บทที่ ๑
โครงสร้างอากาศยานและการรับแรง

๑. การพัฒนาการของโครงสร้าง

ในอดีต อากาศยานมีความเร็วต่ำมาก โครงสร้างส่วนใหญ่ใช้โครงไม้บุด้วยผ้าบุ การซ่อมบำรุงเมื่อเกิดการชำรุดก็อาศัยเพียงฝีมือช่างไม้และงานซ่อมส่วนที่เป็นโลหะเล็ก ๆ น้อย ๆ เท่าที่จำเป็น ครั้นต่อมาเมื่ออากาศยานมีความเร็วสูงขึ้น เครื่องยนต์ก็ได้พัฒนาใช้กำลังมากขึ้น ทำให้ บ.ใช้น้ำหนักบรรทุกได้มากขึ้นด้วย โครงสร้างไม้ให้ความแข็งแรงไม่พอ จึงลดความสำคัญลงเป็นลำดับ ในที่สุดได้หันมาใช้โครงสร้างโลหะล้วนแทน อย่างไรก็ตาม บางส่วนของพื้นบังคับก็ยังนิยมใช้ผ้าบุอยู่บ้าง เหตุที่ต้องใช้โครงโลหะ เพราะเบาและแข็งแรงกว่า ทำให้สมรรถนะของ บ.สูงขึ้น

ด้วยเหตุที่งานช่างไม้ได้เปลี่ยนมาเป็นงานช่างโลหะแทน จึงต้องมีการศึกษาให้ทราบถึงคุณสมบัติของโลหะอย่างถี่ถ้วน เพื่อเลือกใช้ให้เหมาะสมและถูกต้อง และนอกจากนี้การยึดโครงสร้างทุกตำบลได้หันมาใช้สลักย้ำแทนตะปูทั้งสิ้น งานด้านนี้เจริญก้าวหน้ารวดเร็วมาก ปัจจุบันการค้นคว้าหาโลหะใหม่ ๆ ที่เบาและแข็งแรงกว่า กำลังดำเนินการต่อไป เพราะอากาศยานมีความเร็วสูงและสมรรถนะดีขึ้น ต้องการคุณสมบัติเหล่านี้มาก

๒. ส่วนต่าง ๆ ของโครงสร้างอากาศยาน

โครงสร้างเริ่มประกอบขึ้นจากชิ้นส่วนย่อย (STRUCTURAL MEMBER) การยึดประกอบเข้ากันมีหลายวิธี เช่น การย้ำ (RIVETTING) การยึดแน่น (FASTENNING) การขันแน่น (TIGHTENING) การเชื่อมต่อ (WELDING) ฯลฯ เป็นต้น เมื่อประกอบรวมเป็นชุด เรียกว่า STRUCTURAL UNIT หลาย ๆ UNIT ประกอบเป็นโครงสร้าง แต่ละส่วนจึงรับแรงส่งทอดติดต่อกันมากน้อยสุดแล้วแต่ลักษณะของโครงสร้างและความมุ่งหมายเฉพาะอย่าง โครงสร้างทั่วไปประกอบด้วยส่วนใหญ่ ๆ ๖ ส่วน คือ

- ลำตัว (FUSELAGE)
- ปีก (WING)
- ชุดหาง (EMPENNAGE)
- ชุดล้อฐาน (LANDING GEAR)
- ชุดแท่นเครื่องยนต์ (ENGINE MOUNT)
- ชุดกะเปาะเครื่องยนต์ (ENGINE NACELLE) หรือ ENGINE COWLING

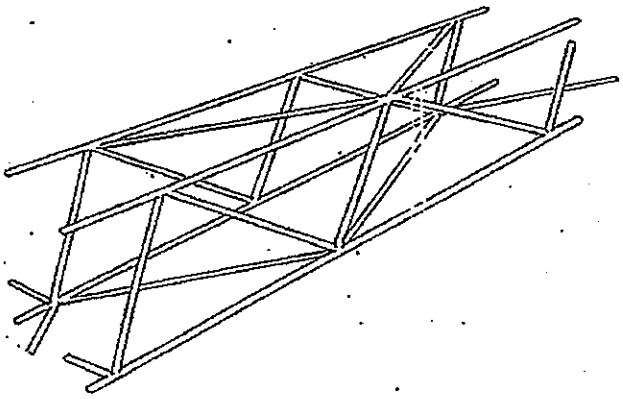
๒.๑. ลำตัว

แบ่งออกได้เป็น ๒ ประเภท คือ

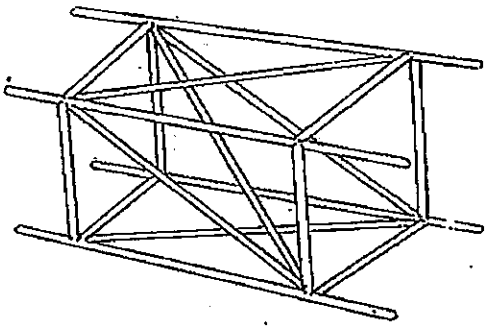
๒.๑.๑ TRUSS CONSTRUCTION มีลักษณะเป็นโครงโยงยึดแบบสะพาน ใช้โครงรับแรงผ้าคลุมภายนอกเพียงช่วยให้เพรียวลมและเบา ลำตัวชนิดนี้เหมาะสำหรับ บ.ความเร็วต่ำๆ ปัจจุบันไม่นิยมใช้แล้ว

๒.๑.๒ MONOCOQUE CONSTRUCTION เป็นโครงสร้างชนิดใช้ผิวซึ่งเป็นแผ่นบุนอกรับแรงด้วย โครงสร้างลักษณะนี้ยังแบ่งออกได้เป็น ๒ ชนิด

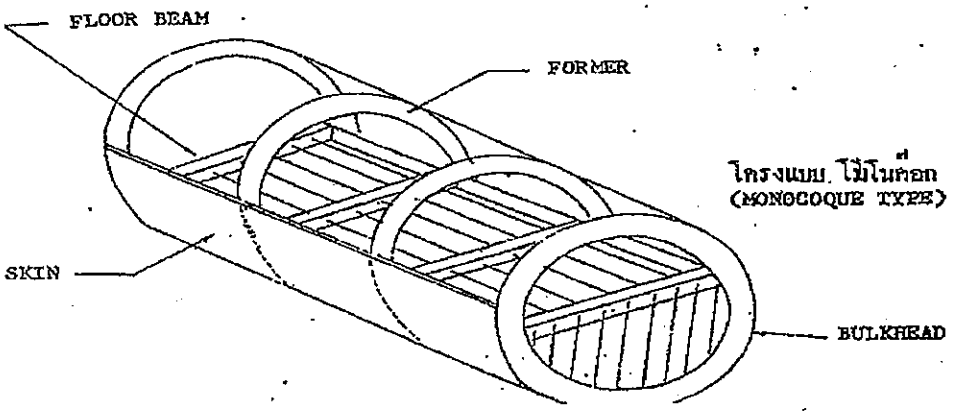
SEMI – MONOCOQUE มีโครงสร้างภายในเป็นลักษณะวงแหวนหรือแผ่นทรงกลมทึบ เรียกว่า กงลำตัว (FORVER หรือ BULKHEAD) ระหว่างกงลำตัวพาดต่อเนื่องกันด้วยระแนงย่อย (STRINGER) หรือระแนงใหญ่ (LONGERON) รวมเรียกว่า LONGITUDINAL MEMBER ส่วนภายนอกใช้แผ่นบุผิวทับโดยรอบ



โครงแบบ วาร์เรน (WARREN TRUSS)



โครงแบบ แพรทท์ (PRATT TRUSS)



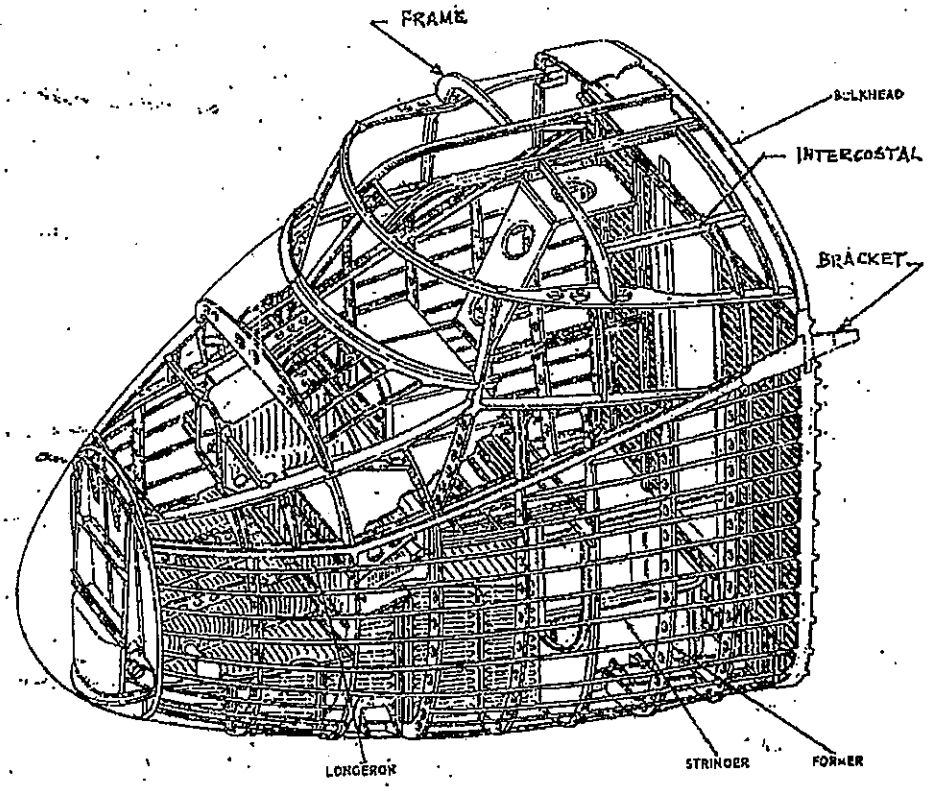
โครงแบบ โมโนค็อก
(MONOCOQUE TYPE)

การยึดประกอบใช้สลักย้ำหรือ SPOT WELDING ได้ การรับแรงช่วยกันรับถ่ายทอดในแต่ละหน้าที่ของโครงสร้าง คือ

แผ่นบุผิวนอก (SKIN หรือ PLATING) มีจุดประสงค์ให้รับแรงบิด (TQRQUE) ถ่ายทอดเข้าหาแผ่นบุในลักษณะของแรงต่อหน่วยความยาว ซึ่งเรียกว่า SHEAR FLOW ทั้งนี้เพราะแผ่นบุผิวนั้นบางมากไม่สามารถรับความเค้นตรง (DIRECT STRESS) ได้

สำหรับระแนงนั้น มีจุดประสงค์ให้รับแรงดึง (TENSILE) และแรงกด (COMPRESSIVE) ตามแนวยาว ในลักษณะของ BENDING STRESS นอกจากนี้ก็อาจรับความเค้นตรงถ่ายทอดจากแผ่นบุอีกด้วย ระแนงไม่มีจุดประสงค์ให้รับแรงเฉือน (SHEAR LOAD)

<u>REINFORCED SHELL</u> ชนิดนี้โครงสร้างเหมือน SEMI – MONOCOQUE ผิดกันที่ระหว่างกงล่าตัวและโครงภายในเสริมความแข็งแรงเพิ่มขึ้นด้วยหนังบุหรือชิ้นเสริม (INTERCOSTAL) โครงสร้างในส่วนนี้แข็งแรงมาก



REINFORCED SHELL TYPE

<u>การเรียกชื่อส่วนของโครงสร้าง</u>

๑. BULKHEAD เป็นโครงสร้างกงลำตัว ซึ่งแข็งแรง , ใหญ่และหนัก ขึ้นรูปประกอบจากชิ้นย่อย มักเป็นอยู่ตามรอยต่อของลำตัว ซึ่งใช้รับแรงถ่ายทอดจากลำตัวอีกท่อนหนึ่ง

๒. FORMER เป็นกงลำตัวขนาดเบา ขึ้นรูปติดต่อเป็นชิ้นเดียวกัน โดยมากใช้เป็นกงสำหรับแซมระหว่างกงใหญ่

๓. FRAME เป็นกงลำตัว ประกอบขึ้นรูปด้วยกันหลาย ๆ ชั้น แต่ละชิ้นย้ำติดกันเป็นกรอบ เป็นโครงสร้างขนาดกลาง เพราะเบากว่า BULKHEAD หน้าที่ของกงลำตัวใช้รับ LOAD ผ่านหน้าตัดของแต่ละกง ซึ่งแบ่งแยกความแค้นกระทำเป็น ๓ ลักษณะ คือ SHEAR STRESS, DIRECT STRESS และ BENDING STRESS

๔. STRINGER และ LONGERON เป็น LONGITUDINAL MEMBER ยาวตามแนวลำตัว ชิ้นเล็ก เรียกว่า ระแนงย่อย (STRINGER) ชิ้นใหญ่เรียกว่าระแนงใหญ่ (LONGERON) มีหน้าที่รับ DIRECT STRESS ในทาง TENSILE และ COMPRESSIVE เท่านั้น

๕. BRACKET และ GUSSET เป็นชิ้นยึดเสริมต่อตามบริเวณมุมหรือขอบช่วยให้โครงสร้างแข็งแรงขึ้น มีลักษณะเป็นมุมฉากหรือเป็นครีบ มีหน้าที่เสริมแรงไม่ให้ MEMBER นั้นล้มหรือเสียการทรงตัว

๖. INTERCOSTAL เป็นชิ้นต่อเสริมอยู่ระหว่างกงลำตัวเป็นท่อนช่วงสั้น อยู่ในแนวเดียวกัน LONGERON มักพาดอยู่ตอนบนของกงลำตัว มีหน้าที่รับ COMPRESSIVE LOAD ซึ่งถ่ายทอดจากระแนงย่อยหรือแผ่นบุสู่กงลำตัว

๗. FLOOR BEAM เป็นคานพื้น มีหน้าตัดต่าง ๆ รับ LOAD สูงมาก ส่วนมากเป็น I – SECTION รับ LOAD ถ่ายทอดให้กับ BULKHEAD อีกทอดหนึ่ง เพื่อถ่าย LOAD เข้าหากรอบของกงลำตัวเป็น POINT LOAD

๘. DIAGONAL MEMBER เป็นชิ้นทแยงขวางสั้น ๆ เกาะอยู่กับแผ่นบุลำตัว เพื่อกันแผ่นย่นในลักษณะของ INSTABILITY FAILURE เมื่อแผ่นบางรับ TENSILE STRESS ร่วมด้วย

๙. SKIN และ PLATING เป็นแผ่นบุภายนอก ทำหน้าที่รับ SHEAR STRESS ถ่ายทอดจากการเกิด TORSION และ BENDING ของโครงสร้างในลักษณะของ SHEAR FLOW

๒.๒ ปีก (WING)

โครงสร้างคล้ายลำตัว แต่โครงสร้างมีลักษณะแตกต่างกันออกไป ทั้งนี้เป็นเพราะปีกเป็นส่วนซึ่งทำหน้าที่ให้แรงยกทางทฤษฎีอากาศพลศาสตร์ จึงมีลักษณะเป็นรูปเพรียวลม (STREAMLINE) โครงสร้างประกอบด้วย

๒.๒.๑ SPAR เป็นแกนปีก แบบคานยื่น (CANTILEVER BEAM) รับแรงสูงสุดของโครงสร้าง ปีกในทาง BENDING มีชื่อเรียกตามลักษณะของการวางแกนปีกต่าง ๆ กัน เช่น

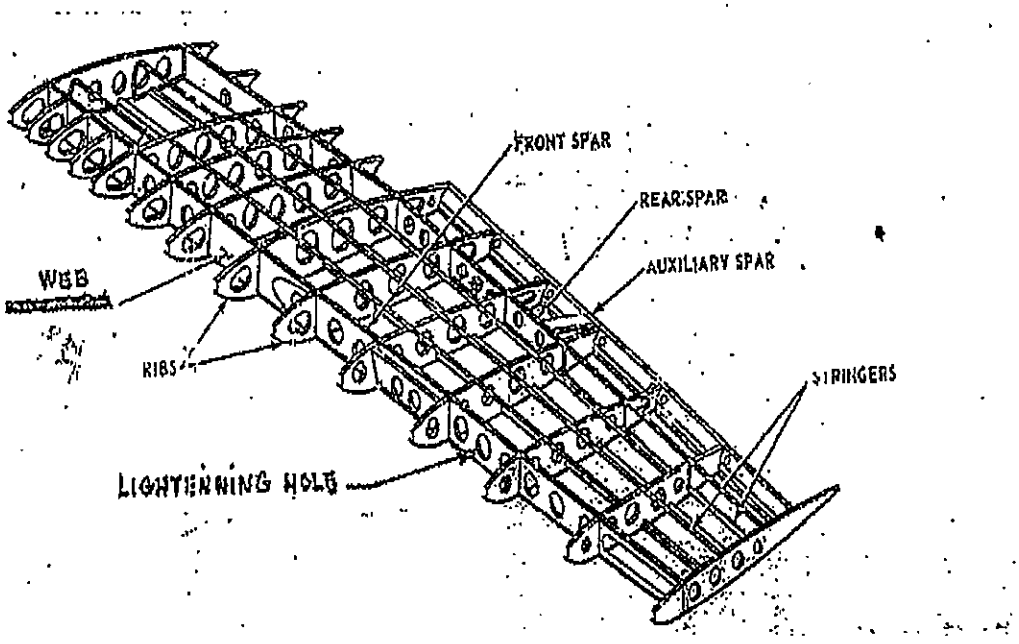
<u>แกนปีกเดี่ยว (MONO - SPAR)</u> มีแกนปีกแข็งแรงที่สุดเพียงแกนเดียว ทางการรับแรง TORSION จะต้องยึดขายหน้าโคนปีก บริเวณที่เรียกว่า D – NOSE อีกจุดหนึ่ง หรืออาจมีอีกแห่งหนึ่งหลังแกนปีกนี้ก็ได้ เพื่อเพิ่มความแข็งแรงทาง TORSION ขึ้นอีก

<u>แกนปีก ๒ แกน (BOX BEAM)</u> มีแกนปีกหน้า (FORNT SPAR) และแกนปีกหลัง (REAR SPAR) วางขนานกันห่างกันด้วยระยะที่ต้องการ ส่วนบนและล่างย้ำเป็นแผ่นบุผิวภายนอก รวม ๔ ด้าน หน้าตัดมีลักษณะเป็น BOX หน้าตัดควรเท่ากันหรือเล็กเรียวลงไปตามลำดับก็ได้แล้วแต่ลักษณะของปีก

<u>แกนปีกหลายแกน (MULTI - SPAR)</u> มีแกนปีกมากกว่า ๒ แกนขึ้นไป มักใช้กับเครื่องบินความเร็วเหนือเสียง

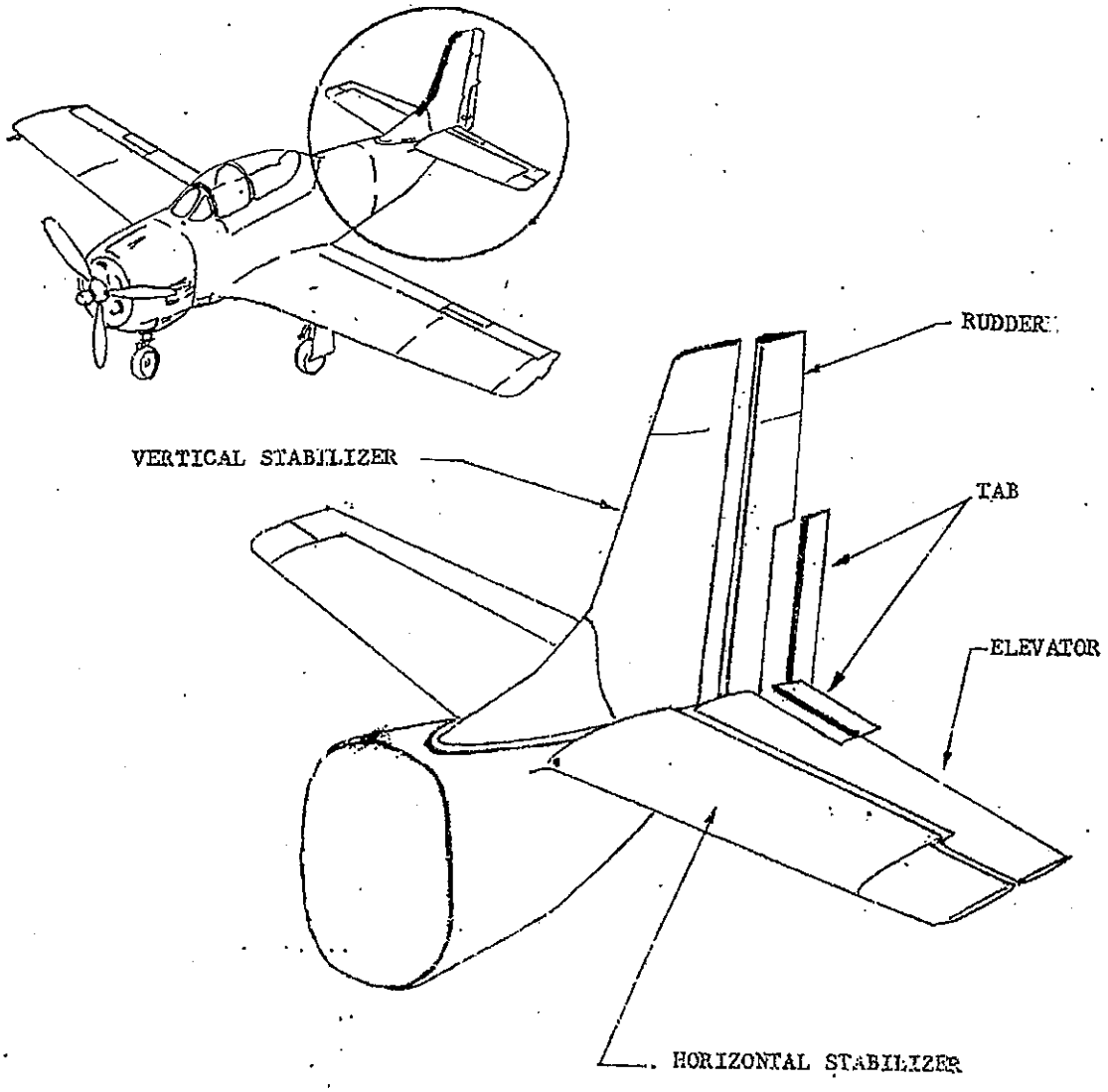
๒.๒.๒ RIB เรียกกว่า กงปีก ความมุ่งหมายคล้ายกับ FRAME หรือ BULKHEAD ของลำตัวมีหน้าที่ (STEBILIZED) ให้แผ่นบุนอกและแกนปีกทรงรูป กงปีกจึงรับได้ทั้ง SHEAR และ COMPRESSIVE LOAD อาจใช้รับ DIRECT LOAD ได้ ถ้าเสริมความแข็งแรงเพิ่มขึ้น เรียกว่า MASTER RIB เป็นที่รับ HINGE ของ FLAP และ AILERON โดยทั่วไป RIB มี ๓ ชนิด คือ FORMED RIB, REAINFORCED RIB และ TRUSS RIB

๒.๒.๓ STIFFENER (UPRIGHT MEMBER) เป็นลูกตั้งค้ำกงปีกในแนวดิ่ง หน้าที่รับแรงกดมักเสริมอยู่ตาม MASTER RIB หรือ REINFORCED RIB



๒.๓ ชุดหาง (EMPENNAGE GROUP)

มี ๒ ส่วนคือ VERTICAL และ HORIZONTAL STAB. (แพนหางดิ่งและแพนหางระดับ) แต่ละส่วน ประกอบด้วย FIXED SURFACE หรือ FIN เป็นส่วนตรึงอยู่กับลำตัวและ MOVING SURFACE เป็นส่วนเคลื่อนไหวเทียบกับ FIXED SURFACE ถ้าอยู่กับแพนหางดิ่งเรียก หางเสือเลี้ยว (RUDDER) บนหางระดับเรียก หางเสือขึ้น – ลง (ELEVATOR) แพนหางดิ่งควบคุมอาการเคลื่อนไหวของ บ.ทาง DIRECTIONAL, แพนหางระดับทาง LATERAL ซึ่งโครงสร้างภายในคล้ายกับโครงสร้างของปีก ผิดกันที่ขนาด



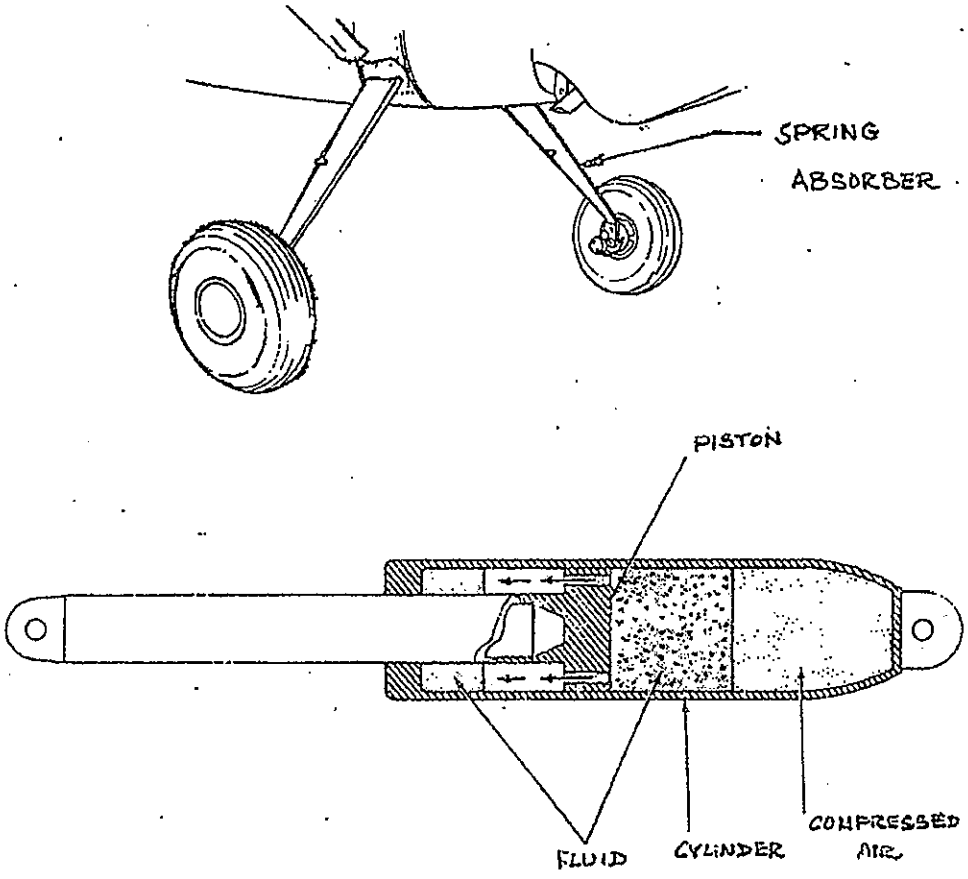
๒.๔ ชุดล้อฐาน (LANDING GEAR)

สำหรับอำนวยการเคลื่อนไหวบนพื้นดิน และการขึ้น – ลงสนาม มีใช้ทั่วไปอยู่ ๓ แบบ คือ

๒.๔.๑ SPRING ABSORBER เป็นแบบสปริงโลหะ แบนเรียว ใช้กับ บ.ขนาดเล็ก ปีกสูง โดยมาก

๒.๔.๒ RUBBER – RING ABSORBER ใช้วงแหวน ทำหน้าที่รับการหยุ่นตัวเมื่อลงกระทบพื้น

๒.๔.๓ OLSO – STRUT (AIR - OIL ABSORBER) เป็นชนิดมีลูกสูบ ใช้น้ำมันไฮดรอลิคกับอากาศอัด ทำหน้าที่รับแรงกระทบ (SHOCK LOAD) ชนิดนี้มีใช้แพร่หลาย



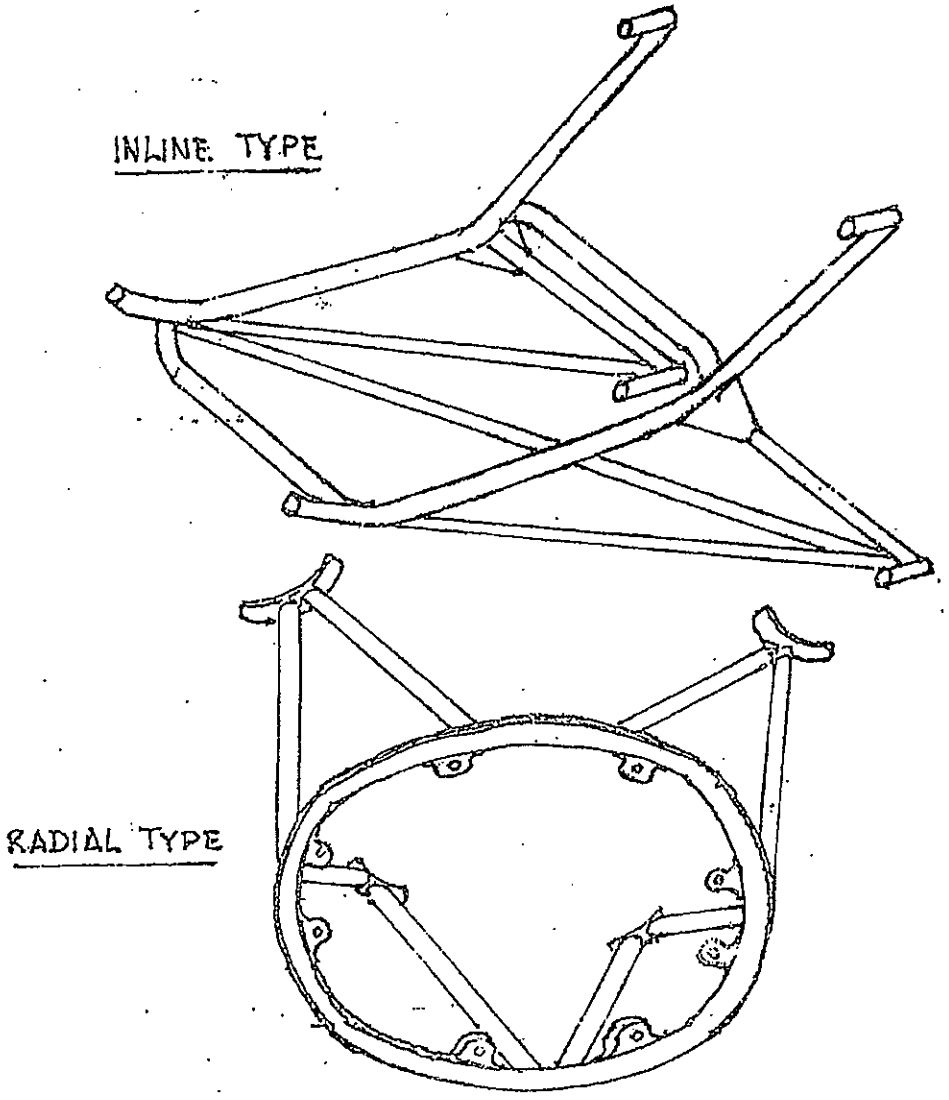
๒.๕ ชุดแท่นเครื่องยนต์ (ENGINE MOUNTING)

ใช้ยึดเครื่องยนต์ เพื่อทำหน้าที่ถ่ายทอด แรงขับผ่านเข้าหาโครงสร้างลำตัว หรือปีก มีใช้ ๓ แบบ ขึ้นอยู่กับลักษณะของเครื่องยนต์

๒.๕.๑ INLINE TYPE ใช้กับเครื่องยนต์ลูกสูบเรียงในแนวลำตัว โดยมีจุดยึดอย่างน้อย ๔ จุด อยู่ในพื้นระดับหรือพื้นอิ่งก็ได้

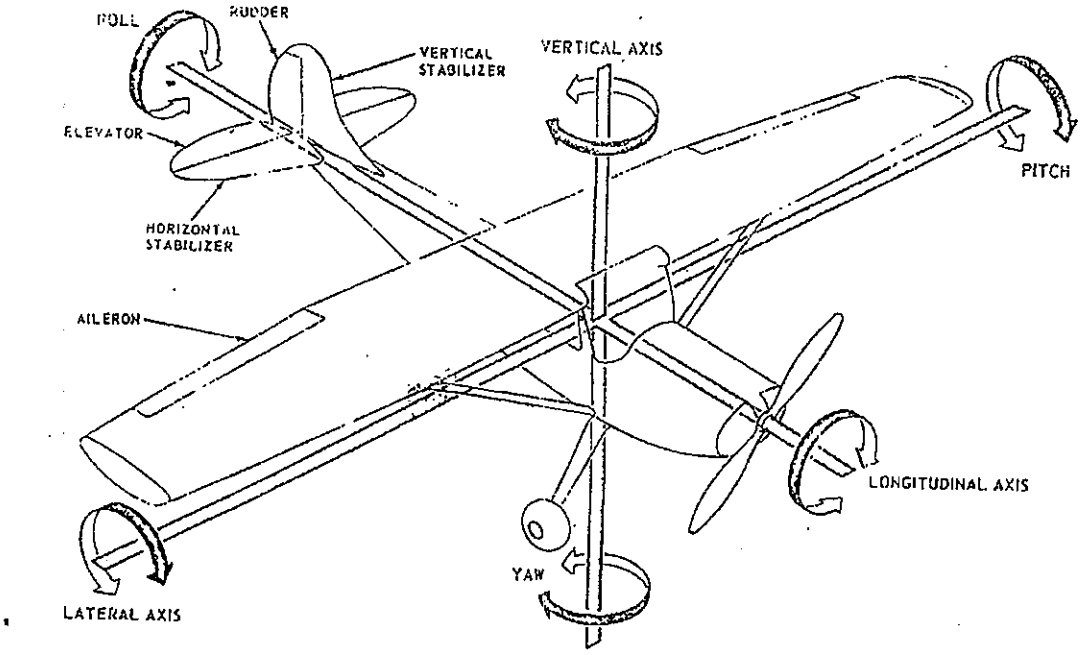
๒.๕.๒ RADIAL TYPE ใช้กับเครื่องยนต์ชนิดลูกสูบดาวยึดกับเครื่องยนต์ เรียงเป็นวงแหวน แท่นมีลักษณะเป็นโครงโยงยึด

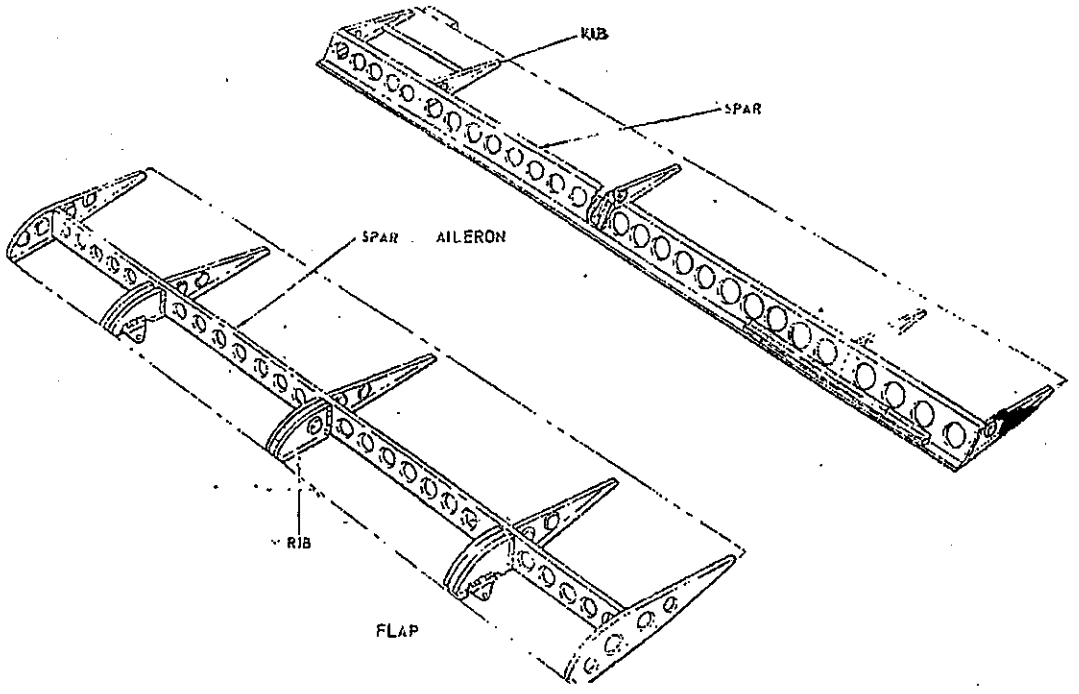
๒.๕.๓ BEARING หรือ THRUST TYPE ใช้กับ ย.ชนิด TURBOJET บริเวณจุดยึดจะถ่าย LOAD ให้โครงสร้างโดยตรง ส่วนรองรับ BEARING มักเป็นโครงสร้างหลัก (PRIMARY STRUCTURE) การยึดจะต้องมีอย่างน้อย ๓ จุดขึ้นไป



๒.๖ ชุดกะเปาะเครื่องยนต์ (NACCLLE)

ใช้กับ ย. หลายเครื่องยนต์ โครงสร้างเป็นกะเปาะมีรูปร่างเพรียวลม ภายในเสริมโครงสร้างเหมือนลำตัว บ.ชนิด ๒ เครื่องยนต์ จะมี CUT – OUT ส่วนล่างของกะเปาะสำหรับช่องเก็บฐาน (LANDING GEAR) และอุปกรณ์ต่าง ๆ (EQUIPMENT) ชนิดเครื่องยนต์เดียว เป็นผนังหุ้มเปลือกบาง (SHELL TYPE) กรอบเครื่องยนต์เรียกว่า COWLING แต่เป็นโครงสร้างรอง (SECONDARY STRUCTUR)





๓. โครงสร้างชุดพื้นบังคับ (FLIGHT CONTROL SURFACES STRUCTENES)

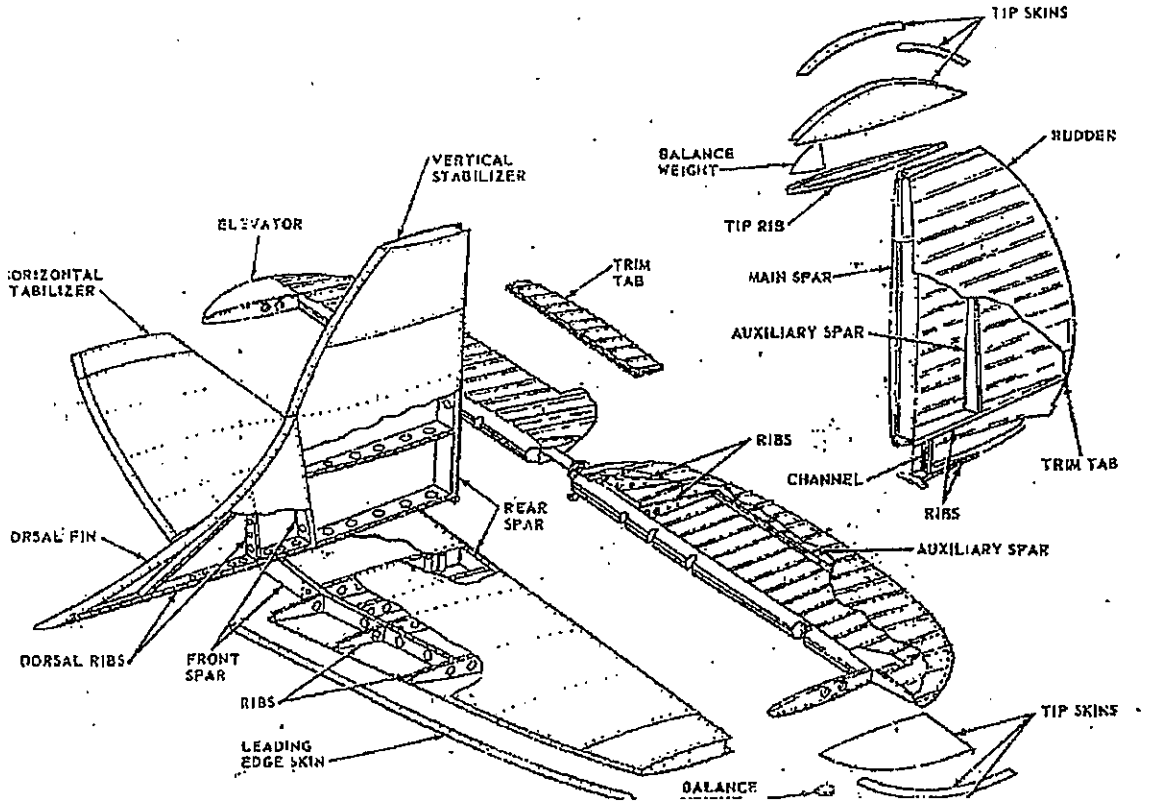
๓.๑ ปีกเล็กเอียง (AILERON) ใช้ควบคุมอาการเคลื่อนไหวทาง ROLLING รอบแกน X (LONGITUDINAL AXIS) โครงสร้างคล้ายปีก ประกอบด้วย SPAR RIB และ SKIN เป็นโครงเบาและบางมาก ถ้าใช้ผ้าบุผิวได้ เพื่อประหยัดน้ำหนัก

๓.๒ หางเสือขึ้น – ลง (ELEVATOR) ควบคุมอาการเคลื่อนไหวทาง PITCHNG รอบแกน Y (LATERAL AXIS) โครงสร้างคล้ายกับ AILERON จะต้องมีน้ำหนักถ่วงสมดุลย์ที่บริเวณชายหน้าบานพับด้วย

๓.๓ หางเสือเลี้ยว (RUDDER) ควบคุมอาการเคลื่อนไหวทาง YAW รอบแกน Z โครงสร้างคล้ายปีกเล็กเอียง ชนิดนี้ต้องใช้น้ำหนักถ่วงสมดุลที่ชายหน้าบนพับด้วย

๓.๔ แผ่นปรับ (TRIM TAB) เป็นพื้นบังคับช่วยอยู่ในส่วนของพื้นบังคับต่าง ๆ ดังกล่าวมาแล้ว จะอยู่บริเวณชายหลังมีหน้าที่ช่วยลดโมเมนต์ รอบบานพับ (HINGLE MOMENT) ทำให้คันบังคับเบา โครงสร้างลักษณะเดียวกัน แต่ไม่มีน้ำหนักถ่วง

๓.๕ แฟลบ (FLAP) ไม่นับรวมในชุดควบคุมการเคลื่อนไหว เพราะเป็นส่วนช่วยเพิ่มแรงยกปีก โดยเพิ่ม CAMBER ของปีก โครงสร้างประกอบด้วย SPAR RIB และ SKIN ถ้าเป็นแผ่นขนาดใหญ่ อาจต้องเสริมระแนง (STRINGER) ช่วยด้วย เช่นเดียวกับปีก ชนิดนี้ไม่ต้องมีน้ำหนักถ่วงสมดุล ส่วนใหญ่จะอยู่ชายหลังโคนปีก



๔. โครงสร้างรับแรงต่าง ๆ ทางอากาศพลศาสตร์ (CLASSIFICATION OF LOADS)

ก่อนการเขียนผังแบบโครงสร้างอันซับซ้อนของอากาศนาย จำเป็นต้องทราบและศึกษาขั้นตอนต่าง ๆ คือ

- บ่อเกิดเริ่มแรกของแรงต่าง ๆ
- ขนาดของแรงที่กระทำ
- การแผ่กระจายของแรงที่เกิดขึ้น
- จุดหรือบริเวณที่แรงกระทำ

แรงเหล่านี้มิได้กระทำพร้อมกันทุกอย่างในเวลาเดียวกันและพร้อมกัน ตามปกติมีแรงต่าง ๆ ตามภาระที่เกิดได้ คือ

- AIR LOADS เกิดกับโครงสร้าง PRIMARY เช่น ปีก , พื้นบังคับต่าง ๆ ได้แก่ ปีกเล็กเอียง แพนหางขึ้น – ลง และแพนหางเลี้ยว , ลำตัว , กะเปาะเครื่องยนต์ , ช่องรับอากาศเข้า เป็นต้น

- STATIC LOADS อาจเป็นน้ำหนักสินค้า , น้ำหนักโครงสร้าง น้ำหนักอุปกรณ์ต่าง ๆ เมื่อ บ.อยู่กับที่

- DYNAMIC LOADS มีทั้ง LOAD ทางบวกและทางลบ เกิดขึ้นเพราะ บ.มีอัตราเร่งในการบินผาดโผนหรือโดนหลุมอากาศ หรือขณะบินลงสนาม

เนื่องจาก LOAD ต่าง ๆ ที่เกิดนี้สำคัญมาก จึงมีสมาคมเขียนข้อห้ามและการควบคุมเป็นระเบียบปฏิบัติ และเป็นแนวทางสำหรับนักออกแบบอากาศยาน ให้ถือปฏิบัติเพื่อความปลอดภัย ภาระต่าง ๆ ที่เขียนไว้มี ๓ กรณี คือ

๑. MAIN FLIGHT CONDITION เกิดขึ้นในระหว่างใช้งานทั้งการซ่อมบำรุงและการบินใช้งาน แยกเป็น ๒ ทาง

- MANEUVERING CONDITION
- GUST CONDITION

๒. MAIN LANDING CONDITION ต้องลงสนามในท่าบินที่ต้องการโดยปลอดภัย

๓. MINOR LOADING CONDITION บ่งไว้เพื่อให้แน่ใจว่า โครงสร้างมีความแข็งแรงปลอดภัยพอในการใช้งาน ซึ่งไม่เกี่ยวกับ ๒ กรณีที่กล่าวนั้น หรือเป็นการควบคุมการออกแบบด้วยสิ่งซึ่งไม่เป็นไปโดยปกติ เช่น บรรทุกสินค้าหนักบางตำบล ปรับความดันภายในลำตัว ที่ยึดที่นั่งและสายรัดตัว เป็นต้น

แรงดังกล่าวนี้จะต้องพิจารณาในการแผนแบบสร้าง คือ

๑. INERTIA FORCES

๒. AIR LOADS

๓. THRUST

๔. TORQUE

๕. GROUND FORCES

๖. CENTRIFUGAL FORCE

๗. GYROSCOPIC FORCES

๘. DORIOLIS FORCES

๙. PRESSURIZATION

๑๐. แรงอื่น ๆ นอกเหนือจากที่กล่าวนี้ เกิดขึ้นในระหว่างใช้งานบิน ซึ่งจะได้กล่าวเป็นข้อ ๆ ไปดังนี้

๑๐.๑ INERTIA FORCES

ที่ต้องพิจารณาคือ WEIGHT, GRAVITY, MASS & INERTIA น้ำหนักที่จะพิจารณาคือ แรงที่เกิดจากอัตราเร่งเนื่องจากความโน้มถ่วงของโลก ซึ่งเขียนได้ในเทอมของ

W = mg

W = WEIGHT หน่วย ปอนด์

g = อัตราเร่งเนื่องจาก gravity หน่วย ft/sec/sec.

m = mass ของวัตถุ

แรงที่ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงความเร็วต่อหน่วยเวลาหรือเรียกว่า อัตราเร่ง เรียกว่า INERTIA FORCE ทางคณิตศาสตร์เขียนได้ว่า F = ma

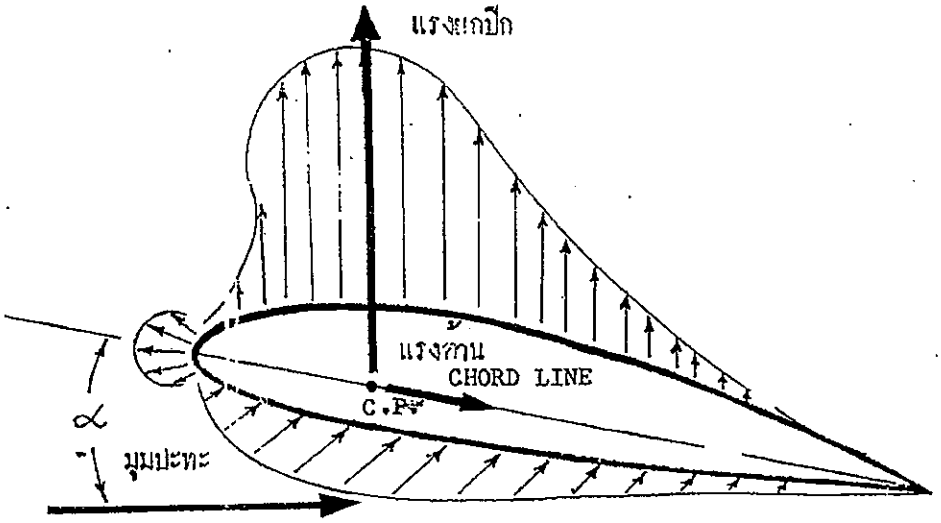
F = DYNAMIC FORCE หน่วย ปอนด์

a = อัตราเร่งทางระดับ หน่วย ft/sec/sec.

INERTIA FORCE นี้ใช้ในการคำนวณความแข็งแรงโครงสร้างที่ซับซ้อนเนื่องจากถูก DYNAMIC LOAD กระทำในขณะเคลื่อนไหว

๑๐.๒ AIR LOADS

แพนอากาศหรือปีก มีความกดดันอากาศโดยรอบผิวทั้งบนและล่าง ผิวบนเป็น NEGATIVE PRESSURE คือ แรงยกปีก เพราะเป็น SUCTION ส่วนผิวล่างเป็น POSITIVE PRESSURE คือแรงดันที่กรทำกับผิวล่าง



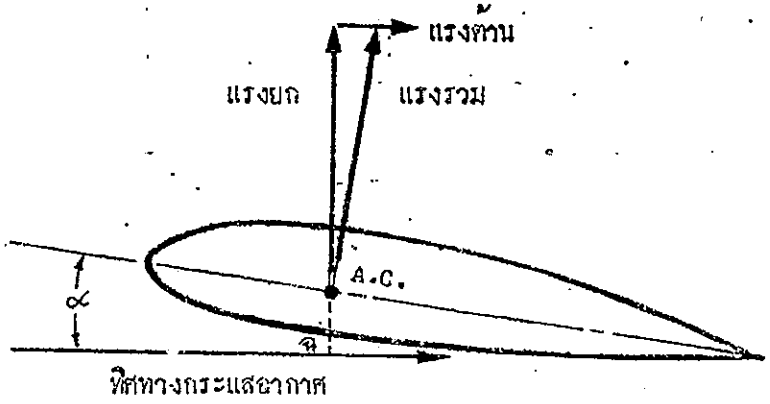
ผลรวมของความดันอากาศรอบผิวแพนอากาศทำให้เกิดแรงรวม มีขนาด ทิศทางและจุดกระทำของแรงซึ่งเราเรียกว่า แรงยก (LIFT)

ในทางโครงสร้างอากาศยาน แรงยกอาจมีค่าเป็นลบได้ ถ้ามุมปะทะมีค่าเป็นลบด้วยและองค์ประกอบของแรงทาง DYNAMIC ที่จะพิจารณาขนานกับแกนทั้งสาม (X,Y,Z) ซึ่งเรียกว่า WIND AXIS มีดังนี้

- LIFT FORCES
- DRAG FORCES
- SIDE FORCES

แรงที่กล่าวมาแล้วใช้งานในการคำนวณทางอากาศพลศาสตร์ แต่ในทางโครงสร้าง การคำนวณหา STRESS จะต้องตั้งแกนใหม่ เพื่อให้สะดวกในการคำนวณโครงสร้าง ทิศทางของแรงกระทำคือ

- NORMAL หรือ BEAM COMPONENT
- CHORD COMPONENT
- SIDE FORCES



LIFT	วัดเป็น	ปอนด์	กระทำ	$\perp$	กับทิศทางบิน
DRAG	วัดเป็น	ปอนด์	กระทำ	$\parallel$	กับทิศทางบิน
BEAM	COMPONENT	ปอนด์	กระทำ	$\perp$	กับ CHORD LINE
CHORD	COMPONENT	ปอนด์	กระทำ	$\parallel$	กับ CHORD LINE

โดยมากแรงยกได้จากปีก และหาง มีส่วนน้อยได้จากลำตัวบางทีอาจจะละทิ้งได้เพราะน้อยมาก แรงต้าน สำคัญมากในการคำนวณทางสาขาอากาศพลศาสตร์ แต่การพิจารณาเป็นรองทางด้านโครงสร้าง ถ้า บ.มีความเร็วต่ำแต่จะมีความสำคัญมากขึ้นเมื่อ บ.มีความเร็วสูงขึ้น

SIDE FORCE ตามปกติละทิ้งได้ สำหรับโครงสร้างทั่ว ๆ ไปแต่จะมีความสำคัญในบางส่วนของโครงสร้างอยู่บ้าง โดยเฉพาะที่ความเร็วสูง ๆ

๑๐.๓ THRUST

เป็นแรงเกิดจากระบบขับเคลื่อนของเครื่องยนต์และใบพัด หรือเครื่องยนต์เจ็ต โดยเครื่องยนต์ให้กำลังหมุนใบพัดให้กำลังฉุด และนอกจากนี้ยังมี TORQUE เป็นแรงบิดเกิดขึ้นเพราะการหมุนของใบพัดส่วน บ.ที่ใช้ ย.เจ็ตไม่มี TORQUE

THRUST = DRAG

เมื่อบิน STEADY และ LEVEL FLIGHT สูตรหา THRUST มีดังนี้

$$T = \frac{550\,\eta\,BHP}{1.467v} = \frac{375\,\eta\,BHP}{v}$$

η = PROP. EFFICIENCY

BHP = BRAKE HOSE POWER ของเครื่องยนต์ที่เกิดจากใบพัด

V = ความเร็ว บ. MILE/HR.

๑๐.๔ TORQUE เป็น = UNBALANCED TORQUE กระทำกับโครงสร้างมีสูตรทั่ว ๆ ไปดังนี้

$$Q_f = \frac{63000\,P}{N}$$

P = TORQUE หน่วย in - Lb

Q_f = TORQUE หน่วย in - Lb

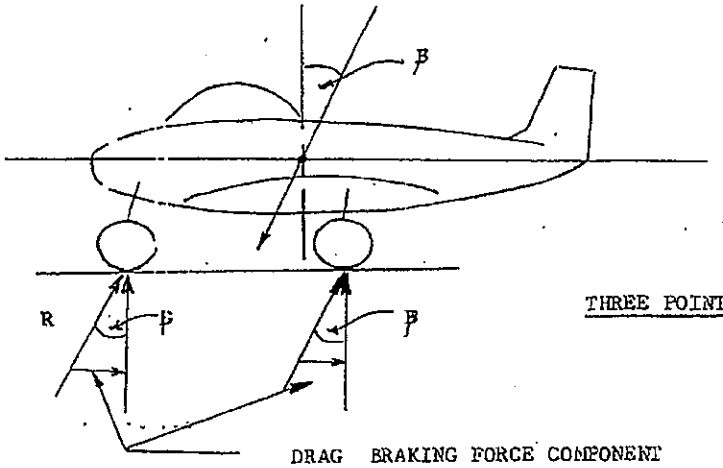
P = BRAKE HORSE POWER

N = PROP. SPEED (rev./min)

๑๐.๕ GROUND FORCES

ในการบินลงสนาม แรงกระทำรอบ ๆ ที่พื้น ขึ้นอยู่กับความเร็วของ บ.น้ำหนักของ บ.และคุณลักษณะที่ดีของระบบ SHOCK ABSORBER หน้าที่ของ SHOCK ABSORBER ก็คือช่วยลดความเร็วในแนวดิ่งไปสู่ศูนย์

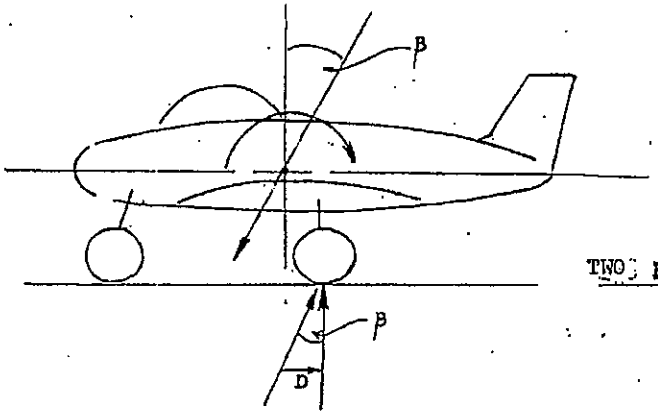
นอกจาก VERTICAL FORCE ยังมี HORIZONTAL FORCE เกิดเพราะความเสียดทานของล้อและเบรค



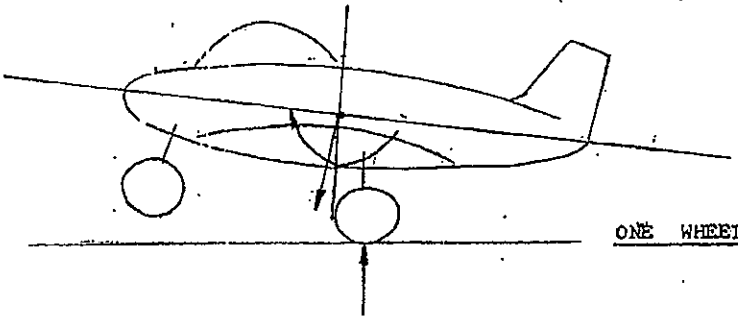
THREE POINT LANDING

DRAG BRAKING FORCE COMPONENT

R = INCLINED REACTION



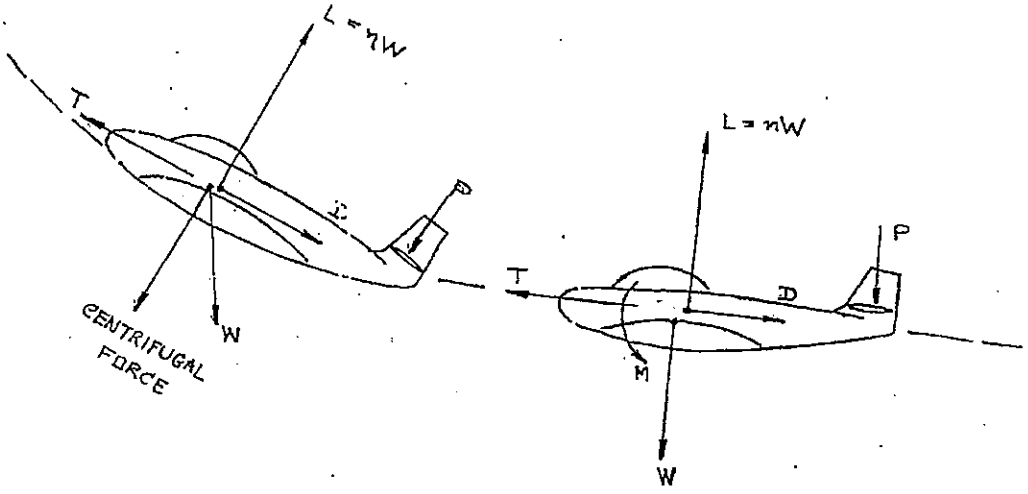
TWO POINT LANDING



ONE WHEEL LANDING

๑๐.๖ CENTRIFUGAL FORCES

เมื่อทิศทางบินของ บ.เป็น CURVE จะมีแรงเหวี่ยงกระทำกับ บ.แต่อย่างไรก็ตาม เราไม่จำเป็นต้องคำนวณให้ทราบแรงเหวี่ยงที่เกิดขึ้นเพราะโดยปกติเราได้นำผลรวมของแรงทั้งหมดสูงสุดที่กระทำกับโครงสร้างเป็นหลักในการคำนวณหาความเค้นของโครงสร้างอยู่แล้ว



๑๐.๗ GYROSCOPIC FORCES

ส่วนใดก็ตามที่หมุนได้ เช่นใบพัด หรือ ROTOR จะต้องเกิด GYROSCOPIC FORCE กับ บ.เมื่อ บ.บินฉวัดเฉวียงในทิศทางใดก็ตาม โดยปกติ GYROSCOPIC FORCE ของใบพัดมักไม่นำมาพิจารณาเพราะมีค่าน้อย แต่สำหรับ ROTOR จะต้องคิดเพราะมี ROTATIONAL SPEED สูงมาก

๑๐.๘ CORIOLIS FORCES

เป็นแรงที่เพิ่มขึ้นพบในขณะที่ บ.ฉวัดเฉวียงติดถึงกัน มักเป็นกับ บ. FIGHTER ซึ่งต้องมีการหลบหลีกผาดโผน ในท่าทางต่าง ๆ อันอาจทำให้โครงสร้าง บ.มีอันตรายถึงชำรุดได้ การแก้ปัญหาในกรณียุ่งยากและซับซ้อนมาก เพราะจะต้องพิจารณาเฉพาะกรณีเป็นพิเศษ

๑๐.๙ PRESSURIZATION

เมื่อ บ.บินในระยะสูงต้องปรับความดันอากาศภายในลำตัว (สำหรับ บ.ปรับความดันภายใน) ซึ่งมีทั้งความดัน OXYGEN ของผู้โดยสาร และ ความดันอากาศภายในลำตัว การเพิ่มความดันภายในลำตัว และความดันภายนอกลำตัวน้อยลงนี้ ทำให้เกิดความแตกต่างของความดันอากาศที่ระยะสูง ๆ ทำให้โครงสร้างอาจยุบตัวได้ ดังนั้นโครงสร้างภายในจะต้องเสริมแรงรับให้ทนทานกับการปรับความดันอากาศนี้ เช่นหน้าต่าง ประตู และส่วนอื่น ๆ ซึ่งเป็นจุดอ่อนของโครงสร้างทั้งหมด

๑๐.๑๐ MISCELLANEOUS LOAD

LOAD อื่น ๆ ได้แก่

- HANDLING LOADS เป็น LOAD ของน้ำหนักบรรทุก ถ้าต้องมีการทิ้งของจะต้องเกิดแรงกระทำกับโครงสร้างมากกว่า น้ำหนักของ LOAD ที่บรรทุกอยู่เฉย ๆ นอกจากนี้ก็มี CONCENTIALED LOAD บนพื้นที่น้อย ๆ อันอาจทำให้โครงสร้างใกล้เคียงชำรุด ดังนั้น LOCAL STRUCTURE จะต้องเสริมให้แข็งแรงเป็นพิเศษ

- CONTROL LOADS เมื่อมีสิ่งอื่นใดที่ต้องบังคับให้ทำงานด้วยนักบินหรือช่างประจำเครื่องส่วนนั้น ๆ จะต้องเสริมความแข็งแรงรับที่โครงสร้างนั้นไว้ด้วยเสมอ

บทที่ ๒
การซ่อมบำรุงโครงสร้าง

การซ่อมโครงสร้าง ส่วนใหญ่อาศัยคำสั่งเทคนิค ซึ่งเขียนแนะนำไว้แล้ว แต่ละลักษณะการชำรุดเป็นแนวอ้างอิงแก้ไขและดัดแปลง แต่บ่อยครั้งที่ การชำรุดไม่สามารถอ้างอิงลักษณะที่แนะนำไว้นั้นได้ ทั้งนี้เพราะการชำรุดของโครงสร้าง มีลักษณะแตกต่างกันออกไปมากมาย ซึ่งไม่สามารถเขียนอ้างอิงวิธีการคลุมได้ทั่วถึง จำเป็นต้องใช้ดุลย์พินิจ ประกอบความรู้ความชำนาญของผู้รับผิดชอบแก้ปัญหาและตัดสินใจอาจจำเป็นต้องใช้ชิ้นชำรุดแล้วนั้น เป็นชิ้นตัวอย่างสร้างเลียนแบบของเดิมโดยยึดถือหลักว่า ต้องให้ได้ความแข็งแรงของชิ้นเท่าเดิมหรือมากกว่า และวัสดุต้องเป็นชนิดเดียวกัน (จะเปลี่ยนก็ได้ขึ้นอยู่กับความรู้ความสามารถของผู้รับผิดชอบแก้ไขโดยมีหลักเกณฑ์และเหตุผลเพียงพอ) มีขนาดและน้ำหนักใกล้เคียงกัน

๑. การตรวจก่อนการซ่อม

สิ่งแรกที่ต้องเตรียมคือการศึกษาโครงสร้างบริเวณส่วนชำรุดนั้นว่า ได้แผนแบบโครงสร้างไว้ในลักษณะอย่างไร การรับแรงถ่ายทอดต่อเนื่องกันกับ MEMBER ใดบ้าง อะไรและส่วนไหนอ่อนและแข็งที่สุด วัสดุที่ใช้สร้างนั้นบริเวณใดโลหะอะไร เพื่อนำมาใช้ประมวลผลประกอบการพิจาณาสาเหตุของการชำรุด และวิธีดำเนินการซ่อมต่อไป ก่อนอื่นเมื่อเห็นว่าการชำรุดนั้น อาจทำให้ บ.เสียสมดุลจำเป็นต้องทำ ALIGNMENT CHECK อ้างอิงตาม TO. XX-XXX-3 โดยวิธีการหนุน บ.ให้ได้ระดับ บนพื้นแข็งและอากาศนิ่ง สิ่งที่ห้อยหรือติดอยู่ภายนอก บ.ให้ถอดออกหมด (EXTENAL STORES) เช่น ถังเชื้อเพลิง อะไหล่ เป็นต้น สำหรับพื้นบังคับทั้งหมด ให้ตรึงไว้ตามเอกสารเทคนิค

๒. การตรวจตำบลชำรุดเสียหาย

๒.๑ ตรวจการชำรุดภายนอก ดูลักษณะรอยชำรุดประกอบสาเหตุ พร้อมกับตรวจผลเสียหายอันอาจเกิดขึ้นได้โดยรอบบริเวณชำรุดนั้นด้วย

๒.๒ ตรวจบริเวณซึ่งการชำรุดอาจถ่ายทอดแรงให้ส่วนที่อยู่ติดต่อกับทุกตำบล โดยเฉพาะอย่างยิ่งที่ต้องตรวจอย่างละเอียด คือ สลักย้ำ สลักยึดและอื่น ๆ ที่ต่อเนื่องกัน อันอาจเกิดการชำรุดได้ด้วยลักษณะอื่น ๆ เช่นแผ่นบริเวณสลักย้ำยึดตัว เป็นต้น

๒.๓ ตรวจอื่น ๆ ซึ่งอาจสังเกตการณ์ชำรุดด้วยตา เช่น สนิม การหลวมคลอนแตกร้าวและรอยขีดข่วนต่าง ๆ เป็นต้น

๒.๔ ตรวจภายในโครงสร้าง ถ้าตรวจได้ หากการชำรุดนี้ไม่เกินขีดความสามารถในการซ่อม อาจถอดเปิดภายในตรวจด้วยก็ได้

๒.๕ บริเวณใดชำรุด หรือสงสัยสังเกตไม่ชัดด้วยตาเปล่า ควรใช้การตรวจด้วยวิธี DVE – CHECK เพื่อหาจุดของรอยแตกร้าว และอื่น ๆ

๒.๖ บริเวณใดตรวจด้วยตาไม่เห็น อาจใช้วิธี X – RAY ช่วยได้

ก่อนตัดสินใจดำเนินการซ่อม ควรประมาณการจากผลการตรวจ และรวบรวมวัสดุ และเครื่องมือพิเศษที่จะต้องการใช้ในการซ่อมครั้งนี้ไว้ด้วย โดยเฉพาะอย่างยิ่งสลักย้ำพิเศษ ซึ่งอาจต้องใช้ในบางตำบลเมื่อการซ่อมได้เริ่มขึ้น

๓. การแยกประเภทของการชำรุด (CLASSIFICATION OF DAMAGE)

ลักษณะของการชำรุดแยกออกได้เป็นประเภทต่าง ๆ กันคือ

๓.๑ การชำรุดซึ่งละทิ้งได้ (NEGLIGIBLE DAMAGE)

หมายถึงการชำรุดซึ่งไม่มีผลกระทบกระเทือน ทำความเสียหายต่อไปกับโครงสร้างส่วนอื่น ไม่ต้องใช้วัสดุในการซ่อม แต่จะต้องคอยติดตามตรวจรอยชำรุดนั้นเสมอ ๆ ว่า ไม่ลุกลามต่อไปอีก ส่วนการชำรุดแต่ละชนิดจะมอบให้ได้แค่ไหนนั้น จะต้องพิจารณากับตำบลที่เกิด ประกอบกับโครงสร้างตามลักษณะการกระทำของแรง อ้างอิงตามคำสั่งเทคนิค TO. XX-XXX-3 ถ้าแจ้งไว้ แต่ถ้าไม่มีการพิจาณาจะต้องกระทำอย่างรอบคอบ ใช้หลักวิชามีเหตุและผล เพื่อให้โครงสร้างใช้งานด้วยความปลอดภัย การชำรุดที่พิจารณาให้ละทิ้งได้มีดังนี้

๓.๑.๑ รอยบุบ (DENT)

การยุบของแผ่นขึ้นรูป ซึ่งไม่ลึกมากและไม่ถึงกับทำให้โครงสร้างแตกร้าว เกิดบริเวณไหน ขนาดที่ยอมให้จะประมาณเท่าใด ให้ดูได้จากคำสั่งเทคนิคดังกล่าว

๓.๑.๒ รอยข่วน และรอยบิ่น (SCRATCH AND NICK)

รอยขีดข่วนต่าง ๆ ลึกเกินชั้น CLADDING ของแผ่น แต่แผ่นต้องไม่แตก และโครงสร้างต้องเป็น SECONDARY STRUCTURE ส่วนรอยบิ่นของแผ่นจะต้องอยู่นอก MARGIN OF SAFETY ของขอบแผ่นห่างสลักย้ำตามเกณฑ์ที่ยอมให้ จึงจะถือว่าละทิ้งได้

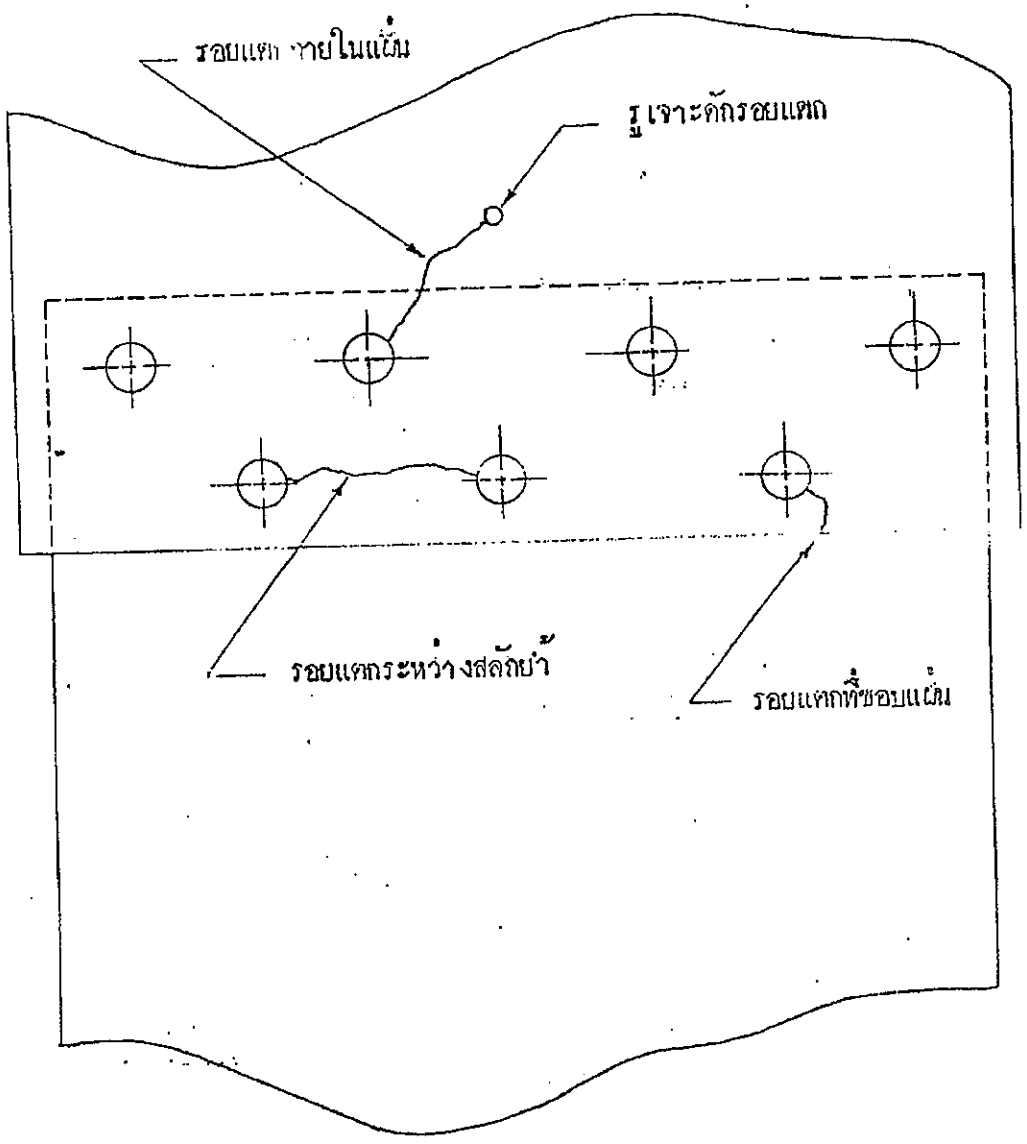
๓.๑.๓ ชำรุดเพราะสนิม (CORROSION DAMAGE)

บริเวณใดเป็นสนิม และเกิดการชำรุดซึ่งตรวจพบ ภายหลังทำความสะอาด ป้องกันผิวโดยไล่สนิมออกแล้ว แผ่นจะต้องไม่บางเกินกว่าที่จะละทิ้งได้ ตามปกติ ควรเหลือความหนาอย่างน้อย ๘๐% ของความหนาเดิม การแต่งผิวกันสนิมสำหรับใช้ AL – ALLOY Zn - CHROMTE ประมาณ ๒ ถึง ๓ ชั้น

๓.๑.๔ รอยแตก (CRACK)

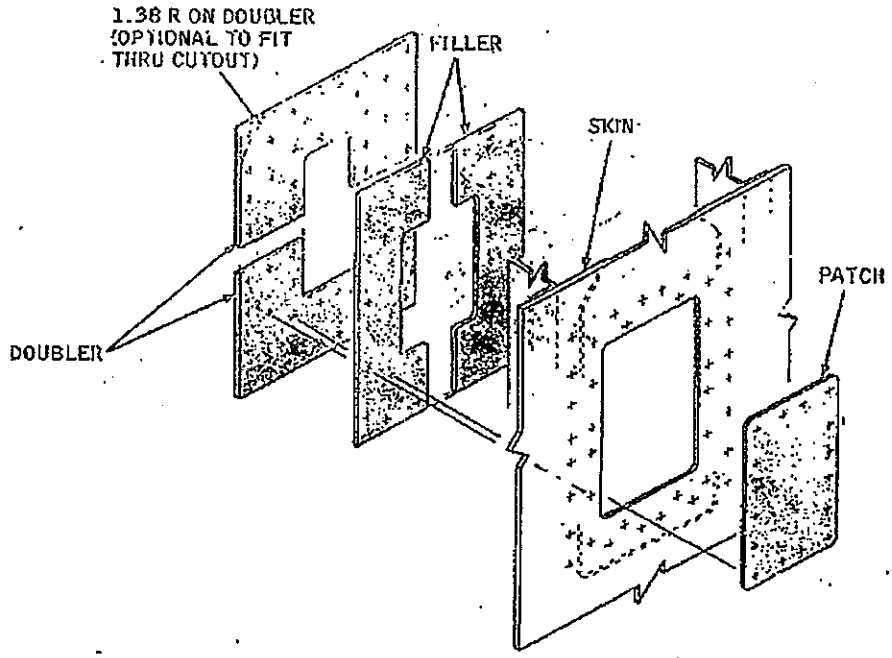
รอยแตกนี้ปกติ มักเกิดบริเวณขอบแผ่น ตามมุม ACCESS DOOR รอบ ๆ ขอบรูเจาะนาน ๆ จะพบแตกบริเวณกลางแผ่นสักครั้ง การแตกนี้บางครั้งก็เนื่องมาจากความบกพร่องหรือไม่เรียบร้อยของการสร้างจากโรงงาน เช่น ไม่แต่งคมบริเวณขอบแผ่น เป็นต้น ถ้าแผลแตกยาวไม่เกินกำหนดภายหลังใช้ DYE CHECK ตรวจหาปลายของรอยแตกได้แล้ว ให้ใช้ดอกสว่านเจาะดัก

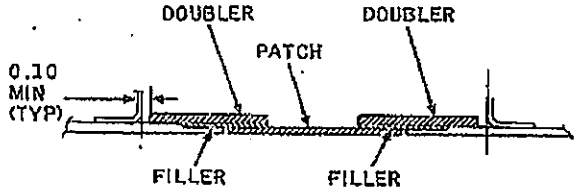
(STOP – CRACK DRILLING) ขนาดของดอกเจาะอยู่ระหว่าง ๑/๑๖ "ถึง ๑/๔" แล้วแต่ความหนาของแผ่นนั้น ๆ ถ้าแผ่นบางต้องใช้ดอกเจาะเล็กลง



๓.๒ การซ่อมที่ซ่อมโดยการปะ (DAMAGE REPAIRABLE BY PATCHING)

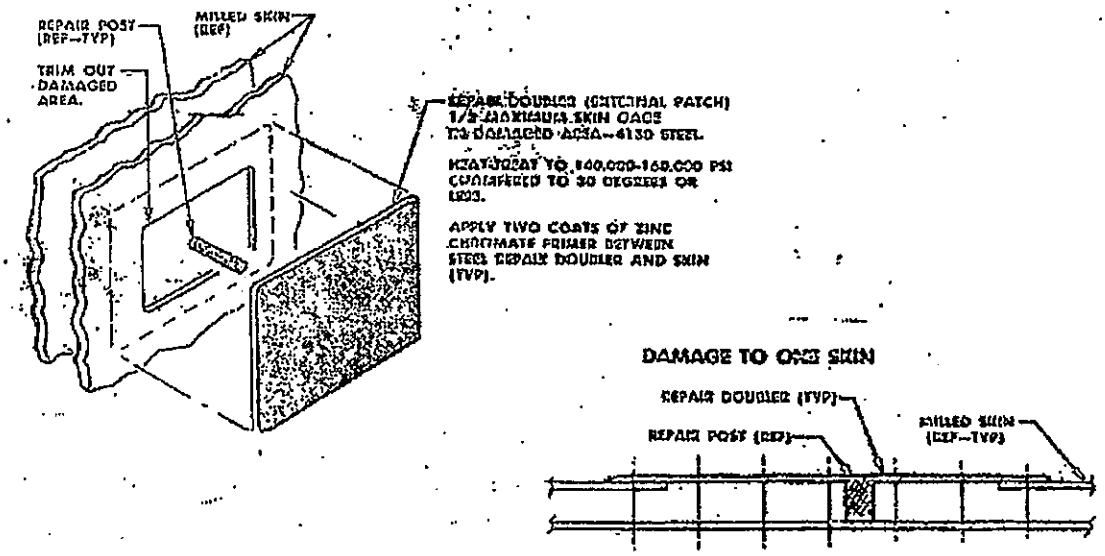
การซ่อมนี้เกินขีดจำกัดที่ยอมให้ไว้ในหัวข้อที่กล่าวมาแล้ว จำเป็นต้องใช้ชิ้นตาม หรือปะตามปกติจะต้องใช้แผ่นหนากว่าแผ่นเดิมซึ่งซ่อมขึ้นไปอีกหนึ่งขนาด (ONE GAGE HEAVIER) ถึงแม้ว่าจะใช้โลหะชนิดเดียวกันก็ตาม





๓.๓ การชำรุดซึ่งซ่อมโดยการเสริม (DAMAGE REPAIRABLE BY INSERTION)

การชำรุดนี้จำเป็นต้องตัดส่วนซึ่งชำรุดนั้นออกไป แล้วใช้ชิ้นใหม่ซึ่งขนาดเท่ากันใส่แทนยึดหัวท้ายด้วยชิ้น SPITCE



๓.๔ การชำรุดซึ่งต้องซ่อมโดยการเปลี่ยนชิ้นส่วน (DAMAGE NECESSITATING REPLACEMENT OF PARTS)

เหตุผลที่จำเป็นต้องเปลี่ยนเพราะ

๓.๔.๑ ชิ้นชำรุดนั้นมีการสร้างประกอบหลายชิ้น ยุ่งยากซับซ้อนและชำรุดเกือบทุกชิ้น หรือซ่อมได้ไม่เหมือนของเดิม

๓.๔.๒ ตำบลชำรุดนั้นจะต้องเปิดโครงสร้างใกล้เคียงเพื่อให้เครื่องมือเข้าถึง ทำให้การซ่อมทำได้ยากและไม่คุ้มค้า

๓.๔.๓ ชิ้นชำรุดนั้นราคาถูก เปลี่ยนง่าย แต่สร้างยาก

๓.๔.๔ ชิ้นหล่อหรือตีขึ้นรูป ซึ่งชำรุดเกิดเกณฑ์

๔. ชนิดของการซ่อม (TYPES OF REPAIR)

การซ่อมแยกออกได้หลายชนิด ตามภารกิจ และความจำเป็นทางด้านการทหาร แบ่งแยกชนิดที่สำคัญได้ดังนี้

๔.๑ การซ่อมถาวร (PERMANENT REPAIR)

การซ่อมชนิดนี้ ต้องคืนความแข็งและความครบถ้วน ของโครงสร้างทุกตำบลอย่างพอเพียง โดยจะต้องให้ได้คุณลักษณะของ AERODYNAMIC CLEANNESS และทนสนิม และถ้าเป็นพื้นบังคับจะต้องชั่งดุลย์ (STATIC BALANCE) ให้ถูกต้องด้วย ชนิดนี้มีชื่อเรียกอีกอย่างหนึ่งว่า STANDARD REPAIR

๔.๒ การซ่อมชั่วคราว (TEMPORARY REPAIR)

ทำการซ่อมคล้ายกับการซ่อมถาวรเช่นกัน แต่การเสริมบางตำบลยังไม่สามารถทำได้เรียบร้อยเพราะอาจจะขาดวัสดุที่ถูกต้อง และประหยัด วิธีซ่อมนี้ไม่คำนึงถึงมากนัก การตัดแต่งแผ่นตามมุมต่าง ๆ อาจทำรัศมีไม่เรียบร้อย นอกจากนี้อาจใช้ความหนาของวัสดุไม่ถูกต้องคืออาจหนาเกินไป

๔.๓ การซ่อมบินครั้งเดียว (ONE – TIME FLIGHT REPAIR)

เป็นการซ่อมเพื่อนำ บ.กลับมาซ่อมถาวร ณ ที่ตั้งขนาดใหญ่มีเครื่องมือเพียงพอ โดยยึดถือหลักเพียงซ่อมให้โครงสร้างสามารถ LIMIT LOAD ได้ ชนิดนี้จะต้องมีรายละเอียดย่อแจ้งให้นักบินทราบเพื่อปฏิบัติตามโดยปลอดภัย เช่น กำหนดความเร็ว, ความสูง , เส้นทางบิน และแรงกระทำที่อนุญาตให้ เป็นต้น

๔.๔ การซ่อมเกินขีดความสามารถ (EXTENSIVE ENGINEERING REPAIR)

การชำรุดชนิดนี้เกินขีดความสามารถทุกวิธี ตามที่กล่าวมาแล้วเพราะโครงสร้างชำรุดมาก (MAJOR DAMAGE) ต้องเปลี่ยนโครงสร้างชิ้นใหญ่ ๆ หลายชิ้น ต้องใช้เครื่องมือพิเศษช่วยเป็นงานในชั้นโรงงานผู้ผลิต ชนิดนี้ต้องมีรายการแก้ไขแน่นอนทางเทคนิคประกอบด้วย

๕. สาเหตุและชนิดของการชำรุด (GAUSES AND TYPES OF DAMAGE)

๕.๑ ชำรุดด้วยการชนกัน (COLLISION OR IMPACT)

อาจเป็นได้ทั้งชำรุดมากหรือน้อยก็ได้ แล้วแต่เหตุการณ์และสิ่งแวดล้อม เกิดขึ้นได้ทุกตำบล ลักษณะของการชำรุดเกิดขึ้นต่าง ๆ กันเช่น แผ่นบุผิวครูดกับพื้นหรือไหม้ไฟ (CRUSHED OR BURNED SKIN) แผ่นฉีกขาด (TORN) โครงสร้างบิดเบี้ยวเสียศูนย์ (MISALIGNMENT OF A/C) เป็นต้น

๕.๒ ชำรุดด้วยความเค้น (STRESS DAMAGE)

ชนิดนี้เกิดจากสลักยึดหลวม ขาด หรือหลุด, แผ่นบุผิวปีกย่น, แตกร้าว ฯลฯ สิ่งเหล่านี้ล้วนเป็นการชำรุดที่เกิดขึ้นอย่างผิดปกติทั้งสิ้น

๕.๓ ชำรุดด้วยความล้าตัว (FATIGUE DAMAGE)

เกิดขึ้นช้า ๆ ตามอายุการใช้งาน เมื่อแรกอาจเกิดเป็นรอยแตกร้าวเพียงเล็กน้อย (MICRO CRACK) อันเนื่องจากโครงสร้างรับ LOAD ซ้ำ ๆ เป็นประจำ ในที่สุด อนูของโลหะล้าตัวจึงเกิดการชำรุดขึ้น

๕.๔ ชำรุดเพราะสนิม (CORROSION DAMAGE)

เกิดขึ้นช้า ๆ จากปฏิกิริยาทางเคมี – ไฟฟ้า กับโลหะ ภายใต้ความชื้นและอุณหภูมิ ในบรรยากาศปกติ สนิมที่พบประจำได้แก่

๕.๔.๑ ORDINARY CORROSION ทั่วไปเรียกว่า PITTING CORROSION กินตามผิวโลหะ เป็นผงสีเทา โลหะจะค่อย ๆ เสื่อมและเสียความแข็งแรงในที่สุด

๕.๔.๒ INTERGRANULAR CORROSION เกิดตามแนว GRAIN BAUNDARY ของโลหะ เนื่องจากผลของปฏิกิริยาเคมี – ไฟฟ้าเกิดรอบ ๆ GRAIN เหล่านั้น ชนิดนี้มองด้วยตาเปล่าไม่เห็น จะทราบได้เมื่อพบรอยแตกร้าวขึ้นภายในแล้วเท่านั้น

๕.๔.๓ STRESS CORROSION เกิดเนื่องจากชิ้นเป็นสนิมรับความเค้น กระทำสม่ำเสมอเป็นประจำ การผุกร่อนทำให้โครงสร้างไม่สามารถรับความเค้นได้ต่อไป บางครั้งอาจเกิดจากการทำการอบชุด โลหะไม่ถูกต้อง

๕.๔.๔ GALVANIC CORROSION เกิดเพราะโลหะต่างตระกูล ที่มีศักดิ์ไฟฟ้าต่างกัน (POTENTIAL DIFFERENCE) มาอยู่ใกล้กัน หรือแตะกัน เมื่อมีความชื้นเป็นสื่อ จะเกิดปฏิกิริยาภายในทำให้มีกระแสไฟฟ้าไหลผ่านระหว่างกัน แล้วโลหะอีกชิ้นหนึ่งจะสึกกร่อน เหมือนกับปฏิกิริยาของกระแสไฟฟ้าในหม้อแบตเตอรี่

๕.๔.๕ CORROSIVE EFFECTS OF FIRE EXTINGUISTING AGEN เกิดสนิมกับผิวโลหะเพราะน้ำยาเคมีดับไฟ เช่น น้ำยาดับเพลิง BROMOTRI FLUOROMETHANE เป็นต้น

๕.๔.๖ CORROSIVE EFFECTS OF DRY CHEMICAL POWDER เช่นผง SODIUM BICARBONATE เมื่อถูกความร้อนจะคลาย CABBONDI OXIDE และไอน้ำออก ที่เหลือเป็น

SODIUM CARBONATE เมื่อมีความชื้นเป็นสื่อกลาง SODIUM DARBONATE จะเปลี่ยนสภาพเป็นกรดกัดโลหะเป็นสนิมได้

๕.๕ **ชำรุดเพราะการเซาะของน้ำฝน** (EROSION DAMAGE)

มักพบบริเวณชิ้นส่วนซึ่งเป็น REINFORCED GLASS FABRIC หรือบริเวณที่ยึดสายอากาศกับลำตัวและ WING TIP เป็นต้น นอกจากนี้ก็มีตามรอยตะเข็บของแผ่นซึ่งการทำไม่ดีพอ ถึงแม้ว่าจะมีกรรมวิธีการอบชุบ แต่ภายหลังอาจหลุดหรือถลอกเพราะเกิดปฏิกิริยาต่าง ๆ ระหว่างแผ่นที่น้ำฝนขังอยู่ในซอกก็ได้

๕.๖ **ชำรุดเพราะถูกความร้อนสูง** (OVERHEAT DAMAGE)

เกิดบริเวณผนังกันไฟ (FIRE WALL) บริเวณผิวบุ COWLING และใกล้ TAIL PIPE ของ บ.เจ๊ตจะสังเกตได้จากแผ่นบุย่น สีภายนอกหรือภายในไหม้เกรียม หรือมีคราบน้ำมันเปียกอยู่ควรตรวจคุณสมบัติความแข็งแรงของแผ่นว่า ยังอยู่ในสภาพใช้งานได้ดีหรือไม่ เพราะความร้อนทำให้แผ่นแข็งขึ้น คุณสมบัติอย่างอื่นอาจเสียไป

๖. การปฏิบัติระหว่างการซ่อม

๖.๑ **ในระหว่างดำเนินงานซ่อม** บางครั้งจำเป็นต้องถอดโครงสร้างส่วนอื่นออกด้วย และส่วนที่ถอดนี้บางคราวอาจเป็น MAIN STRUCTURE จำเป็นต้องหนุนโครงสร้างไม่ให้บิดเบี้ยว หรือเสียรูปก่อนการซ่อมทุกครั้ง บางส่วนอาจจำเป็นต้องใช้ JIG เข้าช่วยในการซ่อมด้วย

๖.๒ **การเลือกใช้วัสดุแทนในการซ่อม** ต้องเลือกใช้วัสดุอย่างเดียวกัน แต่มีความหนาแผ่นมากกว่าแผ่นชำรุดเดิมอีกหนึ่งขนาด เช่น เดินหนา ๐.๐๓๒ "AL-ALLOY SHEET 2024 – T3 แผ่นซ่อมควรจะเป็น 0.040" AL – ALLOY SHEET 2024 – T3 เป็นต้น อย่างไรก็ตามจะต้องคำนึงเสมอว่าโครงสร้างที่ซ่อมนั้นจะต้องได้ความแข็งเหมือนเดิม

๖.๓ **การเลือกใช้สลักย้ำ** ใช้ขนาดและวัสดุชนิดเดิมได้ ถ้าการถอดระวังมิให้รูสลักชำรุดที่แผ่น อย่างไรก็ตามหากชำรุด จะต้องเปลี่ยนเป็นใช้ขนาดโตขึ้นอีก โดยขยายรูสลักย้ำที่แผ่นตามไปด้วย ข้อควรระวังก็คือจะต้องรักษา EDGE DESTANCE ให้มากขึ้นตาม การใช้ BLIND RIVET ในกรณีที่ไม่สามารถย้ำด้วย SOLID RIVET ได้ จะต้องเลือกใช้ตามคู่มือและคำแนะนำให้ถูกต้องเพราะเกี่ยวกับความแข็งแรงของสลักย้ำที่ใช้แทนนั้นด้วย

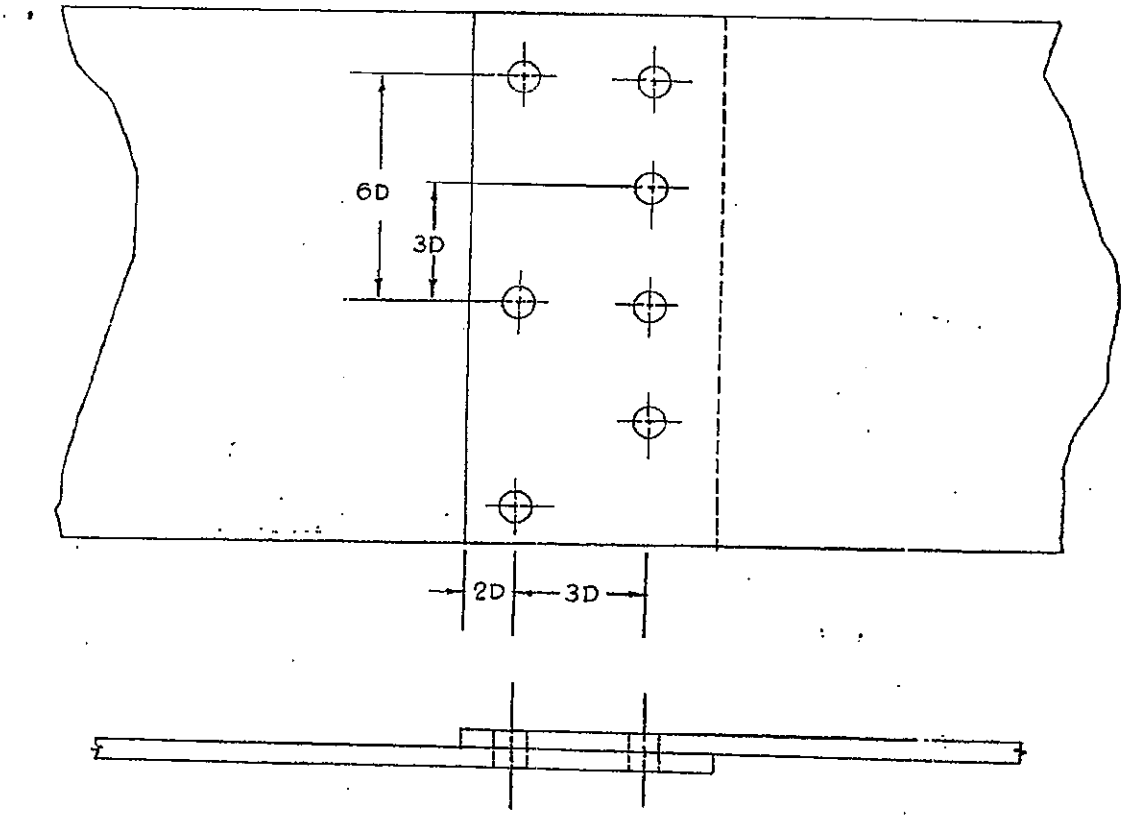
๖.๔ **การใช้ระยะเดียวและระยะขอบแผ่น** (RIVET SPACING AND EDGE DISTANCE)

ต้องดูตามคู่มือ ซึ่งจะบ่งให้ใช้ดังนี้

RIVET SPACING = 3D ถึง 6D

EDGE DISTANCE = 2 1/3 D (สำหรับสลักย้ำผิวเรียบ FLUSH HEAD)

หรือ = 2D (หัวอื่น ๆ)



๗. วิธีการตรวจ (INSPECTION METHODS)

การตรวจหารอยชำรุดของชิ้นส่วนภายหลังใช้งานมาแล้วระยะหนึ่ง นิยมใช้การตรวจโดยไม่ทำลาย (NON DESTRUCTIVE TESTING) วิธีที่ยอมรับและใช้งานอย่างแพร่หลายอยู่ในปัจจุบันนี้คือ

๗.๑ ตรวจด้วยแว่นขยาย (MAGNIFYING GLASS)

เป็นวิธีการตรวจอย่างง่าย ควรใช้ตรวจหารอยชำรุดในลักษณะต่าง ๆ เช่น การหลวมคลอน (EXCESSIVE PLAY) สนิม (CORROSION) การสึกหรอ (WEAR) เป็นต้น ซึ่งรอยแตกใหญ่ ๆ จะตรวจได้ละเอียดดีขึ้น

๗.๒ ตรวจโดยใช้สีย้อม (DYE CHECK หรือ SPOT CHECK)

เป็นวิธีที่สะดวกมากเหมาะใช้งานตามฐานบินทั่ว ๆ ไป อาศัยการทะลวงของน้ำยาเรืองแสงสีแดงเข้าฝังตัวตามแนวรอยแตก ให้ปรากฏเป็นรอย ก่อนพ่นน้ำยาหรือทา ต้องทำความสะอาดและเช็ดชิ้นที่จะตรวจให้แห้งแล้วจึงใช้ (DEVELOPER) พ่นทับลงไปอีก รอยแตกสีแดงจะปรากฏชัดขึ้นมาทันที

๗.๓ แมกนาฟลักซ์ (MAGNAFLUX) เป็นวิธีการตรวจหารอยร้าวด้วยผงแม่เหล็ก ชิ้นที่ตรวจจึงทำได้เฉพาะชิ้นซึ่งติดแม่เหล็กเท่านั้น โลหะอลูมิเนียมไม่ได้ผล วิธีการจะเริ่มทำชิ้นตรวจให้เป็นแม่เหล็กโดยใช้กระแสไฟฟ้า แล้วน้ำชิ้นจุ่มลงในน้ำมันเดรซิน ซึ่งมีผงแม่เหล็กลอยผสมอยู่ถ้ามีรอยแตกหรือชำรุด

ผงแม่เหล็กจะรวมตัวกันอยู่โดยรอบรอยแตกทำให้เห็นได้ด้วยตาเปล่า อย่างไรก็ตามหากไม่พบรอยชำรุดเมื่อจะนำกลับไปใช้งานใหม่จะต้องถอนอำนาจแม่เหล็กออกเสียก่อนเสมอ

๗.๔ **แมกนาโกล** (MAGNGLO) เป็นอีกวิธีหนึ่งของการตรวจแบบแมกนาฟลักซ์ แต่วิธีนี้ใช้ครีมผสมสารเรืองแสงกับผงแม่เหล็ก ทาให้จับผิวให้ทั่วชิ้นที่จะตรวจซึ่งเป็นแม่เหล็กชั่วคราวแล้วนำชิ้นเข้าห้องมืดฉายด้วยแสงอุลตราไวโอเลต หรือ BLACK LIGHT ซึ่งทำให้เกิดการรวมตัวของผงแม่เหล็กรอบรอยแตกเรืองแสงซึ่งจะเห็นได้ง่าย

๗.๕ **ไซโกล** (ZYGLO) เป็นอีกวิธีหนึ่งของการตรวจโดยใช้สารเรืองแสงทะลวงผ่าน ตรวจได้กับโลหะทุกชนิด ทั้งที่เป็นแม่เหล็ก และไม่เป็นแม่เหล็ก โดยเฉพาะอย่างยิ่งโลหะอลูมิเนียมก่อนการตรวจจะต้องล้างทำความสะอาดชิ้นที่จะตรวจเสียก่อน แล้วจึงจุ่มลงใน FLUORESCENT PENETRATING OIL ทิ้งไว้ประมาณ ๑๕ นาที เพื่อให้น้ำมันทะลวงผ่านรอยแตกแล้วล้างออกด้วยน้ำสะอาดเช็ดให้แห้งทำให้น้ำมันซึ่งฝังตัวในรอยแตกไหลซึมเป็นฝอยออกมา นำเข้าห้องมืด ฉายด้วยแสงอุลตราไวโอเลต รอยแตกจะเห็นเรืองแสงเหมือนกับวิธีแมกนาโกล

๗.๖ SONIC REFLECTION วิธีนี้ใช้ตรวจหารอยร้าว และรอยแยกของเนื้อโลหะด้วยการส่งความถี่สูงของคลื่นเสียงผ่านโลหะเมื่อพบกับรอยแตก หรือรอยแยกอื่น ๆ จะสะท้อนกลับ โดยการพิจารณาความยาวคลื่นเสียงที่สะท้อนกลับนี้จาก CATHODE RAY OSCILLOS COPE จะสามารถทราบความลึกของรอยแตกที่ฝังอยู่ได้

๗.๗ RADIO GRAPHIC เป็นวิธีการตรวจโดยใช้ X – RAY ใช้แพร่หลายมาก ตรวจได้ทั้งชิ้นใหญ่และเล็ก แต่มีข้อจำกัดอยู่ที่ความหนาของชิ้น และความแน่นของเนื้อโลหะ ซึ่งจะทำให้รังสีของมันไม่สามารถทะลวงผ่านไปปรากฏบนฟิล์มได้ชัด งานนี้จะต้องใช้เจ้าหน้าที่ชำนาญงานเฉพาะทำเท่านั้นเพราะมีอันตราย

๘. การควบคุมการเกิดสนิม (CORROSION CONTROL)

โลหะทุกชนิดต้องเกิดสนิม ถ้ามีสิ่งแปลกปลอมเข้ามาทำปฏิกิริยาร่วมด้วย แต่สนิมสามารถป้องกันได้ด้วย การใช้โลหะทนสนิมเข้ามามีบทบาททางด้านโครงสร้างด้วย และนอกจากนี้การทำพินิชที่ผิวโลหะก็เป็นองค์ประกอบอันหนึ่งที่สำคัญ แต่ต้องทำอย่างถูกต้อง ตัวอย่างนี้ได้แก่การทำการอาบผิวของแผ่น AL – ALLOY ด้วยอลูมิเนียมบริสุทธิ์ ๙๙.๙๙ % ซึ่งเรียกว่า "ALCIAD AL - ALLOY"

ส่วนโลหะชนิดที่ไม่ได้อาบผิวไว้ (NON – CLAD METAL) จะต้องทำการป้องกันสนิมเป็นพิเศษ เช่น การทำอโนดิค (ANODIZED) กับแผ่น AL – ALLOY และพ่นสีทับเป็นต้น โลหะอลูมิเนียมนิยมใช้ Zn – CHROMATE พ่นทับบริเวณภายในโครงสร้างเสมอ สำหรับเหล็ก (ALLOY STEEL) และโลหะอื่น ๆ นอกจาก AL – ALLOY มักทำการป้องกันผิว ด้วยการกะไหล่ CADMIUM ZINC, NICKLE แล้วพ่นสีกันสนิมทับอีกครั้งหนึ่ง สำหรับโลหะ MAGNESIUM มีโอกาสเป็นสนิมง่าย ต้องทำการป้องกันสนิม และพ่นสีลงพื้นด้วยความระมัดระวังเป็นพิเศษ

๙. ชนิดต่าง ๆ ของสนิม (TYPES OF CORROSION)

สนิมที่เกิดแพร่หลายทั่วไปมักพบอยู่เสมอ ๆ มีอยู่หลายชนิดซึ่งที่สำคัญ พอสรุปได้คือ

๙.๑ UNIFORM ETCH CORROSION

ส่วนมากเกิดจากปฏิกิริยาเคมีที่ผิวโลหะซึ่งมีผิวหน้ามันขาวเรียบ การเกิดสนิม ในลักษณะนี้เห็นได้ง่ายเริ่มแรกผิวหน้าจะขุ่นมัว ถ้าปล่อยทิ้งไว้ผิวจะเริ่มขรุขระเห็นเป็นย่อม ๆ

๙.๒ PITTING CORROSION

มักพบเกิดกับโลหะ ALUMINUM และ MAGNESIUM เท่านั้นมีลักษณะเป็นผงสีขาวหรือสีเทา เมื่อไล่ผงออกจะเห็นเป็นรูปพรูพรุนตามผิว ส่วนโลหะผสมอื่น ๆ ก็อาจเกิดได้บ้าง

๙.๓ INTERGRANULAR CORROSION

เป็นลักษณะอันหนึ่งของสนิมที่โจมตีรอบ ๆ ELECTROLYTE ของโลหะ เนื่องจากเกิดกระบวนการระหว่างโลหะต่างชนิดกัน เพราะความชื้นนี้เกิดเป็นขั้วบวก และขั้วลบ ทำให้มีกระแสไหลผ่านเช่นเดียวกับ ELECTRIC CELL ของ BATTERY

๙.๔ EXFOLIATION CORROSION

เป็นสนิมอีกลักษณะหนึ่งแบบ INTERGRANULAR เกิดขึ้นตาม GRAIN ภายในเนื้อโลหะกัดแผ่กว้างเซาะไปตามใต้ผิวเนื้อมีสนิมสะสมเพิ่มมากขึ้น ทำให้มีแรงยกแผ่นโป่งขึ้น ในที่สุดอาจหลุดออกเป็นแผ่นมักพบกับชิ้น EXTRUDED SECTION

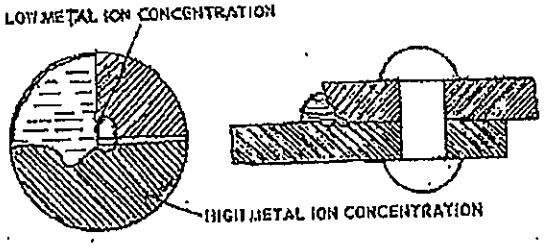
๙.๕ CALVANIC CORROSION

เกิดขึ้นเพราะโลหะต่างชนิดกันอยู่แตะกัน เมื่อมีความชื้นเป็นสื่อ จะเกิดความต่างศักดิ์เป็น ELECTRO CHEMICAL ทำให้เกิดกระแสไฟฟ้าไหลเข้าหากัน เช่น โลหะ Mg ย้ำอยู่กับแผ่นโลหะ AL หรือแผ่นเหล็กย้ำอยู่กับ AL เป็นต้น

๙.๖ CONCENTRATION CELL CORROSION

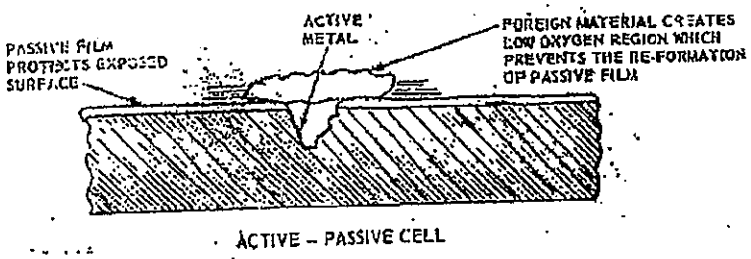
เกิดขึ้นเมื่อบริเวณผิวโลหะ มาแตะอยู่รวมกัน ๒ หรือ ๓ ชนิดขึ้นไป ห่อหุ้มสารละลายอย่างเดียวกัน ทำให้เกิดความเข้มข้นของ CELL ต่างกัน ปฏิกิริยาจะเกิดแยกออกเป็น ๓ แบบ คือ

๙.๖.๑ METAL ION CONCENTRATION CELLS สารละลายนั้นประกอบด้วย น้ำ และ ประจุโลหะ ซึ่งสัมผัสอยู่กับน้ำ ตามปกติความเข้มข้นสูงของประจุโลหะจะเกิดขึ้นใต้ผิวสัมผัส ซึ่งสาระลายอยู่นิ่ง และความเข้มข้นต่ำของประจุ โลหะจะเกิดขึ้นระหว่างตะเข็มแผ่น ซึ่งเกิดจากแผ่นแตะกัน ความต่างศักดิ์ไฟฟ้าจะเกิดขึ้นระหว่างจุด ๒ จุดนี้ บริเวณโลหะซึ่งแตะอยู่กับ ความเข้มข้นต่ำของประจุโลหะจะเป็นขั้วลบและถูกป้องกันและบริเวณโลหะซึ่งแตะอยู่กับความเข้มข้นของประจุโลหะสูง จะเป็นขั้วบวก และจะเกิดเป็นสนิมขึ้นที่ขั้วนี้



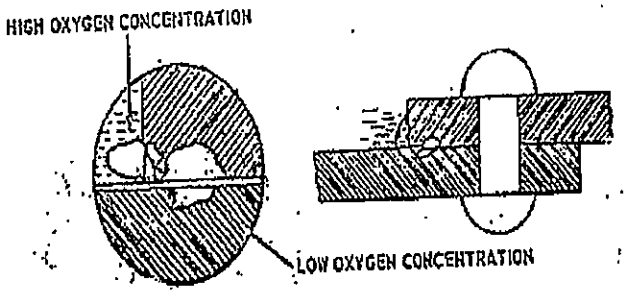
METAL ION CONCENTRATION CELL
RIVETED LAP JOINT

๙.๖.๒ OXYGEN CONCENTRATION CELLS เกิดขึ้นกับบริเวณซึ่งโลหะหรือ อะโลหะที่ย้ำติดอยู่ด้วยกัน มีสิ่งสกปรกเข้าไปแทรกอาจเกิดได้หลายแห่ง เช่น ใต้ปะเก็น, ไม้, ยาง แถบพลาสติค และอื่น ๆ ซึ่งติดอยู่ในโลหะ สนิมจะเกิดขึ้นตามบริเวณ LOW OXYGEN CONCENT RATION (ซึ่งเป็นขั้วบวก) สาเหตุเนื่องจากการเกิดภายในไม่สามารถหลุดออกไปผสมกับ OXYGEN ในอากาศได้ ทำให้เกิดความเข้มข้นออกซิเจนต่างกัน ๒ แห่ง จึงเกิดสนิมขึ้น



ACTIVE – PASSIVE CELL

๙.๖.๓ ACTIVE – PASSIVE CELLS ตามปกติผิวโลหะจะมี PASSIVE FILM เกาะอยู่เพื่อทำหน้าที่เป็นความเฉื่อยกันการเกิดสนิม เช่น STAINLESS STEEL เป็นต้น FILM นี้ ถ้าหากหลุดออกไปจะทำให้ความเข้มข้นของออกซิเจนเซลล์เกิดขึ้นที่ผิว เป็นเหตุให้ ACTIVE METAL ซึ่งอยู่ภายใต้ FILM นี้ ถูกสนิมโจมตี จะเกิดความต่างศักดิ์ไฟฟ้า ทำให้บริเวณ PASSIVE FILM เป็นขั้วลบ และบริเวณ ACTIVE METAL เป็นขั้วบวก เกิดเป็นสนิมขึ้น



OXYGEN CONCENTRATION CELL

๙.๗ STRESS CORROSION CRACKING

เกิดขึ้นเพราะผลของความเค้นดึง (TENSIL STRESS) กระทำพร้อมกันกับการเกิดสนิมของวัสดุ เมื่อมีความเค้น กระทำจนถึงย่านวิกฤติ สนิมมักเกิดกับบริเวณที่เป็นจุดรวมของความเค้นทำให้เกิดการแตกร้าวเพราะสนิมจับอยู่ ในที่สุดอาจชำรุดได้แม้จะใช้ความเค้นต่ำ ๆ กระทำ

๙.๘ FATIGUE CORROSION

เป็นกรณีพิเศษเกิดขึ้นได้เพราะผลการกระทำของ CYCLIC STRESS กับสนิม มีโอกาสเกิดพร้อม ๆ กัน เกิดขึ้นได้เป็น ๒ ขั้นคือ

- แตกเพราะอาการของ CYCLIC STRESS และสนิม
- แตกเพราะ CYCLIC STRESS อย่างเดียว

๑๐. GALVANIC SERIES ของโลหะต่าง ๆ

เนื่องจาก GALVANIC CORROSION เกิดขึ้นเพราะโลหะต่างชนิดกันอยู่ใกล้กัน ส่วนมากสนิมจะเกิดตาม FITTING ต่าง ๆ บริเวณ LAB JOINT ของแผ่น, รอยต่อย้ำสลัก ฯลฯ โดยเกิดเป็นผงสีขาว, สีเทา หรือสีแดง เพราะ ELECTRO CHEMICAL ATTACK ระหว่างขั้วบวก (ANODE) กับขั้วลบ (CATHODIC)

ต่อไปนี้เป็นตารางโลหะที่จะทำให้เกิดปฏิกิริยา ดังกล่าวทั้งหมดคือ

๑๐.๑ CORRODED END (ANODIC) ประกอบด้วย

GROUP	1	Mg
		Mg – ALLOY
GROUP	2	Zn
		CLAD 7075
		CLAD 6061
GROUP	3	5052
		GLAD 2024
GROUP	4	6061 - T6
		7075 - TC
		7178
GROUP	5	CD
GROUP	6	2017 - T4
		2024 - T4
		2014 - T6

GROUP	7	IRON & STEEL
		CAST IRON
		CHROMIUM
GROUP	8	18 - 8 STAINLESS STEEL (CRES)
GROUP	9	LEAD
		TIN
		NICKEL
GROUP	10	BRASS
		COPPER
		BRONZE
		TITANIUM
		MONEL
GROUP	11	SILVER
		GOLE
		PLATINUM

๑๐.๒ PORTECTED END (CATHODIC)

ตัวอย่าง เช่น เมื่อโลหะต่างชนิดกันอยู่ใกล้กัน คือ 7075 – T6 (GROUP 4) กับ 18 – 8 STAINLESS STEEL (GROUP 8) เพื่อป้องกันมิให้เกิด CRITICAL CORROSIVE AREA กับโลหะทั้งสอง จะต้องให้ผลต่างของ GROUP มีค่าต่ำกว่า ๔ จึงจะปลอดภัยจากสนิม ในการใช้งาน

นั่นคือ ๘ - ๔ - ๔ เป็น CRITTICAL

ฉะนั้น โลหะ ๑๘ - ๘ STAINLESS STEEL พบกับ 7075 – T6 ถ้าทำพินิชที่ผิวไม่ดีพอจะเกิดสนิมชนิด GALVANIC ขึ้นได้

แต่ถ้าให้ 6061 - T6 (GROUP 4) อยู่ใกล้กับ STEEL (GROUP 7)

7 - 4 = 3 ไม่ CRITICAL

ฉะนั้น โลหะทั้งสองนี้อยู่ใกล้กันได้

๑๑. หลักสำคัญของการซ่อมเบื้องต้น

ในการซ่อมโครงสร้างทุกครั้งต้องระลึกเสมอว่า โครงสร้างจะต้องได้ความแข็งแรงเหมือนเดิม หรือมากกว่า มีสิ่งที่ควรพิจารณาควบคุมถึงสิ่งซึ่งเป็นประโยชน์ ในการซ่อม – สร้างชิ้นส่วนขึ้นทดแทนของเดิมคือ

๑๑.๑ ใช้ของที่เป็นมาตรฐานในการซ่อมเสมอ เช่น

๑๑.๑.๑ สลักย้ำ (RIVET) ขนาดมาตรฐานของ DIA. ที่ใช้มี 1/16,1/8,5/32,3/16,1/4 และ 5/16

๑๑.๑.๒ แผ่น AL – ALLOY ขนาดความหนามาตรฐานที่มีใช้ ๐๑๖,.๐๒๐,.๐๒๒, .๐๒๕,.๐๓๐,.๐๓๒,.๐๔๐,.๐๕๐,.๐๖๓,.๐๗๑,.๐๘๐,.๐๙๐,.๑๒๕ เป็นต้น

๑๑.๒ โลหะที่ใช้จะต้องได้รับการอบชุมได้ความแข็งมาตรฐาน

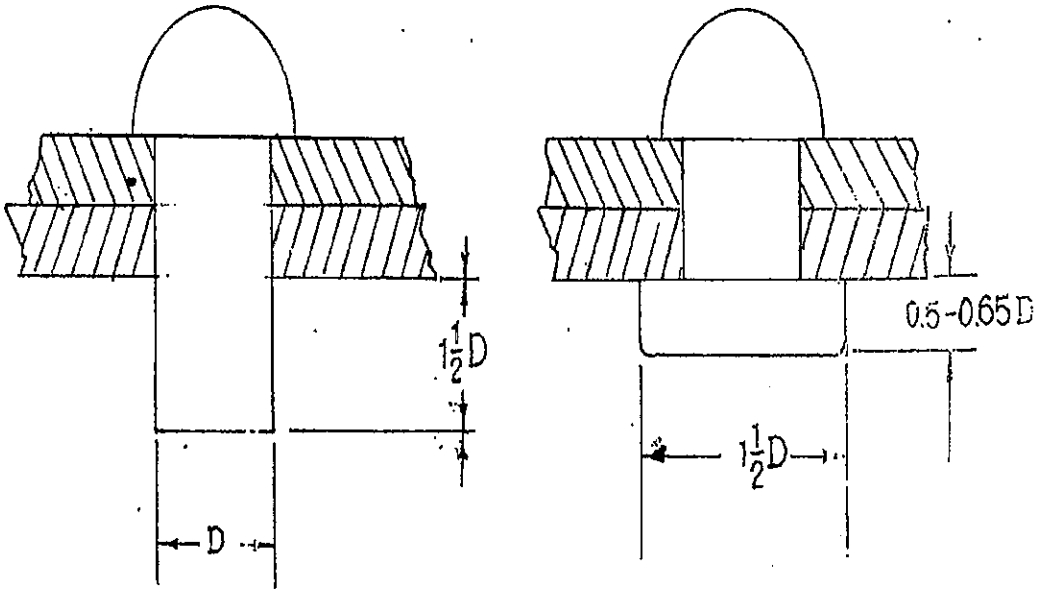
๑๑.๓ วัสดุที่สำคัญ ในการซ่อม คือ แผ่น AL – ALLOY 2024 – T 3,7075 – T6 , 6061 – T6, 3003 – 0, หรือ H 5052 – 0 หรือ – H เป็นต้น

๑๑.๔ ALLOY STEEL ที่สำคัญมี AISI 4130, AISI 4340,302, TYPE,321 TYPE เป็นต้น ทั้งแผ่นและเป็นวัสดุโกลนด้วย

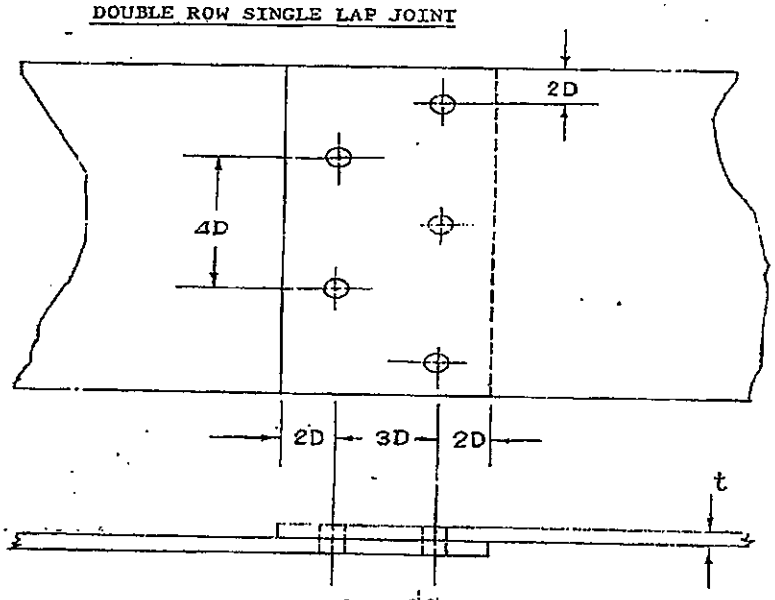
๑๑.๕ ต้องมีตารางเปรียบเทียบความแข็งแรงของวัสดุต่าง ๆ ไว้ทุกชนิด เช่น TENSILE STRENGTH SHEARING STRENGTH

๑๑.๖ มีตาราง SUBSTITUTE MATERIAL พร้อมใช้งาน

๑๑.๗ มาตรฐานการย้ำสลักกับแผ่น จะต้องได้ GRIP LEGTH ดังนี้



๑๑.๘ ระยะรูสลักย้ำ และระยะขอบแผ่น ต้องเป็นไปตามมาตรฐานเพื่อป้องกันการชำรุดของแผ่น



๑๑.๙ จงเลี่ยงการ CUT – OUT ของแผ่น บริเวณที่มีมุมคม (SHARP EDGE) เพราะหากเสริมความแข็งแรงมากไป อาจเป็นจุดรวมของความเค้นขึ้นได้

๑๑.๑๐ INTERCOSTAL STRINGER ต้องไม่ปล่อยให้ปลาย FREE และต้องให้ CLEARANCE มีระยะห่าง RIB หรือ FRAME พอประมาณ (1/16" MIN) เพื่อกันการเกิดรอยแตกกระทบกันเพราะความสั่นสะเทือน

๑๑.๑๑ การใช้ REDUXAL STOPPING STRIP เป็นวิธีที่ดีในการช่วยป้องกันการแผ่กระจายของรอยแตกอย่างรวดเร็ว

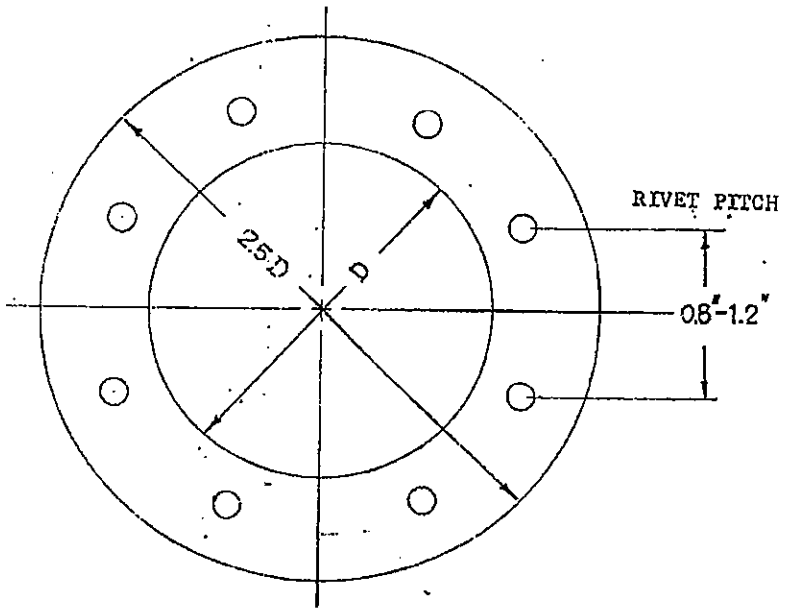
๑๑.๑๒ รอยแตกของแผ่นที่พบอยู่ในเกณฑ์ ให้ใช้ดอกเจาะมาตรฐานเจาะดักปลายสุดของรอยแตกไว้ได้ทันที

๑๑.๑๓ สลักย้ำที่เปื้อนคราบน้ำมัน โดยรอบมักหลวมคลอน วิธีแก้ไขให้เจาะออก แล้วใช้สลัก OVER SIZE ใส่ย้ำแทนได้ทันที

๑๑.๑๔ เลือกใช้ GRAIN DIRECTION ของวัสดุให้เหมาะสมกันโครงสร้างที่ใช้งานอยู่เดิม

๑๑.๑๕ การเสริม CUT – OUT ของแผ่นซึ่งเป็นวงกลม ถ้าไม่มีหลักฐานอ้างอิง ให้ถือตามเกณฑ์มาตรฐานดังนี้

- ต้องเลือกเจาะเฉพาะตำบลที่ให้ค่า STRESS ต่ำสุดในบริเวณดังกล่าว โดยเฉพาะอย่างยิ่งควรเลี่ยงการเจาะบริเวณมุมแผ่น
- แทนรอยเจาะด้วย COVER PLATE
- เสริม FLANGE RING เพื่อรับ DISTRIBUTED LOAD รอบ ๆ รูเจาะในทาง BENDING

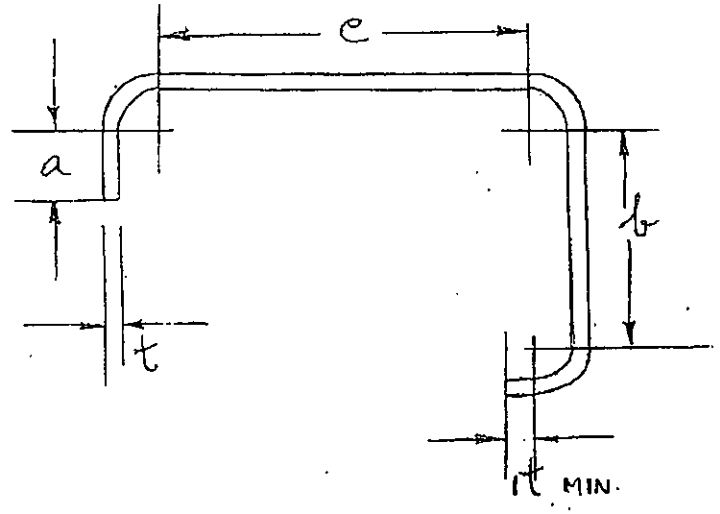


- เสริมด้วย DOUBLER PLATE บริเวณ FREE EDGE กับ SKIN เพื่อ STABILIZED ให้แผ่นรับ LOCAL STRESS

- ขนาดกว้างสุดของแผ่นเสริมกว้างสุดที่ยอมให้ด้วยเหตุผลทางอากาศพลศาสตร์ คือ

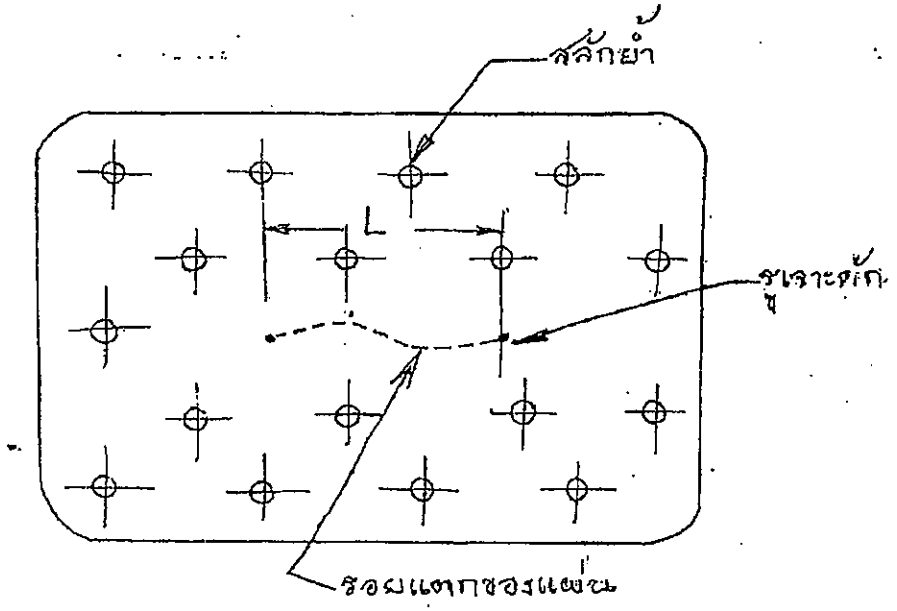
แผ่นหนา	0.016"	0.018"	0.020"	0.030"	0.050"	0.063"
MAX. DIA. รูเจาะ	4"	5"	6"	7"	8"	9"

แผ่นพับขึ้นรูปรับแรงกด (COMPRESSIVE LOAD) จะต้องได้มาตรฐานดังนี้



OVERHANG FREE EDGE	A = 10 T
OVERHANG LIPPED	B = 20 T
SIDE BETWEEN REDAIL	C = 30 T
	T = THICKNESS ของแผ่น

๑๑.๑๖ การปะเหลื่อม (LAB PATCH) บริเวณที่พบรอยแตกของแผ่น จะต้องเจาะดักรอยแตกไว้ด้วยดอกเจาะ No 40 และจะต้องแต่งขอบแผ่นให้ลาดลงเป็นมุมประมาณ ๔๕° โดยรอบ



๑๒.๗ การคำนวณหาจำนวนสลักย้ำซ่อมรอยแตกของแผ่น หาได้จากสูตรต่อไปนี้

จำนวนสลักย้ำที่ใช้ = $\frac{L \times T \times 75{,}000}{S \text{ หรือ } B}$

L = ความยาวของรอยแตก (นิ้ว)

T = ความหนาของแผ่นที่ปะ (นิ้ว)

S = SHEAR LOAD ของสลักย้ำ (ปอนด์)

B = BEARING STRENGTH ของแผ่นปะ (ปอนด์)

<u>ตัวอย่างเช่น</u>

คำนวณหาจำนวนสลักย้ำชนิด AN 470 AD 4 - ย้ำกับแผ่นปะ ซึ่งให้ซ่อมรอยแตกยาว ๒ ๑/๔" โลหะที่ใช้เป็น AL – ALLOY SHEET 2024 – T_3 หนา ๐.๐๔๐"

L = 2.25" T = 0.040"

จากตารางหา SHEAR LOAD ของสลักย้ำได้ = ๓๘๙ ปอนด์

หา BEARING LOAD ของแผ่นปะ = ๔๑๐ ปอนด์

ต้องใช้ค่าน้อยกว่า คือ S = ๓๘๙ ปอนด์

นั่นคือจำนวนสลักย้ำที่ใช้ = $\frac{2.25 \times 0.040 \times 75000}{389}$

= 17.34

หรือประมาณ = ๑๘ ตัวต่อซีกของ

ฉะนั้น จะต้องใช้สลักย้ำซ่อมรอยแตกนี้จำนวน ๓๖ ตัว

<u>ตารางสลักย้ำ AL – ALLOY (SINGLE SHEAR)</u> หัว UNIVERSAL (หน่วยเป็นปอนด์)

RIVET DIA	1/8	5/32	3/16	1/4
AD	389	596	860	1556
DD	532	814	1175	2127

100° C SUNK (DIMPLE)

RD	480	735	1020	
DD	620	950	1325	

100° C SUNK (DIMPLE)

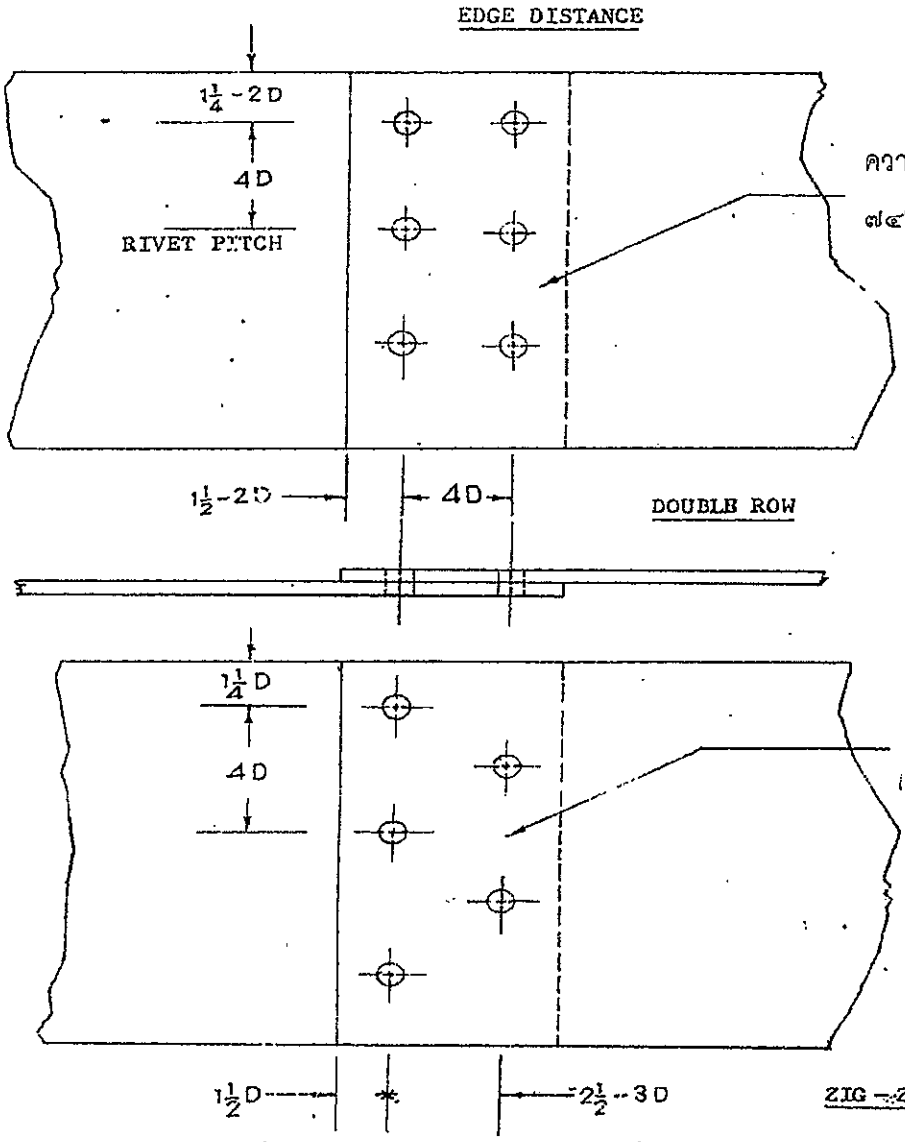
AD	331	518	745	
DD	429	670	966	

ตาราง BEARING STRENGTH ปอนด์

ความหนาแน่น	DIA ของสลักย้ำ (นิ้ว)			
	1/8	5/32	3/16	1/4
0.020	205	256	307	410
0.025	256	320	384	512
0.032	328	409	492	656
0.040	410	512	615	820
0.050	522	653	784	1045
0.063	656	820	984	1312

๑๑.๑๘ สลักย้ำชนิด DD ก่อนใช้จะต้องอบชุบเสมอ ถ้าใช้ไม่หมด ต้องเก็บไว้ในอุณหภูมิต่ำกว่า 0°c เพื่อป้องกันการแก่ตัวของโลหะ

๑๑.๑๙ การย้ำสลักต้องได้ระยะเว้นอย่างถูกต้อง คือ



แผ่นแทรกวิชาโครงสร้างอากาศยาน

SPOT WELDING

- การทำ SPOT WELDING กับ ALLOY STEEL ง่ายกว่าทำกับ AL - ALLOY
- เมื่อขึ้นงานทำ SPOT – WELD แล้วจะไปทำ ANODIC อีกไม่ได้
- การทำ SPOT – WELD กับ MG – ALLOY จะทำให้เกิดสนิมได้ง่าย เพราะ CORROSION – RESISTING CHROME – PICKLE FINISH หลุดไป
- โลหะต่างชนิดกันทำ SPOT – WELD ไม่ได้ เช่น ALCLAD กับ STAINLESS STEEL หรือ ALCLAD กับ MG – ALLOY เป็นต้น
- ข้อดีของการใช้ SPOT – WELD คือ AERODYNAMIC CLEANNESS

- ทำให้โครงสร้างเบากว่าใช้สลักย้ำ
- ไม่จำเป็นต้องใช้ JIG ยุ่งยากซับซ้อน
- แผ่นที่จะทำ SPOT – WLD ต้องสะอาด
- หัวเชื่อม COPPER ELECTRODE ต้องทำความสะอาดเสมอ มิฉะนั้นอาจทำให้จุดเชื่อมหลอมละลายทะลุได้
- จำนวนแผ่นมากสุดที่ซ้อนทำ SPOT – WELD ได้ คือ

AISI 4130 Cr – Mo STEEL	ซ้อนกัน	๒	แผ่น
AL – ALLOY และ LOW – CARBON STEEL	ซ้อนกัน	๓	แผ่น
STAINLESS STEEL	ซ้อนกัน	๔	แผ่น

- จำนวนแผ่นซ้อนกันหนาที่สุดที่ทำ SPOT – WELD ได้ คือ

  AL – ALLOY ซ้อน ๒ แผ่น หนาไม่เกิน ๑/๔"

  AL – ALLOY ซ้อน ๓ แผ่น หนาไม่เกิน ๕/๑๖"

  STEEL ซ้อนหนาไม่เกิน ๓/๔"
- ถ้าใช้ ROLL SEAM WELDING ใช้แผ่นซ้อนเชื่อมได้ทั้ง AL – ALLOYS หรือ STEEL จะซ้อนกัน ๒ หรือ ๓ แผ่นได้ แต่ต้องไม่เกิน ๓/๑๖" ไม่ควรใช้ ๔ แผ่นซ้อน

ตารางการใช้ SPACING ของ SPOT – WELD

AL - ALLOYS		STAINLESS STEEL	
แผ่นบางสุด	MIN SPACING	แผ่นบางสุด	MIN SPACING
.012	1/4	.008	1/8
.016	1/4	.012	1/8
.020	5/16	.016	3/16
.025	5/16	.020	3/16
.032	3/8	.025	1/4
.040	7/16	.030	5/16
.051	1/2	.035	5/16
.063	9/16	.042	3/8
.071	5/8	.050	7/16
.080	5/8	.063	1/2
.102	3/4	.078	5/8
.125	7/8	.109	7/8
		.125	1

ตารางการใช้ EDGE DISTANCE ของ SPOT WILD

AL - ALLOYS		STAINLESS STEEL & LOW CARB. STEEL	
แผ่นบางสุด	EDGE DIST.	แผ่นบางสุด	EDGE DIST.
0.020	3/16	.020	3/16
0.025	3/16	.025	7/32
0.032	7/32	.030	7/32
0.040	1/4	.035	7/32
0.051	5/16	.042	1/4
0.063	11/32	.050	1/4
0.071	3/8	.063	9/32
0.080	3/8	.078	5/16
0.102	7/16	.109	3/8
0.125	1/ 2	.125	13/32

ตารางการใช้ ALLOWABLE SHEAR STRENGTH PER SPOT WELD

AL - ALLOYS			STAINLESS STELL		
แผ่นบางสุด	SHEAR STRENGTH (Lb)		แผ่นบางสุด	SHEAR STRENGTH (Lb)	
	2024-T3	1100 – ½ H		HARD	AMCALED
.016	88	40	.016	400	280
.020	112	62	.020	520	364
.025	148	90	.025	702	493
.032	205	132	.030	928	650
.040	276	180	.035	1200	856
.050	383	242	.042	1664	1182
.063	550	318	.050	2256	1600
.071	673	359	.062	3165	2222
.080	839	418	.078	4266	2997
.102	-	533	.109	5195	4114
.125	-	620	.125	5280	4360

ตารางการใช้ RIVET แทน SPOT WELD ซึ่งชำรุด

แผ่นบางสุด 2024 – T3	STRENGTH PER SPOT – WELD (Lb)	REPLACEMENT RIVETS (2117 หรือสูงกว่า)	
		DIA	QUANTITY
.020	140	3/32	1
.032	257	1/8	1
.040	347	5/32	1
.051	465	5/32	1
.063	705	8/16	1
.071	800	3/16	1
.080	1025	1/4	1

การเลือกใช้ขนาด A/C CABLE ให้เหมาะสม

แรงดึงต่ำสุดของ ลวดเคเบิล ที่ต้องการ = 2.5 x MAX. APPLID LOAD PER SLING ซึ่ง DESIGN FACTOR = 2.5

ในการใช้งานนาน ๆ คงมีการเสื่อมตามระยะเวลาจำเป็นต้องเพิ่มค่า DESIGN FACTOR ขึ้นไปอีก ๒ เท่า นั้นด้วย

CABLE STRENGTH = 5 X MAX. EXTERNAL LOAD

ตัวอย่างเช่น

ลวดเคเบิลต้องการใช้ยกของหนักสูงสุด 850 Lb.

ความแข็งแรงต่ำสุดของลวดเคเบิลที่ต้องการ = 850 x 2.5

= 2125 Lb.

เผื่อค่าเสื่อมระหว่างใช้งานอีก ๒ เท่า = 2 x 2125

= 4250 Lb.

เพื่อความสะดวก จึงมีผู้คำนวณหาขนาดต่าง ๆ ของลวดเคเบิลรับแรงในย่านต่าง ๆ ตามต้องการ โดยเขียนเป็นตาราง ใช้ FACTOR 5

MAX. EXTERNAL LOAD (Lb.)	A / C CABLE SIZE FOR EACH CARGO SLING LEG		
	MIL – C – 5693 MIL – W - 6940	MIL – W - 1511	MIL – C - 5424
100	1/16	3/32	3/32
200	3/32	1/8	1/8
300	7/64	1/8	1/8
400	1/8	1/8	5/32
500	5/32	5/32	3/16
600	5/32	3/16	3/16
700	3/16	3/16	3/16
800	3/16	3/16	7/32
900	3/16	7/32	7/32
1000	7/32	7/32	7/32
1200	7/32	1/4	1/4
1400	1/4	1/4	9/32
1600	1/4	9/32	5/16
1800	5/16	5/16	5/16
2000	5/16	11/32	3/8

ตารางคำนวณหาขนาดแผ่นแผ่ผิว ของ AL – ALLOYS SHEET

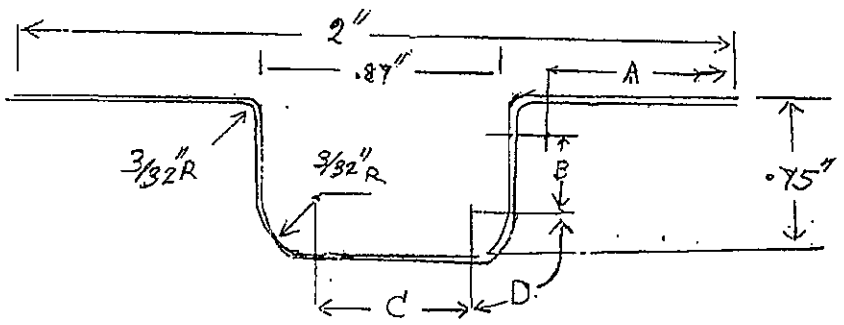
1 BEND RADIUS LENGTH.

R \ T	.020 .022	.023 .025	.028 .029	.031 .032	.038 .040	.050 .051	.063 .064	.081	.091 .094	.125 .129
1/32	.00072	.00073								
1/16	.00126	.00128	.00131	.00135						
3/32	.00181	.00183	.00185	.00188	.00195					
1/8	.00235	.00237	.00240	.00243	.00249	.00258	.00268	.00281	.00289	.00317
5/32	.00290	.00292	.00294	.00297	.00304	.00312	.00322			
3/16	.00344	.00346	.00349	.00352	.00358	.00367	.00377	.00390	.00398	.00426
7/32	.00398	.00401	.00403	.00406	.00421	.00421	.00431	.00444	.00452	.00481
¼	.00454	.00455	.00458	.00461	.00467	.00476	.00486	.00500	.00507	.00535
9/32	.00507	.00510	.00512	.00515	.00521	.00530	.00540	.00553	.00561	.00590
5/16	.00562	.00564	.00567	.00570	.00576	.00584	.00595	.00608	.00616	.00644
11/32	.00616	.00619	.00620	.00624	.00630	.00639	.00649	.00662	.00670	.00699
3/8	.00671	.00673	.00675	.00679	.00685	.00693	.00704	.00717	.00725	.00753
13/32	.00725	.00728	.00730	.00733	.00739	.00748	.00758	.00771	.00779	.00808
7/16	.00780	.00782	.00784	.00787	.00794	.00802	.00812	.00826	.00834	.00862
15/32	.00834	.00836	.00839	.00842	.00848	.00857	.00867	.00853	.00888	.00917
1/2	.00889	.00891	.00893	.00896	.00903	.00911	.00921	.00935	.00943	.00971

REF. STANDARD AIRCRAFT HANDBOOK (PAGE 10)

ใช้เฉพาะ อล.2024

ตัวอย่างการหาขนาดแผ่นแผ่ผิวของแผ่นพับ AL – ALLOY หน้าตัด HAT – SECTION โดยใช้แผ่นหนา 0.038"



$$A = \frac{2\,[0.87 + 2\,(3/32 + 0.038)]}{2}$$

$= 0.430"$

$B = 0.75 - 0.038 - (2 \times 3/32)$

$= 0.520"$

$C = 0.87 - (2 \times 3/32)$

$= 0.680"$

$D = 90 \times 0.00195$

$= 0.175"$

$\therefore$ ขนาดของแผ่นแผ่ผิว $= (2 \times 0.43) + (2 \times 0.52) + 0.68 + (4 \times 0.175)$

$= 3.28"$

บทที่ ๓

ภาระกรรมอากาศยาน (AIRCRAFT LOADING)

ความแข็งแรงของโครงสร้างอากาศยาน ขึ้นอยู่กับ AERODYNAMIC LOAD โครงสร้างจะปลอดภัยในการใช้งานมากหรือน้อยขึ้นกับการใช้ผลลัพธ์การประเมินค่าภาระกรรมว่าจะถูกต้องแน่นอนเพียงใด

โดยทั่วไป ภาระกรรมอากาศยาน ที่เกี่ยวข้องอยู่กับความแข็งแรงของโครงสร้างจนถึงขั้นได้รับอันตราย แบ่งออกได้เป็น ๒ ชนิดคือ

- เนื่องจากการทำผาดแผลงของนักบิน (MANOEUVERING LOAD)
- เนื่องจากหลุมอากาศ (GUST) ในธรรมชาติ

๑. LIMIT – LOAD หรือ APPLIED LOAD

สองคำนี้มีความหมายเหมือนกัน ทางด้านกิจการบินพลเรือนใช้คำว่า LIMIT หมายถึงการจำกัดภาระกรรมบรรทุกไม่ให้ใช้เกินขีดจำกัดที่กำหนดไว้ ส่วนคำว่า APPLED ใช้เรียกชื่อทางกิจการบินทหาร ซึ่งเป็นกรณีพิเศษที่อาจยอมให้ใช้ OVERLOAD CONDITION สำหรับภารกิจที่จำเป็นได้

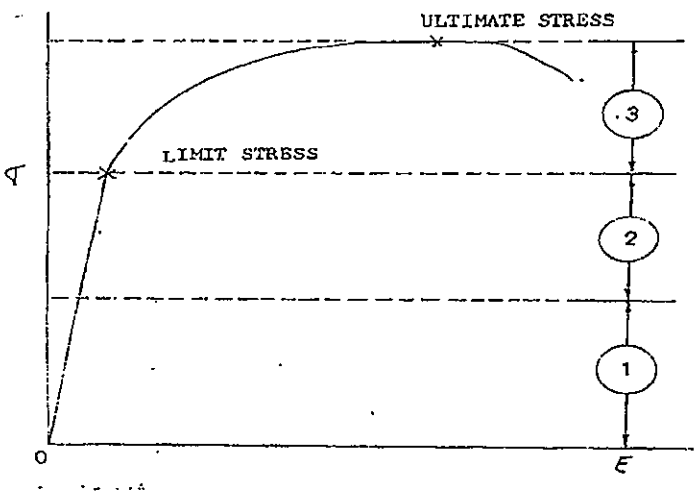
LIMIT LOAD (APPLIED LOAD) คือ ภาระกรรมสูงสุด ซึ่งเกิดจากแรงทางอากาศพลศาสตร์กระทำกับโครงสร้างในระหว่างการใช้งานบินปกติ โดยยอมให้ใช้ภาระกรรมได้ตามพิกัดของแรงที่กำหนด แต่ต้องไม่ให้โครงสร้าง PRIMARY ถึง PERMANENT DEFORM

๒. ULTIMATE LOAD หรือ DESIGN LOAD

คำว่า ULTIMATE เรียกใช้ทาง CIVIL AGENCY

คำว่า DESIGN เรียกใช้ทาง MILITARY AGENCY

ฉะนั้น ULTIMATE LOAD = LIMIT LOAD x FACTOR OF SAFETY



นั่นคือ $\frac{\text{ULTIMATE LOAD}}{\text{LIMIT LOAD}}$ = FACTOR OF SAFETY

= 3/8 = 1.5

หรือ DESIGNED LOAD = APPLIED LOAD x 1.5

ในงานทางอากาศยาน นิยมใช้ค่าตัวประกอบปลอดภัย (FACTOR OF SAFETY) ระหว่าง ๑.๑๕ – ๑.๕ เท่า

ส่วนงานทางด้าน CIVIL ENGINEERING นิยมใช้ค่านี้ตั้งแต่ ๒ – ๔ เท่า และ LIMIT LOAD = MANOEUVERING LOAD FACTOR x BASIC WEIGHT

การพิจารณาทาง MANOEUVERING LOAD จะต้องสร้าง V – N DIAGRAM เพื่อใช้เปรียบเทียบประเมินค่าภาระกรรมต่อไป

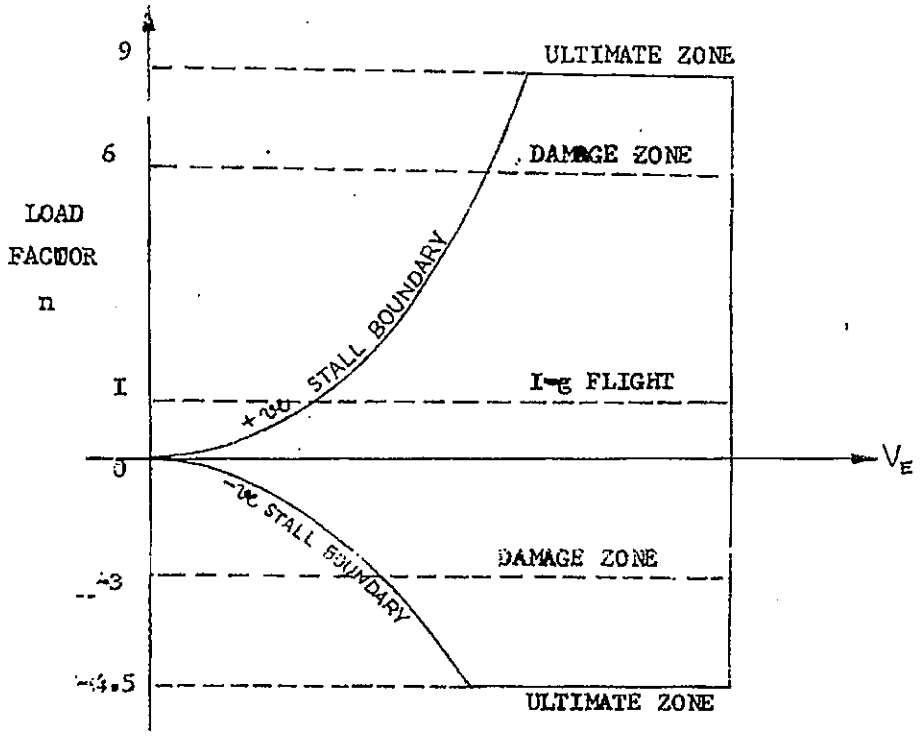
๓. FLIGHT ENVELOPE

กำหนดขึ้นเพื่อใช้จำกัดขอบเขตในการบิน ให้โครงสร้างได้รับความปลอดภัย โครงสร้างจะปลอดภัยมากน้อยเพียงใด ย่อมขึ้นอยู่กับ การประเมินค่าภาระกรรมของโครงสร้างได้อย่างถูกต้องและสมจริง การสร้าง นี้มีอยู่ ๒ กรณี คือ

- MANEUVERING
- GUST

๔. MANEUVERING

ในการบินของอากาศยานทางอากาศพลศาสตร์ ย่อมได้รับ AIR LOAD กระทำกับโครงสร้างโดยปลอดภัยตามข้อบังคับ BAAR (BRITISH CIVIL AIRWORTHINESS REQUIREMENT) และ FAR (FEDERAL OF AVIATION REQUIREMENT) การคำนวณความแข็งแรงใช้งานของโครงสร้างอากาศยานทุกชนิดทุกแบบต้องให้อยู่ในขอบเขตของ ENVELOPER นี้ และนอกจากนี้นักบิน จะต้องถือปฏิบัติให้ถูกต้อง เพื่อใช้งานกับอากาศยานให้ตรงตามจุดประสงค์ และขีดความสามารถของ บ.แต่ละแบบโดยยึดถือ FLIGHT ENVELOPE นี้ด้วย



กราฟของ STALL BOUNDARY ขึ้นอยู่กับ สมการต่อไปนี้

$$L_{max} = nW$$

$$n = \frac{I/2 \int V_E^2 \, S \, C_{L\,max}}{I/2 \int V_{SI}^2 \, S \, C_{L\,max}}$$

$$= \left(\frac{V_E}{V_{SI}} \right)^2$$

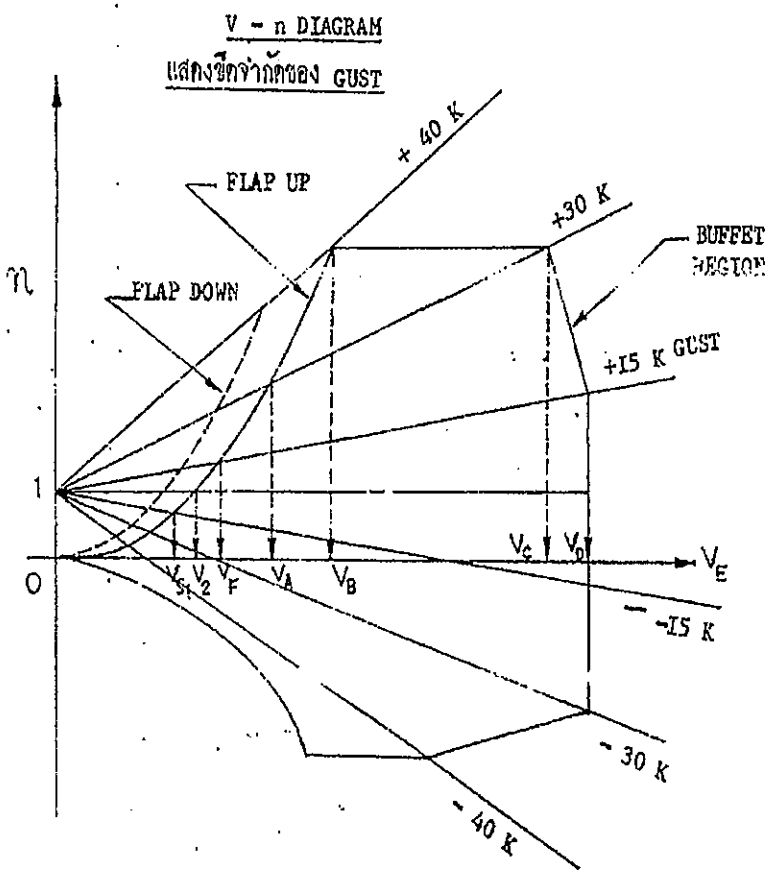
$$= (\text{CONSTANT}) \times V_E^2$$

V_E = EQUIVALENT AIR SPEED

ตารางแสดงค่าของ MANOEUVERING LOAD FACTOR

ตามข้อบังคับของ BCAR และ FAR

CATEGORY	POSITIVE LOAD FACTOR	NEGATIVE LOAD FACTOR
ACROBATIC A.	N - 6.0	- .05 N
UTILITY U.	N - 4.4	- 0.4 N
NORMAL N.	N = 2.1 + 24000 / (W + 10000) ถ้า ✗ 3.8 ✗ 2.5	- .04 N
TRANSPORT	ใช้งานสบาย แต่ ต้องไม่ถึง ✗ 2.5	- 1.0 N GRUISING SPEED



ตาม BCAR และ FAR กำหนด ความแรงของ GUST VELOCITY สูงสุดไว้ที่ + 40 k เป็น MAX. PESITIVE GUST INTENSITY สิ่งที่กำหนดให้ต่อไปนี้อีกคือ

V_F = 1.4 V_{SI}

แล้วแต่ค่าไหนจะน้อยกว่า

= 1.8 V_{SO}

หรือ V_A =

V_D = 1.25 V_C

ใช้ค่าน้อยกว่า

= V_C + 70 MPH

หรือ

V_2 = 1.2 V_{S1}

ความหมายของตัวสมมุติ

V_B = DESIGN AIR SPEED ที่ + 40 H GUST

V_A = DESIGN MANEUVERING SPEED

V_C = DESING CRUISING SPEED

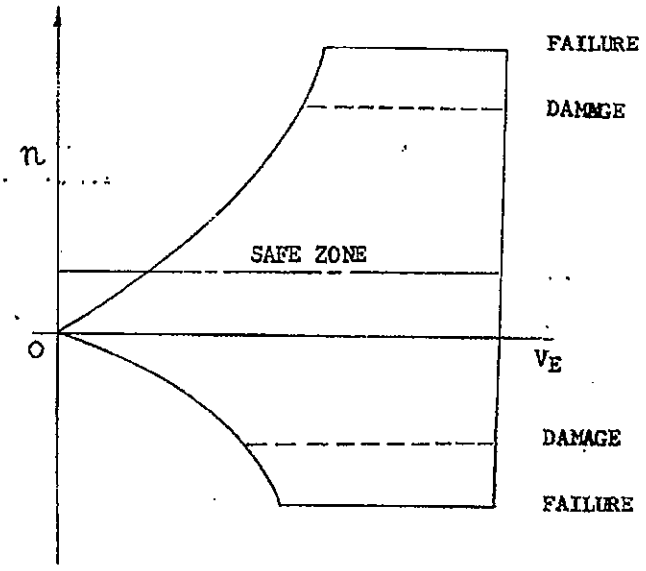
V_D = DESIGN DEVING SPEED

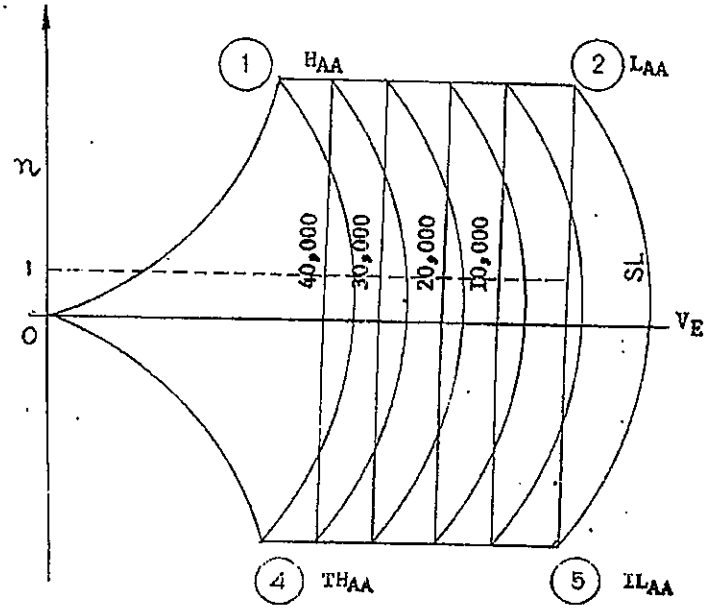
V_{SO} = STALLING SPEED (FLAP DOWN)

V_{S1} = STALLING SPEED (FLAP UP)

V_2 = TAKE - OFF SAFETY SPEED

แสดงภาพ V - N DIAGRAM TO.1X-XXX-1 FLIGHT MAUNAL





แสดงการเปลี่ยนแปลง BOUNDARY ของ DIAGRAM เนื่องจาก DENSITY ALTITUDE. สภาพของโครงสร้างที่พิจารณาความแข็งแรง มีอยู่ ๔ จุด คือ

HAA, LAA, IHAA และ ILAA

HAA ---------- HIGH ANGLE OF ATTACK

LAA ---------- LOW ANGLE OF ATTACK

LHAA ---------- INVERTED HIGH ANGLE OF ATTACK

ILAA ---------- INVERTED LOW ANGLE OF ATTACK

๕. GUST

คำว่า GUST ชาวบ้านทั่ว ๆ ไป รู้จักกันในนามของ "หลุมอากาศ" ทางทฤษฎีใช้เรียกแทนความแรงของกำลังลมพัด ในภาษาของ AERONAUTICAL STRUCTURE

GUST เกิดในบรรยากาศ ธรรมชาติทั่วไป และเกิดได้ทุกทิศทุกทาง แต่ GUST ที่สำคัญซึ่งมีผลเกี่ยวเนื่องกับกิจการบินก็คือ UP – GUST และ DOWN – GUST ความแรงของ GUST ไม่สม่ำเสมอ กำลังสูง ๆ ประมาณ 40 k ไม่ค่อยพบบ่อยนัก

สำหรับ GUST ที่มีกำลังสูง ๆ เราเรียกว่า "SHARP – EDGE GUST" และมักเกิดเป็นประจำอยู่ในบริเวณหนึ่งโดยเฉพาะตามฤดูกาล ในการคาดคะเนกำลัง GUST ทั่วไป จึงต้องใช้ค่าเฉลี่ยโดยวัดกำลังแรงตามท้องถิ่นที่ GUST นั้น ๆ เกิดขึ้น ซึ่งเรียกชื่อใหม่ว่า

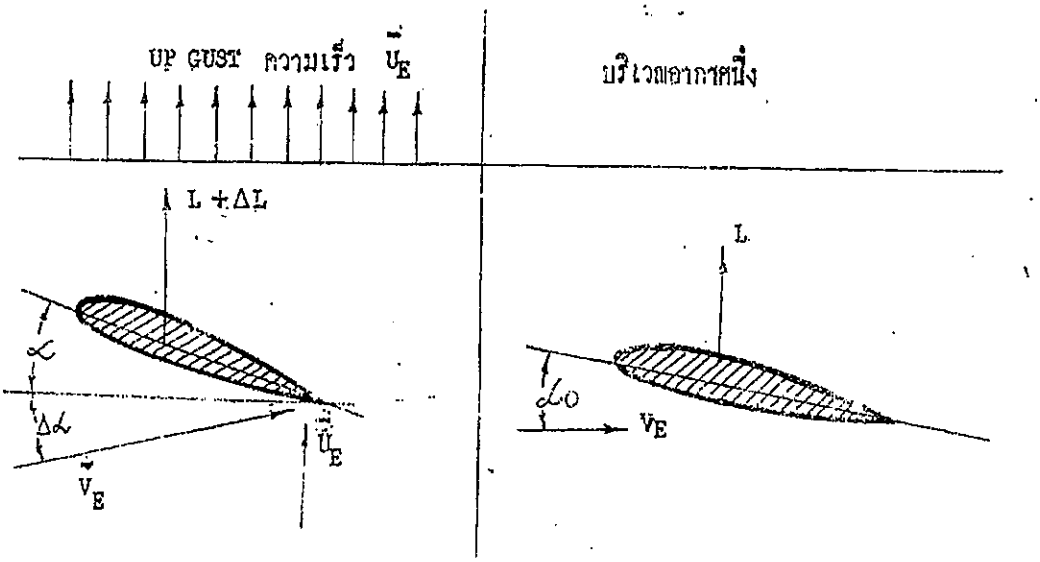
"EQUIVALENT SHARP – EDGE GUST"

สิ่งที่สำคัญกับโครงสร้างอากาศยานคือ GUST LOAD FACTOR ซึ่งอาจเพิ่มขึ้นได้ทั่วทาง + VE (UP - GUST) และทาง – VE (DOWN - GUST) GUST LOAD FACTOR ขึ้นอยู่กับข้อสมมุติต่อไปนี้

ก. เมื่ออากาศยานบินตรง ระดับ ต้องไม่มีสิ่งใดมารบกวนให้เกิด LOAD FACTOR เพิ่มขึ้นมาก่อน

ข. LOAD FACTOR ที่เพิ่มขึ้นมาเพราะ GUST จะหาได้จากการเปรียบเทียบการเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะ กับสัมประสิทธิ์ของแรงยก

ค. โครงสร้างของอากาศยานเป็น RIGID BODY (CL VS. α)



สมมุติว่าอากาศยานเครื่องหนึ่ง กำลังบินมาจากบริเวณอากาศนิ่งสงบ ด้วยความเร็ว (FORWARD SPEED) VE มุมปะทะที่ใช้ในขณะนั้นเป็น

ทันใดนั้นได้บินมาเข้าย่าน UP – GUST ซึ่งพัดด้วยความเร็ว UP (EQUIVALENT SHARP – EDGE GUST)

ซึ่ง UE = K.U FT/SEC.

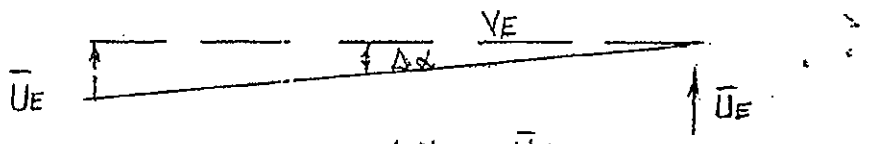
K = KESPENSE FACTOR หรือ ALLEVIATION FACTOR

U = SHARP – EDGE GUST VELOCITY (FT/SEC.)

$\therefore$ KU = EFFECTIVE GUST VELOCITY (FT/SEC.)

หรือ EQUIVALENT SHARP – EDGE GUST

จาก VECTOR ของความเร็ว จะได้ส่ง



$$\text{TAN } \Delta\alpha = \frac{\bar{U}_E}{V_E}$$

เมื่อ $\Delta\alpha$ เป็นมุมเล็ก ๆ

นั่นคือ $\text{TAN } \Delta\alpha = \Delta\alpha = \frac{\bar{U}_E}{V_E}$

แรงยกที่เพิ่มขึ้นเนื่องจาก GUST คือ

$$\Delta L = q.s.\Delta C_L$$
$$= q.s.a\ \Delta\alpha$$
$$= q.s.a\ \frac{\bar{U}_E}{V_E}$$

$$\therefore \Delta n = \frac{\Delta L}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho V_E^2 s.a.\bar{U}_E}{WV_E}$$

$$= \frac{\frac{1}{2}\rho a S \bar{U}_E V_E}{W}$$

$$= \frac{1/2\,\rho a \bar{U}_E V_E}{W}$$

$$W = \frac{W}{S} = \text{WING LOADING}$$

ฉะนั้นในกรณี UE - GUST

$$n = 1 + \Delta n$$

กรณี DOWN GUST

$$n = 1 - \Delta n$$

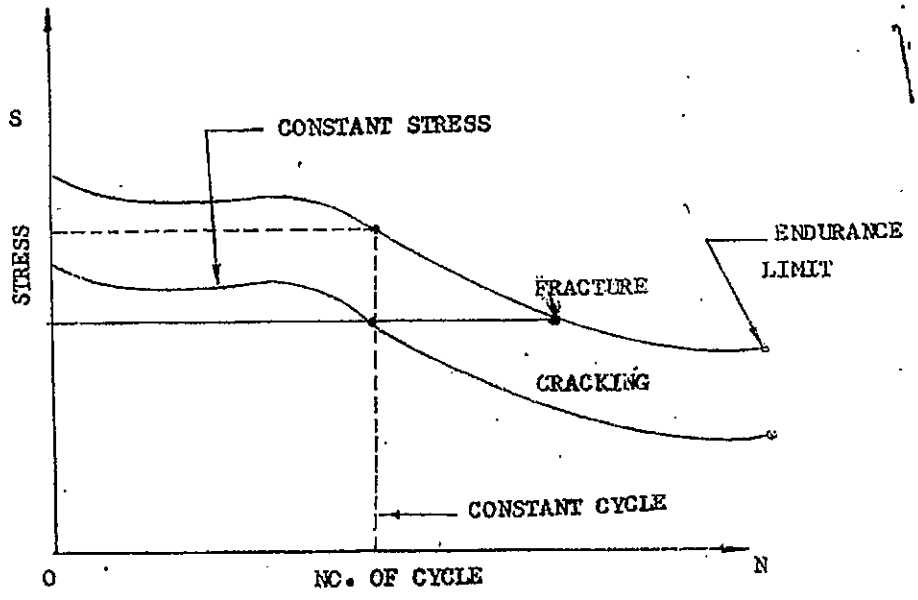
สรุปได้ว่า $\Delta n \propto VE \propto \frac{1}{N}$

๖. FATIGUE ของโครงสร้างอากาศยาน

เพื่อความเข้าใจถึงการเกิด FACTIGUE ของโลหะเบื้องต้น และใช้เป็นมาตรฐานประมาณหาอายุใช้งานจริงของโครงสร้างอากาศยาน (AIRCRAFT SERVICE LIFE) ต่อไป

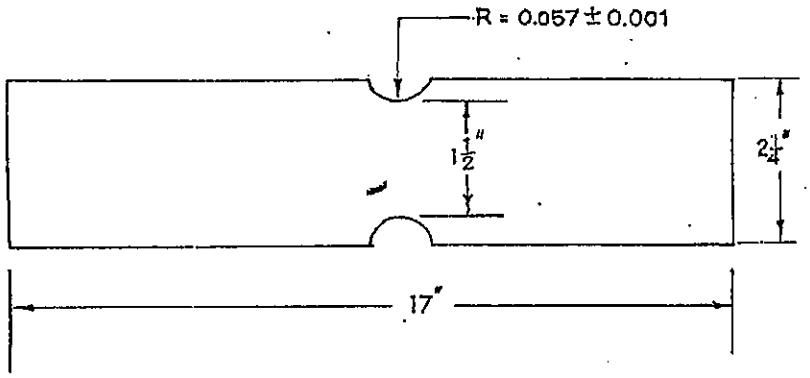
๖.๑ งานขั้นแรกของ FATIGUE

เริ่มค้นคว้าโดยนักฟิสิคส์ชาวเยอร์มันชื่อ "WOHLER" เป็นวิศวกรรถไฟ ทำการทดลองเฉพาะเรื่องของ FATIGUE ประมาณปี พ.ศ. ๒๔๐๕ ติดต่อเป็นเวลากว่า ๑๒ ปี วิธีการของเขาทำโดยการประดิษฐ์เครื่องกลต่าง ๆ แล้วทำให้ชำรุดด้วยวิธีการใช้แรงกระทำซ้ำ ๆ ซาก ๆ เป็นระยะเวลานาน ๆ ด้วยแรงในระดับต่าง ๆ กัน เป็นจำนวนมาก ในที่สุดเขาพบว่าเมื่อ PLOT ค่าความเค้นที่กระทำกับจำนวนครั้งของการกระทำของแรงไปจนกระทั่งถึงชำรุดจะได้กราฟดังนี้

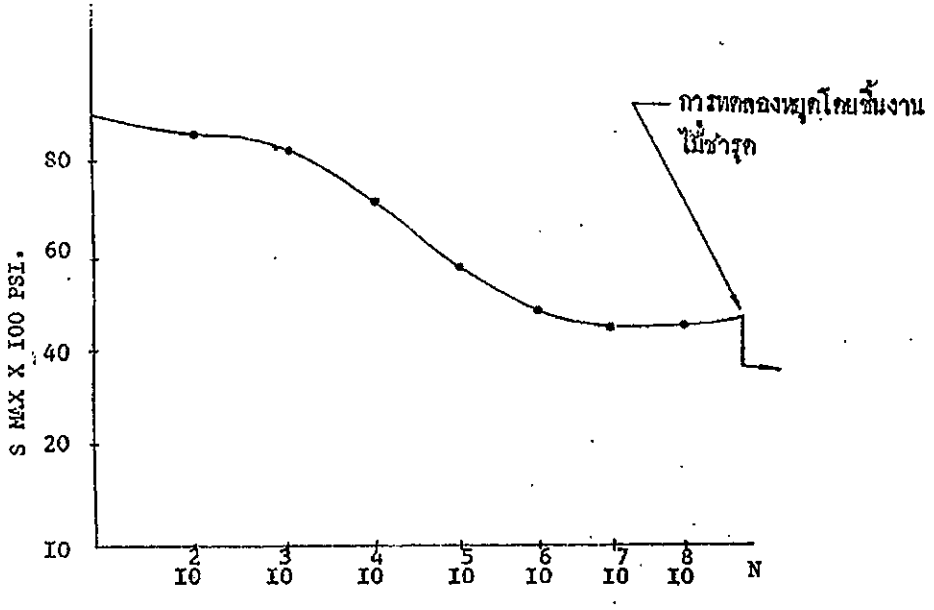


กราฟนี้มีชื่อเรียกว่า S – N กราฟ WOHLER ทราบว่าการชำรุดเพราะ FATIGUE ต้องเกิดขึ้นกับบริเวณชิ้นส่วนซึ่งหน้าตัดเกิดการเปลี่ยนแปลงทันทีทันใด หรือมีลักษณะคอด (NOTCH) แต่เขาไม่สามารถที่จะอธิบายได้ว่า การชำรุดเพราะ FATIGUE เกิดขึ้นได้อย่างไร

๖.๒ ลักษณะของชิ้นส่วนทดลองหา FATIGUE

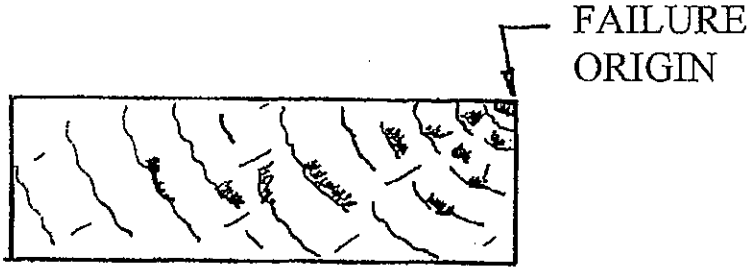


S-N GRAPH



จากหลักฐานของการเกิด FATIGUE ของชิ้นส่วนต่าง ๆ ที่พบปรากฏว่า

- เกิดขึ้นได้ทุกแห่งในโครงสร้างอากาศยาน
- เกิดได้กับโลหะต่าง ๆ ทุกชนิด ไม่ว่าสภาพและสิ่งแวดล้อมจะเป็นอย่างไร
- ตามปกติการชำรุดจะเริ่มเกิดในบริเวณมี STRESS RAISER เช่น รู้สึกยึด, ชิ้นมีครีบบาง, หน้าแปลนของส่วนฐานที่รับแรง, สลักย้ำ หรือรอยจากการแต่งชิ้นส่วนของเครื่องมือกลเป็นต้น
- การแตกหักนี้มิได้หยุดอยู่บริเวณ STRESS RAISER เท่านั้นยังแผ่กระจายไปสู่ส่วนอื่น ๆ ด้วย
- ชิ้นชำรุดเพราะการใช้งานปกติเป็นประจำ แต่มีอีกหลายชิ้นอาจต้องเปลี่ยน หรือ ออกแบบสร้างใหม่หมด



<u>หลักการออกแบบเพื่อกันการเกิด FATIGUE</u>

อาศัยพฤติภาพของ FATIGUE หรือ ENDURANCE LIMIT จากการทดลองพบว่า วัสดุเหล็กโดยมาก ทน FATIGUE ได้ดีถ้าใช้ PEAK STRESS กระทำกับชิ้นวัสดุนั้นโดยใช้ค่า STRESS นั้น น้อยกว่า FATIGUE LIMIT ซึ่งอาจกล่าวได้ว่า วัสดุเหล็กชิ้นนี้ออกแบบไว้สำหรับ "INDEFINITELY LONG LIFE" อย่างไรก็ตาม ทางอากาศยานนิยมใช้ AL – ALLOY เป็นวัสดุหลักเพราะน้ำหนักเบา ทนความเค้นได้ต่ำกว่า แต่ก็ไม่ปรากฏ FATIGUE LIMIT ให้เห็นชัดเหมือนวัสดุเหล็ก ทำให้ต้องใช้ชิ้นวัสดุหนักขึ้นและขนาดใหญ่กว่าที่จะใช้รับแรงสูง ๆ หลักการนี้มีชื่อเรียกว่า "SAFE – LIFE DESIGN" นั่นคือเตรียมการไว้สำหรับให้ใช้งานได้ด้วยระยะเวลานาน จนกว่าเครื่องบินนั้นจะเลิกใช้ หรือถึงอายุเปลี่ยนชิ้นสำคัญใหม่

<u>หลักการของ SAFE – LIFE DESIGN นี้ทำเพื่อจุดมุ่งหมาย ๒ ประการ</u>

๑. เพราะไม่สามารถคาดคะเนการกระทำของ LOAD และ STRESS ได้แน่นอน ซึ่งทำให้ชิ้นมีขนาดหนักและใหญ่

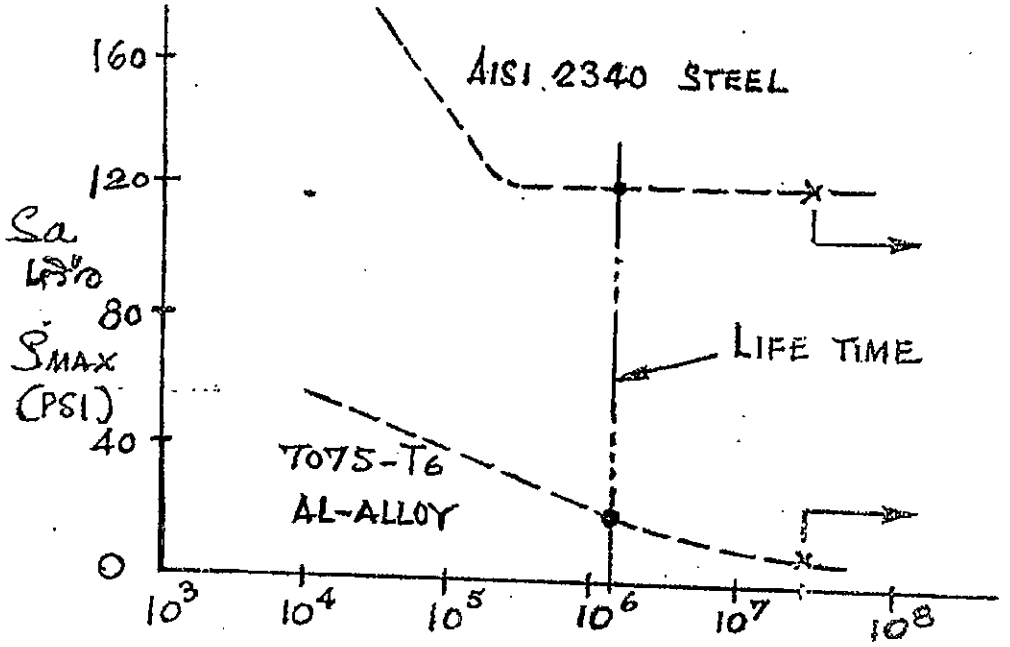
๒. ได้พิจารณาให้ LOAD กระทำกับทุกชิ้นส่วนโดยใช้ค่าความเค้นสูงเกิดกว่าที่จำเป็นต่อมาในปัจจุบันจึงได้หันมาใช้หลักการของ "FAIL – SAFE DESIGN" ซึ่งจะกล่าวต่อไป

<u>การอธิบายปรากฏของ FATIQUE</u>

ในการค้นคว้าหาคำตอบในเรื่องนี้ มีการค้นหาความจริงกันอยู่หลายวิธี คือ

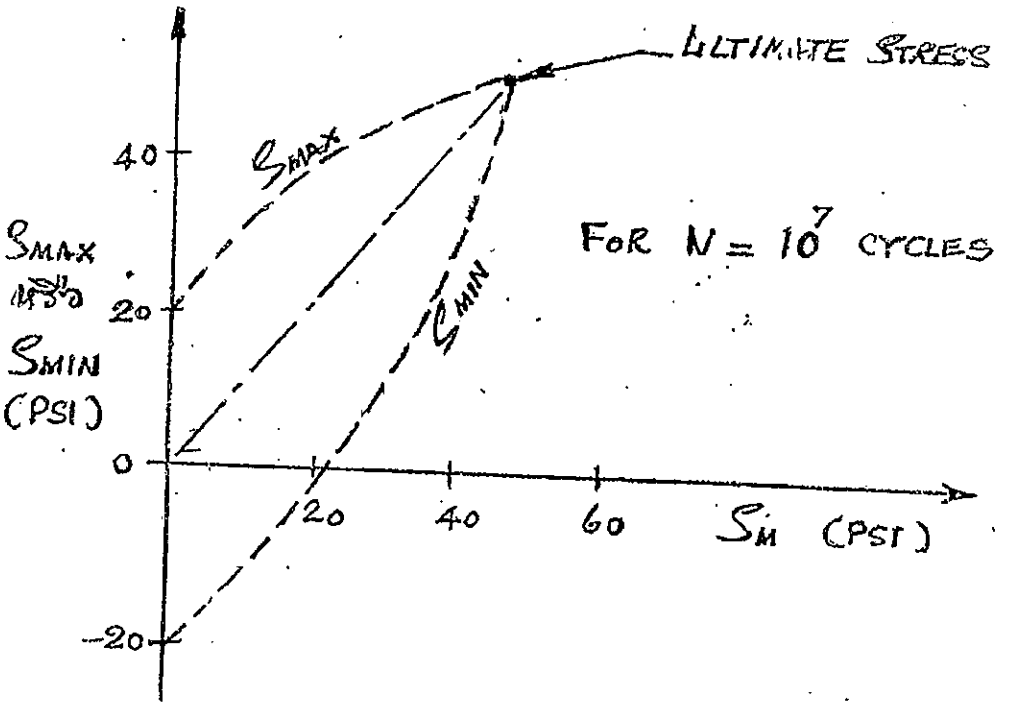
๑. EMPIRICAL RELATIONS เป็นการรวบรวมการคงทนต่อ FATIQUE ของโลหะต่าง ๆ ด้วยการศึกษาคุณสมบัติของวัสดุ ศึกษาแรงดึงที่จุด YIELD และ ULTIMATE ศึกษาถึงจุด PREPORTIONAL LIMIT, ศึกษาถึงความเสียดทานภายในของวัสดุ ฯลฯ เป็นต้น

ตัวอย่าง S – N CURVE ของวัสดุ STEEL AISI 2340 และ A1 – ALLOY 7075 – T6

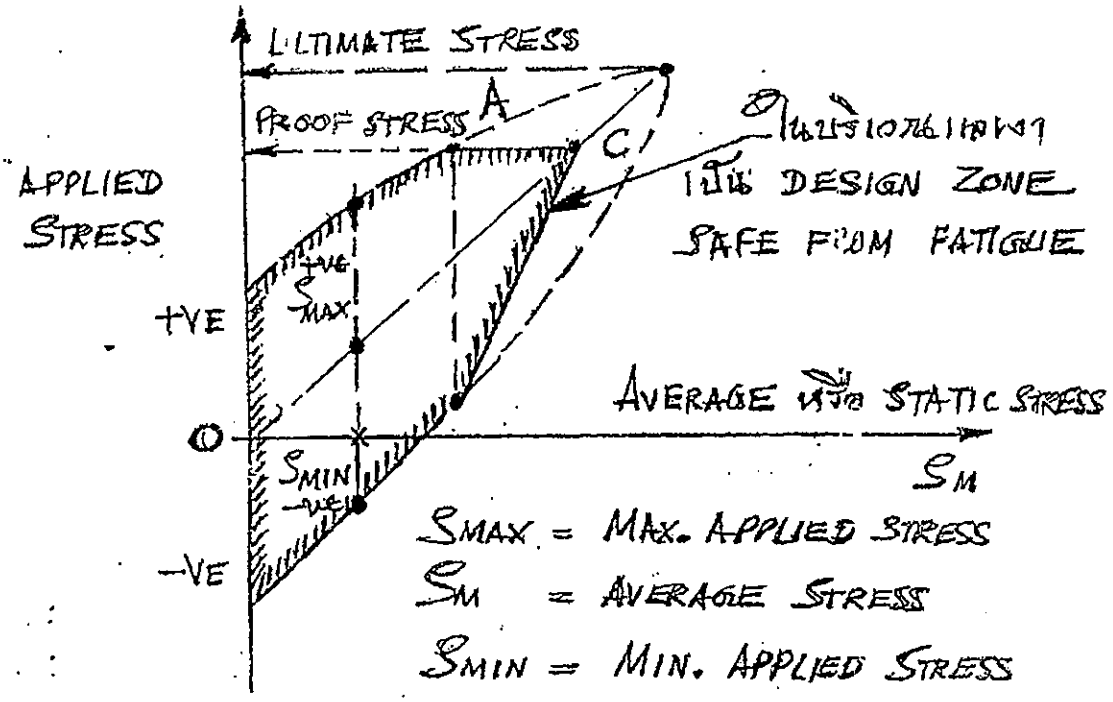


FATIQUE STRENGTH DIAGRAM FOR DESIGN

เราสามารถหา S – N CURVE ของแต่ละวัสดุได้ เพื่อต้องการให้ได้ FATIQUE LIFE พร้อมกัน จึงสร้าง CURVE ขึ้นมาอันหนึ่งเรียกว่า "CONSTANT – LIFETIME DIAGRAM" หรือ "GOOD – MAN DIAGRAM"



ตัวอย่าง FATIGUE DIAGRAM FOR DESIGN



DESIGN LIMIT หาได้จาก การใช้ PROOF STRESS ตัด SMAX ที่จุด A และตัด SM ที่จุด C จาก C ลากเส้นตรงไปยัง B ซึ่ง อยู่ในแนวดิ่งของจุด A

ในวงและเงาคือ SAFE ZONE ของการเกิด FATIQUE

ถ้าต้องการหา PERMISSIBLE STRESS ก็ให้กำหนด STATIC STRESS ขึ้น จะได้ผลรวมของ SMAX และ SMIM เป็น PERMISSIBLE STRESS

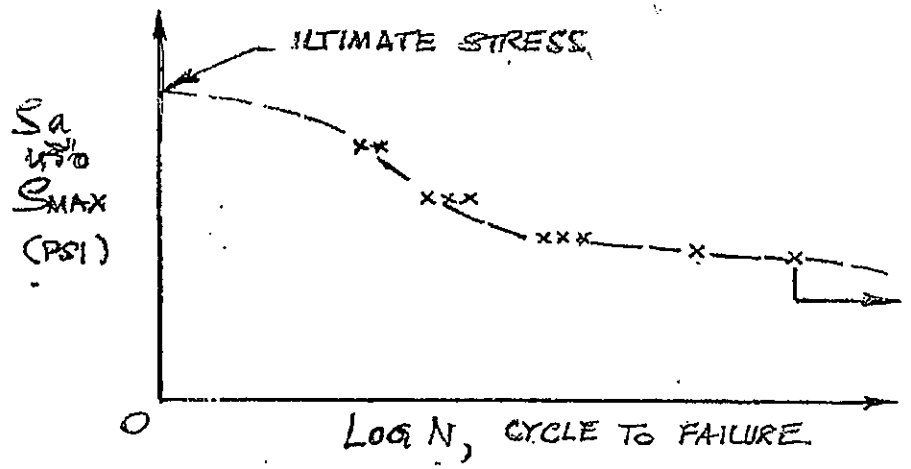
กราฟนี้ไม่สามารถพิจารณาสิ่งต่อไปนี้เข้าด้วย คือ STRESS RAISER อันได้แก่ TOOL MARK, ROUGHNESS OF SURFACE FINISH ฯลฯ เป็นต้น สิ่งเหล่านี้ จะทำให้เกิด การแตกร้าวเพิ่มมากขึ้นไปได้อีก ทำให้ STRESS สูงขึ้น

<u>TEMPERATURE ON FATIGUE, ACOUSTIC FATIGUE และ FAIL – SAFE DESIGN</u>

<u>TEMPERATURE ON FATIGUE</u>

การพัฒนาการของ บ.ความเร็วเหนือเสียง ทำให้โครงสร้างก้าวเข้ามาสู่ย่านกำแพงความร้อน ณ อุณหภูมิสูง คุณสมบัติของโลหะจะต่ำลง ความเครียดจะเพิ่มขึ้นตามระยะเวลา ถึงแม้ความเค้นที่กระทำจะไม่เพิ่มขึ้น และจะเกิดการยืดตัวถาวรด้วย STRAIN RATE ที่คงที่ชั่วระยะเวลาหนึ่งก่อนจะชำรุด อาการยืดตัวของวัสดุภายใต้อุณหภูมินี้เรียกว่า "CREEP"

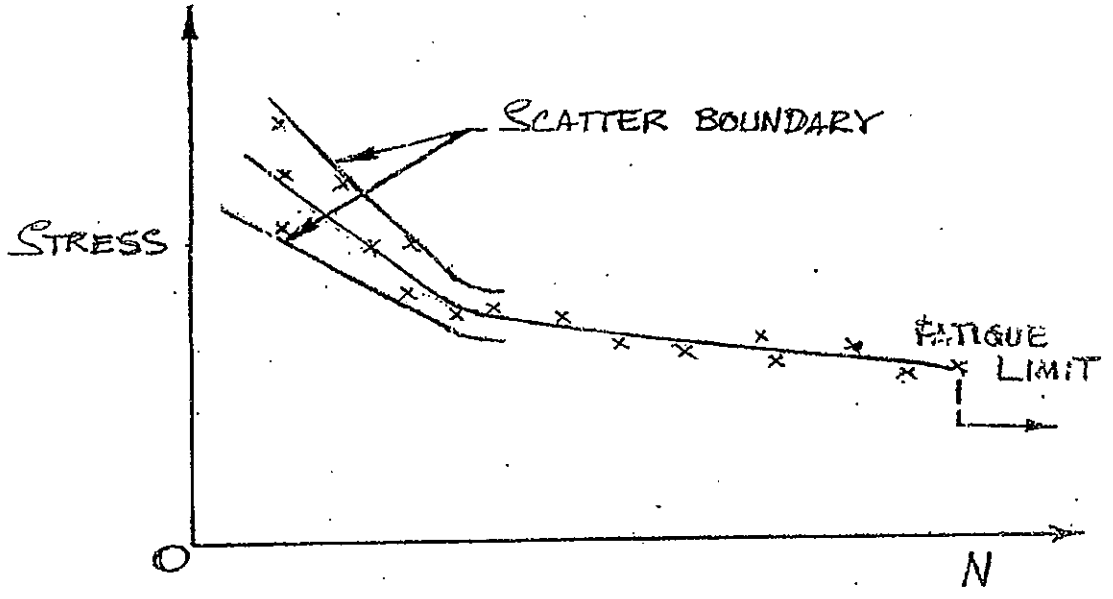
เนื่องจากกราฟตอนใกล้ ORIGIN ชันมากไม่สะดวกในการ PLOT และอ่านค่า ทางปฏิบัติ นิยมใช้ LOG SCALE แทน



ตามปกติ S – N CURVE ของเหล็กมักจะพบว่า FATIGUE LIMIT มีกราฟขนานกับแกนระดับ ส่วน ALUMINUM ไม่แสดงให้เห็นชัด ดังนั้น จึงต้องตัดค่าใช้เฉพาะ ที่อยู่ในเกณฑ์ปลอดภัย ซึ่งเรียกว่า ENDURANCE LIMIT

FATIGUE LIMIT คือ ค่าสูงสุดของ STRESS AMPLITUDE ของ STRESS CYCLE จำนวนหนึ่ง ซึ่งสามารถใช้ STRESS กระทำได้ตลอดไป โดยไม่เกิด FATIGUE

ENDURANCE LIMIT คือ ค่าของ STRESS AMPLITUDE ของ STRESS CYCLE จำนวนหนึ่งซึ่ง พอเพียงที่จะใช้งานจนกระทั่งชำรุด โดยกำหนด ENDURANCE ด้วยการนับ NUMBER OF REPETITION ของ STRESS CYCLE ในระหว่างการทดลอง หรือ ขณะใช้งานอยู่นั้น



กราฟแสดง CHARACTERISTIC FATIGUE CURVE

อย่างไรก็ตามวิธีนี้ยังไม่เข้าถึง FATIGUE ได้เลยเพราะไม่สามารถขยาย TEST DATA ที่ได้ต่อไปอีก

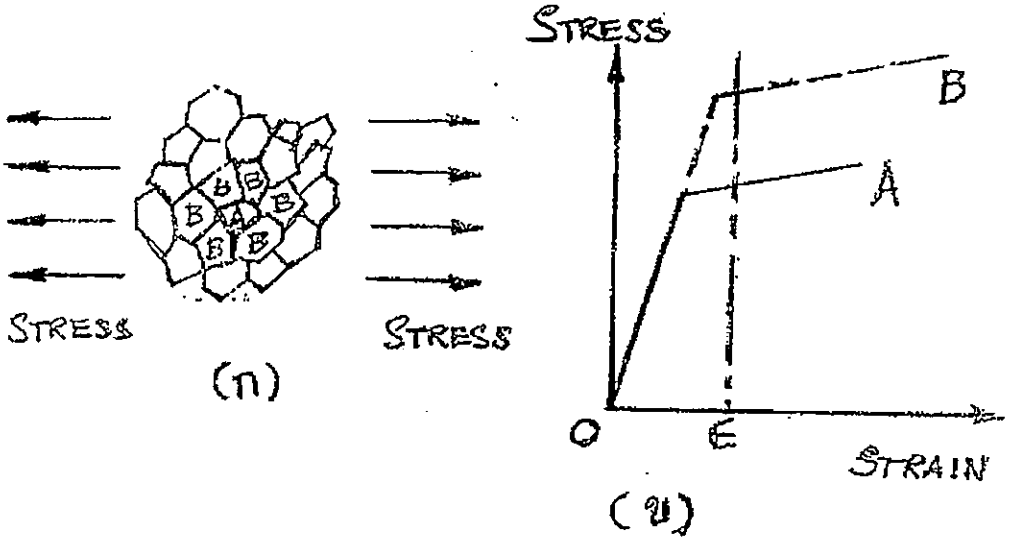
๒. PHENOMINOLOGLCAL APPROACHES

วิธีนี้กำลังใช้ศึกษาและค้นคว้ากันอยู่ เนื่องจากต้องใช้เครื่องมือราคาแพง ตรวจหาสภาพและคุณสมบัติของผลึกในแต่ละเนื้อวัสดุ ด้วยกล้องขยาย (OPTICAL MICROSCOPE) และการ X – RAY เพื่อ GRAIN ชำรุดเนื่องจาก SLIP ภายในระหว่าง GRAIN ภายหลังถูก CYCLIC LOAD มีผู้ค้นคว้าในวิธีนี้มากมาย ซึ่งในที่สุดเพียงสรุปผลได้ว่า

- ในการชำรุดเพราะ FATIGUE ของโลหะชนิดเหนียว เป็นผลมาจาก GRAIN ภายในขาดจากกัน ซึ่งเป็นเหตุให้เกิด GRAIN – SLIP ขึ้นภายหลัง ส่วนโลหะชนิดเปลาะ เป็นผลจาก GRAIN ภายในไม่ติดต่อกันเท่านั้น การยึดเหนี่ยวระหว่าง GRAIN มีน้อย

- พบว่า มีแรงเฉือน (SHEAR STRESS) เกิดขึ้นในพื้นของผลึกภายใน GRAIN ด้วย

ต่อมามีผู้ค้นคิดเพิ่มเติม โดยอาศัย หลักการของการแปรสภาพ ความเหนียว และความแข็งของความเครียด มาอธิบาย



ในรูป (ก) แสดงปริมาตรเล็ก ๆ ของผลึกแข็งก้อนหนึ่งภายใต้การกระทำของความเค้นดึงสมมุติว่า GRAIN A ถึงจุด YIELD ด้วยค่าความเค้นต่ำ ทำให้ GRAIN B ซึ่งเกาะอยู่รอบ ๆ จำเป็นต้องรับความเค้นสูงกว่า

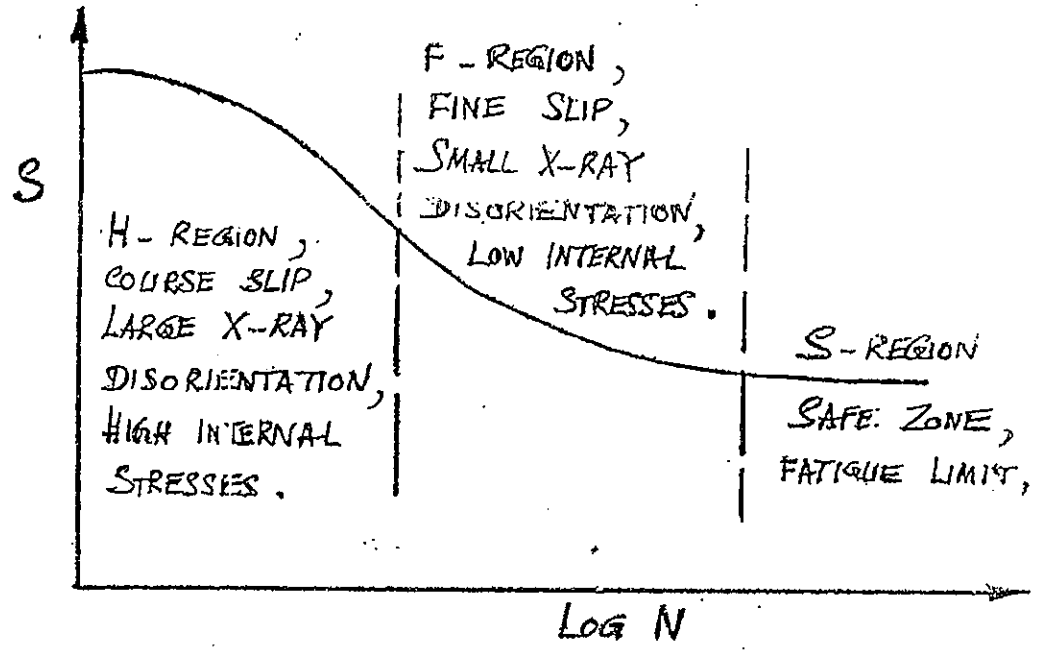
ในรูป (ข) แสดงกราฟความสัมพันธ์ตามพฤติกรรมของ GRAIN A และ B ซึ่ง GRAIN A และ B อาจต่างชนิดกันก็ได้และ GRAIN A นี้อาจชำรุดได้ด้วยเหตุใดเหตุหนึ่ง GRAIN A ให้ชื่อว่า "PLASTIC INHOMOGENEITY" ถ้าสมมุติว่า GRAIN ต่าง ๆ ถูก LOAD CYCLE กระทำภายในย่าน ELASTIC ยกเว้น GRAIN A จาก CURVE จะเห็นว่า GRAIN B ไม่มีโอกาสเกินย่าน ELASTIC LIMIT แต่ GRAIN A เกินแล้ว เพียง LOAD กระทำครั้งแรกก็ยืดตัวเข้าย่าน PLASTIC เกิด PERMANENT SET

เมื่อ LOAD CYCLE กระทำกลับทางด้วยความเครียดเท่ากัน GRAIN A กลับต้องรับความเค้นสูงกว่า ถ้า LOAD CYCLE กระทำซ้ำ ๆ และสะสมการแข็งตัวเพราะความเครียดนี้ต่อไป จะทำให้ความเค้น มีค่ามากขึ้นและรวมตัวอยู่กับ GRAIN A แห่งเดียว หากความเค้นที่สะสมอยู่นี้สามารถกระจายเข้าสู่ GRAIN B ได้ ก่อน GRAIN A ชำรุดย่านความเครียดนี้ คือ "SAFE REGION" เพราะมีค่าต่ำกว่า FATIGUE LIMIT

อย่างไรก็ตามทฤษฎีนี้ก็ยังไม่เพียงพอที่จะขยายความเข้าใจในปัญหาของ FATIGUE ได้แน่นอน ในที่สุดจึงมีผู้ค้นหาวิธีการต่อไปโดยใช้ "STATISTICAL THEORIES"

๓. STUDIES OF METALLURGICAL DETAILS

วิธีนี้พยายามหาสูตรสำเร็จ ผสมกับทฤษฎีการค้นคว้าทางพฤติภาพของผลึกโครงสร้าง ซึ่งพบว่าเมื่ออาศัย X – RAY ตรวจผลึกโครงสร้างในขณะรับความเค้น จะทำให้อนูของผลึกมีความเข้มแตกต่างกันไปตาม LOAD CYCLE นั้น



จาก CURVE แบ่งเป็น ๓ ช่วง ช่วงแรก ให้ชื่อว่า H – REGION เพราะรับ HIGH – STRESS, LOW – CYCLE REGION ช่วงที่สองให้ชื่อว่า F – REGION เพราะเป็นย่าน LOW – STRESS, HIGH – CYCLE REGION ส่วนช่วงสุดท้าย เป็น S – REGION ซึ่งเป็นย่าน ENDURANCD หรือ FATIGUE LIMIT

<u>การศึกษาในเรื่องของ GRAIN – SLIP สำหรับโลหะบริสุทธิ์ทั่ว ๆ ไปแบ่งแยกให้ ๒ แบบ</u>

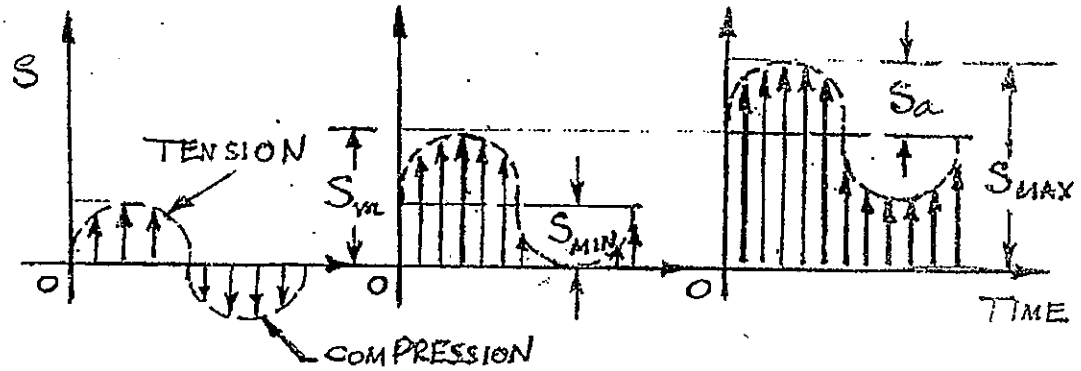
๑. FINE SLIP วัดการเคลื่อนตัวระหว่างช่องว่างของ LATTICE ได้ประมาณ ๑๐-๗ ซ.ม.

๒. COARSE SLIP วัดได้ระหว่าง ๑๐-๕ ถึง ๑๐-๔ ซ.ม. ตัวเลขที่ได้นี้อาศัยจากการตรวจด้วยเครื่อง OPTICALและ ELECTRON MICROSCOPE ด้วยการตรวจรอยแตกที่ผิวของโลหะตาม GRAIN BOUNDARY

FATIGUE DIAGRAM

ด้วยเหตุผลที่ว่า การใช้ REPEATED LOAD กระทำนั้นวัสดุจะ SENSITIVE มากกว่าใช้ STATICLOAD ทั้งนี้เพราะส่วนใหญ่นั้น FATIGUE เกิดจากการเปลี่ยนแปลงความเค้น ซึ่งต้องพิจารณา คือ

- STRESS AMPLITUDE
- MEAN STRESS และ
- NUMBER OF REPETITION OF STRESS



ALTERNATING PEPEATED FLUCTUATING

Sa = STRESS AMPLITUDE

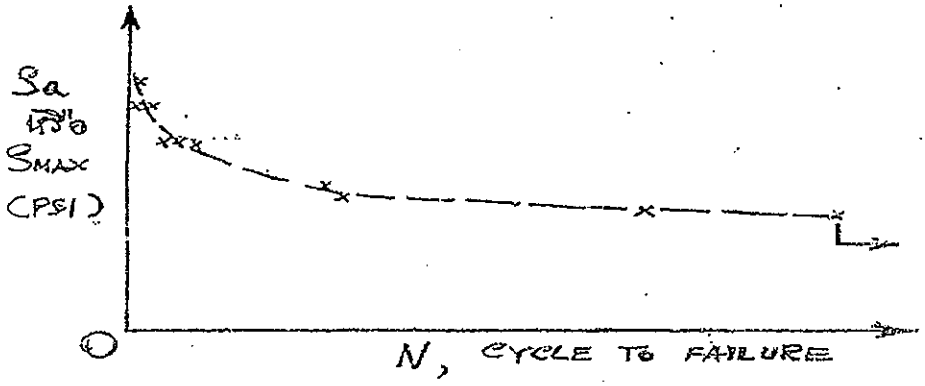
Sm = MEAN STRESS

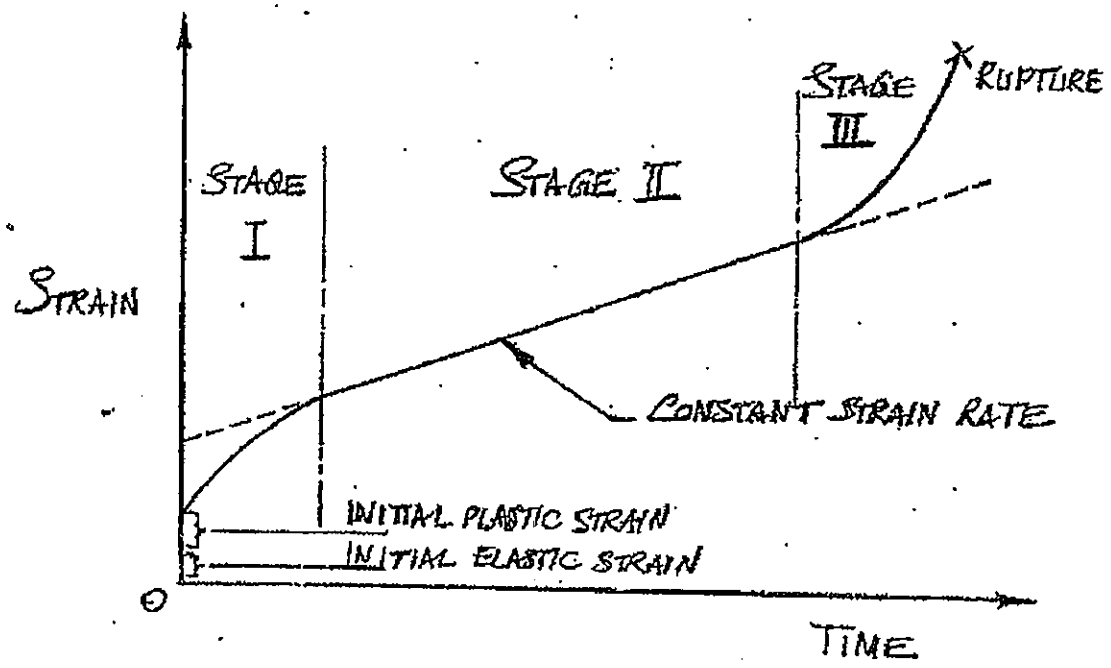
Smax = MAXIMUM STRESS

Smin = MINIMUM STRESS

R = SMIN / SMAX = STRESS RATIO

จากกราฟจะเห็นว่าทุกครั้งที่ STRESS กระทำด้วยระยะเวลาคงที่ของแต่ละ CYCLE จะให้ค่า STRESS AMPLITUDE สูงขึ้น ถ้าเราบันทึกจำนวน CYCLE ที่กระทำนี้ต่อไปเรื่อย ๆ จนถึง FAILURE เราจะได้กราฟอันหนึ่ง เรียกว่า S – N CURVE





STAGE I เป็น PRIMARY CREEP

STAGE II เป็น SECONDARY CREEP

STAGE III เป็น CREEP RUPTURE

ความสัมพันธ์ระหว่าง CREEP และ FATIGUE เป็น DAMAGE PARAMETER ที่ยุ่งยากซับซ้อนมาก เพราะ CREEP อาจทำให้วัสดุเสื่อมคุณภาพลง หรือ เมื่อเทียบกับ FATIGUE กลับทำให้วัสดุแข็งแรงขึ้น

ส่วน FATIGUE นั้นอาจเป็นตัวเร่งให้เกิด CREEP เมื่อเกิดทั้งสองผสมกัน อาจทำให้โครงสร้างของโลหะเปลี่ยนแปลงไปในอีกแบบหนึ่ง ซึ่งจะต้องค้นหาคำตอบต่อไปอีก

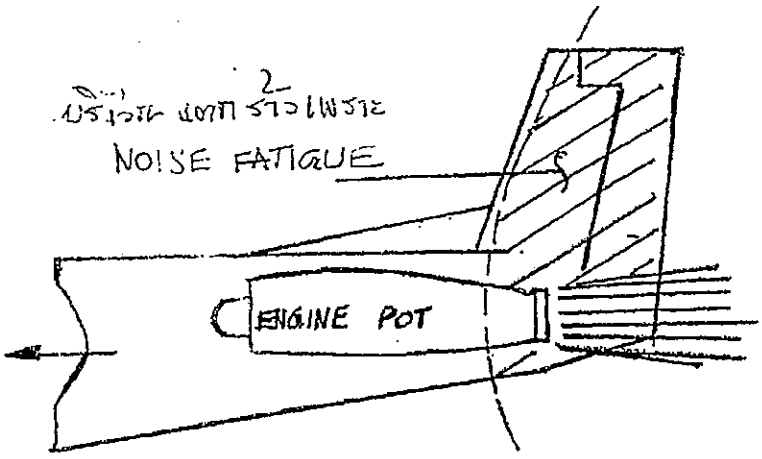
ACOUSTICAL FATIGUE

เป็นการเกิด FATIGUE เนื่องจากคลื่นเสียงรบกวนถี่สูง ส่วนใหญ่เกิดกับ บ. ความเร็วเหนือเสียง หรือ จรวด แยกบ่อเกิดได้ ๒ ชนิด

๑. PROPULSION SYSTEM เกิดขึ้นเพราะ JET EXHAUST NOISE, COMBUSTION NOISE ฯลฯ เป็นต้น คลื่นเสียงที่เกิดในลักษณะนี้ ทำให้เกิดการสั่นสะเทือนโดยตรง

๒. HIGH SPEED เสียงในลักษณะความเร็วสูงนี้ได้แก่ TURBULENT – BOUNDARY – LAYER NOISE, WAKE NOISE ฯลฯ เป็นต้น

ลักษณะของ JET – NOISE นี้ก่อขึ้นโดย JET VELOCITY อันเป็นบ่อเกิดพลังงานเสียงที่เกิดจาก EXHAUST PIPE พบว่าจะเกิด NOISE SUPPRESSION อยู่ในย่านความเร็ว JET VELOCITY ณ EXHAUST PIPE ประมาณระหว่าง ๑๐๐๐ – ๒๐๐๐ Ft/sec มีความดังประมาณ ๑๕๐ เดซิเบล ทำให้โครงสร้างที่อยู่หลังกรวยของ JET VELOCITY เกิดแตกร้าวขึ้นในลักษณะของ FATIGUE ได้ง่าย



FAIL – SAFE DESIGN

เป็นการออกแบบโครงสร้างให้คงทนต่อสภาวะการใช้ LIMIT LOAD กระทำ แม้ต่อมาภายหลังส่วนใดส่วนหนึ่งของโครงสร้างบางตำบลในชุดเดียวกัน จะชำรุดแล้ว ส่วนที่เหลือก็ยังสามารถรับภารกรรมใช้งานได้ตามปกติต่อไปโดย ยังไม่ชำรุดทันที ซึ่งเท่ากับเป็นการแผนแบบโครงสร้างให้แข็งแรงโดยเผื่อไว้สำหรับการเกิด FATIGUE FAILURE อยู่ด้วย

ฉะนั้น การออกแบบโครงสร้างอากาศยานที่สมบูรณ์ ในปัจจุบันจึงต้องเผื่อไว้ทั้ง FATIGUE และ FAIL – SAFE DESIGN

FULL – SCALE FATIGUE TESTING

FATIGUE FAILURE คือการชำรุดด้วยการแตกร้าว หรือการหักโค่นของส่วนหนึ่งส่วนใดของโครงสร้าง ซึ่งเป็นไปโดยฉับพลัน ในเมื่อถูกความเค้นภายภายนอกกระทำซ้ำ ๆ กันเป็นระยะเวลานานที่อยู่ใน SERVICELIFE ช่วงหนึ่ง

ในปัจจุบันนี้การออกแบบอากาศยาน หันไปในทาง FAIL SAFE PROOF ดังนั้นจึงต้องศึกษาถึงผลของการกระทำ ของ AIR LOAD ที่มีต่อโครงสร้างอย่างละเอียด เพื่อใช้แทน LOAD กระทำกับโครงสร้างภายในห้องทดลอง (TEST HOUSE) แทนการบินจริง CYCLE ของ LOAD DATA ที่จะต้องเตรียมไว้ล่วงหน้า คือ

- TAXIING LOAD CYCLE
- TAKD – OFF CYCLE
- GUST CYCLE
- MANEUVER CYCLE
- LANDING IMPACT CYCLE

<u>จุดประสงค์ของการทำ FULL – SCALE TEST</u> คือ

๑. ค้นหา CRITICAL AREA ที่จะเกิด FATIGUE

๒. แสดงให้เห็นข้อแตกต่างของการใช้ FATIGUE LOADING ของแต่ละ FAILURE MODE

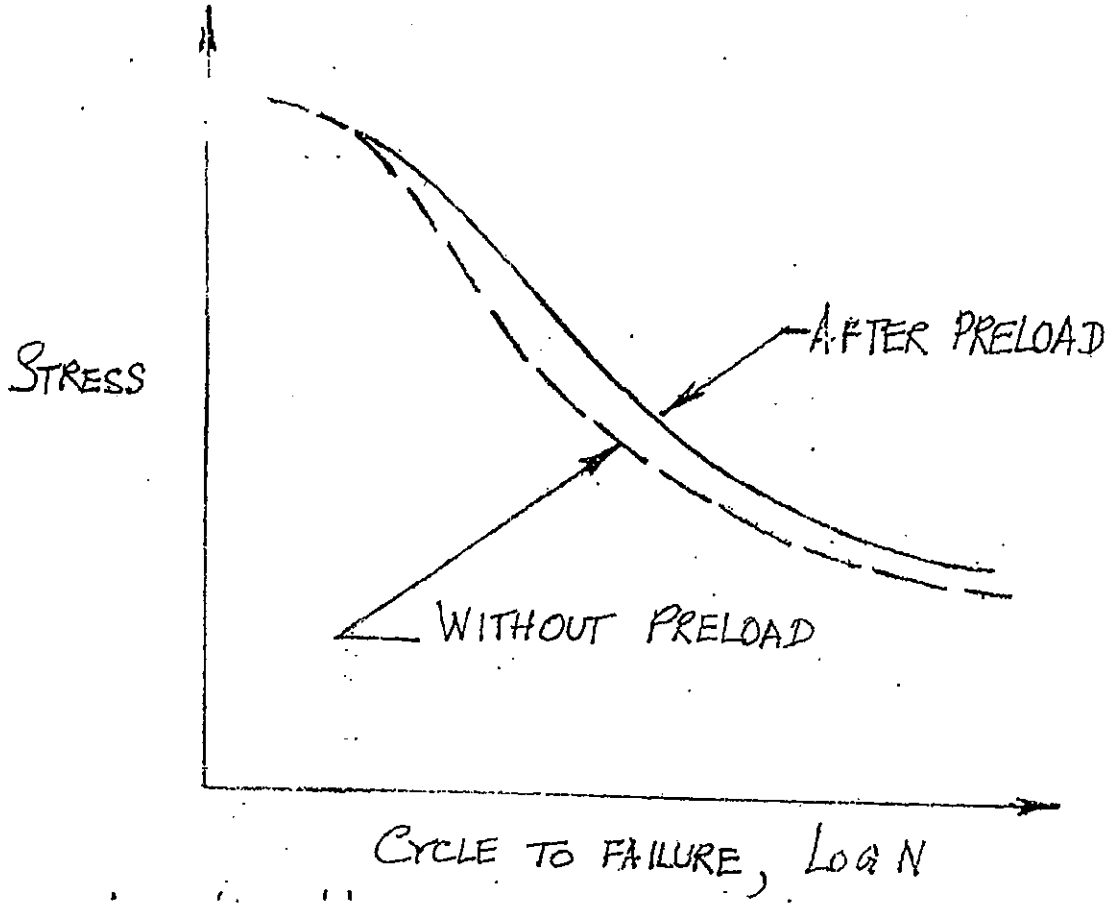
๓. ประมาณ SERVICE LIFE ก่อนถึง FATIGUE FAILURE

๔. ประมาณการตามลักษณะเฉพาะของ FAIL – SAFE

การใช้ A/C FULL – SCALE TESTING ใน TEST HOUSE แบ่งการทดลองออกได้ ๓ แบบ

<u>STRESS TEST</u>

การทดลองนี้ เพื่อต้องการหาความเค้นตามตำบลต่าง ๆ ของโครงสร้าง โดยใช้ STRAIN GAGE BALANCE และใช้ HYDRAULIC ACTUATING CYLINDER เป็นกำลังแทน AERODYNAMIC LIFT LOAD ด้วยวิธีสั่งการผ่าน PORGRAMMA CAM ซึ่งได้กำหนด LOAD SPECTRUM ไว้พร้อมแล้ว โดยการบันทึกตาม FLIGHT CONDITION ที่ต้องการ ในการจัดสมดุลของ AERODYNAMIC LIFT LOAD การทำโดยวิธีกระจายแรงต่างๆ ตลอดแนว SPAN ในลักษณะที่เรียกว่า "WHIFFLETREE"



กราฟแสดงการเปลี่ยนแปลง SERVICE LIFE เมื่อใช้ PRELOAD

๖.๓ FATIGUE และ FATISAFE DESIGN

คือการแผนแบบให้โครงสร้างทนทานต่อการใช้ LIMIT LOAD และภายหลังเมื่อส่วนหนึ่งส่วนใดของ MEMBER เกิดชำรุดขึ้น ส่วนที่เหลืออยู่จะยังสามารถรับภาระกรรมใช้งานต่อไปได้ โดยปกติ

ดังนั้น จึงเท่ากับเป็นการแผนแบบโครงสร้างโดยเผื่อการเกิด FATIGUE FAILURE ไว้ด้วย

๖.๓.๑ การแผ่นแบบ FATIGUE ที่ดีช่วยให้โครงสร้างใช้งานได้ด้วยระยะเวลานาน ๆ ทนทานต่อการชำรุดเพราะ FATIGUE และเป็นการประหยัดอีกด้วย

๖.๓.๒ ส่วน FAIL – SAFE DESIGN ช่วยให้โครงสร้างทนต่อ LIMIT LOAD ซึ่งภายหลังแม้จะเสียส่วนสำคัญของโครงสร้างบางชิ้นไปแล้วก็ตาม โครงสร้างก็ยังใช้งานโดยปลอดภัย

ฉะนั้น โครงสร้างที่สมบูรณ์ในการแผนแบบอากาศยานสมัยใหม่จะต้องประกอบด้วยทั้ง FATIGUE และ FAIL – SAFE DESIGN

๖.๔ FATIGUE FAILURE

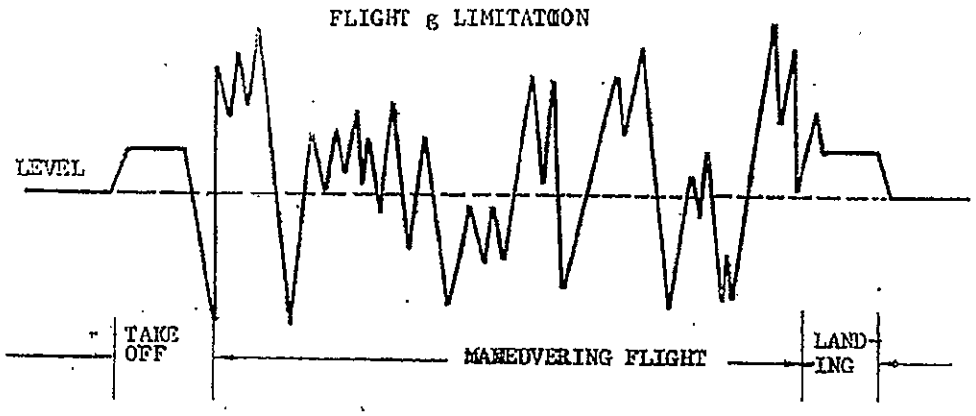
คือหักโค่นของโครงสร้างทันที เมื่อถูกความเค้นกระทำซ้ำ ๆ ด้วยระยะเวลาหนึ่ง

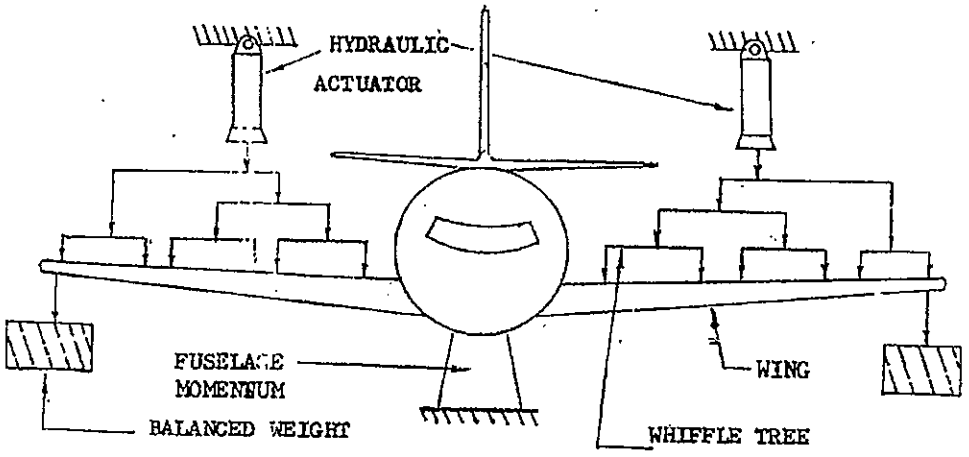
ปัญหาทางอากาศยาน ได้ทำการทดลองหา FATIGUE LIFE ของอากาศยานทั้งเครื่องในห้องทดลอง (TEST HOUSE) โดยการใช้ SIMULATED LOADING กระทำเลียนแบบ LOAD จริงเป็น CYCLE คล้ายการบินในอากาศ การทดลองแยกออกเป็น ๓ แบบคือ

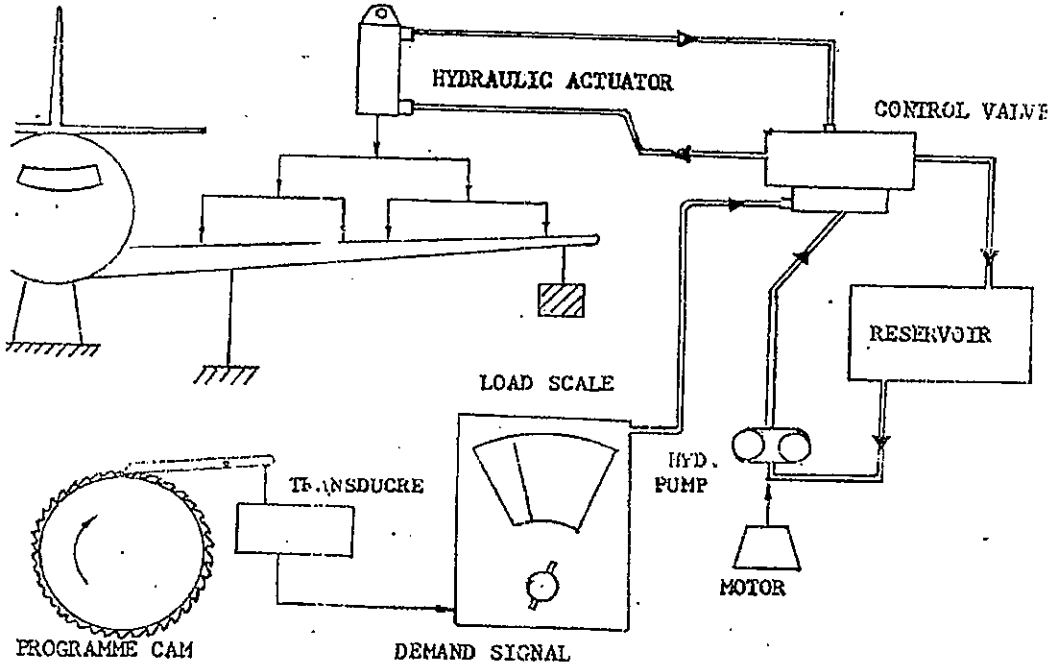
๗. STRESS TEST

ใช้ HYDRAULIC ACTUATING เป็นบ่อเกิดของแรงเลียนแบบทางอากาศพลศาสตร์ของปีกกระทำแทน DYNAMIC LOAD ในอากาศ โดยการทำ PROGRAMME CAM ไว้ล่วงหน้าสำหรับการทดลองใน FLIGHT CONDITION ที่ต้องการ ส่วนการจัดสมดุลของ DYNAMIC LIFT LOAD กระทำโดยการกระจายแรงในลักษณะที่เรียกว่า "WHIFFLETREE" การทดลองนี้กระทำเพื่อต้องการทราบความเค้นที่เกิดขึ้นกับโครงสร้างของปีกและลำตัวของปีกและลำตัวตลอดจนส่วนอื่น ๆ ไปเปรียบเทียบผลลัพธ์ที่หาได้จากการคำนวณเพื่อแก้ไขการประมาณ LOAD ให้โครงสร้างใช้งานอยู่ในชั้นปลอดภัย

ภาพแสดงการบันทึก ROUTE – FLIGHT RECORD





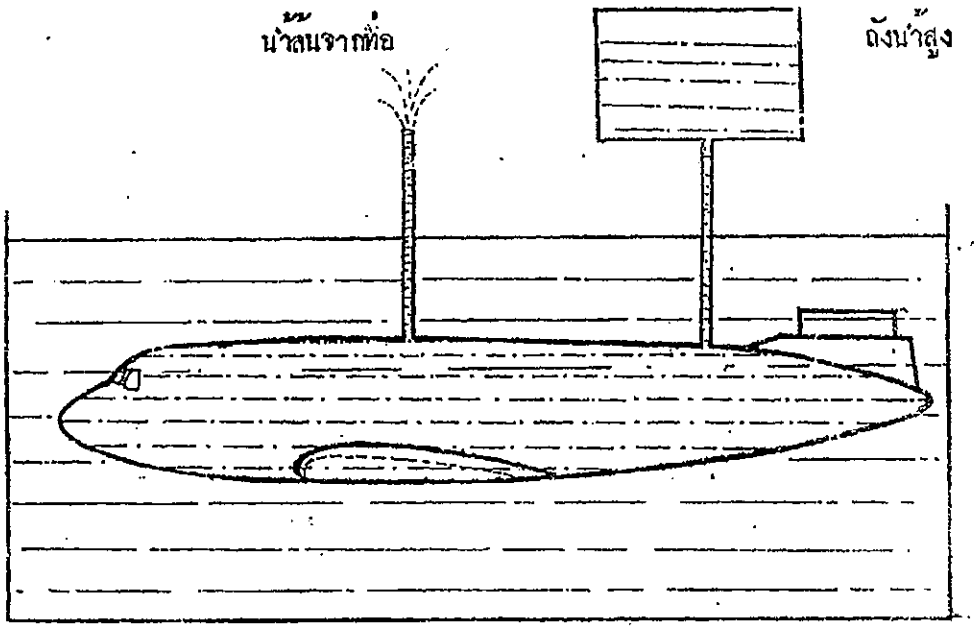


๘. FATIGUE TEST

ดำเนินการทดลองกับโครงสร้างอากาศยานทั้งลำ ทำเหมือน STRESS TEST แต่ไม่ต้องวัดค่าความเค้นของโครงสร้าง ทำ TEST CYCLE เลียนแบบการบินจริง โดยใช้ SIMULATED LOAD ซึ่งควบคุม FLIGHT CONDITION ด้วย PROGRAMME CAM ทำไปเรื่อย ๆ ตั้งแต่ TADK – OFF จนถึง LANDING รวมทั้งแรงกระทำกับ CONTROL SURFACE ต่าง ๆ ด้วย เมื่อควบชั่วโมงบินที่กำหนด เช่น ๑๕๐๐ ชม.บิน จึงตรวจโครงสร้างสำคัญเสียครั้งหนึ่ง หากพบการชำรุดในส่วนใด ก็เตรียมการศึกษาหาข้อมูลของการชำรุดนั้น เพื่อดำเนินการแก้ไขซ่อมแซมให้ถูกต้องตามลักษณะของ LOAD กระทำแล้วออกแจ้งความเทคนิค TC TO. 1X – XXX – XXX ส่งแก้ไขข้อขัดข้องให้ผู้ปฏิบัติดำเนินการซ่อมและดัดแปลงเสริมใหม่ต่อไป

๙. WATER TANK TEST

จุดประสงค์ใช้ทดลองกับโครงสร้างอากาศยานซึ่งจำเป็นต้องใช้ระบบปรับความดันอากาศภายในลำตัวเท่านั้น การทดลองนี้ใช้น้ำเป็น DAMPING INERTIA แทนอากาศจริง ความต่างของความดันน้ำภายในลำตัวกับภายนอก ทดลองใช้โดยให้ได้ PRESSURE DIFFERENCE ของน้ำเท่ากัน PRESSURE ALTITUDE ที่ใช้งานจริง



ความดันน้ำปกติในบรรยากาศ ๑๔.๗ ปอนด์ต่อตารางนิ้ว

น้ำภายใต้ความดันในลำตัวจากถังน้ำสูง

อ่างน้ำ

นอกจากนี้ภายในลำตัวยังมี SIMULATED LOAD ของส่วนต่าง ๆ กระทำกับโครงสร้างภายในด้วยพร้อม ๆ กัน เช่น LOAD เนื่องจากน้ำหนักสินค้า , น้ำหนักตัวนักบินและผู้โดยสาร ฯลฯ เป็นต้น การทดลองนี้ ใช้แรงบิดลำตัวเข้าร่วมกระทำด้วย ทั้งนี้เพราะ LOAD ต่าง ๆ ดังกล่าวแล้วจะทำให้โครงสร้าง บ.มีความเค้นกระทำเพิ่มขึ้น

๑๐. โครงสร้างกับการปรับปรุง FATIGUE

ปัญหาของภาระกิจการบินในปัจจุบัน นิยมใช้การแก้ปัญหาความแข็งแรงและความปลอดภัยของโครงสร้างด้วยพฤติภาพของข้อสมมุติของ FATIGUE และ FAIL – SAFE DESIGN เป็นหลัก

ฉะนั้น จากผลการค้นคว้าในเรื่องนี้ได้ความว่า ถ้าจะให้อายุใช้งาน (SERVICE LIFE) ของ บ. ยาวนานขึ้นจะต้องทำ ULTIMATE กับโครงสร้างเสียครั้งหนึ่งตาม LIMIT LOAD ที่กำหนดให้นั้นก่อนส่งให้ผู้ใช้ปฏิบัติภารกิจต่อไป วิธีนี้เป็นการทำ FATIGUE IMPROVEMENT เหตุที่ต้องทำเช่นนี้ พอจะสรุปได้ดังนี้

- ในการบินตามภารกิจของ บ.ปกติ ทุก ๆ ครั้งจะสะสม RESIDUAL COMPRESSIVE STRESS ค้างไว้ตามตำบลต่าง ๆ ของโครงสร้างบริเวณ CRITICAL AREA เสมอ

- HEAVY COMPRESSIVE STRESS เหล่านี้ จะบั่นทอนความทนทานของโครงสร้างอยู่ทุกขณะ และจะสะสมเพิ่มมากขึ้นไปอีกในการขึ้นบินครั้งต่อ ๆ ไป โครงสร้างจะค่อย ๆ ล้าตัว ทำให้ FATIGUE LIFE ของ บ.สั้นลง

- เพื่อต้องการรักษาให้ บ.มี FATIGUE LIFE ยาวนานออกไปอีก จำเป็นต้องขจัด RESIDUAL STRESS ซึ่งตกค้างอยู่ตามบริเวณ CRITICAL AREA ของโครงสร้างให้ลดน้อยลงโดยการทำ FATIGUE IMPROVEMENT

- วิธีทำ FATIGUE IMPROVEMENT ทำได้โดยการใช้ STATIC PRELOADING ซึ่งเป็นน้ำหนักที่ยอมให้กระทำได้ตามปกติ และอยู่ในเกณฑ์ปลอดภัย อาจกระทำได้เสมอทุก ๆ ครั้งภายหลังบินประจำวัน แต่ต้องทำด้วยความระมัดระวัง และด้วยเวลาจำกัดซึ่งไม่ถึงกับให้โครงสร้างเกิด PERMANENT SET ในบางตำบลขึ้น

- RESIDUAL STRESS ที่เกิดขึ้นกับการกระทำ STATIC PRELOADING จะถูกขจัดหมดไปอีกด้วยภารกิจบินในครั้งต่อไป

- การทดลองนี้แสดงว่า ถ้าได้ปฏิบัติสม่ำเสมอเป็นประจำตามที่กล่าวมาแล้วนี้ จะทำให้โครงสร้างมีความทนทานต่ออายุการใช้งานมากขึ้น ซึ่งเท่ากับเป็นการช่วยให้ FATIGUE LIFE สูงขึ้นไปอีก

- แต่มีข้อควรระวังในการปฏิบัติทุกครั้งก็คือ จะต้องทำ PRELOADING ไว้ภายในระยะเวลาหนึ่งซึ่งคาดว่า พอเพียงที่จะได้รับประโยชน์ จากการทำ FATIGUE LIFE IMPROVEMENT

- การวิ่งขึ้น – ลงปกติ (TAKE – OFF และ LANDING) เท่ากับเป็นการทำ FATIGUE IMPROVEMENT เหมือนกัน แต่ทำด้วยระยะเวลาสั้นและได้ประโยชน์น้อยมาก

- การลงสนามแรง (HARD LANDING) กลับทำให้ FATIGUE LIFE สั้นลงเพราะเปรียบเสมือนการใช้ STATIC PRELOADING ที่สูงกว่า AVERAGE ULTIMATE FAILURE LOAD

๑๑. สถิติของการพบ FATIGUE FAILURE

จากสถิติการพบ FATIGUE พอสรุปได้คือ

เกิดกับ WING	๔๐% ของชั่วโมงบินจนถึง พบ FATIGUE
FUSELAGE	25%
LANDING GEAR	25%
EMPENNAGE	5%
อื่น ๆ	5%

ดังนั้นจะเห็นได้ว่า ปีกเป็นส่วนของโครงสร้างที่เกิด FATIGUE ก่อนและมากกว่าส่วนอื่น ๆ ในที่สุดการประมาณ SERVICE LIFE จึงนิยมคิดอายุเฉพาะปีกอย่างเดียวก็เพียงพอ