บทที่ 1

ระบบฐานของอากาศยาน

AIRCRAFT LANDING GEAR SYSTEM

กล่าวทั่วไป

คำว่า "ฐาน" (LANDING GEAR) ที่ใช้กับอากาศยานมีความหมายถึงล้อ – WHEELS ทุ่น –FLOATS สกี - SKIES ,ชุดรับแรงกระแทก , ชุดห้ามล้อ ,แฟริ่ง และส่วนประกอบโยงยึดสิ่งต่างๆดังที่กล่าวมาแล้วให้ติดกับลำตัวหรือโครงสร้างหลักของอากาศยาน ฐานยังแบ่งออกเป็นสองอย่างคือ

๑. ฐานหลัก (MAIN LANDING GEAR) มีหน้าที่รับน้ำหนักส่วนใหญ่ของอากาศยาน มักจะอยู่ตอนกลางลำตัวหรือโคนปีกทั้งสองเป็นต้น

๒. ฐานรองหรือฐานช่วย (AUXILIARY LANDING GEAR) มีหน้าที่ช่วยรับน้ำหนักบางส่วนของอากาศยาน เพื่อให้ลำตัวของอากาศยานมีอาการสมดุล หรือมีเสถียรภาพดีขณะที่อากาศยานอยู่ที่พื้น ฐานรองได้แก่ล้อรับหัว ล้อรับหาง หรือ TAIL SKID ล้อรับปีก (OUTRIGGER) ของบี ๔๗ หรือ บี ๕๒ เป็นต้น

ฐานของอากาศยานมีหน้าที่สำคัญอยู่ ๕ อย่างคือ

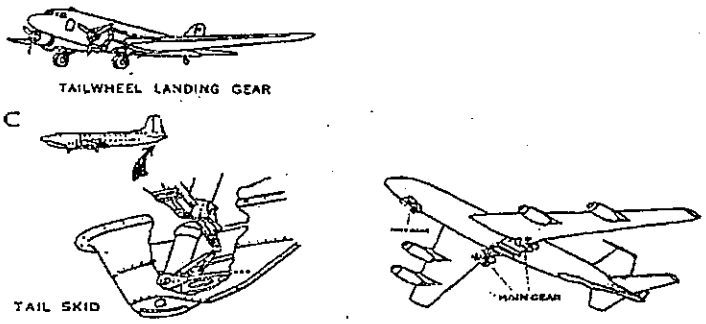
๑. ทำหน้าที่เป็นชุดรับแรงกระแทกขณะอากาศยานลงสู่พื้นและขณะขับเคลื่อนที่พื้น ลดการชำรุดที่จะเกิดขึ้นกับโครงสร้างของอากาศยาน

๒. เป็นที่สำหรับติดตั้งกลไกลการพับเป็นของฐานขณะบินในอากาศและกางอากาศขณะอยู่ที่พื้นด้วยความปลอดภัยไม่พับง่าย ๆ ขณะอากาศยานจอดอยู่ที่พื้น

๓. ช่วยในการเลี้ยว มีชุดเลี้ยว STEERUBG STSTEN ที่ฐานหน้าหรือฐานหลังมีการปลดล็อคให้เลี้ยวหรือหันได้ เป็นการควบคุมทิศทางของอากาศยานขณะขับเคลื่อนที่พื้น

๔. เป็นที่ประกอบกงล้อและยางทำให้เกิดเสถียรภาพขณะสัมผัสพื้นเมื่ออากาศยานลงสู่พื้น

๕. เป็นที่ประกอบชุดห้ามล้อ ซึ่งโดยปกติติดตั้งอยู่กับกงล้อ มีหน้าที่ทำให้ล้อหยุดหมุนหรือหยุดการเคลื่อนที่ของอากาศยาน



รูปที่ ๑ แสดงฐานหลัก , ล้อรับหัว, ล้อรับหางและ TAIL SKiD

บทที่ ๖ ยางนอกและยางใน ๙๕
- โครงสร้างของยางนอก ๙๕
- PLY PATING ๙๗
- แบบของดอกยาง ๙๗
- แบบของยางนอก ๙๘
- ขนาดของยางนอก ๙๙
- ข้อมูลที่แสดงข้างยาง ๑๐๐
- เครื่องหมายสมดุลและเครื่องหมายดูการเคลื่อนตัวของยางนอก ๑๐๓
- ยางใน และแบบของยางใน ๑๐๓
- ตารางแบบของการใช้ยางนอก - ยางในกับอากาศยานเฉพาะแบบ ๑๐๘
- การเก็บยางนอกและยางในของอากาศยาน ๑๑๐
- การตรวจสภาพของยางนอกที่ประกอบกับอากาศยาน ๑๑๑
- ภาพแสดงอาการผิดปกติที่เกิดกับยางนอกและสาเหตุ ๑๒๕

****

แบบต่าง ๆ ของฐานอากาศยาน

เครื่องบินประเภทสื่อสารหรือตรวจการณ์ขนาดเล็ก ๆ และเฮลิคอปเตอร์มักจะมีฐานชนิดเก็บหรือพับไม่ได้ ระบบฐานก็ไม่มีกลไกเกี่ยวข้องยุ่งมากนัก การซ่อมบำรุงก็น้อย ฐานของอากาศยานสมัยปัจจุบันโดยเฉพาะเครื่องบินขับไล่ไอพ่นหรือเครื่องบินโดยสารที่มีความเร็วมาก ๆ จะสร้างให้พับเก็บได้ทั้งนี้เพื่อลดแรงต้านขณะบินนั่นเอง แบบต่าง ๆ ของฐานโดยทั่วไปแบ่งได้ ๔ แบบคือ

๑. แบบล้อรับหาง - TAIL WHEEL OR CONVENTIONAL LANDING GEAR
๒. แบบสองล้อ – BICYCLE LANDING GEAR
๓. แบบสามล้อ – TRICYCLE LANDING GEAR
๔. แบบสี่ล้อ - QUADRICYCLE LANDING GEAR

๑. ฐานแบบมีล้อรับหาง จะมีฐานหลักสองฐานที่ปีกและมีฐานรองหรือล้อรับหางอีก ๑ ฐาน ฐานหลักมักจะพับเก็บได้ แต่ฐานรองพับเก็บไม่ได้ ฐานแบบมีล้อรับหางนี้จะมีใช้กับเครื่องบินที่ใช้เครื่องยนต์ลูกสูบ เช่น บล. ๒, บฝ. ๘, ธ.๑ เป็นต้น

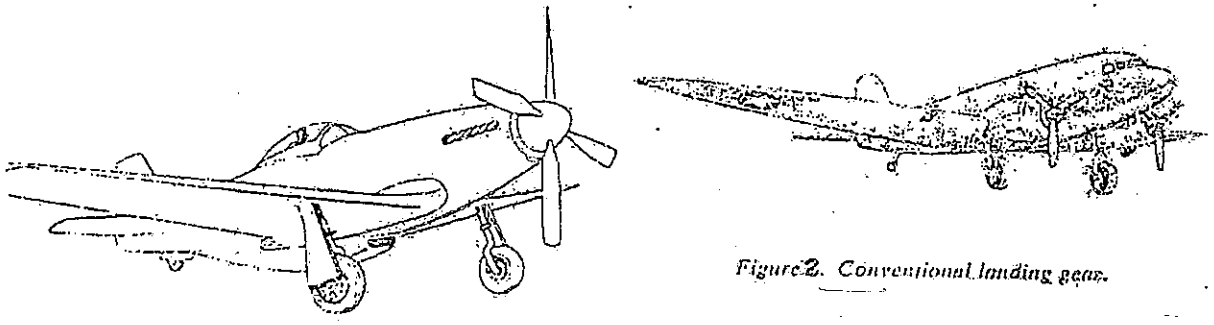
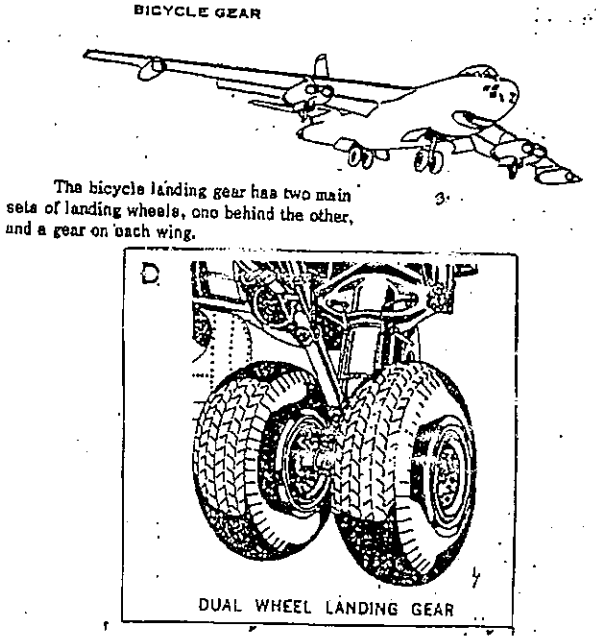


Figure 2. Conventional landing gear.

๒. ฐานแบบสองล้อ หรือเรียกว่าแบบจักรยานสองล้อ คือ มีฐานหลักสองฐานเรียงกันเหมือนจักรยานสองล้อ ที่ใต้ลำตัวตามรูปที่ ๓ เป็นเครื่องบินทิ้งระเบิดแบบ บี ๔๗ มีฐานหลักเรียงกันภายใต้ลำตัวสองฐาน เป็นแบบล้อคู่ (ฐานหนึ่งฐานมีล้อประกอบสองล้อ – DUAL WHEEL LANDING GEAR) มีฐานรองอีกสองฐานติดตั้งที่ใต้ปีกทั้งสองข้าง ข้างละฐานเรียกว่าล้อรับปีก หรือ Q UTRIGGER GEAR เพื่อรองรับปีกและช่วยให้เครื่องบินมีเสถียรภาพดี ขณะอยู่ที่พื้นหรือจอดอยู่สามารถพับเก็บไว้ได้ในห้องเครื่องยนต์ (ENGINE NACELLS) ส่วนฐานหลักพับเก็บได้ภายในลำตัว ฐานหลักชุดที่อยู่มาทางหัวเครื่องบินเรียกว่าฐานหน้า (FORWARD MAIN LANDING GEAR) จะประกอบชุดเลี้ยว (STEERING SYSTEM) ไว้ฐานหลักที่อยู่เข้ามาทางท้ายเครื่องเรียกว่าฐานหลัง (AFT LANDING GEAR)



รูปที่ ๓ ฐานแบบสองล้อและแสงลักษณะการติดตั้งล้อคู่

ความได้เปรียบของการมีฐานแบบสองล้อ คือ

๒.๑ ฐานหลักสามารถเก็บไว้ได้ภายในลำตัวไม่ต้องเก็บไว้ที่ปีกเหมือนการใช้ฐานแบบอื่น ทำให้การออกแบบปีกบางลงซึ่ง จะช่วยให้ บ. มีความเร็วเพิ่มขึ้น

๒.๒ ฐานหลักมักจะสั้นกว่าแบบอื่น

๒.๓ แรงกดขณะลงสู่พื้น (LANDING FORCE) ก็ทำให้เครื่องบินทั้งเครื่องได้รับเท่าๆกัน

๓. **ฐานแบบสามล้อ** ลักษณะของฐานแบบนี้เหมือนจักยานสามล้อมีฐานหลักสองฐานที่ปีกหรือโคนปีกข้องละฐาน มีฐานรอง หรือฐานช่วยเป็นฐานหน้าหรือล้อรับหัว เครื่องบินบางแบบนอกจากมีล้อรับแล้วยังมีชุดรับหาง (TAIL SKID) เพิ่มขึ้น บางที่เรียกว่า BUMPER (ดูรูปที่ ๑ . C) เพื่อป้องกันส่วนท้ายของเครื่องบินสัมผัสพื้นขณะลงฐานแบบสามล้อมีใช้กับเครื่องบินสมัยใหม่ ๆ เช่น บข. ๑๘ , บฝ. ๑๑ ,บฝ ๑๒ , บฝ ๑๓ , บล. ๔ , บล. ๕ เป็นต้น

๓.๑ ช่วยให้นักบินมองดูด้านหน้าของเครื่องบินหรือมีทัศนวิสัยดี ขณะขับเคลื่อนหรือลงสู่พื้น

๓.๒ ขณะลงสู่พื้นมีลมขวางสนาม (CROSS – LANDING) จะช่วยป้องกันไม่ให้เครื่องบินหกคะเมน (GROLIND – LOOPING)

๓.๓ ช่วยให้เพิ่มแรงกดขณะใช้ห้ามล้อ เมื่อเครื่องบินลงด้วยความเร็วสูงไม่ให้หัวเครื่องทิ่มพื้นดิน (NOSING OVER)

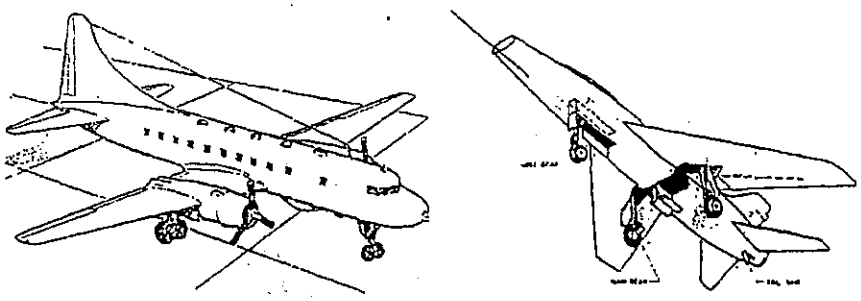
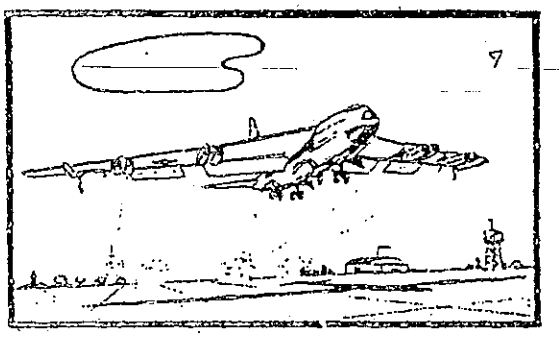


Figure 4. Tricycle landing gear.

รูปที่ ๔ ฐานแบบสามล้อ

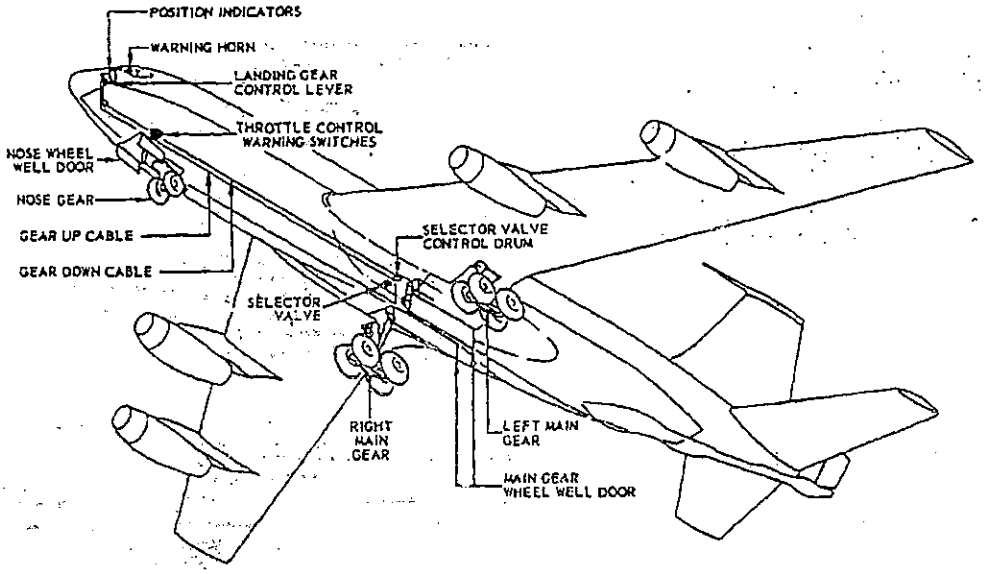
๔. ฐานแบบสี่ล้อ (QUADRICYCLE LANDING GEAR) คือมีฐานหลักถึงสี่ฐานติดตั้งที่ลำตัวเป็นสี่มุม หรือบางทีเรียกว่า DOUBLE BICYCLE GEAR ฐานแบบนี้มักใช้กับเครื่องบินขนาดใหญ่เช่น ปี 52 ฐานทั้งสี่เป็นแบบล้อคู่ (ทั้งหมดมี 8 ล้อ) และฐานรองที่ปลายปีกทั้งสองข้าง (OUTRIGGER) เหมือนปี 47 ฐานหลักข้างหน้าทั้งสองฐานสามารถเลี้ยวได้ขณะขับเคลื่อนที่พื้น อย่างไรก็ดีถ้ามีลมช่วยขณะเลี้ยวก็จะช่วยให้ฐานทั้งสี่เลี้ยวได้ (ถ้าหันหัวเครื่องบินเข้าหาลม) ฐานรอง (OUTRIGGER OR TIP PROTECTION GEARS) สามารถพับเก็บได้ภายในปีก ฐานหลักพับเก็บได้ภายในลำตัว



รูปที่ ๕ ฐานแบบสี่ล้อ

ความได้เปรียบของฐานแบบสี่ล้อนี้ก็เหมือนกับความได้เปรียบของฐานแบบสองล้อ เพียงแต่ว่ามีล้อรับน้ำหนักเพิ่มขึ้นมาเป็นสี่ล้อเท่านั้นเอง

<u>ข้อควรสังเกต</u> โดยปกติฐานรองไม่ว่าจะเป็นล้อรับหัว ล้อรับหางหรือล้อรับปีก จะออกแบบให้มีขนาดเล็กกว่าฐานหลัก และการออกแบบฐานให้ใช้กับล้อได้เพียงล้อเดียว (รูปที่ ๒) สองล้อ (รูปที่ ๓ และรูปที่ ๔ ซ้าย) หรือสี่ล้อ (รูปที่ ๑ บนสุด ซึ่งบางทีเรียกว่าล้อแบบรถยนต์บรรทุก TRUCK TYPE ก็มี) ก็ขึ้นอยู่กับบริษัทผู้ผลิตหรือ การแผนแบบให้สามารถรับน้ำหนักของอากาศยานได้พอเหมาะนั่นเอง

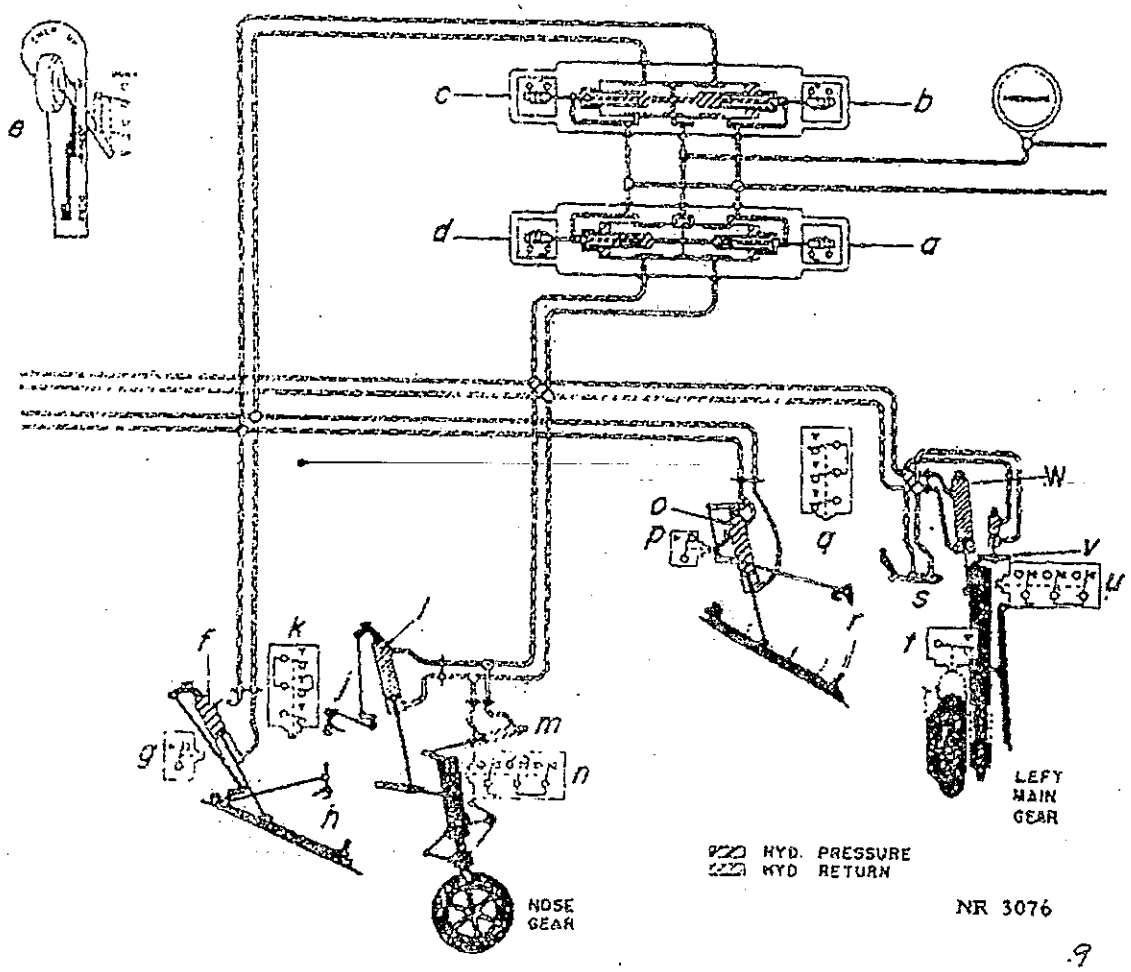


รูปที่ ๖ แสดงส่วนประกอบของระบบฐาน

การทำงานของระบบฐาน

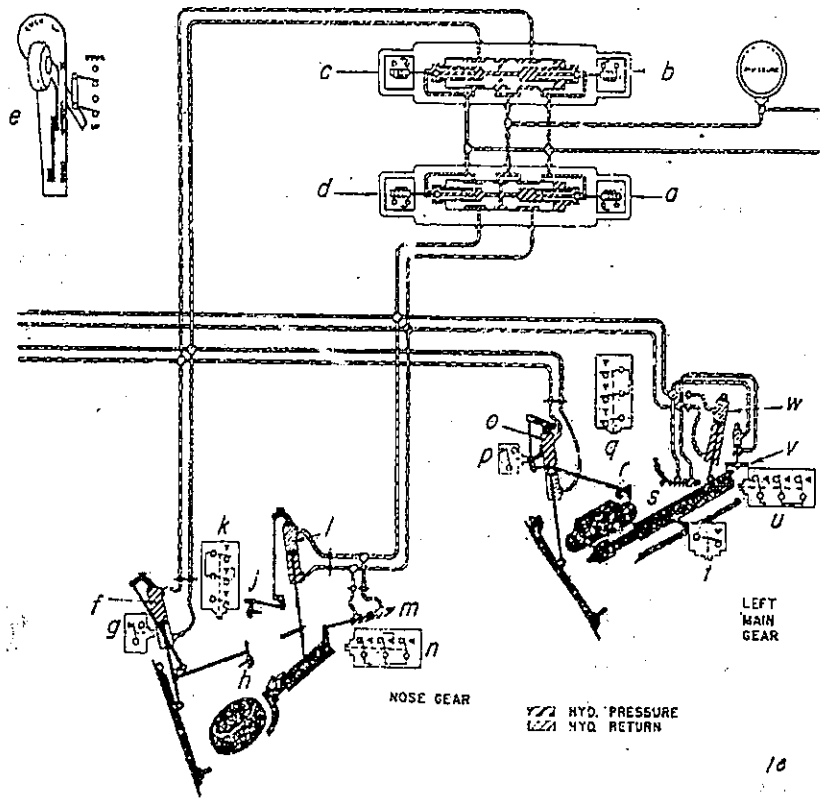
การทำงานของระบบฐานในที่นี้หมายถึง การพับเก็บและการกางฐานสำหรับอากาศยานที่ใช้ฐานแบบพับเก็บได้เท่านั้น ซึ่งโดยปกติสมัยปัจจุบันจะทำงานโดยใช้กำลังไฮดรอลิค ใช้ระบบไฟฟ้า หรือใช้มือโดยตรง (MANUALLY OPERATE) การใช้มือก็จะให้สำหรับกรณีฉุกเฉิน ซึ่งไม่สามารถกางฐานได้หรือพับเก็บได้ เนื่องจากระบบไฟฟ้าหรือไฮดรอลิคเกิดขัดข้องขึ้น อากาศยานในบัจจุบันที่ว่าใช้ไฮดรอลิคและไฟฟ้าในการทำงานเกี่ยวกับฐานมักจะมีความหมายว่า ใช้ระบบไฟฟ้าเป็นตัวควบคุม (เช่น ปิดเปิดลิ้นไฮดรอลิคหรือเป็นสวิชจัดลำดับการทำงานแต่ละขั้นตอนของฐานเป็นต้น) และใช้ไฮดรอลิคเป็นตัวให้กำลังทำงาน (ELECTRICAL CONTROL BUT HYDRAULIC OPERATE)
ตามรูปที่ ๖ แสดงถึงอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องในการทำงานของระบบฐานของเครื่องบินสมัยปัจจุบัน

ตามรูปที่ ๖ คันบังคับฐานให้กางออกหรือพับเก็บ จะอยู่ในห้องนักบินทั้งฐานหลักและฐานรอง (ล้อรับหัว) ใช้คันบังคับเพียงอันเดียวคันบังคับฐานบกขึ้นและจะเป็นการเก็บฐานทั้งสาม ถ้ากดลงจะเป็นการกางออกทั้งสามฐานเช่นกัน จากคันบังคับฐาน (CONTROL LEVER) จะต่ออยู่ด้วยลวดบังคับกับรอก ซึ่งจะไปบังคับให้ลิ้นเปลี่ยนทาง (SELECTRO VALVE) ของไฮดรอลิคทำงานอีกทีหนึ่ง การใช้ลวดบังคับทำให้เป็นการลดน้ำหนักให้กับอากาศยานและลดการซ่อมบำรุงได้มาก เมื่อเปรียบกับใช้ท่อทางไฮดรอลิคแทน จากรูปจะเห็นว่าใช้ลวดบังคับยาวมาก มาควบคุมลิ้นเปลี่ยนทางไฮดรอลิคที่ติดตั้งใกล้กับฐานหลักทั้งสอง



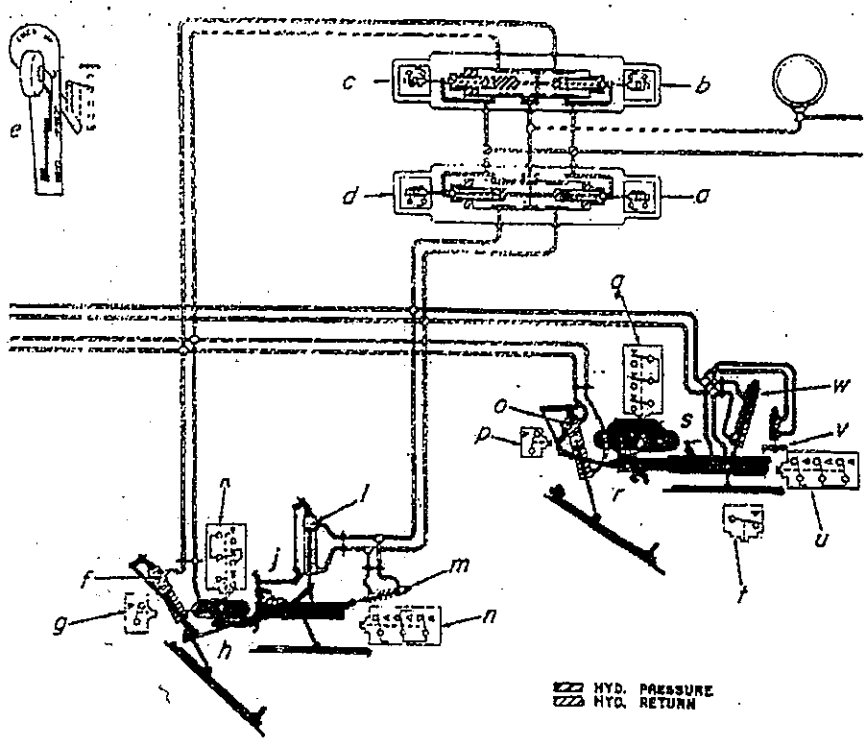
รูปที่ ๗ ก. คันฐาน UP ฐานอยู่ DOWN ประตูฐานเปิด

เมื่อเอาคันพับฐานที่มุมซ้ายบน (e) ไว้ตำแหน่ง UP จะมีไฟฟ้ามาอำนวยโซลินอย DOOR CONTROL VALVE ทางด้าน C ให้ทำงานคือลิ้นจะเปิดทางให้ไฮดรอลิคที่มีความอัดไปยังสูบอำนวยประตูฐาน F และ O การเคลื่อนตัวของสูบอำนวยประตูฐานจะดึงให้ DOOR UP LOCK (h และ r) ปลดออกจากโครงสร้างของ บ. ในช่องเก็บฐานและจะทำให้ประตูฐานเปิดออกจนสุดไปสัมผัสกับ ไมโครสวิช (g และ r)



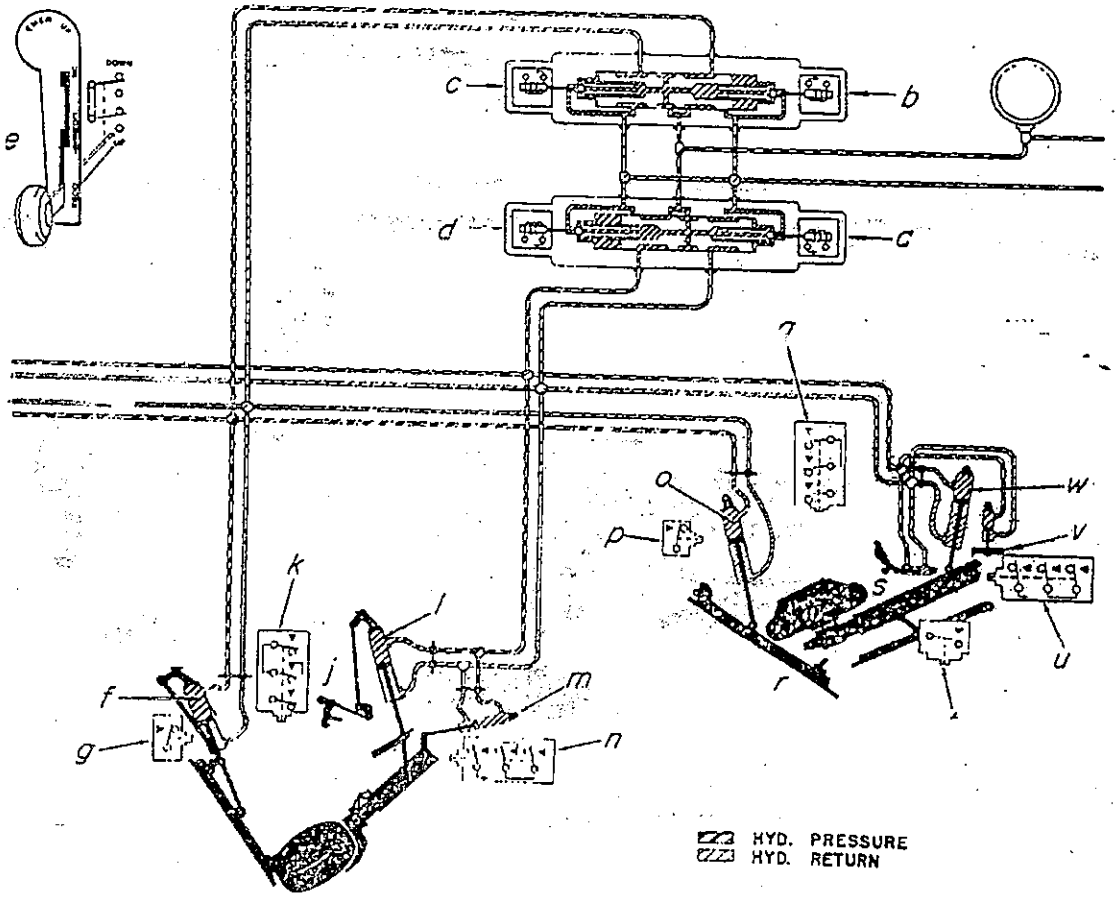
รูปที่ ๗ ข.คันฐาน UP ประตูฐานเปิดสุด ฐานพับเข้า

เมื่อทุกประตูฐานเปิดสุดและสัมผัสกับไมโครสลวิตช์ วงจรไฟฟ้าจะไปอำนวยให้โซลินอยด์ GEAR CONTROL VALVE ทาง d ให้ทำงาน ลิ้นจะเปิดทางให้ไฮดรอลิคที่มีความอัดไปเข้าด้านล่างของสูบอำนวยฐาน (I ของฐานหน้า) และเข้าส่วนล่าง V หรือ MAIN GEAR DOWN LOCK คือไปปลดล็อคฐานนั่นเอง หลังจากที่ DOWNLOCK ถูกปลดออกไฮดรอลิคจะเข้าไปส่วนล่างของ MAIN GEAR - ACTUATING ACTUATING CYLINDER (W) ทำให้ฐานพับ และ เข้าล็อค (ดูรูปที่ ๗ ค.)



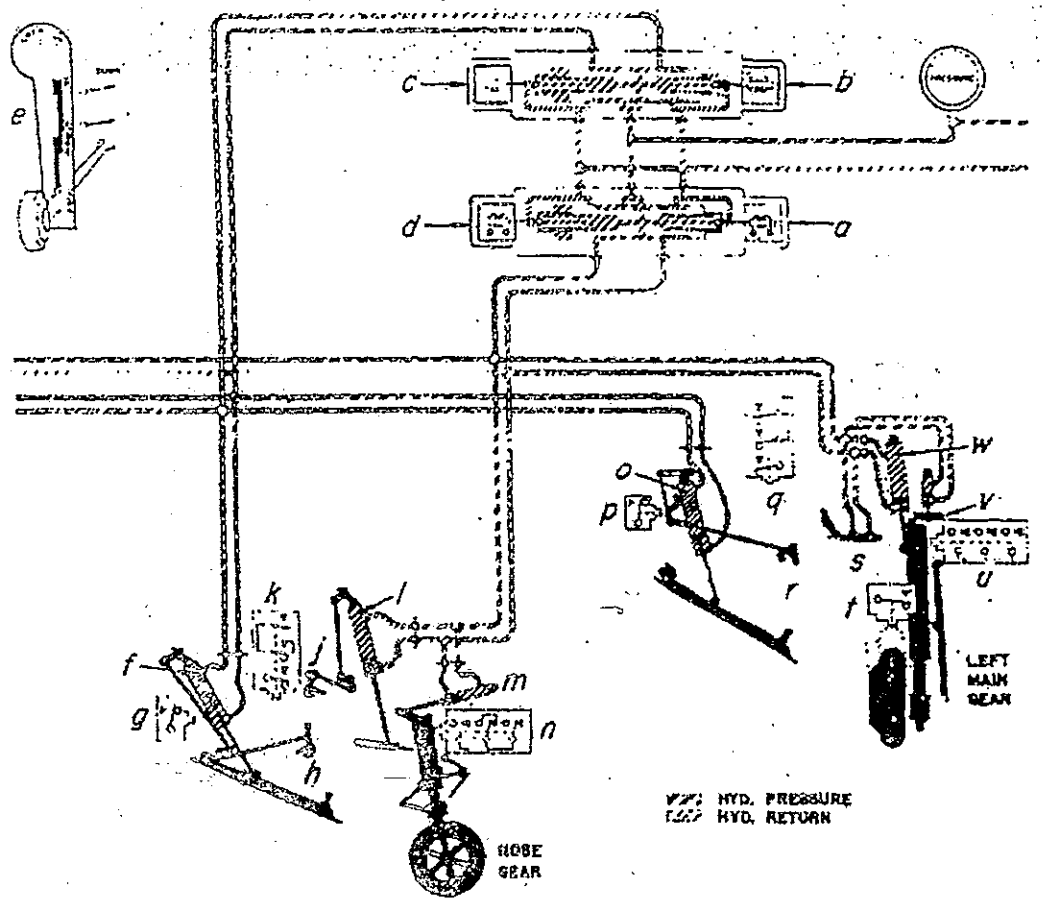
รูปที่ ๗ ค. คันฐาน UP ฐานพับสุด ประตูฐานปิด

เมื่อทุกฐานพับขึ้นสุดและเข้าล็อกจะทำให้ล้อไปสัมผัสไมโครสวิตช์ (K และ Q) ไฟฟ้าจะถูกตัดวงจรออกจากโซลินอยด์ทางด้าน C. (DOOR OPEN SOLENOID--------- ของ DOOR CONTROL VALVE) และจะเชื่อไปทางด้าน b. (DOOR CLOSE SOLENOID)----------คือทำให้ไฮดรอลิคเข้าไปทำงานในสูบอำนวยประตูฐาน (F และ O) ให้ประตูฐานปิดขึ้นมา ขณะที่ประตูฐานเคลื่อนที่จากตำแหน่งเปิดสุดและจะปิดสุดขึ้นมา วงจรไฟฟ้าที่เชื่อมอยู่กับ d (GEAR UP SOLENOID--------ของ GEAR CONTROL VALVE) จะถูกตัดออกทำให้ GEAR CONTROL VALVE---------ไปอยู่ตำแหน่งกลาง เป็นการตัดไฮดรอลิคที่มีความอัดที่จะไปทางด้านสูบอำนวยฐานให้พับฐานและเปิดให้ ไฮดรอลิคไหลกลับถังหลังจากที่ประตูฐานปิดสุดและเข้าล็อค ความอัดจะคงอยู่ในท่อทางด้านที่ทำให้ประตูปิดจนกว่าจะเอาคันฐาน (e) ไปไว้ตำแหน่งกลาง (COMBAT) วงจรถูกตัดทางด้าน DO UP SOLENOID (C) ซึ่งจะทำให้ลิ้นของ DOOR CONTROL VALVE เป็นอยู่ตำแหน่งกลาง เปิดให้ไฮดรอลิคไหลกลับถังเป็นการลดความอัดในระบบ เพื่อเป็นการปลอดภัยในการทำการรบและอีกประการหนึ่งในเรื่องให้ความปลอดภัยขณะอยู่ที่พื้นดินเมื่อ นน.ของ บ.ทำให้ SHOCK STRUT กดลง ไมโครสวิตช์ (T) ที่ฐานซ้ายจะตัดวงจรซึ่งต่อไปยังวงจรพับฐาน (GEAR UP CIR.) ถ้า STRUT---------ของฐานยืดเต็มที่เช่นวิ่งขึ้นพ้นพื้น สวิตช์นี้จะเชื่อมกันเราก็สามารถจะพับฐานได้



รูปที่ ๗ ง. คันฐาน DOWN ประตูฐานเปิด ฐานกาง

เมื่อเอาคันฐาน (e) ไว้ในตำแหน่ง DOWN หรือให้กางฐานไฟฟ้าจะไปทำให้โซลินอยด์ c ของ DOOR CONTROL VALVE และโซลินอย a ของ GEAR CONTROL VALVE ทำงานมีผลให้เปิดลิ้นของลิ้นควบคุมทั้งสองชุดให้ไฮดรอลิคไปยัง DOOR ACTUATING – CYLINDER ไปปลดล็อคฐาน (GEAR UPLOCK S และ J) และไปล็อค GEAR DOWN LOCK V. ความอัดจะถูกสั่งตรงไปยังกระบอกสูบอำนวยฐาน (I และ w) ทำให้ทั้งประตูและฐานกางออกพร้อม ๆ กัน (อย่าลืมว่าการเคลื่อนตัวของกระบอกสูบอำนวยฐานในจังหวะเดียวกันนี้จะทำการปล่อยล็อคประตูฐานไปด้วย) ฐานกางออกจนสุดและเข้าล็อคสัมผัสกับไมโครสวิตช์ (n และ u) ความรูปที่ ๗. จ



รูปที่ ๗ จ. คันฐาน DOWN ฐานกางสุดประตูปิด

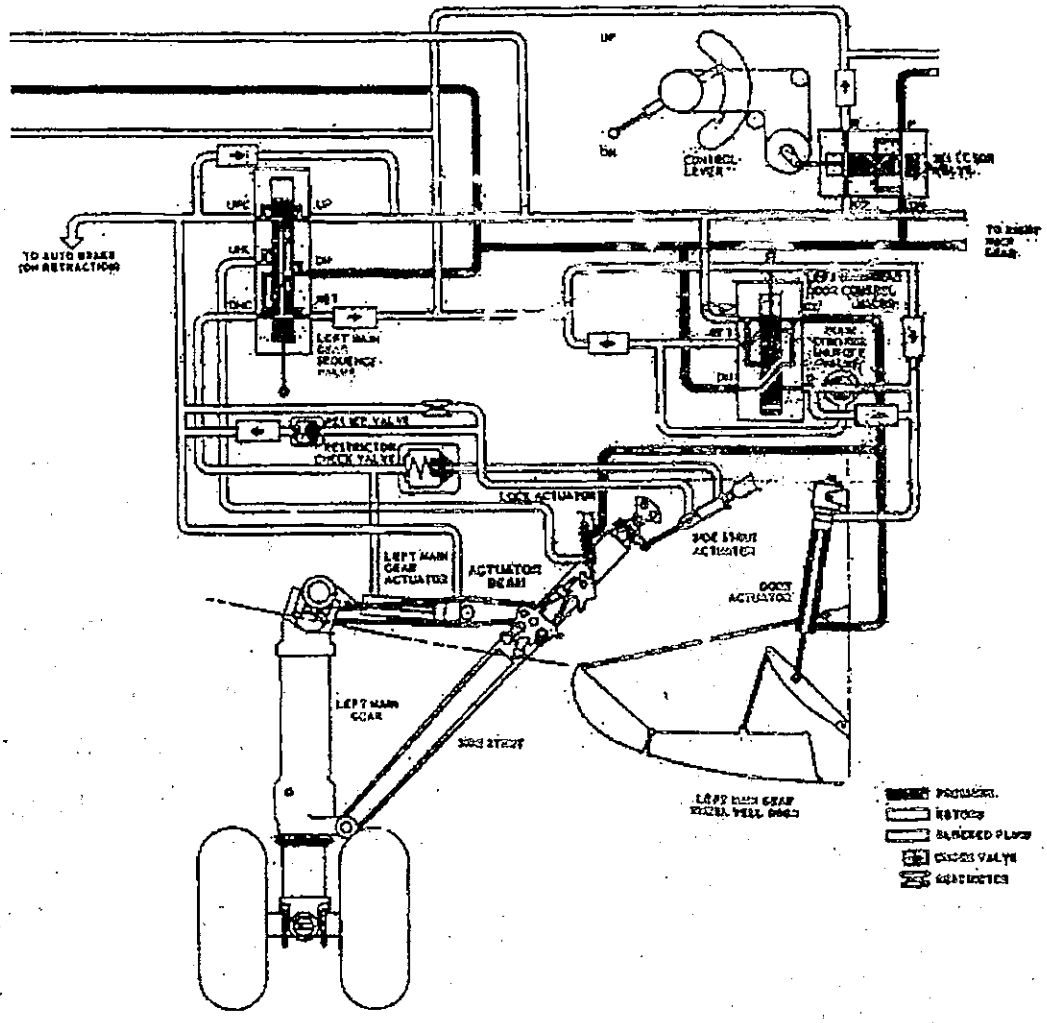
หลังจากที่ไมโครสวิตช์ทุกตัวของฐานเชื่อมหรือทำงาน วงจรตัดทางด้าน C (DOOR OPEN SOLIENOID) -------- และเชื่อมทางด้าน b ลิ้นใน DOOR CONTROL VALVE ก็จะเปิดให้ไฮดรอลิคไหลเข้าไปใน กระบอกสูบประตูฐาน (F และ O) เพื่อทำให้ประตูฐานปิดขึ้นมา หลังจากประตูฐานปิดจนเข้าล๊อค ความดันของไฮดรอลิคก็ยังคงอยู่ในด้าน GEAR DOWN, DOOR CLOSE ของสูบอำนวยฐานและสูบอำนวยประตูฐานจนกว่าจะได้เอาคันฐานไปตำแหน่งกลาง (COMBAT) ซึ่งจะทำให้ตัดวงจรไฟฟ้าตัด DOOR UP SOLENOID ---------- และ GEAR DOWN SOLENOID (b และ a ทำงาน) ทำให้ลิ้นทั้งสองไปอยู่ตำแหน่งกลางเปิดให้ไฮดรอลิคจากสูบประตูฐาน และสูบฐานกลับสู่ถังเก็บ

เรามาพิจารณาถึงการทำงานของฐานหลัก ฐานหลักตามรูปที่ ๖ เป็นแบบล้อรถยนต์บรรทุก (FOUR WHEEL TRUCK TYPE) และออกแบบให้พับเก็บได้ภายในลำตัว ประตูหรือแผ่นปิดของช่องฐาน (WHEEL WELL DOORS) จะทำงานโดยใช้กำลังไฮดรอลิค และจะเป็นไปตามลำดับดังนี้

<u>กางฐาน</u> ประตูจะเปิดออกแล้วฐานกางออกจนสุดเรียบร้อยประตูจะปิดตามเดิม

<u>เก็บฐาน</u> ประตูจะเปิดออกให้ฐานพับขึ้นไปสุดเรียบร้อยประตูจะปิดตามเดิมอีก

รูปที่ ๗ แสดงการทำงานของฐานหลักข้างซ้าย แสดงถึงฐานกางจนสุดและเข้าล๊อค สมมุติว่าท่านมองจากด้านหลังของฐานซ้ายไปสู่ด้านหน้า คันบังคับฐาน (CONTROL LEVER) ติดตั้งอยู่ในห้องนักบิน



รูปที่ ๗ แสดงการทำงานของฐาน

และขณะนี้อยู่ในตำแหน่งกางฐาน (DOWN – DN) ตัวเพลาหรือ PLUNGER ของลิ้นเปลี่ยนทาง (SELECTOR VALVE) จะถูกันเข้าไปทำให้ช่อง P (หรือความอัดจากระบบไฮดรอลิค) ติดต่อถึงช่อง DN ได้และทำให้ช่อง R (หรือช่องความอัดกลับคืนสู่ระบบ) กับช่อง UP ติดต่อถึงกันความอัดของ ไฮดรอลิคในระบบประมาณ ๓,๐๐๐ ปอนด์ต่อตารางนิ้วจะผ่านเข้าลิ้นเปลี่ยนทาง ทางช่อง P (PRESSURE) ออกช่อง DN ไปเข้าช่อง DN ของลิ้นควบคุมของประตูฐาน (LEFT MAIN GEAR DOOR CONTROL VALVE) และลิ้นจัดลำดับของฐาน (LEFT MAIN GEAR SEQUENCE VALVE) ซึ่งระบายไว้ด้วยสีดำตามทางที่ความอัดไฮดรอลิคผ่านเข้าไปท่านจะสังเกตเห็นว่าความอัดครั้งสุดท้ายของไฮดรอลิคจะไปทำให้ประตูฐานปิด ก่อนอื่นให้ท่านจำไว้ว่าลิ้นจัดลำดับของฐานจะทำงาน (อยู่ในตำแหน่งต่าง ๆ) ได้ก็เพราะประตูบาน

ทำงานก่อนตามเวลา – TIME และลำดับ SEQUENCE ในการเคลื่อนที่ของฐาน และไม่ทำนองเดียวกันลิ้นควบคุมของประตูฐานจะอยู่ในตำแหน่งต่าง ๆ ได้ก็เพราะการเคลื่อนที่ของฐาน ตามเวลาและลำดับของการทำงานประตูฐาน สัมพันธ์กันกับตำแหน่งของฐาน

มาพิจารณาดูการทำงานขณะเอาคันฐาน (CONTROL LEVER) ไว้ตำแหน่ง UP (พับฐาน) ตัว PLUNGER ของลิ้นเปลี่ยนทางจะเลื่อนมาทำให้ช่อง R (RETURN) มาตรงกับช่อง DN สำหรับให้ไฮดรอลิคไหลกลับระบบและช่อง P (PRESSURE) มาตรงกับช่อง UP สำหรับให้ไฮดรอลิคที่มีความอัดไหลผ่านลิ้นควบคุมการทำงานของประตูฐาน (DOOR CONTROL VALVE) จะอยู่ในตำแหน่งเตรียมพร้อม คือ ช่อง UP จะตรงช่อง O เพื่อให้ความอัดไปทำการเก็บฐานและช่อง CL ตรงกับช่อง DN เพื่อให้ไฮดรอลิคไหลกลับลิ้นปิดทางของประตูฐาน (DOR CONTROL SHUTOFF VALVE) จะอยู่ในตำแหน่งเปิด ไฮดรอลิคไหลจากซ้ายมาขวาได้ ดังนั้น ไฮดรอลิคที่มีความอัดจะไหลจากช่อง O ผ่าน SHUTOFF VALVE (เหมือนผ่านลิ้นทางเดียวไปยังช่องบนของกระบอกสูบอำนวยประตูฐาน (DOOR ACTUATOR CYLINDER) จะทำให้ประตูฐานเปิดออกเต็มที่ เมื่อประตูฐานเปิดสุดกลไก (ซึ่งอาจจะเป็นไมโครสวิชของไฟฟ้าก็ได้) จากประตูฐานจะไปอำนวยให้ลิ้นจัดลำดับฐานให้ไฮดริอลิคไหลไปยัง LOCK ACTUATOR และ LEFT MAIN GEAR ACTUATOR จะมีสิ่งเกี่ยวข้องสองประการทำให้เกิดการพับฐานขึ้นคือ

ประการแรก กลไกจากประตูฐานะส่งทอดให้ลิ้นจัดลำดับของฐานอยู่ในตำแหน่งใหม่ คือ จะทำให้ช่อง UP ตรงกับช่อง UNL (UNLOCK) ไฮดรอลิคที่มีความอัดจะไหลไปสู่ช่องตอนล่างของ LOCK ACTURATOR และจะให้ไหลกลับโดยออกจากช่องบนของ LOCK ACTUATOR ผ่านช่อง CL และ DN ของ ลิ้นควบคุมประตูฐานและผ่านไปยังช่อง DN – R ของลิ้นเปลี่ยนทาง เมื่อ DOWN LOCK ถูกปลดโดย LOCK ACTUATOR, DOOR CONTROL SHUTOFF VALVE จะปิดโดยกลไกเพื่อป้องกันประตูฐานปิดขณะที่ฐานกำลังพับขึ้นมา

ประการที่สอง จะเกิดขึ้นเมื่อการเคลื่อนที่ของประตูฐานลิ้นสุดลงแล้วและ เมื่อลิ้นจัดลำดับของฐานเคลื่อนไปสุดตำแหน่งของมันคือช่องต่าง ๆ ของลิ้นจัดลำดับของฐานจะตรงกันดังนี้ UP, UPC และ UNL จะตรงกับตำแหน่งที่ให้ความอัดและช่อง DN, DNC และ RET ตรงกับตำแหน่งให้ไฮดรอลิคไหลกลับ เมื่อช่อง UPC เปิดให้ความอัดเข้าจะผ่านไปยังสูบอำนวยฐาน (MAIN GEAR ACTURATOR) และ SIDE STRUT ACTURATOR, SIDE STURT ACTUATOR จะกด (BREAK) บานพับฐานเพื่อให้ขึ้นมาในช่องฐานได้ ทางไหลกลับของไฮดรอลิคจาก SIDE STURT ACTUATOR และจากสูบอำนวยฐาน (MAIN GEAR ACTUATOR) จะผ่านช่อง DNC ในลิ้นจัดลำดับฐานและออกช่อง RET ขณะที่ฐานพับขึ้นใกล้ที่จะถึงตำแหน่งพับสุด ลิ้นควบคุมผ่านประตูฐานจะกลับคืนตำแหน่งเดิมโดยกลไกทำให้ช่อง UP และ CL ให้มีความอัดไฮดรอลิคผ่าน และช่อง O กับ DN ให้ไฮดรอลิคไหลกับในเวลาเดียวกันนี้ DOOR CONTROL SHUTOFF VALVE จะเปิดโดยกลไกไฮดรอลิคที่มีความอัดจากลิ้นควบคุมประตูฐานผ่านช่อง UP – CL ไปยังช่องล่องของ สูบอำนวยประตูฐานและช่องตอนบนของ LOCK ACTUATOR ตัว LOCK ACTUATOR จะทำให้ฐานเข้าล็อกเมื่อพับเก็บจนสุดสูบอำนวยประตูฐานจะทำให้ประตูฐานปิด ไฮดรอลิค

ที่ไหลกับจากสูบอำนวยประตูฐานจะผ่าน DOOR CONTROL SHUTOFF VALVE ผ่าน O-DN ของลิ้นควบคุมประตูฐานและผ่าน DN – R ของลิ้นเปลี่ยนทาง ขึ้นสุดท้ายไฮดรอลิคที่ไหลกลับจาก CK ACTUATOR จะผ่าน UNL ในลิ้นจัดลำดับของฐาน

โดยสรุปการทำงานพับฐาน มีดังนี้

๑. คันพับฐานอยู่ตำแหน่ง " UP " นั่นคือจะทำให้ตำแหน่งของลิ้นเปลี่ยนทางอยู่ในตำแหน่งด้วย UP ด้วย

๒. ประตูฐานจะเปิดและจะไปอำนวยลิ้นจัดลำดับของฐาน

๓. LOCK ACTUATOR จะทำการปลดล็อคฐานจากตำแหน่ง " DOWN " และจะทำให้ตำแหน่ง DOOR CONTROL SHUTOFF VALVE ปิดเป็นการล็อคให้ประตูฐานอยู่ในตำแหน่ง " เปิด "

๔. SIDE STRUT ACTUATOR จะกดหรือ BREAK บานพับของชุดฐาน

๕. MAIN ACTUATOR หรือสูบอำนวยการทำงานของฐานจะดึงฐานพับขึ้นและลิ้นควบคุมประตูฐานที่ทำงาน กับ DOOR CONTROL SHUTOFF VALV อยู่ตำแหน่งเปิด

๖. ประตูฐานจะปิด และ LOCK ACTUATOR จะล็อคฐานให้อยู่ตำแหน่ง "UP"

เมื่อจะกางฐาน คันฐานจะต้องเอาไว้ตำแหน่ง" DOWN " ระบบลวดบังคับและลอกที่ต่อกับคันฐานจะไปอำนวยให้ลิ้นเปลี่ยนทางทำงาน ช่อง P และ DN สำหรับให้ไฮดรอลิคที่มีคความอัดผ่าน ช่อง UP และ R สำหรับให้ไฮดรอลิคกลับสู่ระบบ ไฮดรอลิคที่มีความอัดจะไหลจากช่อง DN ในลิ้นจัดลำดับขอฐานไปยัง ช่อง DN ใน DOOR CONTROL VALVE ความอัดของไฮดรอลิคจะถูกกักโดยลิ้นจัดลำดับในตอนนี้เอง และจะไม่ไหลไปจากจุดนี้ , DOOR CONTROL VALVE จะไปอยู่ตำแหน่งที่ช่อง DN และ O ให้ไฮดรอลิคที่มีความอัดผ่าน และช่อง CL และ UP สำหรับให้ไฮดรอลิคกลับสู่ระบบไฮดรอลิคที่มีความอัดจะไหลจากช่อง O ไปยังช่องบนของกระบอกสูบประตูของฐาน ประตูจะเปิดในระหว่างที่ประตูกำฉังจะเปิดลิ้นจัดลำดับจะไปอยู่ในตำแหน่งที่ให้ช่อง DN และ UNL ตรงกันให้ไฮดรอลิคไหลไปสู่ LOCK ACTUATOR ซึ่งจะปลดล็อค (UP LOCK ของฐาน) และจะไปปิด DOOR CONTROL SHUTOFF VALVE เพื่อให้ปิดทางไฮดรอลิคที่ไปอำนวยให้ประตูอยู่ในตำแหน่งเปิดไว้ ในการเคลื่อนตัวครั้งสุดท้ายของประตูจะทำให้ลิ้นจัดลำดับของฐานอยู่ในตำแหน่งให้ช่อง DNC ให้ไฮดรอลิคที่มีความอัดผ่าน เช่น เดียวกับช่องUNL ในกรณีนี้จะทำให้ความอัดผ่านไปยัง SIDE SYRUT ACTUATOR และสูบอำนวยของฐาน (MAIN GEAR ACTUATOR) จะมีแรงดันให้ฐานกางไปจนสุด ในทำนองเดียวกันในระหว่างที่ฐานกำลังกางนี้ DOOR CONTROL SHUTOFF VALVE จะเปิดและลิ้นควบคุมประตูฐานจะอยู่ในตำแหน่งที่ให้ช่อง DN ตรงกับ CL และจะให้ไฮดรอลิคที่มีความอัดผ่านไป LOCK ACUTRATOR ล็อคฐานให้อยู่ในตำแหน่ง DOWN และไปยัง DOOR ACUTRATOR จะทำการปิดประตูฐาน

อุปกรณ์นิรภัย (SAFETY DEVICES)

โดยทั่ว ๆ ไปเครื่องบินรุ่นใหม่ ๆ จะออกแบบไว้อย่างดีเกี่ยวกับการทำงานของระบบฐาน จะมีอุปกรณ์ช่วยหรือทำให้ปลอดภัยกับระบบการทำงานของฐานทั้งที่พื้นดินและในอากาศ อุปกรณ์ดังกล่าวก็มีสลักห้ามที่พื้น (GROUND LOCKS) เครื่องชี้หรือเครื่องบอกตำแหน่งฐาน (INDICATOR) และระบบสัญญาณเตือน (WARNING SIGNALS) เป็นต้นตำราบางเล่มได้แบ่งอุปกรณ์นิรภัยนี้ไว้สองชนิดใหญ่ ๆ คือ

๑. SAFETY DEVICES อุปกรณ์นิรภัยสำหรับใช้ที่พื้น แบ่งได้ ๒ อย่าง คือ

๑.๑ GROUND SAFETY SWITCH ที่ฐานของเครื่องบินและที่คันฐาน (GEAR CONTROL HANDLE)

๑.๒ GROUND SAFETY LOCKS อุปกรณ์นิรภัยที่ใช้ที่พื้นและขณะบิน

๒. INDICATING AND WARNING DEVICES แบ่งได้ ๒ อย่างคือ

๒.๑ INDICATORS

๒.๒ WARNING SIGNALS

๑. SAFETY DEVICES

๑.๑ GROUND SAFETY SWITCH เป็นอุปกรณ์ทางไฟฟ้าใช้ป้องกันฐานของอากาศยานพับเก็บขณะจอดอยู่ที่พื้น มีอยู่สองอย่าง คือ อย่างแรกติดตั้งที่ฐาน (โดยมากเป็นฐานซ้าย) อย่างหลังติดตั้งไว้สำหรับล๊อคหรือห้ามยกคันฐานไปไว้ตำแหน่งพับ (UP) สวิตช์ที่ติดตั้งกับฐาน (ดูรูปที่ ๘) ตรง STURT และจะทำงานโดย TORSION (SCISSOR) LINK เมื่ออากาศยานจอดที่พื้นฐานจะรับน้ำหนักเต็มที่ฐานหรือชุด STRUT จะหดตามรูป ๘ A ในกรณีนี้ LINKAGE ที่ต่อกับสวิสกับ TORSION LINK จะทำให้สวิสเคลื่อนที่ไปตามลูกศร เมื่ออากาศยานวิ่งขึ้น น้ำหนักของอากาศยานไม่ได้กดลงที่ฐานเหมือนเดิม STRUT จะยืดออกทำให้ตำแหน่งของสวิชเปลี่ยนไปตามลูกศรในรูปที่ ๘ B ถ้าระบบฐานของอากาศยานใช้ไฟฟ้าควบคุม หรืออำนวยการทำงาน การเคลื่อนที่ของสวิตช์จะเป็นการตัด หรือเชื่อมวงจรไฟฟ้าที่ไปควบคุมระบบฐานของอากาศยาน ถ้า STRUT ถูกกดหรือมีน้ำหนักอากาศยานกดไว้สวิตช์นี้จะเปิด หรือถูกตัดไม่ให้เชื่อม เราก็ไม่สามารถพับฐานได้

อากาศยานที่ใช้ไฮดรอลิคเป็นตัวทำงานในระบบฐานและใช้มือยกคันฐานหรือไปอำนวยให้ลิ้นเปลี่ยนทาง (SELECTOR VAVLE ของระบบฐานที่ทำให้ฐานพับหรือกางออก) ทำงาน SAFETY SWITCH ที่ใช้วงจรเดียวกับที่กล่าวมาแล้วข้างต้นจะไปอำนวยให้โซลินอยด์สำหรับล๊อคหรือปิด –เปิดการทำงานของคันฐานทำงานด้วย จงสังเกตการณ์ทำงานตาม SCHEMATIC รูปที่ ๘ ล่าง และรูปที่ ๘ ขวาแสดงการล๊อคไม่ให้คันฐานยกขึ้นอยู่ในตำแหน่ง "พับฐานได้"

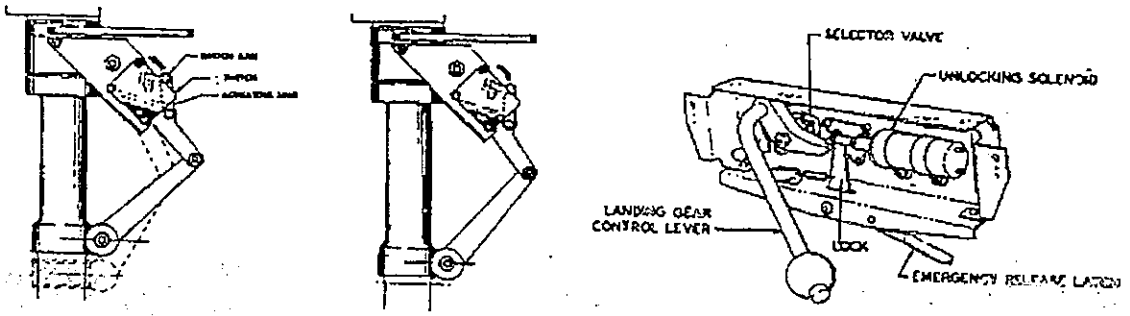
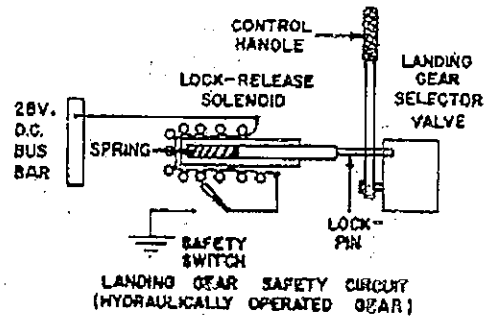


Figure 3. Landing gear control handle and lock.



รูปที่ ๘ GROUND SAFETY SWITCH

เมื่ออากาศยานจอดอยู่ที่พื้น น้ำหนักทั้งหมดของอากาศยานจะกดลงที่ชุดฐาน ทำให้สวิตช์ที่ฐานเปิดวงจรและไม่มีอำนาจควบคุมโซลินอยด์ได้ทำให้สปริงดึงตัวล้อคออกมาห้ามคันฐานไว้ (ดูรูปที่ ๘ ขวา) เมื่อน้ำหนักของอากาศยานไม่ได้กดลงที่ฐานเช่นขณะวิ่งขึ้น สวิตช์ที่ฐานจะปิด-เชื่อมวงจร จะทำให้ไปอำนวยให้โซลินอยด์ทำงาน โซลินอยด์จะดึงตัวล็อคเข้าไปในตัวโซลินอยด์เป็นการปลดล็อคของคันบังคับฐาน คันฐานก็สามารถเอาไปไว้ตำแหน่งพับฐาน-UP ได้ อากาศยานส่วนมากจะมีตัวปลดล็อคฉุกเฉิน (EMERGENCY RELEASE LATCH OR RELEASE BUTTON) เมื่อต้องการพับฐานโดยกะทันหันได้

๑.๒ GROUND SAFETY LOCK เป็นอุปกรณ์หรือชิ้นส่วนชนิดหนึ่งที่สำหรับป้องกันการพับฐานขณะอยู่ที่พื้นเช่นเดียวกับแบบสวิตช์ล็อคสำหรับฐานที่ใช้กันโดยทั่วไปได้แก่แบบ FORK, แบบ CLAMP แบบ PIN เรียกว่า SAFETY PIN ใช้ล็อคเข้าไปในช่องชิ้นส่วนที่สำหรับพับหรือดึงฐานเก็บกับชิ้นส่วนของฐานที่รองรับโครงสร้างอากาศยานล็อคสำหรับฐานอาจมีการสร้างหรือออกแบบให้เหมาะสมสำหรับชนิดของอากาศยานต่าง ๆ กันออกไป ตามรูปที่ ๙ เป็นล็อคฐานแบบ PIN สำหรับสอดเข้าไปในกลไกพับฐาน คือถ้าใส่ล็อคเข้าไปแล้วกลไกนี้ไม่สามารถับเก็บฐานได้ ส่วนกลไกอีกอันหนึ่งใช้สำหรับล็อคประตูฐาน (DOOR GROUND SAFETY LOCK) ซึ่งมีที่ใช้สำหรับอากาศยานบางแบบ ที่ล็อคประตูฐานประกอบด้วยท่อทรงกระบอกสวมกันสองท่อ และมีสลักห้าม (PIN) สำหรับควบปรับระยะท่อที่ยืดออกจากกันได้ระยะที่ถูกต้อง

ข้อควรระวัง คือ ท่านต้องเลือกใช้ล็อคต่าง ๆ เหล่านี้ให้ถูกต้องเหมาะสมกับแบบของอากาศยาน และล็อคทุกอันควรมีป้ายแดงผูกให้เห็นชัดว่าได้ใส่ล็อคไว้แล้ว และอย่าลืมว่าจะต้องถอดล็อคออกก่อนที่จะให้อากาศยานบิน

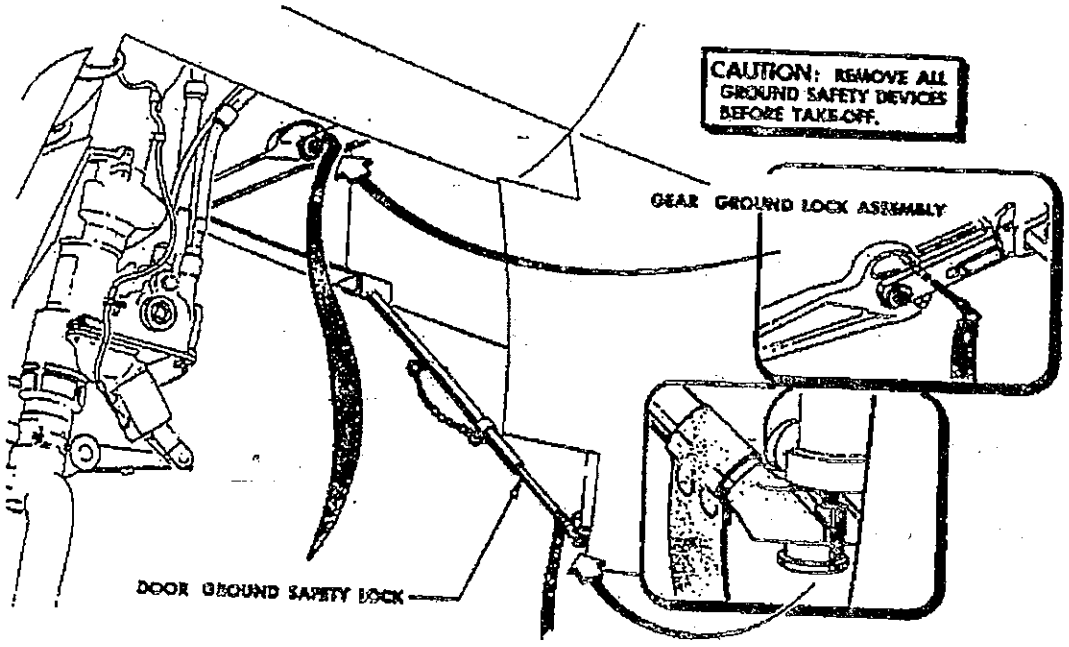


Figure 9. Ground safety locks.

รูปที่ ๙ GROUND SAFETY LOCK

๒. INDICATING AND WARNINGN DEVICES

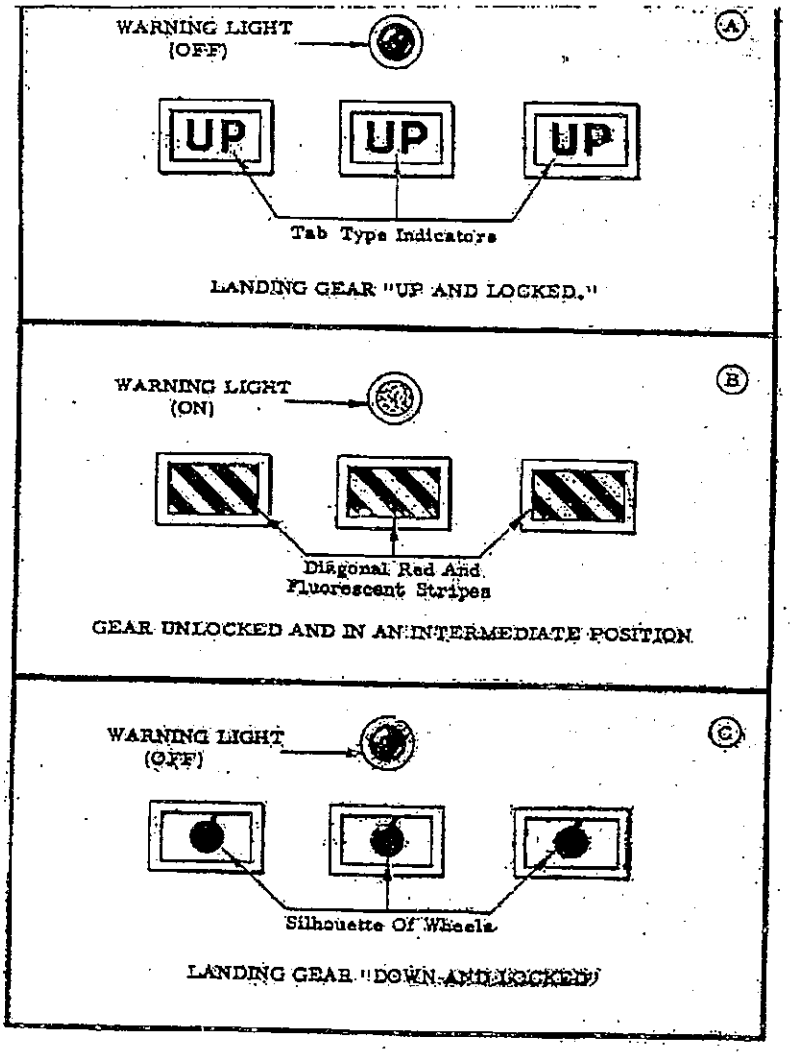
๒.๑ INDICATORS เป็นเครื่องชี้หรือแสดงตำแหน่งของฐานของอากาศยานว่าขณะนี้อยู่ในลักษณะใด กางออก, เก็บพับ หรืออยู่ตำแหน่งกลาง คือไม่พับสุด (เข้าล็อค) เป็นต้น

เครื่องบอกตำแหน่งของฐานโดยทั่วไปมักจะคล้าย ๆ กัน คือ เป็นรูปดวงไฟเล็ก ๆ สามดวงตามจำนวนของฐานที่มี เครื่องบอกตำแหน่งทำงานด้วยไฟฟ้า ถ้าเป็นเครื่องบินสมัยก่อนเมื่อฐานพับเรียบร้อยก็แสดงไฟสีเขียว ถ้าพับไม่เข้าล็อคหรือฐานใดไม่พับก็แสดงด้วยไฟสีแดง ในปัจจุบัน หลอดไฟจะเปลี่ยนไปเป็นเครื่องหมายหรือตัวอักษร เช่น ถ้าฐานพับเข้าล็อคเรียบร้อย เครื่องวัดหรือเครื่องบอกตำแหน่งจะแสดงเครื่องหมายเป็นตัวอักษร "UP" ถ้าไม่เข้าล็อคทั้งทางพับและกางจะมีเครื่องหมาย ขีดขาวแดงลายขวางตามรูปที่ ๑๐ ถ้าฐานกางและเข้าล็อคเรียบร้อยจะมีเครื่องหมายเป็นรูป หรือ รูปล้อกลมสีดำ ดังในรูปที่ ๑๐

๒.๒ WARNING SIGNALS สัญญาณเตือนมักจะใช้กับกลไกพับฐานมีจุดมุ่งหมายเพื่อเตือนนักบินขณะที่จะลงสู่พื้น แล้วยังไม่ได้กางฐาน (ให้รีบกางฐานเสียก่อน) สัญญาณเตือนที่ว่านี้ก็คือ แตร

(HORN) ที่ใช้ไฟฟ้า และหลอดไฟเตือน ซึ่งติดตั้งที่แผงเครื่องวัดในห้องนักบิน แตรมักจะติดตั้งใกล้ตัวนักบิน ให้สามารถได้ยินชัด สัญญาณเตือนรวมทั้งสวิตช์ซึ่งจะเชื่อมเมื่อคันบังคับ (เร่ง) เครื่องยนต์ลดต่ำมากกว่าตำแหน่งบินเดินทาง (CRUISE POSITION) ซึ่งจะกระทำเมื่อเครื่องบินกำลังบินลง (LANDING) สวิชอีกชุดหนึ่งที่ต่อขนานกันวงจรนี้จะเปิดเมื่อชุดฐานอยู่ในตำแหน่งกางสุดและเข้าล็อค เมื่อคันเร่งเครื่องยนต์ถูกดันไปข้างหน้าเลยรอบเดินเบาวงจรจะเชื่อมโดยสวิตช์ทำให้แตรดังขึ้น ถ้าฐานใดหรือทั้งสามฐานไม่กางหรือกางแต่ยังไม่เข้าล็อค ในเครื่องบินที่มีหลายเครื่องยนต์ก็เช่นเดียวกัน ถ้าลดคันเร่งเครื่องยนต์หนึ่งเครื่องยนต์ใดลงจะทำให้แตรดังด้วยแต่ในขณะบินจำเป็นต้องลดคันเร่งเครื่องยนต์ของเครื่องยนต์บางเครื่องลง นักบินก็สามารถกดสวิตช์ตัดไม่ให้แตรดังได้

หลอดไฟเตือนที่ติดอยู่เหนือเครื่องบอกตำแหน่งฐานตาม รูปที่ ๑๐ จะทำงานพร้อม ๆ แตรในลักษณะดังกล่าวมาแล้ว เครื่องบินบางแบบอาจมีไฟเตือน "CAUTION" ตรงกลางแผงเครื่องวัดด้วย



รูปที่ ๑๐ เครื่องบอกตำแหน่งฐาน

บทที่ ๒

เครื่องประกอบชุดไฮดรอลิคของอากาศยานที่บรรจุแรงอัดในตัวเอง

SELF – CONTAINED AIRCRAFT HYDRAULIC UNITS

กล่าวนำ

เครื่องหมายประกอบชุดไฮดรอลิคของอากาศยานที่บรรจุแรงอัดในตัวเองได้แผนแบบและสร้างขึ้นแต่ละชนิดตามความมุ่งหมายเพื่อให้ทำงานเป็นอิสระในตัวเอง แต่ต้องเอาไปประกอบเข้ากับกลไก (MECHANICAL) ในอากาศยานอีกทีหนึ่ง เครื่องประกอบชุดไฮดรอลิคของอากาศยานที่บรรจุแรงอัดในตัวเองแต่ละชนิดที่กล่าวนี้คือ

๑. ชุดควบคุมการเคลื่อนตัว (HYDRAULIC DAMPERS)

๒. ชุดรับแรงกระแทก (SHOCK STRUTS)

๓. ชุดรับแรงกระแทกแบบสปริง (LIQUID SPRING)

๑. ชุดควบคุมการเคลื่อนตัว (HYDRAULIC DAMPERS)

๑.๑ ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวใช้สำหรับควบคุมอัตราเร็วของความสัมพันธ์ในการเคลื่อนที่ระหว่างวัตถุสองอย่าง ซึ่งทำงานโดยได้รับแรงมาจากที่เดียวกัน ตัวควบคุมการเคลื่อนตัวหรือ DAMPER ต่ออยู่ระหว่างวัตถุสองอย่างนี้ เมื่อความสัมพันธ์ในการเคลื่อนที่ของวัตถุสองอย่างเกิดขึ้น ความสัมพันธ์ระหว่างปฏิกิริยาที่ได้รับของ DAMPER ก็จะเกิดขึ้นด้วย

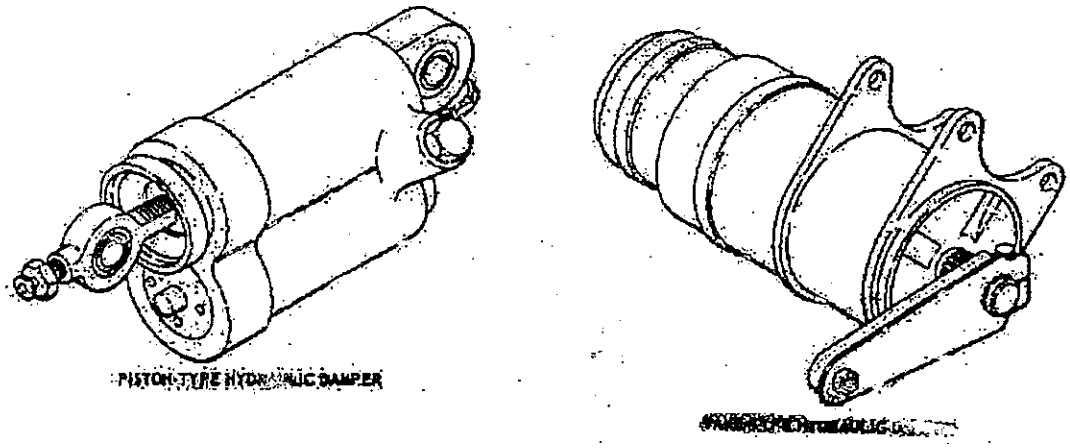
๑.๒ ความต้านทานในการเคลื่อนที่ของไฮดรอลิคภายในชุดควบคุมการเคลื่อนตัวหรือ DAMPER คือการเปลี่ยนจากพลังงานของการเคลื่อนที่เป็นความร้อนนั้นเอง เมื่อมีแรงมาที่ให้น้ำมันไฮดรอลิคเคลื่อนที่จากที่หนึ่งไปยังอีกที่หนึ่งภายใน DAMPER จะเป็นเหตุให้ส่วนหนึ่งส่วนใดของ DAMPER เคลื่อนไหวด้วย

๑.๓ ในรูปโลหะทรงกระบอกภายในแบ่งออกเป็นสองส่วนหรือมากกว่า แต่ละส่วนจะไม่เท่ากันแล้วแต่การทำงานเคลื่อนไปมา แต่ละตำแหน่งของ DAMPER หรือพูดง่าย ๆ ว่าในรูปโลหะทรงกระบอกมีลูกสูบเป็นเครื่องแบ่งภายในบรรจุน้ำมันไฮดรอลิค ลูกสูบสามารถเคลื่อนที่ไปได้ทั้งทางด้านหน้าหรือถอยไปข้างหลังตามแต่แรงหรือความดันที่เพลาหรือก้านสูบได้รับ

ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวมีสองแบบคือ

๑. แบบลูกสูบ (PISTON – TYPE DAMPER) จะทำงานหรือเคลื่อนที่ (ก้านส่งหรือเพลาขับ) ทางแนวระดับหรือทางตรง (LINEAR MOTION) ดูรูปที่ ๑

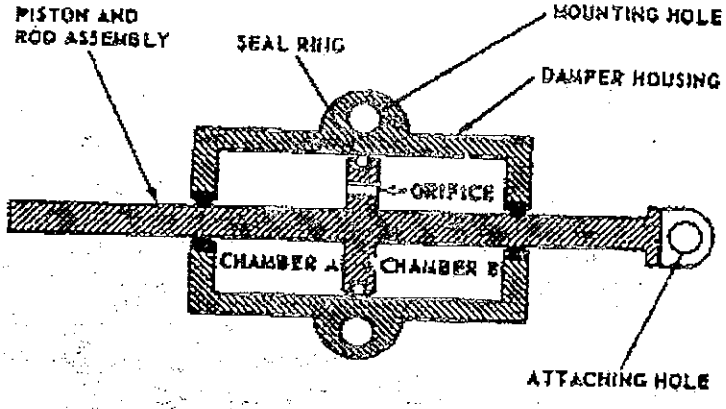
๒. แบบแผ่นปาด (VANE-TYPE DAMPER) จะทำงานหรือเคลื่อนที่ ก้านส่งหรือเพลาขับทางวงกลม (ROTARY MOTION) ดูรูปที่ ๑



รูปที่ ๑

๑.ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบลูกสูบ (PISTON – TYPE DAMPER)

ในรูปที่ ๒ ตัวลูกสูบ.(PISTON) และก้านสูบ (PISTON ROD) จะแบ่งห้องภายในกระบอกสูบหรือโลหะทรงกระบอกนี้ออกเป็นสองส่วน หรือสองห้อง ห้อง A และห้อง B. ลูกสูบจะมีตัวผนึก (SEAL RING) กันรั่วประกอบไว้ด้วย และมีรูเล็ก ๆ (ORIFIC) ที่ตัวลูกสูบเพื่อให้ไฮดรอลิคไหลจากห้อง A ไปห้อง B หรือ B ไป A ได้มีที่เติมน้ำมันไฮดรอลิค (FILLER PLUG) ที่ตัวกระบอกสูบดูรูปที่ ๑ ประกอบด้วย



Schematic of piston-type damper.

รูปที่ ๒

<u>การทำงาน</u> ขณะที่เกิดการเคลื่อนที่ทางระดับดันให้ลูกสูบไปทางขวา ห้อง B (CHAMBER B) จะมีปริมาตรเล็กลงหรือขนาดของห้องจะเป็นสัดส่วนกับการเคลื่อนที่ของลูกสูบ และห้อง A ก็จะใหญ่ขึ้นเมื่อเปรียบเทียบกัน น้ำมันไฮดรอลิคจะไหลผ่านซ่อง (ORIFIC) มาสู่ห้อง A ถ้าลูกสูบเคลื่อนที่มาทางซ้ายก็ตรงข้ามกับที่กล่าวมาแล้ว คือห้อง A จะเล็กลงไฮดรอลิคจะผ่าน ORIFIC มาสู่ห้อง B

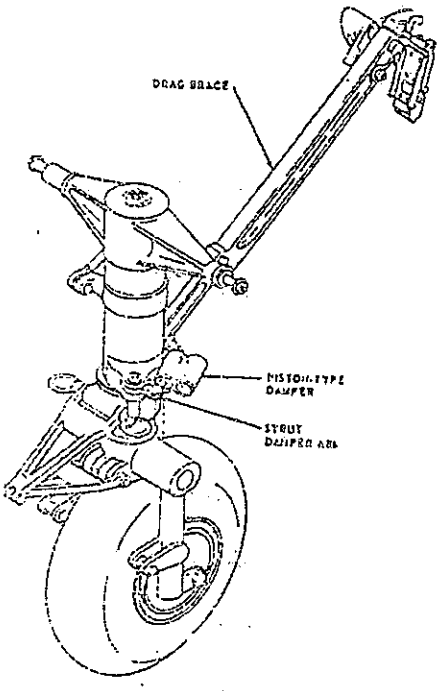
<u>การใช้งาน</u> ชุดควบคุมการเคลื่อนตัว แบบลูกสูบที่ใช้กับอากาศยาน มีที่ใช้ดังนี้

๑. NOSE LANDING GEAR DAMPER ชุดบังคับการเคลื่อนตัวของฐานหน้า

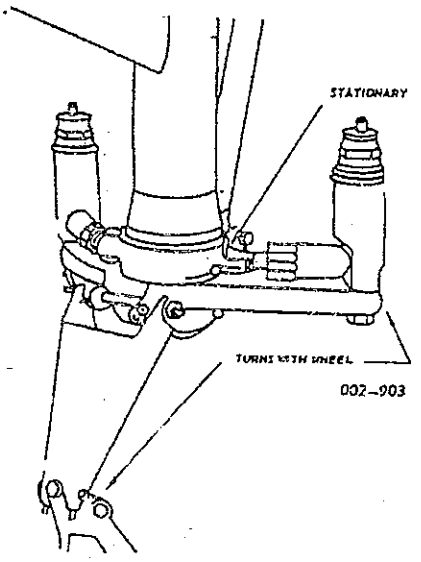
๒. ROTOR BLADE DAMPER

๓. TAIL ROTOR DAMPER

๑. <u>ชุดบังคับหรือควบคุมการเคลื่อนตัวของฐานหน้า (NOSE LANDING GEAR DAMPER)</u> ควบคุมให้ล้อหน้าตรงทิศทาง ขณะอากาศยาน TAXI และช่วยการบังคับเลี้ยว (STEERING)

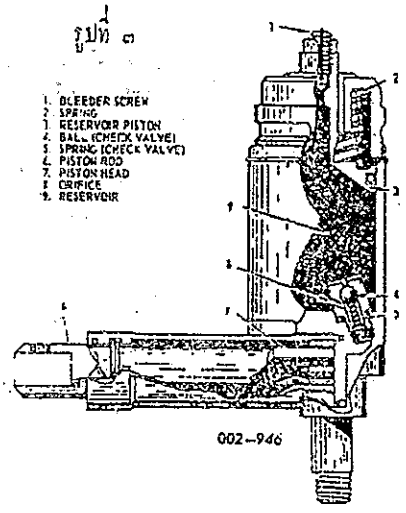


Nose landing gear incorporating a piston-type damper.



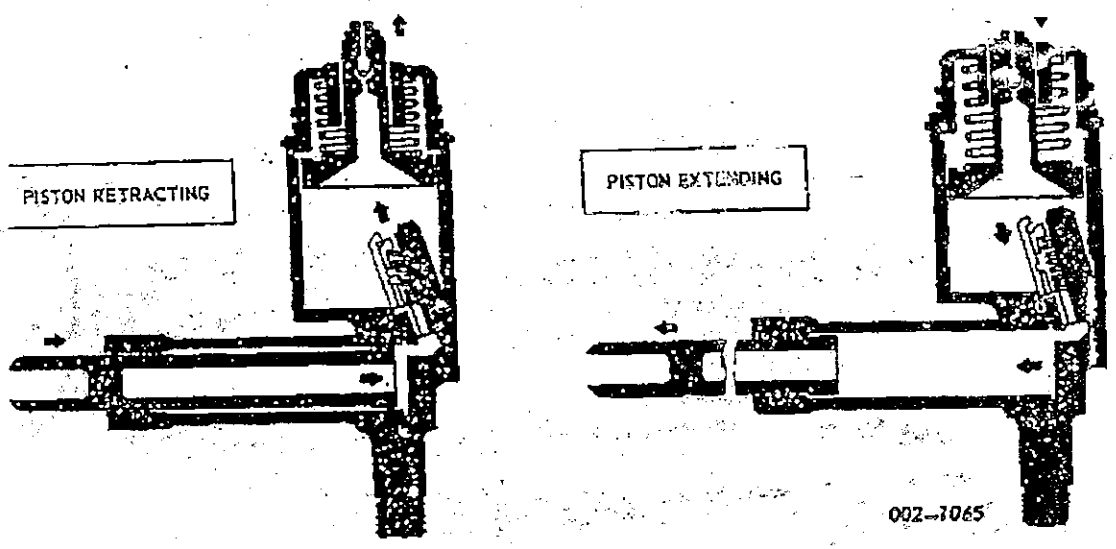
Mounting of a piston type shimmy damper.

รูปที่ ๓



Piston type shimmy damper.

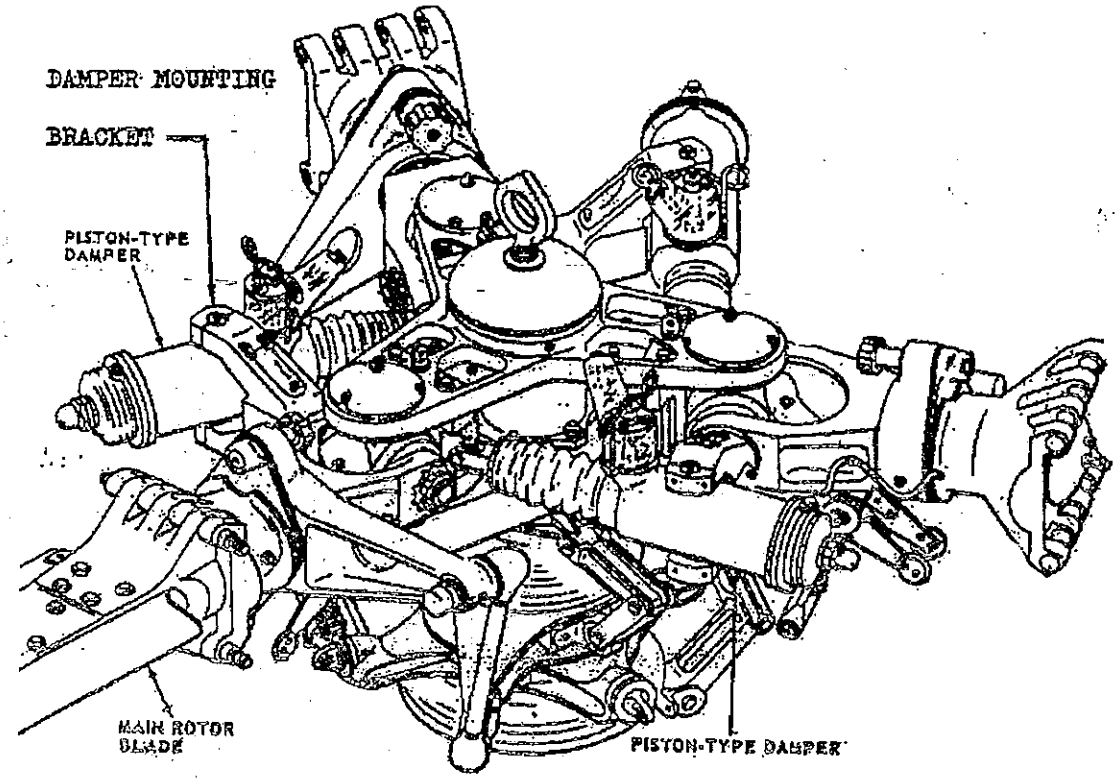
ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบลูกสูบและกระบอกสูบ ตั้งฉากกับชุดถังเก็บไฮดรอลิค การติดตั้งดูรูปที่ ๓ ขวามือ ภายในของชุดควบคุมการเคลื่อนตัวชนิดนี้จะเพิ่มลิ้นทางเดียวขึ้น ระหว่างกระบอกสูบกับถังเก็บไฮดรอลิคลิ้นทางเดียว จะยอมให้ไฮดรอลิคผ่านจากถังเก็บมาสู่กระบอกสูบได้สะดวกขณะลูกสูบยืดออกแต่จะไม่ยอมให้ไฮดรอลิคผ่านกลับไปสู่ถังเก็บได้ ขณะลูกสูบหดตัวให้ผ่านได้ทาง ORIFICE ทางเดียวเท่านั้น



รูปที่ ๓ ก.

การทำงานชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบลูกสูบ ชนิดชุดกระบอกสูบตั้งฉากกับถังไฮดรอลิคตามรูปที่ ๓ ก. ข้างบนนี้ รูปซ้ายมือเมื่อล้อเกิดส่วยตัวมีแรงกดลูกสูบเข้าไป ตัวลิ้นทางเดียว หรือลิ้นแบบปอปเปตจะปิด ดังนั้นไฮดรอลิค จะไหลกลับไปสู่ถังเก็บได้ทางเดียวโดยผ่านช่องออริฟิคเท่านั้น การที่เกิดจำกัดการไหลของไฮดรอลิคทางช่องออริฟิคนี้เองจะช่วยให้ลูกสูบเคลื่อนตัวเข้ากระบอกสูบได้ช้า เป็นการลดการกระแทกหรือการส่วยตัวได้ เมื่อลูกสูบยืดออกตามรูปขวา ไฮดรอลิคจากถังเก็บจะผ่านลิ้นทางเดียวลงมาได้ ช่วยให้ลูกสูบยืดออกได้เร็วขึ้น เนื่องจากการติดตั้ง (ตามรูปที่ ๓) ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบลูกสูบชนิดนี้ติดตั้งไว้ ๒ ตัว คนละข้างของฐานมันจะทำงานสลับกันคือ เมื่อลูกสูบของชุดหนึ่งหดลูกสูบของอีกชุดหนึ่งจะยืดออก เครื่องหมายมีลีแดงที่สปริงของชุดลูกสูบถังเก็บไฮดรอลิค (ดูรูปที่ ๓ ล่างสุด) แสดงถึงจำนวนหรือระดับของไฮดรอลิคที่มีอยู่ในถังเก็บ ถ้าเครื่องหมายแดงชี้ที่ต่ำกว่าเกณฑ์ (LOWER RED LINE) ขณะที่ล้ออยู่อยู่ตำแหน่งตรงไปข้างหน้า คือไม่เลี้ยวหรือหันไปด้านใดด้านหนึ่งให้คลาย BLEEDER SCREW ออกให้ไฮดรอลิคไหลออกจนกระทั่งเครื่องหมาย LOWER RED LINE นี้หายไปถ้าเครื่องหมายชี้แสดงเหนือกว่าเกณฑ์ (UPPER RED LINE) ไม่แสดงออกให้เห็นต้องเติมไฮดรอลิคเข้าไปในถังเก็บอีก

๒. ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวของ ROTOR BLADE เพื่อใช้ควบคุมการเคลื่อนตัวของชุดใบพัดใหญ่ MAIN ROTOR และของเฮลิคอปเตอร์ควบคุมไม่ให้เกิดการ LEAD และ LAG ของใบพัด (ROTOR BLADE) (ดูรูปที่ ๔)



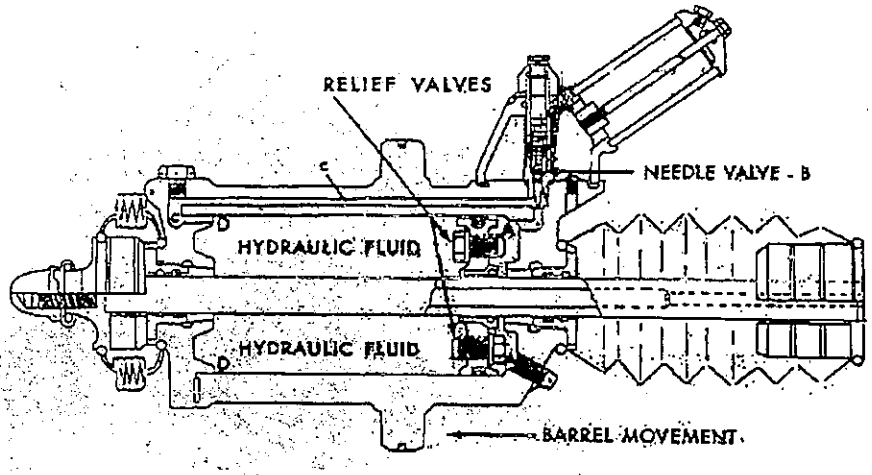
Main rotor head assembly incorporating piston-dampers.

รูปที่ ๔

DAMPER ติดตั้งอยู่ระหว่าง UPER & PLATE ของ MAIN ROTER HUB ASSY ด้านในเป็นชุดบานพับลูกสูบของ DAMPER กับต่อ TRUNNION ASSY ของชุดบานพับแต่ละอัน HYD. ของ DAMPER จ่ายจาก HYD THANK. DAMPER นี้จะ BLEED ภายในตัวของมันเองจากลิ้น (ลูกสูบ) ภายใน DAMPER. DAMPER เป็นตัวรับแรงซึ่งเกิดจากการส่ายตัวของ BLADE (ใบพัด) ขณะหมุน และรับแรงที่เกิดจากการสั่นระหว่าง BLADE กับ MAIN ROTER HUB ASSY ขณะเชื่อม CLUTCH หรือเมื่อรอบของ ROTOR หรือหมุนกลีบ (ใบพัด) เปลี่ยนแปลง

การ LEAD - LAC ของ ROTOR BLADE จะเกิดขึ้นในกรณีที่มีใบพัดตั้งแต่ ๓ ใบพัดในชุดเดียวกันและใบพัดจะติดตั้งอยู่กับ ROTOR HEAD

LEAD คือสถานะที่การหมุนของใบพัดอยู่ในตำแหน่งหน้าของ TMAGINRY LINE,LEADจะเกิดขึ้นมากที่สุดเมื่อ กำลังของเครื่องยนต์ลดลงหรือใบพัดเริ่มลดความเร็วลง



Cutaway schematic of H-19 hydraulic damper.

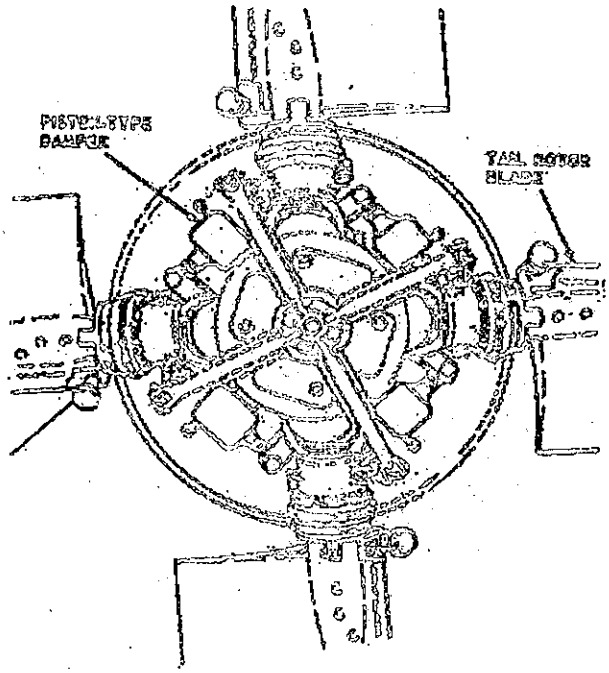
รูปที่ ๔ก

การทำงานยองชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบลูกสูบชนิดที่ใช้ควบคุมการเคลื่อนตัวของใบใบพัดเฮลิคอปเตอร์

ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวชนิดนี้ประกอบด้วย BARREL หรือกระบอกสูบ,ลูกสูบ,ก้านสูบ,ลิ้นระบาย ,ห้องเก็บไฮดรอลิค, NEEDLE VALVE ตัวกระบอกสูบยึดติดกับ DAMPER MONTING BLACKET ตามรูปที่ ๔ ก. ห้องเก็บไฮดรอลิคจะอยู่ตอนบนของลูกสูบและกระบอกสูบและมี NEEDLE VALVE-B คอยควบคุมการไหลของไฮดรอลิคมาสู่ชุดกระบอกสูบ ตัวลูกสูบไม่เคลื่อนที่แต่ตัวกระบอกสูบหรือ BARREL จะเคลื่อนเอง เมื่อกระบอกสูบเคลื่อนตัวไฮดรอลิคที่ผ่าน NEEDLE VALVE –B มาเข้าห้อง A และผ่านช่อง ORIFICE-C มาเข้าห้อง D อีกด้านหนึ่งของลูกสูบ การเปิดของ NEEDLE VALVE ขึ้นอยู่กับความเร็วในการเคลื่อนที่ของชุดควบคุมการเคลื่อนตัวหรือ BARREL นั่นเองถ้าไฮดรอลิคไม่สามารถไหลได้สะดวก ความอัดจะเพิ่มขึ้นเรื่อย ๆ ทางห้อง A จนถึง ๑๒๕ ปอนด์ต่อตารางนิ้ว ลิ้นระบาย (RELIEF VALVE) ที่อยู่ในลูกสูบจะเปิดออกให้ไฮดรอลิคไหลผ่านไปยังห้อง B ได้ จนความอัดตกลงถึง ๔๕ ปอนด์ต่อตารางนิ้ว ลิ้นระบายจะปิด ในทำนองเดียวกันถ้ากระบอกสูบหรือ BARREL เคลื่อนที่ไปทางด้านห้อง D (ห้อง D เล็กกว่าห้องA) ความอัดในห้อง D จะเพิ่มขึ้นถ้าถึง ๑๒๕ ปอนด์ต่อตารางนิ้ว ลิ้นระบายก็จะเปิดให้ไฮดรอลิคผ่านไปถึงห้อง A ได้อีกเช่นเดียวกับที่กล่าวมาแล้ว

LAG คือสถานะที่การหมุนของใบพัดอยู่ในตำแหน่งหลังของ IMAGINARY LINE, LAG จะเกิดขึ้นมาก ,มื่อกำลังเครื่องยนต์จ่ายให้ใบพัดครั้งแรกใบพัดเริ่มหมุน

๓. ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวของใบพัดทาง (TALL ROTOR DAMPER) เพื่อป้องกันการเคลื่อนตัวอย่างรวดเร็วของกระเดื่อง (PEDALS) ซึ่งเป็นผลให้เกิดการสั่น, สะบัด (JERK) ขึ้นและยากแก่การควบคุมใบพัดทาง ดูรูปที่ ๕



Tail rotor hub assembly incorporates piston-type dampers.

รูปที่ ๕

การติดตั้งชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบลูกสูบ

ตัวกระบอกสูบหรือ HOUSING DAMPER จะต่อกับสิ่งที่ใช้ DAMPER เป็นตัวควบคุมและก้านสูบ (PISTON ROD) จะต่อกับด้านหนึ่ง เมื่อต่อกันเรียบร้อยแล้วตัว DAMPER จะอยู่ตรงกลาง (ดูรูปที่ ๓, ๔ และ ๕) ของวัตถุสองสิ่ง การเคลื่อนที่ของวัตถุทั้งสองนั้นจะสัมพันธ์กันในกระบอกสูบของ DAMPER การติดตั้งดูได้จากคู่มือที่ว่าด้วยการติดตั้งชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบลูกสูบ

การปรับชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบลูกสูบ

การปรับ คือการให้น้ำมันไฮดรอลิคไหลผ่าน ORIFIC ด้วยอัตราเร็วที่จำกัด (ให้ช่องเล็กหรือใหญ่) เพื่อจะได้จำนวนของแรงที่ไปดันลูกสูบให้เคลื่อนที่ไปอีกด้านหนึ่ง (ดูรูปที่ ๒) ใน DAMPER บางแบบ ORIFIC จะมีขนาดคงที่ แต่บางแบบสามารถปรับได้ การตรวจการปรับอาจตรวจได้จากการวัดระยะยืดช่องก้านสูบ (PISTON ROD) ทั้งการปรับและการตรวจดูได้จากคู่มือของแต่ละแบบ

การบริการ

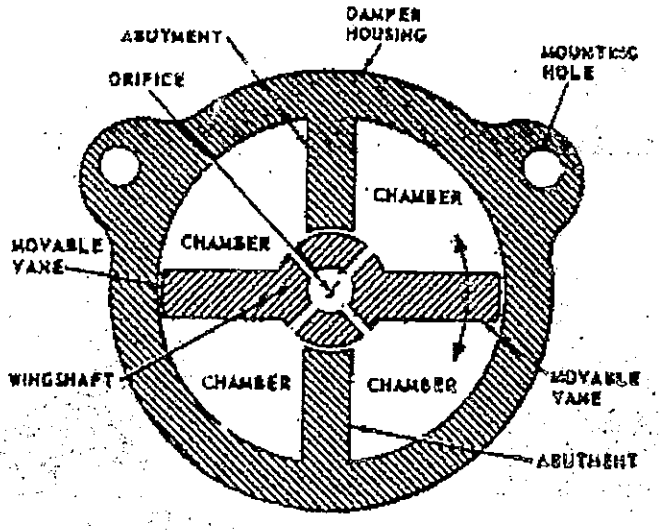
ใช้ไฮดรอลิคเติมให้เต็มตัวกระบอกสูบ PISTON TYPE DAMPER บางแบบใช้ไฮดรอลิคร่วมกับถังเก็บไฮดรอลิค ที่ใช้ในระบบไฮดรอลิคของอากาศยาน (INTEGRAL RESERVOIR) แล้วมีท่อ (HOSE)

ต่อมาเข้าชุด DAMPER อีกทีหนึ่งสำหรับชุดควบคุมการเคลื่อนตัวของใบพัดทางได้รับน้ำมันไฮดรอลิคมาจากระบบบังคับบิน (FLIGHT CONTROL)

ดูแลให้ตัว DAMPER สะอาด

๒.ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบแผ่นปาด (VANE TYPE DAMPER)

มีรูปร่างลักษณะตามรูปที่ ๑ บน ประกอบด้วยโลหะทรงกระบอกกลมยาวภายในมีแผ่นปาดคงที่สองอัน (TWO STATIONARY VANES) กับเพลาขับซึ่งเป็นที่ติดตั้งแผ่นปาดอีกสองอัน (TWO MOVABLE VANES) ดูรูปที่ ๖ ข้างล่างนี้



Schematic of vane-type damper.

รูปที่ ๖

แผ่นปาดทั้ง ๔ จะแบ่งภายในกระบอกสูบออกเป็น ๔ ส่วนหรือ ๔ ห้อง ตัวเพลา (หรือลักษณะคล้ายก้านสูบ) ขับเรียกว่า WING SHAFT ปลายสุดด้านหนึ่งของเพลาจะไปจดกับผนังกระบอกสูบพอดีไม่เลยทะลุออกไป (ดูรูปที่ ๑) อีกด้านหนึ่งต่อมานอกตัวกระบอกสูบ (HOUSING) และมี LEVER ARM ต่อกับเพลาด้านนี้ด้วย การเคลื่อนที่ของเพลาจะเป็นรูปวงกลมตามทางหมุนของ LEVER ARM ตรงกลางของเพลาขับหรือ WING SHAFT จะมี ORIFIC ติดต่อถึงห้องทั้งสี่ห้องนกระบอกสูบ

<u>การทำงาน</u> ภายในกระบอกสูบหรือ HOUSING DAMPER จะมีน้ำมันไฮดรอลิคอยู่เต็มทุกห้อง ขณะที่ WING SHAFT เคลื่อนที่จะทำให้ห้อง (CHAMBER) สองห้องเล็กกว่าอีกสองห้อง เพราะที่ WING SHAFT ติดตั้งแผ่นปาดสองแผ่น (TWO MOVABLE VANES) ไฮดรอลิคจะผ่าน ORIFIC ที่เพลาขับไปเข้ายังอีกสองห้องที่ใหญ่กว่า แรงที่เกิดขึ้นใน DAMPER จะขึ้นอยู่กับความเร็วของไฮดรอลิคที่ไหลผ่าน ORIFIC ถ้าการเคลื่อนไหวของ WING SHAFT เป็นไปอย่างช้า ๆ การไหลของไฮดรอลิคผ่าน ORIFIC จะเป็นไปอย่าง

ช้า ๆ แรงต่อต้าน (กับ MOVABLE VANE) ก็น้อยถ้าการเคลื่อนไหวของ WING SHAFT เป็นไปอย่างรวดเร็ว แรงต้านในชุด DAMPER ก็มาก ทำให้เกิดการต่อต้านกับ WING SHART มากขึ้น

<u>การใช้งาน</u> ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบแผ่นปาดที่ใช้กับอากาศยานมีที่ใช้ดังนี้

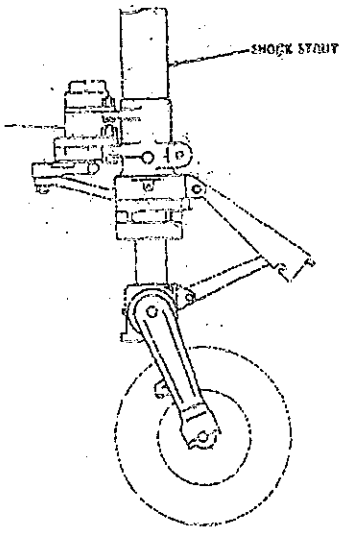
๑. NOSE LANDING GEAR DAMPER ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวของฐานหน้า

๒. STABILIZER BAR DAMPER ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวของ STABILIZER BAR ของเฮลิคอปเตอร์ ดูรูปที่ ๘ล

<u>การปรับ</u> เช่นเดียวกับชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบลูกสูบ คือ ปรับที่ระยะยืดของ WING SHAFT และขนาดของ ORIFTC ดูการปรบจากเอกสารคู่มือ การติดตั้ง เหมือนกับแบบ PISTON TYPE DAMPER

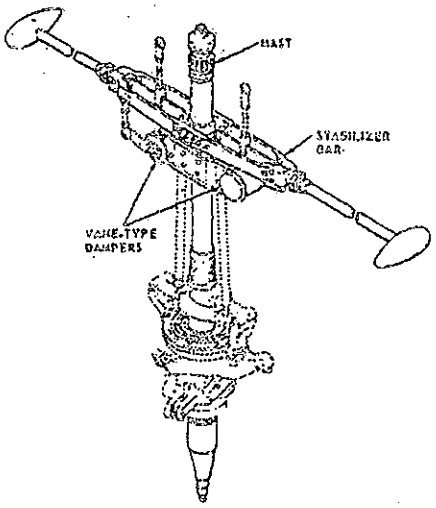
การใช้ชุดควบคุมการเคลื่อนตัวแบบแผ่นปาด

๑. <u>ใช้กับฐานหน้า (NOSE LANDING GEAR DAMPER)</u> เช่นเดียวกับแบบ PISTON TYPE DAMPER ดูรูปที่ ๗



Nose landing gear incorporating a vane-type damper.

รูปที่ ๗



Stabilizer bar, dampers, and mast.

รูปที่ ๘

๒. <u>ใช้กับ STABILIZER BAR ของเฮลิคอปเตอร์</u> เพื่อควบคุมการเคลื่อนตัวของ STABILIZER BAR เป็นจำนวนองศากับระบบบังคับบิน (DECREE OF SENSITIVENESS OF THE FLIGHT CONTROL) ดูรูปที่ ๘

๒. ชุดรับแรงกระแทก (SHOCK STURT)

ชุดรับแรงกระแทก คือ อุปกรณ์ไฮดรอลิคที่มีหน้าที่รับแรงกดหรือแรงกระแทก (SHOCK ABSORBER) และทำให้ยืดออก (SUSPENSION) เมื่อไม่ได้เกิดการกระแทก ชุดรับแรงกระแทกที่ใช้กับอากาศยานเปรียบเทียบได้กับ (แหนบ) สปริงของ CHASSIS รถยนต์นั่นเอง

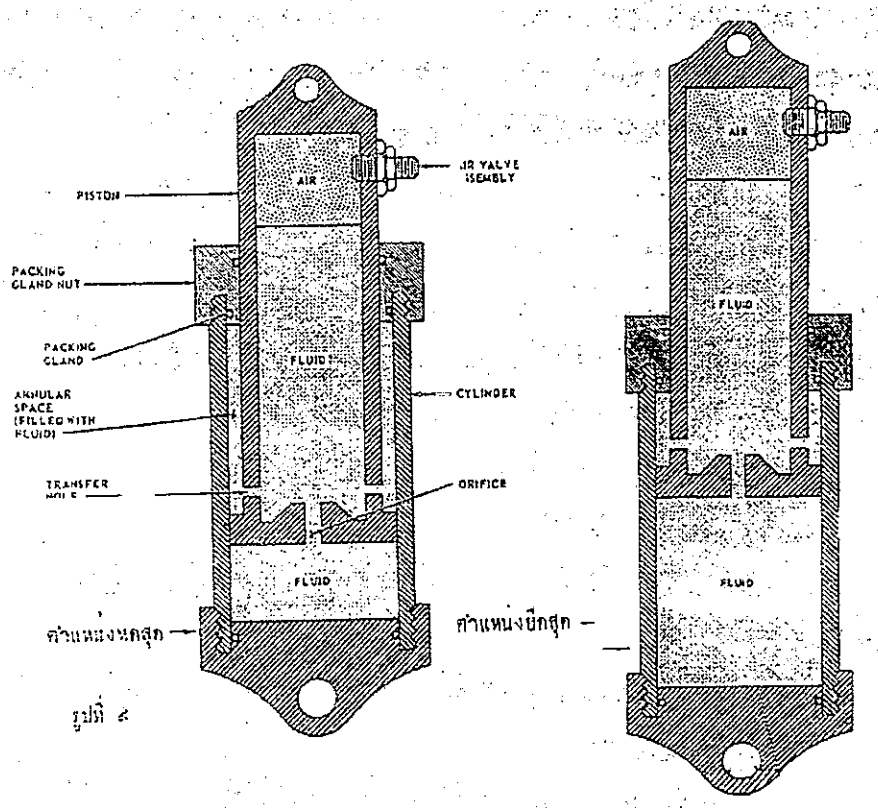
ชุดรับแรงกระแทก (SHOCK STRUT) แบ่งออกได้เป็นสองชนิดใหญ่ ๆ ตามลักษณะการสร้างและการทำงาน แบบแรกสร้างเป็นแบบกลไก (MECHANICAL) ใช้ยางหรือสปริงในการทำงาน แบบหลังเรียกว่า OLEO – PNEUMATIC คือมีการสร้างใช้ของเหลวและลมผสมกัน หรือจะพูดว่าใช้น้ำมันไฮดรอลิคและอากาศอัดในการทำงาน OLEO-PNEUMATIC รวมเรียกใหม่ว่า PNEUDRAULIC ชุดรับแรงกระแทกแบบ PNEUDRAULIC มีใช้มากในอากาศยานจึงจะกล่าวเฉพาะแบบนี้เท่านั้น

OLEO – PNEUMATIC SHOCK STURT OR PNEUDRAULIC SHOCK STRUT

ชุดรับแรงกระแทกแบบนี้ออกแบบสร้างให้เหมาะสำหรับอากาศยานที่ใช้ มีอยู่ด้วยกันสองแบบคือ

๑. SIMPLE SHOCK STRUT

๒. COMPLEX SHOCK STRUT



รูปที่ ๙

๑. SIMPLE SHOCK STRUT

มีส่วนประกอบสำคัญของส่วนคือ ลูกสูบ (PISTON) และกระบอกสูบ (CYLINDER) ซึ่งเป็นท่อกลมยาวทั้งสองชิ้น เมื่อประกอบเข้ากันแล้ว เวลาอากาศยานตัวกระบอกสูบจะอยู่ส่วนกลาง ภายใน (กระบอกสูบและลูกสูบ) ตอนล่างจะบรรจุน้ำมันไฮดรอลิคไว้ ตอนบนของลูกสูบจะบรรจุอากาศอัดเข้าไปช่องเติมไฮดรอลิคและช่องเติมอากาศอัดเป็นช่องเดียวกันเรียก AIR VALVE ASSEMBLY ที่หัวลูกสูบจะเจาะรูเล็ก ๆ เรียก ORIFIC ไว้ เพื่อให้ไฮดรอลิคผ่านเข้าไปยังหัวกระบอกสูบได้ดูรูปที่ ๙ และที่ผนังลูกสูบยังเจาะรูไว้รอบ ๆ อีกเรียก TRANSFER HOLE

ตามรูปที่ ๙ เมื่ออากาศยานลงสู่พื้น (LANDING) ฐานของอากาศยานซึ่งมีชุดรับแรงกระแทกประกอบอยู่จะได้รับแรงกดเนื่องจากน้ำหนักของลำตัว จะดันลูกสูบให้ต่ำลงมา ไฮดรอลิคที่มีในกระบอกสูบก็จะถูกแทนที่โดยลูกสูบ ก็จะผ่านขึ้นมาทาง ORIFIC ที่หัวลูกสูบเข้ามาในกระบอกสูบและขึ้นไปพบกับอากาศอัดที่อยู่ตอนบนก็จะทำให้เกิดลดแรงกระแทก (ABSORB) ของอากาศยานลง หรือขณะที่อากาศยาน TAXI (วิ่งบนทางขับ) จะเกิดการกระแทกขึ้นลงด้วยน้ำหนักตัว ของอากาศยานเองไฮดรอลิคจะผ่านเข้าออก ORIFIC อยู่ตลอดเวลา

๒. COMPLEX SHOCK STRUT

มีลักษณะการสร้างคล้ายแบบ SIMPLE SHOCK STURT แตกต่างกันที่เห็นได้ง่ายคือการติดตั้งกับอากาศยาน COMPLEX SHOCK STRUT จะให้ตัวลูกสูบอยู่ด้านล่าง ช่องเติมไฮดรอลิคและอากาศอัดอยู่บนกระบอกสูบ (ยกเว้นแบบลูกลอย FLOATING PISTON TYPE SHOCK STRUT จะมีช่องเติมไฮดรอลิคอยู่ด้านบนกระบอกสูบและช่องเติมอากาศอัดอยู่ที่ลูกสูบด้านล่าง)

กระบอกสูบเพิ่มท่อยาวซึ่งสามารถยื่นลงไปในกระบอกลูกสูบได้ (ดูรูปที่ ๑๐) เรียกว่า INNER CYLINDER หรือกระบอกสูบตัวในเมื่อใช้กับลูกสูบที่มี METERING PIN ตามรูปที่ ๑๐ และเรียกว่า PLUNGER เมื่อใช้กับลูกสูบที่ไม่มี METERING PIN ตามรูปที่ ๑๑

เราสามารถแบ่งชนิดชุดรับแรงกระแทกแบบ COMPLEX นี้ได้ ๓ ชนิดคือ

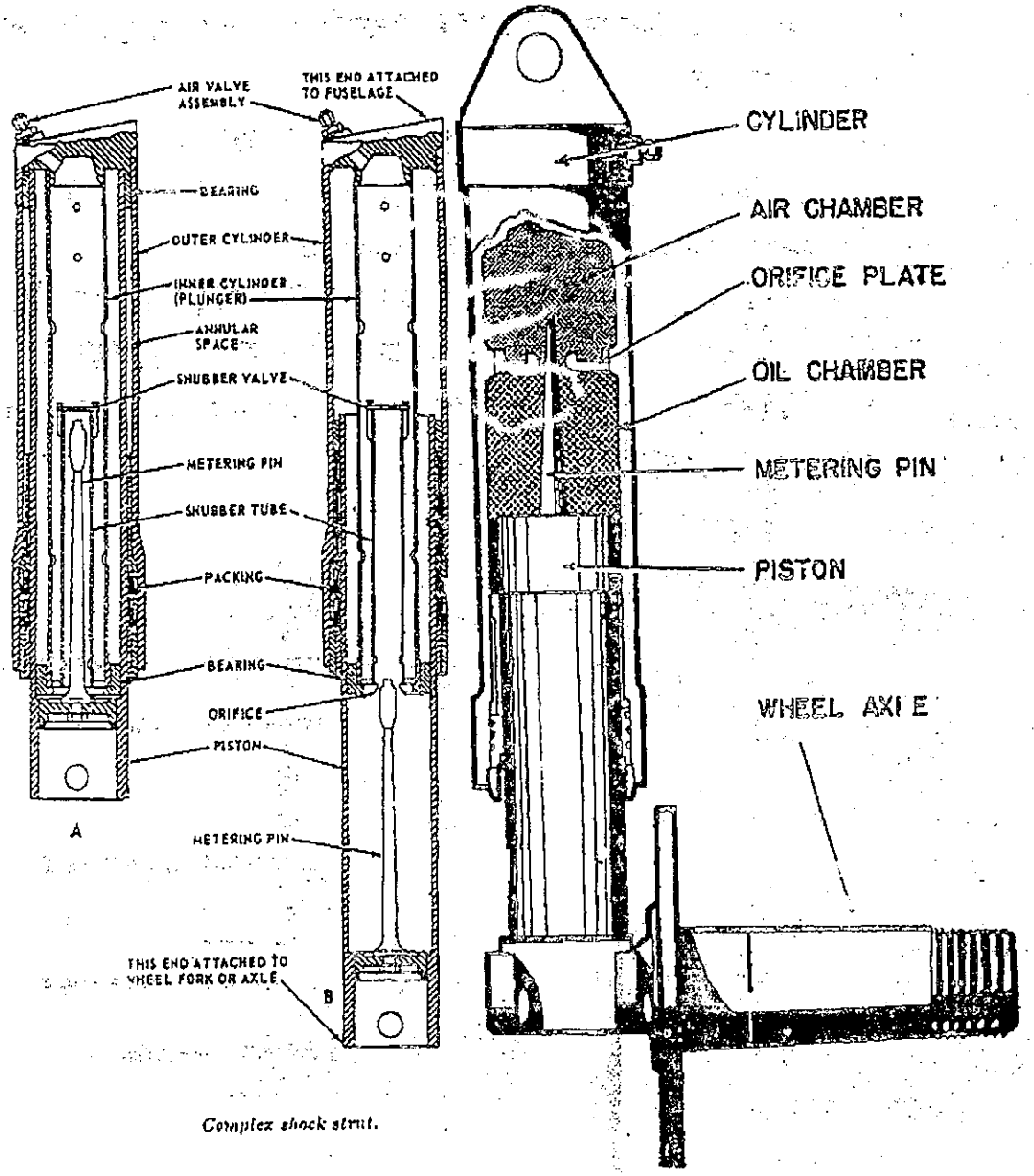
๑. แบบใช้ METERING PIN

๒. แบบใช้ PLUNGER

๓. แบบใช้ FLOATING PISTON

๑. แบบใช้ METERING PIN ดูรูปที่ ๑๐ จะเห็นว่ามีรูปทรงกระบอกซ้อนกันอยู่ ๔ อัน นับจากอันนอกสุดเข้าไป คือ

- กระบอกสูบ OUTER CYLINDER
- ลูกสูบ PISTON
- INNER CYLINDER ติดตั้งอยู่ในกระบอกสูบแต่เป็นท่อยื่นลงไปในลูกสูบ
- SNUBBER TUBE ติดตั้งตอนปลายของ INNER CYLINDER



Complex shock strut.

Main shock strut.

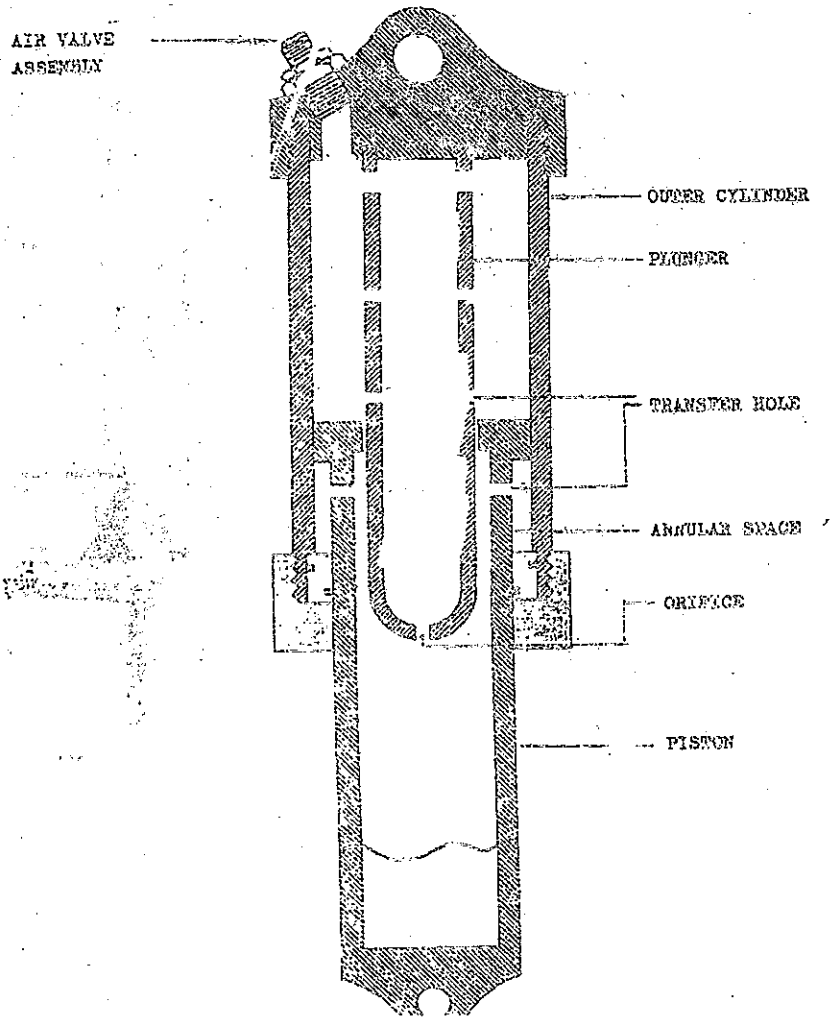
รูป A ตำแหน่งหดสุด
รูป B ตำแหน่งยืดสุด

รูปที่ ๑

เมื่อ SHOCK STRUT อยู่ในตำแหน่งยืดสุด METERING PIN จะอยู่ในตำแหน่งที่ให้ ORIFIC เปิดกว้างที่สุด เพื่อให้ไฮดรอลิคลงมาในลูกสูบ (เตรียมไว้ขณะ LANDING) และเมื่ออากาศยาน TAXI METERING PIN จะเคลื่อนตัวเข้าไปใน SNUBBER TUBE ทำให้ ORIFIC แคบเข้า เพราะต้องการแรงต้านจากไฮดรอลิคไม่มากนักขณะ TAXI

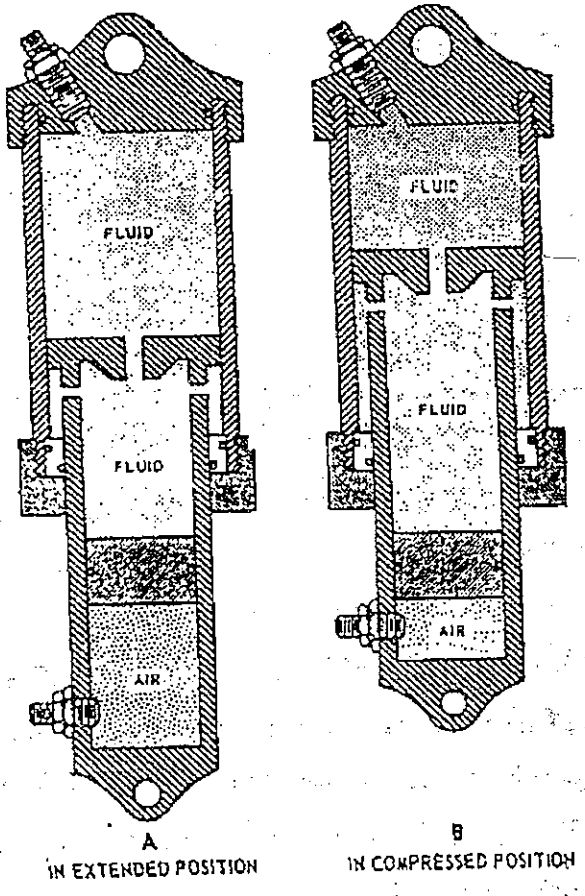
ตัวของ METERING PIN มีฐานอยู่ที่ส่วนล่างสุดของลูกสูบ มีลักษณะยาวเหมือนเข็ม เส้นผ่าศูนย์กลางตอนหัวและท้ายเกือบเท่ากัน ตอนกลางเล็กส่วนหัวจะอยู่ในช่อง ORIFIC มีหน้าที่คอยปรับขนาดของ ORIFIC นั่นเองและสามารถยื่นเข้าไปใน SNUBBER TUBE ได้

๒. <u>แบบ PLUNGER</u> ตามรูปที่ ๑๑ ต่างจากแบบ METERING PIN คือมีท่อ (TUBE) เพียงสามท่อ คือ กระบอกสูบอันนอกสุด, ลูกสูบและตัว PLUNGER (หรือ INNER CYLINDER ในแบบแรก) ซึ่งมีลักษณะเป็นลูกสูบซ้อนท่อลูกสูบ (PISTON) ของชุดอีกทีหนึ่งตอนปลาย PLUNGER เจาะรู ORIFIC ไว้ และมี TRANSFER HOLE อยู่ตามผนังของ PLUNGER



๓. <u>แบบ FLOATING PISTON</u> ในชุดรับแรงกระแทกของ บ. บางแบบจะใช้ตัวทุ่นลอย (FLOATING) อยู่ภายในลูกสูบ แล้วให้มีช่องเติมอากาศที่ส่วนล่างสุดของลูกสูบ และช่องเติมไฮดรอลิคที่ด้านบนของกระบอกสูบ น้ำมันไฮดรอลิคและอากาศอัดจะอยู่แยกกันโดยมีทุ่นลอยที่ดันกลาง ชุดรับแรง

กระแทกแบบนี้คล้ายกับแบบ SIMPLE นั่นเอง ดูรูปที่ ๑๒ แต่เพิ่มทุ่นลอยในลูกสูบและมีช่องเติมอากาศอัดกับไฮดรอลิคแยกกันกับติดตั้งเอาลูกสูบลงด้านล่าง



รูปที่ ๑๒

<u>การทำงานโดยย่อของชุดรับแรงกระแทก</u> สรุปการทำงานของชุดรับแรงกระแทกทุกแบบที่กล่าวมาแล้วมี ๓ อย่างคือ

๑. รับแรงกดธรรมดา (STATIC LOAD OR DEAD WEIGHT) หมายถึงขณะที่อากาศยานไม่ได้เคลื่อนที่ ความดันหรือแรงอัดของอากาศอัดและไฮดรอลิคในชุดรับแรงกระแทกจะพยายาม <u>ดันให้</u> ชุดลูกสูบยืดออกเต็มที่ แต่ถึงอย่างไรก็ไม่สามารถยืดได้เต็มที่เพราะน้ำหนักของอากาศยาน ชุดรับแรงกระแทกนี้จะหดตัว เพราะน้ำหนักของอากาศยาน จะถึงระยะหนึ่งที่ประสิทธิภาพของอากาศอัดสามารถรับน้ำหนักของอากาศยานไว้ได้ไฮดรอลิคที่อยู่ส่วนบน (แบบ FLOATING PISTON SHOCK STRUT) หรือส่วนล่างของอากาศอัดก็จะทำหน้าที่กั้นหรือเป็นตัวรับแรงอีกทีหนึ่งระหว่างอากาศอัดกันพื้นที่ส่วนล่างสุดของชุดรับแรงกระแทก

๒. รับแรงขณะอากาศยานขับเคลื่อน (TAXI) ขณะที่อากาศยาน TAXI อาจเนื่องจากพื้นทางวิ่งทางขับไม่ราบเรียบหรืออาจเนื่องจากกระแสลมพัดผ่านทำให้ลำตัวอากาศยานยกขึ้นยกลง (BOB UP & DOWN -) ขณะที่เคลื่อนที่ไปข้างหน้าความเฉื่อยของตัวอากาศยานจะตรงกันข้ามกับการเคลื่อนที่ขึ้นลง

ขณะเคลื่อนที่จะเป็นเหตุให้แรงกดขณะ TAXI (FORCE OF TAXI LOAD) เกิดไม่อยู่นิ่งคล้ายคลื่น (FLUGTUATE) ดังนั้นจะไปมีผลให้ชุดรับแรงกระแทก ยืด-หด ตามจังหวะคลื่น ไฮดรอลิคในชุดรับแรงกระแทกจะผ่านเข้าออก ORIFIC อยู่ตลอดเวลา

๓. รับแรงขณะอากาศยานลงสู่พื้น (LANDING) อากาศยานจะใช้แรงกดอย่างมากขณะทอดตัวลงสู่สนาม แม้ว่าล้อจะสัมผัสพื้นแล้วก็ตาม ธรรมดาเมื่อล้อสัมผัสพื้นแล้วลำตัวของอากาศยานเคลื่อนไปข้างหน้าได้อีก ๒-๓ นิ้ว แล้วจึงถือว่าหมดระยะการทอดตัวลง (DESCENDING) ในลักษณะดังกล่าว ชุดรับแรงกระแทกจะได้รับแรงกดอย่างมากที่สุดของน้ำหนักของอากาศยานเองด้วยแรงกระแทกและการเคลื่อนที่อย่างมากมายที่ชุดรับแรงกระแทกจะได้รับนี้จะเกิดความร้อนและจะแผ่กระจายไปในอากาศภายนอก ORIFIC จะเล็กลงเล็กน้อยเนื่องจากความร้อนนี้

<u>เกิดการลอยตัว (REBOUND)</u> ขณะอากาศยาน LANDING โมเมนตัมของการทอดตัวลงของอากาศยานจะทำให้อากาศอัดในชุดรับแรงกระแทกได้รับแรงกดมากเกินไป (มากกว่าที่ได้รับขณะอากาศยานอยู่นิ่ง) แรงอัดของอากาศอัดที่มากเกินไหนี้ ทำให้ดันให้ชุดรับแรงกระแทกยืดออกส่งให้อากาศยานเด้งหรือลอยตัวขึ้นไปในอากาศอีก อาการดังนี้เรียกว่า "REBOUND" เพื่อความเหมาะสมและควบคุมอากาศยานได้สะดวก การเด้งหรือการลอยตัวนี้ควรจะอยู่ในระดับต่ำที่สุดเท่าที่จะทำได้นั้นคือต้องเจาะรูผนังลูกสูบในชุดรับแรงกระแทก (ให้มี TRANSFER HOLD นั่นเอง) และให้มีพื้นที่ระหว่างลูกสูบและกระบอกสูบเรียก ANNULAR SPACE (ดูรูปที่ ๙ ซ้าย) ขณะที่ชุดรับแรงกระแทกยืดออกหรือหดเข้า น้ำมันไฮดรอลิคก็จะไหลออกและไหลเข้า ANNULAR SPACE นี้ การเคลื่อนที่ของน้ำมันไฮดรอลิคคือเป็นการเปลี่ยนความต้านทาน ดังนั้นการที่มี TRANFER HOLE ที่มีขนาดเหมาะสมก็จะเป็นการแทนความต้านทานขณะ REBOUND นั่นเอง และควบคุมการลอยตัวหรือ REBOUND ได้

ในชุดรับแรงกระแทกแบบ SIMPLE รูที่เจาะเข้าหา ANNULAR SPACE เป็นรูกลมธรรมดาแต่ในแบบ COMPLEX จะใช้เป็นพวกลิ้นแทน คือ ลิ้น (เช่น SNUBBER VALVE) จะเปิดให้ไฮดรอลิคไหลไปสู่ ANNULAR SPACE ได้สะดวก ขณะที่ชุดรับแรงกระแทกหดตัวและจะไหลกลับยากกว่าขณะชุดรับแรงกระแทกยืดตัว

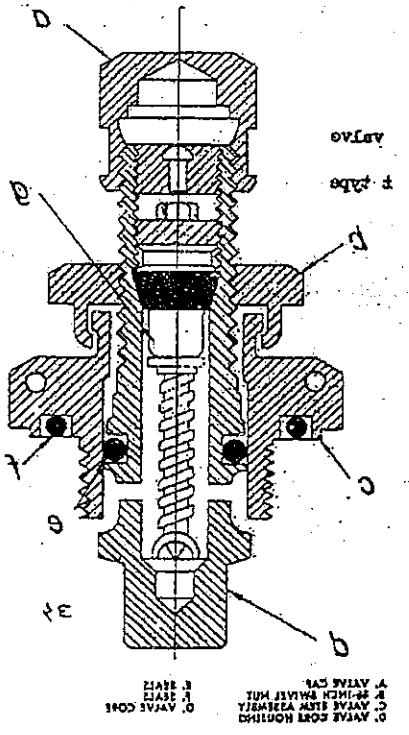
<u>เกิดการยืด (EXTENSION)</u> เมื่อภาระกรรม (LOAD) ที่ชุดรับแรงกระแทกน้อยลงก็จะยืดออกเพราะแรงที่กระทำอากาศอัดในชุดรับแรงกระแทก (เหมือนขณะอยู่ในภาวะรับแรง (STATIC LOAD) และในขณะวิ่งขึ้นกับขณะจะร่อนลง (ยังไม่สัมผัสพื้น) ชุดรับแรงกระแทกจะยืดออกเต็มที่โดยน้ำหนักของรูปทรงกระบอก อาจเป็นลูกสูบหรือกระบอกสูบแล้วแต่แบบของการติดตั้งกับอากาศยานเมื่อชุดรับแรงกระแทกยืดออก ไฮดรอลิคในส่วนบนก็จะไหลผ่าน ORIFIC ลงสู่ตอนล่างและจาก ANNULAR SPACE เข้ามาสู่ลูกสูบของชุดรับแรงกระแทก

<u>การบริการ</u> ชุดรับแรงกระแทกควรได้รับการตรวจเป็นประจำในเรื่องการรั่วไหล (SEAL PACKET ไม่ดี) การเติมอากาศอัด (AIR PRESSURE) ที่เหมาะดูการยืด การติดตั้ง มั่นคงหลวมคลอน ความสะอาดลูกสูบที่ยืดเข้าออกของชุดรับแรงกระแทกต้องไม่มีเศษสิ่งของแปลกปลอมจับเกาะควรทำความสะอาดโดยใช้ผ้าลินิน หรือผ้าฝ้ายที่สะอาดชุบน้ำมันไฮดรอลิค (ชนิดที่ใช้เติมนี้) ให้ชุ่มแล้วเช็ดให้รอบ

คำแนะนำโดยเฉพาะในการบริการไฮดรอลิค อากาศอัด จะมีแผ่นป้ายติดที่ชุดรับแรงกระแทก หรือมีบอกอยู่ในเอกสารคู่มือของอากาศยานแต่ระแบบมีข้อยกเว้นบางประการสำหรับชุดรับแรงกระแทกที่มีช่องเติมไฮดรอลิคและอากาศอัดเพียงช่องเดียว เป็นช่องเติมแบบ BLEEDER หรือ SWIVEL NUT TYPE คือ ต้องแน่ใจว่าได้ปล่อยอากาศอัดออกจากชุดรับแรงกระแทกหมดแล้วทุกครั้งก่อนที่จะถอดหรือประกอบลิ้นเติมลม AIRVALVE CORE เคลื่อนตัวอากาศยานไปมาหรือกด VALVE CORE ด้วยเครื่องมือที่เหมาะสมหลาย ๆ ครั้ง เพื่อให้แน่ใจว่าไม่มีการอัดหรืออยู่อีกในระบบ อากาศอัดที่เหลือสามารถดันเอาลิ้นเติมลมหรือชุดลิ้นนี้ได้กระเด็นออกมาเมื่อท่านคลายมันไว้

OLEO PNEUMATIC SHOCK STRUT ที่ใช้กับอากาศยานของ ทบ. จะเติมไฮดรอลิคตามข้อกำหนด MIL – H – 5606 เติมลงไปขณะที่ SHOCK STRUT (ไม่มีอากาศอัดขณะนั้น) อยู่ตำแหน่งหด ยกเว้นแต่ ว่าจะมีข้อแนะนำไว้เป็นอย่างอื่นในแผ่นป้าย (NAME PLATE) หรือเอกสารคู่มือ

การตรวจการเติมไฮดรอลิคและอากาศอัดที่บรรจุเข้าไปในชุดรับแรงกระแทก วิธีที่ใช้กันมากที่สุด คือ การวัดระยะยืดของลูกสูบควรขยับหรือเคลื่อนตัวอากาศยานขณะเติมไฮดรอลิคและอากาศอัด ทั้งนี้เพื่อให้ไฮดรอลิคเข้าไปในทุกส่วน (ทุก CHAMBER) ของท่อต่าง ๆ ที่สวมกันอยู่และเป็นการให้ชุดรับแรงกระแทกยืดออกอย่างเรียบ (SMOOTHLY)



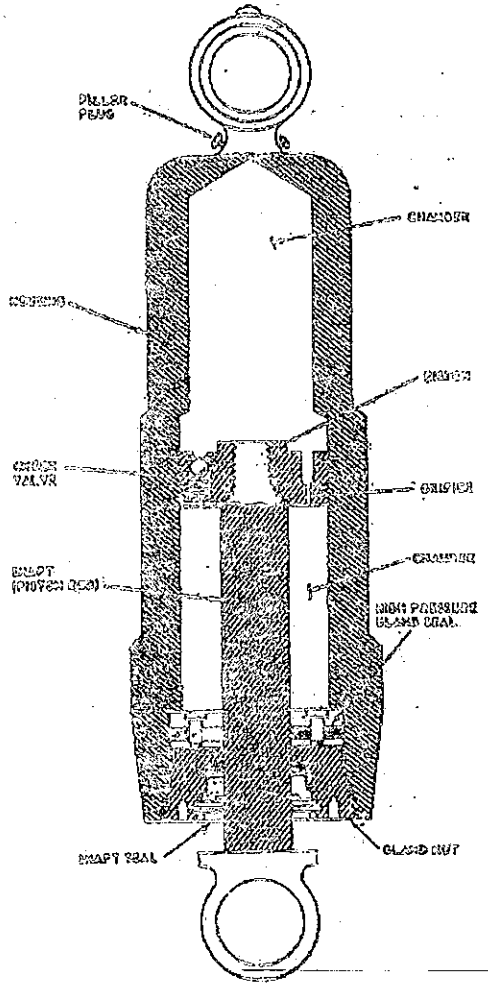
<u>รูปพิเศษ</u> HIGH PRESSURE AIR VALVE หรือ ช่องเติมอากาศอัดแบบ SWIVEL NUT TYPE

๓. ชุดรับแรงกระแทกแบบสปริง (LIQUID SPRING)

เป็นชุดรับแรงกระแทกแบบหนึ่งคล้ายกับ PISTON TYPE DAMPER ชิ้นส่วนมูลฐานของระบบนี้คือห้องกระบอกสูบสร้างด้วยโลหะผสม ภายในมีห้อง (CHAMBER)เพลา (SHAFT OF PISTON ROD) ลูกสูบ ส่วนบ่างมีตัวผนึกที่ทนแรงอัดสูง (HIGHPRESSURE GLANDSEAL) ดูรูปที่ ๑๓ ข้างล่างตัวเพลาโตพอดีที่จะผ่าน SEAL เข้าไปในห้องรูปทรงกระบอกภายในกระบอกสูบโดยมีลูกสูบอยู่ที่ปลายของเพลา ตัวผนึก (SEAL) นี้จะกันไม่ให้น้ำมันไฮดรอลิคไหลออกมาขณะที่เพลาเคลื่อนตัวขึ้นลง

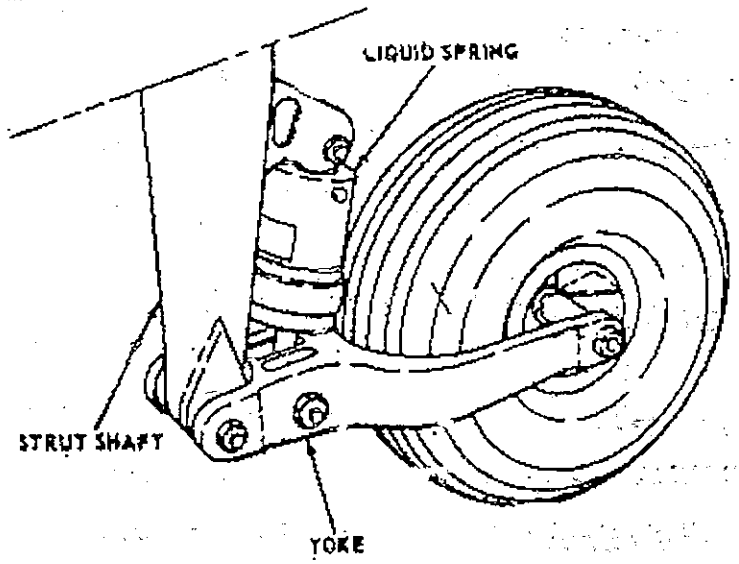
การทำงาน

ในชุดรับแรงกระแทกแบบ LIQUID SPRING ภายในบรรจุน้ำมันไฮดรอลิคเต็ม (MIL-H-5606 -) อาศัยการเคลื่อนตัวของลูกสูบกับ ไฮดรอลิคก็สามารถรับแรงกระแทกได้ตัวกระบอกสูบหรือ HOUSING ประกอบติดกับชิ้นส่วนที่คงที่ (STATIONARY PART) ของอากาศยาน และตัวเพลาหรือส่วนที่เป็นลูกสูบประกอบติดกับชิ้นส่วนที่เคลื่อนที่ของ LANDING GEAR รูปที่ ๑๔ LIQUID SPRING มีความมุ่งหมายเหมือน OLEO SHOCK STRUT ดังได้กล่าวมาแล้วแต่มีการทำงานแตกต่างกันเล็กน้อย ดังนี้



Schematic of liquid spring.

รูปที่ ๑๓



Tail landing gear incorporating a liquid spring.

รูปที่ ๑๔

๑. STATIC LOAD ขณะที่อากาศยานจอดอยู่นิ่ง น้ำหนักของตัวอากาศยานจะกดตัวกระบอกสูบลงตัว เพลาลูกสูบจะดันเข้าไปในกระบอกสูบทำให้พื้นที่ที่บรรจุไฮดรอลิคในห้องด้านบนลดลง นั่นคือจะมีแรงอัดให้กับไฮดรอลิคหรือไฮดรลิคมีความอัดสูงขึ้น เพลาจะดันขึ้นไปจนกระทั่งแรงดันของไฮดรอลิคสามารถต่อต้านแรงดันของเพลานี้ได้ เพลาก็จะหยุดเคลื่อนที่

๒. TAXI LOAD ขณะที่อากาศยานเคลื่อนที่ ตัว LIQUID SPRING จะทำหน้าที่รับการเคลื่อนตัวขึ้นลงของอากาศยาน ที่ตัวลูกสูบจะมี ORIFTC อยู่ให้ไฮดรอลิคไหลผ่านเข้าออกได้ในขณะที่ตัวลูกสูบเคลื่อนขึ้นลงขณะ TAXI

๓. LANDING LOAD ตัว LIQUID SPRING จะช่วยลดแรงกระแทกเหมือน SHOCK STRUT การทำงานก็คล้ายกับลักษณะตอน TAXI ขณะ LANDING จะเกิดความร้อนที่ตัว LIQUID SPRING ความร้อนนี้จะทำให้ไฮดรอลิคมีความอัดเพิ่ม น้ำมันไฮดรอลิคจะเคลื่อนที่จากด้านหนึ่งไปยังอีกด้านหนึ่งของลูกสูบอย่างรวดเร็ว ลิ้นทางเดียว (CHECK VALVE) ที่หัวลูกสูบจะปล่อยให้ไฮดรอลิค ไหลจาก CHAMBER ลงบน CHAMBER ล่างได้ แต่ไม่ยอมให้ไหลจาก CHAMBER ล่างขึ้นไป CHAMBER ลงผ่านขึ้นไปทาง ORIFTC ได้ทางเดียว จึงเป็นการลดแรงกระแทก และควบคุมการลอยตัวได้

การบริการ

การทำความสะอาดเพลาก็ใช้วิธีเดียวกับการทำความสะอาด OLEO STRUT คือใช้ผ้าสะอาดชุบไฮดรอลิคทาให้ทั่ว การเติมไฮดรอลิค กับ LIQUID SPRING ใช้ไฮดรอลิค ตามข้อกำหนด MIL – H 5606 ที่ให้มีความอัด(UNDER PRESSURE) และให้ใช้ SPECIAL GUN (เหมือนปืนสำหรับอัดไข) อัดไฮดรอลิคเข้าไป ดูคำแนะนำที่แผ่นป้ายหรือเอกสารคู่มืออากาศยานแต่ละแบบประกอบด้วย

SHIMMY DAMPER AND STEERING DAMPER

อากาศยานสมัยใหม่จำพวกล้อรับหัวหรือ TRICYCLE LANDING GEAR จำเป็นต้องมีระบบควบคุมการเลี้ยวที่ดีหรือควบคุมฐานหน้าไม่ให้ส่ายไปมาขณะขับเคลื่อนที่พื้น (TAXI) หรือขณะเลี้ยว ทั้งนี้เพื่อเสถียรภาพของอากาศยานนั่นเอง การ ALIGNMENT และการได้สมดุลของล้อจึงมีความสำคัญมาก วิธีการที่ควบคุมให้ล้ออากาศยานได้ ALIGNMENT และสมดุลได้โดยไม่ส่ายไม่กระโชกคือให้เรียบ ซึ่งเรียกว่า SHIMMY DAMPER หรือ SNUBBER จึงถูกนำมาใช้ในการีควบคุมฐานหน้า หรือฐานหลัง (บฝ.๘ ใช้แบบล็อคที่ฐานหลังหรือล้อรับหาง) เพื่อป้องกันการส่าย (SHIMMY) ในขณะอากาศยาน LANDING, TAKE OFF และ TAXI และในขณะเดียวกันก็ยอมให้ชุดล้อสามารถเลี้ยว(STEER) หรือไปตามทิศทางของอากาศยานที่ต้องไป(โดยการบังคับของนักบิน) ได้ใน อ. บางแบบอาจใช้ STEERING DAMPER UNIT (กับฐานหน้า) เพื่อควบคุมทั้งสองประการ (คือไม่ให้ส่วย ไม่ให้เลี้ยว เรียกว่าทำหน้าที่ SHIMMY DAMPER กับยอมให้เลี้ยวไปได้ เรียกว่า STEERING DAMPER โดยใช้กำลังจากไฮดรอลิค

SHIMMY DAMPER ที่ใช้กับตัวควบคุมไม่ให้ฐานหน้า และล้อรับปีก (เช่น บ. แบบบี ๔๗ หรือบี ๕๒) ส่ายหรือเลี้ยวได้บางแบบอาจจะไม่มีไฮดรอลิค ทำงานด้วยเลยเช่นในรูปที่ ๑ (หมายเลข ๑๙) ใช้เป็นแบบขดลวดสปริงแทนทำหน้าที่เช่นเดียวกัน และก็ใช้ชื่อว่า" SHIMMY DAMPER AND CENTERING SPING "

SHIMMY DAMPER อาจเป็นแบบลูกสูบหรือแบบแผ่นปาดก็ได้ ซึ่งทั้งสองแบบอาจจะทำงานในหลักการเดียวกันที่ว่า" ความต้านทานของช่องแคบ (ORIFICE) ต่อการไหลของไฮดรอลิคจะเพิ่มขึ้นและแรงดันของไฮดรอลิคตรงที่ผ่านช่องแคบนั้นจะเพิ่มขึ้นด้วย "หรือจะพูดอีกอย่างหนึ่งว่า จากหลักการนี้จะทำให้การเคลื่อนที่ไหวของล้อหน้าเป็นไปได้อย่างช้า ๆ หรืออาจไม่มีเลย แต่จะมีแรงต่อต้านอย่างมากถ้าล้อเกิดเคลื่อนไหวอย่างรวดเร็วหรือสายตัว

๑. SHIMMY DAMPER (บางทีเรียก " SNUBBER)

ต้องมีไฮดรอลิคประกอบอยู่ในตัวเอง (SELF CONTAINED) มีหลักการทำงานอยู่ว่าความต้านทานของ ORIFTC จะทำให้(ความเร็วในการไหลเพิ่มขึ้น) เกิดการต่อต้านการเคลื่อนที่อย่างรวดเร็วของฐานหน้าของอากาศยานไว้ได้ มีอยู่ด้วยกัน ๒ แบบใหญ่ ๆ ได้แก่

๑. แบบลูกสูบ (PISTON TYPE) ยังแบ่งออกได้ ๒ ชนิดคือ

- ลูกสูบเดี่ยว (SINGLE PISTON OR BALANCE TYPE) รูปที่ ๒- ๓
- ลูกสูบคู่ (DUAL PISTO OR TWO OPPOSING UNIT TYPE)

๒. แบบแผ่นปาด (VANE TYPE) รูปที่ ๗ ๘ ๙ ๑๐ ๑๑

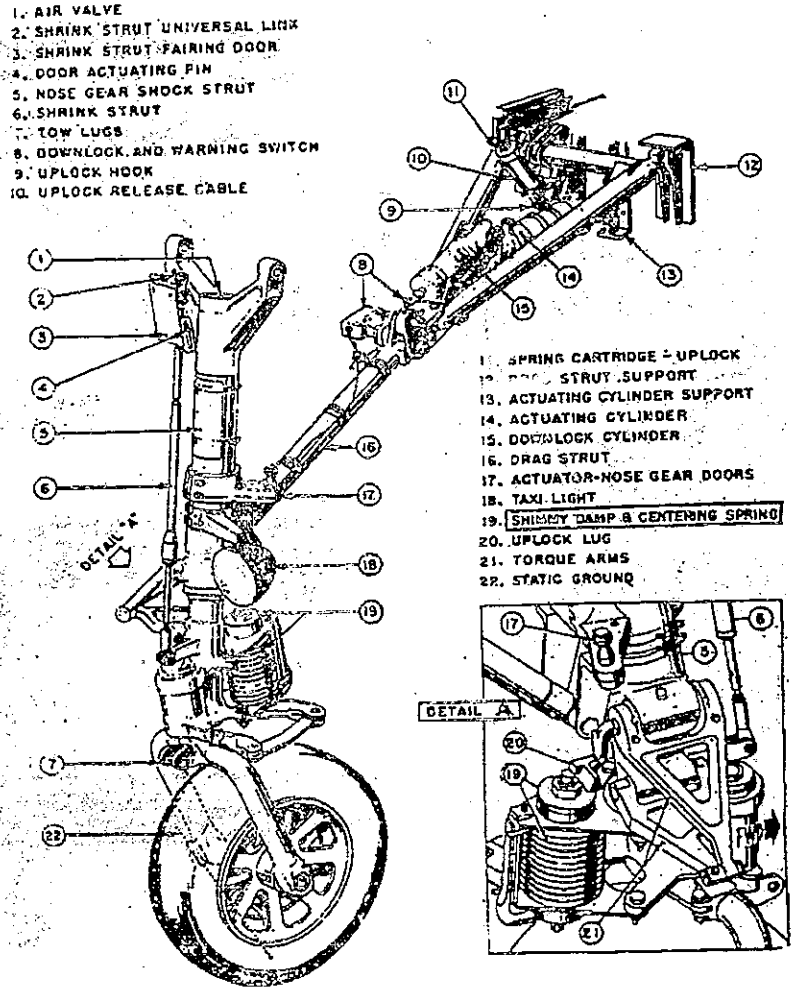
๒.STEERING DAMPER (STEERING UNIT)

ต้องใช้ไฮดรอลิคที่มีความดัด มาจากสูบไฮดรอลิคของระบบไฮดรอลิค ในอากาศยานเข้ามาทำงาน หลักการทำงานก็คล้ายกัน SHIMMY DAMPER นั่นเอง มีอยู่ด้วยกัน ๒ แบบ

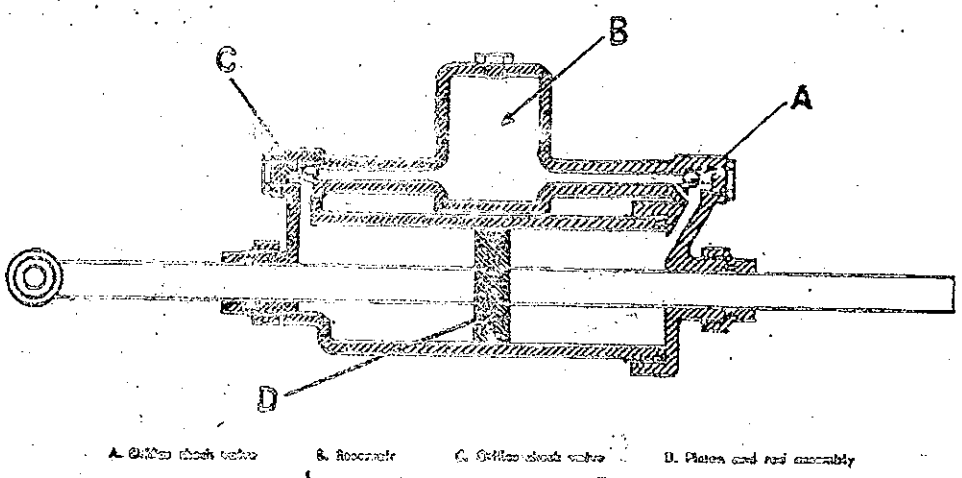
๑. แบบลูกสูบ (PISTON TYPE) แบ่งออกได้อีก ๒ ชนิด คือ

- ลูกสูบเดี่ยว (SINGLE PISTON TYPE) F- 86 รูปที่ ๑๒ – ๑๓
- ลูกสูบคู่ (DUAL PISTON TYPE) B – 47 รูปที่ ๑๔ – ๑๕-๑๖

๒. แบบแผ่นปาด (VANE TYEP หรือบางทีเรียก HOUDAILLE TYPE) รูปที่ ๑๗-๑๘



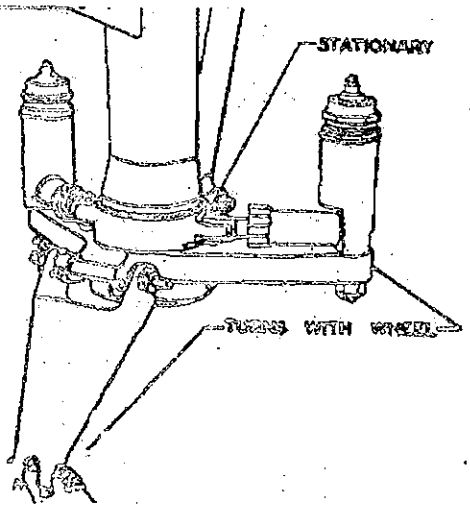
รูปที่ ๑

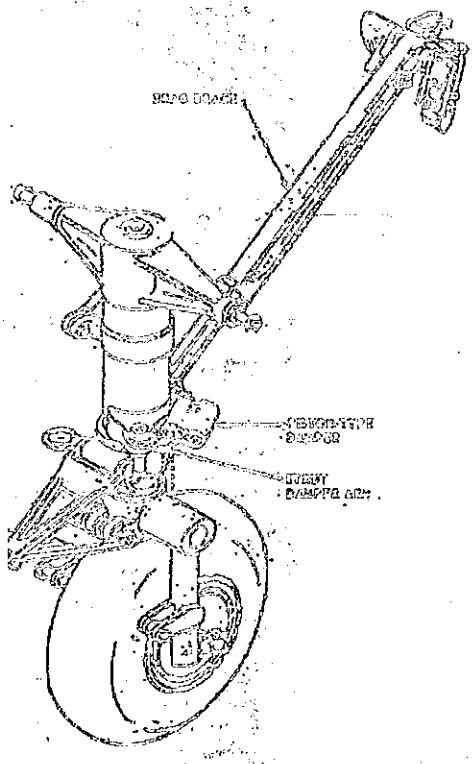


A. Orifice check valve B. Reservoir C. Orifice check valve D. Piston and rod assembly

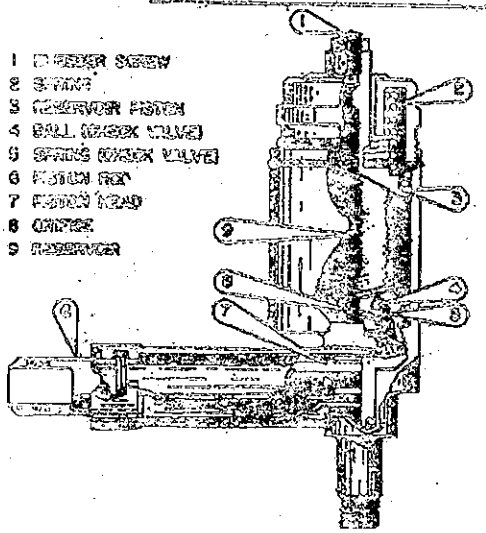
Balanced piston-type shimmy damper

รูปที่ ๖

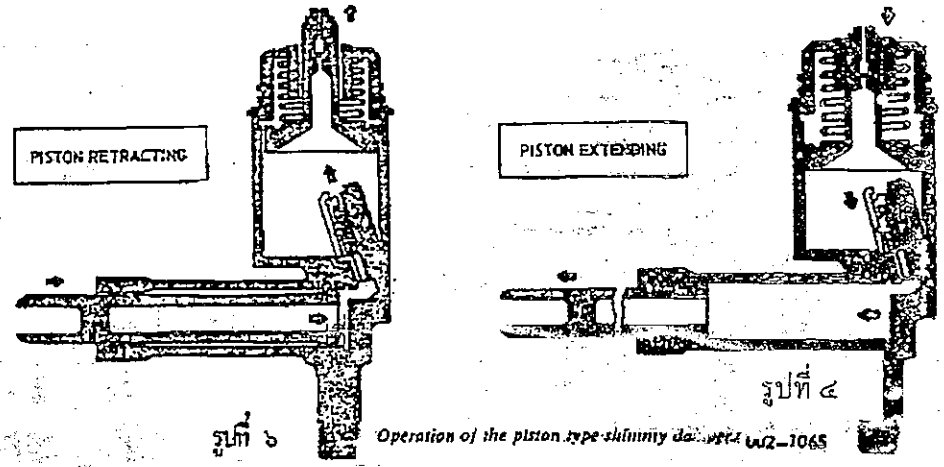




Mounting of piston type shimmy damper.

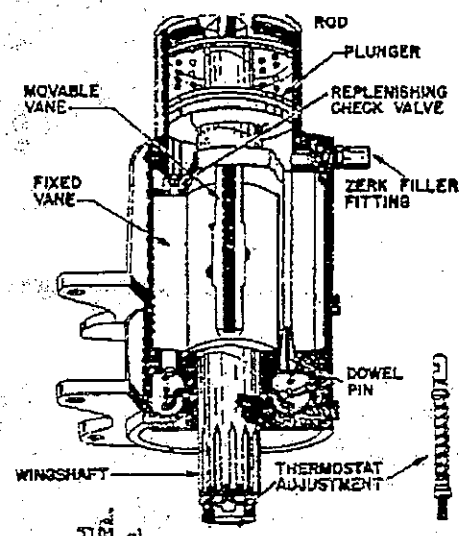


รูปที่ ๕

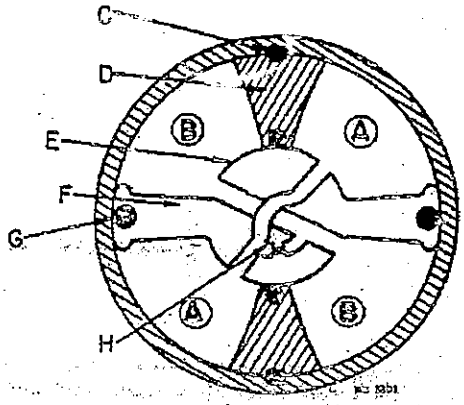


รูปที่ ๖ *Operation of the piston type shimmy damper.* WZ-1065

รูปที่ ๔

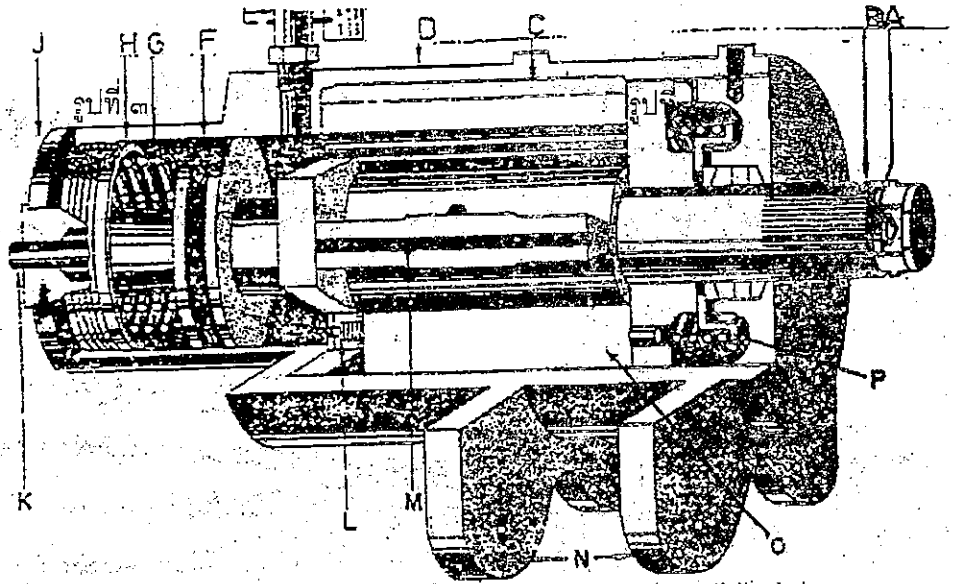


รูปที่ ๗ *Typical vane type shimmy damper.*



A. Chamber
B. Chamber
C. Flange keys
D. Stationary vane
E. Wing shaft
F. Movable vane
G. Hydraulic seals
H. Orifice

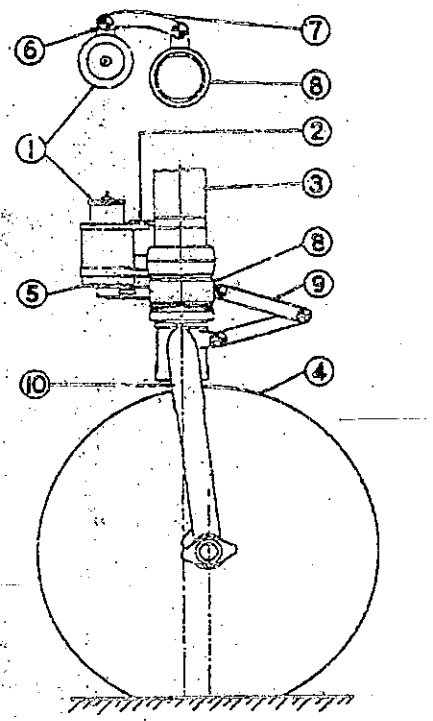
รูปที่ ๘ *Schematic of vane type shimmy damper.*



A. Orifice valve adjustment
B. Wing shaft
C. Flange key
D. Reservoir
E. Filler fitting
F. Replenishing piston
G. Inner piston spring
H. Outer piston spring
J. Reservoir cover
K. Indicator rod
L. Replenishing valve
M. Rotating vane
N. Mounting lugs
O. Stationary vanes
P. Wing shaft packing retainer and spring

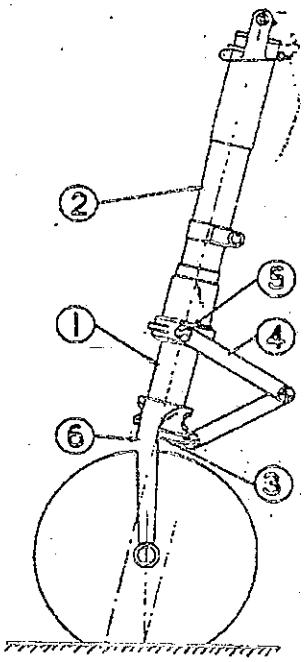
รูปที่ ๙ *Cutaway view of vane type shimmy damper.*

รูปที่ ๙



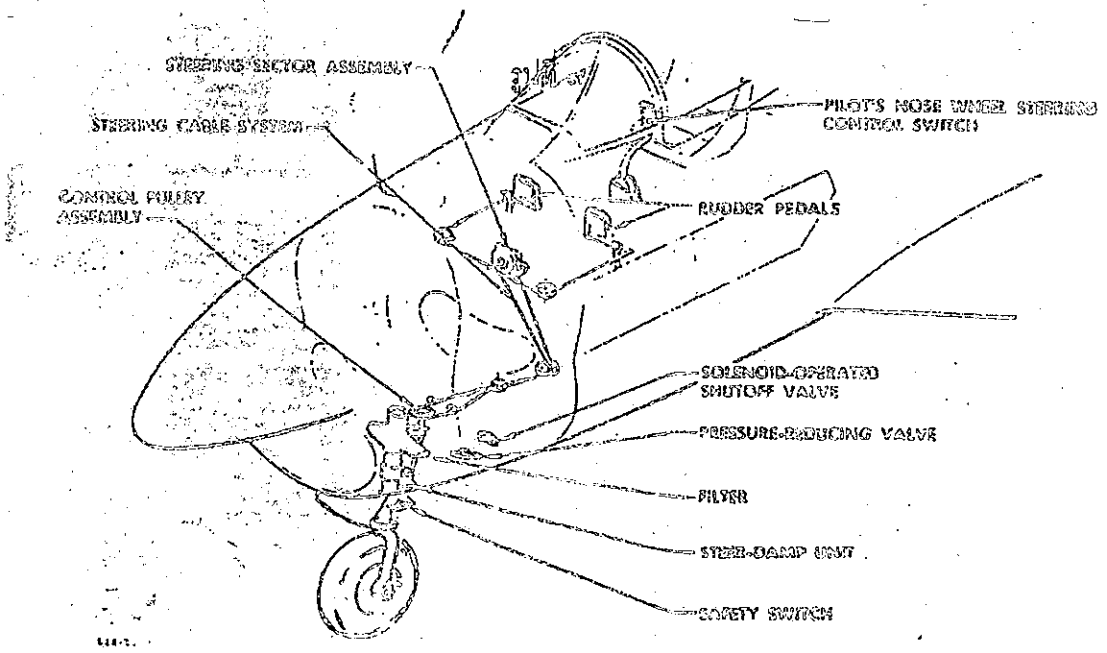
1. Shimmy Damper
2. Mounting Bracket
3. Strut
4. Wheel
5. Damper Shaft
6. Lever
7. Connecting Link
8. Slip Ring
9. Torque Scissors
10. Wheel Fork

รูปที่ ๑๐

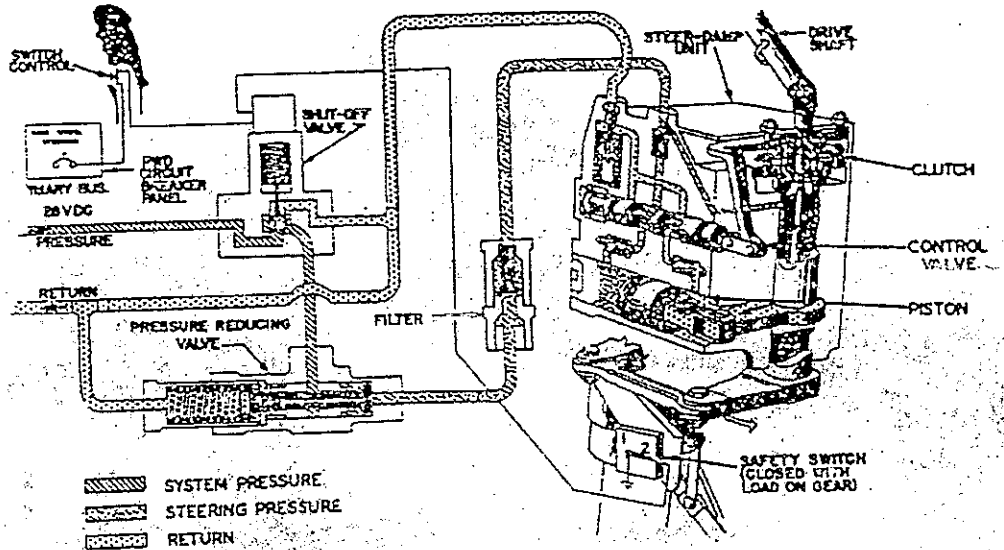


1. Piston Tube
2. Strut
3. Damper Lever
4. Torque Scissors
5. Pivot Lug
6. Wheel Fork

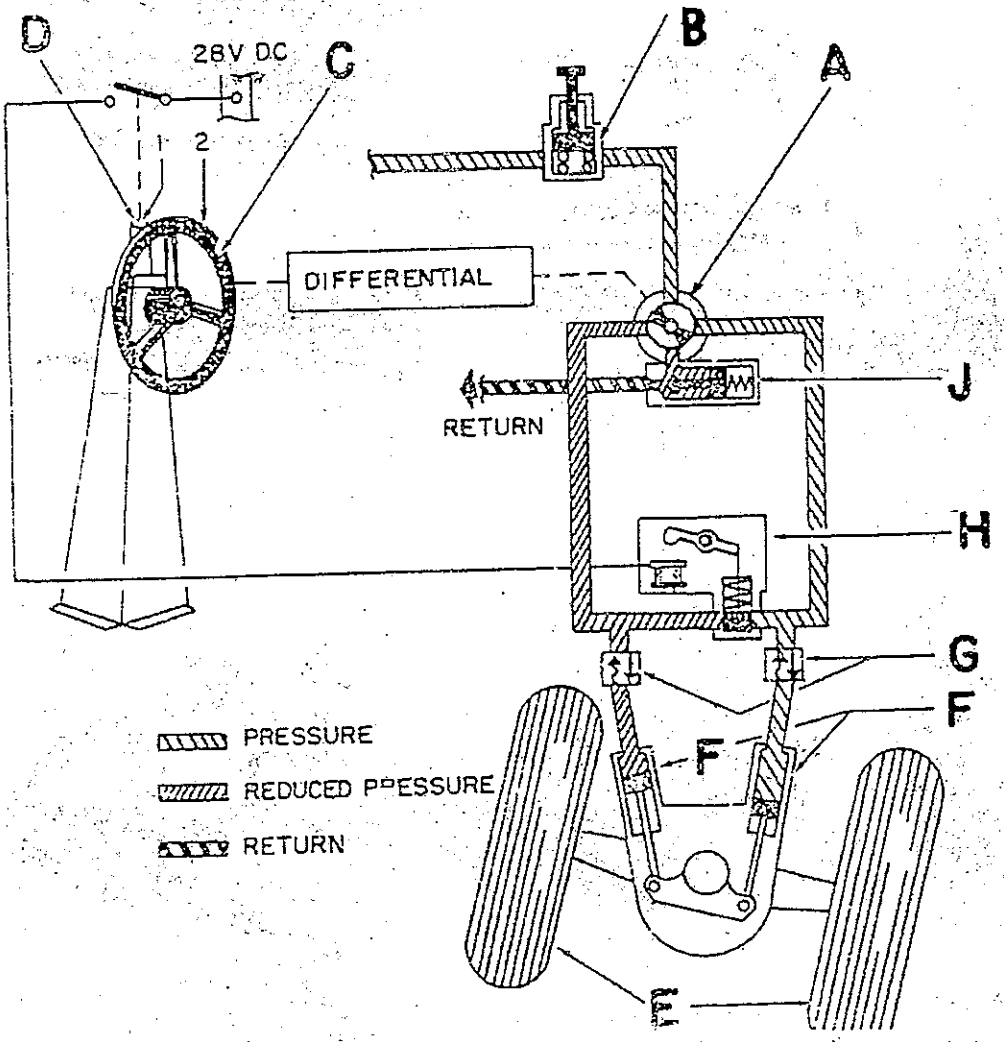
รูปที่ ๑๑



รูปที่ ๑๒

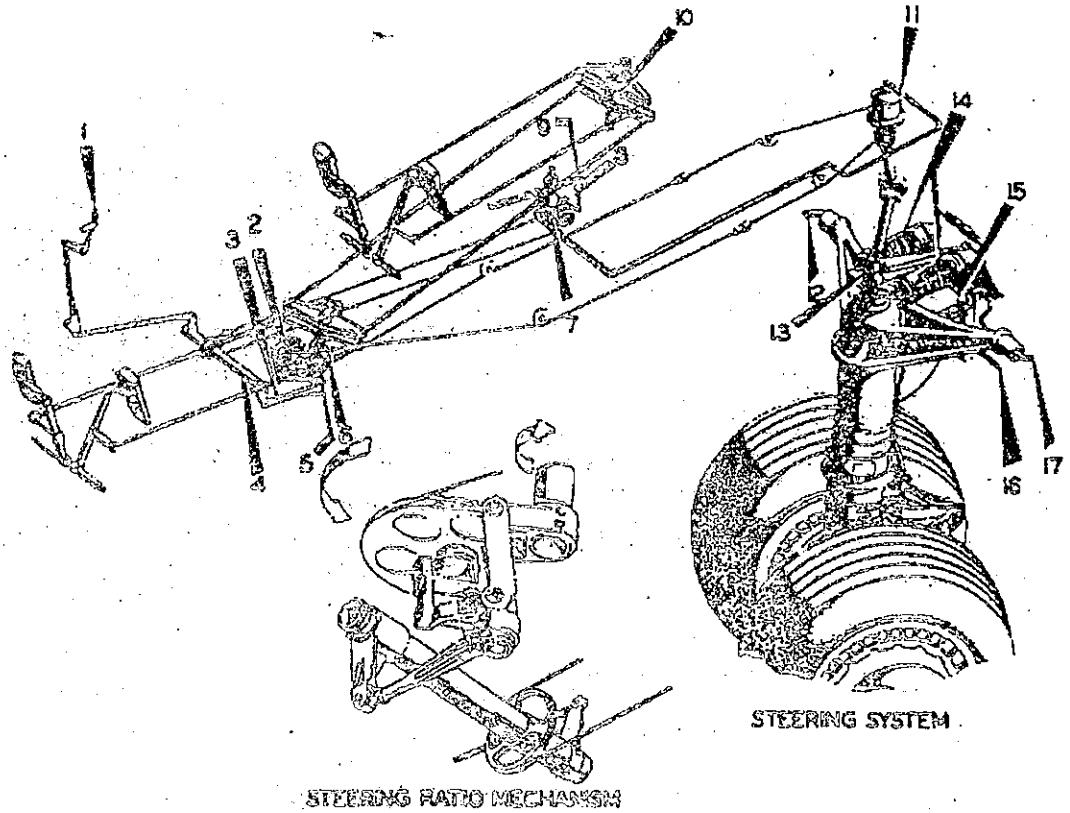


รูปที่ ๑๓ *Nosewheel steering system schematic.*



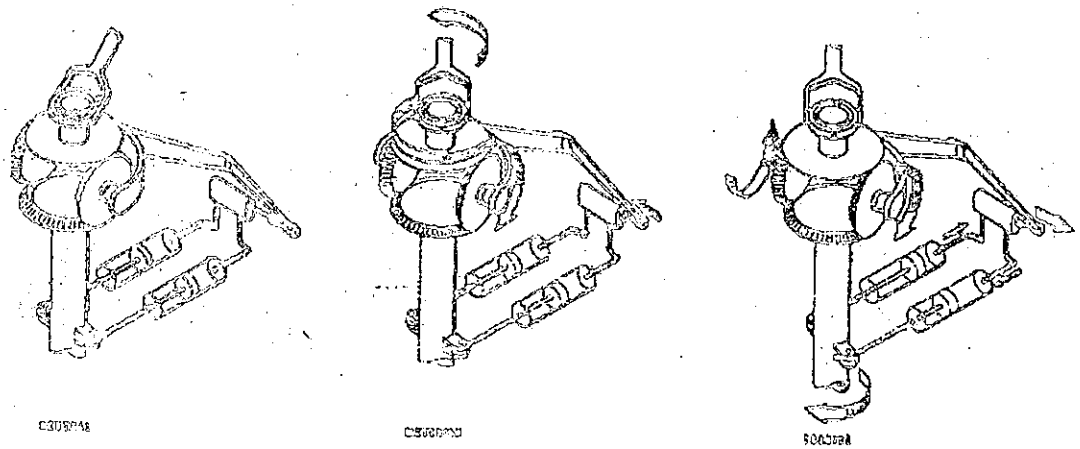
Dual piston type steering damper system.

รูปที่ ๑๔

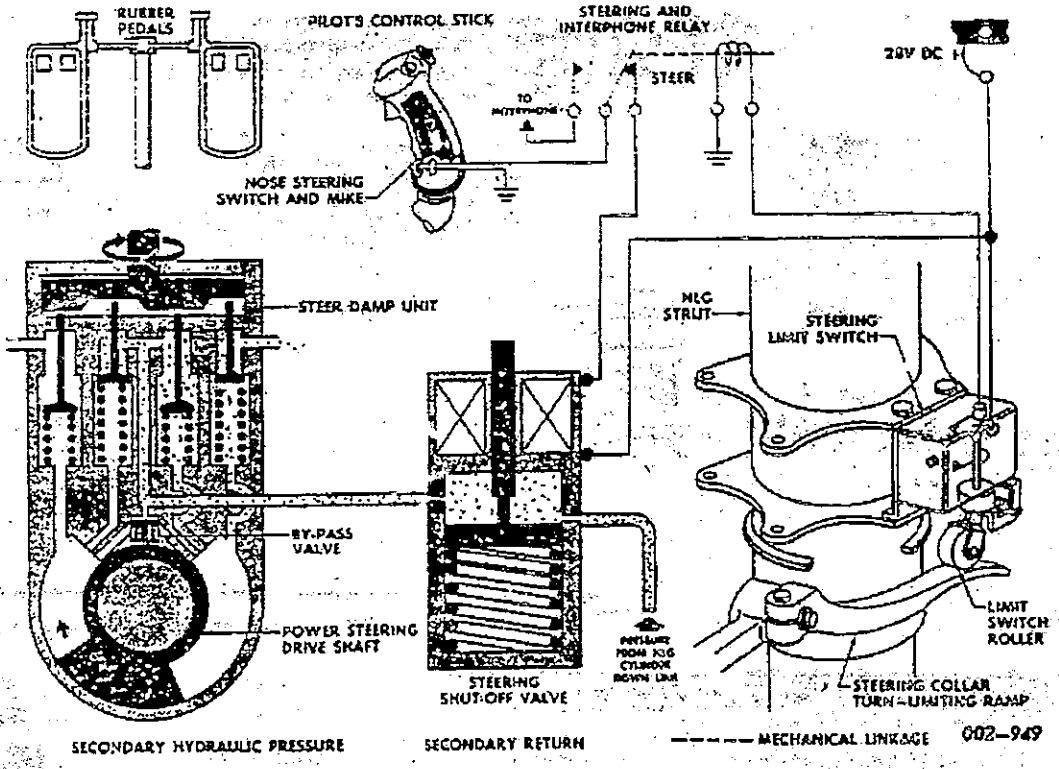


1. STEERING RATIO MODULATOR CRANKARM
2. STEERING JACKSHAFT
3. RATIO LINK
4. STEERING CROSS-SHAFT
5. STEERING RATIO MECHANISM
6. PILOT'S JACKSHAFT
7. STEERING DISCONNECT VALVE
8. MAIN PRESSURE
9. RETURN
10. COPILOT'S JACKSHAFT
11. STEERING DISCONNECT UNIT
12. MAIN SYSTEM PRESSURE
13. STEERING DIFFERENTIAL UNIT
14. CENTERING SPRINGS
15. STEERING CYLINDERS
16. HYDRAULIC RETURN
17. EMERGENCY HYDRAULIC PRESSURE

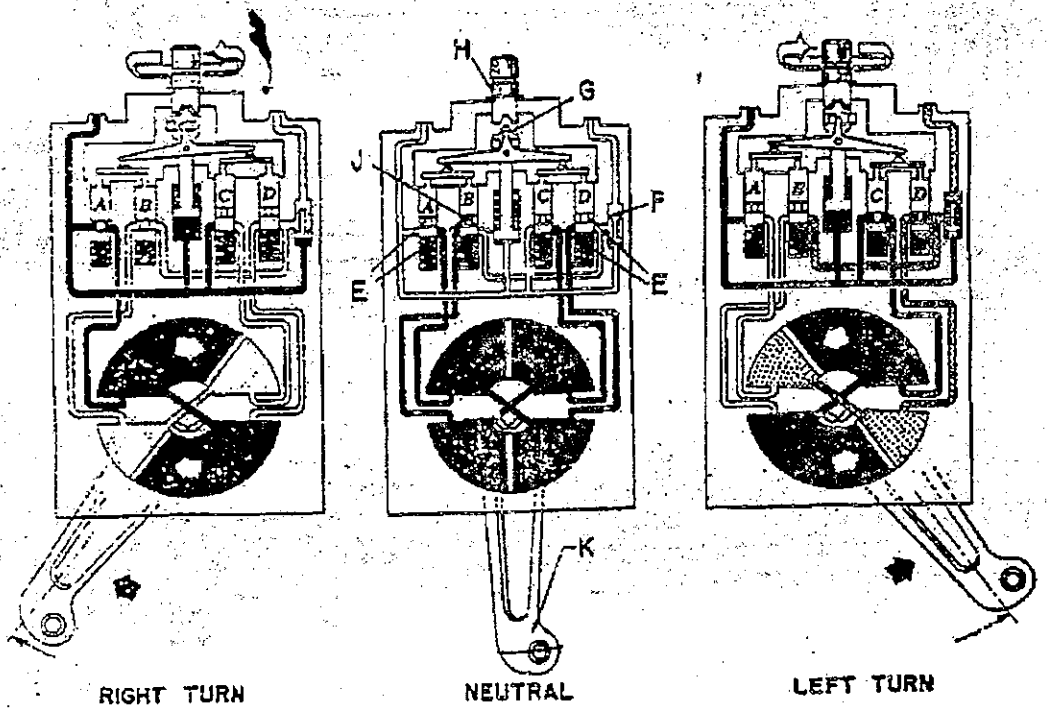
รูปที่ ๑๔ *Steering system—B-17 aircraft.*



รูปที่ ๑๖ *Steering differential (followup system).*



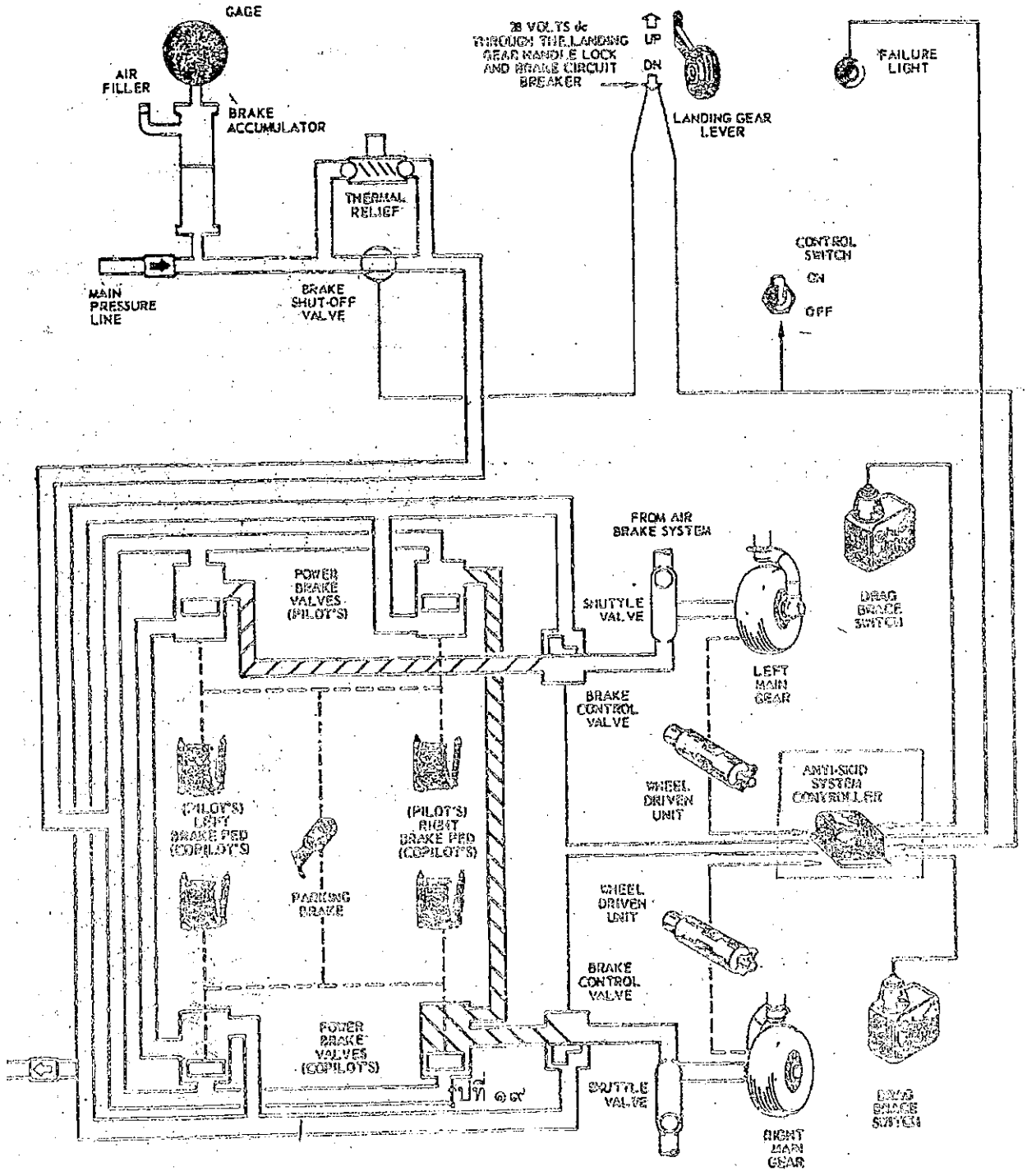
চিত্র ৩৩ *Nose gear steering system.*

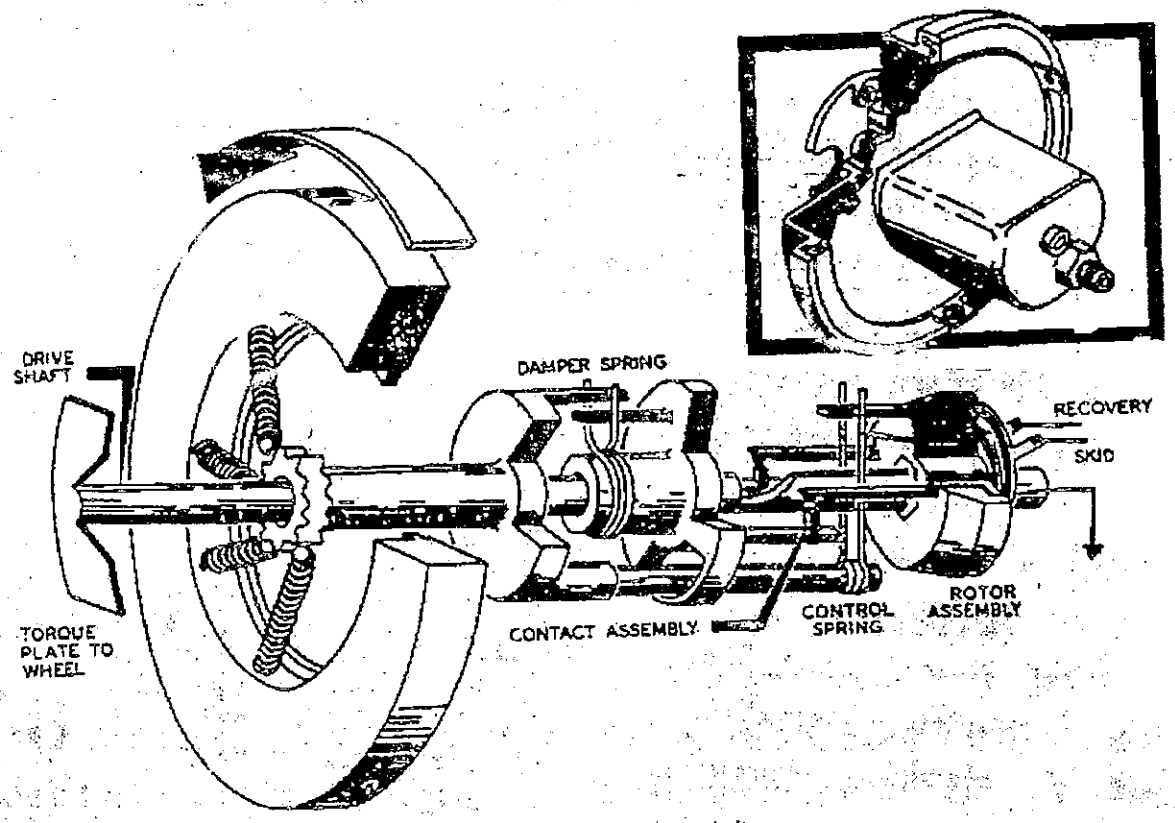


A. Right-hand pressure poppet
B. Right-turn return poppet
C. Left-hand pressure poppet
D. Left-turn return poppet
E. Control poppets
F. Return valve
G. Rocker arm and cam
H. Control shaft
J. Steering engaging valve
K. Steering arm

চিত্র ৩৪ *Operation of vane type steering damper unit.*

BRAKE SYSTEM





Antiskid detector unit.

รูปที่ ๒๐

บทที่ ๓

ระบบห้ามล้อด้วยไฮดรอลิคของอากาศยาน

(AIRCRAFT HYDRAULIC BRAKE SYSTEM)

กล่าวนำ

ระบบห้ามล้อด้วยไฮดรอลิคของอากาศยานแบ่งออกเป็นประเภทใหญ่ ๆ สองประเภท คือ

๑. ประเภทห้ามล้อที่ใช้กับล้อของอากาศยาน (WHEEL BRAKE) มีใช้ทั้งอากาศยานประเภทปีกติดลำตัวและเฮลิคอปเตอร์

๒. ประเภทห้ามล้อที่ใช้กับใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ (ROTER BRAKE) มีใช้เฉพาะเฮลิคอปเตอร์เท่านั้น

วิธีการหรือระบบของการห้ามล้อ มีอยู่สามวิธี คือ

๑. ระบบการห้ามล้อด้วยกลไก (MECHANICAL BRAKE SYSTEM

๒. ระบบการห้ามล้อด้วยไฮดรอลิค (HYDRAULIC BRAKE SYSTEM)

๓. ระบบการห้ามล้อฉุกเฉิน (EMERGENCY BRAKE)

ระบบห้ามล้อด้วยกลไก มีใช้กับอากาศยานสมัยเก่า ในระบบนี้ประกอบด้วย ลวดบังคับ (CABLE) , รอก (PULLEYS) กระเดื่อง (BELLCRANK) และตัววงห้ามล้อ (BRAKRASHOE)

ระบบห้ามล้อด้วยไฮดรอลิค มีหลักการทำงานโดยย่อดังนี้ เมื่อเหยียบแผ่นห้ามล้อ(BRAKE PEDAL) หรือการทำให้ชุดห้ามทำงานโดยวิธีอื่น จะมีการส่งทอดการเคลื่อนไหวไปยังกระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (MASTER BRAKE CYLINSER) หรือชุดห้ามล้อชนิดใช้ลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิค (POWER BRAKE CONTROL VALVE) เป็นผลให้น้ำมันไฮดรอลิคเกิดมีความดัน (PRESSURE) ขึ้น ผ่านท่อทางไปถึงชุดอำนวยห้ามล้อ (BRAKE ACTUATING UNIT) ซึ่งมีชิ้นส่วนประกอบอีกหลายอย่าง เพื่อให้ล้อหยุดหมุน เราแบ่งชนิดของอุปกรณ์ที่ใช้ห้ามล้อโดยใช้ไฮดรอลิคเป็นตัวทำงาน ออกได้ สามชนิดใหญ่ ๆ ดังนี้

๑. ใช้กระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (MASTER BRAKE CYLINDER) ยังแบ่งเป็นแบบย่อย ๆ ได้อีกสามแบบคือ

- SIMPLE TYPE MASTER BRAKE CYLINDER
- COMPOUND TYPE MASTER BRAKE CYLINDER
- POWER BOOST BRAKE MASTER CYLINDER

แบบ SIMPLE MASTER BRAKE CYLINDER กับ COMPOUND TYPE MASTER CYLINDER เรียกว่า การห้ามล้อแบบเดี่ยวระ (INDEPENDENT SYSTEM)

๒. ใช้ชุดห้ามล้อชนิดใช้ลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิค (POWER BRAKE CONTROL VALVE) มักใช้กับเครื่องบินใหญ่ ๆ ซึ่งต้องใช้กำลังในห้ามล้อมากเกินกว่าที่จะใช้กระบอกสูบ บังคับห้ามล้อ

(MASTER BRAKE CYLINDER) ให้ได้ผลจำเป็นต้องใช้ระบบห้ามล้อด้วยกำลังไฮดรอลิคจากระบบไฮดรอลิคของอากาศยานโดยอาศัยลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิค เพื่อนำความอัดไฮดรอลิคมาใช้ห้ามล้อ (ตามปกติความอัดไฮดรอลิคสูงเกินไปไม่สามารถนำมาใช้โดยตรงได้ จึงจำเป็นต้องใช้ลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิคที่จะไปอำนวยห้ามล้อ)

๓. ระบบห้ามล้อชนิดผสมหรือเรียกว่า SLAVE BRAKE SYSTEM คือใช้ทั้งกระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (MASTER BRAKE CYLINDER) และใช้ลิ้นปรับความดันไฮดรอลิค (POWER BRAKE CONTROL VALVE) ใช้กับเครื่องบินขนาดใหญ่

<u>ระบบห้ามล้อฉุกเฉิน</u> (EMERGENCY BRAKE SYSTEM) บ.ของ ทบ. ยังไม่มีใช้ บ. ที่ต้องมีเครื่องอำนวยห้ามล้อยามฉุกเฉินเพื่อทดแทนระบบห้ามล้อชนิดใช้กำลังไฮดรอลิคไม่ทำงาน ระบบห้ามล้อแบบฉุกเฉินมีหลายชนิด เช่น

๑. ระบบห้ามล้อฉุกเฉินแบบไฮดรอลิค ได้น้ำมันไฮดรอลิคที่มีความอัดจากเครื่องสะสมความอัด (ACCUMULATOR) สำหรับยามฉุกเฉินหรือได้จากสูบมือ ในระบบที่มีเครื่องสะสมความอัดสำหรับยามฉุกเฉินนั้น เครื่องสะสมความอัดได้รับน้ำมันจากระบบไฮดรอลิคใหญ่ความอัดที่เก็บไว้ในเครื่องสะสมความอัดยามฉุกเฉินนี้ ป้อนไปอำนวยห้ามล้อโดยผ่านลิ้นจำกัดน้ำมัน (BRAKE METERING VALVE) หรือลิ้นทางเดียวที่บังคับได้ ระบบห้ามล้อยามฉุกเฉิน ที่มีสูบมือนั้น น้ำมันถูกดูดจากถังน้ำมันไฮดรอลิค ห้ามล้อยามฉุกเฉิน หรือจากถังน้ำมันไฮดรอลิคของระบบไฮดรอลิคโดยใช้สูบมือดันเข้าไปในระบบห้ามล้อมีลิ้นทางเดียวประกอบอยู่ในระบบ เพื่อป้องกันไม่ให้น้ำมันไฮดรอลิคจากสูบมือออกไปเข้าระบบไฮดรอลิคใหญ่

๒. ระบบห้ามล้อฉุกเฉินแบบลม ระบบนี้ประกอบด้วยท่อบรรจุอากาศอัด, ลิ้นปิดเปิดอากาศ ลิ้นจัดทาง, ลิ้นปล่อยอากาศฉุกเฉิน, ข้อต่อและท่อทาง หารห้ามล้อกระทำได้โดยเปิดลิ้นอากาศปล่อยให้อากาศในท่อบรรจุอากาศอัด เข้าไปในระบบห้ามล้อ ลูกสูบของลิ้นจัดทางปิดทางปกติเสียและเปิดทางให้อากาศเข้าอำนวยห้ามล้อเพื่อห้ามล้อ

๓. ระบบห้ามล้อฉุกเฉินโดยให้ใบพัดหมุนผลักกลับทาง (PROPELLER REVERSING SYSTEM) การผลักกลับทางด้วยใบพัดหรือการเปลี่ยนมุมธรรมดาเป็นมุมลบ ทำให้เกิดแรงฉุดในด้านตรงข้ามกับแรงฉุดธรรมดาของใบพัด การใช้แรงฉุดในด้านตรงข้ามนี้ส่วนมากใช้ในเครื่องบินใหญ่ ๆ เพื่อลดระยะวิ่งเมื่อถึงพื้น และลดการใช้ห้ามล้อมากเกินไปขณะลงสนาม

๔. ระบบห้ามล้อยามฉุกเฉินโดยใช้ร่ม (PARACHUTE BRAKING SYSTEM) การบังคับเครื่องบินให้หยุดโดยใช้ร่มอากาศกับเครื่องบินไอพ่นบางแบบ เครื่องบินแบบนี้ทำได้โดยปล่อยร่มอากาศ ออกจากห้องด้านหลังของลำตัวเครื่องบิน ทำให้เกิดแรงต้านของการวิ่งโดยไม่ทำให้ชิ้นส่วนภายในออกแรงเพิ่มขึ้นมากและลดการดูแลรักษาชุดห้ามล้อแบบธรรมดา

ระบบห้ามล้อชนิดใช้กลไก แบบแรกที่กล่าวมาข้างต้นในปัจจุบันไม่ค่อยมีใช้ ที่มีใช้มากที่สุด คือระบบห้ามล้อด้วยไฮดรอลิคในตำราชุดนี้ก็จะกล่าวถึง เฉพาะระบบห้ามล้อด้วยไฮดรอลิคแบบต่างๆ ดังนี้

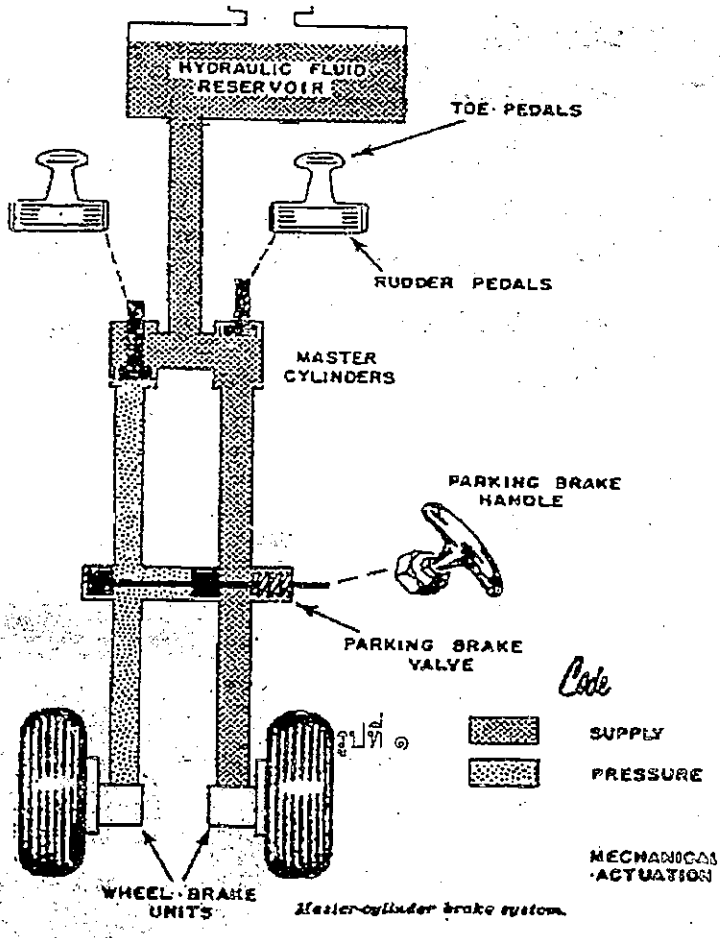
ระบบห้ามล้อด้วยไฮดรอลิค
(HYDRAULIC BRAKE SYSTEM)

๑.ระบบห้ามล้อด้วยไฮดรอลิคประเภทใช้กระบอกสูบบังคับห้ามล้อ หรือเรียกอีกอย่างหนึ่งว่าประเภทใช้ MASTER BRAKE CYLINDER ซึ่งเราแบ่งย่อย ๆ ออกได้สามระบบดังที่กล่าวมาแล้วข้างต้นแบบ SIMPLE MASTER BRAKE CYLINDER และแบบ COMPOUND MASTER BRAKE CYLINDER มีลักษณะการทำงานคล้ายกันมีผิดกันเฉพาะชิ้นส่วนภายในบางอย่างเท่านั้น ในตำราโดยทั่วไปจึงรวมเรียกเสียใหม่ว่า ระบบห้ามล้อแบบอิสระ (Independent brake system) คือในระบบประกอบด้วย ถังเก็บน้ำมันไฮดรอลิคที่มีท่อทางต่อมาเข้ากระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (Master brake cylinder) สองตัว

(กระบอกสูบนี้ แต่ละตัวมีหน้าที่ห้ามล้อของฐานแต่ละข้าง) แล้วมีชุดแผ่นเหยียบห้ามล้อ (Brake pedal หรือ Toe pedals หรือ บางทีเรียกว่า Rudder pedal เพราะเป็นชุดบังคับหางเสือเลี้ยวด้วยถ้าถีบแผ่นเหยียบนี้ไปทางซ้าย เครื่องบินจะเลี้ยวซ้าย หรือ ถ้าเหยียบไปทางขวา เครื่องบินจะเลี้ยวขวาแต่ถ้าเหยียบแผ่น Rudder pedal นี้กดลงด้วยปลายเท้า จะเป็นการห้ามล้อ ถ้ากดปลายเท้าด้านใดด้านหนึ่ง เพียงด้านเดียวก็เป็นการห้ามล้อเพียงล้อ (ฐานเดียว) ถ้าเหยียบทั้งสองข้าง จะเป็นห้ามล้อของทั้งสองฐาน และมีท่อทางต่อไปยังชุดอำนวยห้ามล้อที่ติดตั้งอยู่กับกงล้อ ซึ่งมักจะเป็นกระบอกสูบอำนวยการห้ามล้อ
(Brake actuating cylinder) และจะไปอำนวยการกลไกให้ล้อหยุดหมุนอีกทีหนึ่ง

โดยทั่วไป ที่ท่อทางไฮดรอลิคระหว่าง Master brake cylinder กับ Brake actuating cylinder จะติดตั้งชุดห้ามล้อจอด (Parking brake) ไว้

Master brake cylinder แบบ "GLADDEN" ตัวชุด Parking brake จะอยู่ในตัว Master brake cylinder ดูรูปที่ ๑ ซึ่งแสดงถึงส่วนประกอบบางอย่างและการทำงานของระบบห้ามล้ออย่างง่าย ๆ ระบบห้ามล้ออิสระนี้ประกอบด้วยอุปกรณ์ชุดย่อย ๆ ดังกล่าวข้างบนนี้ แล้วแต่การสร้างหรือประกอบของโรงงานผู้ผลิต ซึ่งอาจจะมีแยกย่อยอีก หรือเพิ่มเติมสิ่งอื่นเข้าไป เช่น ลิ้นทอนกำลัง (Debooster valve) หม้อสะสมความอัด (Accumulator) เป็นต้น



รูปที่ ๑

รูปที่ ๑

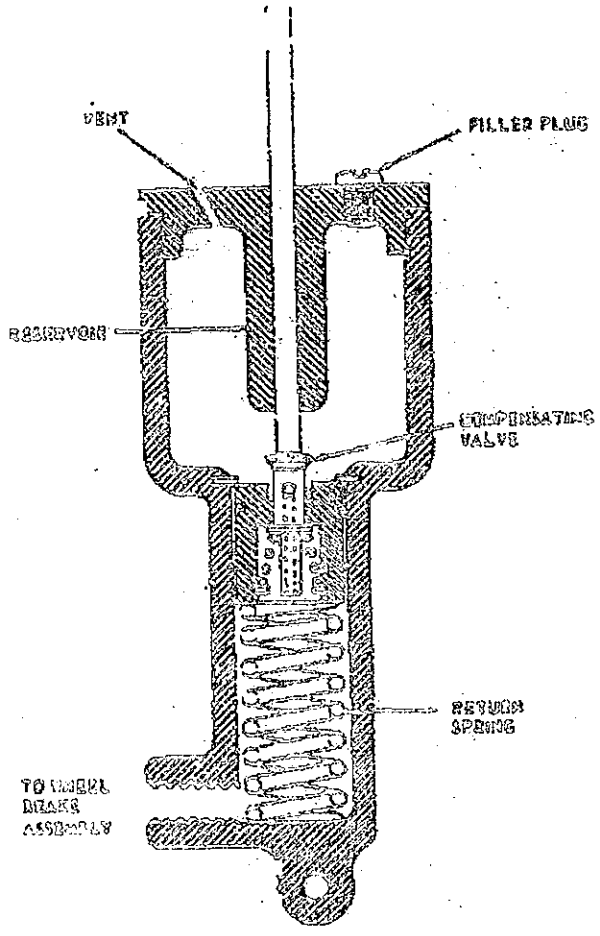
๑.๑ SIMPLE TYPE MASTER CYLINDER

แรงดันหรือความอัดไฮดรอลิคในกระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (MASTER BRAKE CYLINDER) จะมากหรือน้อยเพียงไรขึ้นอยู่กับแรงที่เหยียบแผ่นห้ามล้อ (เฉพาะแบบ SIMPLE TYPE MASTER CYLINDER) กระบอกสูบบังคับห้ามล้อบางชนิดได้รับน้ำมันไฮดรอลิคจากถังเก็บไฮดรอลิคของระบบห้ามล้อของอากาศยานมาใช้ โดยมีท่อทางต่อมาเข้าตัวกระบอกสูบบังคับห้ามล้ออีกทีหนึ่ง ตามรูปที่ ๒ เป็นกระบอกสูบบังคับห้ามล้อชนิดมีถังเก็บไฮดรอลิคในตัวกระบอกสูบเอง

การทำงาน (ดูรูปที่ ๒ ประกอบ) ในรูปที่ ๒ กระบอกสูบบังคับห้ามล้ออยู่ในตำแหน่ง ปลดห้ามล้อ (RELEASE) ลิ้นชดเชย (COMPENSATING VALVE) จะเปิดเป็นการปล่อยให้น้ำมันไฮดรอลิคที่ขยายตัวเนื่องจากความร้อน (ขณะใช้ห้ามล้อ-มีอุณหภูมิสูง) ข้างด้านหน้าของลูกสูบขึ้นมายังห้องเก็บไฮดรอลิค (RESRVOIR) ตอนบนลิ้นชดเชยมีหน้าที่อีกประการหนึ่งคือ เปิดทางให้น้ำมันไฮดรอลิคจากห้องเก็บตอนบน

คงไปเติมที่ห้องด้านล่างให้ลูกสูบให้เต็มอยู่ตลอดเวลา ซึ่งไฮดรอลิคในท่อทางของอาจจะรั่วไหลไปบ้าง เมื่อมีแรงกดเพียงเล็กน้อยที่แผ่นเหยียบห้ามล้อซึ่งจะมาอำนวยให้ก้านสูบของกระบอกสูบบังคับห้ามล้อคลื่อนที่ – ดันเข้าไปในกระบอกสูบเป็นเหตุให้ลิ้นชดเชยปิดทางน้ำมัน และลูกสูบก็จะกดลงดันไฮดรอลิคให้ออกไปสู่ท่อทางที่ต่อไปยังชุดห้ามล้อ (WHEEL BRAKE)

ASSEMBLE ถ้าใช้แรงเหยียบแผ่นห้ามล้อเพิ่มขึ้นทำให้ลูกสูบดันน้ำมันไฮดรอลิคให้ออกไปยังชุดห้ามล้อมากขึ้น ทำให้ความดันของไฮดรอลิคจะดันให้ BRAKE LINING ของวงล้อเข้าไปชิดกับจานห้ามล้อหรือ BRAKE DRUM มากทำให้การหมุนของวงล้อ (WHEEL) ยึดขึ้นเมื่อจะปลดห้ามล้อคือไม่ต้องการห้ามล้อก็ยกเท้าหรือผ่อนคลายแรงที่เหยียบแผ่นห้ามล้อออก ก้านสูบจะกลับคืนไปตำแหน่งเดิม (ดังในรูป) โดยแรงสปริงที่อยู่ด้านหน้าลูกสูบ



. Typical hydraulic master cylinder (shown in released position).

รูปที่ ๒

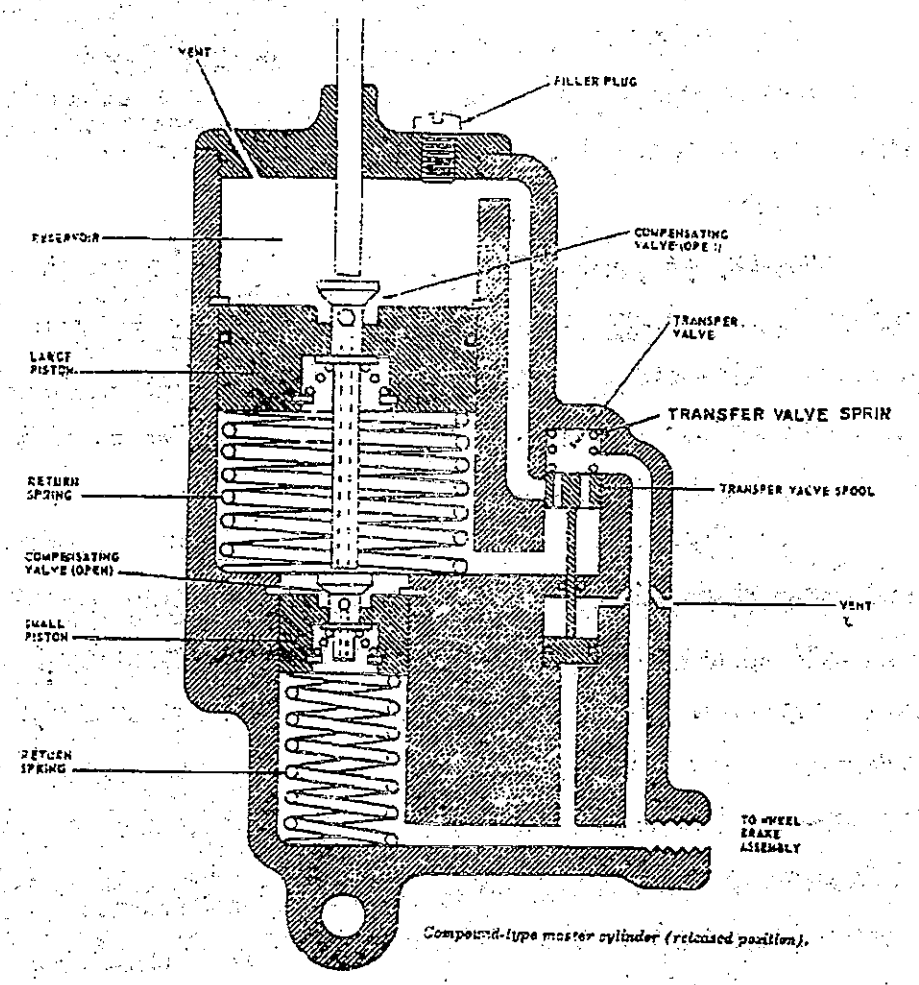
ตามรูปที่ ๒ ก้านสูบจะดันเข้าไปในตัวกระบอกสูบบังคับห้ามล้อ เป็นการห้ามล้อหรือให้มีแรงอัดของไฮดรอลิคภายในกระบอกสูบ

กระบอกสูบบังคับห้ามล้อบางแบบออกแบบให้ก้านลูบยืดออกหรือยื่นออกนอกกระบอกสูบบังคับห้ามล้อขณะใช้ห้ามล้อ (ตรงข้ามกับรูปที่ ๒) ถ้าก้านสูบหดเข้าไปเป็นการปลดห้ามล้อ

SIMPLE TYPE MASTER BRAKE CYLINDER เหมาะสำหรับเครื่องบินเล็ก ๆ เพราะใช้แรงที่เหยียบแผ่นห้ามล้อเพียงเล็กน้อยก็ทำงาน (ระยะทางเคลื่อนที่ของแผ่นเหยียบน้อย)

๑.๒ COMPOUND TYPE MASTER CYLINDER

เครื่องบินขนาดใหญ่บางแบบต้องใช้น้ำมันไฮดรอลิคมากและความดันของไฮดรอลิคสูงในการห้ามล้อมมากว่าแบบ SIMPLE MASTER CYLINDER จึงหันมาสร้างกระบอกสูบบังคับห้ามล้ออีกแบบหนึ่งให้มีแรงในการอัดหรือส่งลูกสูบไปดันไฮดรอลิคไปยังชุดห้ามล้อด้วยความดันสูง แต่ใช้แรงเหยียบแผ่นห้ามล้อน้อยหรือใช้แรงเหยียบแผ่นห้ามล้อพอ ๆ กันแบบ SIMPLE MASTER CYLINDER แบบใหม่นี้เรียกว่า COMPOUND TYPE MASTER CYLINDER ดูรูปที่ ๓



รูปที่ ๓

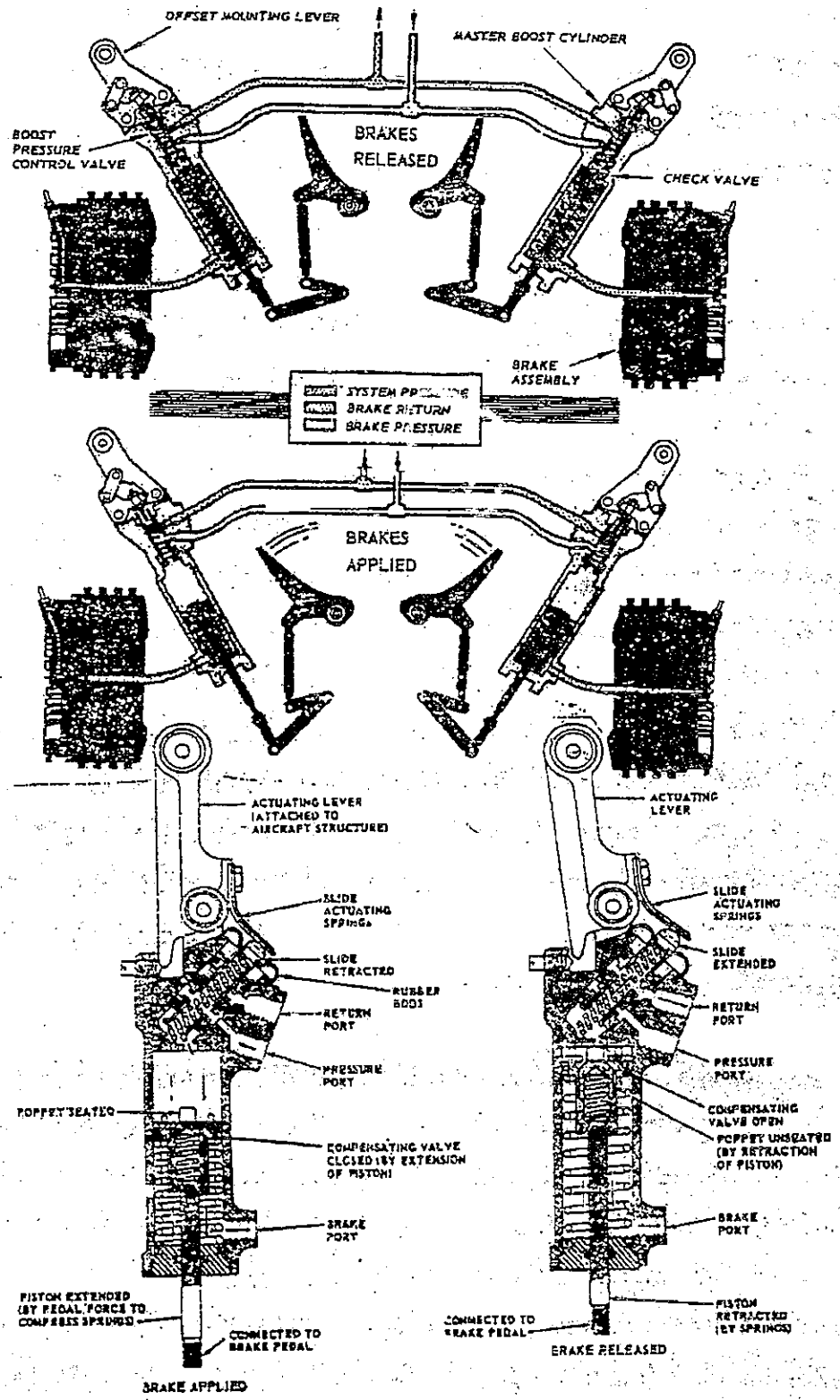
ภายในกระบองสูบบังคับห้ามล้อเราเพิ่มลูกสูบใหญ่(LARGE PISTON) ลิ้นชดเชยและสปริงดันลูกสูบกลับ (RETURN SPING) เข้าไปในตอนบนของกระบอกสูบบังคับห้ามล้อ อีกชุดหนึ่งนอกเหนือจากลูกสูบเล็ก, ลิ้นชดเชย และสปริงดันลูกสูบเล็กกลับ ซึ่งชุดนี้อยู่ตอนล่างของกระบอกสูบห้ามล้อ เหมือน SIMPLE TYPE MASTER CYLINDER นั่นเอง จุดประสงค์ของลูกสูบใหญ่ก็เพื่อสงหรืออัดน้ำมันไฮดรอลิคจำนวนมากให้มีความดันสูงไปอำนวยให้ลูกสูบเล็กทำงาน (ห้ามล้อ) อีกต่อหนึ่ง

การทำงาน (ดูรูปที่ ๓) กระบอกสูบบังคับห้ามล้ออยู่ในตำแหน่งปลด (RELEASE) ลิ้นชดเชย (COMPENSATING VALVE) ทั้งของลูกสูบใหญ่และลูกสูบเล็กจะอยู่ในลักษณะเปิดให้น้ำมันไฮดรอลิคติดต่อถึงถังไฮดรอลิค (RESERVOIR) ตอนบนได้ เมื่อก้านสูบกดลงมา (จะห้ามล้อ) ลิ้นชดเชยทั้งสองจะปิด ลูกสูบทั้งสองจะเคลื่อนตัวลงในกระบอกสูบไฮดรอลิคที่ถูกแทนที่โดยลูกสูบทั้งสองจะมีความอัด จากลูกสูบล่างส่งความอัดไปยังชุดห้ามล้อเพื่อทำการห้ามล้อ แต่ความอัด (แม้แต่เพียงเล็กน้อยจากลูกสูบใหญ่) จะทำให้ไปดัน TRANSFER VALVE SPOOL(ซึ่งลงมาปิดทางน้ำมันจากใต้ลูกสูบใหญ่ไปยังถังไฮดรอลิคตอนบน) ให้เปิดออก โดยดันสปริงที่อยู่ตอนบนหดเข้า เป็นการเปิดทางให้น้ำมันไฮดรอลิคที่ถูกอัดโดยลูกสูบใหญ่ (มีความดันโดยแรงอัดของลูกสูบใหญ่ไปดันลูกสูบเล็กที่อยู่ตอนล่างให้เคลื่อนที่ลงด้วย) จะวนกลับมาเข้าถังตอนบนลูกสูบใหญ่อีกครั้ง นั่นคือ เราจะใช้แรงที่ลูกสูบใหญ่ไม่มากนัก เพราะไม่มีแรงต้านของไฮดรอลิคมากที่ใต้ลูกสูบใหญ่

ขณะปลดห้ามล้อ TRANSFER VALVE SPOOL จะลงมาปิดทางน้ำมันไฮดรอลิค จากใต้ลูกสูบใหญ่ถึงถังเก็บตอนบนเพราะขณะนี้ไฮดรอลิคไม่มีความอัด สปริงของ TRANSFER VALVE จึงยืดออกดัน TRANSFER VALVE SPOOL ลงมากระบอกสูบบังคับห้ามล้อแบบผสม COMPOUND TYPE MASTER CYLINDER นี้จะมีถังเก็บ (RESERVOIR) ของตัวเองเหมือนแบบ SIMPLE MASTER CYLINDER.

๑.๓ POWER BOOST BRAKE MASTER CYLINDER

เครื่องบินขนาดใหญ่น้ำหนักมาก หรือลงสนามด้วยความเร็วสูงการห้ามล้อโดยการเหยียบกระเดื่องห้ามล้อต้องใช้กำลังขามากจึงมีการวิธีมาช่วยผ่อนแรงโดยการใช้สูบช่วยกำลังอัด (POWER DRIVEN PUMP) หรือพูดอีกอย่างก็คือ ใช้สูบไฮดรอลิคในระบบห้ามล้อ เพื่อช่วยแรงขดเชย (BOOST) กำลังขาของนักบินให้นักบินใช้กำลังเหยียบแผ่นห้ามล้อแต่เพียงเล็กน้อย กระบอกสูบดันห้ามล้อจึงออกแบบขึ้นใหม่ ผิดจากสองแบบที่กล่าวมาแล้ว คือกระบอกสูบจะจัดให้มีช่องสำหรับไฮดรอลิคที่มีความอัดจากลูกสูบ (POWER DRIVEN PUMP) ของระบบไฮดรอลิคในอากาศยานมาเข้า (เรียกว่า PRESSURE PORT) ไปอำนวยให้ลูกสูบของกระบอกสูบห้ามล้อทำงานส่งไฮดรอลิคที่มีความดันไปยังชุดห้ามล้อ และจะจัดให้มีช่องสำหรับไฮดรอลิคที่เลิกใช้ (คือไม่มีการห้ามล้อลูกสูบดีนกลับตำแหน่งเดิมโดยแรงสปริง) ออกจากกระบอกสูบบังคับห้ามล้อกลับไปให้สูบไฮดรอลิคคืน (เรียกว่า RETURN PORT) ดูรูปที่ ๔ สองรูปบนแสดงการติดตั้ง และการทำงานจากกระเดื่องห้ามล้อไปยังสูบห้ามล้อไฮดรอลิค และไปสู่ชุดห้ามล้อ รูปบนแสดงการทำงานขณะใช้ห้ามล้อ รูปล่างแสดงการทำงานขณะปลดห้ามล้อ ส่วนรูปที่ ๔ ล่างทั้งสองรูปแสดงการทำงานของสูบห้ามล้อโดยเฉพาะรูปซ้ายแสดงการทำงานขณะใช้ห้ามล้อ รูปขวาแสดงการทำงานขณะปลดห้ามล้อ



รูปที่ ๔ แสดงการทำงานและลักษณะการติดตั้งสูบห้ามล้อชนิด POWER BOOST

การทำงาน (ดูรูปที่ ๔ ประกอบ) กระบอกสูบบังคับห้ามอยู่ในตำแหน่งปลด (RELEASE) ตัวเลื่อน (SIDE) เลื่อนขึ้นข้างบนโดย แรงสปริงภายนอกตัวกระบอกสูบหรือที่ตัว ATUATING LEVER (ซึ่งติดตั้งอยู่

กับโครงสร้างของอากาศยาน) ทำให้เปิดช่องให้น้ำมันไฮดรอลิคไหลออกจากกระบอกสูบบังคับห้ามล้อทางช่อง RETURN PORT และจะปิดช่องไฮดรอลิคที่มีความอัดเข้าช่อง PRESSURE PORT ตัวลูกสูบจะเคลื่อนขึ้นข้างบนโดยแรงสปริงของตัวมันเองและตัว POPET (อยู่กลางลูกสูบ) ยื่นออกนอกพื้นหน้าลูกสูบไปชนกับพื้นตอนบนของกระบอกสูบ (HOUSING) ทำให้ตัว POPET ไม่นั่งแท่นคือไม่สนิทเปิดให้ลิ้นชดเชย (COMPENSATING VALVE) เปิด

กระบอกสูบบังคับห้ามล้อยู่ในตำแหน่งห้ามล้อ (BRAKE APPLIED) การเคลื่อนที่ของแผ่นเหยียบห้ามล้อจะทำให้ก้านลูกสูบยืดออก (รูปที่ ๔ ซ้าย) ขณะเคลื่อนที่ของลูกสูบตัว POPET จะนั่งแท่น ทำให้ลิ้นชดเชยปิดกั้นน้ำมันไฮดรอลิคด้านบนและด้านใต้ลูกสูบไม่ให้ติดต่อถึงกันและจะเกิดความดันของน้ำมันไฮดรอลิคออกทางช่อง BRAKE PORT ไปยังชุดห้ามล้อ ความดันนี้รวมทั้งแรงกดลงของสปริงใต้ลูกสูบจะทำให้ตัวกระบอกสูบห้ามล้อทั้งชุดกดลงข้าล่างตามก้านสูบ เป็นผลให้ตัว ACTUATING LEVER (ซึ่งติดตั้งกับโงสร้างของอากาศยาน) อยู่ในตำแหน่งกดตัวเลื่อน (SLIDE) ตัวเลื่อนเคลื่อนลงไปปิดช่องไฮดรอลิคกลับสูบ แต่เปิดช่องไฮดรอลิคที่มีความดันจากสูบเข้ามา (ช่อง PRESSURE PORT) ไฮดรอลิคที่มีความอัดนี้จะลงไปกดด้านหน้าของลูกสูบ ซึ่งเป็นการช่วยแรงกดหรือแรงที่เหยียบห้ามล้ออีกทีหนึ่ง

ถ้าเกิดสูบเสียขณะจะใช้ห้ามล้อเราก็จะไม่มีน้ำมันไฮดรอลิคที่มีความอัดมาช่วยในชุด กระบอกสูบบังคับห้ามล้อ จึงมีการติดตั้งหม้อสะสมความอัด (ACCUMULATOR) หรือจำพวกท่ออากาศอัดขึ้น (COMPRESSED AIR BTTLE) เพื่อใช้ทดแทนในกรณีสูบไฮดรอลิคเสียดังกล่าวแล้ว

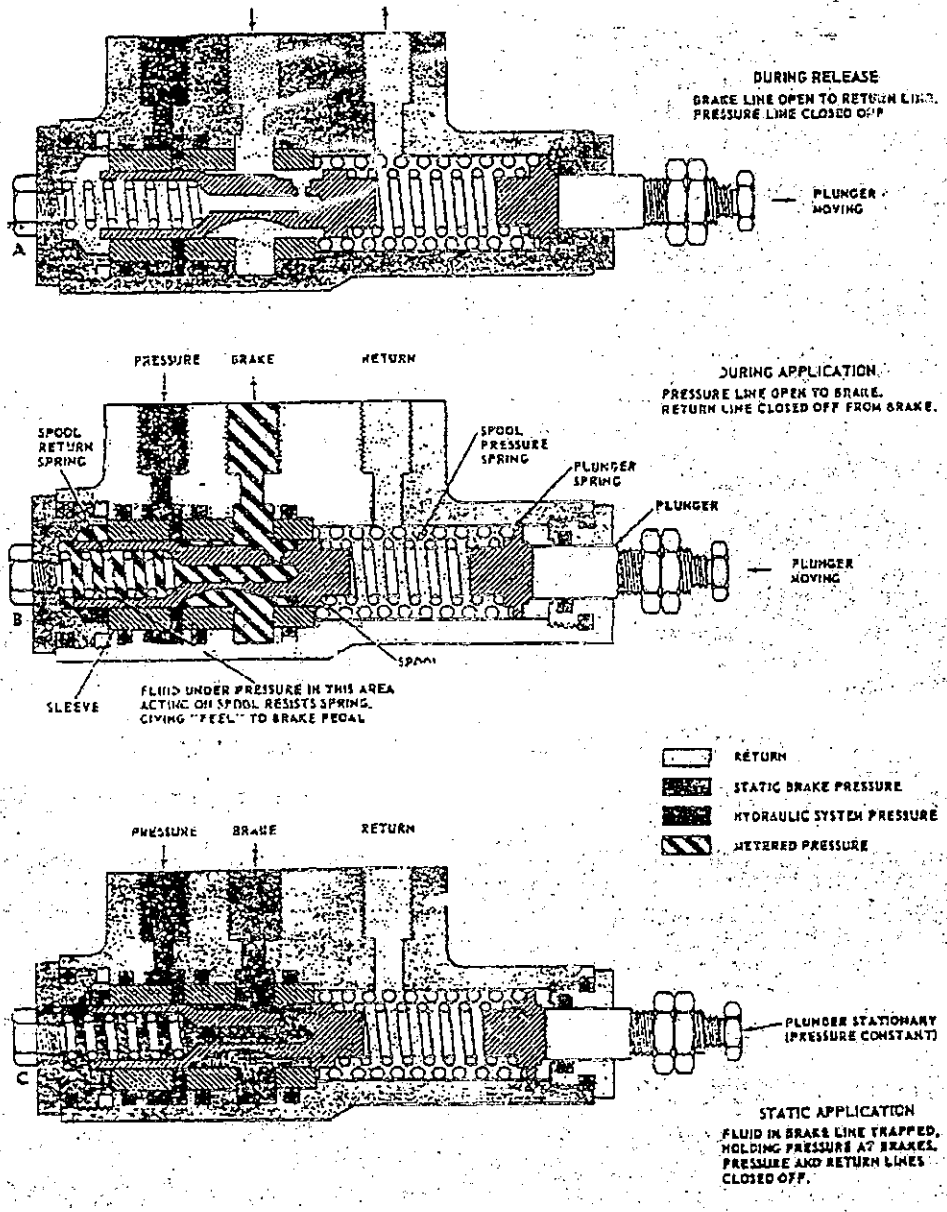
ตามรูปที่ ๔ เป็นแบบหนึ่งของ POWER BOST BRAKE SYSTEM MASTE CYLINDER ชนิดที่ก้านสูบถูกดึงหรือยืดออกนอกตัวกระบอกสูบขณะห้ามล้อ บางแบบจะเป็นชนิดที่ก้านสูบดันเข้าภายในกระบอกสูบขณะห้ามล้อ กระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (ตามรูปที่ ๔) ไม่ใช้แบบห้ามล้อแบบอิสระ เพราะใช้น้ำมันไฮดรอลิคจากสูบไฮดรอลิคของอากาศยานมาใช้

๒. ระบบห้ามล้อชนิดใช้ลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิค (POWER BRAKE CONTROVALSYSTEM)

สำหรับอากาศยานที่หนักจะต้องใช้กำลังในการห้ามล้อมากเกินกว่าที่จะใช้กระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (MASTER BRAKE CYLINDER) ให้ได้ผล ระบบห้ามล้อมอิสระจึงใช้ไม่ได้ จำเป็นต้องใช้ระบบห้ามล้อด้วยกำลังไฮดรอลิคจากระบบไฮดรอลิคโดยอาศัยลิ้นปรับกำลังในระบบไฮดรอลิคเพื่อนำความอัดไฮดรอลิคมาใช้ห้ามล้อ เพราะโดยปกติความอัดไฮดรอลิคในระบบสูงเกินไปไม่สามารถนำมาใช้ได้โดยตรง

ข้อแตกต่างระหว่างการห้ามล้อแบบใช้กระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (MASTER BRAKE CYLINDER) กับแบบ ใช้ลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิค (POWER BRAKE CONTROL VALVE) คือแบบใช้กระบอกสูบบังคับห้ามล้อจะเป็นตัวทำความอัดไฮดรอลิคส่งไปทำการห้ามล้อ แต่แบบใช้ลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิคจะมีหน้าที่เพียงควบคุมความดันไฮดรอลิค ที่มาจากสูบในระบบไฮดรอลิค แล้วส่งทอดไปให้ชุดอำนวยการห้ามล้อหรือพูดง่าย ๆ ว่า ลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิคทำหน้าที่ ลดความอัด (REDUCER PRESSURE)

ลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิที่ใช้ในการห้ามล้ออาจสร้างรูปร่างต่าง ๆ กันแต่หลักการทำงานเหมือนกัน ตามรูปที่ ๕ มีลักษณะภายนอกคล้ายแบบ POWER BOOST BRAKE MASTER CYLINDE คือมีช่องทางเข้าออกของน้ำมันไฮดรอลิค สามช่อง คือ ช่องความอัด (PRESSURE) สำหรับให้ไฮดรอลิคที่มีความดันจากสูบเข้าในลิ้น และช่องกลับ (RETURN) ของไฮดรอลิคออกจากลิ้น เมื่อไม่มีการห้ามล้อและช่องส่งไฮดรอลิคไปห้ามล้อ (BRAKE) สำหรับส่งน้ำมันไฮดรอลิคที่ถูกปรับความดันแล้วไปยังชุดอำนวยห้ามล้อ



รูปที่ ๕ แสดงการทำงานของลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิค

การทำงาน

๑. **ตำแหน่งที่ไม่ใช่ห้ามล้อ** (BRAKE OFF) ตามรูปที่ ๕ A ตัว PLUNGER จะยืดออกจากลิ้นโดยแรงสปริงตัว SPOOL RETURN SPRING จะดึงให้ตัว SPOOL (ลิ้นยาวดังในรูป) มาปิดช่อง PRESSURE และเปิดให้ช่อง BRAKE และช่อง RETURN ติดต่อถึงกันได้ (เหมือนลักษณะเปิดของลิ้นชดเชยในแบบกระบอกสูบบังคับห้ามล้อ)

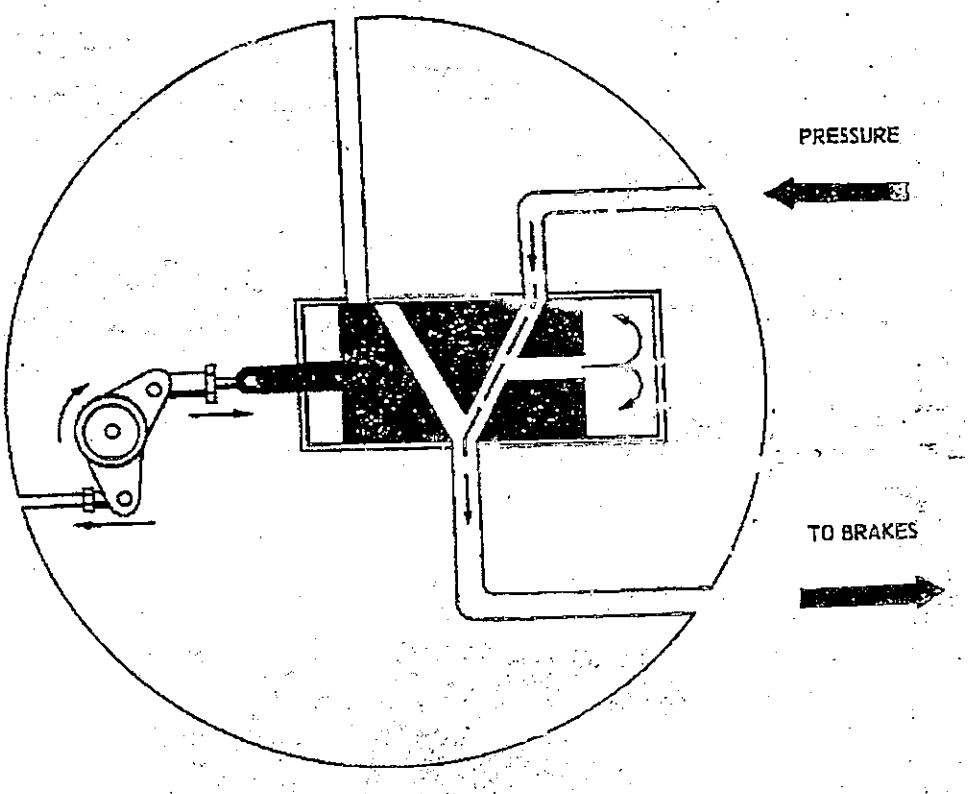
๒. **ตำแหน่งห้ามล้อ** (BRAKE APPLIED) ตามรูปที่ ๕ B เมื่อแผ่นห้ามล้อถูกเหยียบ จะทำให้ตัว PLUNGE เคลื่อนมาทางซ้าย เปิดให้ช่องไฮดรอลิคที่มีความอัดเข้ามาทางช่อง PRESSURE เข้าไปในตัวลิ้นได้เพียงเล็กน้อย และจะปิดช่อง RETURN กับช่อง BRAKE ไม่ให้ถึงกัน แต่เปิดให้ไฮดรอลิคที่ถูกควบคุมหรือรัดความอัด (METER PRESSURE) ภายในลิ้นแล้วออกไปทางช่อง BRAKE สำหรับไปห้ามล้อได้ ความอัดมากน้อยที่จะไปดำนวยห้ามล้อขึ้นอยู่กับแรงที่เหยียบแผ่นเหยียบห้ามล้อซึ่งจะมาอำนวย PLUNGER อีกทีหนึ่ง ถ้า PLUNGER ดันเข้าไปในลิ้นมาก ช่องระหว่างตัว SPOOL และช่องไฮดรอลิคที่เข้ามา (PRESSURE) ในตัว SPOOL ก็กว้างขึ้นภายในตัว SPOOL จะเป็นช่องกลาง (HOLLOW) มีรูให้น้ำมันไฮดรอลิคจากช่อง PRESSURE เข้าโดยรูเล็ก ๆ ไฮดรอลิคที่มีความอัดที่ผ่านรูเล็ก ๆ เข้าไปในตัว SPOOL จะดันให้ SPOOL เคลื่อนตัวมาทางขวา (พยายามให้ตัว SPOOL มาปิดช่อง PRESSURE นั่นเอง) แล้วออกช่อง BREAK ไปยังชุดอำนวยห้ามล้อ

๓. **ตำแหน่งคงที่** (PRESSURE CONSTANT) ตามรูปที่ ๕ จะมีอยู่ตำแหน่งหนึ่งระหว่างการห้ามล้อ คือ แรงที่เหยียบแผ่นห้ามล้ออยู่ไม่เพิ่มขึ้นหรือลดลงในระยะหนึ่งของการทำงานของ PLUNGER จะเปิดช่อง PRESSURE ปิดช่อง RETURN เปิดเฉพาะช่อง BRAKE เท่านั้น น้ำมันไฮดรอลิคคงที่ไม่เข้าไม่ออกจากชุดห้ามล้อ

เราสามารถทราบได้ว่ามีน้ำมันไฮดรอลิคที่มีความอัดหรือไม่ในช่องกลวงของ PLUNGER คือขณะที่เหยียบแผ่นห้ามล้อ (ที่ไปดันตัว PLUNGER) ถ้าไม่มีแรงต้านของตัว PLUNGER แสดงว่าไม่มีไฮดรอลิคหรือไม่มีไฮดรอลิคที่มีความอัดในลิ้น การห้ามล้อแบบใช้ลิ้นปรับความดันไฮดรอลิคจะต้องมีไฮดรอลิคที่มีความอัดหรือคาดการณ์อัดไว้สำรองในระบบเวลาถูกเติน เมื่อความอัดไฮดรอลิคจากปั๊ม ไฮดรอลิคเกิดเสียหรือไม่มี

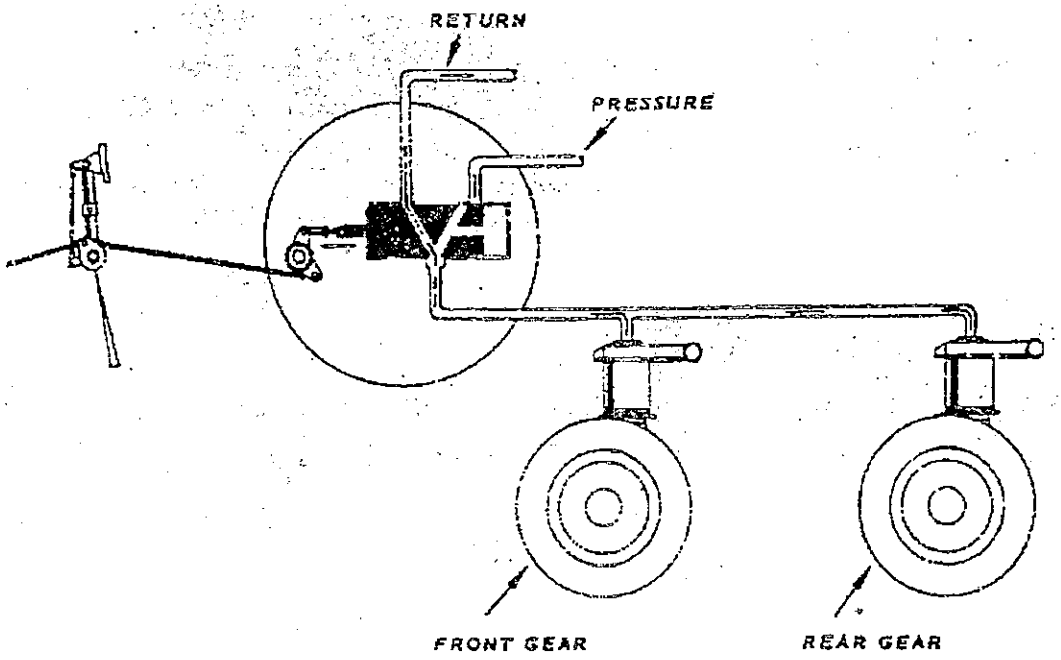
ห้ามล้ออากาศยานแบบ POWER BOOST BRAKE MASTER CYLINDER และแบบ POWER BRAKE CONTROL VALVE (เรียกอีกอย่างว่าแบบ PBCV) เรียกว่าแบบ INTEGRAL BRAKE SYSTEM คือใช้น้ำมันไฮดรอลิคที่มีความอัดจากระบบไฮดรอลิคของอากาศยานมาใช้

มีห้ามล้ออีกชนิดหนึ่งซึ่งใช้สำหรับเครื่องบินใหญ่ ๆ นอกจากแบบที่กล่าวมาแล้ว คือ SLAVE BRAKE SYSTEM เป็นระบบห้ามล้อชนิดที่มี กระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (INDEPENDENT BRAKE SYSTEM) รวมกันชนิดที่มี POWER BRAKE CONTROL VALVE (INTEGRAL BRAKE SYSTEM) เราควรทราบการทำงานของระบบห้ามล้อชนิดนี้ไว้บ้างดังนี้



Brake metering valve (brakes applied).

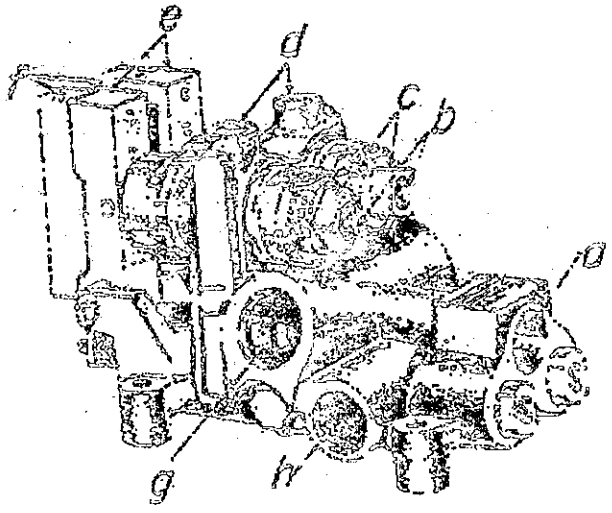
แสดงการทำงานของลิ้นปรับกำลังไฮดรอลิคอย่างง่าย ๆ รูปบนเป็นการทำงานรูปที่ ๕ Schematic ขณะใช้ห้ามล้อ รูปล่างเป็นการทำงานขณะไม่ได้ใช้ห้ามล้อ



๓.ระบบห้ามล้อชนิดผสม (SLAVE BRAKE SYSTEM)

ระบบห้ามล้อชนิดนี้ประกอบด้วยระบบห้ามล้อแบบอิสระ คือมีกระบอกสูบบังคับห้ามล้อ (MASTER BRAKE CYLINDER) รวมกับระบบห้ามล้อแบบร่วม (INTEGRAL BRAKE SYSTEM) คือห้ามล้อชนิดใช้ลิ้นปรับความดันไฮดรอลิค (POWER BRAKE CONTROL VALVE)แต่ในระบบนี้เรียกว่า (SLAVE METERING VALVE)

ความมุ่งหมายในการติดตั้งห้ามล้อชนิดผสมกับเครื่องบินใหญ่ ๆ ก็เพราะสามารถลดพื้นที่ในการติดตั้ง และน้ำหนักเบากว่า PBCV เมื่อเปรียบเทียบกัน จริงอยู่ที่ว่ากระบอกสูบบังคับห้ามล้อ จะเพิ่มน้ำหนักให้แก่เครื่องบินแต่ท่อทางไฮดรอลิคจากกระบอกสูบบังคับห้ามล้อมาเข้าชุด SLAVE MTERING VALVE จะเล็กกว่า อีกประการหนึ่งก็คือให้ไม่มีแรงดันสูงในห้องนักบิน



A. ACCUMULATOR PRESSURE INLET
B. PARKING PRESSURE OUTLET PORTS
C. SLAVE AND PARKING CYLINDER
D. SLAVE CYLINDER PRESSURE PORT
E. ACTUATING LEVER
F. ACTUATING LEVER SPRING ASSEMBLY
G. RETURN PORT (TO RESERVOIR)
H. DRAIN PORT

Hydraulically operated PBCV.

รูปที่ ๖ ชุดห้ามล้อชนิดผสม

ที่เหยียบห้ามล้อ (BRAKE PEDAL) ของนักบินและนักบินผู้ช่วยจะมี กระบอกสูบบังคับ ห้ามล้อคนละชุดแยกกัน สมมุติว่านักบินเหยียบห้ามล้อขวาจะมีผลให้กระบอกบังคับห้ามล้อส่งไฮดรอลิคที่มีความดันเข้าไป ช่องทางความอัด (PRESSURE PORT) ของชุดลิ้นปรับห้ามล้อ (BRAKE VALVE) แรงดันนี้จะทำให้ลูกสูบใน SLAVE และ PARKING CYLINDER-C ไปทางซ้าย และจะมีแรงส่งให้แขน (ACTUATING ARM) –e และชุดสปริง –f เคลื่อนที่ไปในทิศทางเดียวกัน และจะดันให้ส่วนล่างเคลื่อนตัวเข้าไปในชุดลิ้นปรับห้ามล้อ (BRAKE VALVE) การเคลื่อนไหวทางกลไกนี้จะดันมาทางขวา เพื่อทำการปรับ – จัด (METER FLUID) ไฮดรอลิคที่ไหลออกทางช่องไปสู่ชุดห้ามล้อ (BRAKE PORT) ของล้อขวา

ถ้าเหยียบแผ่นห้ามห้ามล้อซ้าย ก็จะไปทำให้กระบอกสูบบังคับห้ามล้อซ้ายส่งไฮดรอลิคไปเข้าช่องความอัด (d) ซ้ายบนของชุดลิ้นปรบห้ามล้อและเป็นผลให้ ชุดลิ้นปรับห้ามล้อส่งไฮดรอลิคที่จัดปรับ (METER FLUID) แล้วออกไปทำงานยังชุดห้ามล้อซ้าย เหมือนกับการทำงานของชุดห้ามล้อขวาดังได้กล่าวมาแล้ว

อากาศยานที่ติดตั้งห้ามล้อชนิดนี้ มักจะมีห้ามล้อจอด (PARKING BRAKE) ประกอบอยู่ด้วยโดยการเชื่อมโซลินอยด์ให้มาอำนวยให้ลิ้นของก้ามล้อทำงาน สวิตช์ของโซลินอยด์ของห้ามล้อจอดนี้ติดตั้งไว้ในห้องนักบิน ลิ้นของห้ามล้อจอดจะเปิดเมื่อโซลินอยด์ทำงานทำให้ไฮดรอลิคภายใต้ความอัด (UNDER PRESSURE) จากหน่วยกำลังของชุดห้ามล้อ (POWER BRAKE SECTION) เข้าไปยังช่อง b ของชุดลิ้นปรับห้ามล้อ (ด้านหลังช่อง b จะเป็นกระบอกและลูกสูบ – c) แรงดันของไฮดรอลิคที่เข้าช่อง b จะไปดันให้ลูกสูบในกระบอกสูบบังคับห้ามล้อจอดนี้เคลื่อนไปทางซ้ายเป็นผลให้สปริงไปอำนวยเข็ม (PIVOT) ให้ชุดห้ามล้อชนิดผสมนี้ปล่อยไฮดรอลิคออกไปทางช่อง b การทำงานในตำแหน่งนี้จะเป็นอยู่เช่นนี้ตลอดเวลาที่สวิตช์โซลินอยอยู่ตำแหน่ง เชื่อมหรือ BRAKE ON ความดันที่มาจากระบบห้ามล้อจะเป็นอยู่ตลอดเวลาที่ชุดห้ามล้อชนิดผสมหรือ PBCV นี้อยู่ในตำแหน่ง "ห้ามล้อ" ดังนั้นในระบบห้ามล้อจึงมีการติดตั้งหม้อสะสมความอัด (ACCUMULATOR) ไว้เพื่อให้แน่ใจว่ามีความดันให้อยู่ในระบบห้ามล้อจอดตลอดเวลาอันยาวนานได้

จากที่กล่าวมาแล้วจะเห็นได้ว่า กระบอกสูบของห้ามล้อชนิดผสม (SLAVE CYLINDER) ทำงานโดยอำนวยให้ แขน e และสปริง f ทำงาน ทำงานแต่ถึงอย่างไรก็ดี การทำงานของห้ามล้อชนิดผสมมิใช่ว่าจะต้องทำงานดังที่กล่าวมาแล้วเหมือนกันหมดทุกแบบ บางแบบก็ใช้ลูกสูบทำงานแทนแขนหรือสปริงดังที่กล่าวมาแล้ว ปรับ – จัด ไฮดรอลิคเองก็มี

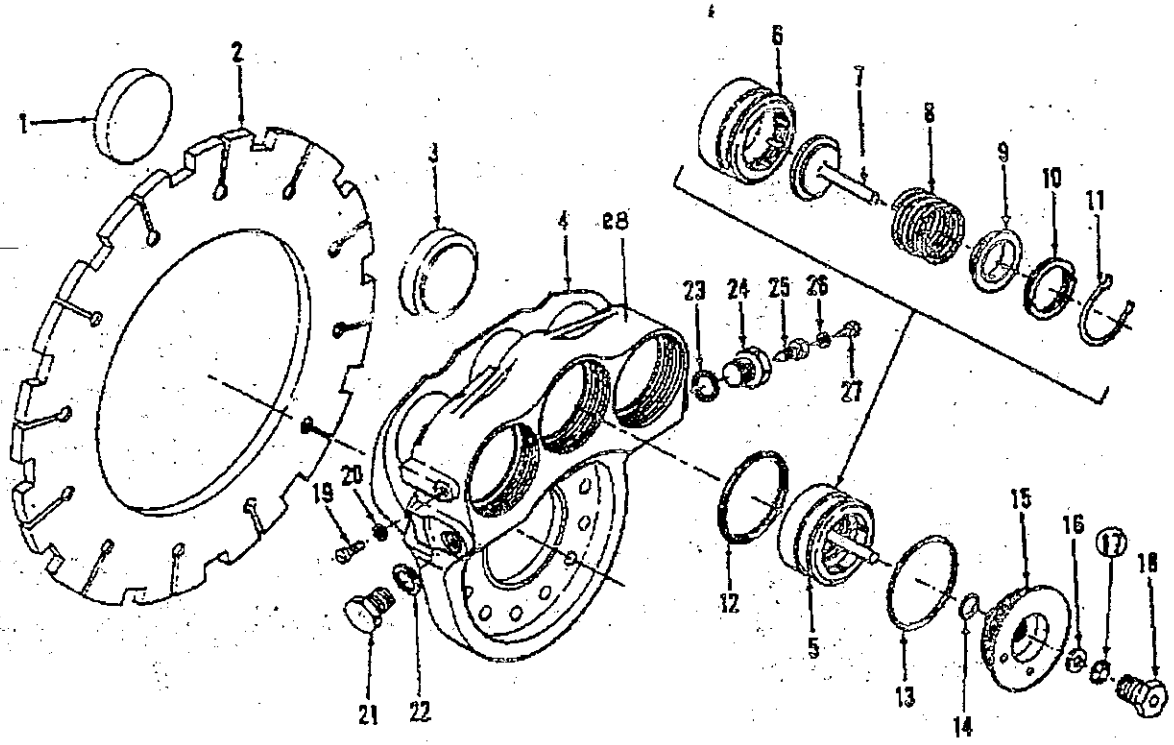
จากที่กล่าวมาแล้วท่านพอจะมองเห็นว่าตัว PBCV หรือ SLAVE METERING VALVE ทำงานอย่างไร อย่างไรก็ดีความดันแต่เพียงอย่างเดียวไม่เพียงพอที่ใช้ในระบบห้ามล้อได้ ชุดห้ามล้อบางแบบต้องการไฮดรอลิคจำนวนมาก เพื่อให้ทำงานได้รวดเร็วและต้องการให้ไฮดรอลิค (จำนวนนั้น) ออกจากชุดห้ามล้อโดยเร็วเมื่อเลิกใช้ห้ามล้อก็เป็นปัจจัยที่ต้องการที่สำคัญอันหนึ่งจึงมีการประดิษฐ์อุปกรณ์ชนิดหนึ่งใช้สำหรับความมุ่งหมายตามข้างต้น ติดตั้งอยู่ระหว่าง กระบอกสูบบังคับห้ามล้อ หรือ PBCV กับชุดอำนวยห้ามล้ออุปกรณ์นั้นคือลิ้นทอนกำลัง (DEBOOSTER VALVE)

สิ้นบังคับห้ามล้อจอด
(PARKING BRAKE VALVE)

สิ้นบังคับห้ามล้อจอดที่ใช้ในระบบห้ามล้อของเครื่องบินบางแบบมีไว้เพื่อแบ่งน้ำมันไฮดรอลิคที่มีความดันในชุดห้ามล้อไปใช้ควบคุม ให้มีการห้ามล้อ (เป็นเวลานาน) ขณะจอด สิ้นบังคับห้ามล้อแบ่งออกได้ ๒ แบบ แบบเดี่ยว (Individual type) และแบบคู่ (Dual type)

๑. แบบเดี่ยว (Individual type) คือ ที่ใช้สิ้นบังคับห้ามล้อจอดหนึ่งตัวต่อห้ามล้อแต่ละข้างของชุดห้ามล้อของอากาศยาน ตัวสิ้นบังคับห้ามล้อจอดทั้งสองตัวที่ติดตั้งห่างกัน จะต่อถึงกันโดยกลไก คือ ดึงคันห้ามล้อจอดครั้งเดียว สามารถทำให้สิ้นบังคับห้ามล้อจอดทั้งสองตัวทำงานได้พร้อมกัน ตามรูปที่ ๗ สิ้นบังคับห้ามล้อจอด แบบ A. จะทำงานเมื่อเราต้องเหยียบห้ามล้อก่อน แล้วจึงดึงคันห้ามล้อจอด (ขณะที่ดึงยังเหยียบแผ่นห้ามล้ออยู่) ส่วนแบบ B. สามารถที่จะดึงคันห้ามล้อจอดได้ทั้งก่อนที่จะเหยียบห้ามล้อและขณะที่เหยียบห้ามล้อ เนื่องจากตัว bobbin หมายเลข ๑๓ ในรูป design B มีสปริงอยู่ภายใจความดันที่ได้รับจากการเหยียบห้ามล้อ (หลังจากที่เราดึงคันห้ามล้อจอดไว้แล้ว) จะทำให้ตัว bobbin ออกจากที่นั่งเบ้า นั่นคือ ไฮดรอลิคจากการะบอกสูบบังคับห้ามล้อสามารถผ่านสิ้นบังคับห้ามล้อจอดไปยังชุดอำนวยห้ามล้อได้ (ตามลูกศร) และตัว bobbin ยังทำหน้าที่เป็นสิ้นทางเดียวของชุดอำนวยห้ามล้อด้วย คือให้ไฮดรอลิคที่มีความดันอยู่ภายในชุดอำนวยห้ามล้อไหลกลับมาหากระบอกสูบบังคับห้ามล้อไม่ได้ แต่จากกระบอกสูบบังคับห้ามล้อสามารถผ่านไปชุดอำนวยห้ามล้อได้

ขณะทำการห้ามล้อ ตัวจานห้ามล้อทั้งจานเดี่ยวและจานคู่จะหมุนไปพร้อมกับล้อของอากาศยาน จานห้ามล้อมักสร้างด้วยเหล็ก ส่วนประกอบโดยทั่วไปมีดังนี้



รูปที่ ๒ แสดงส่วนประกอบของชุดห้ามล้อชนิดจานเดี่ยว

ตามรูปที่ ๒ หมายเลข ๒๘ เรียกว่า CYLINDER HOUSING ซึ่งเป็นชิ้นเดียวกับหมายเลข ๔ เรียกว่า ANVIL ตรงกลางเป็นช่องว่าง (SLOT) หรือ THROAT สำหรับวางจานห้ามล้อตามหมายเลข ๒ ลงไป ตัว CYLINDER HOUSING อยู่ด้านหน้า ANVIL อยู่ด้านหลังเมื่อประกอบเข้ากับชุดล้ออากาศยาน ตัว CYLINDER HOUSING และ ANVIL นี้จะคงที่ไม่หมุนไปพร้อมกับล้อเหมือนจานห้ามล้อตัว CYLINDER HOUSING มีช่องเป็นตัวกระบอกสูบ (CYLINDER BORE) หนึ่งหรือมากกว่าขึ้นไป (ตามรูปมี ๓ กระบอกสูบ) แต่ละช่องนี้เรียกว่า CAVITY แต่ละ CAVITY ประกอบด้วยลูกสูบ (หมายเลข ๖) และชุดกลไกปรับตัวเอง (SELF ADJUSTING MECHANISM) หมายเลขตั้งแต่ ๑-๑๘ หรือรูปภาคตัดของชุดนี้ดูรูปที่ ๒

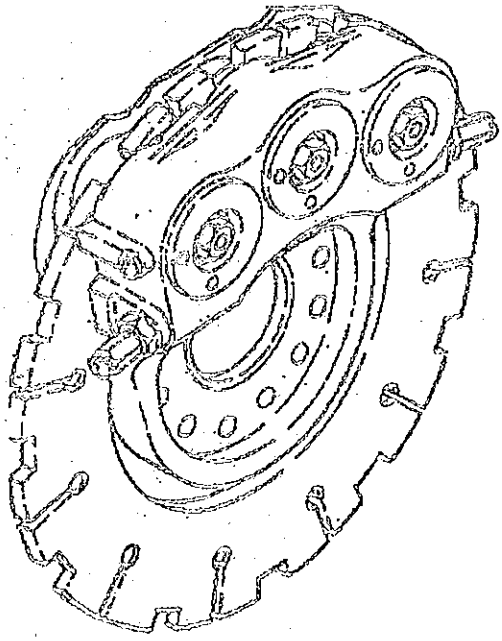
BRAKE LININ ดูรูปที่ ๒ หมายเลข ๑ และ ๓ ตัวเบรคไลนิ่งมีรูปร่างและวัสดุที่สร้างให้ทนต่อการเสียดสีได้มาก ๆ แต่ละ CAVITY จะมีเบรคไลนิ่งสองอัน หมายเลข ๑ ประกอบอยู่ในช่องของ ANVIL เป็นตัวอยู่กับที่ หมายเลข ๓ ประกอบอยู่หน้าลูกสูบใน CAVITY ของ CYLINDER HOUSING เบรคไลนิ่งตัวนี้จะเคลื่อนที่เข้าไปหาจานห้ามล้อขณะทำการห้ามล้อ (เนื่องจากตัวลูกสูบดันมันออกไปนั่นเอง) ตัวเบรคไลนิ่งบางทีเรียกว่า PUCK ก็มี

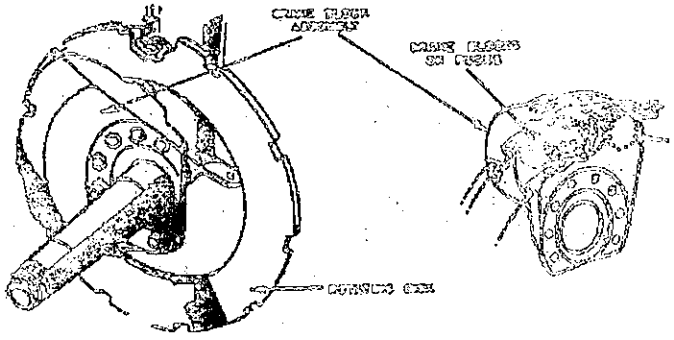
จานห้ามล้อ (BRAKE DISC) หมายเลข ๒ รูปที่ ๒ ลักษณะเป็นรูปวงแหวนพื้นเรียบ เป็นมันมีร่องหรือเป็นหยักตามขอบนอกเพื่อไว้สวมเข้ากับ CAVTY ของกงล้อ เพราะจานห้ามล้อจะหมุนไปพร้อมกับกงล้อด้วยห้ามล้อบางแบบประกอบชุดป้องกันหรือควบคุมเสียงเสียดสีของจานห้ามล้อขณะหมุนไปพร้อมกับล้อ

<u>การทำงาน</u> เมื่อเราเหยียบล้อไฮดรอลิคที่มีความอัดจากชุดกระบอกสูบบังคับห้ามล้อ หรือ PBCV จะเข้ามาในแต่ละ CAVITY ทำให้ลูกสูบไปดันให้เบรคไลนิ่ง (หมายเลข ๓ รูปที่ ๒) ออกไปสัมผัสกับจานห้ามล้อ จานห้ามล้อจะเคลื่อนไปหา ANVIL (หมายเลข ๔ รูปที่ ๒) พบกับเบรคไลนิ่ง (หมายเลข ๑) ที่ ENVIDY เข้าอีก ตัวจาห้ามล้อจะหมุนช้าลง หรือหยุดได้

ในแบบจานเดี่ยวนี้อาจมี CAVITY ๑ ตัว หรือมากกว่าก็ได้ ถ้ามี CAVITY ๑ ตัว จะไม่มีชุดกลไกปรับตัวเอง (SELP-ADJUSTING MECHANISM) แบบที่มี่ CAVITY ๒ ตัว หรือ ๓ ตัว (DOUBLE & TRIPLE CAVITIES) จะต้องมีชุดกลไกปรับตัวรองประกอบอยู่ใน CAVITY ทุกช่อง ชุดกลไกนี้จะทำงานโดยอัตโนมัติ เพื่อทำการชดเชยเบรคไลนิ่งซึ่งอาจสึกหรอไป และยังช่วงดึงเบรคไลนิ่ง (หรือลูกสูบ) กลับขณะปลดห้ามล้อด้วย

รูปที่ ๓ แสดงห้ามล้อชนิดจานเดี่ยวแบบ ๓ CAVITY และรูปที่ ๔ แสดงการประกอบห้ามล้อล้อชนิดจานเดี่ยวเข้ากับ AXEL ของฐานอวกาศยาน รูปที่ ๖ แสดงห้ามล้อชนิดจานคู่และรูปที่ ๕ แสดงภาคตัดของตัวชุดกลไกปรับตัวเอง



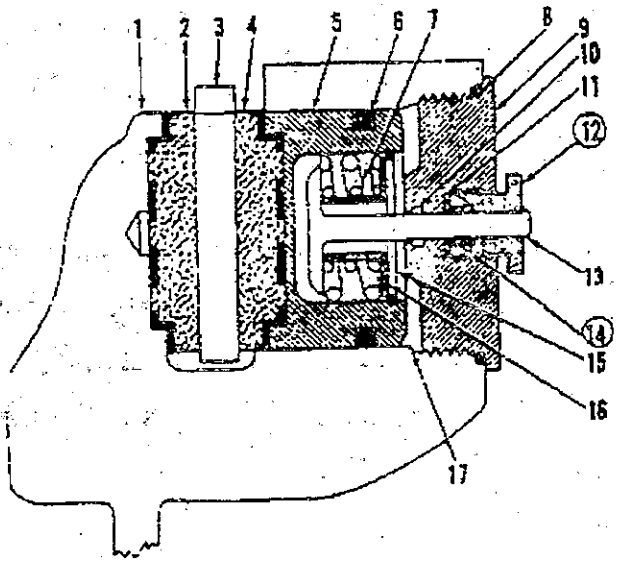


รูปที่ ๔ แสดงการประกอบห้ามล้อ
ชนิดจานเดี่ยว

รูปที่ ๓ ห้ามล้อชนิดจานเดี่ยว

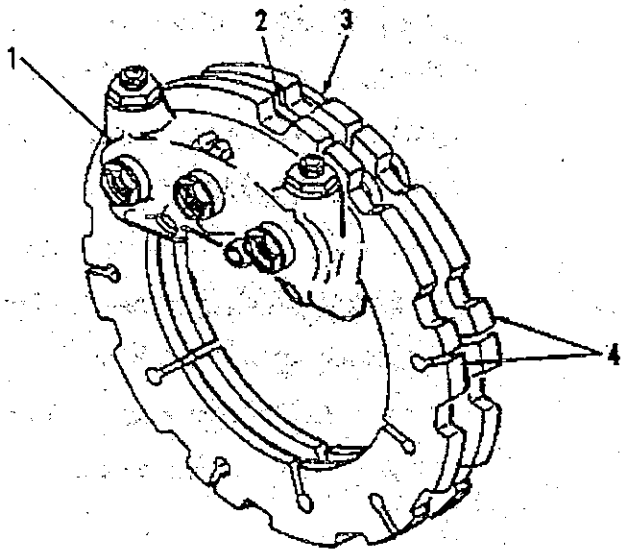
<u>ชุดกลไกปรับตัวเอง</u> ตามรูปภาพตัดที่ ๕ มีตัวกลางที่สำคัญคือพิน (หมายเลข ๑๓ รูปที่ ๕ หรือ หมายเลข ๗ รูปที่ ๒) ทำหน้าที่เป็นตัวหยุดการถอยกลับ (RETRACTION) ของลูกสูบใจ CAVITY ขณะที่ปลดห้ามล้อ เพื่อยืดอายุการใช้งานหรือควบคุมให้เบรคไลนิ่งมีการสึกหรอน้อยที่สุด ระยะห่างระหว่างจานห้ามล้อกับเบรคไลนิ่ง จะคงที่ตลอดเวลาด้วยการทำงานของพินครั้งนี้ ด้านสุดของพินที่ทะลุผ่านหัวกระบอกสูบ

(หรือ CAVITY) หมายเลข ๕ รูปที่ ๒) ออกมาภายนอกจะถูกยึดแน่นอยู่ด้วย LELP ADJUSTING PIN GRIP (หมายเลข ๑๔ ในรูปที่ ๕ หรือหมายเลข ๑๗ รูปที่ ๒) ในขณะที่ใช้ห้ามล้อ ตัวลูกสูบจะเคลื่อนตัวไปข้างหน้าเข้ามา ANVIL ดันเบรคไลนิ่งไปสัมผัสจานห้ามล้อ ขณะที่ลูกสูบเคลื่อนตัวไป พินก็ตามเข้าไปด้วย เนื่องจากหน้าแป้นด้านในสุดของพินถูกสปริง (หมายเลข ๗) ดันให้ตามลูกสูบไป พอห้ามล้อถูกปล่อย ตัวพินจะคงอยู่ในตำแหน่งที่ถูกปรับเข้าไปใหม่โดยการยึดของหมายเลข ๑๔



1 Brake housing (anvil section)
2 Inboard (anvil side) brake lining
3 Brake disc
4 Outboard (piston side) brake lining
5 Piston
6 Piston O-ring
7 Springs
8 Cylinder head O-ring
9 Cylinder head
10 Self-adjusting pin O-ring
11 Washer
12 Self-adjusting pin nut
13 Self-adjusting pin
14 Self-adjusting pin grip
15 Lock ring

รูปที่ ๕ แสดงภาคตัดของกลไกปรับตัวเอง



NOTE
THE TERMS INBOARD AND OUTBOARD ARE BASED ON THE POSITION OF THE BRAKE ASSEMBLY RELATIVE TO THE WHEEL. THE INBOARD SIDE OF THE BRAKE ASSEMBLY IS THAT PORTION TOWARD THE CENTER OF THE WHEEL.

1 Outboard housing assembly (cavity section)
2 Center carrier assembly
3 Inboard housing assembly (anvil section)
4 Brake disc

รูปที่ ๖ ห้ามล้อชนิดจานคู่

แรงลปริง (หมายเลข ๘ รูปที่ ๑๒) กระทำกับหน้าแปลกด้านในสุดของพิน (หมายเลข ๗ รูปที่ ๑๒) และตัวนำสปริง (SPRING GUIDE) หมายเลข ๙ รูปที่ ๒) เป็นสาเหตุให้ลูกสูบถอยหลังกลับมาจนหยุดเมื่อสัมผัสกับหน้าแปลนของพิน (หมายเลข ๖ ถอยหลังมาชิดหน้าแปนของหมายเลข ๗ รูปที่ ๒)

ข้อสังเกต เมื่อห้ามล้อถูกปลดจะเกิดช่องว่างขึ้นระหว่างลูกสูบกับด้านหน้าของหน้าแปลนของพิน ด้านที่หันเข้าหาลูกสูบ ข้อสำคัญในการที่หมายเลข ๑๕ (ของรูปที่ ๕ หรือ LELF ADJUSTIVN PIN GRIP หรือหมายเลข ๑๗ ของรูปที่ ๒) จะยืดหรือกดตัวพินได้ระยะที่ถูกต้องขึ้นอยู่กับความดันของไฮดรอลิคที่มาอำนวยให้ลูกสูบกับตัวพินเคลื่อนตัวไป และขันแป้นพิน (SELF ADJUSTING PIN NUT) หมายเลข ๑๒ รูปที่ ๕ หรือหมายเลข ๑๘ รูปที่ ๒) ด้วยแรงบิด (TORCUE) ที่ถูกต้องด้วย

ห้ามล้อชนิดจานคู่ (ดูรูปที่ ๖) ที่ใช้กับอากาศยานก็เพื่อต้องการแรงเสียดสีในการห้ามล้อเพิ่มขึ้น (จากชนิดจานเดี่ยว) แต่ไม่ได้มีการเพิ่มความดันในระบบห้ามล้อขึ้นแต่อย่างใด ตามรูปที่ ๖ จะเห็นว่ามีจานห้ามล้อเพิ่มขึ้นเป็นสองจานติดตั้งให้หมุนได้อยู่ในชุด CAVITY ชุดหน้าเป็น OUTBARD HOUSING หรือ CAVITY กับมี CENTER CAVITY คล้าย ๆ ANVIL คั่นอยู่ระหว่างจานห้ามล้อที่ ๑ และที่ ๒ หลังสุดเป็น ANVIL หรือเรียก INBOARD HOSING ตัว CENTER CAVITY หรือ CENTER CAIER ไม่ได้หมุนไปพร้อมกับจานห้ามล้อ แต่สามารถเคลื่อนตัวทางระดับคือมาข้างหน้าหรือไปข้างหลังได้ และในห้ามล้อแบบจานคู่จะมีเบรคไลนิ่งถึง ๔ อัน คืออันแรกติดตั้งที่ลูกสูบอันที่ ๒ และที่ ๓ ติดตั้งที่ด้านหน้าและด้านหลัง CENTER CAVITY อันที่ ๔ ติดตั้งที่ตัว ANVIL

เมื่อมีการห้ามล้อลูกสูบดันเบรกอันแรกไปสัมผัสจานห้ามล้อจานแรก จานห้ามล้อจานแรกถูกดันไปสัมผัสเบรคไลนิ่งด้านหน้าของ CENTER CAVITY ตัว CENTER CAVITY ถูกดันให้เอาเบรคไลนิ่ง ด้านหลังไปสัมผัสจานห้ามล้อจานที่สอง จานห้ามล้อจานที่สองถูกดันให้ไปสัมผัสกับเบรคไลนิ่ง อันที่อยู่ที่ด้วยการกระทำที่ต่อเนื่องกันดังนี้ จานห้ามล้มทั้งสองจานจึงได้รับแรงเท่า ๆ กัน เมื่อทำการปลดห้ามล้อด้วยสปริงดึงกลับที่อยู่ในชุดกลไกปรับตัวเอง แต่ละ CAVITY จะดันให้ลูกสูบถอยหลังกลับ

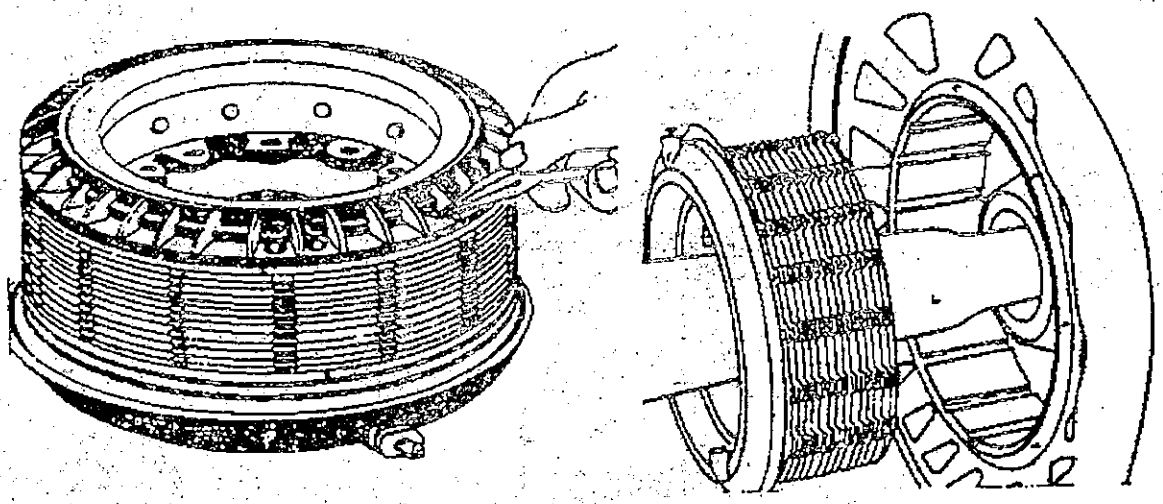
ห้ามล้อชนิดจานผสม
(MULTIPLE DISC PRAKE)

ห้ามล้อชนิดจานผสมนี้คล้ายกับห้ามล้อของจักรยาน ตามรูปข้างล่าง แสดงชุดจานห้ามล้อและการปรับก่อนที่จะนำเข้าประกอบกับกงล้อ จงสังเกตสลักที่อยู่ด้านวงในของชุดจานห้ามล้อ ซึ่งจะใช้ประกอบติดกับตัวผนังด้านในของชุดเพลาล้อ (AXIE FLANGE) จานห้ามล้อที่ใช้ในชุดห้ามล้อนี้มีสองชนิดคือ ชนิดเหล็กฉาบบรอนซ์เพื่อใช้สำหรับการเสียดสี และชนิดเหล็กล้วน ชนิดเหล็กฉาบบรอนซ์จะประกอบติดกันในร่องของกงล้อ เพื่อให้หมุนไปพร้อมกับกงล้อ แต่จานชนิดเหล็กล้วนจะไม่หมุนไปกับกงล้อ

ห้ามล้อชนิดผสมไม่ค่อยดีที่ว่า ถ้าห้ามล้อแรงจะทำให้ความร้อนแผ่กระจายไปทั่วทุกจาน ถ้าร้อนมาก ๆ ทำให้จานห้ามล้อขยายตัวติดกันมาก BRAKE จะติด ถ้ารุนแรงมากก็ใช้ห้ามล้อไม่ได้เลยเหมือนชนิดฉาบบรอนซ์ และจะเป็นตัวแบรคเกต (BRACKET) ซึ่งจะถูกยึดติดกับตัวผนังด้านในของชุดเพลาล้อ

เมื่อเหยียบแผ่นห้ามล้อ ไฮดรอลิคที่มีความอัดจะดันให้ชุดจานชนิดที่หมุนไปกับกงล้อและชนิดที่ไม่หมุนเข้าไปชิดกัน การเสียดสีของระหว่างผิวของจานห้ามล้อจะเป็นเหตุให้อากาศยานช้าลงได้ การเสียดสีทำให้เกิดความร้อนทำให้จานเกิดสึกบางเข้า การสึกย่อมทำให้เพิ่มระยะห่างของจานเพิ่มขึ้นด้วยนั่นคือจะทำให้การห้ามล้อไม่ได้ผลดีเท่าที่ควร การห้ามล้อที่ใช้ช่วงเวลาการทำงานมาก และต้องใช้กำลัง (ไฮดรอลิค) มากเป็นสาเหตุให้ความร้อนและความอัดสูงมากขึ้น และเป็นสาเหตุหนึ่ง ที่ทำให้จานห้ามล้อบิด, สปริงดึงกลับของลูกสูบแตกหักยืดออก และจำพวกSEALของลูกสูบจะชำรุด จงให้ชุดห้ามล้อขณะที่ทำงานแล้วเกิดความร้อนมากไว้เฉย ๆ มันจะเย็นลงเอง เนื่องจากจานห้ามล้อที่สัมผัสกันนั้น เป็นโลหะคนละชนิดกัน การตรวจระยะเว้นของชุดห้ามล้อต้องตรวจตามระยะเวลา เมื่อมีการใช้ห้ามล้อตามปกติ และควรมีการตรวจพิเศษถ้ามีการใช้ห้ามล้ออย่างรุนแรง (HARD) และดูการ (DISHED) และการบิดเบี้ยวของจานห้ามล้อ การยึดหรือแตกหักของสปริงดึงกลับตรวจและปรับระยะเว้นของชุดห้ามล้อโดยใช้แผ่นแหย่วัด

จานห้ามล้อทั้งหมดเรียงไว้ในชุดเดียวกันโดย ANCHOR BRACKET และยึดไว้ด้วย STEEL DISC RETAINING การปรับระยะเว้นระหว่างจานให้ได้ตามเกณฑ์ ก็โดยการคลายสลักโลหะนี้ก่อน เมื่อตรวจโดยใช้แผ่นแหย่ (THICKNESS GAGES) และปรับเรียบร้อยแล้วก็ขันสลัก และมี SCHEW สองตัวห้ามด้วยสลักผ่า ดูรูปที่ ๗ ซ้าย

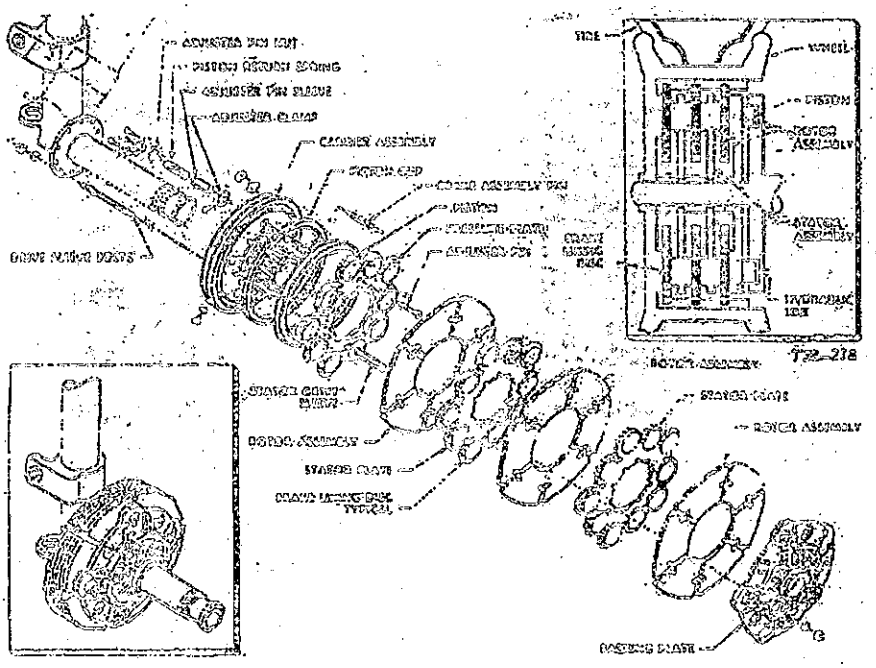


รูปที่ ๗ ห้ามล้อชนิดจานผสม

ห้ามล้อชนิดเซ็กเม้นท์โรเตอร์
(SEGMENTED ROTOR BRAKE)

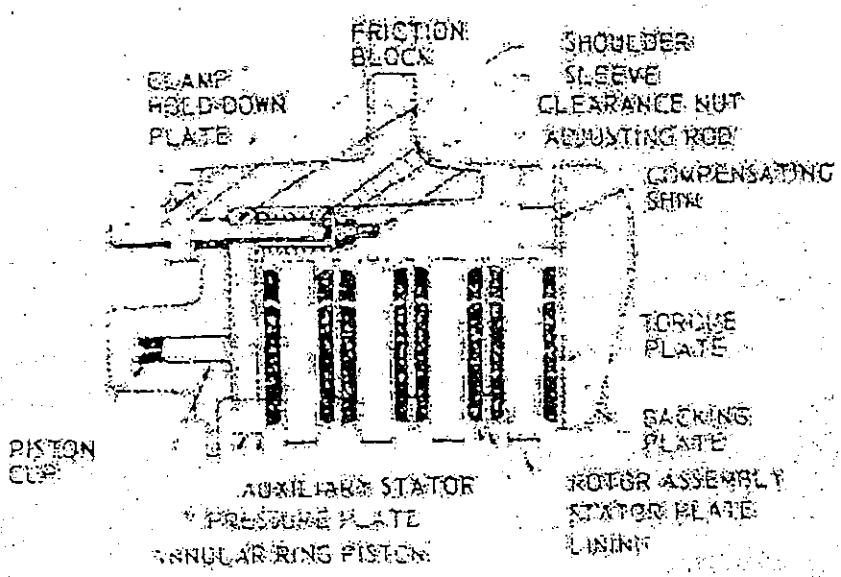
การทำงานของห้ามชนิดเซ็กเมนท์โรเตอร์ก็เหมือน ๆ กับการทำงานของระบบห้ามล้อแบบ จานชนิดต่าง ๆ ดังกล่าวมาแล้วคือ มีการสัมผัสระหว่าง จานชุดคงที่และจานผสมที่หมุนไปพร้อมกับกงล้อ พร้อมทั้งจะมีการเสียดสีอย่างมากของ เบรดไลนิ่งระหว่างจานห้ามล้อเท่านั้น

ส่วนประกอบของห้ามล้อแบบเซ็กเมนท์โรเตอร์ ตามรูปที่ ๘ ประกอบด้วยชุด carrier, แผ่นให้กำลังอัด (pressure plate) ชุดอยู่กับที่ (stator) และไลนิ่ง ชุดจานหมุน (rotor สามจานตามรูป) ตัวดันจานกลับ (backing plate) และชุดปรับห้ามล้ออัตโนมัติ ซึ่งมี ลูกสูบแหวนรองกันรั่วลูกสูบ และ compensating shim ตัว carrier เป็นตัวหลักสำหรับประกอบชิ้นส่วนอื่น ๆ ของชุดห้ามล้อและประกอบติดอยู่กับ shock strut brake flange หรือ axle จะมีตัว stator drive key ซึ่งจะคอยป้องกันไม่ให้ stator plate และไลนิ่งหมุนขณะเมื่อใช้ห้ามล้อ ตัว carrier จะมีลักษณะเป็นรูปเบ้าลึกเข้าไปสำหรับประกอบลูกสูบ และแหวนกันรั่วของลูกสูบ ไฮดรอลิคจะเข้ามาทางตัว carrier จากทางด้านนอก คือมาจากระบบห้ามล้อของอากาศยานตัวแผ่นให้กำลังอัด หรือ pressure plate จะเป็นวงกลมและเรียบพอดีเหมาะที่จะใส่ใน stator drive key ได้ ตัวลูกสูบจะทำหน้าที่ดันให้แผ่นให้กำลังอัดนี้ ส่งตัวจานคงที่และจานที่หมุนไปพร้อมกับกงล้อไปสัมผัสกัน ขณะที่ใช้ห้ามล้อ ตัว return spring หรือ สปริงดันกลับ จะเป็นตัวดันให้แผ่นให้กำลังอัดกลับสู่เบ้า (stator drive key) เมื่อเลิกใช้ห้ามล้อ ตัวคงที่ (stator plate) และไลนิ่งจะประกอบติดกัน เส้นผ่านศูนย์กลางวงในของ (stator plate) นี้ต้องให้เท่ากัน stator drive key พอดีเพื่อว่าจะไม่ต้องหมุนขณะใช้ห้ามล้อ



รูปที่ ๘ ห้ามล้อชนิดเซ็กเม้นท์โรเตอร์

จำนวนของจานที่หมุนได้ (SEGMENT ROTORS) ทั้งหมดจะยึดอยู่ด้วยกันโดย ROTOR LINK ขอบนอกของจานที่หมุนได้นี้จะทำเป็นหยัก หรือร่องไว้เพื่อให้ประกอบเข้ากับร่องนำของกงล้อ (WHEEL ROTOR DRIVE KEY) ได้พอดี เพราะจะได้หมุนไปพร้อมกับกงล้อได้นั่นเอง ตัวจานหมุนเหล่านี้สร้างด้วยเหล็กที่มีความแข็งแรงสูงมากไว้สำหรับรับการทำงานของชุดไลนิ่งขณะใช้ห้ามล้อ ตัว BACKING PLATE (ตัวหน้าสุดในรูป) จะเป็นตัวคงที่ (ไม่หมุน)



รูปที่ ๙ แสดงภาคตัดของกลไกปรับตัวเองที่ใช้กับห้ามล้อชนิดเซ็กเม้นท์โรเตอร์

ให้ไลนิ่งประกบอยู่เพียงด้านเดียว-ด้านที่หันไปหาจานหมุน ตัวปรับเบรคไลนิ่งอัตโนมัติตามรูปที่ ๙ ที่ประกอบอยู่ในชุดห้ามล้อชนิดเซ็กเม้นท์โรเตอร์ ก็เพื่อชดเชยหรือดันตัวไลนิ่งที่สึกไปเนื่องจากการเสียดสีขณะห้ามล้อให้ออกมาอยู่ในระยะห่างเท่าเดิม หรือพูดอีกอย่างว่าคอยปรับระยะเว้น (CLEARANCE) ระหว่างจานที่หมุนและจานที่อยู่กับที่ให้มีระยะเท่าเดิมตลอดเวลา แผ่นเสริม (COMPENSATING SHIM) จะใช้เมื่อพวกไลนิ่งสึกหรอไปมาก ที่ใช้แผ่นเสริมซึ่งมีความหนาเพียงหนึ่งเท่าครึ่งของความหนาของไลนิ่งก็เพื่อจำกัดระยะเคลื่อนที่ทั้งหมดของลูกสูบห้ามล้อ รูปที่ ๘ แสดงการแยกชิ้นของชุดกลไกปรับตัวเอง ส่วนรูปที่ ๙ แสดงการประกอบเข้าชุด

ไฮดรอลิคที่มีความอัดจากระบบห้ามล้อมาเข้าชุดห้ามล้อนี้ตรงชุด CARRIER _____ หลัง PISTON CUP และดันให้ SEAL และลูกสูบเคลื่อนที่ไปข้างหน้าจาก CARRIER (ตามรูปที่ ๙ PISTONCUP-SEAL เคลื่อนไปทางขวา) ลูกสูบจะส่งแรงดันให้แผ่นให้กำลังอัด และจานคงที่กับชุดไลนิ่ง คือไลนิ่งจะไปสัมผัสกับจานคงที่และไปสัมผัสกับจานที่หมุนได้จานแรกและจะไปสัมผัสกับจานคงที่ตัวต่อไปสัมผัสกับชุดไลนิ่ง เป็นไปตามลำดับจนกระทั่งจานห้ามล้อทุกอันสัมผัสกันหมด ตัวแผ่นให้กำลังอัด (PRESSURE PALTE) ตัวจานห้ามล้อชนิดคงที่แผ่นกลาง (AUXILIARY STOTOR PLATE) ชุดไลนิ่ง

และจานชนิดคงที่แผ่นนอกทุกตัวที่กล่าวมาแล้วจะไม่หมุน เนื่องจากใช้ STATOR DRIVE KEY จากชุด CARRIER _ _ _ _ _ _ _ _ _ประกอบอยู่ ส่วนชุดจานชนิดหมุนได้ (ไปพร้อมกับกงล้อ) – ROTOR SEGMENT ASSEMBLY จะประกอบให้สัมผัสกับกงล้อ ดังนั้นเราจะเห็นได้ว่า ชุดที่ไม่ได้หมุนกับตัวไลนิ่งถูกดันให้เข้าไปสัมผัสกับชุดที่หมุนได้ ทำให้การหมุนช้าลงเป็นการห้ามล้อนั่นเอง เมื่อปลดห้ามล้อ ตัวสปริงเด้งกลับ (PRESSURE PLATE และ AUXILIARY STATOR ถอยหลังกลับไปสู่ตำแหน่งเดิม)

ตัวปรับอัตโนมัติ (AUTOMATIC ADJUSTTER) ทำงานเช่นเดียวกับตัวปรับอัตโนมัติของห้ามล้อแบบจานนั่นเอง ขณะที่ใช้ห้ามล้อ แผ่นให้กำลังอัดจะเคลื่อนที่ไปข้างหน้าหาชุดจานชนิดที่หมุนได้ ดังนั้นสปริงในชุดปรับตัวเองโดยอัตโนมัติจะกดหรือดัน (แผ่นให้กำลังอัด) เมื่อชุดไลนิ่งสึก แผ่นให้กำลังอัดจะเคลื่อนต่อไปข้างหน้าจนสัมผัสกับ SLEEVES บน ADJUSTTING ROD หรือ PIN การเคลื่อนที่ของแผ่นให้กำลังอัด (PRESSURE PLATE) ที่เกิดขึ้นเมื่อไลนิ่งสึกจะดึงให้ ADJUSTING PIN – ROD ผ่าน FRICTION BLCOK ตัว SHOULDER บน ADJUSTING PIN คอยปรับกันไม่ให้แผ่นให้กำลังอัดถอยหลังกลับเกินกว่าระยะเว้นของล้อตามที่ได้ออกแบบไว้ ขณะที่ใช้ห้ามล้อและปลดห้ามล้อตัว ADJUSTING PIN จะเคลื่อนที่ผ่าน FRICTION BLOCK เนื่องจากไลนิ่งสึกไปอย่างไรก็ดี ระยะเว้นการทำงาน (CLEARANCE) ก็คงมีเท่าเดิม

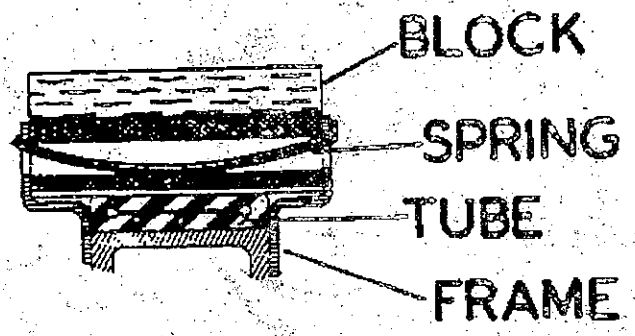
ดังนั้นสิ่งที่สำคัญในการทำงานของชุดปรับอัตโนมัตินี้ก็คือ ขนาดที่เหมาะสมหรือความฝืดที่พอดี CORRECT FRICTION ระหว่าง ADJUSTING PIN กับ FRICTION BLOCK อย่าทาสีหรือให้หล่อลื่นและไขเข้าไปในระหว่างชุดนี้

จากการวัด ADJUSTING PIN ซึ่งยื่นออกมาจาก FRICTION BLOCK เราก็จะสามารถทราบการสึกหรือการใช้งานไปไม่มากน้อยของไลนิ่งได้ ถ้าไลนิ่งยิ่งสึกตัว ADJUSTING PIN ก็ยิ่งจะสั้นเข้า ดังนั้นถ้าระยะของตัว ADJUSTING PIN ต้นกว่าเกณฑ์ที่กำหนดหรือต่ำเกินไป (LOW LIMIT)

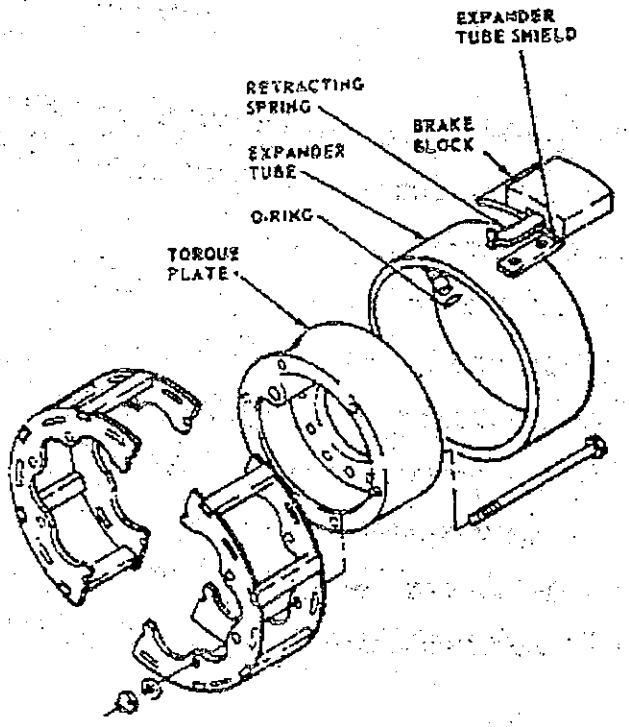
จะต้องเปลี่ยนแผ่น COMPENSATING SHIM หรือเปลี่ยนไลนิ่ง ถ้าคราวก่อนได้เปลี่ยนแผ่น COMPENSATIN SHIM ---------- ไปแล้ว เมื่อทำการเปลี่ยน SHIM หรือไลนิ่งในชุดห้ามล้อจะต้องปรับ (RESET) ตัวปรับอัตโนมัติใหม่

ห้ามล้อชนิดท่อขยาย
(EXPANDER TUBE BRAKE)

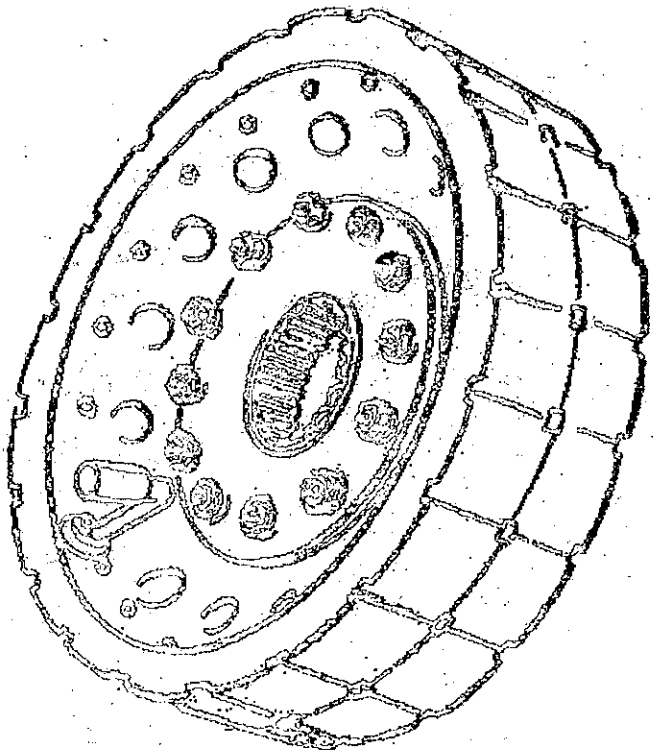
ห้ามล้อชนิดท่อขยายเป็นห้ามล้ออีกแบบหนึ่งที่แตกต่างไปจากห้ามล้อชนิดอื่น เช่น แบบจานหรือแบบเซ็กเม้นท์โรเตอร์ ห้ามล้อชนิดท่อขยายใช้ BRAKE DRUM ในการช่วยให้มีความฝืดกับกงล้อ ห้ามล้อชนิดนี้มีส่วนประกอบใหญ่ ๆ ลื่อย่างคือ โครงชุดห้ามล้อ (BRAKE FRAME) ท่อขยาย (EXPANDER TUBE) ตัวแผ่นห้ามล้อ (BRAKE BLOCK) หรือตัวไลนิ่งและชุดสปริงดึงกลับ (RETRACTION OR RETURN SPRING) ดูรูปที่ ๑๐



รูปที่ ๑๐ แสดงส่วนประกอบของห้ามล้อชนิดท่อขยาย



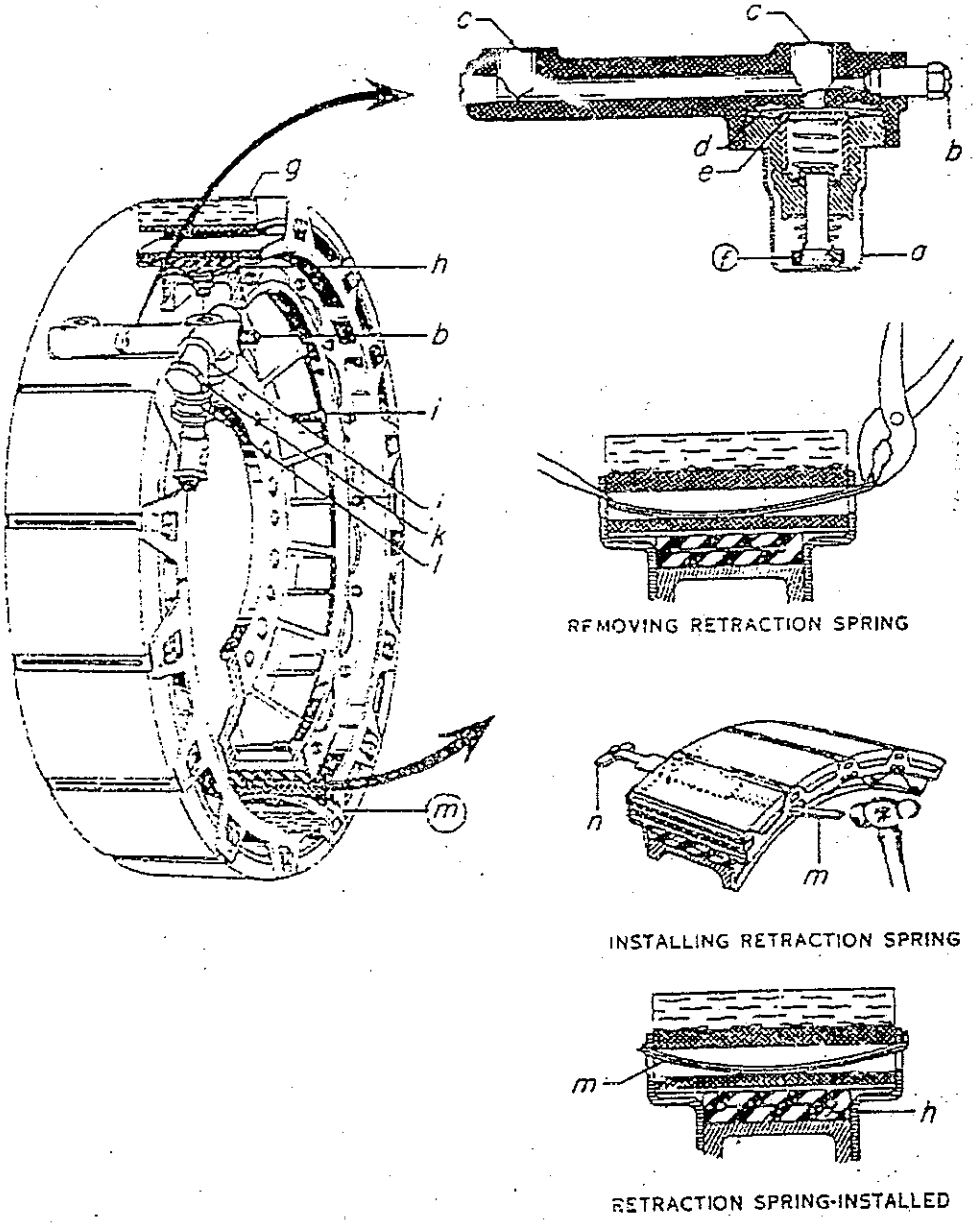
การสร้างห้ามล้อชนิดที่ขยายจะมีสองแบบคือ แบบเดี่ยว (SINGLE) หมายความถึงว่ามีชุดตัวแผ่นห้ามล้อแถวเดียว (ดูรูป ๑๒) และแบบคู่ (DUPLEX) หมายความถึงว่ามีชุดแผ่นห้ามล้อสองแถว (ดูรูปที่ ๑๑) และบางทีอาจใช้แบบคู่ถึงสองชุดในกงล้ออันเดียวเรียก (DUAL DUPLEX) ถ้าอากาศยานชนิดนั้นต้องการผลหรือความแรงในการห้ามล้อมาก



รูปที่ ๑๑ ห้ามล้อชนิดท่อขยายแบบคู่ (DUPLEX)

ท่อขยาย (EXPANDER TUBE) ตามรูปที่ ๑๐ จะมีลักษณะเป็นท่อกลมแบนภาพ สร้างด้วยยางผสมแล่ะ FABLIC อยู่ในวงของ BRAKE FRAME และมีหัวต่อกับท่อไฮดรอลิคในระบบห้ามล้อของอากาศยาน ตัวท่อขยายประกอบอยู่ระหว่าง BRAKE FRAMS และ TORQUE PLATE จะมีชุดสปริงดึงกลับและตัวแผ่นห้ามล้อหรือไลนิ่งประกอบอยู่บนท่อขยายและอยู่ในกรอบหรือช่องของ BRAKE FRAME อีกทีหนึ่งตัวแผ่นห้ามล้อนี้สร้างด้วยวัสดุ เช่นเดียวกับที่ใช้สร้างไลนิ่งในห้ามล้อแบบทั่วๆ ไปนั้นเอง เพียงแต่ว่าในห้ามล้อชนิดท่อขยายไลนิ่งจะตัดเป็นรูปขนาดช่อง (BLOCK) ของ BRAKE FRAME และกดให้ติดกับ BRAKE BLOCK ไว้ช่อง (LUG) ของ BRAKE FRAME จะทำหน้าที่กันไม่ให้ตัวแผ่นห้ามล้อหรือไลนิ่งหมุนไปพร้อมกับกงล้อได้ และที่ขอบทั้งสองข้างแต่ละช่องใน BRAKE FRAME จะมีช่องเล็ก ๆ (ดูรูปที่ ๑๒) ไว้สำหรับเสลดใส่สปริงดึงกลับของไลนิ่งแต่ละอันเพื่อใช้ยึดตัวแผ่นห้ามล้อหรือไลนิ่งให้อยู่ในช่อง BRAKE FRAME หรือ LUG ไม่เคลื่อนตัว ขณะท่อขยายที่อยู่ภายใต้ลดความดันลงขณะปลดห้ามล้อ

การห้ามล้อชนิดท่อขยายนี้ก็ใช้ไฮดรอลิคที่มีความดันมาจากระบบห้ามล้อของอากาศยาน เหมือนกับการห้ามล้อชนิดอื่นนั่นเอง เมื่อเหยียบแผ่นห้ามล้อไฮดรอลิคที่มีความอัดจะเข้ามาในท่อขยายตัว BRAKE FRAME และ TORQUE PLATE จะทำหน้าที่ป้องกันไม่ให้ท่อขยายขยายตัวออกนอกกรอบที่สร้างไว้นั้น ในขณะเดียวกันความอัดของไฮดรอลิคในท่อขยายจะดันให้ชุดแผ่นห้ามล้อหรือไลนิ่งที่อยู่โดยรอบ FRAME ออกไปสัมผัสกับ BRAKE DURM ที่กงล้อเมื่อเราปลดห้ามล้อ (RELEASE BRAKE) ตัวสปริงดึงกลับที่อยู่ใต้ไลนิ่งก็จะดันให้ไฮดรอลิคไหลออกจากท่อขยายและดึงให้ตัวไลนิ่งออกจาก BRAKE DRUM



รูปที่ ๑๒ ห้ามล้อชนิดท่อขยาย

เนื่องจากห้ามล้อชนิดท่อขยายนี้ไม่มีกลไกสำหรับปรับระยะเว้นห้ามล้อ (LINING CLEARANCE) จะมีการติดตั้ง PRELOAD VALVE ขึ้นตรงทางเข้า (ของไฮดรอลิค) สู่ท่อขยาย PRELOAD VALVE นี้จะช่วยรักษาความดันกลับ (BACK PRESSURE) ในท่อขยายให้คงเหลือไว้บ้าง ขณะที่เราปลดห้ามล้อหรือเลิกใช้ห้ามล้อแล้ว BACK PRESSURE จะทำให้ท่อขยายตัวเพียงเล็กน้อยหรือบางสาวนจะเป็นการปรับระยะเว้นของห้ามล้อให้พอก็ได้ ถึงแม้จะมี BACK PRESSURE ซึ่งจะคอยปรับระยะเว้น แต่เนื่องจากสปริงดึงกลับอาจล้าไปบ้าง หรือท่อขยายอาจยืดขยายมากเกินไปเนื่องจากใช้งานหรือสาเหตุเกี่ยวข้องอื่น ๆ ทำให้ BACK PRESSURE ปรับระยะเว้นไม่ได้เต็มที่ หรือสมบูรณ์ดีตลอดเวลา ดังนั้นจึงต้องมีการปรับที่ตัว PRELOAD VALVE (ที่ SCREW F.รูปที่ ๑๒) เพื่อเป็นการเพิ่มความอัดที่ตัว SPRING ใน PRELOAD VALVE นั่นเอง

สรุปชนิดของห้ามล้ออากาศยาน

๑. แบบก้ามปู
- การทำงานเหมือนห้ามล้อรถยนต์
- SINGLE SERVO ก้ามปูทำงานด้านเดียว
- DUOSERVO หรือ REVERSIBLE ก้ามปูทำงานสองด้านไม่ว่าล้อจะหมุนซ้ายหรือขวา

การปรับ ดูระยะห่างระหว่างก้ามปูกับ BRAKE DURM

๒. จานเดี่ยวและจานคู่
- ตัวจานห้ามล้อจะหมุนไปพร้อมกับกงล้อ
- จานห้ามล้อสร้างด้วยเหล็ก
- มีชุดกระบอกสูบหรือเรียกว่า CAVITY และ LINING คู่ (ทั้งหน้าและหลังลูกสูบ)
- การปรับมีกลไกปรับตัวเอง (SELF ADJUSTING MECHANICAL) ใช้ PIN กับสปริงคอยดันไลนิ่งให้อยู่ในระยะสำหรับห้ามล้อ เมื่อไลนิ่งเกิดสึกเข้าไป (ถ้ามี 1 CAVITY จะไม่มีกลไกปรับตัวเอง)

๓. จานผสม
- มีจานห้ามล้อสองชนิดวางสลับกัน
- จานที่สร้างด้วยเหล็กฉาบบรอนซ์มีร่องสำหรับประกอบเข้ากับกงล้อเพื่อให้หมุนไปพร้อมกับกงล้อ ส่วนจานที่สร้างด้วยเหล็กล้วนจะอยู่กับที่
- การทำงาน เมื่อใช้ห้ามล้อไฮดรอลิคจะดันให้จานทั้งสองชนิดที่วางสลับกันอยู่เข้าไปชิดกันทำให้จานที่หมุนไปพร้อมกับกงล้อซึ่ง ประกอบติดกับกงล้อหมุนช้าลง การปรับ ห้ามล้อแบบนั้นไม่มีการปรับใช้แผ่นแหย่ตรวจดูระยะห่างระหว่างจานอย่างเดียว แล้วจะทราบว่าไลนิ่งสึกมากน้อยเท่าไร

๔. เซกเมนท์โรเตอร์
- มีกระบอกสูบและลูกสูบผสมกัน
- ROTOR เป็นเหมือนจานห้ามล้อสร้างด้วยเหล็กกล้าและประกอบติดกับกงล้อจะหมุนไปพร้อมกับกงล้อด้วย
- STATOR เหมือนจานห้ามล้อเป็นที่ประกอบไลนิ่งที่ด้านหน้า จานแบบนี้ติดตั้งสลับกับ ROTOR และจะไม่หมุนไปกับกงล้อ

การปรับ มีตัวปรับอัตโนมัติ (AUTOMATIC ADJUSTER) มี PIN & SPRING คล้ายห้ามล้อแบบจานเดี่ยวและจานคู่ แต่ตัว PIN จะโผล่ออกนอกชุดห้ามล้อเพื่อแสดงว่าไลนิ่งสึกมากน้อยเท่าไร ถ้า PIN ยิ่งหดสั้นเข้า แสดงว่าไลนิ่งสึกมากการตรวจ ดูความยาวของ PIN ถ้าต่ำกว่าเกณฑ์ให้เปลี่ยนแผ่นเสริม (SHIM) ที่ด้านหน้าของโรเตอร์ในชุดห้ามล้อก่อนครั้งต่อไปให้เปลี่ยนไลนิ่ง

๕. แบบท่อขยาย (EXPANDER TUBE BRAKE)

- ประกอบด้วยโครง (BRAKE FRAME) ท่อขยาย (EXPANDER) ไลนิ่ง หรือ BRAKE BLOCK และสปริงดึงกลับ (RETURN SPRING)
- การทำงาน เมื่อลงใช้ห้ามล้อไฮดรอลิคจะเข้าไปในท่อขยายท่อจะขยายตัวออกดันไลนิ่งให้ไปสัมผัสกับผิวด้านในของกงล้อ เมื่อปลดห้ามล้อสปริงจะดึงไลนิ่งกลับคืนที่เดิม

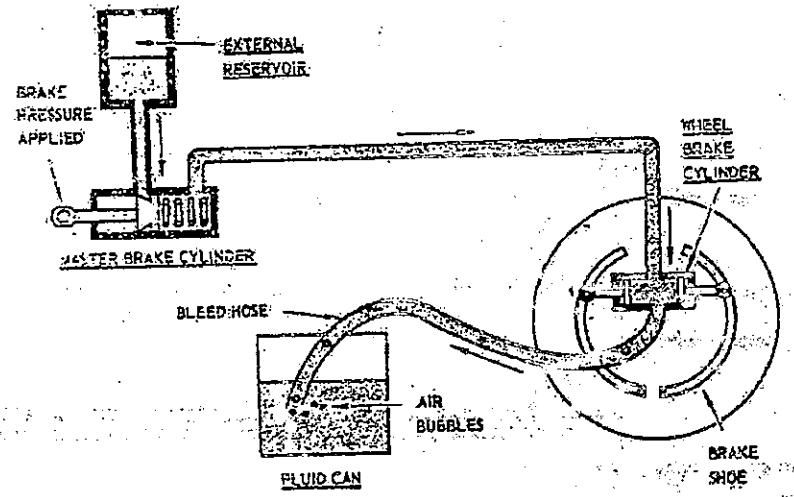
การปรับ ห้ามล้อชนิดนี้ใช้ลิ้นปรับไฮดรอลิค ก่อนเข้าท่อขยาย กับไฮดรอลิคไว้บ้างขณะปลดห้ามล้อ เพื่อปรับไลนิ่ง ลิ้นปรับความอัดนี้เรียก "PRELOAD VALVE"

การไล่ฟองอากาศในระบบห้ามล้อ
(BLEEDING BRAKE SYSTEM)

อากาศที่เกิดขึ้นในระบบห้ามล้อ อาจเกิดได้จากระดับไฮดรอลิคในถังต่ำเกินไป หรือจากการรั่วไหลภายนอก หรือเนื่องจากการถอดเปลี่ยนอุปกรณ์ของระบบห้ามล้อ ถ้าเกิดมีอากาศที่เราเรียกว่า ฟองอากาศในระบบห้ามล้อจะสังเกตได้จากขณะที่เหยียบห้ามล้อแล้ว รู้สึกว่าหยุ่นตัวคล้ายฟองน้ำ (spongy) ขณะที่กดลง จะไม่มีแรงต้าน หนักเหมือนปกติที่เติมไฮดรอลิค แล้วไล่ฟองอากาศออก การมีฟองอากาศในระบบห้ามล้อ ย่อมทำให้การห้ามล้อไม่ได้ผลดี เรามีวิธีไล่ฟองอากาศออกได้ ๒ วิธีคือ แบบแรงถ่วง หรือ gravity method กับ แบบใช้แรงดัน หรือ pressure method

แบบแรงถ่วง (gravity method) คือการสูบไฮดรอลิคเข้าไปในระบบห้ามล้อ โดยการใช้สูบบังคับห้ามล้อ (master brake cylinder) เป็นสูบ (pump) ตามรูปที่ ๑๓ เมื่อใช้วิธีนี้ ให้ต่อท่อสำหรับไล่ลม (bleed hose) จาก bleeder port ของตัวชุดห้ามล้อ และให้ปลายอีกข้างหนึ่งของท่อแหย่ลงไปในภาชนะใส่ไฮดรอลิคที่สะอาด กดหรือเหยียบแผ่นห้ามล้อช้า ๆ หลาย ๆ ครั้ง เพื่อให้สูบบังคับห้ามล้อทำงานสูบเอาไฮดรอลิคมาเข้าในท่อทางของระบบห้ามล้อ ปิดปลายท่อปล่อยในชุดห้ามล้อ (bleeder port) ทุกครั้งที่ไม่ได้กดแผ่นเหยียบห้ามล้อ (ตำแหน่งได้ห้ามล้อ) เพื่อป้องกันอากาศและไฮดรอลิคไหลย้อนไปจาก fluid can เข้าไปในระบบอีก กระทำการไล่อากาศด้วยวิธีนี้ จนกระทั่งการเหยียบห้ามล้อไม่รู้สึกว่าหยุ่นเหมือนมีฟองน้ำอยู่อีก และไม่มีฟองอากาศผุดอยู่ใน fluid can อีกต่อไปขณะที่ทำการไล่ฟองอากาศนี้ต้องแน่ใจว่ามีไฮดรอลิคอยู่ในถังมากเพียงพอ มิฉะนั้น ถ้าถังแห้ง สูบบังคับห้ามล้อจะสูบเอาอากาศในถังวกกลับเข้าไปในระบบอีก

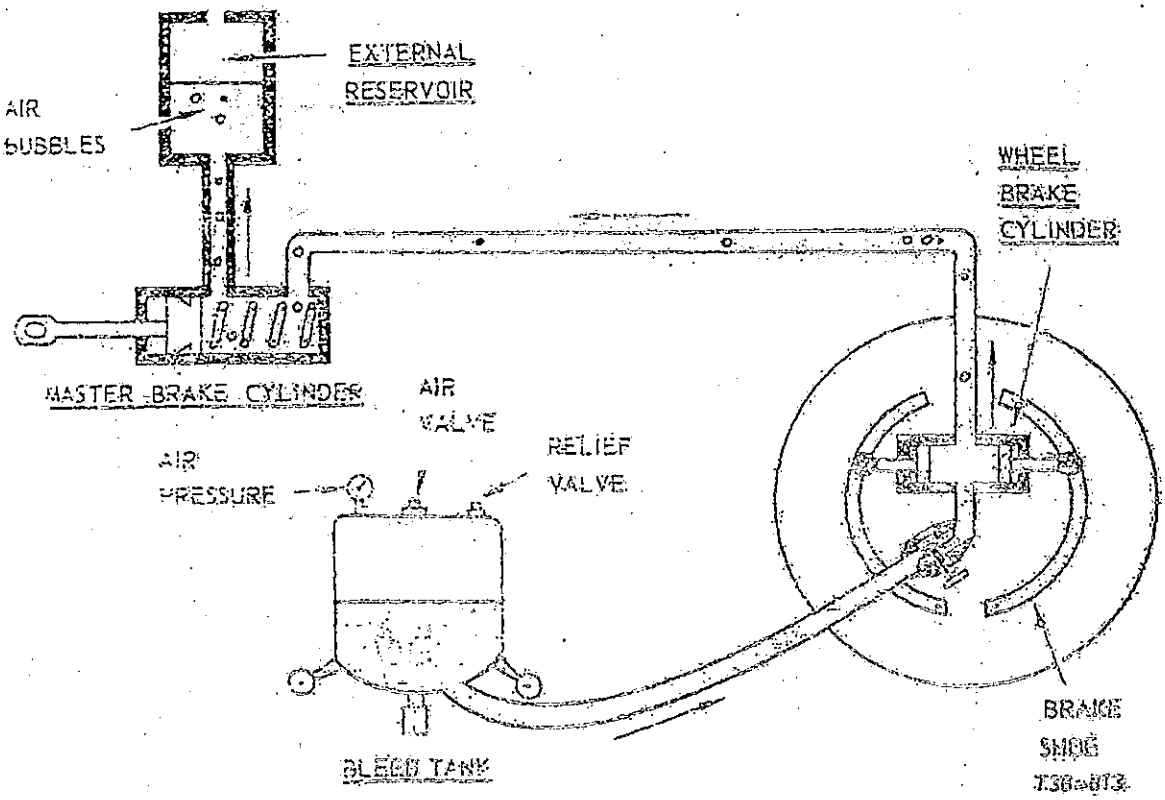
อากาศยานชนิดที่ใช้ระบบห้ามล้อชนิดใช้กำลัง (power brake) PBCV โดยปกติใช้การไล่ฟองอากาศด้วยวิธีนี้ดีอย่างไรก็ดี จะต้องมีความอัดในระบบไฮดรอลิคที่ส่งมาเข้า PBCV หรือ brake metering valve เสียก่อน PBCV จึงจะทำงานได้



รูปที่ ๑๓ วิธีไล่ฟองอากาศแบบแรงถ่วง

แบบแรงดัน (PRESSURE METHOD) คือการอัดหรือดันให้ไฮดรอลิคผ่านระบบจาก BLEEDER PORT ของชุดห้ามล้อเข้าไปตามท่อทางของระบบห้ามล้อไปจนถึงถังเก็บไฮดรอลิค ตามรูปที่ ๑๔ ครั้งแรกต่อท่อของถังเก็บไฮดรอลิคที่มีความอัด (PRESSURE – BLEED TANK) ไปเข้า BLEEDER PORT ของชุดห้ามล้ออากาศในถังไฮดรอลิคจะดันไฮดรอลิคให้ไล่ฟองอากาศที่อยู่ในระบบห้ามล้อออกไปทาง ถังเก็บ

ไฮดรอลิคของระบบห้ามล้อ (EXTERNAL PESERVOIR) ปล่อยไฮดรอลิคในถังเก็บของระบบทิ้งเสียบ้างกันมิให้ไฮดรอลิคจาก BLEED TANK เข้าไปมากเดี๋ยวจะส้นจำนวนความดันของอากาศและจำนวนแรงดันที่ใช้ส่งไฮดรอลิค (เข้าไปในระบบห้ามล้อ) ใน BLEED TANK ขึ้นอยู่กับแบบของห้ามล้อหรือแบบของอากาศยาน คือจะดูได้จาก T.0-2 ของอากาศยานเกี่ยวกับการบริการระบบห้ามล้อ ก่อนที่จะทำการไล่ฟองอากาศ



รูปที่ ๑๔ วิธีไล่ฟองอากาศแบบแรงดัน

บทที่ ๕
กงล้ออากาศยาน
(AIRCRAFT WHEEL)

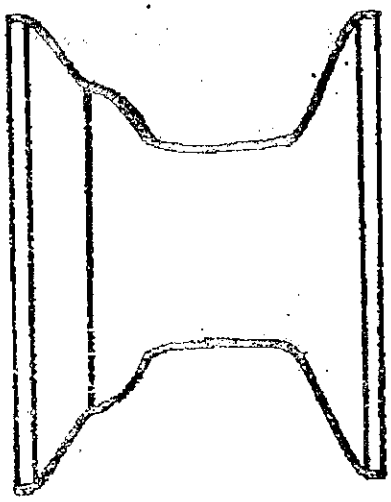
กงล้ออากาศยาน ที่จะกล่าวถึงนี้ หมายถึงกงล้อที่ใช้กับ ชุดล้อ –ฐานของอากาศยานไม่ว่าจะเป็นล้อหน้า, ล้อหลัง, ล้อของฐานหลักหรือล้อหลัก, หรือว่าล้อรับปีก (OUTRIGGER) กงล้ออากาศยานมักสร้างด้วยอลูมินั่มหรือแมกนิเซียมผสมข้อดีในการที่ใช้วัสดุทั้งสองชนิดสร้างกงล้อก็คือ น้ำหนักเบาและมีความแข็งแรงอันเป็นจุดประสงค์สำคัญในความต้องการของกงล้ออากาศยานข้อดีอีกสองประการคือ ทาสีไว้ตลอดเวลาก็สามารถป้องกันสนิมได้ (ใช้ทาสี ZING-CHROMATE หรือทาสีอลูมินั่ม) และไม่ต้องเสียเวลาในการซ่อมบำรุงมาก แต่ผลเสียสำหรับวัสดุทั้งสองชนิดที่นำมาสร้างกงล้อก็คือ ค่อนข้างอ่อน และชำรุดได้ง่าย ประการสำคัญคือใช้เครื่องมือไม่ถูกต้อง และกลิ้งกงล้อไปบนพื้นคอนกรีต หรือพื้นที่แข็งขรุขระเป็นต้น

๑.แบบของกงล้ออากาศยาน

โดยทั่วไปแบ่งออกเป็น สี่ชนิดใหญ่ ๆ คือ

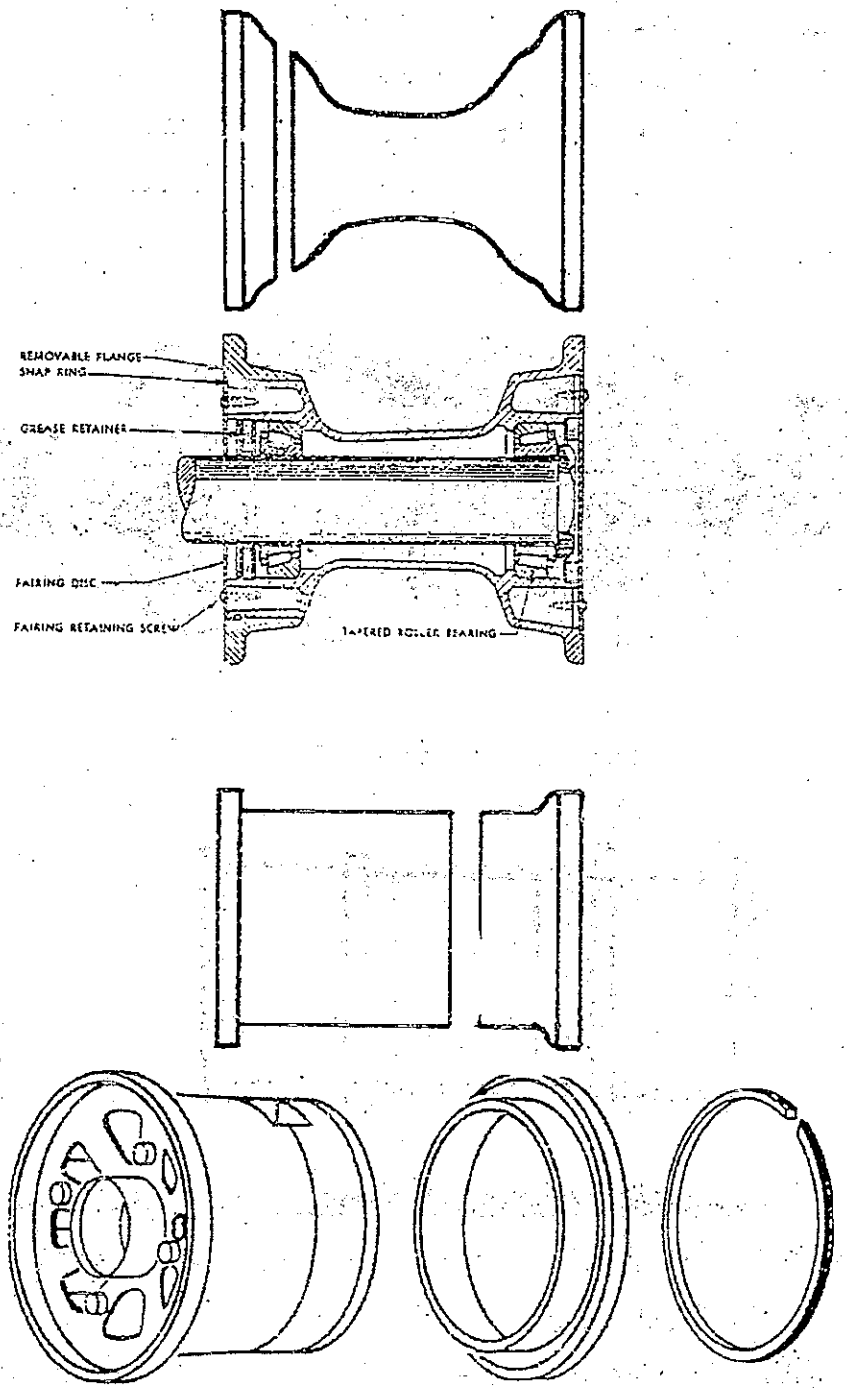
- FIXED FLANGE
- REMOVABLE FLANGE
- SPLIT TYPE
- WHEELS FOR TUBELESS TIRE

๑.๑. FIXED FLANGE หรือกงล้อชนิดถอดแยกชิ้นไม่ได้ มีแบบเดียวคือคอดกลาง หรือเรียกว่า DROP CENTER (ดูรูปที่ ๑) ที่ทำให้คอดกลางก็เพื่อสะดวกในการประกอบหรือถอดยางนอกยางในนั่นเอง กงล้อชนิดนี้มักใช้กับฐานหลักของอากาศยานเหตุผลที่ใช้กงล้อชนิดนี้ก็เพราะว่ายางนอกที่ใช้สำหรับฐานหลักนี้ต้องมีขนาดโตพอที่ยอมให้เกิดการบิดเบี้ยว (DISTORTION) โดยไม่ชำรุดในขณะประกอบหรือถอดออกจากกงล้อได้ ส่วนยางที่มีขนาดเล็กจะใช้ประกอบกับกงล้อชนิดอื่นเพื่อสะดวกหรือเหมาะสมในการถอด-ประกอบ เช่นเดียวกัน ในขณะที่ช่างถอดหรือประกอบยางเข้ากับกงล้อแบบ FIXED FLANGE นี้ต้องระมัดระวังเป็นอย่างมากอย่าให้เครื่องมือที่ใช้ถอด-ประกอบไปทำให้กงล้อชำรุด เนื่องจากขอบของกงล้อจะทำหน้าที่คล้ายจุดหมุน (FULCRUM) ให้กับเครื่องมือดังนั้นคืออาจชำรุดได้ง่ายโดยเฉพาะกงล้อที่ทำจากพวกโลหะหล่อ (CAST WHEEL)



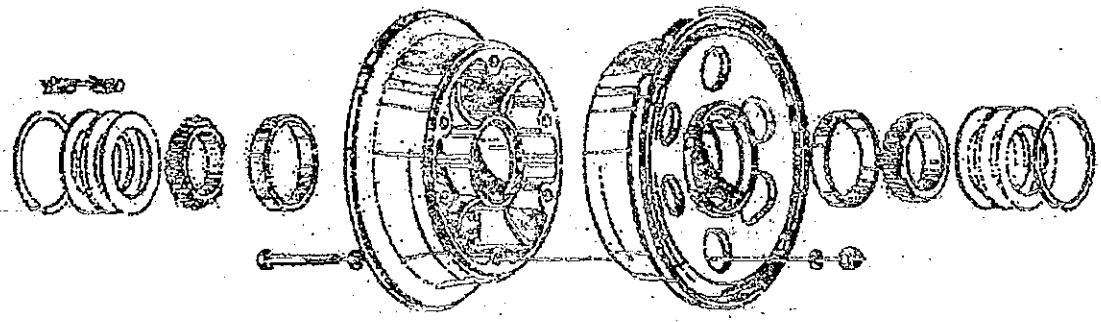
รูปที่ ๑ กงล้อแบบคอดกลางและถอดแยกชิ้นไม่ได้ FIXED FLANGE (DROP CENTER) WHEEL

๑.๒ REMOVABLE FLANGE WHEEL หรือกงล้อชนิดที่ถอดแยกชิ้นได้มีอยู่สองแบบคือ แบบคอดกลาง (DROP CENTER) และแบบเรียก (FLAT BASE) ดูรูปที่ ๒ แบบคอดกลางตัวแยกชิ้นจะประกอบยึดอยู่ด้วยกันด้วย SNAPRING (ดูรูปภาคตัดใต้รูปที่ ๒ บน) และแบบเรียบตัวแยกชิ้นจะประกอบเข้าด้วยกันโดยใช้ RETAINER LOCK RING (ดูรูปล่างของรูปที่ ๒ ชิ้นใหญ่ซ้ายมือเรียก MAIN WHEEL BODY---------ต่อมาเรียก REMOVABLE FLANGE ชิ้นขวาสุดเรียก RETAINER LOCK RING กงล้อชนิดถอดแยกชิ้นได้แบบเรียบ (FLAT BASE)---------- มีใช้มากที่สุดใน บ.เจ็ต ตัว BETAINER LOCK RING หรือตัว SNAP RING ต้องโตได้ขนาดพอดีกับร่อง และต่อกันได้สนิททั้งนี้เพื่อว่า เมื่อเราประกอบยางในยางนอกและประกอบตัว RETAINER LOCK RING หรือ SNAP RING เข้าไปแล้วจะได้ไม่ทำให้ยางในต้องถู หรือเสียดสี (SHAFING) หรือถูกบีบให้ฝืน (PIN-CHING) หรือถ้าประกอบไม่แน่นแท่นจะระเบิดกระเด็นแยกชิ้นออกขณะสูบลมเข้าไปในยางในได้ และจะเป็นการปลอดภัย ถ้าได้ถอดลิ้นเติมลม (VALVE CORE) ของยางในออก ขณะปล่อยลมออกควรถอดแยกชิ้นกงล้อไว้

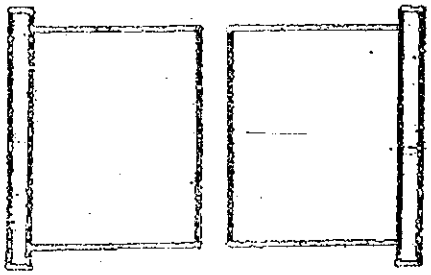


รูปที่ ๒ กงล้อแบบแยกชิ้นได้ (REMOVABLE FLANGE หรือบางทีก็เรียก DEMOUNTABLE FLANGE WHEEL) สองรูปบนเป็นแบบคอดกลาง สองรูปร่างเป็นแบบเรียบ

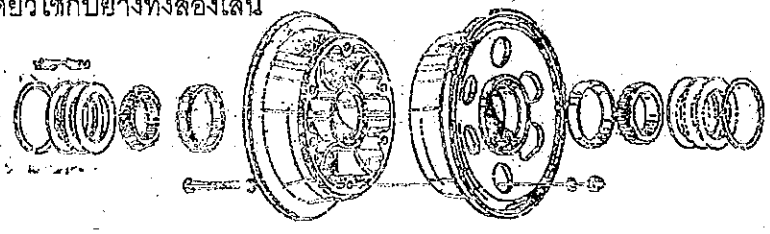
๑.๓ SPLIT WHEEL มีลักษณะถอดแยกชิ้นได้เหมือนข้อ ค. แต่กงล้อแบบนี้แยกชิ้นตรงกลาง และประกอบติดกันด้วยสลักยึดและแป้นเกลียว ดูรูปที่ ๓ กงล้อแบบนี้ใช้กันมากที่สุดในปัจจุบัน เพราะสามารถใช้ได้กับฐานทุกแบบ ไม่ว่าจะเป็นฐานหลัก ฐานหน้า ล้อรับบีก และใช้ได้กับยางนอกทุแบบ แต่ละครึ่ง หรือส่วนของกงล้อแบบนี้จะมีเครื่องหมายเอาไว้สังเกต เวลาประกอบให้ตรงกัน เพื่อจะได้ตรงตำแหน่งที่เหมาะสมขณะที่จะถอดแยกชิ้นของกงล้อต้องแน่ใจว่า ไม่มีลมอัดอยู่ในยางในเด็ดขาด (ควรถอด VALVE CORE ออกเสียด้วยเมื่อปล่อยลมออกจากยางในหมดแล้ว)



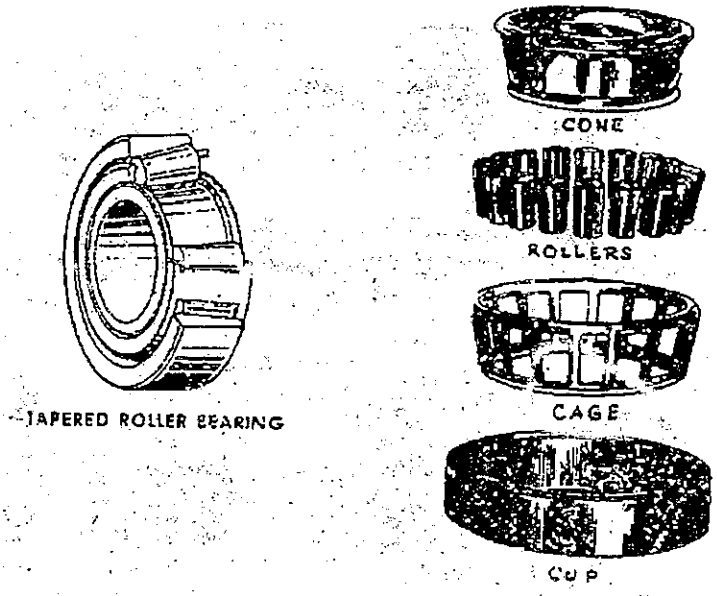
รูปที่ ๓ แสดงชิ้นย่อยของกงล้อแบบ SPLIT WHEEL



๑.๔ กงล้อสำหรับยางนอกที่ไม่ใช้ยางใน (TUBELESS TIRES)ตามรูปที่ ๔ แสดงการแยกชิ้นของกงล้อที่ใช้กับยางนอกที่ไม่ใช้ยางใน กงล้อชุดนี้ใช้สำหรับประกอบยางนอกที่ไม่ใช้ยางใน ๒ เส้น คือ ระหว่าง c-f เส้นหนึ่ง และระหว่าง f – g อีกเส้นหนึ่ง นั่นคือ จะมีพื้นที่สำหรับอากาศอัดสองที่นั่นเอง และจะมี O-ring seal (b) จงสังเกตดู valve stem (e) ที่ติดตั้งใน center flange – f เพียงตัวเดียวใช้กับยางทั้งสองเส้น



รูปที่ ๔ กงล้อสำหรับยางนอกที่ไม่ใช้ยางใน

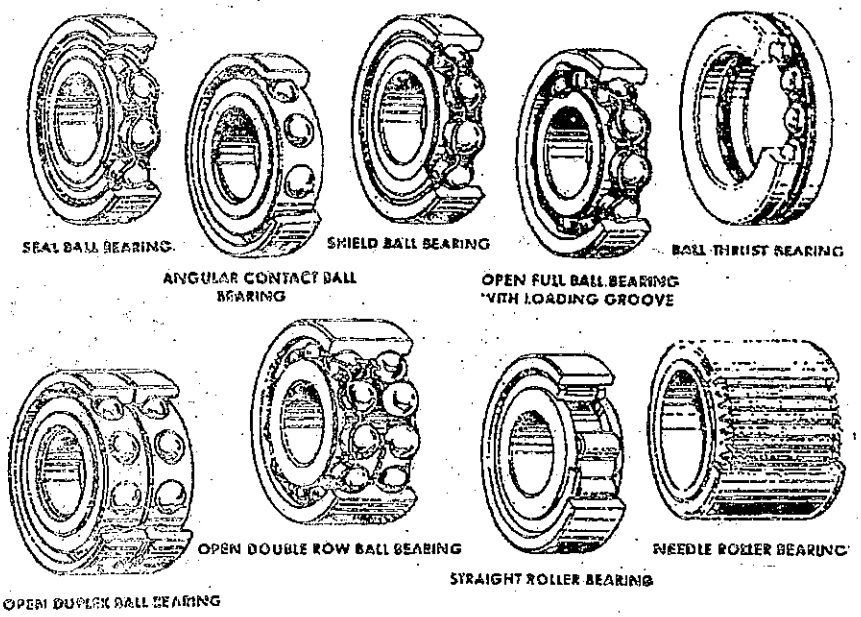


รูปที่ ๕ รองลื่นแบบที่ใช้กับกงล้ออากาศยาน และแสดงส่วนประกอบของรองลื่นแบบนี้

๒. รองลื่นของกงล้ออากาศยาน (WHEEL BEARING)

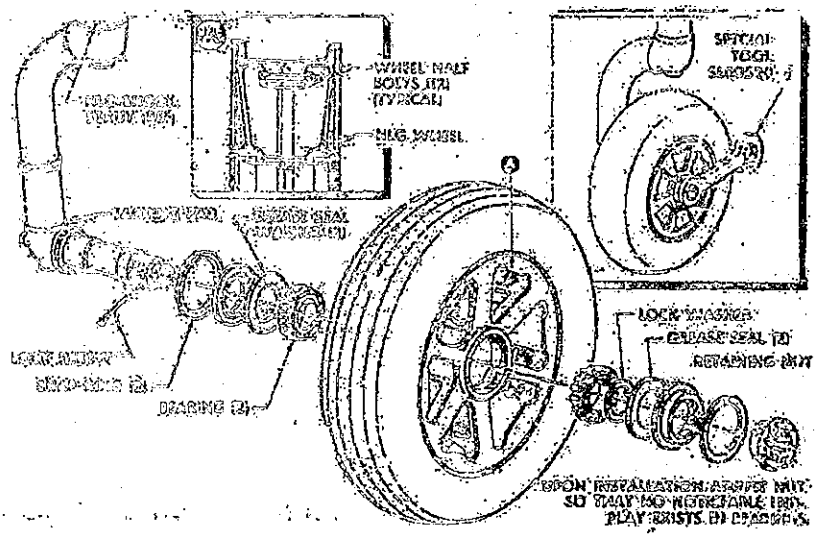
รองลื่น (BEARING) คืออุปกรณ์ที่ใช้ลดแรงเสียดทานระหว่างกงล้อกับเพลาล้อ (AXLE) ดูรูปเพลาล้อ รูปที่ ๖ หน้า ๘๙ ในเรื่องเครื่องประกอบชุดไฮดรอลิคของอากาศยานที่บรรจุแรงอัดในตัวเอง ในชุดของรองลื่นจะประกอบด้วย CONE-ตัวกรอบในสุดตัวลูกลื่น - ROLLERS, ตัวกรอบลูกลื่น – CAGE และตัวหุ้มหรือกรอบนอกสุด – CUP เมื่อประกอบเข้าด้วยกันเป็นชุดแล้วสวมเข้าไปในกงล้อ ตัว CUP จะประกอบเข้าไปในกงล้อและ (นำกงล้อมาประกอบเข้ากับเพลาของฐาน) ตัว CONE จะประกอบชิดกับเพลา ดูรูปที่ ๖ แสดงการประกอบรองลื่นเข้ากับกงล้อและกงล้อเข้ากับเพลาฐาน ลูกลื่น – ROLLERS จะมีลักษณะกลมยาวเป็นรูปทรงกระบอกแต่ปลายด้านหนึ่งโตกว่าอีกด้านหนึ่ง (จึงเรียกว่า TAPER ROLLER) ดังนั้นลักษณะของชุดรองอื่น (ที่ประกอบแล้ว) จะมีปลายด้านหนึ่งเส้นผ่าศูนย์กลางโตกว่า ปลายอีกด้านหนึ่ง กงล้ออันหนึ่งใช้รองลื่นสองตัว การประกอบให้ด้านที่โตกว่าของรองลื่นทั้งสองตัวอยู่ริมนอกของกงล้อ (ดูรูปที่ ๖)

รูปพิเศษ รองลื่นแบบต่างๆ



๒.๑ การซ่อมบำรุงรองลื่นของกงล้อ

ทุกครั้งที่มีการถอดกงล้อจะต้องถอดรองลื่นออกตรวจสภาพของรองลื่น ก่อนทำการตรวจจะต้องทำความสะอาดรองลื่นด้วยสารละลายซึ่งอาจจะเป็น PD – 680 หรือสารชนิดลื่นโดยดูรายละเอียด TO 44 B – 1 – 3 GENERAL MAINTENANCE INSTRUCTION – AIRCRAFT WHEEL ANTIFRICTION BEARINGS,AIRCRAFT WHEEL BEARING CUP AND GREASE SEILS และ TO -2 ของอากาศยานเฉพาะแบบ



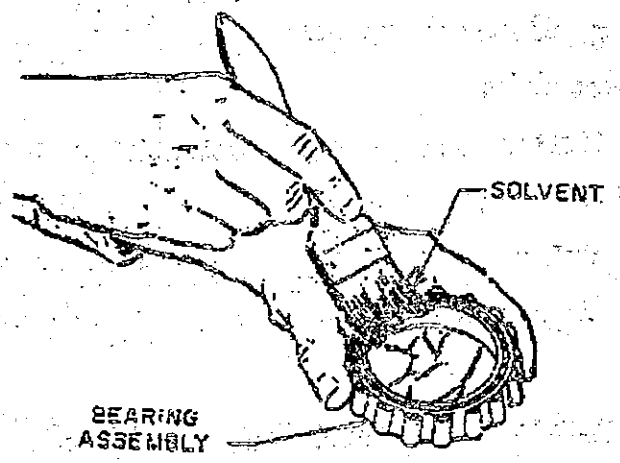
รูปที่ ๖ แสดงการถอด – ประกอบกงล้อและรองลื่นของล้อหน้า

๓. การทำความสะอาดรองลื่นกงล้อ

คือการล้างให้ไขและสิ่งสกปรกออกจากตัวรองลื่น มีวิธีการทำความสะอาดรองลื่นอยู่สองวิธี คือ วิธีแรกทำความสะอาดด้วยอุปกรณ์พิเศษ วิธีหลังคือทำความสะอาดด้วยมือ

ทำความสะอาดด้วยอุปกรณ์พิเศษ ครั้งแรก แช่รองลื่นลงไปในถังที่ทำไว้โดยเฉพาะ ซึ่งมีหล่อลื่นตามข้อกำหนด MIL – L – 6082 หรือน้ำยาตามข้อกำหนด F – D – 680 ถ้าใช้หล่อลื่นเป็นน้ำยาล้างต้องให้อุณหภูมิน้ำยาอยู่ระหว่าง ๒๒๕ - ๒๕๐ °F แต่ถ้าใช้น้ำยา F – D – 680 ไม่ต้องให้อุณหภูมิสูงขึ้นแต่อย่างใด หลังจากการแช่รองลื่นไว้ในถังตามกำหนดเวลาแล้ว เอารองลื่นไปใส่ลงในอุปกรณ์ที่มีไอ (น้ำ) ทำลายไข (VAPOR DEGREASER ซึ่งใช้ TRICHIL – LOROE – THYLEN เป็นน้ำยา) รองลื่นต้องวางเหนือน้ำยาให้ไอของน้ำยานี้ชำระล้างไข ไม่ใช่เอารองลื่นแช่ลงไปในน้ำยาหลังจากให้ไอน้ำยาหลังจากให้ไอน้ำผ่านรองลื่นแล้ว ครั้งสุดท้ายต้องเอารองลื่นไปล้างด้วย F – D – 680 อีกครั้ง

ทำความสะอาดด้วยมือ คือ ครั้งแรกแช่รองลื่นลงไปน้ำยาในถังคล้ายวิธีแรก แล้วเอาออกมาใช้แปรงขนแข็ง (ไม่ใช้แบ่งลงลวด) กับน้ำยาทำความสะอาดตามรูปที่ ๗ ต้องพยายามให้แก้ไขสิ่งสกปรกในรองลื่นออกให้หมด แล้วครั้งสุดท้ายก็ล้างทำความสะอาดด้วยน้ำยา เหมือนวิธีแรก



รูปที่ ๗ การทำความสะอาดรองลื่นด้วยมือ

หลังจากเสร็จการทำความสะอาดทั้งสองวิธีแล้วต้องทำให้รองลื่นแห้ง มือที่ถูกน้ำยาต้องล้างให้สะอาดและแห้งหรือเช็คด้วยผ้าสำลี ถ้าใช้ลมเป่า ต้องไม่มีความดันสูงถึงขนาดรองลื่นหมุน (ตัว ROLLER หมุน) เร็วเป็นอันขาด เพราะจะทำให้ชุดรองลื่นชำรุด เช่นถ้าให้ ROLLER หมุนด้วยความเร็วถึง ๑๐๐,๐๐๐ RPM ตัว ROLLER อาจจะหลุดออกมาจาก CAGE และเกิดการชำรุดได้

อย่าลืมทำความสะอาด CUP และจำพวก ROLLE (กันไขรั่วขณะประกอบชุดรองลื่นเข้ากับกงล้อ) ด้วย เช็ด ROLLER ด้วยผ้าสำลีแล้วทิ้งให้แห้งในอากาศ

๔. ตรวจรองลื่น

หลังจากทำความสะอาดเรียบร้อยแล้วโดยการพิจารณาตามหัวข้อที่กล่าวต่อไปนี้

๔.๑ เกิดเป็นหลุมเล็กรู (PITS) ตามผิวของ ROLER หรือ CONE และ CUP ซึ่งอาจจะเกิดการเป็นสนิมหรือจากการที่ก้อนหินและเศษวัสดุอื่นกระเด็นมาถูก เราจึงแบ่งพวกหลุมหรือ PITS เหล่านี้ออกเป็นสองอย่าง หลุมที่เกิดจากสนิม (CORROSIVE PITS) และหลุมที่เกิดจากการกระทำของวัสดุอื่น (MECHANICAL)

หลุมที่เกิดจากสนิม ซึ่งอาจจะเกิดจากการรวมตัวของออกซิเจนในอากาศที่พื้นผิวของรองลื่น (OXIDATION) หรือถูกปฏิกิริยาทางเคมีหรือถูกน้ำยา (ELECTROLYTIC) หลุมที่เกิดจากสนิมเช่นที่ว่านี้ ไม่มีผลถึงกับจะต้องเปลี่ยนรองลื่นนอกจากว่า หลุมนั้นมีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางมากกว่า ๐.๐๑๕ นิ้วหรือน้อยกว่าเล็กน้อย และมีจำนวนมากกว่าสามหลุมที่พื้นที่ (เส้นผ่าศูนย์กลาง) ๑ / ๔ นิ้ว อย่างไรก็ดีหลุมที่เกิดจากสนิมที่เกิดขึ้นในด้านที่ไม่ได้รับแรง (NON-ACTIVE SURFACE) ถ้ามีมากกว่าพื้นผิวและทำให้เสียพื้นที่สำหรับสัมผัสกับกงล้อ เช่น ส่วนนอกของ CUP ไปถึง ๒% ก็ให้เปลี่ยนรองลื่นได้

หลุมที่เกิดจากการกระทำของวัสดุอื่น จะทำให้ผิวของรองลื่นแตก ปริออก ซึ่งจะเกิดขึ้นได้เพราะเศษของแข็งต่าง ๆ มากระทบหรือเนื่องจากระยะเว้นของการประกอบรองลื่นไม่ถูกต้อง หรือรองลื่นได้รับแรงมากเกินไป รอยหรือหลุมชนิดนี้จะเกิดเพียงเล็กน้อย แต่แผ่ขยายไปได้รวดเร็วมาก สามารถทำให้รองลื่นชำรุดได้และหมุนหรือรอยที่เกิดจากวัสดุมากระทำจะลึกกว่าแบบแรก ฉะนั้นมีวิธีเดียวสำหรับหลุมชนิดนี้คือ ถอดเปลี่ยนรองลื่นใหม่

๔.๒ เกิดรอยบุบ (DENT) ที่ผิวของรองลื่น อาจจะเนื่องมาจากการสร้างหรือได้รับแรงกดมากเกินไป รอยบุบที่พื้นผิวยากแก่การตรวจ โดยมากจะใช้ฉายส่องดู พื้นผิวตอนใดเว้าลงไปผิดกับผิวปกติก็แสดงว่าตอนนั้นบุบ ถ้ารอยบุบหรือรอยเว้ายาวตั้งแต่ ๐.๐๓๐ นิ้วขึ้นไป ต้องเปลี่ยนรองลื่นใหม่หรือรอยบุบนั้นเกิดกับส่วนที่ไม่ได้รับแรงและทำให้ส่วนผิวนั้นลดความแข็งแรงหรือไม่ได้สัมผัสกงล้อถึง ๒๖% ก็ให้เปลี่ยนรองลื่นใหม่

๔.๓ รอยขีดข่วน (SCRATCH) ที่เกิดกับผิวของรองลื่นต้องไม่ใช่รอยลึกหรือรอยกว้างอาจเกิดจากการจับถือรองลื่นไม่ระมัดระวังหรือมีชิ้นส่วนเข้าไปเสียดสีขณะที่รองลื่นกำลังใช้งานอยู่ รอยขีดข่วนยากในการพิจารณา โดยมากใช้ "GO" NO "GO" GAGE วัดถ้ามีรัศมีตั้งแต่ ๐.๐๓๐ นิ้วขึ้นไปก็ให้เปลี่ยนรองลื่นใหม่ได้อย่างไรก็ดี ถ้ารอยขีดข่วนนั้นพิจารณาดูแล้วเห็นว่าจะไม่เป็นผลให้รองลื่นชำรุด ถ้าใช้งานต่อไปก็ไม่จำเป็นต้องเปลี่ยนใหม่

๔.๔ การเป็นสนิม (CORROSION) จะมีลักษณะเป็นหลุมตื้น ๆ ที่ผิวของรองลื่นและมีสีดำหรือแดงเรื่อ ๆ เกิดสนิมได้เนื่องจาก ผลของการเติมออกซิเจนในอากาศหรือการทำปฏิกิริยาทางเคมี เช่น ELECTROLYTIC ทำความสะอาดไม่ดีพอเป็นต้น ถ้ารอยหลุมที่เป็นสนิมลึกเมื่อได้รับแรงกดมาก ๆ รองลื่นจะล้าตัวและแตกออกเป็นชิ้น ๆ ได้ ถ้าสังเกตเห็นสนิมกินลึกเข้าไปในเนื้อรองลื่นควรเปลี่ยนใหม่

๔.๕ การล้าตัว (FATIGUE) เกิดจากการใช้งานมากเกินไป หรือการเพิ่มจุดล้าตัว (YIELDING POINT) ของส่วนที่ไม่แข็งแรงมากนักของรองลื่น อาจเนื่องมาจากส่วนที่เป็นหลุม ถูกขีดข่วนเป็นรอยลึก ๆ เป็นต้น จะสังเกตได้ง่าย ๆ ในกรณีที่รองลื่นเกิดการล้าตัว คือ พื้นผิวของรองลื่นเป็นรอยแยกหรือขรุขระรอยนั้นลึกมาก ต้องเปลี่ยนรองลื่น

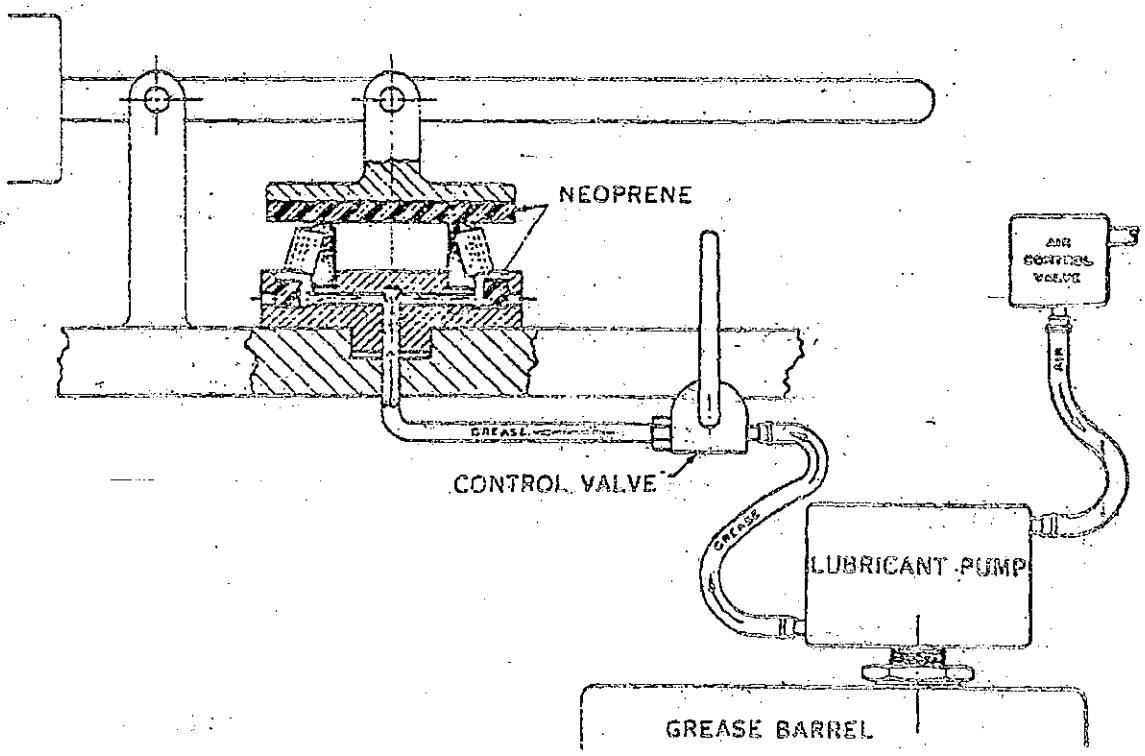
๔.๖. การเปลี่ยนสี (DISCOLORATIONS) มีสาเหตุจากรองลื่นได้รับความร้อนสูงเกินไป (OVERHEAT) , CARBONIZED, OXIDATION เป็นต้น รองลื่นที่ได้รับความร้อนสูงจะเปลี่ยนสีจาก น้ำตาลอ่อน-น้ำเงิน เป็นสีน้ำเงินดำ ทั้งนี้แล้วแต่ความร้อนที่ได้รับจะรุนแรงมากน้อยเพียงไร รองลื่นที่ร้อนมากเป็นเพราะได้รับการหล่อลื่นน้อยไป หรือระยะเว้นไม่ถูกต้องรองลื่นที่ได้รับความร้อนสูงจนเปลี่ยนสีต้องเปลี่ยนใหม่ ต้องการจะทราบว่ารองลื่นที่ได้รับความร้อนสูงจนเปลี่ยนสีจะนำมาใช้ได้อีก- หรือไม่ต้องนำมาทดสอบความแข็ง ถ้าความแข็งที่ได้ต่ำกว่า ๕๘ รอคเวล "ซี" หรือต่ำกว่าความแข็งที่บริษัทสร้างกำหนด (ทดลอง) ไว้สามหน่วยความแข็งรองลื่นใช้ต่อไปไม่ได้ อย่างไรก็ดีรองลื่นที่ได้รับความร้อนจนเปลี่ยนสีย่อมอ่อนลงและอายุการใช้งานก็น้อยลงด้วย รองลื่นที่เปลี่ยนสีเนื่องจาก OXIDATION หรือขาดการหล่อลื่นบางส่วนจะเปลี่ยนจากสีดำเป็นสีแดงเรื่อ ๆ –น้ำตาล ที่พื้นผิวรองลื่น แบบนี้ไม่เป็นอันตรายกับรองลื่นแต่ประการใด ถ้ารองลื่นถูกจำพวกกรดจนเห็นได้ชัด จำเป็นต้องเปลี่ยนใหม่

๗. CAGE ของ ROLLER ชำรุดเนื่องมาจากได้รับการหล่อลื่นน้อยหรือการปรับไม่ถูกต้อง จะเห็นชัดโดยมีการแตก,หัก,บิดเบี้ยว ถ้า CAGE ตรงช่วงแคบ(ด้านที่เส้นผ่าศูนย์กลางเล็ก) ขาดหรือหักเป็นเพราะปรับหลวมเกินไป ถ้า CAGE ตรงช่วงกว้างชำรุดเป็นเพราะปรับชิดมากเกินไป

๕.การให้การหล่อลื่นหรืออัดไขรองลื่น (LUBBICATION OF WHEEL BEARING)

การที่ต้องให้การหล่อลื่นกับรองลื่นก็เพื่อรองลื่นทำงานได้สะดวก และมีอายุการใช้งานได้นาน ข้อสำคัญในการให้การหล่อลื่นกับรองลื่นประการแรกต้องให้หล่อลื่นทั่วถึงทุกพื้นที่ ที่จำเป็นต้องใช้หล่อลื่นและประการที่สองคือใช้ ประเภทของหล่อลื่นให้ถูกตามชนิดหรือแบบของรองลื่น การหล่อลื่นรองลื่นมีสองวิธีคือ แบบใช้แรงอัด (PRESSURE LUBRICATION METHOD) เป็นวิธีที่ดีที่สุดถ้าอุปกรณ์พร้อมการใช้วิธีนี้ อีกวิธีหนึ่งที่ใช้กันโดยทั่วไปคือ แบบใช้มือ (HEAD LUBRICATION METHOD)

<u>แบบใช้แรงอัดในการอัดไข</u> ต้องประกอบไปด้วยอุปกรณ์ หรือเครื่องมือตามรูปที่๙ อาจจะติดตั้งไว้บนโต๊ะ หรือขาตั้งอย่างใดอย่างหนึ่ง เครื่องมือจับตัวรองลื่น, ลิ้นควบคุม (CONTROL VALVE) สูบหล่อลื่น (LUBRICANT PUMP) ถังหล่อลื่น (GREASE BARREL) และ ชุดแยกความชื้นจากหล่อลื่น (MOISTURE-FREE AIR)

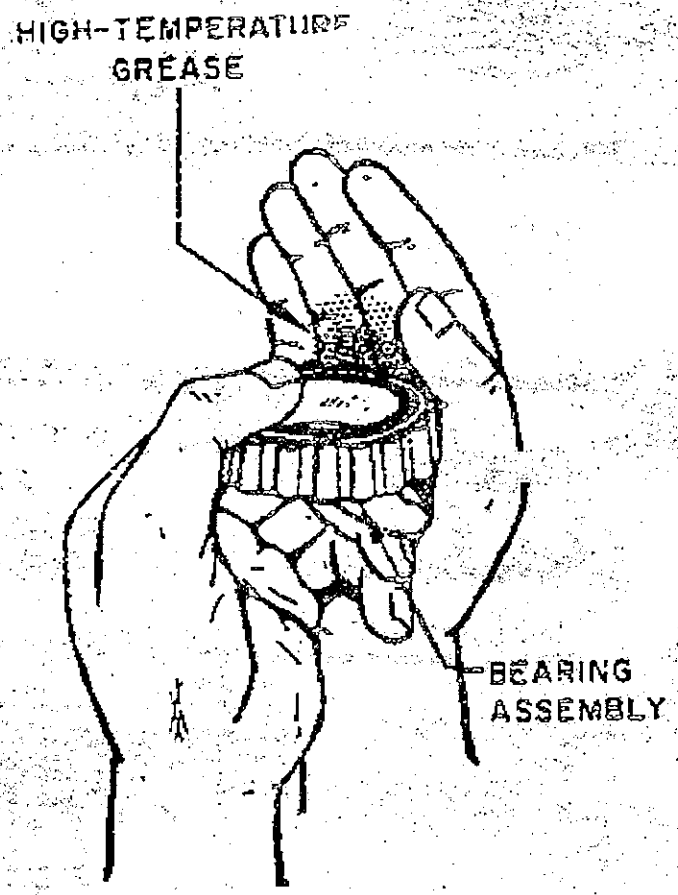


รูปที่ ๙ การอัดไขตัวรองลื่นด้วยวิธีใช้ความดัน

ตัวรองลื่นจะวางเอาด้านใหญ่ (เส้นผ่าศูนย์กลางมาก) ลงข้างล่าง ตัว NEOPRENE ด้านบนกดตัวรองลื่นไว้มิให้ลื่นออกจากแท่นจับขณะให้ไขที่มีความอัดผ่านรองลื่นขึ้นมา เมื่อเปิดลิ้นควบคุมให้ไขที่มีความอัดเข้าไปในรองลื่นจนพอ เอารองลื่นออกจากเครื่องมือจับเช็ดไขที่เกินตัวรองลื่นออก รองลื่นก็พร้อมที่จะใช้ประกอบกับกงล้อได้

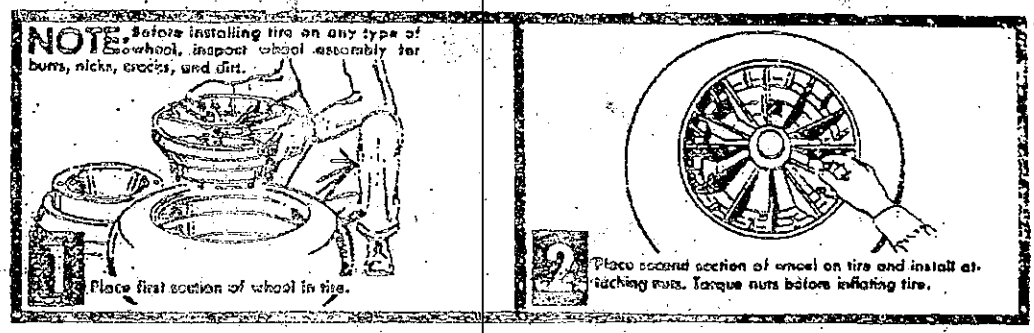
อีกกรณีหนึ่งคือการใช้ปืนอัดไข (GREASE GUN) แล้วใช้หัวต่อตรงปลายปืนให้มีขนาดเล็กพอที่จะสอดแทรกเข้าไประหว่าง CAGE กับ ROLLER ได้

<u>แบบใช้มือในการหล่อลื่นหรือทาไขรองลื่น</u> วิธีนี้ทำได้ช้าและอาจมีสิ่งสกปรกปนกับไขได้และไม่แน่ใจว่าไขจะเข้าไปถึงทุกส่วนภายในก่อนอื่นต้องทำความสะอาดมือทั้งสองข้างและรองลื่นก่อนที่จะทำการทาไข มือข้างหนึ่งจะใส่ไขใส่พอประมาณ มืออีกข้างถือรองลื่น ให้กดเข้ากับไขในฝ่ามือข้างหนึ่ง ค่อย ๆ หมุน ROLLER ไปด้วยเพื่อให้ไขเข้าไปภายในได้



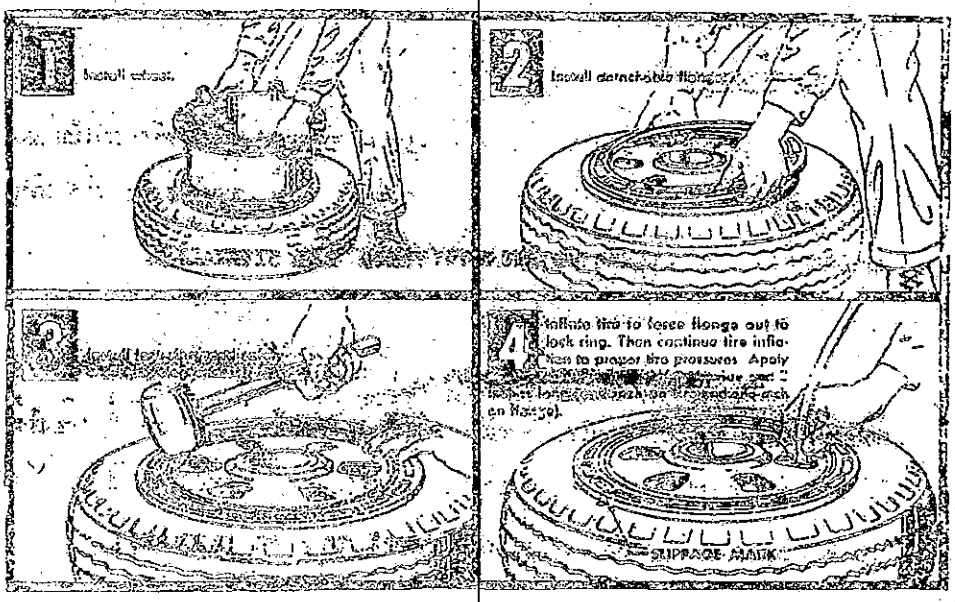
รูปที่ ๙ การใช้มือทาไขรองลื่น

<u>ข้อควรระวัง</u> หลังจากทาไขให้การหล่อลื่นหมุดทุกส่วนของรองลื่น – แล้วอย่าให้สิ่งสกปรกไปผสมกับไขในรองลื่น ก่อนที่จะประกอบรองลื่นเข้ากับกงล้ออากาศยาน



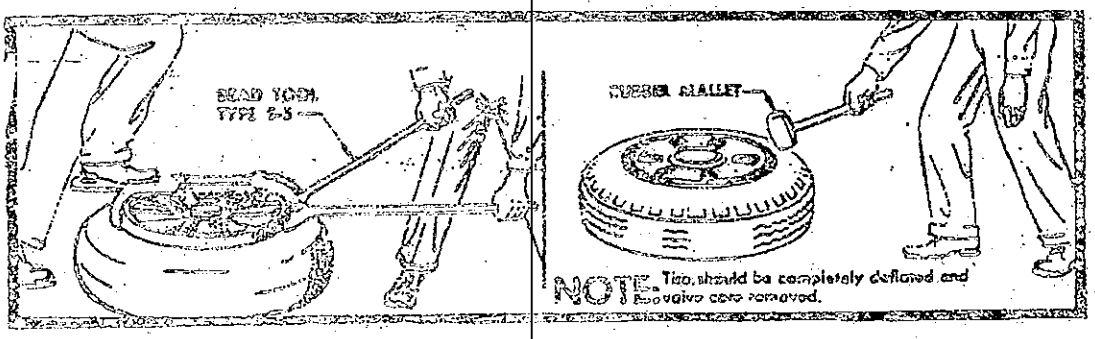
รูปที่ ๙ ก การประกอบยางเข้ากับกงล้อชนิด SPLIT WHEEL

(MOUNTING TIRES ON SPLIT WHEEL)



รูปที่ ๙ ข การประกอบยางเข้ากับกงล้อชนิด REMOVABLE FLANGE

(MOUNTING TIRES ON REMOVABLE- FLANGE WHEELS)



รูปที่ ๙ ค วิธีการลดขอบยางจากกงล้อ (METRODE OF SEPARATING TIRE BEADS)

บทที่ ๖
ยางนอกและยางใน
(TIRES AND TUBES)

กล่าวนำ

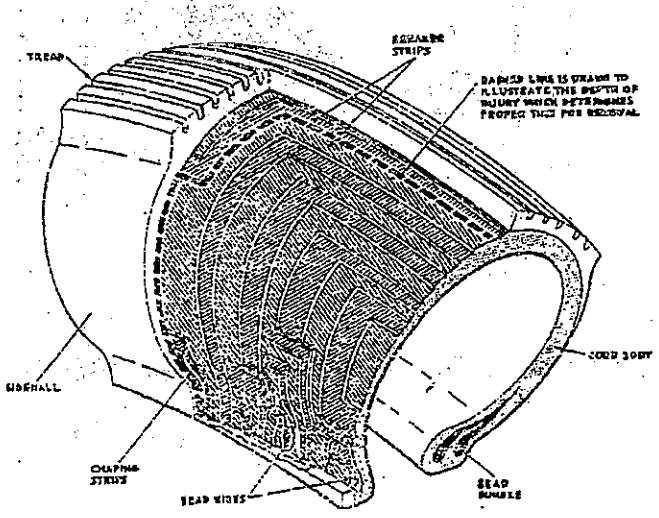
ยางล้ออากาศยานทำหน้าที่เป็นตัวรองรับน้ำหนักหรือรองรับการกระแทกของอากาศยานที่ลงบนพื้นแข็งช่วยให้อากาศยานปลอดภัยที่จะหยุด และทำให้สะดวกในขณะวิ่งขึ้น ลมอัดที่อยู่ภายในยางจะช่วยรับแรงกระแทก และรับอาการวิ่งที่ไม่เรียบให้คงที่ขณะวิ่งนั้น ยางนอกยงมีหน้าที่รบการบรรจุภายใน และอากาศอัด หรือชนิดที่ไม่มียางใน (TUBELESS) กับรักษารูปทรงของยางให้เข้ากับกงล้อได้พอดี

๑. โครงสร้างของยาง

ยองนอกอาจสร้างด้วยยางล้วน (ALL – RUBBER) หรือไม่ก็เป็นแบบสามารถหล่อดอกเสริมกำลัง 9FABRIC REINFORCES TREAD) ได้ ส่วนโครงสร้างที่สำคัญของยางนอกมีสามส่วนคือ ดอกยางและด้านข้างของยาง (TREAD AND SIDEWALL) ชั้นของยาง (CORD BDY) ขอบยาง (BEADS)

<u>ดอกยางและด้านข้างของยาง</u> เป็นส่วนที่อยู่ด้านนอกสุดของยางดอกยางสร้างด้วยยาง (หรือลวดเล็ก ๆ หรือยางผสม) เป็นชั้น ๆ และเป็นส่วนที่สัมผัสพื้นที่จะต้องได้รับการสึกหรอก่อนส่วนอื่นของยาง ด้านข้างของยาง – SIDE WALL มีหน้าที่ป้องกันชั้นของยาง (CORD BODY) ภายในจากการถูกตัด (CUT) ขูด – ขีด (BRUISES) ทิ่มแทง (SNAGS) หรือความชื้น (MOISTURE)

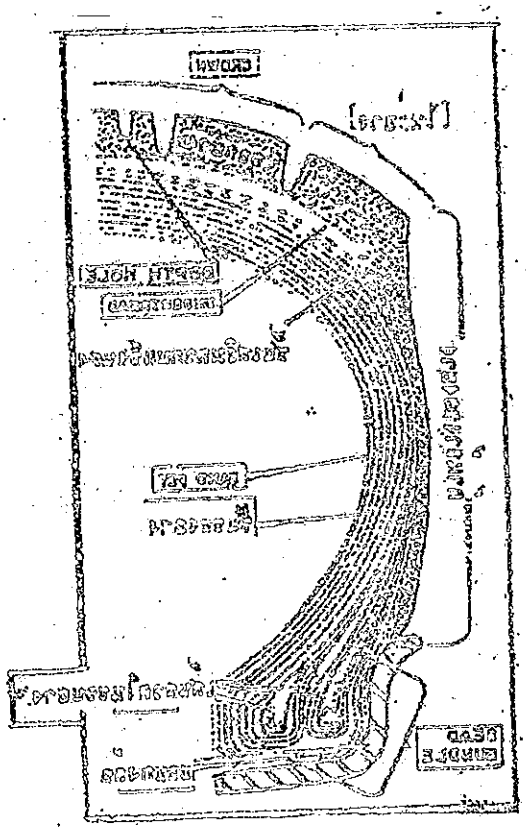
<u>ชั้นขอบยาง</u> เป็นส่วนที่อยู่ถัดจากดอกยางและด้านข้างของยางเข้าไปสร้างด้วย RAYON หรือไนล่อน เป็นชั้น ๆ ที่เรียกกันว่า ชั้นผ้าใบ (PLIES) นั่นเอง ชั้นหนึ่งของผ้าใบจะมีลายหรือเส้น (เพื่อให้ความแข็งแรง) ไปทิศทางเดียวกันตลอดและชั้นต่อไปลายหรือเส้นจะไปทางขวากับชั้นแรก เพื่อให้ความแข็งแรงสมดุลกันนั้นเอง ชั้นผ้าใบจะให้ความแข็งแรงเพื่อต่อต้านกับลมอัดภายใน และป้องกันยางในในขณะใช้งาน



รูปที่ ๑ แสดงความตัดของยางนอก

ชั้นของยางหรือชั้นผ้าใบนี้ บางทีก็ทำการเสริมให้แข็งแรงขึ้นโดยการเพิ่ม SHOCK BREAKERS (CORDINSERT) ใต้ดอกยาง เพื่อช่วยกระจายแรงกระแทกขณะบินลง และช่วยป้องกันดอกยางด้วย (รูปที่ ๒) ชั้นของยาง (cord body or carcass) จะมีจำนวนเป็นคู่

<u>ขอบยาง (body)</u> จะมีเส้นลวด (steel wires) ฝังอยู่ในยางเป็นเส้นยางรอบขอบยางด้วยขวาง ดูรูปที่ ๒ เพื่อเพิ่มความแข็งแรงให้กับขอบยางจากการสร้างในแบบนี้ใช้ในความหมายที่ว่า PLY RATING คือบอกจำนวนที่แข็งแรงของยาง แต่ไม่ได้บอกจำนวนชั้นของยาง (cord plies) หรือจำนวนเส้นลวดตามรูปที่ ๑ จะมีชั้นบอกสุดของชั้นยาง cord body ซึ่งจะทำเป็นวงโค้งรอบกลุ่มเส้นลวดเสริมของขอบยางอีกทีหนึ่ง เรียกว่า shafing strips มีหน้าที่ป้องกันพื้นที่ขอบยางมี rigidity ดี ชั้นของยางหรือ body play มักจะสร้างด้วย เรยอง หรือไนล่อน ไนล่อนจะให้ความแข็งแรงมากกว่าเรยอง ยางนอกที่ใช้ยางในสมัยแรก ๆ สร้างด้วยผ้าย



รูปที่ ๒ แสดงภาคตัดขวางของยางนอก

๒. PLY RATING

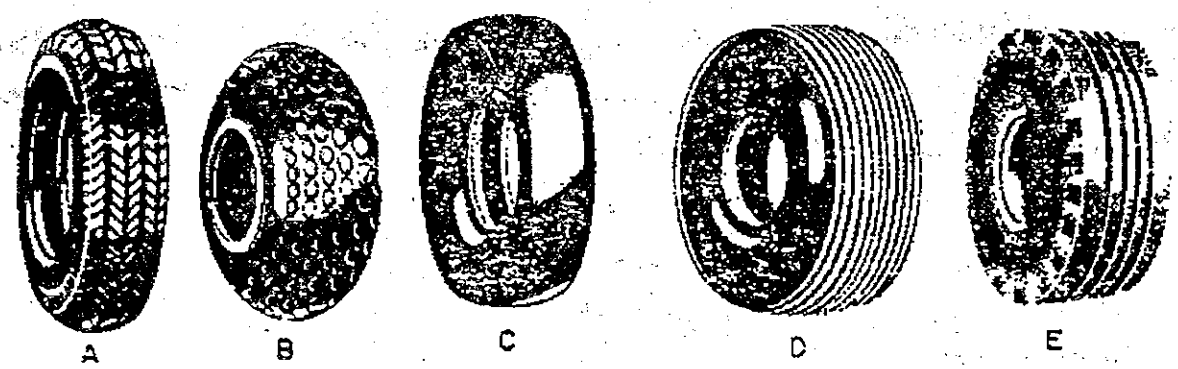
คือจำนวนความแข็งแรงสูงสุดของยางนอก แต่ละชนิดหรือเฉพาะแบบ และไม่จำเป็นว่าจำนวน ply ที่ว่าหรือเขียนอยู่ข้างยางจะต้องเท่ากับจำนวนชั้นของยาง (cord body) ตัวอย่าง ๆ คือ ถ้าข้างยางเขียนว่า "20 ply rating nylon" หมายความถึงว่าจำนวน วัสดุที่ใช้สร้างชั้นของยางใช้ไนล่อน และยางนี้มีความแข็งแรงเท่ากับ ๒๐ เท่า (หรือ ๒๐ ชั้นของยาง) ที่สร้างด้วยฝ้าย ดังนั้นยางเส้นนี้จะมีจำนวนชั้นยางไนล่อนไม่ถึง ๒๐ ชั้น แต่มีความแข็งแรงเท่ากับยาง - ชั้นขอบยางที่สร้างด้วยฝ้าย ๒๐ ชั้นนั่นเอง

ตัวอย่างที่เห็นได้ง่ายอีกอันหนึ่งคือ ยางนอกของรถยนต์จะบอกไว้ว่า " 4 ply rating " ท่านทราบไหมว่ามีชั้นของยาง (หรือที่เรียกว่า ชั้นของผ้าใบ) กี่ชั้น คำตอบมีเพียงสองชั้นเท่านั้นเองสร้างด้วยไนล่อน แต่มีความแข็งแรงเทากับ ยางที่สร้างด้วยฝ้าย(ในสมัยก่อน ๆ) สี่ชั้น ยางนอกเองอากาศยานจะมี ply rating ตั้งแต่ ๔ ถึง ๓๘

๓. แบบของดอกยาง (TREAD DESTGN OR TREAD FATTERES)

การออกแบบดอกของยางนอก ขึ้นอยู่กับจุดประสงค์และความเหมาะสมในการใช้งานเราสามารถแบ่งชนิดของดอกยางได้ ๓ แบบดังนี้

NONSKID TREAD มีใช้กับอากาศยานมากใช้งานได้ดีในบริเวณที่เปียก ขึ้นดูรูปที่ ๓.A. ALL- PURPOSE NONSKID ใช้ในกรณีที่ต้องการห้ามล้อแรงมากทุกสภาพของสนามแบบ B- BLLTPITGEL BUTTON TREAD - - - - - และแบบ D – RIBBED TREAD ก็เป็นแบบ NONKID ทั้งสิ้นคือช่วยไม่ให้ยางลื่นไถล หรือเฉไปด้านข้างง่าย ขณะขับเคลื่อนที่พื้นหรือขณะ LANDING แบบ RIBBED TREAD หรือดอกยางชนิดริ้วหรือมากกว่าขึ้นไป



รูปที่๓ แบบของดอกยาง

SMOOTH CONTOUR TREAD OR PLAIN คือ ยางแบบไม่มีดอก ใช้กับฐานอากาศยานชนิดพับเก็บไม่ได้ หรือพับได้แต่ส่วนของล้อหรือยางโผล่พ้นผิวของอากาศยานออกมา ทั้งนี้เพื่อเป็นการลดแรงต้านนั่นเอง (ดูรูปที ๓ C.)

LOW PROFILE CHANNEL TREAD OR ICE – GRIP TREAD โดยมากมักใช้กับล้อหน้า (รูปที ๓ E) จะสังเกตเห็นว่ามีแถบกว้าง ๆ ตรงด้านข้างของยาง และมีไหล่ยาง (SHOULDER) สูงมาก จุดประสงค์ของดอกยางแบบนี้คือช่วยบังคงกันไม่ให้ล้อเลี้ยวง่าย ถ้าใช้ในแถบอากาศยานหนาวเย็นมีหิมะหรือน้ำแข็ง

ส่วนนอกสุดของดอกยางจะสร้างด้วยลำพวกลวดโลหะ (STREEL WIRE) ผสมอยู่เพื่อทำให้ยางไม่ลื่นไถลบนน้ำแข็งได้ง่าย

ดอกของยางที่กล่าวมาแล้วตอนต้นเรายังแบ่งได้อีกสองชนิดคือ ชนิดดอกยางแท้ (SOLTD RUBBER) และดอกยางชนิดหล่อดอกได้หรือเรียกอีกย่างว่า ยางหล่อดอกเสริมกำลัง (FABRIC RETNFORCEMESNT) ยางหล่อดอกมักจะใช้กับยางที่รับแรงของอากาศยานความเร็วสูง (EXTRA - HIGH - SPEED TIRE) และดอกยางชนิดนี้จะมีรูหรือร่องลึกของดอกยางไว้สำหรับวัดในเมื่อดอกยางลึกหรือขาดชำรุด ซึ่งจะมีตารางเทียบไว้ให้ว่าดอกยางชำรุดหรือลึกขนาดไหนจึงจะต้องเปลี่ยนยาง หรือหล่อดอกใหม่ หรือทิ้งไปเลยบ้าง โดยมากดอกยางเสริมกำลังเหล่านี้ถ้าดอกชำรุดหรือฉีกขาดไม่ลึกถึงชั้นนอกผ้าใบ (CORD : BODY) ก็ถ้าไม่เป็นอันตรายอะไร เพราะความแข็งแรงของชั้นขอบยาง CORD BODY หรือ CARCASS ไม่เกี่ยวกับดอกยางเลย

มีข้อพึงสังวรอยู่อย่างหนึ่งคือ ดอกยางแต่ละแบบจะให้ความฝืดหรือที่เรียกว่าเกาะถนนได้ไม่เท่ากันขณะที่ห้ามล้อ ดังนั้นจึงไม่ควรติดตั้งหรือประกอบยางที่มีดอกไม่เหมือนกันในฐานหลักทั้งสองข้าง เช่น ดอกแบบริ้วข้างหนึ่งและแบบ NONKID อีกข้างหนึ่ง

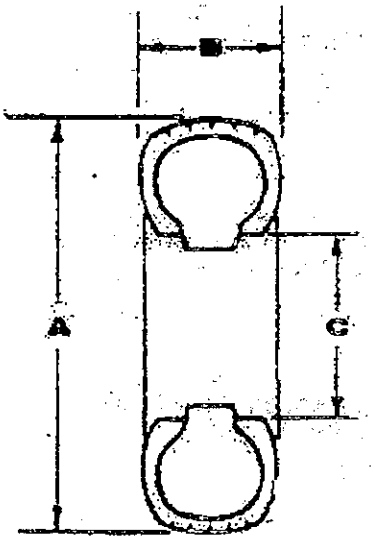
๔. แบบของยางนอก (TYPES OF TIRES)

แบบของยางที่ใช้กับอากาศยานทางทหาร มีแตกต่างกันหลายแบบคือผิดกันในเรื่องรูปร่างภาคตัด (SHAPE OF CROSS SECTON) และลมอัดหรืออากาศอัดเข้าไปในยางหรือในตัวยางนอกเองถ้าเป็นแบบไม่ใช้ยางใน มีดูด้วยกันเจ็ดแบบดังนี้

แบบที่	๑	SMOOTH CONTOUR SC
แบบที่	๒	HIGH PRESSURE
แบบที่	๓	LOW PRESSURE
แบบที่	๔	EXTRA LOW PRESSURE
แบบที่	๕	LOW PROFILE
แบบที่	๗	EXTRA HIGH PRESSURE
แบบที่	๘	EXTRA HIGH PRESSURE , LOW PROFILE

๕. ขนาดของยางนอก(SIZES OF TIRES)

ขนาดของยางหมายถึงขนาดของเส้นผ่าศูนย์กลางของยางนอก และไม่เกี่ยวกับขนาดของกงล้อ ขนาดของยางจะเขียนไว้ที่ด้านข้าง (SIDE WALL) ของยางเช่น 26 X 6.6 หมายความว่า เส้นผ่าศูนย์กลางวงนอก รวมดอกยางด้วยยาว ๒๖ นิ้ว และส่วนที่กว้างที่สุดของยางคือจาก SIDE WALL ด้านหนึ่งถึง SIDE WALL อีกด้านหนึ่งที่ยาว ๖.๖ นิ้ว ดูรูปที่ ๔ A x B คือ 26 x 6.6 บางทีขนาดของยางอาจใช้ว่า 7.50 – 10 หมายความว่า เส้นที่กว้างที่สุดของยาง (ใช้ อักษร B ในรูปที่ ๔) เหมือนที่กล่าวในตัวอย่างแรก คือกว้าง ๗.๕๐ นิ้ว และเส้นผ่าศูนย์กลางวงใน คือจากขอบยางด้านหนึ่งถึงขอบยางอีกด้านหนึ่งยาว ๑๐ นิ้ว (อักษร C ในรูป)



A — OVERALL OUTSIDE DIAMETER
B — CROSS SECTIONAL WIDTH
C — RIM DIAMETER

TIRE AND TUBE SIZES

THIS TYPICAL DIAGRAM INDICATES THE POSSIBLE DIMENSIONS SHOWN ON TIRE SIDEWALLS.

THE SYMBOL (X) IS USED BETWEEN DIMENSIONS "A" AND "B"; HENCE, 26X6.6 MEANS THAT THE OVERALL OUTSIDE DIAMETER IS 26" AND THE CROSS SECTION WIDTH IS 6.6".

THE SYMBOL (–) IS USED BETWEEN DIMENSIONS "B" AND "C"; HENCE, 7.50–10 MEANS THAT THE CROSS SECTION WIDTH IS 7.50" AND THE RIM LEDGE DIAMETER IS 10".

HENCE, AXB–C.

WHEN ONE DIMENSION ONLY IS USED, IT IS DIMENSION "A".

รูปที่ ๔ ขนาดของยาง

๖. ข้อมูลที่แสดงข้างยาง

<u>ยางใหม่</u> จะมีข้อมูลเหล่านี้ติดอยู่คือ

๑. ขนาดของยาง (อธิบายแล้วตามข้อ ๕)

๒. แบบยาง (อธิบายแล้วตามข้อ ๔)

๓. ถ้าเป็นยางที่ไม่ใช้ยางในจะเขียนว่า " TURBELESS " ถ้าใช้เขียน " TUBE "

๔. PLY RATING (อธิบายแล้วตามข้อ ๓)

๕. SERIAL NUMBER

๖. วันเดือนปีที่สร้าง มักใช้เป็น JULIAN DATE สำหรับยางรุ่นใหม่ ถ้ารุ่นเก่าจะแยกเป็น วัน – เดือน – ปี ตามรูปที่ ๕

๗. ชื่อบริษัทสร้าง

๘. แบบของชั้นของยาง (CARCASS) ถ้าไม่ใช้สร้างด้วยไนลอน

๙. KNOT RATING

๑๐. STOCK NUMBER

๑๑. แบบของดอกยาง (มีกับยางบางแบบ)

๑๒. ถ้าเป็นยางของ USAF สร้างจะบอกหมายเลขแบบพิมพ์ไว้ด้วย

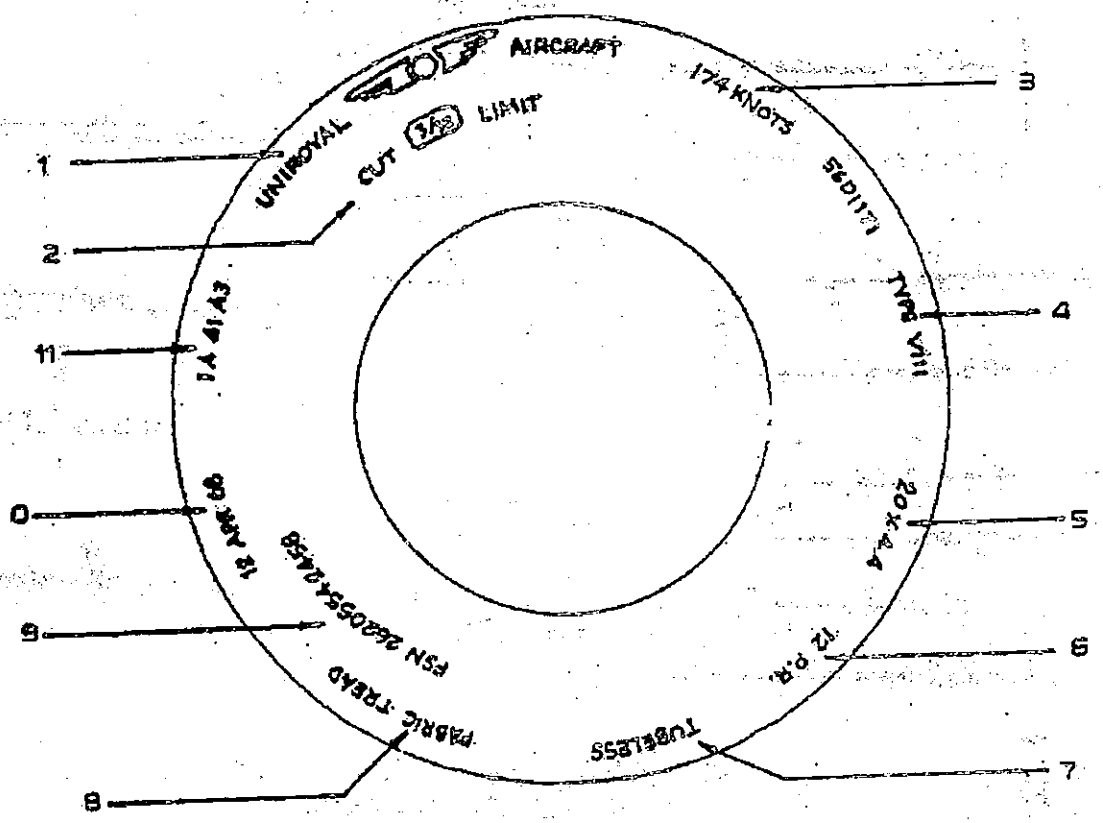
บางทีหล่อดอกได้ จะเพิ่มข้อมูลดังนี้

๑. บริษัทที่ทำการหล่อดอก

๒. มีคำว่า " R " และตามด้วยตัวเลขแสดงจำนวนครั้งที่หล่อดอก

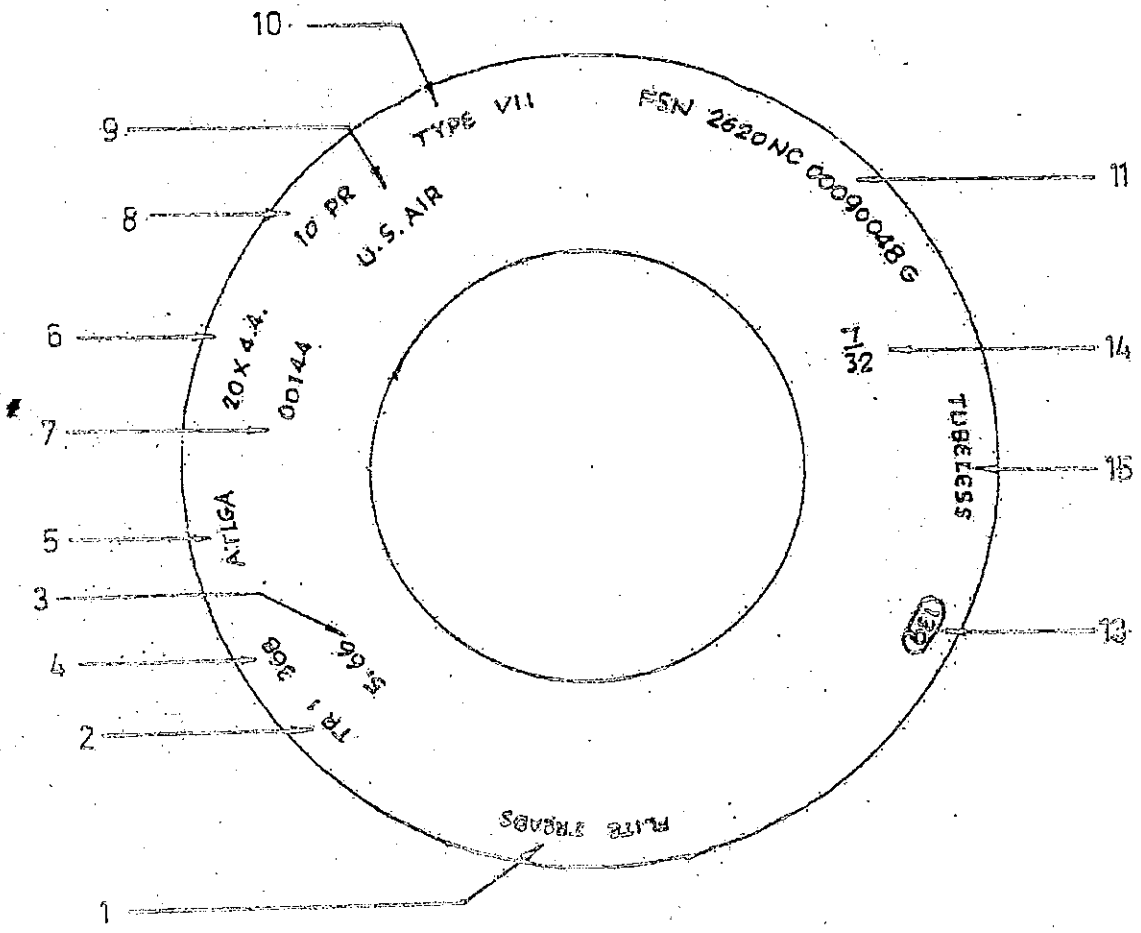
๓. สถานที่ ที่ บริษัทผู้ทำการหล่อดอกตั้งอยู่

๔. เดือนและปีที่ทำการหล่อดอก (มีตัวเลข ๓ ตัว)



1. Manufacturer
2. Maximum Cut Limit (on some tires)
3. Knot Rating and Specification (on most tires)
4. Type
5. Size
6. Ply Rating
7. Type (Tubeless or Tube)
8. Type Tread
9. FSN
10. Date of Manufacture
11. Tire Serial Number

รูปที่ ๕ เครื่องหมายแสดงข้อมูลบนยางนอก

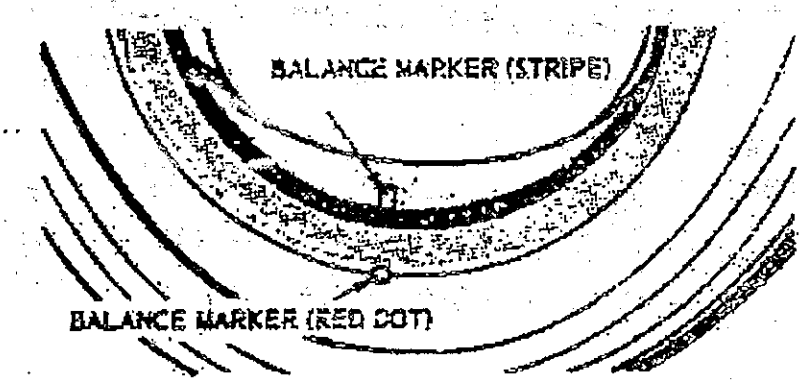


1. Rebuilder
2. Number of Time Rebuilt
3. Original Manufacturing Date
4. Rebuild Date
5. Rebuilder Location
6. Size
7. Serial Number
8. Ply Rating
9. Original Manufacturer
10. Type
11. FSN
12. Type (Tubeless or Tube)
13. Knot Rating (as sure tires
14. Cut Limit

รูปที่ ๖ เครื่องหมายแสดงข้อมูลบนยางนอก ชนิดที่หล่อดอกได้

๗. เครื่องหมายสมดุล และเครื่องหมายดูการเคลื่อนตัวของยางนอก

เครื่องหมายสมดุล (BALANCE MARK) คือตรงส่วนที่อ่อนหรือบางที่สุดของยางนอกจะทำเป็นเครื่องหมายวงกลมเล็ก ๆ สีแดงใกล้ขอบยาง และที่ยางใน ตรงตำแหน่งที่แข็งแรงหรือหนาที่สุดจะทำเครื่องหมายเป็นแถบขนาดกว้าง ½ นิ้ว และยาว ๒ นิ้วเมื่อประกอบเข้าด้วยกันจะต้องให้เครื่องหมายทั้งสองนี้ตรงกัน (ดูรูปที่ ๗)



รูปที่ ๗ เครื่องหมายสมดุลระหว่างยางนอกและยางใน

เครื่องหมายสำหรับบอกการเคลื่อนตัวของยางนอกกับล้อ (SLIPPAGE MARK)

มิใช้สมัยก่อนปัจจุบันไม่ใช้ ดู T.C. 4T-1-3------ หน้า ๕-๕ ที่เคยใช้เพื่อลดการเสียหายของยางนอกและยางใน เนื่องจากการเคลื่อนตัวไปบนกงล้อ เครื่องหมายจะใช้ทาใช้ทาด้วยสีแดงเป็นแถบขนาดกว้าง ๑ นิ้ว ยาว ๒ นิ้ว ให้แถบอยู่บนข้างยาง ๑ นิ้วพาดตรงมาบขอบกงล้ออีก ๑ นิ้ว ต้องตรวจดูเครื่องหมายนี้ทุกวันถ้าเครื่องหมายแถบเหลื่อมกัน แสดงว่าเกิดการเคลื่อนตัวต้องถอดยางออกตรวจลิ้นเติมลมยางใน และประกอบใหม่ให้ตรงกัน ยางนอกที่ไม่ใช้ยางในหรือยางที่มีลมอัดตั้งแต่ 150 ISI หรือสูงกว่าไม่ใช้ SLIPPACE MARK ดูรายละเอียดใน T.O 4T-1-3 ยางนอกส่วนมากจะเจาะรูเล็ก ๆ ไว้ข้างๆ ยางและจะทาสีขาวให้เห็น รูเล็ก ๆ เหล่านี้เป็นที่ให้อากาศที่อยู่ข้างในระหว่างยางในกับยางนอกออกมาขณะยางในขยายตัว จะได้ไม่ทำให้ชั้นยางนอกเสียหาย ยางนอกชนิดที่ไม่มียางในก็จะมีรูระบายขนาดเล็ก ๆ ข้างยาง แต่รูเหล่านี้ไม่เจาะทะลุถึงชั้นใน (INNER LINER)ของยาง

ถ้ายางในไม่มีแถบเครื่องหมายที่ว่านี้ให้ถือว่า ประกอบลิ้นเติมลม (หัวจุ๊บ) ให้ตรงจุดสมดุลบนขอบยางนอกได้

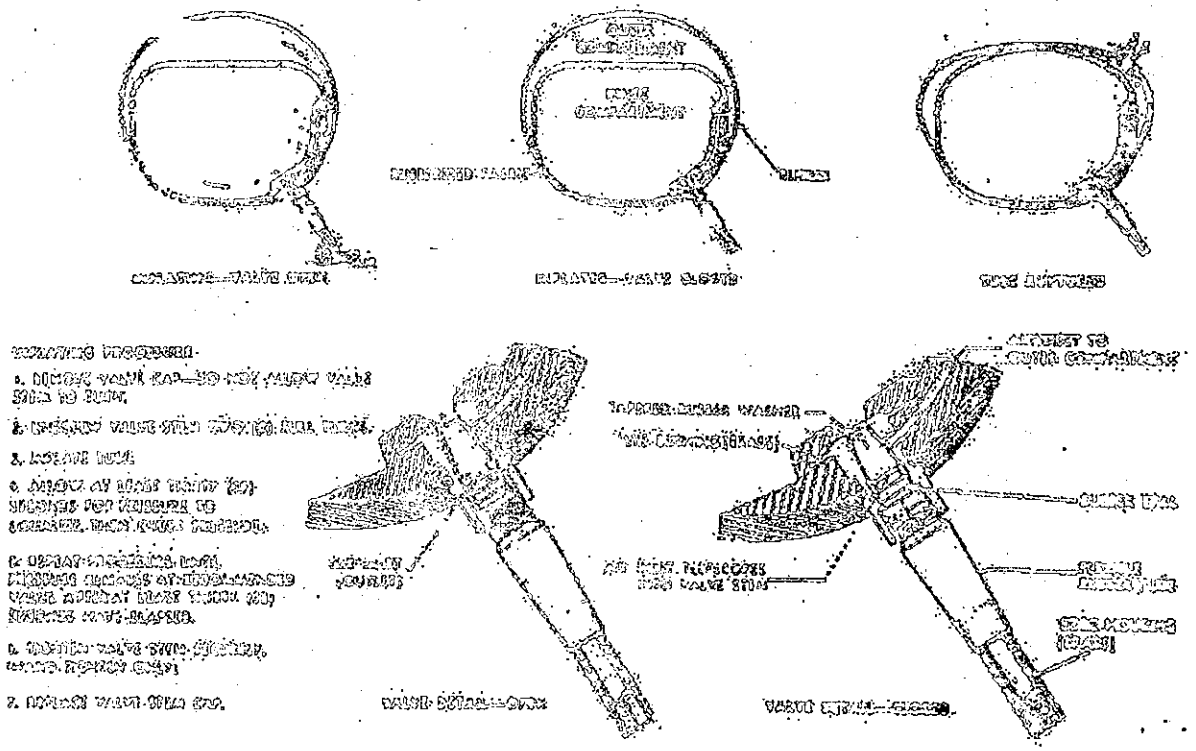
๗. ยางใน และแบบของยางใน (TUBES OR INNER TUBES)

ยางในที่ใช้ในกองทัพอากาศจะสร้างจากยางบาง ๆ (SOFT RUBBER) และจะมีขนาดที่เหมาะสมกับในการที่จะใช้ได้พอดีกับยางนอกยางในแบ่งออกได้เป็น ๓ แบบคือ แบบทั่วไป (REGULAR) , แบบกันรั่ว (PUNCTURE PROOF) และแบบสองชั้น (DUAL – SEAL)

แบบทั่วไป เหมือนกับยางในรถยนต์ไม่มีสิ่งป้องกันการถูกเจาะแทงคือรั่วได้ ถ้าถูกของแหลมแทงและระเบิด แตกได้ถ้าความอัดสูงเกินไป เป็นยางธรรมดามีชุดลิ้นเติมลม (VALVE STEM AND CORE)

แบบกันรั่ว ประกอบด้วยยางธรรมดาทั่วไป. เป็นยางชั้นนอกแต่ด้านในของยางในนี้หนากว่าปกติเรียกว่าเป็น (SELF SEALING COMPOUND) ยากที่จะรั่วง่ายเมื่อถูกแทงหรือเจาะหรือจะพูดว่าปิดรอยรั่วด้วยตัวเอง คล้ายถัง ชพ. ก็ได้

แบบสองชั้น ยางในแบบนี้มักใช้กับล้อหน้าที่เป็นล้อเดี่ยว ยางในแบบนี้ จะมีห้องบรรจุอากาศสองห้อง (ดูรูปที่ ๘) แต่ใช้ลิ้นเติมอากาศลิ้นเดี่ยว เมื่อยางในเกิดถูกแทงหรือเจาะห้องบรรจุอากาศชั้นนอกจะชำรุดชั้นเดียว ห้องชั้นในจะขยายตัวออกไปดันกับยางนอกได้ (ดูรูปที่ ๘)



รูปที่ ๘ ยางในแบบสองชั้น

<u>ยางในที่ซ่อมไม่ได้และให้จำหน่ายได้</u> คือ ยางในที่มีสภาพดังต่อไปนี้

๑. ไม่มีเครื่องหมายสมดุล

๒. มีรอยฉีกหรือดัดหรือทะลุเป็นรู

๓. กรณีที่เห็นได้ชัดว่ายางเสื่อมหรือชำรุดเนื่องจากความร้อน (จากการห้ามล้อ) จนบางมาก

๔. มีรอยย่นหรือพับ

๕. จุ๊บ (VALVE STEM) ขาดหรือชำรุด

๖. ถอดออกจากยางนอกของฐานหลักของเครื่องบินจำพวก F-100 ขึ้นไป

๗. ร้วมาก หลังจากได้ทดสอบแล้ว

๘. ยางในชนิดที่เสริมความแข็งแรง (FABRIC REINFORCED TUBE) แล้วพองขึ้นมามีเกินกว่า ๑/๘ นิ้ว ตรงบริเวณเสริมความแข็งแรง

๙. บริเวณที่เสริมความแข็งแรงเกิดเปิดหรือแยกตัวจากผิวยางใน ถ้าขาดหรือแยกตัวต่ำกว่าผิวที่เสริมความแข็งแรงไว้มากกว่า ๑/๑๒ นิ้ว

๑๐. ถ้าไม่เคยประกอบหรือใช้งานกับยางนอก และเก็บไว้นานเกินกำหนดตามข้อกำหนดใน FSC 2620 MANAGRMENT DATA LIST.

<u>หมายเหตุ</u>

ยางในกำลังใช้งานอยู่จะไม่มีการกำหนดอายุ นอกจากว่าจะมีสภาพดังข้อ ๒ – ๙ ข้างบน จึงจะเลิกใช้หรือจำหน่าย

<u>ยางในที่ซ่อมได้จะกำหนดให้ซ่อมได้</u> ในกรณีดังต่อไปนี้

๑. เครื่องหมายสมดุล ถ้าลบเลือนให้ทาสีซ้ำทับรอยเดิม โดยใช้สีแดงตามข้อกำหนด MIL-R-7725 หรืออย่างอื่นที่เหมือนกัน

๒. ถ้าเกลียวจุ๊บชำรุดให้ทำเกลียวใหม่โดยใช้เครื่องมือ SCHRADER NO 3263 หรือเครื่องมืออื่นที่เหมือนกัน

๓. ถ้ามีรอยพองที่มีเส้นผ่าศูนย์กลาง ๓/๘ นิ้ว หรือน้อยกว่าในบริเวณที่เสริมความแข็งแรงให้ใช้เข็มแทงให้อากาศระบายออก

บันทึกเพิ่มเติมของ ACFT TIRE AND TUBE IDENTIFICATION DATA ช่อง TIRE TREAD (หน้า ๑๐๗)

<u>ยางแบบ CUT RESISTANT</u> (CR.) คือมีการสร้างให้แข็งแรงระหว่างชั้นของยาง (หรือชั้นของผ้าใบ) กับดอกยาง (คือใต้ดอกยางลงไป ไม่รวมไปถึงข้างยาง SIDE WALL) ด้วยเส้นลวดสาน (CHOPPED WIRE BARRIER)

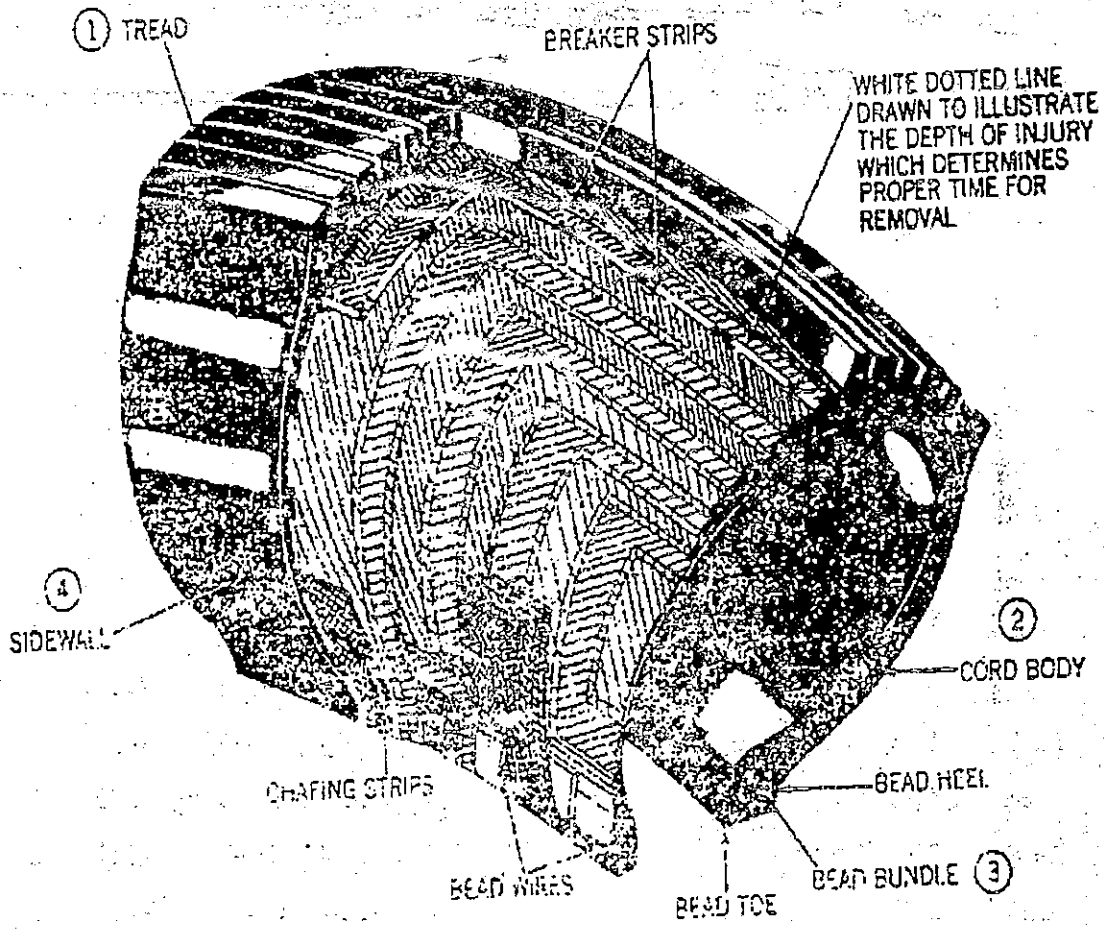
ยางแบบ SNOW AND ICE (SI) หรือเรียกว่า ICE GRIP TREAD คือทำให้ดอกยางเกาะหิมะหรือน้ำแข็งไม่ลื่นนั่นเอง โดยใช้ลวดโลหะฝังตามดอกยาง และลวดโลหะเหล่านี้ต้องไม่หลุดหรือกระเด็นออกจากดอกยางง่าย ๆ มิฉะนั้นจะเป็นอันตรายต่อ ปีก, พื้นบังคับหรือ ย.

TABLE 2

AIRCRAFT TIER AND TUBE IDENTIFICATION DATA

(FROM TOs 4T-1-3 AND 4)

Specification	C-124	C-123
Tire and tube size	Main-25.00 x 28	Main-17.00 x 20
Tire ply rating (PR)	Main-30	Main -22
	Nose-14	Nose-08
Tire tread	Main-RT	Main-CR or R
CR (out resistant)	Nose-RT	Nose-RT
SI (Snow and ice)		
RT (regular tread)		
Tire khot rating.	Main-139	Main-139
	Nose-139	Nose-139
Tire type.	Main-TT	Main-TT or TL
	Nose-TT	Nose-TT
Tire pressure rating	Low pressure	Low pressure
Tire Speed rating (139 Knots or	Main-low speed	Main-low speed
Less-low speed above 139	Nose-low speed	Nose-low speed.
Knots-high speed)		
Retreads authorized	Yes, Indefinite	Main : Yes, Indefinite Number
	Number	Nose : No.
Maximum age for retreadable tires	63	63
In months from date of manufacture.		



รูปที่ ๙ Aircraft the construction (three-quarters view)

TABLE I

TIRE TYPE, SPEED RATING, SPECIFICATION OR DRAWING TABE

NOUN	SIZE	PR	KNOT RATING	TYPE	TREAD	DRAWING NO.	ACFT	POS	QTY	FSC 2620 FIIN
TUBE	6.00-6					MIL-T-5014	A-	NOSE	1	2697266
TUBE	6.00-6					MIL-T-5014	37A/B	NOSE	1	2697266
TIRE	6.00-6	06	139	TT	RT	MIL-T-5014	H-34	NOSE	1	5420127
TIRE	6.00-6	06	139	TT	RT	MIL-T-5014	A-	NOSE	1	5420127
TUBE	6.50-8					MIL-T-5014	37A/B	MAIN	2	2880247
TIRE	6.50-8	06	139	TT	RT	MIL-T-5014	H-34	MAIN	2	2697626
TIRE	7.00-8	14	139	TL	RT	MIL-T-5014	U-10	MAIN	2	8502081
TIRE	7.00-8	16	130	TL	CR	67J1951	U-10	MAIN	2	11006636LE
TUBE	7.50-10					MIL-T-5014	A-	NOSE	1	2697269
TIRE	7.50-10	12		TT	RT	HE 194-	374/B	NOSE	1	8703771
TUBE	9.00-6					5001	A-	TAIL	1	2697530
TIRE	9.00-6	10	139	TT	RT	MIL-T-5014	374/A	TAIL	1	267694
TUBE	9.50-16					MIL-T-5014	OV-10	NOSE	2	6403986
TIRE	9.50-16	10	139	TT	RT	MIL-T-5014	OV-10	NOSE	2	2042301
TUBE	10.00					MIL-T-5014	C-47	TAIL	1	2697442
TIRE	10.00	08	139	TT	RT	MIL-T-5014	C-47	TAIL	1	2697662
TIRE	11.00-12	08	139	TT	RT	MIL-T-5014	C-123	NOSE	2	1741746
TIRE	11.00-12	08	139	TT	RT	MIL-T-5014	C-123	MAIN	2	1741746
TUBE	11.00-12					MIL-T-5014	U-10	MAIN	2	5289251
TUBE	11.00-12					MIL-T-5014	U-10	NOSE	2	2697710
TUBE	12 ½ x					MIL-T-5014	C-	TAIL	1	267057
TIRE	4 ½	14	104	TT	RT	MIL-T-5014	123B/J	TAIL	1	9003400
	12 ½ x					65D30091	H-34			
	4 ½						H-34			
							C-123			
							T-6G			
							T-6G			

NOTE PR = RLY RATING

TT = TUBE TYPE

TL = TUBELESS TYPE

RT = REGULAR TREAD

CR = CUT RESISTANT

POS = POSITION

QTY = QUANTITY

FSC = FEDERAL STOCK CUASS

FIIN = FEDERAL ITEM INDENTIFICATION NUMBER

Table II

Aircraft Model, Location and Units per Aircraft

ACFT.	size	PR.	Main wheel	FIIN tube	Qty.
A-37 A,B	7.00-8	16	1106636LE	Tubeless	2
	7.00-8	14	8502081	tubeless	2
	size	PR.	Auxiliary wheel FIIN tire	FIIN tube	Qty. & INSTL
	6.00-6	6	5420127	2697266	1 N

* use until exhausted

ACFT.	size	PR.	Main wheel	FIIN tube	Qty.
C-123 Series	17.00-2	22	8135072	1849158	2
	17.00-20	22	9354676	tubeless	2
	size	PR	Auxiliary wheel FIIN tire	FIIN tube	QTY. & INSTL
	11.00-12	08	1741746	2697710	2 N
	9.50-16	10	2042301	6403986	2 N
ACFT.	size	PR.	Main wheel	FIIN tube	Qty.
T-28 A.D	24 x 7.7	10	2703598	2697705	2
	size	PR	Auxiliary wheel FIIN tire	FIIN tube	QTY. & INSTL
	20 x 4.4	12	5542438	2703659	1 N

Table III

Tire Federal Stock Number Cross Reference Table

FSC 2620 FIIN	NOUN&TYPE	SIZE	PR	USE	ACFT APPL	POSTION &QTY	Knot speed	DWG Or SPEC.
2697226	TUBE	6.00-6	1		A-37 A,B	N-1		
8502081	TIRE,TL	7.00	14	RT	A-37 A,B	M-2	139	MIL-T-504
9354676	TIRE,TL	17.00-20	22	RT	C-123	M-2	139	MIL-T-504

เมื่อทราบหมายเลข FSC or FIIN จะค้นดูได้ว่าใช้กับ บ. แบบใด

๙. การเก็บยางนอกและยางในของอากาศยาน

ยางนอกและยางในต้องเก็บไว้ในห้องมืดอากาศเย็นและแห้งอุณหภูมิไม่สูงเกินควร (ควรอยู่ระหว่าง ๓๒° - ๘๐ ° F) ห้ามเก็บยางนอกยางในไว้ในห้องที่มีเครื่องกำเนิดไฟฟ้าหรือเครื่องประจุแบตเตอรี่ทำงานอยู่

เพื่อเป็นการช่วยให้ทราบถึงปีที่สร้างยางล้ออากาศยาน จึงใช้เทปสีเป็นเครื่องหมายแสดงเทปสีจะมีขนาดกว้าง ๑ นิ้ว พาดบนดอกยางโดยรอบ และเทปสีนี้จะใช้แสดงบนยางที่หล่อดอกได้ด้วย (เป็นสีแสดงถึงปีที่สร้างครั้งแรก ไม่ได้ใช้แสดงเวลาที่ทำการหล่อดอก) เทปสีที่ใช้แสดงมีดังนี้

ปี พ.ศ.	เทปสี
๒๕๐๔ / ๒๕๐๕	ขาว
๒๕๐๖ / ๒๕๑๓	เงินหรือเทา
๒๕๐๗ / ๒๕๑๔	เขียว
๒๕๐๘/ ๒๕๑๕	น้ำเงิน
๒๕๐๙ / ๒๕๑๖	ส้ม
๒๕๑๐ ๒๕๑๗	เหลือง
๒๕๑๑ / ๒๕๑๘	(MAGNETA) สีบานเย็น
๒๕๑๒ / ๒๕๑๙	แดง

ตั้งแต่ปี ค.ศ. ๑๙๗๑ หรือ พ.ศ. ๒๕๑๔ เป็นต้นไป ยางที่นำไปสร้างใหม่ (REBUILT) จะตามด้วยเทปสีขนาดกว้าง ๑ นิ้ว โดยรอบนอกดอกยาง ซึ่งจะแสดงปีที่ยางได้ผลิตขึ้น (MAUNFACTURE) หรือนำไปสร้างใหม่ (REBUILT)

ปี พ.ศ. ที่สร้าง / ซ่อมสร้างใหม่	เทปสี
๒๕๑๔ / ๒๕๑๗ / ๒๕๒๐	เขียว
๒๕๑๕ / ๒๕๑๘ / ๒๕๒๑	น้ำเงิน
๒๕๑๖ / ๒๕๑๙ / ๒๕๒๒	ส้ม

ลีที่บอกในตารางนี้อาจไม่จำเป็นถ้าได้พิมพ์ปีลงบนเทปที่คาดได้แล้ว เทปสีที่คาดบนดอกยางเพียงแต่จะบอกให้ทราบว่า ยางใดเก่าแค่ไหน หรือสร้างมาตั้งแต่เมื่อไรเป็นต้น ถ้าไม่มีเทปที่คาดไว้ก็ดูตัวอักษรที่ข้างยางได้

TABLE 3

INSPECTION OF INSTALLED TIRES

(REFERENCE TO 4T-1-3)

Injurious Tire Condition	Action Authorized
1. Incorrect tire pressure.	Increased or decreased tire pressure as necessary. If leakage sources cannot be readily detected and corrected, remove the tire if it continues to leak in excess of 5 percent within 24 hours.
2. Leaky valve core.	Tighten or replace the valve core, If valve stem thread damage is evident, repair using a valve repair tool.
3. Valve cap missing.	Install valve cap finger light. (The valve cap seals against foreign material and also scales air in if the valve core develops a leak.)
4. Heat damage (indicated by extreme tacky or Dryness of rubber near wheel rim).	Mark tires to indicate damage. Remove tire from aircraft.
5. Contamination with fuel. Hydraulic fluid, And oil (because wheel covers were not installed).	Wash tires and wheels with soap and water, being careful to protects. Remove tires that slow deterioration due to saturation.
6. Outside diameter of dual wheels on the same axle Not within limits of one another as required by TO 4T-1-3	Install on the same axle, tires that are within wheel diameter limits of one another.

7. Cuts and other damage in tire tread area or tread shoulder.	Remove imbedded objects (adequately protect eyes) and evaluate. Remove tire form aircraft if limits exceed mazimum limits given in TO 4T-1-3.
8. Wear.	
• Center portion of tread worn.	Remove tire if wear is beyond limits specified in TO 4T-1-3. Deflate tire to authorized pressure.
• Outer portion fo tread worn.	Inflate tire to authorized pressure.
• One side of tread shows greater wear than other Side of same tire.	Reverse tire on same wheel or on another wheel. Determine cause of abnormal wear and correct.
9. Skid spots or scuffed tread.	Remove tire if wear is beyond limits specified in TO4T-1-3 or causes out-of-round vibrations.
10. Sidewall cuts, scratches, abrasions, or Scuffed areas.	If penetration is through the first cord ply. Remove tire from aircraft for tire shop evaluation. If penetration is not through the first cord ply, remove imbedded objects and trim or buff loose material.
11. Sidewall weather checking.	Remove tire from aircraft if weather checking exceeds limits specified in TO 4T-1-3.
12. Sidewall blisters.	Puncture blisters less than 1 inch in diameter with a needle or sharp tool. Remove tires having blisters larger than 1 inch.
13. Sidewall wrinkles or crease marks that Give the appearance of being operated while evaluation.Underinflated.	Remove tire from aircraft for tire shop

14. Sidewall wrinkles on newly installed tires.	Increase tire pressure 10 percent above the pressure specified in the applicable TO. Tow or taxi the aircraft for 5 miles. If wrinkles disappear, deflae tire to normal pressure. If wrinkles are still evident, maintain increased pressure for a maximum of three landings. Otherwise, remove tire form aircraft.
15. Loose fabric or split rubber exposing bead wire.	Remove tire from aircraft for tire shop evaluation.
16. Misalined tire slippage marks.	Remove tire from aircraft for tire shop evaluation if beyond limits specified by aircraft manual.
17. Tread area flat spots.	Taxi aircraft to roll out flat spots. To prevent flat spots from occurring, rotate tires to change contact with parking ramp at least every three days.

Table 3-1 Tire Inspections (On Aircraft) (Sheet 1 of 9)

INSPECTION REQUIRED/DAMAGE LIMITATION	CORRECTIVE ACTION
GENERAL TIRE CONDITION - ALL AREAS NOTE The inspections referenced in this table are to be performed while the tire is installed on the aircraft and inflated.	
1. Check inflation pressure and service in accordance with the applicable technical order/manual. When a tire and wheel assembly shows a pressure loss exceeding five percent of the minimum operation pressure in a 24 hour period, corrective action will be taken. The last pressure check can be determined from AFTO From 781J which will indicale last day that the aircraft flew. Example : Correct operation inflation is 265 ±5 PSI. Minimum operation pressure is 260 PSI. Allowable leakage in a 24 hour period is 13 PSI. If more than 24 hours has lapsed, refer to AFTO Form 7813 for total elapsed time. It would be to the advantage of maintenance personnel to record the tire pressure with date and time. Most activities do record this information; however, a method is not specified because activities can determine the best method for their particular operation. NOTE Temperature Changes Affect Tire Pressure: A change of five degrees Fahrenheit produces approximately a one percent respective change in pressure. Pressure decreases when temperature decreases and increases when temperature increases. This should be taken into consideration	1. When pressure loss exceeds 5 percent, apply a soap and water solution to the tire bead area and around valve stem. If the leakage source can not be detected or readily corrected the wheel and tire assembly shall be removed for further evaluation by tire shop personal. Reference the applicable aircraft technical order/manual for removal procedures. The removed wheel and tire assembly shall be inspected, tires replaced, when necessary and wheel maintenance performed by applicable wheel and tire shop directives. NOTE A small amount of air seepage is usually always detectable through the vent holes in tubeless tire sidewalls. Reference paragraph 1-15 for vent hole details. When the pressure loss does not exceed 5 percent, adjust the tire pressured in accordance with applicable aircraft technical order/manual.

when there are significant changes in temperature between inflation pressure checks. NOTE An accurately calibrated pressure gage, 0-400 PSI, conforming to specification MIL-G-8348 (ASG) and/or commercial tire gagting assemblies listed and calibrated per T.O. 33K6-4-1-1, calibration procedure 12, shall be used for accomplishing all pressure checks on aircraft tires by Air Force Personnel. For Army aircraft refer to Section VII for inflation and pressure gages.	

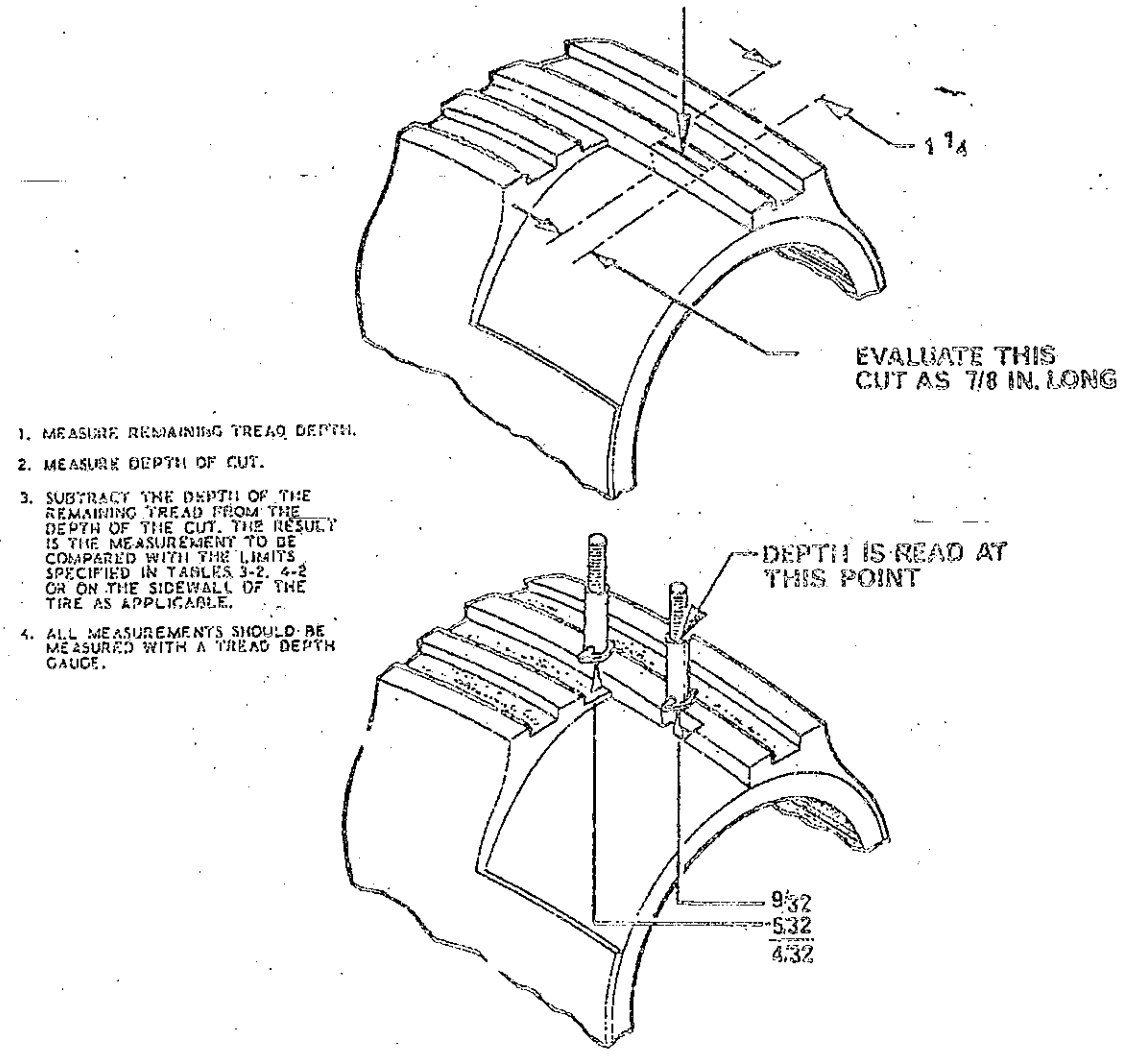
Table 3-1. Tire Inspections (On Aircraft) (Sheet 2 of 9)

INSPECTION REQUIRED / DAMAGE LIMITATION	CORRECTIVE ACTION
2. Valve Core Leakage Inspection. After check air pressure always check for valve core leakage. Place a small amount of soapy water on the valve stem end and watch for bubbles. Maximum permissible protrusion of the installed valve core depression pin is 1/32 inch.	2. If valve core leakage is detected: a. Assure valve core has been firmly seated. b. If leakage is still indicated, sufficient jacking or blocking of the wheel will be accomplished before the valve core is removed. c. Inspect valve stem threads for damage. If repair is required, use valve repair tool (Schrader # 3263, or equivalent). d. Install a new valve core. e. Recheck valve core for leakage. Remove wheel and tire assemble for further evaluation if leak still exists.
3. A valve cap is required on each valve stem.	3. After valve core inspection, install valve cap, MS20813 or equivalent, fingertight.
4. Heat damage may be detected by inspection. When a tire is known to have been exposed to excessive heat. The tire is unacceptable for continued usage. Heat damage may be indicated by extreme tacky or dryness of the rubber near the wheel rim. Tires with these conditions are unacceptable for continued usage.	4. Adequately mark these tires before removal form the aircraft is accomplished. Use paint or other marking material that will not rub off easily. Reference aircraft technical order/manual for removal procedures. These tires will be removed from aircraft and condemned

Table 3-1 Tire Inspections (On Aircraft) (Sheet 3 of 9)

INSPECION REQUIRED / DAMAGE LIMITATION	CORRECTIVE ACTION
5. Tires contaminated with fuel, hydraulic fluid, or other grease type materials or fluids are not to be used until cleaned.	5. Use care to protect bearings. Seals, etc. Wash the tire and wheel with soap and water to remove all contaminating substance. Dry the wheel thoroughly when washing is completed. Tires saturated to the extent that the rubber has become soft, swollen, or spongy will be removed from service and condemned.
6. Multi-wheels on the same axle require matching for size. The outside diameter of the fully inflated tires shall be the same diameter within limits specified in figure 3-1.	6. Obtain and install a wheel and tire assemble that is within the size limits specified. (Use caliper, part No. 41491 or equivalent, for tire measurement.)
7. CUT AND DAMAGE EVALUATION. Tires with cuts or damages any length are acceptable for continued usage if the damage does not cut the cord body. The damage must NOT indicated signs of becoming progressively larger, such as bulging or tearing. Tires that have cord body cuts or camage less than one inch long will be evaluated according to table 3-2. Tires with damage which do not exceed the limits specified in table 3-2 may be continued in service. For example: NOTE • A cut 1-1/2 inches long at the tread surface which tapers to 7/8 inch at the cord will be evaluated as a cut les than	7. Remove imbedded objects if present and thoroughly evaluate damage. Use a blunt awl to pry the imbedded objects from the tire. WARNING • When probing for foreign objects, use extreme care to prevent probe or awl from penetrating deeper into the tire that the cut. Reference table 3-2. Objects being pried from tires sometimes come cut suddenly. Use adequate protection to prevent injury. One hand can usually be cupped over the object being removed. • All loose materials shall be removed by

one inch long (table 3-2) • Tire with cord body cuts or cord body damage of one inch or over are not acceptable for continued use on aircraft.	trimming or buffing. ยังมีต่ออีกหลายหน้า กรุณาดูใน ที.โอ. -๔ ที-๑-๓ และดูคำสั่งกรมช่างอากาศ (เฉพาะ) เทคนิคที่ ๔ย-๑-๓ เรื่องการปฏิบัติต่อยางนอกและยางในที่ใช้กับอากาศยาน



รูปที่ ๑๐ วิธีการวัด ความลึก, ความยาว, ของรอยเฉือน ,รอยแตกและรูที่ดอกยาง

The following table lists aircraft tire removal criteria, continue in use cut limits, and tire shop test pressures required for stretch and leakage tests.

WEAR :

1. Reference table to applicable aircraft and tire size.
2. Refer to applicable paragraph for wear removal code shown in table.
   A. Remove when wear has reached the bottom of any tread groove.
   B. Remove normally when wear has reached 1/32 inch from the bottom of any tread groove.
   C. Remove when color wear indicator shows or wear reached cord body.
   D. Tire with skid spots or scuffed tread are acceptable for continued usage providing the skid or scuff depth does not exceed the depth referenced for wear or does not cause a flat spot conducive to out of round vibrations.

NOTE

In some cases, at time of manufacture of fabric reinforced tread tires the color wear indicator is misplaced and will be close to or in the tread grooves. In these cases the tires are allowed to remain in service until wear has reached the first cord body ply.

CUTS.: Allowable cut limits are usted in following table. Tires with damages which do not exceed the specified cut limits will be continued in use. Some tires will have the maximum continue in use cut limits embossed on the sidewalls. These limits will be in thirty seconds of an inch and will be used in place of the limits specified in this table. Cuts will be measured from the bottom of the nearest groove.

TIRE TEST PRESSURES : Tire pressures shown are for use in the tire shop for stretch and leakage tests. In cases where the source of air is not high enough to inflate tires to the pressure specified. A lower lost pressure is authorized. Provided it is at lent 80 percent of the listed pressure. Adjustment for aircraft gross weight will be made at the time of installation on aircraft.

NOTE

The most accurate and dependable way to determine groove depth and / or measure cut depth is with a tread depth gage (PSN 5210-357-5957).

Table 8-2 Aircraft Tire Wear Limits (Sheet 1 of 5)

NOTE

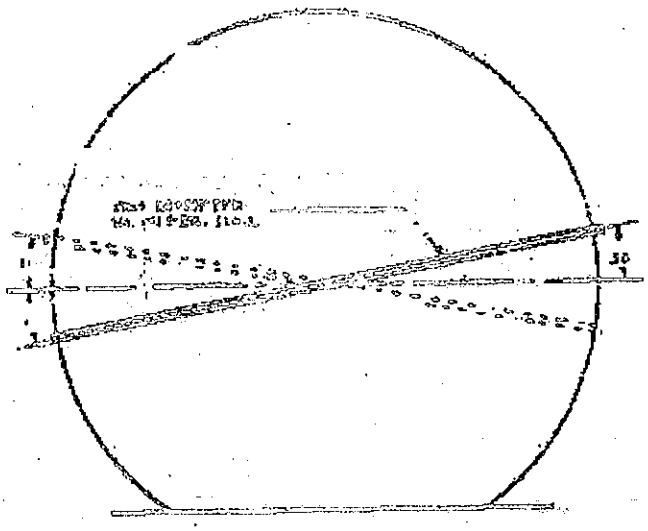
Users that use the removal criteria noted in this table should use B or C code in place of A if tires are not to be returned for retread.

AIRCRAFT	POSTION	SIZE	PR	REMOVAL REFERENCE	MAXIUM CUT LIMIT UNDER 1 INCH LONG	TIRESHOP TEST PRESSURE
A-1	Main	32 x 8.8	16	A	4/32 inch	150 psi
A-1	Tail	12-1/2 x 4-1/2	14	C	4/32 inch	80 psi
A7D	Main	28 x 9.0-14	22	C	6/32 inch	300 psi
A7D	Nose	22 x 5.5	10	C	6/32 inch	100 psi
A7D	Nose	22 x 5.5	12	C	6/32 inch	100 psi
A-37	Main	7.00-8	16	C	7/32 inch	125 psi
A-37	Nose	6.00-6	6	C	3/32 inch	55 psi
B-26	Main	15.50-20	14	A	8/32 inch	90 psi
B-26	Nose	36 inch	12	A	3/32 inch	80 psi
B-47	Main	56 x 16	38	A	9/32 inch	230 psi
B-47	Main	56 x 16	36	A	8/32 inch	230 psi
B-47	Outrigger	25 x 6.6	14	A	4/32 inch	225 psi

TABLE 3-2 ATRCRAFT TIRE WEAR LIMIT (CONTINUED)

AIRCRAFT	POSTION	SIZE	PR	REMOVAL REFERENCE	MAXIUM CUT LIMIT UNDER 1 INCH LONG	TIRESHOP TEST PRESSURE
C – 47	Main	17.00-16	12	A	$\frac{7}{32}inch$	60 psi
C – 47	Tail	9.00-6	10	C	$\frac{3}{32}inch$	60 psi
C-123	Main	17.00-20	22	A	$\frac{9}{32}inch$	95 psi
C-123	Nose	11.00-12	08	A	$\frac{4}{32}inch$	45 psi
C-123	Nose	9.50-16	10	*B	$\frac{6}{32}inch$	65 psi
F-5	Main	22X8.8-11	16	*B	$\frac{2}{32}inch$	230 psi
F-5	Nose	18X6.5-8	12	A	$\frac{2}{32}inch$	180 psi
H-34	Main	11.00-11	8	C	$\frac{5}{32}inch$	45 psi
H-34	Nose	6.00-6	6	C	$\frac{6}{32}inch$	45 psi
H-34	Main	5.00-5	10	C	$\frac{3}{32}inch$	160 psi
H-34	Nose	5.00-5	10	C	$\frac{3}{32}inch$	90 psi
O-1	Main	7.00-6	6	C	$\frac{3}{32}inch$	50 psi
O-1	Tail	8X3.00-4	4	A	$\frac{4}{32}inch$	50 psi
OV-10	Main	29X11.00-10	08	C	$\frac{6}{32}inch$	44 psi
OV-10	Nose	7.00-10	12	C	$\frac{4}{32}inch$	67psi
T-6	Main	27 inch	10	C	$\frac{4}{32}inch$	35 psi
T-6	Tail	121/2x4-1/2	14	A	$\frac{3}{32}inch$	50 psi
T-28	Main	24X7.7	10	C	$\frac{3}{32}inch$	80 psi
T-28&d	Nose	24X7.7	10	A	$\frac{4}{32}inch$	55 psi
T-33	Main	26X6.6	14	C	$\frac{3}{32}inch$	180 psi
T-33	Nose	22X7.25-11.50	08	C	$\frac{3}{32}inch$	80 psi
T-37	Main	20X4.4	10	C	$\frac{3}{32}inch$	115 psi
T-37	Nose	16X4.4	06	C	$\frac{3}{32}inch$	55 psi
T-37	Main	20X4.4	12	C	$\frac{3}{32}inch$	115 psi
U-10	Main	6.50X8	06	C	$\frac{2}{32}inch$	30 psi
U-10	Tail	10.00	08	C	$\frac{3}{32}inch$	45 psi

* If operating in an are where hydroplaning is not a problem, tire may be continued in service until color wear indicator shows or wear reached the cord body at shich time removal is mandatory.



รูปที่ ๑๑ การวัดขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางและเกณฑ์ที่ยอมให้กับล้อคู่

OUTSIDE DIAMETER RANGE	OUTSIDE DIAMETER TOLERANCE
Up to 24	¼
25 to 32	5/16
33 to 40	3/8
41 to 48	7/16
49 to 55	½
56 to 65	9/16
66 inches and up	5/8

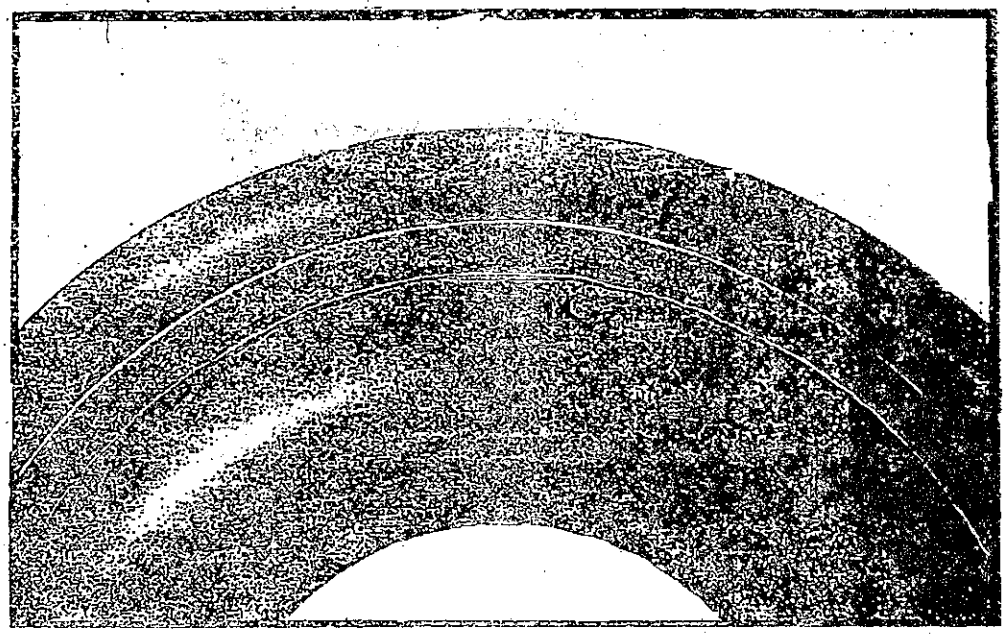
1. Tires to be mounted on the same axle are to be matched with each other within the tolerances shown. The tire, new or used, shall be measured to assure compliance with this requirement, EXAMPLE: Tire A and tire B are mounted on the same axle. Tire B has worn beyond acceptable limits and must be replaced. The outside diameter of the tire A is measured and found to be 20 inches. According to figure 3-1the replacement tire C must measure within 19-3/4 and 20-1-4 inches. If a tire within this range is not available,

tire A shall also be removed and tires A and B will both be replaced with tires which are matched within the tolerances listed above Tire A will be held in the tire shop pending the availability of a tire of equal outside diameter, or may be utilized on an axle which requires only one tire. After a period of time, a small quantity of partially worn tires will be accumulated. Pairing of partially worn tires can be more readily accomplished if the diameters are marked on the tires in storage.

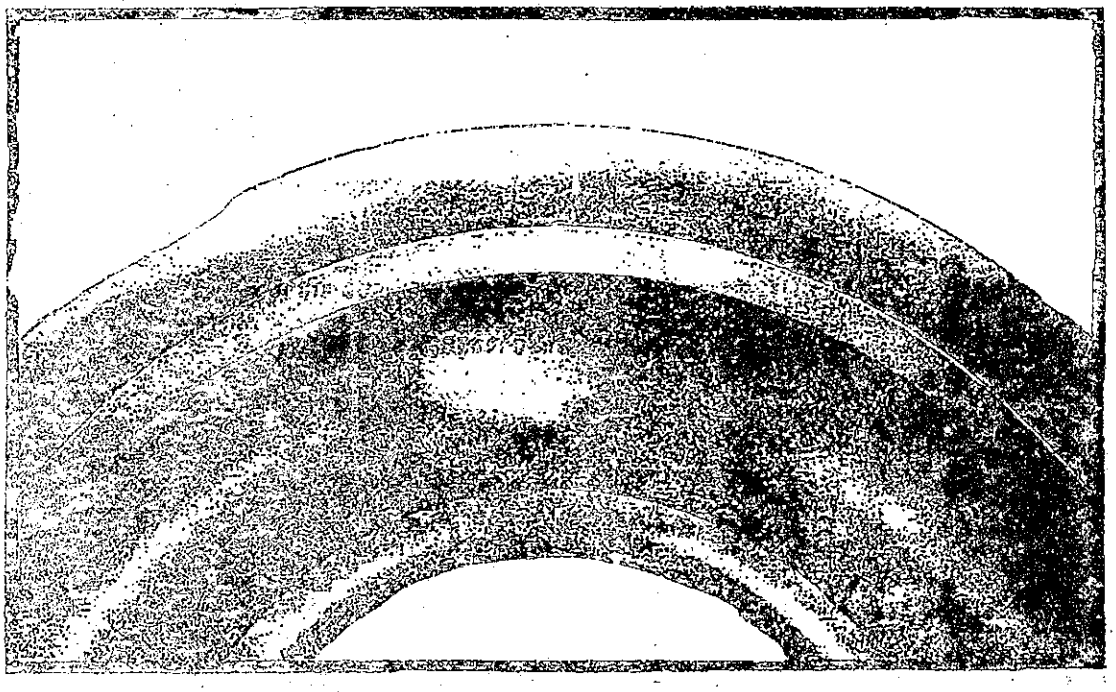
2. Tires to be measured shall be inflated at least 12 hours prior to measurement. The pressures shall be equal to or greater than the minimum pressure required by the aircraft manual or section III of this publication.

3. Use a caliper that will accurately measure the center section of the tire tread (part No. 41491, or equivalent) Measurement shall be taken at three places as shown above. The average of the three shall be used for the tire size. If there is a noticeable flat spot in this section, the aircraft shall be moved sufficiently (or wheel turned) to measure another section of the tire.

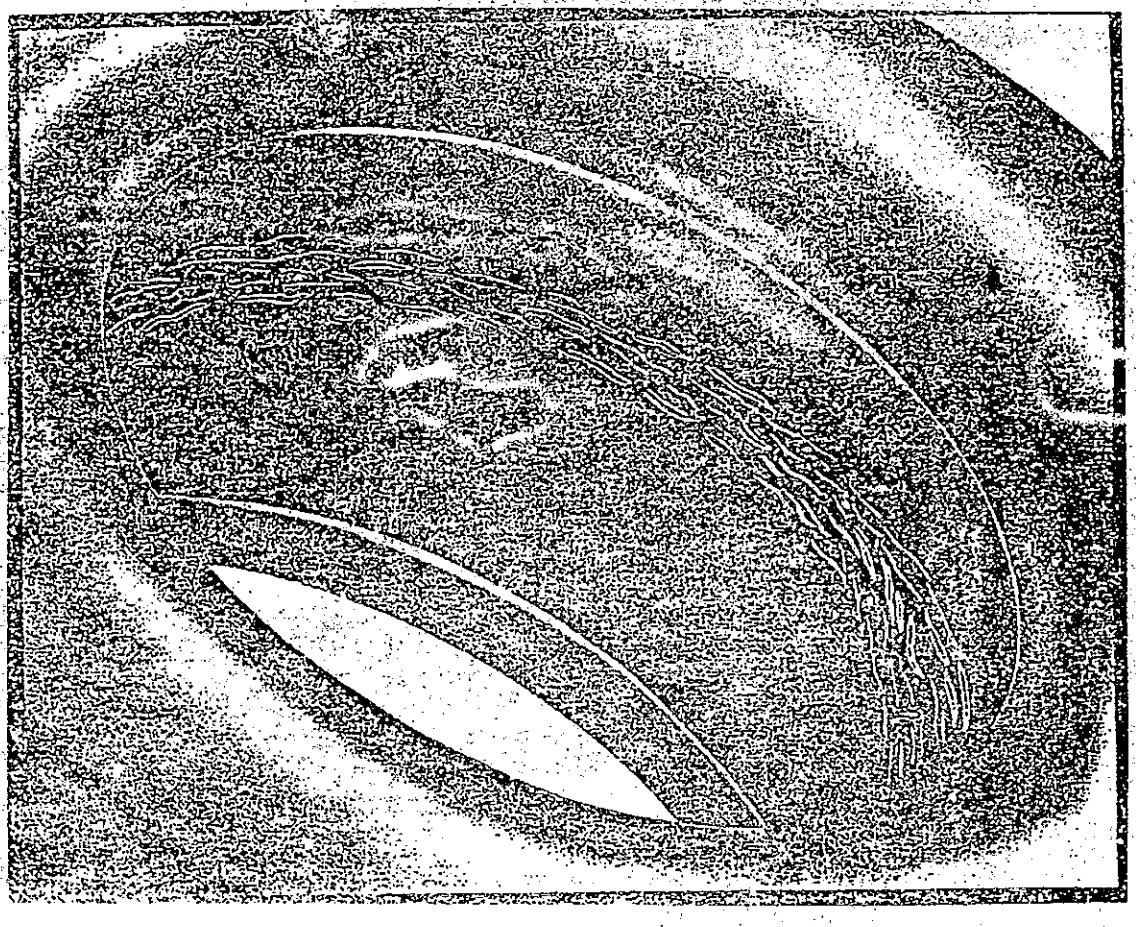
4. Nose tires should be of same tread design when available.



รูปที่ ๑๒ การแตกเป็นทางรอบด้านข้างของยางนอก
สภาพการแตกของยางแบบนี้จะเกิดขึ้นที่ บริเวณด้านข้างยาง โดยปกติ
ชั้นภายในของยางจะไม่แตกหรือชำรุดไปด้วย ยอมให้นำไปใช้งานได้

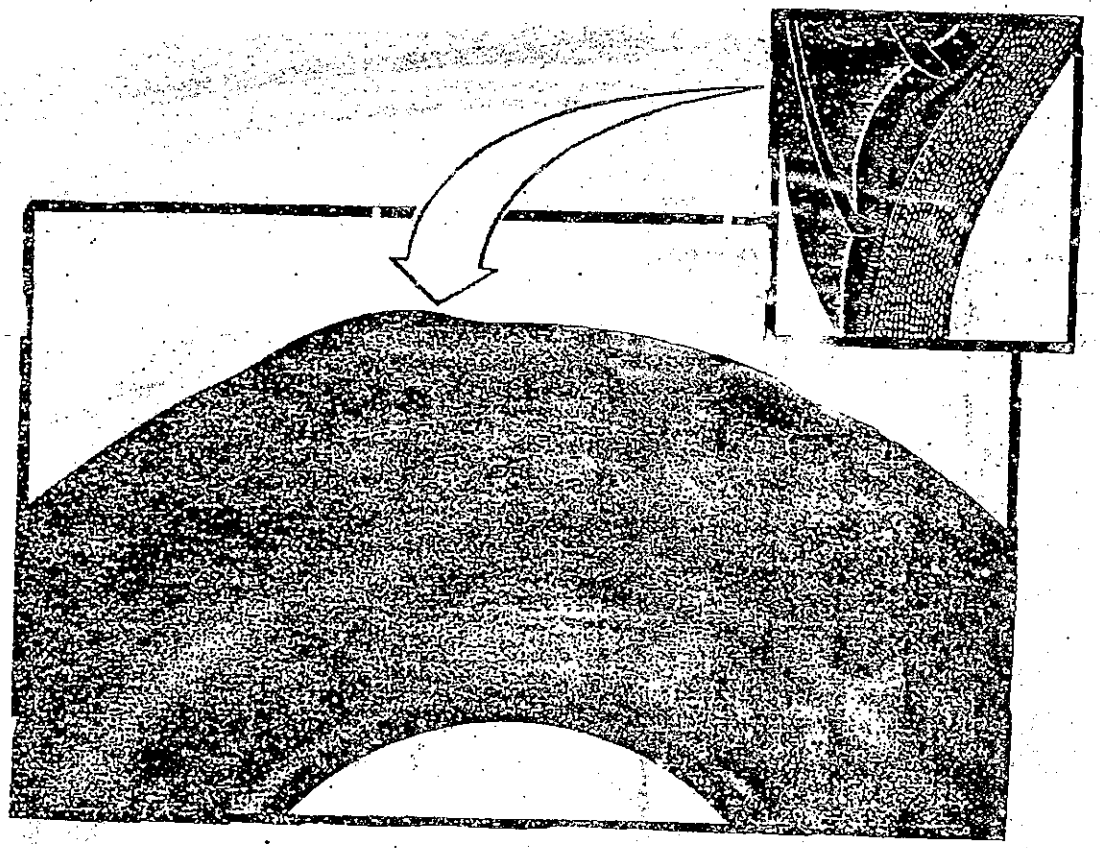


รูปที่ ๑๓ ผิวด้านข้างของยางนอกแยกตัว
ผิวด้านข้างยางโป่งนูน หรือแยกตัวออกขึ้นภายใน
ของยางเกิดจากการเจาะระบายอากาศไม่ถูกต้อง



รูปที่ ๑๔ ภายในของยางนอกแตกเป็นริ้ว
ผิวด้านในบริเวณไหล่ยางของยางนอกแตกลายงา หรือย่น
เดยปกติเกิดจากเติมลมยางล้อต่ำกว่าเกณฑ์

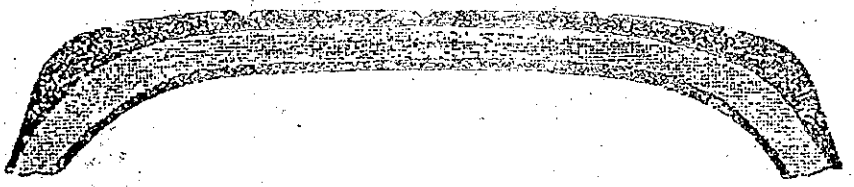
รูปที่ ๑๙ ภายในของยางนอกแตกเป็นริ้ว
ผิวด้านในบริเวณไหล่ยางของยางนอกแตกลายงา หรือย่น
โดยปกติเกิดจากเติมลมยางล้อต่ำกว่าเกณฑ์



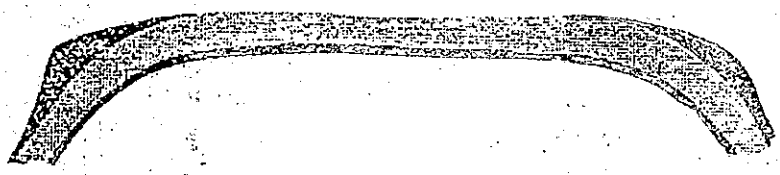
รูปที่ ๑๕ ดอกยางแยกตัว

บริเวณดอกยางนูนหรือเป็นรอยพองเนื่องจากการแยกตัวของชั้นของยาง (ชั้นผ้าใบ) สาเหตุเกิดจากมีสิ่งสกปรกค้นอยู่ในเวลาทำการผลิตยางนอกหรือ ขณะทำการหล่อดอก

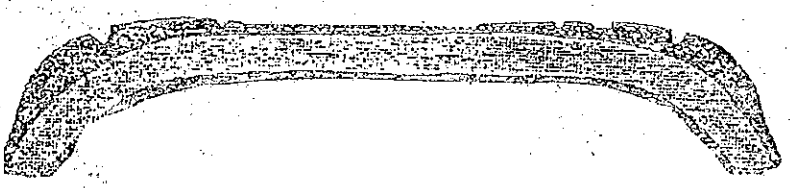
ลภาพการสึกของดอกยาง



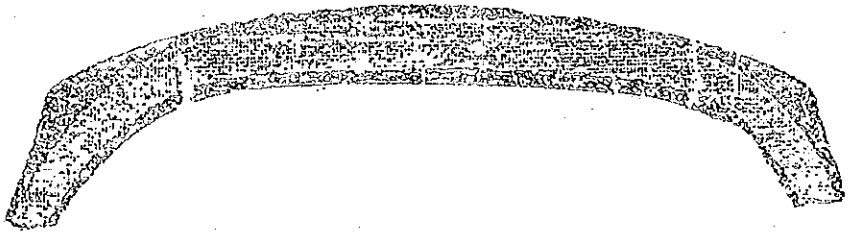
ปกติ



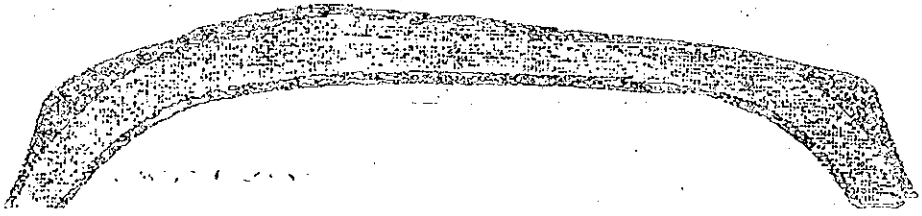
มากเกินไป



เติมลมมากเกินไป



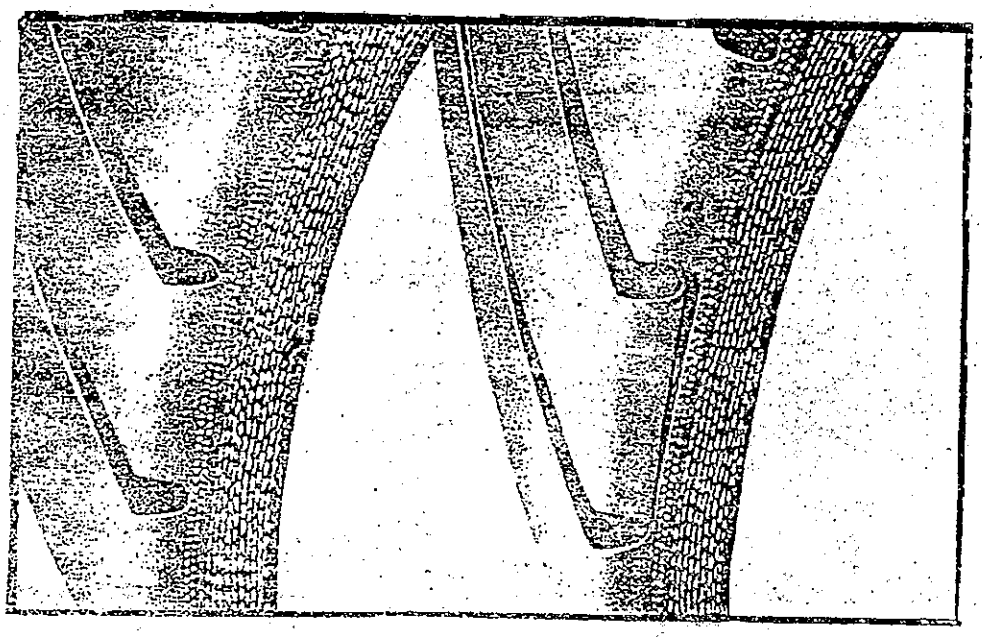
เติมลมน้อยเกินไป



สึกมากด้านเดียวเพราะความเฉของล้อ (TOE IN) หรือล้อไม่ได้ศูนย์

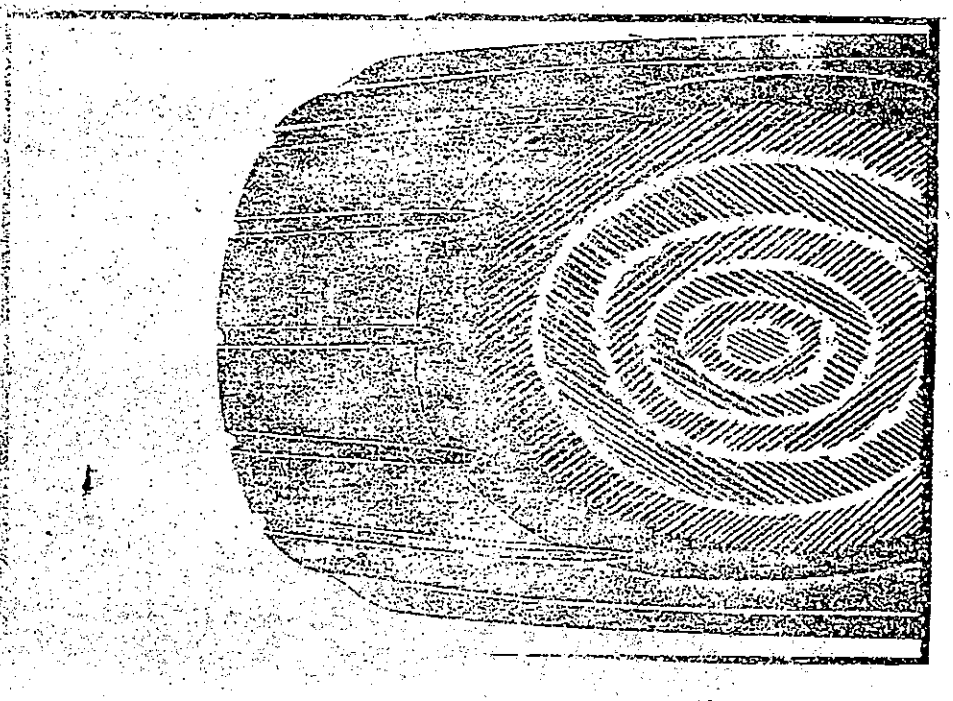
รูปที่ ๑๕ การสึกของยางล้ออากาศยาน

การนำยางที่ลึกตามรูปข้างบนไปใช้งานให้ตรวจกับตาราง TIRE INSPECTION (ON AIRCRAFT) ก่อน



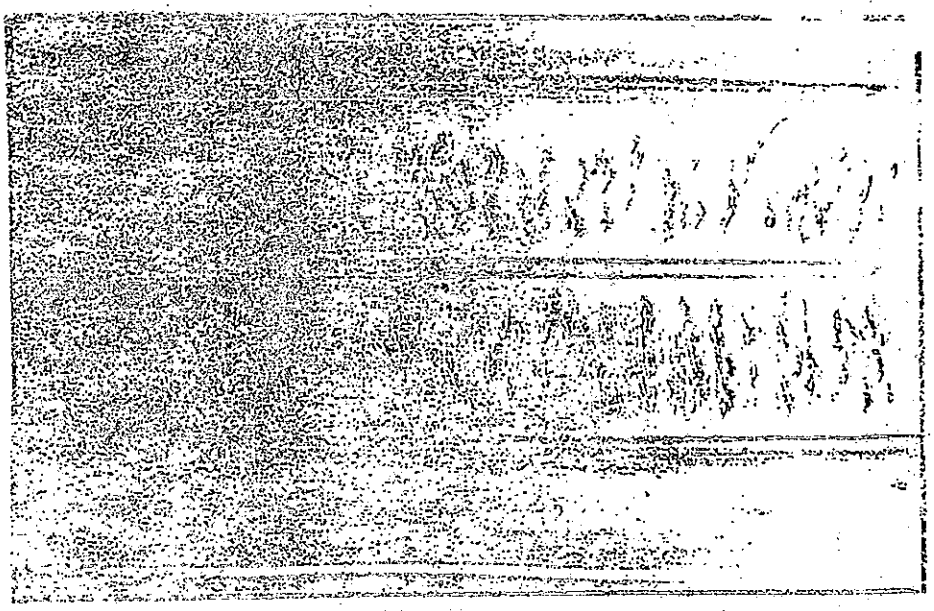
รูปที่ ๑๖ ชั้นผ้าใบปริและดอกยางปริ

ชั้นผ้าใบปริหรือดอกยางแยกตัวจากชั้นผ้าใบ หรือใต้ดอกยางแตกคล้ายถูกเฉือนจากชั้นผ้าใบ สาเหตุเหล่านี้เกิดจาก การเกิดความเค้นสูง เช่น ลง (ขณะลง) ขวางสนาม , เลี้ยวอย่างแรง เป็นต้น



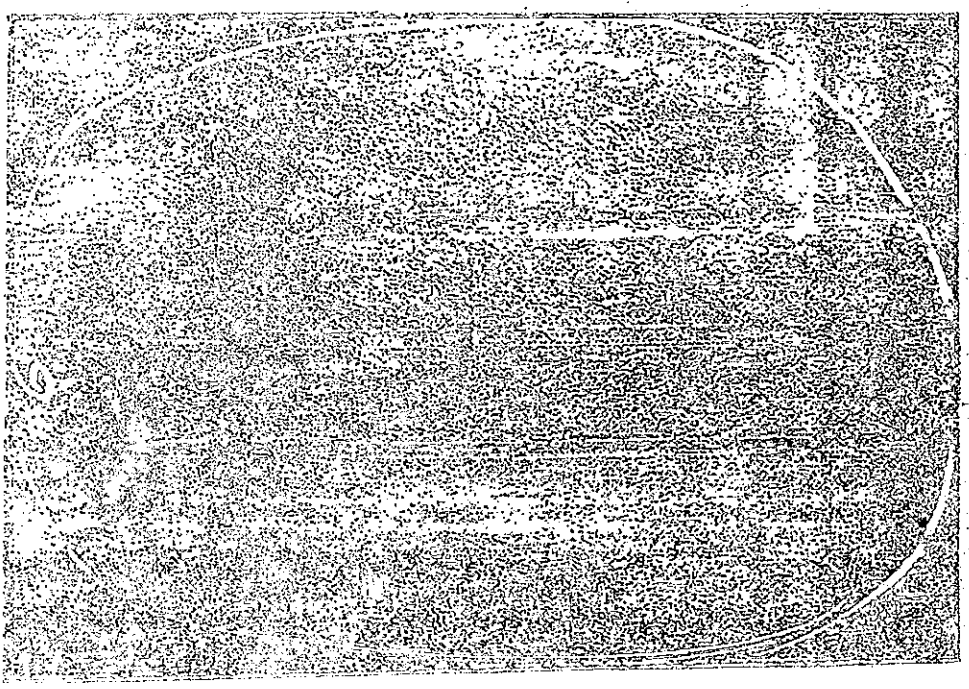
รูปที่ ๑๗ จุดเปลี่ยนที่ดอกยาง

จุดเปลี่ยนรูปไข่ที่ดอกยางซึ่งอาจขยายตัวหรือลึกถึงชั้นผ้าใบหลายชั้น สาเหตุเกิดจาก ระบบห้ามล้อไม่ดี หรือใช้ห้ามล้อไม่ถูกต้อง



รูปที่ ๑๘ รอยเฉือนบนขอบยาง

รอยเฉือนบนขอบยางที่เห็นชัดติด ๆ กันเป็นจำนวนมาก สาเหตุเกิดจากพื้นทางวิ่งไม่ดีหรือเศษวัสดุบนทางวิ่ง การพิจารณานำยางนี้ไปใช้ ให้ดูเกณฑ์เฉือน ว่าลึกมากน้อยเท่าไร ตามตาราง ๓--๒ AIRCRAFT TIRE WEAR LIMITS



บรรณานุกรม

กรมช่างอากาศ คำสั่งกรมช่างอากาศ (เฉพาะเทคนิคที่ 4ย – 1 – 3 เรื่องการปฏิบัติต่อ ยางนอกและยางใน ที่ใช้กับอากาศยาน)

USAFTO 4T – 1 – 3

U.S.AIR FORCE TECHNICAL SCHOOL "AIRCARAFT MAINTENANCE OFFICER COURSE TEXT – BOOK" CHANUTE AIR FORCE BASE, ILLINOIS.