor range

e) final maximum stress intensity factor

f) maximum terminal stress intensity factor of the previous step

g) force ratio

h) cyclic waveform

10.5 Test conditions

a) testing machine force capacity

b) measurement cell force range

c) initial stress intensity factor range, ΔK_j

d) force ratio

e) forcing frequency

f) cyclic waveform

g) test procedure used (K-increasing or K-decreasing)

h) test environment

i) test temperature

j) laboratory relative humidity

k) measurement interval of a, Δa

l) crack curvature correction, a_{cor}

m) K-gradient if K-decreasing procedure is used

n) method of crack length measurement

10.6 Test analysis

a) analysis method for converting the crack length, a, and elapsed force cycles, N, data to crack growth rate, da/dN, i.e. the secant method, incremental polynomial method, etc.

b) remaining ligament size criteria used to assure predominant elastic loading in a non-standard test specimen configuration

c) report ΔK_{th} and the lowest decade of near threshold crack growth rate data used in its determination

d) exceptions to this test method

e) anomalies that could affect test results, e.g. test interruptions or changing the loading variables

10.7 Presentation of results

a) The results of the fatigue crack growth test shall be tabulated including: a_{fat}, a, N, ΔK and da/dN, as presented in Figure 15. Figure 15 can be expanded, as necessary, to include all measured crack lengths and forcing conditions. See Figure 17.

b) The results shall also be presented in a log-log plot with $\log(\Delta K)$ plotted on the abscissa and $\log(da/dN)$ on the ordinate. For optimum data comparison it is recommended that the size of the $\log(\Delta K)$ cycle be two to three times larger than that of the $\log(da/dN)$ cycle, as shown in Figure 16. For both the plot and the table, data violating the validity criteria shall be clearly identified. An example of the presentation of fatigue crack growth data is shown in Figures 17 and 18. When a negative force ratio ($R < 0$) is used, the method of calculating the stress intensity factor range, $\Delta K = (1 - R)\,K_{max}$ or $\Delta K = K_{max}$, shall be clearly identified on both the table and optional figure; also see 3.11 stress intensity factor range, ΔK.

FATIGUE CRACK GROWTH TEST RESULTS [REFERENCE ISO/TC 164/SC 5/WG 6]

Date.. Specimen I.D. Mark............................ Page 1 of..................................

MATERIAL .... Product form ....
Thermal/mechanical conditioning ....
Chemical composition...

MECHANICAL PROPERTIES AT TEST TEMPERATURE
Ultimate tensile strength .... MPa 0,2 % Proof strength... MPa
Modulus of elasticity....................................MPa

SPECIMEN
Dimensions: Thickness, B..................mm Width, W..................mm Machined notch length, a_n ....mm
Crack plane orientation .... Notch, h....................mm Specimen location ....
Stress intensity factor reference ....

PRECRACK TERMINAL VALUES
Final crack extension, Δa ....mm Preceding K_{max} $(j-1)$ .... MPa·m$^{1/2}$
Final crack length, a_p ....mm Force ratio ....
Final K_{max} (j) ....MPa·m$^{1/2}$ Final load cycles...
Final ΔK (j) ....MPa·m$^{1/2}$ Cyclic waveform ....

TEST CONDITIONS
Test machine capacity .... Environment ....
Force transducer range.. Temperature...°C
Measurement intertval of a, Δa ....mm Relative humidity ....%
Force frequency .... Hz Force ratio ....
Test procedure.. K-gradient .... mm^{-1}
Crack correction ....mm Cyclic waveform ....
Initial ΔK_i ....MPa·m$^{1/2}$ Initial force range .... kN
Crack measurement method ....

TEST ANALYSIS
Threshold stress intensity factor range, ΔK_{th}... MPa·m$^{1/2}$
Threshold crack growth rate decade ....mm/cycle
Analysis method...
Remaining size criteria Ref:...

EXCEPTIONS, ANOMALIES AND COMMENTS

Figure 15 — Test report

Page .... of ....

MATERIAL: .... SPECIMEN I.D. .... DATE ....

Measurement number	a_{fat} (mm)	N Cycles	a (mm)	$a(j)_{avg.}$ (mm)	$g(a/W)$ (mm)	ΔK (mm)	da/dN (mm/cycle)	

Figure 15 — Test report (*continued*)

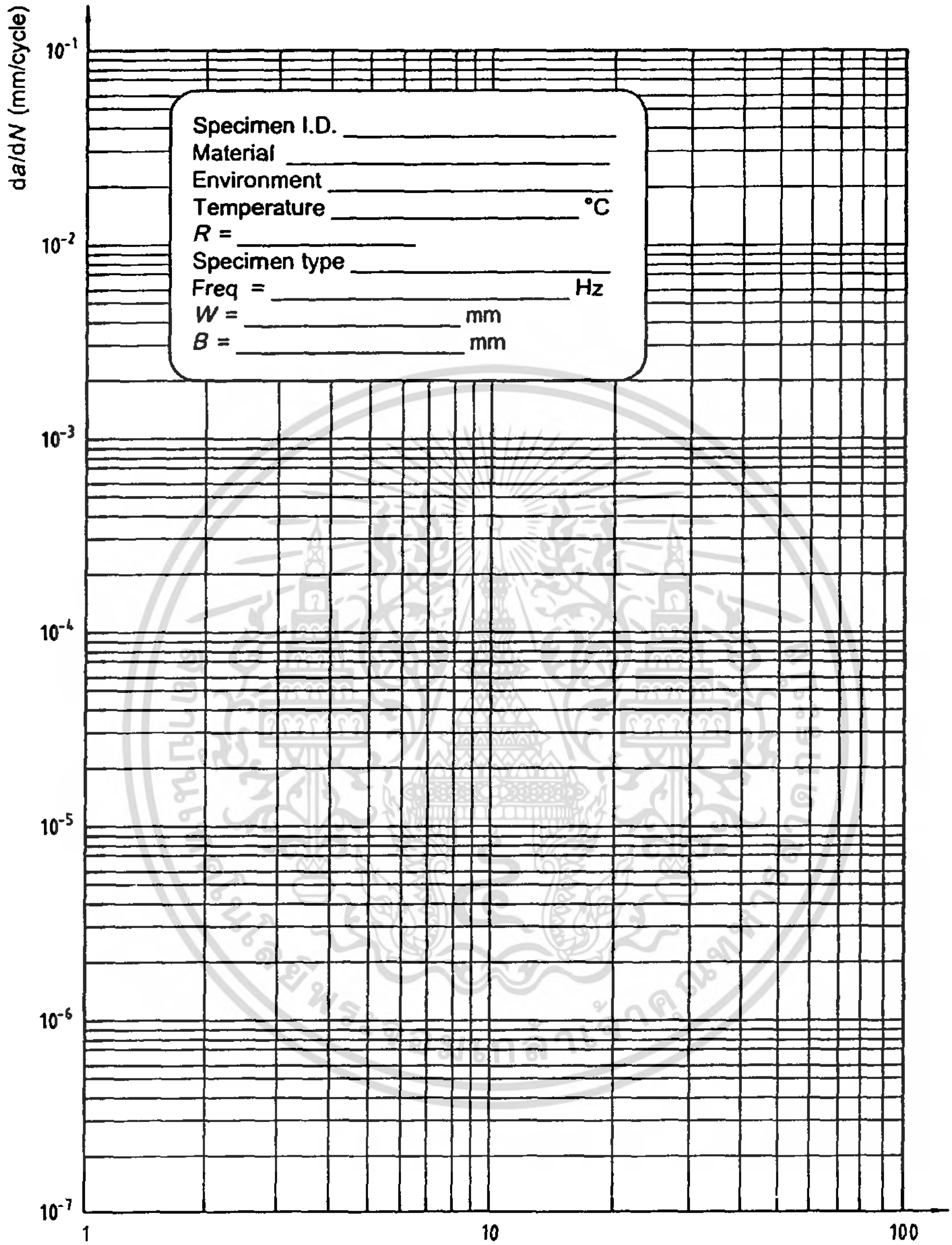


Figure 16 — Example axis for plotting $\log(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)$ versus $\log(\Delta K)$ test data

FATIGUE CRACK GROWTH TEST RESULTS [REFERENCE ISO/TC 164/SC 5/WG 6]

Date.......................1/9/90 .... Specimen I.D. Mark.......... N410 .... Page 1 of .... 2 ....

MATERIAL .... 16 MND 5......................... Product form............................forging ....
Thermal/mechanical conditioning ....
Chemical composition...

MECHANICAL PROPERTIES AT TEST TEMPERATURE
Ultimate tensile strength .... 611 MPa 0,2 % Proof strength.. 423 MPa
Modulus of elasticity....................................MPa

SPECIMEN
Dimensions: Thickness, B..............25 mm Width, W..............50 mm Machined notch length, a_n ....10 mm
Crack plane orientation........................Y-Z Notch, h ....1 mm Specimen location ....1/4 thickness
Stress intensity factor reference ....ISO/TC 164/SC 5/ WG 6 ....

PRECRACK TERMINAL VALUES
Final crack extension, Δa ....mm Preceding K_{max} $(j-1)$ .... MPa·m$^{1/2}$
Final crack length, a_p .... 12,50 mm Force ratio .... 0,1 ....
Final K_{max} (j)..MPa·m$^{1/2}$ Final load cycles ....
Final ΔK (j) ....MPa·m$^{1/2}$ Cyclic waveform ....sinusoidal ....

TEST CONDITIONS
Test machine capacity .... Environment .... air...
Force transducer range.. Temperature...300 °C
Measurement intertval of a, Δa ....1,2 mm Relative humidity ....%
Force frequency... 1 Hz Force ratio 0,1
Test procedure................................K-increasing K-gradient... mm^{-1}
Crack correction..0 mm Cyclic waveform ....sinusoidal ....
Initial ΔK_i .... 18,07 MPa·m$^{1/2}$ Initial force range .... 19,620 kN
Crack measurement method .... compliance ....

TEST ANALYSIS
Threshold stress intensity factor range, ΔK_{th}.. MPa·m$^{1/2}$
Threshold crack growth rate decade ....mm/cycle
Analysis method.............secant ....
Remaining size criteria Ref:.. ISO 12108

EXCEPTIONS, ANOMALIES AND COMMENTS

[1] Crack front curvature correction, a_{corr} = 0 mm [2] Data violates remaining ligament size criteria

Figure 17 — Example of a test report

MATERIAL: .16 MND 5 .... SPECIMEN I.D. ......N410 .... DATE .... 1/9/90....................

Measurement number	a_{fat} (mm)	N Cycles	a (mm)	$a(j)_{avg}$ (mm)	$g(a/W)$ (mm)	ΔK (mm)	da/dN (mm/cycle)	
1	4,20	205 000	14,20					
2	5,60	237 080	15,60	14,90	5,59	19,62	4,36E-05	[1]
3	6,80	258 200	16,80	16,20	5,98	20,99	5,68E-05	
4	8,80	280 720	18,80	17,80	6,49	22,78	8,88E-05	
5	10,10	293 050	20,10	19,45	6,98	24,50	1,05E-04	
6	12,30	310 000	22,30	21,20	7,76	27,24	1,30E-04	
7	14,00	321 800	24,00	23,15	8,65	30,36	1,44E-04	
8	15,50	328 500	25,50	24,75	9,51	33,38	2,24E-04	
9	17,50	336 000	27,50	26,50	10,63	37,31	2,67E-04	
10	18,35	338 800	28,35	27,93	11,68	41,00	3,04E-04	
11	19,70	342 300	29,70	29,03	12,70	44,58	3,86E-04	
12	20,50	343 800	30,50	30,10	13,76	48,30	5,33E-04	
13	21,40	345 380	31,40	30,95	14,74	51,74	5,70E-04	
14	22,65	346 720	32,65	32,03	16,19	56,83	9,33E-04	[2]
15	23,80	347 730	33,80	33,23	18,07	63,43	1,14E-03	[2]
16	24,70	348 230	34,77	34,29	20,04	70,35	1,94E-03	[2]

Figure 17 — Example of a test report (*continued*)

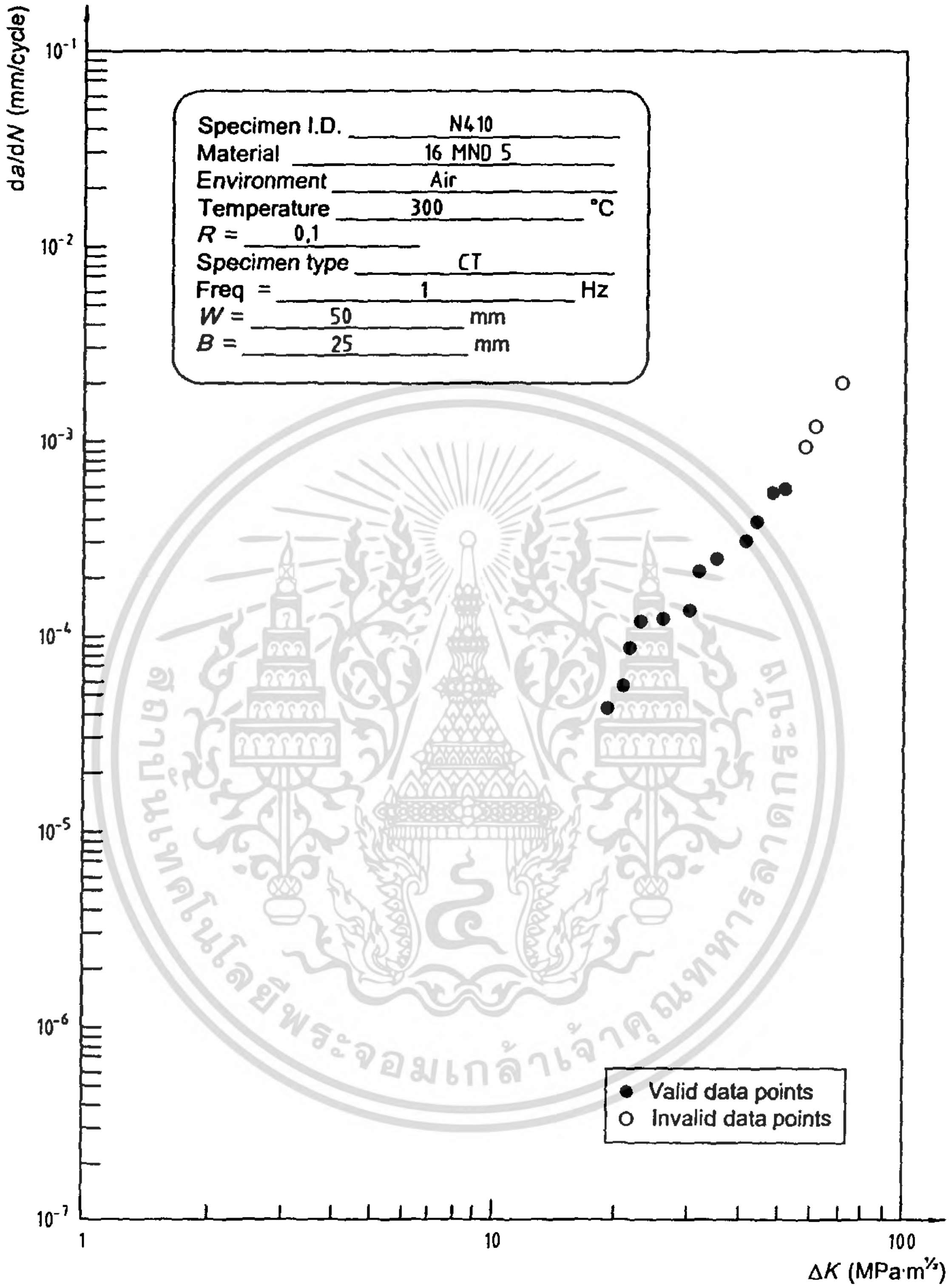


Figure 18 — Example plot of fatigue crack growth test result

Bibliography

[1] GRIFFITH, A.A., Phil. Trans. Roy. Soc., **A221**, 1920, pp. 163-198

[2] IRWIN, G.R., *Fracture Dynamics in Fracturing of Metals*, American Society of Metals, 1948, pp. 147-166

[3] IRWIN, G.R., Proceedings from Ninth International Congress on Applied Mechanics, Univ. of Brussells, Vol. 8, 1957, pp. 245-251

[4] IRWIN, G.R., ASME, *Journal of Applied Mechanics*, 1957 **24**, pp. 361-364

[5] PARIS, P.C., *The Fracture Mechanics Approach to Fatigue*, Proceedings of the Tenth Sagamore Army Material Research Conference, Syracuse University Press, 1964, pp. 107-132

[6] RITTER, J.C., *Fracture Mechanics Principles*, Department of Defence Australian Defence Scientific Service, Materials Research Laboratories, Maribyrnong Victoria, Report 661, May 1976

[7] ASTM SI-10, *Standard for Use of the International System of Units (SI): The Modern Metric System*

[8] ISO 12737:1996, *Metallic materials — Determination of plane-strain fracture toughness*

[9] MURAKAMI, Y., *Stress Intensity Factor Handbook*, Paragon Books Ltd., Oxford, UK, 1987

[10] TADA, H., PARIS, P.C. and IRWIN, G.R., *Stress Analysis of Cracks Handbook*, 2nd ed., Paris Production Inc., St. Louis, MO, 1985

[11] ROOKE, D.P. and CARTWRIGHT, D.J., *Stress Intensity Factors*, Her Majesty's Stationary Office, The Hillingdon Press, Uxbridge, UK, 1976

[12] PARKER, A.P., *Stress Intensity Factors, Crack Profiles and Fatigue Crack Growth Rates in Residual Stress Fields*, Residual Stress Effects in Fatigue, ASTM STP 776, 1982, pp. 13-31

[13] BUCCI, R.J., *Effect of Residual Stress on Fatigue Crack Growth Rate Measurement*, Fracture Mechanics (13th Conference), ASTM STP 743, 1981, pp. 28-47

[14] ELBER, W., *The Significance of Crack Closure*, Damage Tolerance in Aircraft Structures, ASTM STP 486, 1971, pp. 230-242

[15] ELBER, W., Fatigue Crack Closure Under Cyclic Tension, *Engineering Fracture Mechanics*, **Vol. 2**, 1970, pp. 37-45

[16] CLARK, W.G. Jr. and HUDAK, S.J., Variability in Fatigue Crack Growth Rate Testing, *Journal of Testing and Evaluation*, Vol. 3, No. 6, 1975, pp. 454-476

[17] HERMAN, W.A., HERTZBERG, R.W., NEWTON, C.H. and JACCARD, R., *A Re-evaluation of Fatigue Threshold Test Method*, Fatigue '87, Vol II, Third International Conference on Fatigue and Fatigue Threshold held at the University of Virginia, Charlottesville, VA, EMAS W. Midlands U.K., Editors R.O. Ritchie and E.A. Starke Jr., July 1987, pp. 819-828

[18] ASTM E 647, *Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates*

[19] ASTM E 4, *Standard Practices for Force Verification of Testing Machines*

[20] ASTM E 399, *Standard Test Method for Plain-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials*

[21] ASTM E 616, *Terminology Relating to Fracture Testing* (now withdrawn)

[22] ASTM E 1012, *Standard Practice for Verification of Specimen Alignment Under Tensile Loading*

[23] ASTM E 1820, *Standard Test Method for Measurement of Fracture Toughness*

[24] BSI BS 6835:1988, *Method for the determination of the rate of fatigue crack growth in metallic materials. Fatigue crack growth rates of above* 10^{-8} m *per cycle*

[25] BSI DD 186:1991, *Method for determination of threshold stress intensity factors and fatigue crack growth rates in metallic materials*

[26] AFNOR A 03-404, *Metallic products fatigue crack growth testing*

[27] SRAWLEY, J.E., International Journal of Fracture, 1976 **12**, p. 475

[28] JOHN, R., KALDON, S.G., JOHNSON, D.A. and COKER, D., International Journal of Fracture, **Vol. 72**, 1995, pp. 145-158

[29] MARCHAND, N., PARKS, D.M. and PELLOUX, R.M., International Journal of Fracture 31, 1986, pp. 53-65

[30] JOHN, R. and RIGLIN, B., *Engineering Fracture Mechanics*, Submitted for publication, 1997

[31] DAO, T.X. and METTU, S.R., *Analysis of an Edge-Cracked Specimen Subject to Rotationally-Controlled End Displacement*, NASA JSC32171, 1991

[32] HOEPPNER, D.W. and KRUPP, W.E., *Prediction of Component Life by Application of Fatigue Crack Growth Knowledge*, Engineering Fracture Mechanics, **Vol. 6**, 1974, pp. 47-70

[33] Metals Handbook, Ninth Edition, Vol. 8, *Mechanical Testing*, J.R. Newby, Coordinator, American Society of Metals, Metals Park, OH, June 1987, pp. 376-402

[34] ASM Handbook, Vol. 19, *Fatigue and Fracture*, ASM International, Materials Park, OH, 1996

[35] HARTMAN, G.A. and ASHBAUGH, N.E., *Load Pin Size Effects in the C(T) Geometry*, ASTM Research Report RR E24-1016, Oct. 1991

[36] BEEVERS, C.J., *The Measurement of Crack Length and Shape During Fracture and Fatigue*, Engineering Materials Advisory Service LTD, West Midlands, UK, 1980

[37] HUDAK, S.J. Jr. and BUCCI, R.J. *Fatigue Crack Growth Measurement and Data Analysis*, ASTM STP 738, 1981

[38] SAXENA, A. and HUDAK, S.J., *Review and Extension of Compliance Information for Common Crack Growth Specimens*, International Journal of Fracture, Vol 14, No. 5, 1978

[39] BEEVERS, C.J., *Advances in Crack Length Measurement*, Engineering Materials Advisory Board LTD, West Midlands, UK, 1982

[40] WILKOWSKI, G.M. and MAXEY, W.A., *Review and Application of the Electric Potential Method for Measuring Crack Growth in Specimens*, Flawed Pipe, and Pressure Vessels, Fracture Mechanics: Fourteen Symposium-Volume II, Testing and Applications, ASTM STP 791, Editors: J.C. Lewis and G. Sines, American Society of Testing and Materials, Philadelphia, PA, pp. II-266-II-294

[41] CATLIN, W.R., LORD, D.C., PRATER, T.A. and COFFIN, L.F., *The Reversing D.C. Electrical Potential Method*, Automated Test Methods for Fracture and Fatigue Crack Growth, ASTM STP 877, 1985, pp. 67-85

[42] DEAN, W.F. and RICHARDS, C.E., *A Simple and Sensitive Method of Monitoring Crack and Load in Compact Fracture Mechanics Specimens Using Strain Gages*, Journal of Testing and Evaluation, **Vol. 7**, No. 3, May 1979, pp. 147-154

[43] PARIS, P.C. and HAYDEN B.R., A New System for Fatigue Crack Growth Measurement and Control, ASTM Symposium on Fatigue Crack Growth, Pittsburgh, PA, October 1979

[44] LIAW, P.K., HARTMANN, H.R. and LOGSDON, W.A., *A New Transducer to Monitor Fatigue Crack Propagation*, Journal of Testing and Evaluation, Vol. 11, No. 3, May 1983, pp. 202-207

[45] LIAW, P.K., LOGSDON, W.A., ROTH, L.D. and HARTMANN, H.R., *Krak-Gages for Automated Fatigue Crack Growth Rates Testing: A Review*, Automated Test Methods for Fracture and Fatigue Crack Growth, ASTM STP 877, W.H. Cullen, R.W. Landgraf, L.R. Kaisand and J.H. Underwood, Eds., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1985, pp. 177-196

[46] SAXENA, A., HUDAK, S.J., DONALD, J.K. and SCHMIDT, D.W., *Computer-Controlled Decreasing Stress Intensity Technique for Low Rate Fatigue Crack Growth Testing*, Journal of Testing and Evaluation, Vol. 6, No. 3, 1978, pp. 167-174

[47] HUDAK, S.J., SAXENA, A., BUCCI, R.J. and MALCOLM, R.C., *Development of Standard Methods of Testing and Analyzing Fatigue Crack Growth Rate Data — Final Report*, AFML TR 78-40, Air Force Materials Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, OH, 1978

[48] DOKER, H., BACHMANN, V. and MARCI, G., *A Comparison of Different Methods of Determination of the Threshold for Fatigue Crack Propagation, in Fatigue Threshold*, Proceedings of an International Conference held in Stockholm June 1-3, 1981, p. 45, Editors: J. Backlund, A.F. Blom and C.J. Beavers (Set 2 Volumes), 1982

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

THAI INDUSTRIAL STANDARD

มอก. 2180–2547

ISO 12107 : 2003

การวางแผนและการวิเคราะห์ข้อมูลทางสถิติสำหรับการทดสอบความล้าของโลหะ

STATISTICAL PLANNING AND ANALYSIS OF DATA FOR FATIGUE TESTING OF METALLIC MATERIALS

[ISO TITLE : METALLIC MATERIALS – FATIGUE TESTING – STATISTICAL PLANNING AND ANALYSIS OF DATA]

สำนักงานมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

กระทรวงอุตสาหกรรม

ICS 77.040.10

ISBN 974-9903-78-1

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม
การวางแผนและการวิเคราะห์ข้อมูลทางสถิติ สำหรับการทดสอบความล้าของโลหะ

มอก. 2180 – 2547

สำนักงานมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม
กระทรวงอุตสาหกรรม ถนนพระรามที่ 6 กรุงเทพฯ 10400
โทรศัพท์ 0 2202 3300

ประกาศในราชกิจจานุเบกษา ฉบับประกาศและงานทั่วไป เล่ม 122 ตอนที่ 93ง
วันที่ 3 พฤศจิกายน พุทธศักราช 2548

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม การวางแผนและการวิเคราะห์ข้อมูลทางสถิติสำหรับการทดสอบความล้าของโลหะนี้ กำหนดขึ้นเพื่อใช้เป็นแนวทางการวางแผนการตรวจสอบ การเก็บตัวอย่าง การวิเคราะห์ผลทดสอบทางสถิติสำหรับการทดสอบความล้าของโลหะในกระบวนการตรวจสอบ ควบคุมคุณภาพและพัฒนาผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมได้กำหนดขึ้นใหม่ โดยรับ ISO 12107 : 2003 Metallic materials – Fatigue testing – Statistical planning and analysis of data มาใช้ในระดับเหมือนกันทุกประการ (indentical) โดยใช้ ISO ฉบับภาษาอังกฤษ เป็นหลัก

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้กำหนดขึ้นเพื่อใช้ในการอ้างอิง และเพื่อให้ทันกับความต้องการของผู้ใช้มาตรฐาน ซึ่งจะได้แปลเป็นภาษาไทยในโอกาสอันสมควรต่อไป หากมีข้อสงสัยโปรดติดต่อสอบถามที่สำนักงานมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

คณะกรรมการมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมได้พิจารณามาตรฐานนี้แล้ว เห็นสมควรเสนอรัฐมนตรีประกาศตามมาตรา 15 แห่งพระราชบัญญัติมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม พ.ศ. 2511

ประกาศกระทรวงอุตสาหกรรม

ฉบับที่ 3368 (พ.ศ. 2548)

ออกตามความในพระราชบัญญัติมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

พ.ศ. 2511

เรื่อง กำหนดมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม

การวางแผนและการวิเคราะห์ข้อมูลทางสถิติ

สำหรับการทดสอบความล้าของโลหะ

อาศัยอำนาจตามความในมาตรา 15 แห่งพระราชบัญญัติมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม พ.ศ. 2511 รัฐมนตรีว่าการกระทรวงอุตสาหกรรมออกประกาศกำหนดมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม การวางแผนและการวิเคราะห์ข้อมูลทางสถิติ สำหรับการทดสอบความล้าของโลหะ มาตรฐานเลขที่ มอก. 2180-2547 ไว้ ดังมีรายการละเอียดต่อท้ายประกาศนี้

ประกาศ ณ วันที่ 26 พฤษภาคม พ.ศ. 2548

วัฒนา เมืองสุข

รัฐมนตรีว่าการกระทรวงอุตสาหกรรม

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรม
การวางแผนและการวิเคราะห์ข้อมูลทางสถิติ สำหรับการทดสอบความล้าของโลหะ

บทนำ

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้กำหนดขึ้นโดยการรับ ISO 12107 : 2003 Metallic materials–Fatigue testing–Statistical planning and analysis of data มาใช้ในระดับเหมือนกันทุกประการ (identical) โดยใช้ ISO ฉบับภาษาอังกฤษเป็นหลัก

ขอบข่าย

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้ มีวัตถุประสงค์เพื่อกำหนดวิธีการวางแผนการทดลองและการวิเคราะห์ข้อมูลทางสถิติสำหรับการตรวจสอบสมบัติความล้าของโลหะ ที่มีระดับความเชื่อมั่นสูงและปฏิบัติโดยใช้จำนวนตัวอย่างถูกต้องเพียงพอ

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้ กำหนดวิธีการวิเคราะห์สมบัติช่วงอายุความล้าของโลหะที่ระดับความเค้นต่าง ๆ โดยใช้ความสัมพันธ์เชิงเส้นในช่วงที่สามารถประมาณการตอบสนองของวัสดุได้อย่างเหมาะสมโดย

ก) วิเคราะห์สมบัติช่วงอายุความล้าเมื่อกำหนดค่าความเค้น และ

ข) วิเคราะห์สมบัติความต้านความล้าเมื่อกำหนดอายุความล้า

มาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้มุ่งใช้กับการวิเคราะห์ข้อมูลความล้าของวัสดุที่มีโครงสร้างแบบเนื้อเดียวกัน (Homogeneous) เนื่องจากมีพฤติกรรมการแตกหักจากความล้าเป็นแบบวัสดุโครงสร้างเชิงเดี่ยว ซึ่งสถิติของผลทดสอบพฤติกรรมของวัสดุจะสัมพันธ์กับเงื่อนไขการทดสอบ โดยไม่ครอบคลุมถึงการวิเคราะห์ความล้มเหลวของวัสดุจากการทดสอบความล้าที่หลายสาเหตุเพราะต้องมีการวิเคราะห์ที่ซับซ้อนมาก

เอกสารอ้างอิง

ISO 3534(all part) : Statistics – Vocabulary and symbols

นิยามและความหมาย

นิยามและความหมายของคำที่ใช้ในมาตรฐานผลิตภัณฑ์อุตสาหกรรมนี้ ให้เป็นไปตาม ISO 12107 : 2003 ข้อ 3

การกระจายทางสถิติของสมบัติความล้า

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12107 : 2003 ข้อ 4

การวางแผนทดสอบความล้า

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12107 : 2003 ข้อ 5

สถิติการประมาณอายุความล้าเมื่อกำหนดค่าความเค้น

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12107 : 2003 ข้อ 6

สถิติการประมาณความต้านความล้าเมื่อกำหนดอายุความล้า

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12107 : 2003 ข้อ 7

สถิติการประมาณเส้นกราฟ S–N

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12107 : 2003 ข้อ 8

การรายงานผลทดสอบ

รายละเอียดให้เป็นไปตาม ISO 12107 : 2003 ข้อ 9

Metallic materials — Fatigue testing — Statistical planning and analysis of data

1 Scope

1.1 Objectives

This International Standard presents methods for the experimental planning of fatigue testing and the statistical analysis of the resulting data. The purpose is to determine the fatigue properties of metallic materials with both a high degree of confidence and a practical number of specimens.

1.2 Fatigue properties to be analysed

This International Standard provides a method for the analysis of fatigue life properties at a variety of stress levels using a relationship that can linearly approximate the material's response in appropriate coordinates.

Specifically, it addresses:

a) the fatigue life for a given stress, and

b) the fatigue strength for a given fatigue life.

The term "stress" in this International Standard can be replaced by "strain", as the methods described are also valid for the analysis of life properties as a function of strain. Fatigue strength in the case of strain-controlled tests is considered in terms of strain, as it is ordinarily understood in terms of stress in stress-controlled tests.

1.3 Limit of application

This International Standard is limited to the analysis of fatigue data for materials exhibiting homogeneous behaviour due to a single mechanism of fatigue failure. This refers to the statistical properties of test results that are closely related to material behaviour under the test conditions.

In fact, specimens of a given material tested under different conditions may reveal variations in failure mechanisms. For ordinary cases, the statistical property of resulting data represents one failure mechanism and may permit direct analysis. Conversely, situations are encountered where the statistical behaviour is not homogeneous. It is necessary for all such cases to be modelled by two or more individual distributions.

An example of such behaviour is often observed when failure can initiate from either a surface or internal site at the same level of stress. Under these conditions, the data will have mixed statistical characteristics corresponding to the different mechanisms of failure. These types of results are not considered in this International Standard because a much higher complexity of analysis is required.

2 Normative references

The following referenced documents are indispensable for the application of this document. For dated references, only the edition cited applies. For undated references, the latest edition of the referenced document (including any amendments) applies.

ISO 3534 (all parts), *Statistics — Vocabulary and symbols*

3 Terms and definitions

For the purposes of this document, the terms and definitions given in ISO 3534 and the following apply.

3.1 Terms related to statistics

3.1.1
confidence level
value $1 - \alpha$ of the probability associated with an interval of statistical tolerance

3.1.2
degree of freedom
number calculated by subtracting from total number of items of test data the number of parameters estimated from the data

3.1.3
distribution function
function giving, for every value x, the probability that the random variable X is less than or equal to x

3.1.4
estimation
operation made for the purpose of assigning, from the values observed in a sample, numerical values to the parameters of a distribution from which this sample has been taken

3.1.5
population
totality of individual materials or items under consideration

3.1.6
random variable
variable that may take any value of a specified set of values

3.1.7
sample
one or more items taken from a population and intended to provide information on the population

3.1.8
size
n
number of items in a population, lot, sample, etc.

3.1.9
standard deviation
σ
positive square root of the mean squared deviation from the arithmetic mean

3.2 Terms related to fatigue

3.2.1
fatigue life
N
number of stress cycles applied to a specimen, at an indicated stress level, before it attains a failure criterion defined for the test

3.2.2
fatigue limit
fatigue strength at infinite life

3.2.3
fatigue strength
value of stress level S, expressed in megapascals, at which a specimen would fail at a given fatigue life

3.2.4
specimen
portion or piece of material to be used for a single test determination and normally prepared in a predetermined shape and in predetermined dimensions

3.2.5
stress level
S
intensity of the stress under the conditions of control in the test

EXAMPLES Amplitude, maximum, range.

3.2.6
stress step
d
difference between neighbouring stress levels, expressed in megapascals, when conducting the test by the staircase method

4 Statistical distributions in fatigue properties

4.1 Concept of distributions in fatigue

The fatigue properties of metallic engineering materials are determined by testing a set of specimens at various stress levels to generate a fatigue life relationship as a function of stress. The results are usually expressed as an S-N curve that fits the experimental data plotted in appropriate coordinates. These are generally either log-log or semi-log plots, with the life values always plotted on the abscissa on a logarithmic scale.

Fatigue test results usually display significant scatter even when the tests are carefully conducted to minimize experimental error. A component of this variation is due to inequalities, related to chemical composition or heat treatment, among the specimens, but another component is related to the fatigue process, an example being the initiation and growth of small cracks under test environments.

The variation in fatigue data is expressed in two ways: the distribution of fatigue life at a given stress and the distribution of strength at a given fatigue life (see [1] to [5]).

4.2 Distribution of fatigue life

Fatigue life, N, at a given test stress, S, is considered as a random variable. It is expressed as the normal distribution of the logarithm of the fatigue life. This relationship is:

$$P(x)=\frac{1}{\sigma_x\sqrt{2\pi}}\int_{-\infty}^{x}\exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu_x}{\sigma_x}\right)^2\right]\mathrm{d}x \quad (1)$$

where $x = \log N$ and μ_x and σ_x are, respectively, the mean and the standard deviation of x.

Equation (1) gives the cumulative probability of failure for x. This is the proportion of the population failing at lives less than or equal to x.

Equation (1) does not relate to the probability of failure for specimens at or near the fatigue limit. In this region, some specimens may fail, while others may not. The shape of the distribution is often skewed, displaying even greater scatter on the longer-life side. It also may be truncated to represent the longest failure life observed in the data set.

This International Standard does not address situations in which a certain number of specimens may fail, but the remaining ones do not.

Other statistical distributions can also be used to express variations in fatigue life. The Weibull [4] distribution is one of the statistical models often used to represent skewed distributions.

Figure 1 shows an example of data from a fatigue test conducted with a statistically based experimental plan using a large number of specimens (see [5]). The shape of the fatigue life distributions is demonstrated for explanatory purposes.

4.3 Distribution of fatigue strength

Fatigue strength at a given fatigue life, N, is considered as a random variable. It is expressed as the normal distribution:

$$P(y) = \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{y} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{y-\mu_y}{\sigma_y}\right)^2\right] \mathrm{d}y \qquad (2)$$

where $y = S$ (the fatigue strength at N), and μ_y and σ_y are, respectively, the mean and the standard deviation of y.

Equation (2) gives the cumulative probability of failure for y. It defines the proportion of the population presenting fatigue strengths less than or equal to y.

Other statistical distributions can also be used to express variations in fatigue strength. When a linear relationship is assumed between stress and fatigue life using log-log coordinates, the distribution of $y = \log S$ is assumed to be normal as long as $x = \log N$ is normal.

Figure 2 is based on the same experimental data as Figure 1. The variation in the fatigue property is expressed here in terms of strength at typical fatigue lives (see [5]).

5 Statistical planning of fatigue tests

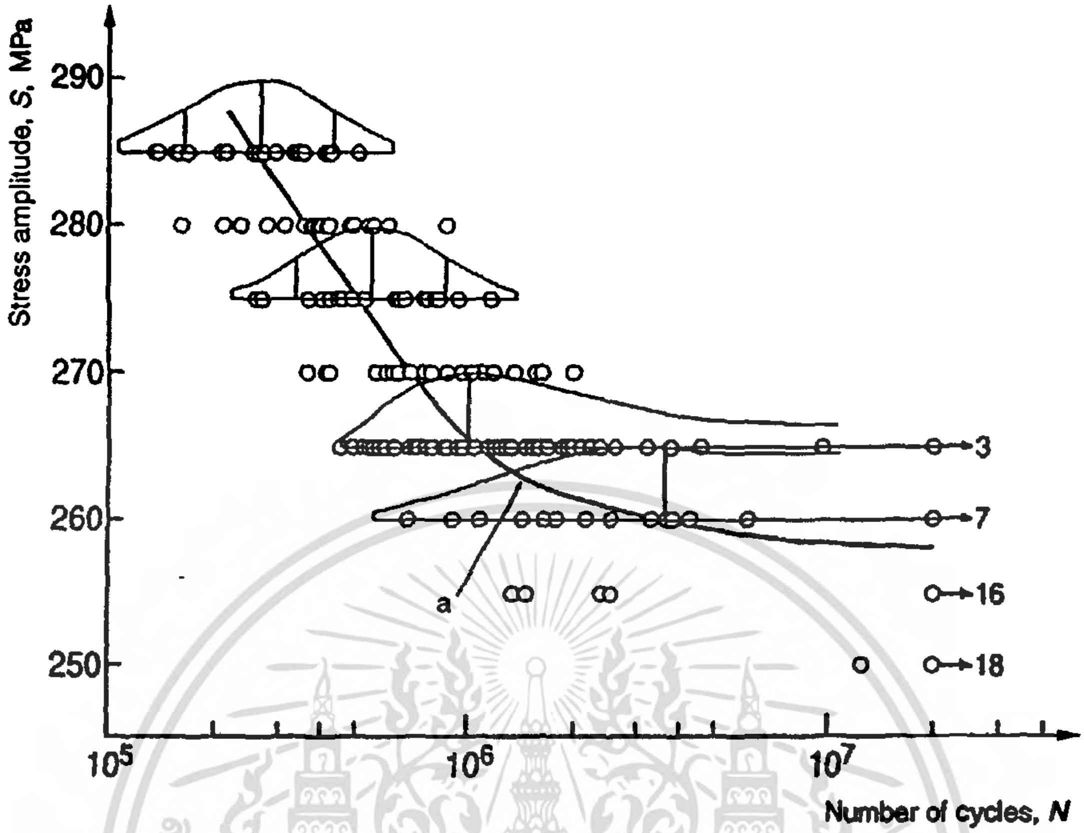
5.1 Sampling

It is necessary to define clearly the population of the material for which the statistical distribution of fatigue properties is to be estimated. Specimen selection from the population shall be performed in a random fashion. It is also important that the specimens be selected so that they accurately represent the population they are intended to describe.

If the population consists of several lots or batches of material, the test specimens shall be selected randomly from each group in a number proportional to the size of each lot or batch. The total number of specimens taken shall be equal to the required sample size, n.

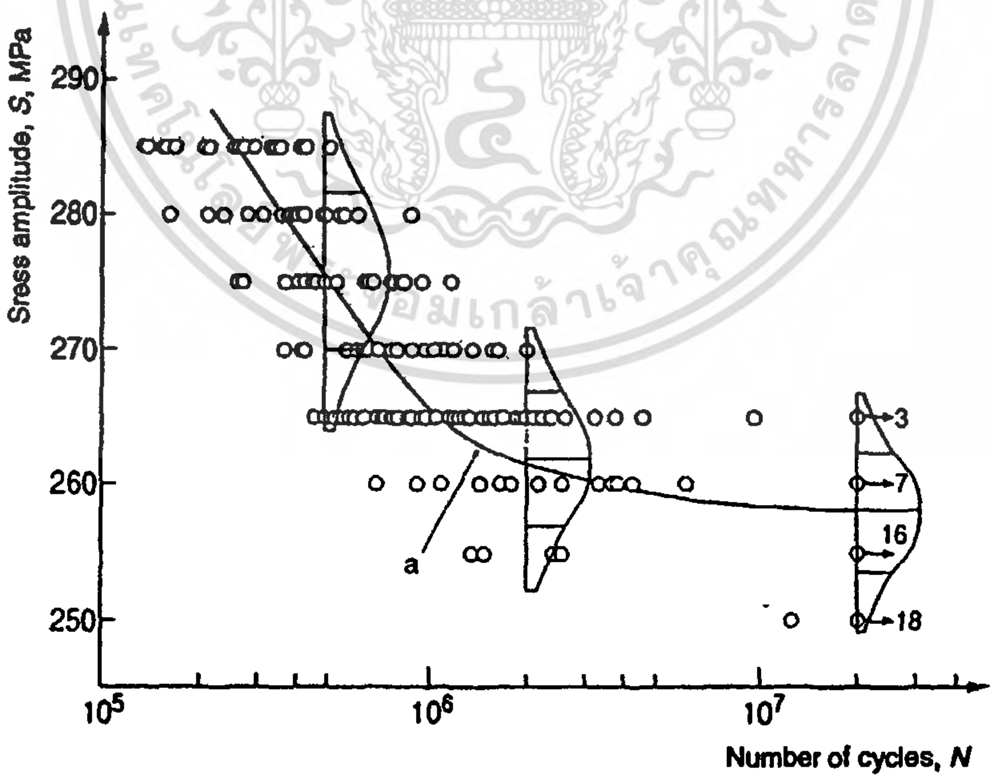
If the population displays any serial nature, e.g. if the properties are related to the date of fabrication, the population shall be divided into groups related to time. Random samples shall be selected from each group in numbers proportional to the group size.

The specimens taken from a particular batch of material will reveal a variability specific to the batch. This within-batch variation can sometimes be of the same order of importance as the between-batch variation. When the relative importance of different kinds of variation is known from experience, sampling shall be performed taking this into consideration.



a median curve

Figure 1 — Concept of variation in a fatigue property — Distribution of fatigue life at given stresses for a 0,25 % C carbon steel tested in the rotating-bending mode



a median curve

Figure 2 — Concept of variation in a fatigue property — Distribution of fatigue strength at typical fatigue lives for a 0,25 % C carbon steel tested in the rotating-bending mode

Hardness measurement is recommended for some materials, when possible, to divide the population of the material into distinct groups for sampling. The groups should be of as equal size as possible. Specimens may be extracted randomly in equal numbers from each group to compose a test sample of size n. This procedure will generate samples uniformly representing the population, based upon hardness.

5.2 Number of specimens to be tested

The reliability of test results is primarily dependent on the number of specimens tested. It increases with the number of tests, n.

For a random variable, x, taking values always less than or equal to $x_{(P)}$ at a probability, P, in a population, define x_1 as a minimum observed value in a set of n specimens extracted from the population. The probability that $x_1 \geqslant x_{(P)}$ is less than or equal to α, i.e. $(1-P)^n$. Therefore, it can be expected that $x_{(P)}$ is greater than x_1 with a probability of at least $1-\alpha$, i.e. at least $1-(1-P)^n$. This gives:

$$n = \frac{\ln \alpha}{\ln(1-P)} \tag{3}$$

In the case of fatigue life tests, Equation (3) indicates at a confidence level of $1-\alpha$ that the true fatigue life at probability of failure P of the population can be expected to be greater than the minimum life observed from n specimens.

The same concept can be applied to the case of *S-N* data items, because the deviations in individual log-life data from the mean *S-N* curve are considered to be randomly distributed. Further, the variance is assumed to be constant for different stresses, as a model *S-N* curve is fitted by an ordinary least-squares method in many cases.

Table 1 gives some typical figures for the number of specimens. The numbers in the column corresponding to a confidence level of 95 % are used for reliability design purposes, those at the 50 % confidence level for exploratory tests and the others for general engineering applications.

Table 1 — Number of specimens required so that the minimum value of test data can be expected to fall below the true value for the population at a given level of probability of failure at various confidence levels

Probability of failure P (%)	Confidence level, $1-\alpha$ (%)		
	50	90	95
	Number of specimens, n [a]		
50	1	3	4
10	7	22	28
5	13	45	58
1	69	229	298

[a] The values of n are rounded to the nearest whole number.

5.3 Allocation of specimens for testing

Specimens taken from the test materials shall be allocated to individual fatigue tests in principle in a random way, in order to minimize unexpected statistical bias. The order of testing of the specimens shall also be randomized in a series of fatigue tests.

When several test machines are used in parallel, specimens shall be tested on each machine in equal or nearly equal numbers and in a random order. The equivalence of the machines in terms of their performance shall be verified prior to testing.

When the test programme includes several independent test series, e.g. tests at different stress levels or on different materials for comparison purposes, each test series shall be carried out at equal or nearly equal rates of progress, so that all testing can be completed at approximately the same time.

For a given number of specimens tested at several stresses, the number of repeated tests at each stress affects the statistical confidence of the estimate of the variability of the results. Recommended ratios for the number of stress levels to the total number of specimens can be found in [6].

6 Statistical estimation of fatigue life at a given stress

6.1 Testing to obtain fatigue life data

Conduct fatigue tests a given stress, S, on a set of carefully prepared specimens to determine the fatigue life values for each. The number of specimens, n, required may be determined by reference to the typical values given in Table 1. The number selected will be dependent upon the purpose of the test and the availability of test material.

A set of seven specimens is recommended in this International Standard for exploratory tests. For reliability purposes, however, at least 28 specimens are recommended.

6.2 Plotting data on probability paper

Prepare fatigue life data, $x = \log N$, for n specimens for probability plotting by ranking the data from minimum to maximum values. Label each data item with an order number, i, as $x_1 \leqslant x_2 \leqslant \ldots \leqslant x_n$. The probability of failure for the ith data item is approximated by:

$$P_i = \frac{i - 0{,}3}{n + 0{,}4} \tag{4}$$

Plot the data pairs thus obtained, (x_1, P_1), (x_2, P_2), ... , (x_n, P_n), on normal probability paper. If a straight line fits all the data points reasonably well, it can be concluded the data follow a log-log distribution.

If the data pairs do not give a straight line, it is recommended that other types of plot be attempted. Plotting on Weibull [4] probability paper is helpful in such situations.

When log-log probability paper is used, the fatigue lives, N_i, can be plotted directly without converting them into logarithms.

Figure 3 shows an example of log-log probability paper.

A worked example of the preparation of a data plot is given in Clause A.1.

The probability of failure for the ith data item can be approximated by other equations. One of the frequently used alternatives that generates almost identical results when n is sufficiently large is:

$$P_i = \frac{i}{n + 1}$$

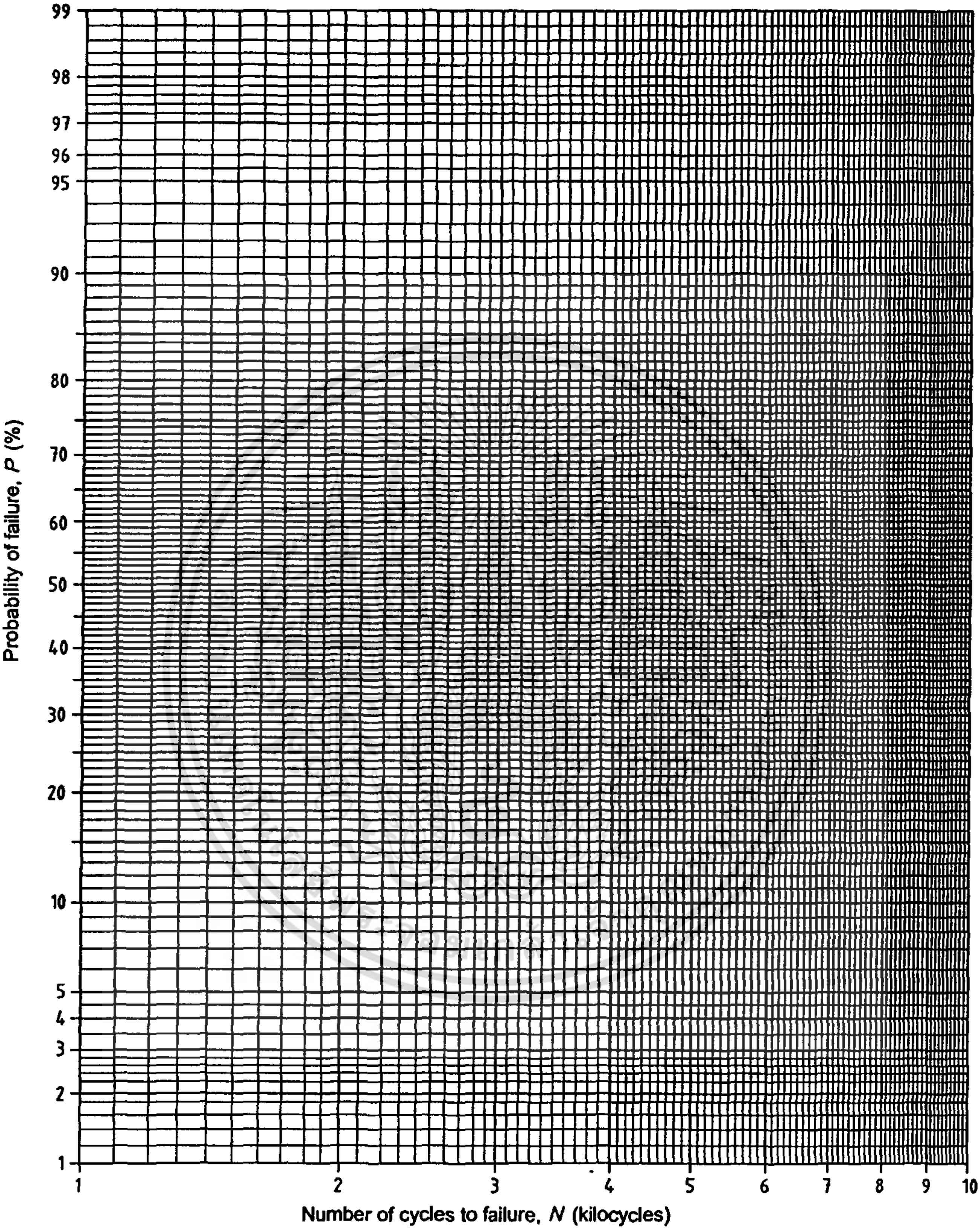


Figure 3 — Example of log-log probability paper

6.3 Estimating distribution parameters

Estimate parameters defining the statistical distribution of the fatigue life, Equation (1), from the linear curve that best fits the experimental data.

Define the value $x_{(P)}$ corresponding to a probability of failure P (%) that can be read from the curve. Estimate the mean, μ_x, and the standard deviation, σ_x, from the two values $x_{(10)}$ and $x_{(90)}$ as follows:

$$\hat{\mu}_x = \frac{x_{(10)} + x_{(90)}}{2} \tag{5}$$

$$\hat{\sigma}_x = \frac{x_{(90)} - x_{(10)}}{2,56} \tag{6}$$

where the caret sign "^" is used to indicate that they are estimates.

The number of degrees of freedom for the standard deviation are considered to be $n - 1$, where n is the number of data items.

The coefficient of variation of the fatigue life, η_N, can be estimated as follows:

$$\hat{\eta}_N = \sqrt{\exp\left[(\ln 10)^2 \hat{\sigma}_x^2 - 1\right]} \tag{7}$$

where ln10 is the natural logarithm of 10, the square of which is 5,302.

The mean and the standard deviation thus estimated may differ from computed values calculated from the following equations:

$$\hat{\mu} = \frac{\sum_{i=1}^{n} x_i}{n}$$

$$\hat{\sigma} = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^{n} (x_i - \hat{\mu})^2}}{n-1}$$

This International Standard recommends use of the graphical method, since it can adjust the data to fit the normal distribution represented on the probability plot.

6.4 Estimating the lower limit of the fatigue life

Estimate the lower limit of the fatigue life at a given probability of failure, assuming a normal distribution, at the confidence level $1 - \alpha$ from the equation:

$$\hat{x}_{(P,1-\alpha)} = \hat{\mu}_x - k_{(P,1-\alpha,\nu)} \hat{\sigma}_x \tag{8}$$

The coefficient $k_{(P,\,1-\alpha,\,\nu)}$ is the one-sided tolerance limit for a normal distribution, as given in Table B.1. Take as the number of degrees of freedom, ν, the number which was used in estimating the standard deviation.

7 Statistical estimation of fatigue strength at a given fatigue life

7.1 Testing to obtain fatigue strength data

Conduct fatigue tests to generate strength data for a set of specimens in a sequential way using the method known as the staircase method (see [7]).

It is necessary to have rough estimates of the mean and the standard deviation of the fatigue strength for the materials to be tested. Start the test at a first stress level preferably close to the estimated mean strength. Also select a stress step, preferably close to the standard deviation, by which to vary the stress level during the test.

If no information is available about the standard deviation, a step of about 5 % of the estimated mean fatigue strength may be used as the stress step.

Test a first specimen, randomly chosen, at the first stress level to find if it fails before the given number of cycles. For the next specimen, also randomly chosen, increase the stress level by a step if the preceding specimen did not fail, and decrease the stress by the same amount if it failed. Continue testing until all the specimens have been tested in this way.

Exploratory research requires a minimum of 15 specimens to estimate the mean and the standard deviation of the fatigue strength. Reliability data requires at least 30 specimens.

A worked example of the staircase method is given in A.2.1, together with worked examples of the analyses described in 7.2 and 7.3.

7.2 Statistical analysis of test data

Rearrange the test data in order to count the frequencies of failure and non failure of the specimens tested at different stress levels. Use statistical analysis only for the events "failure" and "non-failure". Use the analysis for the group with the least number of observations.

Denote the stress levels arranged in ascending order by $S_0 \leqslant S_1 \leqslant \dots \leqslant S_l$, where l is the number of stress levels, denote the number of events by f_i, and denote the stress step by d. Estimate the parameters for the statistical distribution of the fatigue strength, Equation (2), from:

$$\hat{\mu}_y = S_0 + d\left(\frac{A}{C} \pm \frac{1}{2}\right) \tag{9}$$

$$\hat{\sigma}_y = 1{,}62d\left(D + 0{,}029\right) \tag{10}$$

where

$$A = \sum_{i=1}^{l} i f_i$$

$$B = \sum_{i=1}^{l} i^2 f_i$$

$$C = \sum_{i=1}^{l} f_i$$

$$D = \frac{BC - A^2}{C^2}$$

In Equation (9), take the value of ± 1/2 as:

– 1/2 when the event analysed is failure;

+ 1/2 when the event analysed is non-failure.

In [7], it is stated that Equation (10) is valid only when $D > 0,3$. This condition is generally satisfied when d/σ_y is selected properly within the range 0,5 to 2.

7.3 Estimating the lower limit of the fatigue strength

Estimate the lower limit of the fatigue strength at a probability of failure P for the population at a confidence level of $1 - \alpha$, if the assumption of a normal distribution of the fatigue strength is correct, from the equation:

$$\hat{y}_{(P,1-\alpha)} = \hat{\mu}_y - k_{(P,1-\alpha,\nu)}\hat{\sigma}_y \tag{11}$$

where the coefficient $k_{(P,\ 1-\alpha,\ \nu)}$ is the one-sided tolerance limit for a normal distribution, as given in Table B.1. Take as the number of degrees of freedom, ν, the number which was used in estimating the standard deviation.

7.4 Modified method when standard deviation is known

A modified staircase method, with fewer specimens, is possible if the standard deviation is known and only the mean of the fatigue strength needs to be estimated (see [8]).

Conduct tests as in the staircase method described in 7.1, by decreasing or increasing the stress level by a fixed step depending whether the preceding event was a failure or non-failure, respectively. Choose the initial stress level close to the roughly estimated mean and the stress step approximately equal to the known standard deviation.

A minimum of six specimens is required for exploratory tests and at least 15 for reliability data.

If the test is conducted on n specimens at stress levels S_1, S_2, ... , S_n in a sequential way, then the mean fatigue strength is determined by averaging the test stresses, S_2 to S_{n+1}, beyond the first, without regard to whether each event was a failure or a non-failure:

$$\hat{\mu}_y = \frac{\sum_{i=2}^{n+1} S_i}{n} \tag{12}$$

The test at S_{n+1} is not carried out, but the stress level itself is determined from the result of nth test.

Estimate the lower limit of the fatigue strength for the population from Equation (11). Take as the number of degrees of freedom that corresponding to the standard deviation used for the test or, if this number is unknown, take it as $n - 1$.

In the modified staircase method, it is necessary to know the standard deviation of the fatigue strength. It may be estimated from the S-N curve as described in Clause 8.

A worked example is given in A.2.2.

8 Statistical estimation of *S-N* curve

8.1 Fatigue testing to obtain *S-N* data

Conduct fatigue tests at various stress levels in order to determine the mean *S-N* curve giving a probability of failure of 50 %. It is assumed that the variation in the logarithm of the fatigue life follows a normal distribution with constant variance as a function of stress.

The total number of specimens required may be determined by reference to the typical values given in Table 1, taking into account the purpose of the test and the availability of test material.

Use a minimum of eight specimens for exploratory testing. It is recommended that two specimens be tested at each of four equally spaced stress levels. For reliability design purposes, however, at least 30 specimens are required. In this case, test six specimens at each of five equally spaced stress levels.

For ordinary high-cycle fatigue tests, the stress levels are generally chosen so that the resultant fatigue lives will have a spread of three decades of cycles, e.g. from 5×10^4 to 1×10^6 cycles.

Alternative methods can be found in [1] to [3] and in [5]. Continuous mathematical models are also used to fit curves to fatigue data extending from finite to infinite fatigue life regions (see [3] and [9] to [11]).

8.2 Statistical analysis of *S-N* data

To analyse the *S-N* relationship, use a linear mathematical model of the form:

$$x = b - ay$$

where $x = \log N$, and a and b are constants. For the variable y, either $y = S$ or $y = \log S$ may be used, whichever gives better plot linearity.

The most probable estimate of the mean *S-N* curve for the population is given by:

$$\hat{\mu}_x = \hat{b} - \hat{a}y \tag{13}$$

$$\hat{a}_x = -\frac{\sum_{i=1}^{n}(x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sum_{i=1}^{n}(y_i - \bar{y})^2} \tag{14}$$

$$\hat{b} = \bar{x} + \hat{a}\bar{y} \tag{15}$$

where

$$\bar{x} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} x_i$$

$$\bar{y} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} y_i$$

and n is the number of data items.

Estimate the standard deviation of the logarithm of the fatigue life from the mean *S-N* curve for the population from the equation:

$$\hat{\sigma}_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}\left[x_i - \left(\hat{b} - \hat{a}y_i\right)\right]^2}{n-2}} \tag{16}$$

with $n-2$ degrees of freedom.

Then estimate the standard deviation of the fatigue strength for the population from the equation:

$$\hat{\sigma}_y = \frac{\hat{\sigma}_x}{\hat{a}} \tag{17}$$

The standard deviation of the fatigue strength thus obtained may be used in fatigue tests conducted by the modified staircase method described in 7.4.

8.3 Estimating the lower limit of the *S-N* curve

Estimate the lower limit to the *S-N* curve corresponding to a probability of failure P for the population at a confidence level $1-\alpha$ and for a number of degrees of freedom ν using the equation:

$$\hat{x}_{(P,1-\alpha,\nu)} = \hat{b} - \hat{a}y - k_{(P,1-\alpha,\nu)}\hat{\sigma}_x \sqrt{1 + \frac{1}{n} + \frac{(y-\bar{y})^2}{\sum_{i=1}^{n}(y_i-\bar{y})^2}} \tag{18}$$

where the coefficient $k_{(P,\,1-\alpha,\,\nu)}$ is the one-sided tolerance limit for a normal distribution, as given in Table B.1. Take as the number of degrees of freedom, ν, the number which was used in estimating the standard deviation.

The term inside the root sign in Equation (18) is a correction to the estimated standard deviation for the population, this correction depending on the number of tests and the range covered by the tests. When the number and range of the tests are large enough, the correction term is close to 1 and may be neglected.

An worked example is given in Clause A.3.

8.4 Verifying the adequacy of the linear model

It is possible to verify statistically the adequacy of the linear model if more than one specimen is tested at each of three or more stress levels.

When m_i specimens are tested at a stress level S_i, the data obtained for the jth specimen can be written as x_{ij}. The hypothesis of linearity is rejected if:

$$\frac{\sum_{i=1}^{l} m_i\left[\left(\hat{b} - \hat{a}y_i\right) - \bar{x}_i\right]^2 (l-2)}{\sum_{i=1}^{l}\sum_{j=1}^{m_i}\left(x_{ij} - \bar{x}_i\right)^2 (n-l)} > F_{(1-\alpha,\nu_1,\nu_2)} \tag{19}$$

where

$$\bar{x}_j = \frac{1}{m_i} \sum_{i=1}^{m_i} x_i$$

$$n = \sum_{i=1}^{l} m_i$$

and l is the number of stress levels.

Table B.2 gives the values of $F_{(1-\alpha, \nu_1, \nu_2)}$ corresponding to a confidence level, $1-\alpha$, of 95 %. The two numbers of degrees of freedom are defined as: $\nu_1 = l - 2$ for the numerator and $\nu_2 = n - 1$ for the denominator of Equation (19).

It is useful to look at the differences between observed values and estimated values, $x_i - \hat{x}_i$, by plotting them against $\hat{x}_i$ (see [12]). The fit is regarded as satisfactory if the plot appears approximately uniform.

9 Test report

9.1 Presentation of test results

9.1.1 General

The test report shall include the following information as appropriate to the type of test:

9.1.2 Fatigue life at a given stress

a) The test stress level and the estimated mean fatigue life, plus the estimated standard deviation of the logarithm of the fatigue life or the coefficient of variation of the fatigue life. The number of test specimens shall be indicated. The method of estimating the parameters (graphical or by calculation) shall also be reported.

b) A compilation of the experimental fatigue life data obtained for each specimen, with observations such as the mode of failure or non-failure, and indicating the test stress.

c) A plot of the experimental data on probability paper showing the curve which fits the data. No excessive extrapolation of the curve is allowed beyond the range covered by the observations.

d) The estimated lower limit of the fatigue life at the selected probability of failure, when necessary. No excessive extrapolation of the probability curve is allowed beyond the range covered by the observations.

9.1.3 Fatigue strength at a given fatigue life

a) The estimated mean fatigue strength and the estimated standard deviation, indicating the number of specimens tested. Report the method used to estimate these parameters, such as the staircase method.

b) A list of the experimental data on the stress level and the number of cycles to which each specimen was subjected, with observations on failure or non-failure, in the order of the test.

c) The estimated lower limit of the fatigue strength at the selected probability of failure, when necessary. No excessive extrapolation of the probability curve is allowed beyond the range covered by the observations.

9.1.4 *S-N* curve

a) *The estimated mean S-N curve, showing plots of the experimental data.* No excessive extrapolation of the curve is allowed beyond the range covered by the observations.

b) List of experimental data including the stress level and the number of cycles applied to each specimen with observations such as failure or non-failure.

c) The estimated lower limit of the *S-N* curve at the selected probability of failure, when necessary. No excessive extrapolation of the probability curve is allowed beyond the range covered by the observations.

9.2 Related information

9.2.1 Material tested

The report shall include information about the material tested, such as a standard designation or equivalent, process of fabrication, chemical composition, heat treatment, microstructure, mechanical properties.

9.2.2 Specimens tested

The report shall include information about the specimens tested, such as a standard designation or equivalent, dimensions, orientation of specimens with respect to the material from which they were taken, surface finish.

9.2.3 Conditions of fatigue test

The report shall include information about the conditions of the fatigue test, such as the type of stress (or strain in the case of a strain-controlled test), stress ratio or other parameter characterizing the test series, stress wave form, test frequency or equivalent, definition of failure, test environment.

Annex A
(informative)

Examples of applications

A.1 Example of statistical estimation of fatigue life

A set of seven data items is given in Table A.1 as an example. The data are arranged in order of magnitude, so that the corresponding probability, P_i, can be calculated by Equation (4).

The values of $x_i = \log N_i$ are then plotted on normal probability paper and, by visual inspection, a linear curve fitted, as shown in Figure A.1. The values of $x_{(90)}$ and $x_{(10)}$, corresponding to a probability of failure of 90 % and 10 %, respectively, are read from the curve:

$$x_{(90)} = 5{,}06$$

$$x_{(10)} = 4{,}75$$

The parameters for the distribution are calculated from Equations (5) and (6), as follows:

$$\hat{\mu}_x = 4{,}905$$

$$\hat{\sigma}_x = 0{,}121$$

or

$$\hat{N}_{(50)} = 8{,}04 \times 10^4 \text{ cycles}$$

$$\hat{\eta}_N = 0{,}63$$

The lower limit of the fatigue life for a 10 % probability of failure, at a confidence level of 95 %, is estimated from Equation (8), taking $k_{(0,1;\,0{,}95;\,6)}$ as 2,755 as given in Table B.1:

$$\hat{x}_{(10)} = 4{,}905 - (2{,}755 \times 0{,}121)$$
$$= 4{,}572$$

or

$$\hat{N}_{(10)} = 10^{4{,}572}$$
$$= 3{,}73 \times 10^4 \text{ cycles}$$

Table A.1 — Example of fatigue life data

Specimen number i	Fatigue life N_i cycles	Log of fatigue life $x_i = \log N_i$	Probability P_i %
1	$6{,}05 \times 10^4$	4,782	9,43
2	$6{,}31 \times 10^4$	4,800	22,8
3	$7{,}39 \times 10^4$	4,869	36,4
4	$8{,}46 \times 10^4$	4,927	50,0
5	$9{,}11 \times 10^4$	4,960	63,6
6	$9{,}37 \times 10^4$	4,972	77,2
7	$1{,}25 \times 10^5$	5,098	90,6

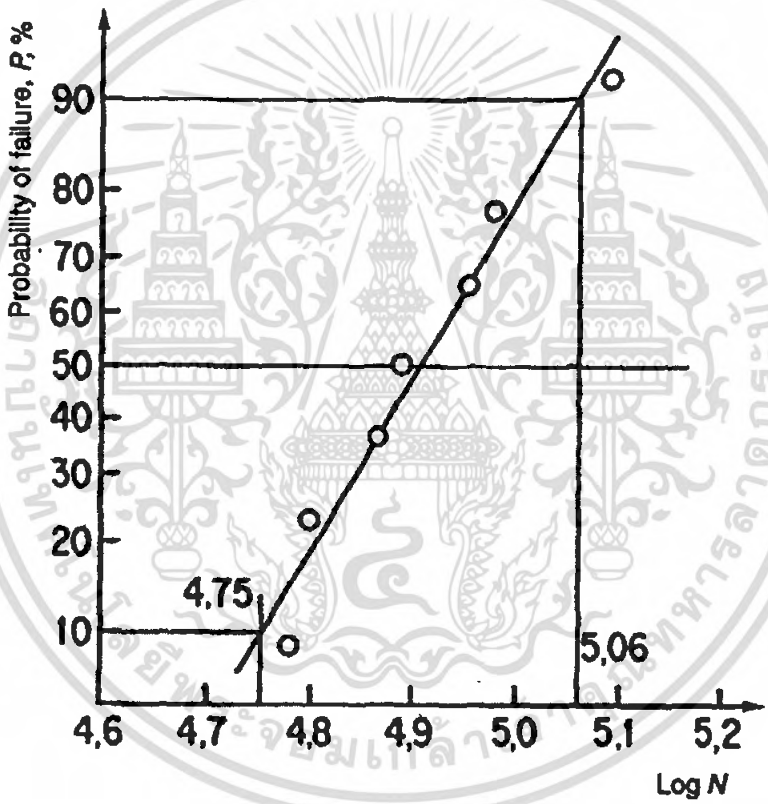


Figure A.1 — Example of plot of fatigue life data on normal probability paper

A.2 Examples of statistical estimation of fatigue strength

A.2.1 Staircase method

When using the staircase method, specimens are tested sequentially under increasing stresses until a failure occurs. An example of a set of data is given in Table A.2. From the beginning, the last non-failure in terms of stress is the first valid data which is 500 MPa in Table A.2. In this test, there are seven failures and eight non-failures. The failure event is therefore the one considered in the analysis.

Only three stress levels are considered in the analysis, as shown in Table A.3, with S_0 = 500 MPa and stress step d = 20 MPa. The number of the relevant event, f_i, is given in the third column of the table. The values of A, B, C and D are as follows:

$A = 7$

$B = 11$

$C = 7$

$D = 0{,}571$

The mean and the standard deviation of the fatigue strength are calculated from Equations (9) and (10), as follows:

$$\hat{\mu}_y = 500 + 20(7/7 - 1/2) = 510 \text{ MPa}$$

$$\hat{\sigma}_y = 1{,}62 \times 20(0{,}571 + 0{,}029) = 19{,}4 \text{ MPa}$$

and

$$\hat{\eta}_S = 19{,}4/510 = 0{,}038$$

NOTE By analogy with Equation (7), the coefficient of variation for the strength can be estimated from the equation:

$$\hat{\eta}_S = \sqrt{\exp\left[(\ln 10)^2 \hat{\sigma}_y^2 - 1\right]}$$

Table A.2 — Example of staircase test data

Stress S_i MPa	Sequence number of specimen																
			1				5					10					15
540									X								X
520				X				O		X		X				O	
500			O		X		O				O		X		O		
480		O*				O								O			
460	O*																

X for failure
O for non-failure
* not counted

Table A.3 — Analysis of the data in Table A.2

Stress S_i MPa	Level i	Values f_i	if_i	i^2f_i
540	2	2	4	8
520	1	3	3	3
500	0	2	0	0
Sum	—	7	7	11

The lower limit of the fatigue strength for a probability of failure of 10 % is calculated from Equation (11) at a confidence level of 95 %. The value of the appropriate coefficient, $k_{(0,1;\,0,95;\,6)}$, taken from Table B.1, is 2,755.

$$\begin{aligned}\hat{y}_{(10)} &= 510 - (2{,}755 \times 19{,}4) \\ &= 456 \text{ MPa}\end{aligned}$$

In this example, the stress step d is close enough to the estimated standard deviation and D is greater than 0,3.

A.2.2 Modified staircase method

This example is based on the same fatigue test data as in A.2.1, but only for sequence numbers 1 to 6. The set of data used is given in Table A.4. The standard deviation of the fatigue strength is 19,4 MPa with a number of degrees of freedom of 6, as calculated above. The test was conducted with a stress step of 20 MPa which is close enough to the standard deviation.

The mean fatigue strength is calculated from the data, using Equation (12), as follows:

$$\begin{aligned}\hat{\mu}_y &= (520 + 500 + 480 + 500 + 520 + 540)/6 \\ &= 510 \text{ MPa}\end{aligned}$$

The lower limit of the fatigue strength for a probability of failure of 10 % is calculated from Equation (11), at a confidence level of 95 % and taking a value for $k_{(0,1;\,0,95;\,6)}$ of 2,755 from Table B.1, as follows:

$$\begin{aligned}\hat{y}_{(10)} &= 510 - (2{,}755 \times 19{,}4) \\ &= 456 \text{ MPa}\end{aligned}$$

Table A.4 — Example of modified staircase test data

Parameter	Test sequence						
i	1	2	3	4	5	6	7
S_i, MPa	500	520	500	480	500	520	540
Event	O	X	X	O	O	O	[a]

[a] Test not actually carried out (stress level calculated from previous value).

A.3 Statistical estimation of *S-N* curve

A set of test data obtained from eight specimens is given as an example in Table A.5. Statistical analysis is performed here for $y = S$ and $x = \log N$, using a linear model and semi-logarithmic coordinates.

The mean values of y and x are easily obtained from the table as:

$$\bar{y} = 405 \text{ MPa}$$

$$\bar{x} = 5{,}311$$

The following quantities are then calculated:

$$\sum (x - \bar{x})^2 = 2{,}196$$

$$\sum (y - \bar{y})^2 = 9\,000$$

$$\sum (x - \bar{x})(y - \bar{y}) = -138{,}1$$

The coefficients for the most probable estimate of the mean *S-N* curve are given by Equations (14) and (15), as follows:

$$\hat{a} = 0{,}015\,3$$

$$\hat{b} = 11{,}527$$

The estimated standard deviations for the logarithm of the fatigue life and for the fatigue strength are then calculated from Equations (16) and (17), respectively:

$$\hat{\sigma}_x = 0{,}114$$

$$\hat{\sigma}_y = 7{,}5 \text{ MPa}$$

The lower limit of the *S-N* curve, corresponding to a probability of failure, P, of 10 %, is calculated at a confidence level of 95 % from Equation (18) and taking a value for $k_{(0,1;\,0,95;\,6)}$ of 2,755 from Table B.1, as follows:

$$\hat{x}_{(10)} = 11{,}527 - 0{,}015\,3y - 0{,}314\sqrt{1{,}166\,7 + \frac{(y - 405)^2}{9\,000}}$$

This curve is shown in Figure A.2.

Table A.5 — Example of *S-N* data

Specimen number i	Stress $y_i = S_i$ MPa	Fatigue life N_i cycles	Log of fatigue life $x_i = \log N_i$
1	450	$3{,}41 \times 10^4$	4,533
2	450	$5{,}23 \times 10^4$	4,719
3	420	$9{,}66 \times 10^4$	4,985
4	420	$1{,}50 \times 10^5$	5,176
5	390	$2{,}73 \times 10^5$	5,436
6	390	$4{,}12 \times 10^5$	5,615
7	360	$8{,}01 \times 10^5$	5,904
8	360	$1{,}32 \times 10^6$	6,121

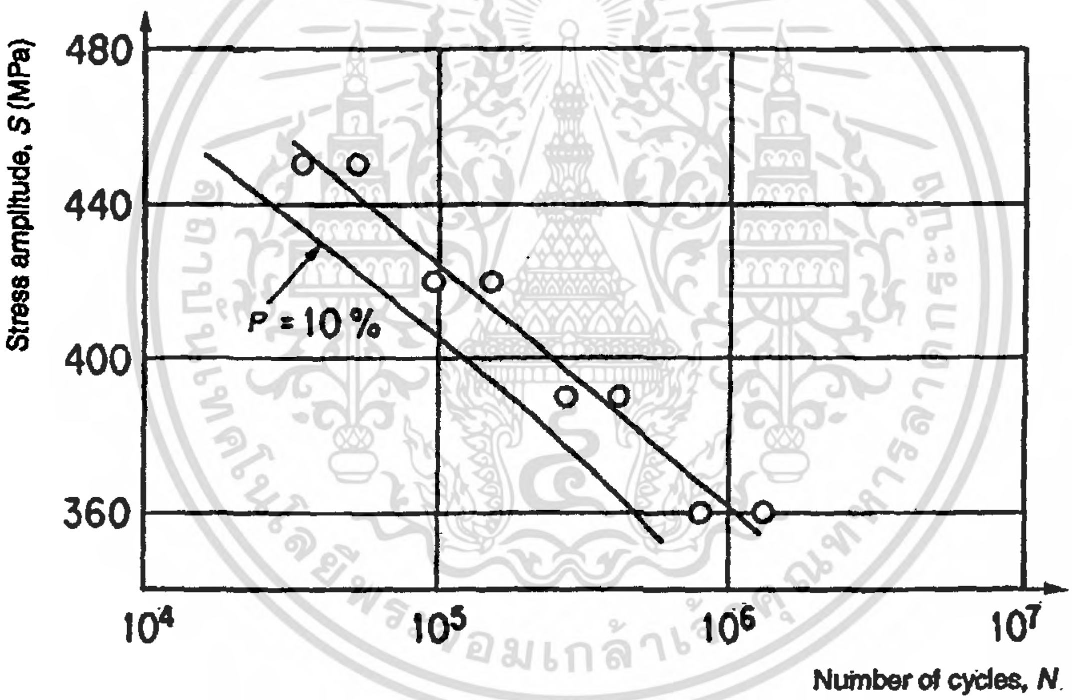


Figure A.2 — Example of *S-N* data analysis

Annex B
(informative)

Statistical tables

Table B.1 — Coefficient $k_{(P,\,1-\alpha,\,\nu)}$ for the one-sided tolerance limit for a normal distribution for point P %

Number of degrees of freedom ν	Probability, P (%)							
	10		5		1		0,1	
	Confidence level, $1-\alpha$ (%)							
	90	95	90	95	90	95	90	95
2	4,258	6,158	5,310	7,655	7,340	10,55	9,651	13,86
3	3,187	4,163	3,957	5,145	5,437	7,042	7,128	9,215
4	2,742	3,407	3,400	4,202	4,666	5,741	6,112	7,501
5	2,494	3,006	3,091	3,707	4,242	5,062	5,556	6,612
6	2,333	2,755	2,894	3,399	3,972	4,641	5,301	6,061
7	2,219	2,582	2,755	3,188	3,783	4,353	4,955	5,686
8	2,133	2,454	2,649	3,031	3,641	4,143	4,772	5,414
9	2,065	2,355	2,568	2,911	3,532	3,981	4,629	5,203
10	2,012	2,275	2,503	2,815	3,444	3,852	4,515	5,036
11	1,966	2,210	2,448	2,736	3,370	3,747	4,420	4,900
12	1,928	2,155	2,403	2,670	3,310	3,659	4,341	4,787
13	1,895	2,108	2,363	2,614	3,257	3,585	4,274	4,690
14	1,866	2,068	2,329	2,566	3,212	3,520	4,215	4,607
15	1,842	2,032	2,299	2,523	3,172	3,463	4,164	4,534
16	1,820	2,001	2,272	2,486	3,136	3,415	4,118	4,471
17	1,800	1,974	2,249	2,453	3,106	3,370	4,078	4,415
18	1,781	1,949	2,228	2,423	3,078	3,331	4,041	4,364
19	1,765	1,926	2,208	2,396	3,052	3,295	4,009	4,319
20	1,750	1,905	2,190	2,371	3,028	3,262	3,979	4,276
21	1,736	1,887	2,174	2,350	3,007	3,233	3,952	4,238
22	1,724	1,869	2,159	2,329	2,987	3,206	3,927	4,204
23	1,712	1,853	2,145	2,309	2,969	3,181	3,904	4,171
24	1,702	1,838	2,132	2,292	2,952	3,158	3,882	4,143
25	1,657	1,778	2,080	2,220	2,884	3,064	3,794	4,022

Table B.2 — Values of $F_{(1-\alpha,\, v1,\, v2)}$ at a confidence level, $1-\alpha$, of 95 %

v_2	Number of degrees of freedom v_1					
	1	2	3	4	5	6
1	161	200	216	225	230	234
2	18,5	19,0	19,2	19,2	19,3	19,3
3	10,1	9,55	9,28	9,12	9,01	8,94
4	7,71	6,94	6,59	6,39	6,26	6,16
5	6,61	5,79	5,41	5,19	5,05	4,95
6	5,99	5,14	4,76	4,53	4,39	4,28
7	5,59	4,74	4,35	4,12	3,97	3,87
8	5,32	4,46	4,07	3,84	3,69	3,58
9	5,12	4,26	3,86	3,63	3,48	3,37
10	4,96	4,10	3,71	3,48	3,33	3,22
11	4,84	3,98	3,59	3,36	3,20	3,09
12	4,75	3,89	3,49	3,26	3,11	3,00
13	4,67	3,81	3,41	3,18	3,03	2,92
14	4,60	3,74	3,34	3,11	2,96	2,85
15	4,54	3,68	3,29	3,06	2,90	2,79
16	4,49	3,63	3,24	3,01	2,85	2,74
17	4,45	3,59	3,20	2,96	2,81	2,70
18	4,41	3,55	3,16	2,93	2,77	2,66
19	4,38	3,52	3,13	2,90	2,74	2,63
20	4,35	3,49	3,10	2,87	2,71	2,60
21	4,32	3,47	3,07	2,84	2,68	2,57
22	4,30	3,44	3,05	2,82	2,66	2,55
23	4,28	3,42	3,03	2,80	2,64	2,53
24	4,26	3,40	3,01	2,78	2,62	2,51
25	4,24	3,39	2,99	2,76	2,60	2,49
26	4,23	3,37	2,98	2,74	2,59	2,47
27	4,21	3,35	2,96	2,73	2,57	2,46
28	4,20	3,34	2,95	2,71	2,56	2,45
29	4,18	3,33	2,93	2,70	2,55	2,43
30	4,17	3,32	2,92	2,69	2,53	2,42

Annex C
(informative)

Combined method for statistical estimation of a full *S-N* curve

C.1 Scope

This annex presents a method of estimating statistically a full *S-N* curve, including both finite and infinite fatigue life ranges, using a practical number of specimens. It is assumed that the *S-N* curve consists of an inclined straight line in the finite fatigue life range and a horizontal straight line in the infinite fatigue life regime. This is often realistic for many engineering materials, when the data are represented using appropriate coordinates, generally on semi-log or log-log paper.

C.2 Fatigue testing to obtain a full *S-N* curve

The test requires at least 14 specimens, eight of these being used for estimating the *S-N* curve in the finite fatigue life range (inclined line) and six for the fatigue strength at the infinite fatigue life regime (horizontal line). Figure C.1 displays this concept graphically.

The number of specimens allocated to each line is determined in a way that permits the fatigue strengths predicted by each, at their point of intersection, to have equal statistical confidence. It is recommended that the following relationship be satisfied (see [13]):

$$\frac{n_2}{n_1} = \frac{l+1}{2l-1} \tag{C.1}$$

where n_1 and n_2 are the number of tests for the inclined line and the horizontal line, respectively, and l is the number of stress levels for testing along the inclined line.

A few extra specimens should be kept in reserve, as tests may not always take place as expected. Having extra specimens available may help to resolve such unexpected problems.

C.3 Fatigue tests in the finite fatigue life range

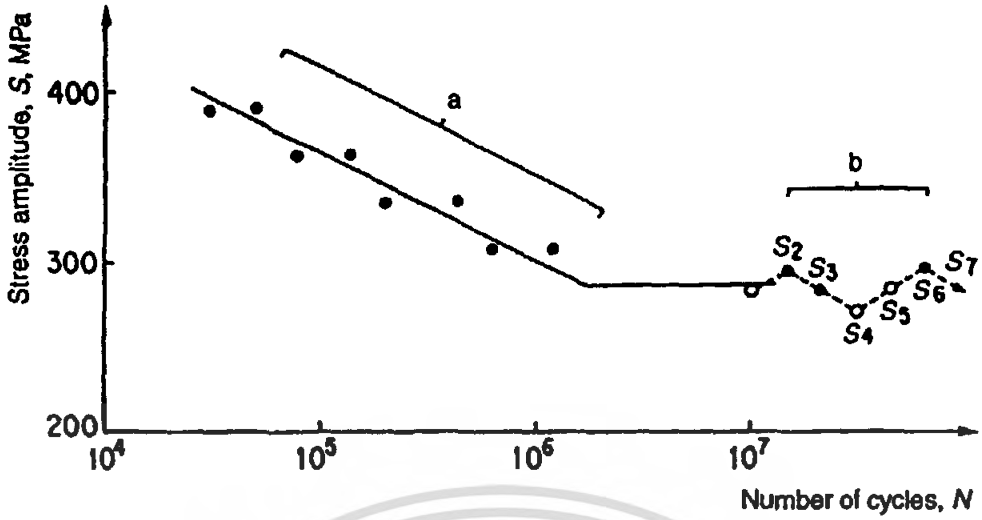
The mean *S-N* curve in the finite fatigue life range (inclined part) is estimated using eight specimens tested by the procedure described in 8.1.

The equation of the inclined part of the *S-N* curve is determined using Equations (13) to (15). The standard deviation of the fatigue strength is calculated using Equations (16) and (17).

C.4 Fatigue tests in the infinite fatigue life range

The fatigue strength in the infinite fatigue life range (horizontal part) is estimated using six specimens tested by the modified staircase method described in 7.4. The stress step for the test is selected so that it is close enough to the standard deviation calculated in Clause C.3.

The mean fatigue strength in the horizontal part of the curve is calculated using Equation (12).



- failure

o non-failure after 1×10^7 cycles

[a] Eight specimens

[b] Six specimens by staircase method

Figure C.1 — Model of combined method for the *S-N* curve with 14 specimens

C.5 Estimating the full *S-N* curve

The full *S-N* curve, including both the finite and infinite fatigue life regions, is obtained by combining Equations (13) and (11):

$$\begin{cases} x = \hat{b} - \hat{a}y & \text{when } y > \hat{\mu}_y \\ y = \hat{\mu}_y \end{cases} \tag{C.2}$$

C.6 Lower limit of the full *S-N* curve

The lower limit of the full *S-N* curve is obtained by combining Equations (18) and (11):

$$\begin{cases} \hat{x}_{(P,1-a)} = \hat{b} - \hat{a}y - k_{(P,1-a,\nu)}\hat{\sigma}_x \sqrt{1 + \dfrac{1}{n} + \dfrac{(y-\bar{y})^2}{\sum\limits_{i=1}^{x}(y_i - \bar{y})^2}} & \text{when } y > \hat{y}_{(P,1-a)} \\ \hat{y}_{(P,1-a)} = \hat{\mu}_y - k_{(P,1-a,\nu)}\hat{\sigma}_y \end{cases} \tag{C.3}$$

The number of degrees of freedom, ν, is $n_1 - 2$ for both the finite and the infinite fatigue life regimes. This is because the statistical uncertainty in the fatigue limit is dependent on that of the standard deviation which is derived from the analysis of finite fatigue life data.

Bibliography

[1] BS 3518-5:1966, *Methods of fatigue testing — Guide to the application of statistics*

[2] JSME S 002:1981, *Standard Method of Statistical Fatigue Testing*

[3] NF A 03-405:1991, *Metallic products — Fatigue tests — Statistical treatment of data*

[4] WEIBULL, W., *Fatigue Testing and the Analysis of Results*, (1961), Pergamon Press

[5] NISHIJIMA, S., *Statistical Fatigue Properties of Some Heat-Treated Steels for Machine Structural Use*, STP 744 (1981), pp. 75-88, ASTM

[6] ASTM E 739-91, *Standard Practice for Statistical Analysis of Linear or Linearized Stress-Life (S-N) and Strain-Life (ε-N) Fatigue Data*

[7] DIXSON, W.J., and MOOD, A.M., A Method for Obtaining and Analyzing Sensitivity Data, *Journal of the American Statistical Association*, Vol. 43 (1948), pp. 109-126

[8] BROWNLEE, K.A., HODGES, J.L., Jr., and ROSENBLATT, Murray, *The Up-and-Down Method with Small Samples*, Journal of the American Statistical Association, Vol. 48 (1953), pp. 262-277

[9] BASTENAIRE, F., POMEY, G., and RABBE, P., Etude statistique des durées de vie en fatigue et des courbes de Wöhler de cinq nuances d'acier, *Mémoires scientifiques de la revue de métallurgie*, Vol. 68 (1971), pp. 645-664

[10] BASTENAIRE, F., *New Method for the Statistical Evaluation of Constant Stress Amplitude Fatigue Test Results*, STP 511 (1972), ASTM

[11] SPINDEL, J.E., and HEIBACH, E., The method of maximum likelihood applied to the statistical analysis of fatigue data, *International Journal of Fatigue*, Vol. 1 (1979), pp. 81-88

[12] NETER, J., WASSERMAN, W., and KUTNER, M.H., *Applied Linear Statistical Models*, (1985), pp. 123-132, Irwin, Homewood, Il, USA

[13] NAKAZAWA, H., and KODAMA, S., Statistical Fatigue Testing Method with 14 Specimens — JSME Standard Method for Determination of *S-N* Curves, *Current Japanese Materials Research*, Vol. 2 (1987), pp. 59-69, Elsevier